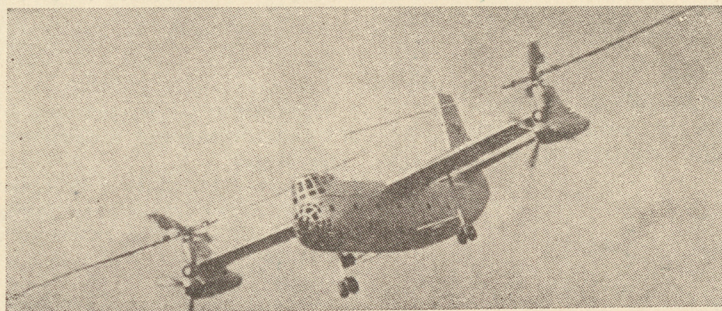


6

TECHNIKA LOTNICZA

**MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH
CZERWIEC 1962**



W tym numerze:

Niektóre osiągnięcia współczesnej radiolokacji

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

(uzupełnienie)

Opracowali: mgr inż. A. Ciszewski i mgr inż. T. Radomski

Część IIa

Stale żarowytrzymałe i żaroodporne

W bieżącym zeszycie podano pierwszą część danych, dotyczących stali żarowytrzymałych i żaroodpornych.

W tabeli 1 podano skład chemiczny, ważniejsze własności fizyczne i ocenę spawalności (D — dobra, DD — dość dobra, TS — trudno spawalna) wraz ze stosowanymi elektrodami dla stali żarowytrzymałych i żaroodpornych typu perlitycznego, martenzytycznego i martenzytyczno-ferrytycznego, produkowanych w Polsce i ZSRR. W niektórych przypadkach — prócz oznaczeń głównych stali radzieckich — w nawiasach podano odpowiednie nazwy hutnicze lub fabryczne, a przy stalach polskich — oznaczenia dawne (sprzed 1953 r.).

W tabeli 2 podano typową postać tych stali, warunki przeróbki plastycznej i typowej obróbki cieplnej, własności mechaniczne w zależności od stanu materiału w temperaturze 20°C i w temperaturach podwyższonych (wytrzymałość czasowa i czasowa granica pełzania), wreszcie przykłady zastosowania wraz z dopuszczalną temperaturą pracy.

Niezależnie od tego, na wykresach 1 do 7 podano własności wytrzymałościowe w podwyższonych temperaturach niektórych stali żarowytrzymałych i żaroodpornych tej grupy.

(dalszy ciąg na III str. okł.)

TREŚĆ

	Str.
Zwiększyć eksport sprzętu lotniczego	161
J. WINIARSKI — Naddźwiękowy samolot treningowy T-38 „Talon”, cz. II	162
J. GRZEGORZEWSKI — Komory spalania lotniczych silników turbinowych, cz. I	165
J. BUĆ, R. ZIELIŃSKI — Metodyka przygotowania programu dla obrabiarek sterowanych numerycznie	171
J. KROSCZYŃSKI — Niektóre osiągnięcia współczesnej radiolokacji	175
Nowości techniczne	182
Z lotnictwa komunikacyjnego	185
Terminologia lotnicza	187
Na półkach księgarskich	189
Kronika	190
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	191
Pomoce Konstruktorskie — A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych (uzupełnienie). Stale żarowytrzymałe i żaroodporne	okł.

CONTENTS

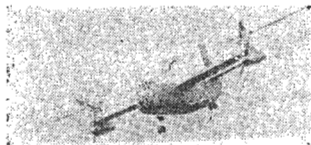
	page
For the increase of aircraft equipment exportation	161
J. WINIARSKI — Supersonic trainer T-38 „Talon”, part II	162
J. GRZEGORZEWSKI — Combustion chambers of aircraft turbine engines, part I	165
J. BUĆ, R. ZIELIŃSKI — Methods of program preparation for numerical controlled machine-tools	171
J. KROSCZYŃSKI — Some recent advances in radar	175
Technical News	182
From Communication Aviation	185
Aviation Terminology	187
On Bookseller's Shelves	189
Aviation Documentation Review	191
Designer's Data Sheets — A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Materials used in aircraft constructions. Heat resisting steels	on cover

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
J. WINIARSKI — Сверхзвуковой тренировщик Т-38 „Talon”, ч. II	161
J. GRZEGORZEWSKI — Камеры сгорания авиационных турбинных двигателей, ч. I	162
J. BUĆ, R. ZIELIŃSKI — Методика приготовления программы для металлорежущих станков с численным управлением	165
J. KROSCZYŃSKI — Некоторые достижения современной радиолокации	171
Технические новости	175
Из области коммуникационной авиации	182
Авиационная терминология	185
На книжных полках	187
Документационный обзор авиации	191
Конструкторские пособия — А. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Материалы применяемые в авиационных конструкциях (продолжение). Жаропрочные и жаростойкие стали	обл.

NASZA OKŁADKA

Radziecki śmigłowiec „Wintokryl”, który ustanowił szereg rekordów światowych.



TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich
Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jarosława Berzyska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Gołędzinowski, mgr inż. Walerian Kordziński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr inż. Wacław Zaremba — redaktorzy działowi

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

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ulica Mickiewicza 18, tel. 33-11-72 i 33-01-11
Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł Prenumerata roczna 144.— zł Półroczna 72.— zł

Konto PKO Wrocław, nr 8-6-13768 „Ruch”.



Zwiększyć eksport sprzętu lotniczego

Problemy, związane z rozwojem polskiego handlu zagranicznego, będące ostatnio przedmiotem narad i uchwał władz partyjnych i rządowych, zostały również poruszone podczas obrad X Plenum KC PZPR. Interesującą oceną sytuacji w handlu zagranicznym był fragment końcowy przemówienia tow. Władysława Gomułki, który streszcza my poniżej.

„Eksport — to podstawowy warunek rozwoju naszego kraju, realizacji naszych planów produkcyjnych i inwestycyjnych. Tempo wzrostu eksportu musi u nas przekraczać, i to wysoko przekraczać, wskaźniki wzrostu produkcji. W przeciwnym razie nasz bieżący plan 5-letni i nasze plany perspektywiczne zostałyby zagrożone. O możliwościach eksportu decyduje postęp techniczny, nowoczesność i wysoka jakość eksportowanej produkcji. Odnosi się to w ogóle do eksportu, a w szczególności do eksportu na rynki kapitalistyczne. Sytuacja na tych rynkach, zwłaszcza jeżeli chodzi o kraje wysoko przemysłowo rozwinięte, przedstawia się dla nas wcale niewesoło przede wszystkim z uwagi na strukturę naszego eksportu. Nasz eksport do krajów wysoko rozwiniętych w roku 1961 prawie że w połowie składa się z artykułów rolno-spożywczych: maszyny, urządzenia i przemysłowe wyroby konsumpcyjne stanowią niespełna 10%. Ten stosunek może stworzyć największe trudności w naszym eksporcie do tych krajów. Sytuacja w świecie układa się bowiem dzisiaj tak, że na dłuższą metę możliwości zbytu naszych produktów pochodzenia rolniczego będą się zmniejszać.

Jeżeli chodzi o nasz import z rozwiniętych gospodarczo krajów kapitalistycznych, to w roku 1961 największą pozycję, bo blisko 50%, stanowiły w nim paliwa, surowce i materiały, zaś maszyny i urządzenia nieco ponad 20%.

W roku tym import maszyn i urządzeń z krajów kapitalistycznych pod względem wartości ośmiokrotnie przewyższał nasz eksport maszyn i urządzeń do tych krajów.

Występuje zatem paląca konieczność podjęcia wszystkich środków zmierzających do szybkiej zmiany struktury naszego eksportu na rynki kapitalistyczne, to jest przede wszystkim stałego zwiększania eksportu maszyn i urządzeń, a także przemysłowych towarów konsumpcyjnych. Wymaga to, rzecz jasna, nowoczesności i wysokiej jakości produkcji. Walka konkurencyjna na rynkach kapitalistycznych będzie bowiem stale przybierać na sile.

Na tym tle ze szczególną wyrazistością występuje znaczenie rynku krajów socjalistycznych dla rozwoju Polski. To, że kraj nasz mógł się rozwinąć i może się nadal szybko rozwijać dzięki przynależności do obozu socjalistycznego, nie jest żadnym frazesem propagandowym, ale głęboką prawdą. Do krajów socjalistycznych musimy więc stale powiększać nasz eksport. Dzięki planowej gospodarce, kraje socjalistyczne mogą zawierać między sobą długoterminowe umowy handlowe, mogą nakreślać długofalowe perspektywy i plany swego rozwoju. Każdy kraj socjalistyczny wie z góry, co będzie eksportował do drugiego kraju nie tylko w danym roku czy w roku następnym, lecz także w ciągu pięciolecia, a po opracowaniu i pełnym uzgodnieniu planów perspektywicznych, planu wzajemnych obrotów handlowych obejmują okres 10- i 20-

-letni. Ścisłe z tym związana jest perspektywa coraz głębszego podziału pracy i specjalizacji produkcji. Jest to niezmiernie ważny warunek szybkiego rozwoju zarówno naszego kraju, jak i całej wspólnoty krajów socjalistycznych.

Tak więc zrozumienie przez wszystkich znaczenia eksportu dla rozwoju naszego kraju, a więc i dla bytu narodu, stawia ten problem, a więc i postęp techniczny, jako pierwszoplanowe zadanie. Bez postępu technicznego, bez nowoczesności produkcji nie ma bowiem eksportu”.

Ten apel, zwrócony do wszystkich w całej rozciągłości, dotyczy także produkujących i sprzedających wyroby przemysłu lotniczego. Wyroby te bowiem mają wszystkie cechy klasyfikujące je w pierwszym rzędzie do eksportu. Są to wyroby z założenia lekkie, nie wymagające stosunkowo dużo materiału (często importowanego), natomiast bardzo pracochłonne ze względu na wysokie wymagania stawiane ich osiągom, dokładności wykonania i niezawodności działania. Sprzedaje się w nich przede wszystkim pracę ludzką: Polskie wyroby lotnicze cieszyły się i cieszą dalej bardzo dobrą opinią u odbiorców zagranicznych, toteż dalsze zwiększenie ich eksportu zarówno do krajów obozu socjalistycznego, jak i do krajów kapitalistycznych nie powinno stanowić większych trudności.

Należy tylko wzmocnić opiekę nad przygotowaniem wyrobów przeznaczonych na eksport nie tylko ze strony kierownictwa przemysłu i central handlu zagranicznego, lecz także ze strony kierownictwa i aktywu inżynieryjno-technicznego samych zakładów produkcyjnych.

Cały szereg uchwał powziętych ostatnio przez rząd usuwa trudności, na jakie natrafiała produkcja eksportowa i stwarza specjalnie dogodne warunki dla jej rozwoju.

Niezależnie od samego zagadnienia wyprodukowania potrzebnej ilości sprzętu lotniczego o wysokiej jakości i we właściwym terminie, należy jak najszybciej zapewnić jak najlepszą i najpełniejszą obsługę odbiorcy zagranicznego. Niedociągnięcia w tym zakresie odbijają się bardzo niekorzystnie na rozwoju eksportu, zwłaszcza do krajów kapitalistycznych. Konieczne jest opracowanie, a następnie stała aktualizacja pełnej dokumentacji ofertowej i użytkowej, przy pełnym rozeznaniu przepisów obowiązujących w kraju odbiorcy. Konieczne jest rozeznanie jak produkowany przez nas sprzęt spełnia warunki techniczne, obowiązujące w krajach kapitalistycznych. Wreszcie konieczne jest stałe rozeznanie, w jakim kierunku idą zainteresowania odbiorców zagranicznych, aby przez opracowanie nowego sprzętu, względnie przez modernizację produkowanego, pozostać stale atrakcyjnym dostawcą. Tutaj bardzo poważna funkcja przekazywania słusznych wniosków producentom przypada przedstawicielom zagranicznym naszego handlu oraz przedstawicielom technicznym, delegowanym na zagraniczne pokazy i wystawy lotnicze.

Tak zrozumiana, ścisła współpraca przedstawicieli central handlowych z kierownictwem biur konstrukcyjnych, przy poparciu całego aktywu inżynieryjno-technicznego zakładów, pozwoli na pewno w bardzo krótkim czasie zwiększyć wydatnie eksport produkcji lotniczej i przysporzyć naszemu Państwu wiele cennych dewiz.

Naddźwiękowy samolot treningowy T-38 „Talon”

Cz. II

W zeszycie 5/62 podano wymagania eksploatacyjne, charakterystykę techniczną i aerodynamiczną naddźwiękowego samolotu treningowego T-38 „Talon”. Obecnie podano dalsze ciekawe szczegóły konstrukcji samolotu i jego wyposażenia.

Konstrukcja płatowca

Skrzydło jest całkowicie metalowe, konstrukcji skorupowej, z szerokim zastosowaniem konstrukcji przekładkowych (ulownic). Krawędź natarcia oraz końce skrzydła są odejmowane (podział technologiczny). Na krawędzi spływu znajdują się szczelinowe klapy, wychylane do 44° oraz lotki. Zarówno w konstrukcji klap, jak i lotek zastosowano wypełniacz ulowy. Długi kadłub, również całkowicie metalowy, zawiera w przedniej części ciśnieniową kabinę załogi z miejscami w tandem, dalej zbiorniki paliwa i w oddzielnej tylnej części kadłuba obydwa silniki umieszczone obok siebie. Silniki są zawieszane na środkowej części kadłuba, tak że po oddzieleniu tylnej części, wraz z usterzeniem poziomym, uzyskuje się bardzo łatwy dostęp do silników. Mała długość silników umożliwiła zastosowanie skośnej linii podziału, przebiegającej bardzo blisko usterzenia poziomego, przez co połączenie to przenosi tylko siły od usterzenia poziomego, podczas gdy całe obciążenie od usterzenia kierunku przez połączenie bezpośrednio nie przechodzi. Usterzenie poziome zbudowane jako płytowe składa się z pokrycia ze stosunkowo grubej blachy usztywnionej wypełniaczem ulowym oraz stalowego dźwigara ułożonego w kadłubie, który stanowi jednocześnie oś



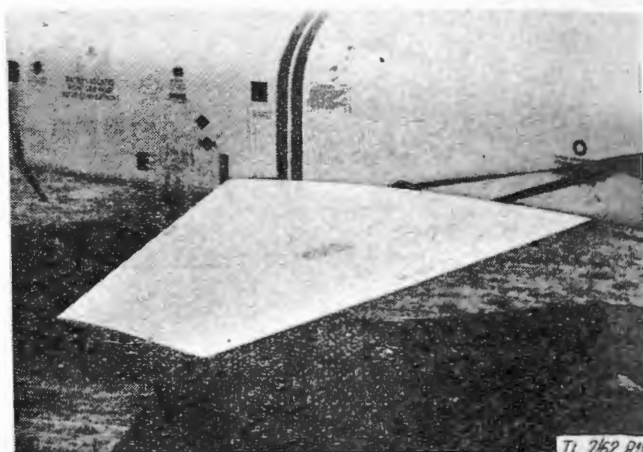
Rys. 10. Skrzydło — widoczna lotka w połowie rozpiętości

obrotu. Statecznik pionowy konstrukcji półskorupowej posiada jeden dźwigar stanowiący jednocześnie zamknięcie jednopłótnego kesonu. Ster kierunku zajmuje tylko dolną część (około 1/2 wysokości) statecznika; konstrukcja steru — całkowicie metalowa z wypełniaczem ulowym.

Podwozie trójkołowe z kołem przednim składa się z dwóch kół głównych, wysokociśnieniowych, umieszczonych na prostych amortyzatorach olejowo-powietrznych oraz koła przedniego, również na prostym amortyzatorze olejowo-powietrznym. Koła główne składają się do wewnątrz, przy czym golenie wchodzi w skrzydło, a koło pozostaje w dolnej części kadłuba; taka konstrukcja pozwala na zachowanie dużej sztywności skrętnej przykadłubowej części skrzydła ze względu na mały wykrój, potrzebny do schowania podwozia. Koło przednie składa się do przodu, w przednią część kadłuba. Koło przednie jest sterowane. Wszystkie elementy podwozia wyglądają bardzo delikatnie, co nasuwa wniosek, że do jego konstrukcji zastosowano materiały o wyjątkowo wysokiej wytrzymałości. Ponadto wydaje się, że podwozie nie jest przewidziane do użytkowania na lotniskach bez twardej nawierzchni (małe wymiary opon i duże ciśnienia).

Układ sterowania

Napęd wszystkich sterów jest hydrauliczny, w układzie bez sprzężenia zwrotnego. Układ sterowania zasilony jest z obwodu ogólnego oraz ze specjalnego obwodu sterowania.



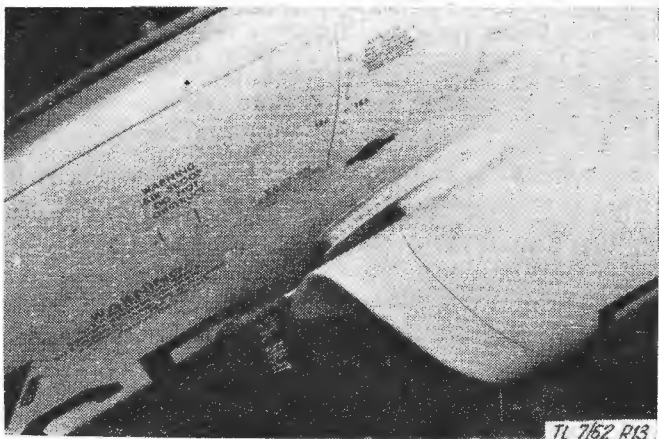
Rys. 11. Płytowe usterzenie poziome

Gdy nastąpi uszkodzenie jednego z tych układów, drugi może dostarczyć wystarczającą ilość energii. W przypadku uszkodzenia obydwu silników, energia dostarczona przez którykolwiek z nich przy jego ruchu, wywołanym przez strumień przepływającego powietrza, wystarcza do uruchomienia podstawowego układu sterowania w stopniu pozwalającym na lot prosty, zejście i lądowanie. Organa sterowania w obydwu kabinach, składające się z drążka sterowego i pedałów, połączone są ze sobą mechanicznie i uruchamiają poprzez układ popychaczy i linek rozdzielaczy hydraulicznych, sterujące wciągnikami powierzchni sterowych. Ciśnienie robocze wynosi 220 atn. System symulatorów sił zapewnia prawidłową charakterystykę sił na organach sterowania względem obciążeń i przesunięć. Wy-



Rys. 12. Przód kadłuba

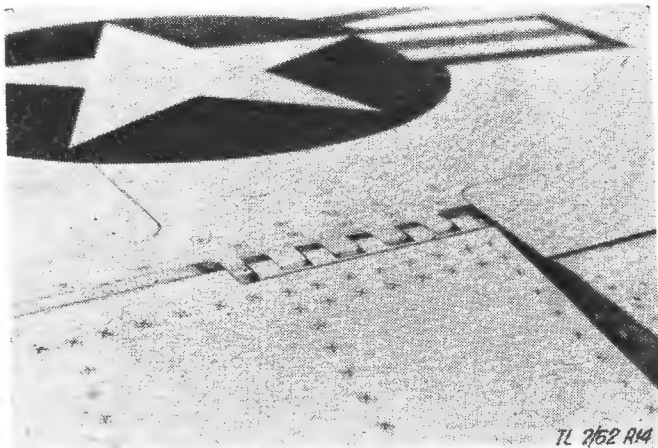
ważenie steru wysokości i lotki może być wykonane z obydwu kabin; w przypadku gdy uczeń i instruktor podadzą przeciwne sygnały, wyważenie nie zmieni się. Wyważenie kierunkowe może być przeprowadzone tylko z przedniej kabiny. Przełożenie pomiędzy drążkiem i pe-



Rys. 13. Chwyt powietrza. Zaokrąglone brzozy wlotu przy liczbach M mniejszych niż 1,5 nie wywołują jeszcze istotnych strat z powodu istnienia fali uderzeniowej. Widoczna także szczelina odprowadzająca warstwę przyścienną kadłuba

dałem a lotką i sterem kierunku zmienia się w zależności od położenia podwozia. Automataczne sprzężenie prawej lotki i steru kierunku działa przy prędkościach (przryadkowych) większych od 690 km/h.

W obwodzie sterowania sterami wysokości i kierunku znajduje się układ tłumiący krótkookresowe wahania podłużne i kierunkowe. Układ ten składa się z giroskopu o dwóch stopniach swobody, elektronowego przelicznika, który daje odpowiednie impulsy od rozdzielaczy wciągników uruchamiających odpowiednie stery oraz potencjometrów na tychże wciągnikach, które dają sprzężenie zwrotne do przelicznika.



Rys. 14. Zawieszenie lotki

Hamulce aerodynamiczne mogą być wychylane i blokowane w położeniach $0-50^\circ$ i są uruchamiane hydraulicznie; sterowane są z obydwu kabin. Kłapy sterowane są również z obydwu kabin, mogą one być wychylone i blokowane w każdym położeniu w zakresie $0-44^\circ$. Uruchamianie kłap — poprzez dwa silniczki elektryczne, połączone wałem giętkim; w razie uszkodzenia jednego z nich, pozostały może wychylić obydwie kłapy. Położenie kłap sygnalizowane jest w kabinie przez odpowiedni wskaźnik.

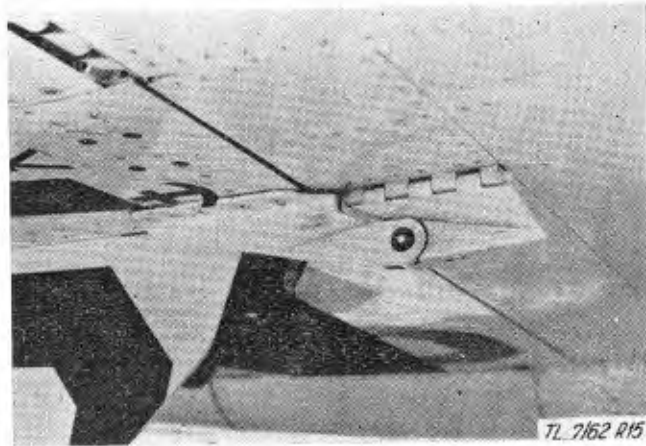
Instalacje paliwowe

Dwa zbiorniki o łącznej pojemności 2270 l znajdują się tylko w środkowej części kadłuba. Każdy zbiornik składa się z wzajemnie połączonych komór z tkaniny nylonowej, impregnowanej gumą. Każdy zbiornik obsługuje w zasadzie jeden silnik poprzez oddzielną instalację, można jednak łączyć dowolny zbiornik z dowolnym silnikiem, za pomocą zaworu rozdzielczego. Każdy zbiornik posiada pojemnościowy wskaźnik paliwa. Zbiorniki mogą być napełnione przez zwykły wlew paliwa, znajdujący się na wierzchu kadłuba, lub też przez wlew do zasilania pod ciśnieniem, znajdujący się na spodzie kadłuba. Paliwo przed dojściem do silników przepływa przez szczelinowy filtr. W razie za-

tkania filtru otwiera się automatycznie zawór bocznikowy, co jest sygnalizowane zapaleniem lampki w kabinie pilota (konieczność przeglądu filtru po locie). Paliwo jest podawane do silnika przez elektryczną pompę zasilającą; w razie jej uszkodzenia otwiera się automatycznie zawór kierujący paliwo bezpośrednio do pompy silnikowej. Instalacja paliwowa może pracować przy następujących położeniach samolotu: nurkowanie i wznoszenie pod kątem 90° , ślizgi 25° oraz w ograniczonym zakresie lot odwrócony. Wszystkie krany paliwowe umieszczone są w przedniej kabinie; wskaźniki położenia kranów — także w tylnej kabinie. Wskaźniki paliwomierza i sygnalizacja alarmowa są w obydwu kabinach.

Instalacja hydrauliczna

Instalacja hydrauliczna składa się z dwóch niezależnych układów: układu ogólnego i układu sterowania.



Rys. 15. Zawieszenie kłapy

Układ sterowania zasilany jest przez pompę prawego silnika, a układ ogólny — przez pompę lewego silnika. Ciśnienie w obydwu układach wynosi 220 atn. W razie uszkodzenia jednego z układów, pozostały zapewnia wystarczające zasilanie wszystkich urządzeń. Układ ogólny zasila uruchamianie podwozia, sterowanie przedniego koła, hamulce aerodynamiczne, tłumiki wahań oraz dodatkowo stery i lotki. Układ sterowania zasila wyłącznie stery i lotki. Obydwa układy mogą być zasilane w stopniu pozwalającym na lot ślizgowy i bezpieczne lądowanie nawet w przypadku, gdy obydwie silniki są uszkodzone i obracają się tylko pod wpływem przepływu powietrza.

Chowanie i otwieranie podwozia może odbywać się z obydwu kabin; również w obydwu kabinach znajdują się lampki sygnalizujące położenie podwozia. W przypadku, gdy podwozie nie otworzyło się całkowicie, zapala się czerwona lampka na dźwigni podwozia w obydwu kabinach, a w słuchawkach słychać przerywany ton ostrzegający. Awaryjne otwieranie podwozia odbywa się tylko z przedniej kabiny przez otwarcie zamków; podwozie otwiera się pod własnym ciężarem i pod działaniem przepływu powietrza.

Koło przednie jest sterowane ruchami pedałów. Każdy z pilotów może włączyć sterowanie przedniego koła naciśnięciem odpowiedniego przycisku tylko wtedy, gdy koło przednie jest obciążone. Wciągnik sterujący przednim kołem, gdy nie jest włączony w obwód sterowania za pośrednictwem pedałów, działa jako tłumik shimmy. Hamowanie kół jest hydrauliczne; hamulce typu wielotarczowego.

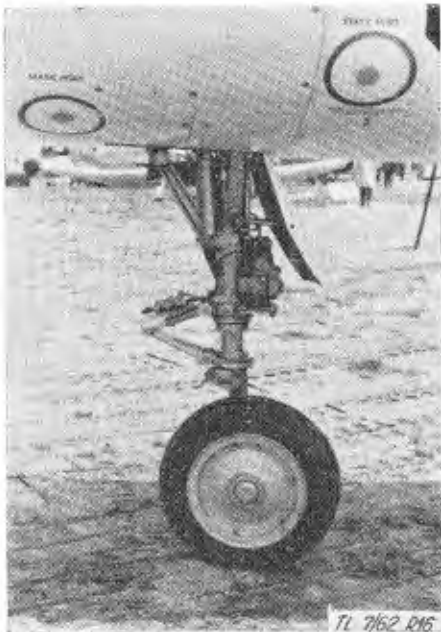
Instalacja elektryczna

Energia elektryczna dostarczana jest przez dwie niezależne prądnice prądu zmiennego 115/200 V, 6400—9600 obrotów/min. Podczas normalnej pracy każda z prądnic dostarcza połowę potrzebnej energii. W razie uszkodzenia jednej, pozostała przejmuje automatycznie całość obciążenia. Prąd stały o napięciu 28 V otrzymuje się z przetwornicy dołączonej do obwodu prądu zmiennego. Akumulator niklowo-kadmowy (24 V, 5 amperogodzin) zasilą zapłon silników, pomocnicze oświetlenie tablic przyrządów pokładowych,

łącność wewnętrzną, krany paliwa oraz zakrętomiernik i chyłomierz poprzeczny. Do zasilania przy obsłudze na ziemi służą odpowiednie gniazda wtykowe.

Instalacje radiowa i elektroniczna

Instalacja ta składa się z następujących zespołów: radiostacja AN/ARC-34X zapewnia foniczną łączność obustron-



Rys. 16. Podwozie przednie

ną na małe odległości. Radiostacja może pracować w zakresie 225—400 megacykli na 1750 częstotliwościach ustawianych ręcznie. Oprócz tego można włączać 20 z góry ustawionych częstości za pomocą przycisków.

System nawigacji taktycznej (Tacan)

Za pomocą radiostacji nawigacyjnej AN/ARN-65 otrzymuje się wzrokowe wskazanie kursu i odległości od wy-



Rys. 17. Podwozie główne

branej stacji naziemnej. Radiostacja ta pracuje w zakresie 902—1213 megacykli; rozporządzalna liczba kanałów — 126.

Identyfikacja — radiostacja AN/APX-46 — nadaje kodowane odpowiedzi na sygnały z ziemi.

System lądowania bez widoczności (ILS), typ AN/ARN-58, wskazuje odchylenia poprzeczne i podłużne od toru podejścia oraz moment mijania radiolatarni.

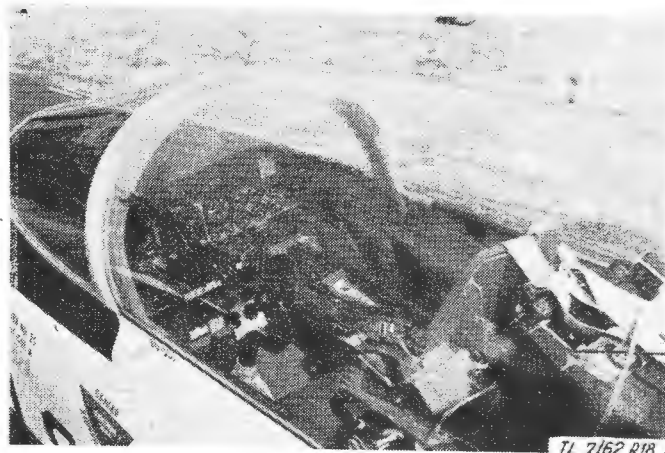
Telefon pokładowy — urządzenie AN/AIC-18 — zapewnia łączność pomiędzy obydwojma członkami załogi oraz pomiędzy załogą a obsługą naziemną. Urządzenie posiada tranzystorowe wzmacniacze częstotliwości akustycznej. Obsługa telefonu nie wymaga przełączania na „nadawanie”, czynność ta odbywa się automatycznie.

Klimatyzacja

Instalacja klimatyzacji utrzymuje stałe ciśnienie na wysokości od 3800 m do 9450 m; powyżej utrzymuje się stałą różnicę ciśnienia wynoszącą 0,35 kG/cm². Zużyte powietrze z kabiny użyte jest do chłodzenia wyposażenia elektronicznego w przodzie kadłuba. Oprócz tego klimatyzacja obejmuje odlodzenie wiatrochronu gorącym powietrzem oraz odwilżanie powietrza.

W instalacji tlenowej płynny znajduje się w butli o pojemności 10 l, która połączona jest z odparownikiem. Regulatory ciśnienia znajdują się w obydwu kabinach. Na małych wysokościach podawana jest mieszanina powietrza i tlenu, na większych procent powietrza zmniejsza się; powyżej 11 000 m podaje się czysty tlen. Zapas tlenu wystarcza na 3—4,5 godziny.

Z innych szczegółów konstrukcyjnych warto wspomnieć o rozwiązaniu osłon (limuzyny) kabiny załogi. Osłona kabiny jest trzyczęściowa, to jest składa się z wiatrochronu



Rys. 18. Przednia kabina

oraz osłon przedniej i tylnej kabiny. Wiatrochron może być odchylany do przodu dla zapewnienia dostępu do wyposażenia przed przednią tablicą przyrządów. Osłony kabiny wyważone są tak, że do zamykania i otwierania wystarczy siła ręki (nie potrzeba wciągników hydraulicznych). Odrzucanie awaryjne osłon kabin może być przeprowadzone z obydwu miejsc załogi, a także z zewnątrz. Pomiędzy przednią i tylną kabiną znajduje się szyba zabezpieczająca tylnego pilota (instruktora) przed podmuchem w wypadku, gdy przedni pilot odstrzeli się (istnieje możliwość wylądowania). Niedomknięcie jednej z osłon sygnalizowane jest czerwoną lampką w każdej kabine. Ciekawe jest także zastosowanie tak zwanego „Master Caution Light System”, to jest urządzenia sygnalizującego uszkodzenie, ewentualnie niewłączenie kilku podstawowych instalacji samolotu jak: prądnice, instalacja hydrauliczna, instalacja paliwowa, odlodzenie silników, instalacja tlenowa, sprzężenie steru kierunku-lotka, transformator-prostownik.

Samolot T-38 „Talon” znajduje się obecnie w produkcji seryjnej. Dotychczasowe zamówienia przewidyują wykonanie w przyszłym roku 740 samolotów tylko przez firmę Northrop. Oprócz tego szereg państw europejskich, członków NATO, przejawia duże zainteresowanie tym samolotem i należy się liczyć z dalszym wzrostem zamówień. W dotychczasowej wersji samolotu żadne uzbrojenie nie jest przewidziane, wydaje się jednak, że zabudowanie uzbrojenia rakietowego i działek do celów szkoleniowych nie powinno nastrożać większych trudności.

Komory spalania lotniczych silników turbinowych

Część I

W artykule omówiono wymagania stawiane komorom spalania silników turbinowych oraz zachodzące w nich procesy spalania. Podano podstawowe parametry, charakteryzujące komorę pod względem gazotermodynamicznym.

Komora spalania jest jednym z podstawowych zespołów lotniczego silnika turbinowego. Zadaniem jej jest podgrzanie powietrza sprężonego w sprężarce do określonej temperatury. Podgrzanie gazu jest jedynym sposobem znacznego zwiększenia jego objętości właściwej. Temperatura gazów, powstałych w wyniku spalania paliwa w powietrzu, jest ograniczona wytrzymałością łopatek turbiny. W związku z tym do strefy spalania doprowadza się tylko część powietrza ze sprężarki, pozostała natomiast spełnia rolę czynnika chłodzącego. Takie ograniczenie temperatury jest cechą charakterystyczną komór spalania silników turbinowych, zarówno lotniczych, jak przemysłowych i trakcyjnych, odróżniającą je od innych urządzeń, w których w czasie pracy zachodzą procesy spalania.

Złożoność procesów zachodzących w komorze spalania wymaga spełnienia szeregu warunków przy jej konstruowaniu. Podstawowe spośród nich są następujące:

1. Stateczne spalanie w szerokim zakresie prędkości i współczynnika nadmiaru powietrza, zapewniające dobrą pracę silnika zarówno przy stałej prędkości obrotowej, jak i przy gwałtownej jej zmianie oraz na różnych wysokościach lotu.

2. Możliwie małe wymiary (objętość) komory. Jest to szczególnie ważny warunek ze względu na zmniejszenie ciężaru i wymiarów silnika, ponieważ bardzo często gabaryty silnika określa komora spalania. Zmniejszenie wymiarów komory uzyskuje się na drodze wzmocnienia procesów spalania, a więc zwiększenia obciążenia cieplnego. Obciążenie cieplne komór spalania określa się prostym wzorem:

$$q = \frac{\eta \cdot G_p W}{V p_{c1}} \quad [\text{kcal/m}^3 \cdot \text{h} \cdot \text{ata}] \quad [1]$$

W komorach spalania lotniczych silników turbinowych obciążenie cieplne osiąga bardzo wysokie wartości (25—50) 10⁶ kcal/m³ · h · ata, nieosiągalne na razie dla innych komór spalania lub palenisk.

3. Wysoki współczynnik wydzielania ciepła η określający, jaka ilość ciepła doprowadzonego do komory z paliwem zostają zamieniona na energię kinetyczną gazów.

Współczynnik ten charakteryzuje komorę pod względem ekonomiczności, ponieważ wpływa on na zużycie paliwa. Maksymalna wartość tego współczynnika dla współczesnych komór wynosi 0,97—0,98, dla dopalaczy i komór silników strumieniowych 0,85—0,95. Im wyższy jest współczynnik, tym lepiej przebiegają procesy spalania w komorze i tym krótszy jest płomień, nie zagrażający bezpośrednio łopatom turbiny.

4. Minimalne straty hydrauliczne, powodujące zmniejszenie ciśnienia w komorze i w następstwie tego zmniejszenie pracy, którą może wykonać gaz.

5. Na wyjściu z komory powinien istnieć odpowiedni rozkład temperatury, ważny ze względu na wytrzymałość łopatek turbiny.

6. Bezwarunkowa pewność rozruchu komory (zapłon) na ziemi i w dowolnych warunkach lotu.

7. Odporność komory na działanie wysokich temperatur, ciśnień, obciążeń mechanicznych i drgań.

8. Łatwy i bezpieczny dostęp do komory i jej poszczególnych elementów, prostota montażu i demontażu.

9. Małe ilości nagaru, tworzące się na ściankach komory, które może być przyczyną miejscowego przegrzania ścianek i mechanicznego niszczenia łopatek turbiny.

10. Odpowiednia „żywność” komory, czyli jej okres międzynaprawczy. W przypadku komór spalania współczesnych silników odrzutowych waha się on od kilkuset do kilku tysięcy godzin.

Do wymienionych wymagań można dołączyć jeszcze dodatkowo: mały koszt materiałów, łatwa obróbka, technologiczność konstrukcji itd. Komory spalania nowoczesnych silników turbinowych w większości spełniają stawiane im warunki. Aby zrozumieć konieczność spełnienia przynajmniej większości przedstawionych wymagań, należy omówić procesy zachodzące w komorze w czasie spalania.

Wykaz oznaczeń

Oznaczenia podstawowe

C_p [kcal/kg°]	— średnie ciepło właściwe przy $p = \text{const}$
E_u	— liczba Eulera
G [kg/sek]	— wydatek powietrza
G_p [kg/sek]	— wydatek paliwa
G_g [kg/sek]	— wydatek gazów
k	— wykładnik izentropy
l [kg/kg]	— ciężar powietrza potrzebnego do stechiometrycznego spalania 1 kg paliwa
Ma	— liczba Macha
p [kg/cm ²]	— ciśnienie
q [kcal/m ² · h · ata]	— obciążenie cieplne
Re	— liczba Reynoldsa
T [°K]	— temperatura absolutna
t [°C]	— temperatura
W [kcal/kg]	— dolna wartość opałowa paliwa
w [m/sek]	— prędkość
V [m ³]	— objętość
α	— współczynnik nadmiaru powietrza
γ [kg/m ³]	— ciężar właściwy
η	— współczynnik wydzielania ciepła
σ	— współczynnik strat ciśnienia całkowitego
ξ	— współczynnik strat hydraulicznych
τ	— czas

Oznaczenia pomocnicze

c	— parametr całkowity
m	— parametr miejscowy (lokalny)
1,2	— numeracja przekrojów
max	— wartość maksymalna
min	— wartość minimalna.

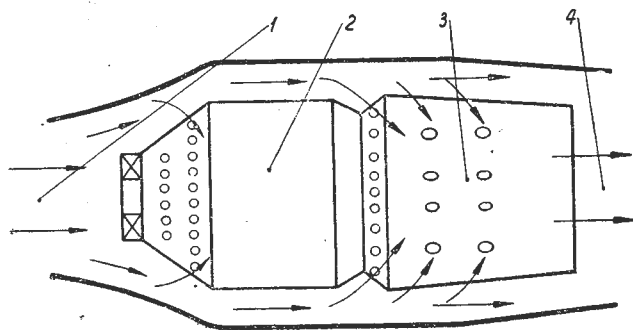
Procesy zachodzące w komorze spalania

Procesy spalania. W komorze silnika turbinowego następuje zamiana energii chemicznej paliwa na energię kinetyczną gazów. Zamiana taka odbywa się dzięki procesom spalania. Zazwyczaj spalaniem nazywa się szybką reakcję chemiczną jakiegokolwiek substancji z tlenem, której towarzyszy wydzielenie znacznej ilości ciepła i promieniowanie świetlne. Spalanie może odbywać się w różnych warunkach hydrodynamicznych: w osrodku nieruchomym, w przepływie laminarnym (spalanie laminarne) lub w przepływie turbulentnym (spalanie turbulentne). Pierwszym rodzajem spalania jest w przybliżeniu spalanie w cylindrze silnika tłokowego; drugim — płomień świecy, trzecim — spalanie w komorze silnika turbinowego.

Spalanie paliw w stanie gazowym może odbywać się dwojako: przy wstępnym wymieszaniu paliwa z utleniaczem, to znaczy spalanie mieszanek jednorodnej, albo przy oddzielnym dostarczeniu paliwa i utleniacza, to znaczy spalanie mieszanek niejednorodnej. W drugim przypadku decydujące znaczenie ma zjawisko dyfuzji, ponieważ reakcja chemiczna zachodzi w miarę wymieszania paliwa z utleniaczem. Stąd też pochodzi określenie: spalanie dyfuzyjne. Większość procesów spalania w technice jest typu dyfuzyjnego. Takie spalanie ma miejsce również w komo-

rach silników turbinowych. W niektórych konstrukcjach komór, to znaczy w komorach spalania z odparowaniem paliwa (o czym będzie jeszcze mowa), w pewnym przybliżeniu następuje spalanie mieszanki jednorodnej, tj. spalanie kinetyczne.

Z istoty swojej proces spalania jest procesem chemicznym, aczkolwiek prędkość spalania określa się prawami fizycznymi (np. przekazywanie ciepła, masy itd.). Zjawisko to można wytłumaczyć tym, że przy spalaniu czas reakcji



TL-111/61/1

Rys. 1. Schemat komory spalania z podziałem na strefy. 1 — powietrze ze sprężarki; 2 — strefa spalania; 3 — strefa wymieszania; 4 — gazy o wysokiej temperaturze

chemicznej jest wielokrotnie krótszy od czasu procesów fizycznych, na przykład od czasu niezbędnego do wymieszania (wzajemnej dyfuzji) składników.

Proces spalania zależy w dużym stopniu od czasu przebiegu poszczególnych zjawisk fizyczno-chemicznych w komorze.

Ogólnie czas spalania mieszanki w komorze można przedstawić następująco:

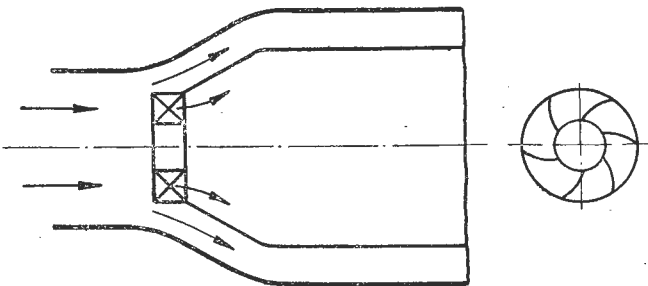
$$\tau_{og} = \tau_w + \tau_{ch} \quad [2]$$

gdzie: τ_w — czas wymieszania paliwa z powietrzem w komorze,

τ_{ch} — czas przebiegu reakcji chemicznych.

Jeżeli $\tau_{og} \approx \tau_w$, spalanie jest dyfuzyjne, natomiast przy $\tau_{og} \approx \tau_{ch}$ spalanie jest kinetyczne.

W zasadzie proces spalania jest procesem kompleksowym, na który składa się szereg innych procesów. Spośród tych



TL-111/61/2

Rys. 2. Schemat przedniej części komory spalania z zawirowywaczem łopatkowym

procesów składowych można wyodrębnić następujące, mające najistotniejsze znaczenie:

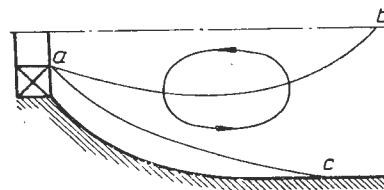
- 1) rozpylenie paliwa;
- 2) odparowanie rozpylonych cząsteczek paliwa;
- 3) reakcje poprzedzające zapłon;
- 4) zapłon lub inaczej początek spalania;
- 5) spalanie;
- 6) wymieszanie produktów z powietrzem w celu ochłodzenia ich do wymaganej temperatury.

Oczywiście jest to uproszczony model procesu spalania, ponieważ w rzeczywistości przebiega on bardzo szybko i szereg zjawisk zachodzi prawie równocześnie lub wzajemnie nakładają się. Czas przebywania mieszanki palnej w komorze nie przekracza kilku lub najwyżej kilkunastu milisekund. W związku z tym wyodrębnienie poszczegól-

nych procesów jest w znacznym stopniu umowne, ale ułatwia zrozumienie zjawisk zachodzących w komorze spalania.

W komorach spalania silników turbinowych proces spalania przebiega przy dużych współczynnikach nadmiaru powietrza $\alpha = 3,5-5$, ze względu na ograniczenie temperatury podyktowane warunkami wytrzymałościowymi łopatek turbiny. Przy takich wysokich wartościach współczynnika α proces spalania jest powolny i niestateczny. W celu otrzymania niezbędnej prędkości spalania i stateczności płomienia należało rozwiązać szereg zagadnień, związanych z fizyką i chemią spalania. Przede wszystkim ze względu na specyficzne warunki w komorze spalania silników turbinowych (duże prędkości przepływu czynnika, duże obciążenia cieplne itd.), proces spalania dzieli się na dwie strefy (rys. 1). W pierwszej strefie następuje spalanie podstawowej masy paliwa w małej objętości przy miejscowym współczynniku nadmiaru powietrza $\alpha_m = 1,1-1,3$. W drugiej strefie następuje wymieszanie produktów spalania z dodatkowym powietrzem, doprowadzanym przez specjalne otwory w środkowej i tylnej części komory. Jak widać, podział procesu spalania na dwie strefy wymaga również podziału powietrza na dwie części.

We wszystkich, dotychczas stosowanych komorach silników turbinowych (w odróżnieniu od niektórych komór silników przemysłowych), powietrze doprowadzane ze sprężarki dzieli się na powietrze pierwotne i powietrze wtórne. Powietrze pierwotne w ilości 20—25% wydatku całkowitego doprowadza się bezpośrednio do strefy spalania. Wydatek powietrza pierwotnego dobiera się w ten sposób, aby współczynnik nadmiaru powietrza w strefie spalania nie przekraczał wartości $\alpha_m = 1,1-1,3$. Powietrze wtórne, w ilości 75—80% wydatku całkowitego, doprowadzane jest przez szereg otworów w rurze żarowej komory do strefy wymieszania. Spełnia ono poczwórne zadanie. Po pierwsze, obniża temperaturę gazów przed turbiną. Jest to podsta-



TL-111/61/3

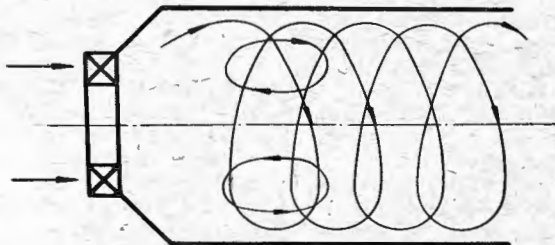
Rys. 3. Kształtowanie się wiru wstecznego w komorze z zawirowywaczem łopatkowym

wowe przeznaczenie tego powietrza. Po wtóre, dzięki niemu następuje dopalenie nie spalonego paliwa i produktów niecałkowitego utlenienia. Trzecie zadanie powietrza wtórnego: wyrównanie pola temperatur względnie otrzymanie założonego pola temperatur przed turbiną. Ostatnie zadanie, to chłodzenie ścianek rury żarowej.

Inną cechą szczególną komór spalania jest obecność w nich specjalnych urządzeń, zapewniających niezbędną strukturę gazodynamiczną, dzięki której następuje stabilizacja zapłonu świeżej mieszanki palnej i istnieją sprzyjające warunki do powstania trwałego czoła płomienia. Zabezpiecza to ciągły i stateczny proces spalania w komorze.

Obecność w komorze specjalnych urządzeń razem z wtryskiwaczami zapewnia odpowiednie wymieszanie paliwa z powietrzem i pole rozkładu strefowego paliwa w różnych przekrojach komory, od których zależy rozmieszczenie czoła płomienia w komorze, wielkość jego powierzchni oraz prędkość spalania. Przez specjalne urządzenia w komorze spalania rozumie się przede wszystkim zawirowywacze łopatkowe (jak np. w komorze silnika RD-45). W takich komorach powietrze pierwotne doprowadza się przez zawirowywacz (rys. 2). Struktura strumienia powietrza doprowadzonego przez zawirowywacz (rys. 3) w sposób istotny różni się od swobodnego strumienia wskutek oddziaływania ścianek. W pewnej odległości od zawirowywacza zewnętrzne strugi turbulენტnej warstwy przysciennej stykają się na osi komory (w punkcie b na rys. 3). W środkowej części komory, między zawirowywaczem a punktem b, powstaje strefa o obniżonym ciśnieniu, która ma zasadnicze znaczenie dla procesów spalania.

Istnienie warstwy turbulენტnej (burzliwej) jest powodem tego, że powietrze ze strefy o podwyższonym ciśnieniu wędruje do strefy środkowej i z powrotem i wskutek tego powstają wiry wsteczne. Obecność wirów wstecznych, czyli recyrkulacji w środkowej części komory, zabezpiecza odpowiednie wymieszanie paliwa z powietrzem i zapewnia ciągle zapłon świeżej mieszanki palnej za pomocą produktów spalania o wysokiej temperaturze. Wiry wsteczne doprowadzają gazy o wysokiej temperaturze do przedniej części komory, gdzie znajduje się czoło płomienia. Łopatkki zawirowywacza przyczyniają się do zwiększenia wirów wstecznych (rys. 4). Długość strefy wirów wstecznych jest



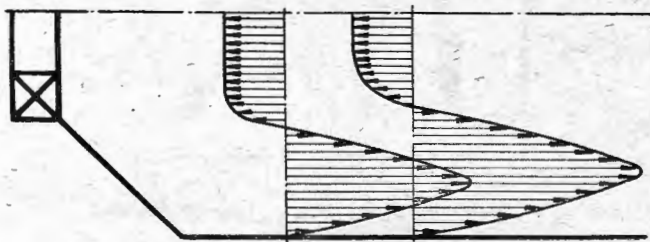
TL-111/514

Rys. 4. Zawirowanie strug powietrza w komorze z zawirowywaczem łopatkowym

tym mniejsza, im większa jest różnica ciśnień. Typowy rozkład prędkości w komorze z zawirowywaczem łopatkowym pokazano na rys. 5.

Strefę wirów wstecznych można otrzymać również w komorze bez zawirowywacza. W tym przypadku uzyskuje się wiry przez odpowiednie doprowadzanie powietrza pierwotnego i wtórnego. Nie każdy wir wsteczny spełnia rolę źródła zapłonu. Jeśli kąt rozwarcia dyfuzorowej części komory jest zbyt duży, wówczas wir może doprowadzać zbyt „chłodne” gazy i zapłon nie zawsze będzie możliwy.

Duży wpływ na całość struktury gazodynamicznej strumienia w komorze, w szczególności zaś na długość strefy wirów wstecznych, ma sposób doprowadzania powietrza wtórnego. Z teorii swobodnego strumienia wynika, że późniejsze doprowadzanie powietrza wtórnego (to znaczy dalej od początku komory) powoduje wydłużenie się warstwy burzliwej, a wskutek tego i strefy wirów wstecznych. Natomiast doprowadzanie powietrza wtórnego bliżej przedniej części komory powoduje skrócenie długości strefy wirów wstecznych, ponieważ jest ona ścisnana bardziej intensywnie strugami powietrza wtórnego. Przyrost temperatury spalania powinien również wpływać na skrócenie strefy wirów wstecznych ze względu na zmniejszenie gęstości gazu w środkowej części komory.



TL-111/515

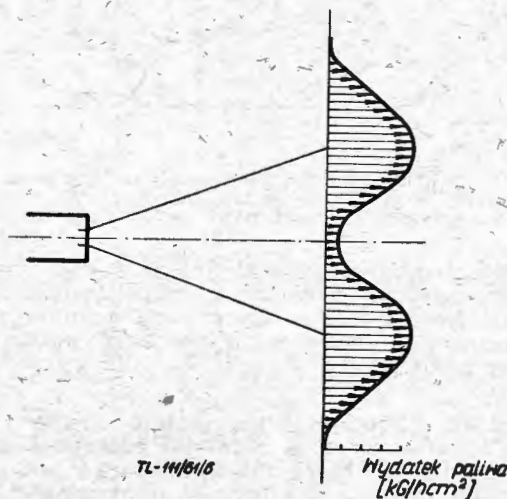
Rys. 5. Rozkład prędkości osiowych w komorze z zawirowywaczem łopatkowym

Tworzenie mieszanki. Jakość procesów spalania w komorze oraz ich przebieg zależą w dużym stopniu od sposobu tworzenia mieszanki palnej paliwo-powietrze. Otrzymanie mieszanki, spełniającej warunki palności w szerokim zakresie pracy silnika, jest bardzo skomplikowanym zagadnieniem. Dodatkową okolicznością, utrudniającą zagadnienie tworzenia mieszanki, jest konieczność zapewnienia odpowiedniego jej rozkładu w poszczególnych przekrojach komory. Paliwo doprowadzane jest do komory za pomocą wtryskiwacza, który wtryskuje je pod odpowiednim ciśnieniem w strumień powietrza. Paliwo może być wtryskiwane współprądowo w stosunku do kierunku

przepływu powietrza lub przeciwpądowo. W niektórych komorach stosowany jest również promieniowy wtrysk paliwa.

Cząsteczki paliwa, wylatujące z wtryskiwacza, mogą mieć różne średnice. Dąży się do tego, aby rozpylenie było jak najdrobniejsze, ponieważ wówczas wielokrotnie wzrasta powierzchnia odparowania. Im krótszy czas odparowania, tym szybciej przebiega reakcja spalania, ponieważ prędkość spalania określa się w zasadzie prędkością odparowania. Z tego względu wielkość kropelek (drobnoziarnistość rozpylenia) ma pierwszorzędne znaczenie dla reakcji spalania i zrozumiała jest tendencja do otrzymywania drobnych kropelek. Drobnociarnistość rozpylenia charakteryzuje następujący przykład. Na przykład powierzchnia kuli 1 kG mazutu wynosi w przybliżeniu 0,052 m². Przy rozpyleniu tej ilości paliwa na kropelki o średnicy 25 μ sumaryczna powierzchnia wyniesie 267 m², a więc wzrośnie o ponad 5000 razy; przy średnicy kropelek 50 μ powierzchnia będzie dwukrotnie mniejsza i wyniesie 135,5 m².

Doświadczalnie można stwierdzić, jaki powinien być spadek ciśnienia paliwa we wtryskiwaczu dla otrzymania wymaganej wielkości kropelek. W tym celu należy dobrać odpowiednią cięż, na przykład parafinę, zbliżoną własnościami do paliwa (benzyny lub nafty) i krzepnącą w normalnych warunkach. Parafinę doprowadza się do wtryskiwacza w stanie płynnym. Opuszcza ona wtryskiwacz w postaci kropelek, które w powietrzu szybko twardnieją i mogą być zebrane do naczynia. Przesiewając je następnie



TL-111/516

Rys. 6. Rozkład paliwa otrzymywany przy zastosowaniu wtryskiwacza wirowego

przez szereg sit o różnej wielkości oczek, ustala się drobnoziarnistość rozpylenia i procentowy udział kropelek o różnych średnicach przy danym ciśnieniu przed wtryskiwaczem.

Badania takie są proste, lecz bardzo cenne, gdyż umożliwiają otrzymanie odpowiedniego rozkładu mieszanki w poszczególnych strefach komory. Średnice kropelek paliwa można określić również za pomocą innych metod.

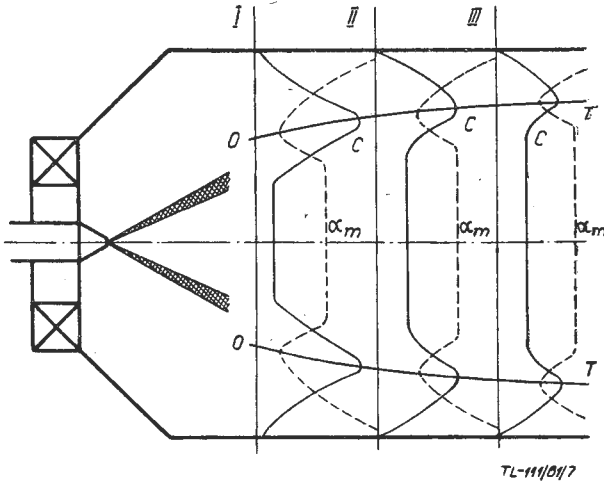
Do rozpylania paliwa w komorach silników turbinowych używane są przeważnie wtryskiwacze wirowe (odśrodkowe), aczkolwiek w niektórych konstrukcjach komór stosowane są bardzo proste wtryskiwacze strumieniowe.

Wtryskiwacze wirowe zapewniają dobre rozpylenie nawet przy stosunkowo niedużych spadkach ciśnienia Δp rzędu 5–7 kG/cm², a więc mogą pracować przy małych wydatkach. Jakość rozpylenia zależy przede wszystkim od Δp, ale istotne znaczenie ma również prędkość powietrza względem strugi paliwa. Wzrost prędkości powietrza polepsza rozpylenie ze względu na silniejsze oddziaływanie mechaniczne strumienia powietrza na kropelki paliwa.

Ważnym parametrem charakterystycznym wtryskiwacza jest kąt rozpylenia, który dobiera się tak, aby rozpylane paliwo nie trafiało na ścianki komory, gdyż może to być przyczyną przepalenia ścianek lub poważnego ich odkształcenia. Wtryskiwacz wirowy rozpyla paliwo w taki sposób, że powstaje stożek, w którym największe stężenie paliwa jest na jego tworzących, a najmniejsze na osi (rys. 6). Ta

właściwość wtryskiwacza wirowego wpływa decydująco na rozkład mieszanki w komorze i kształtowanie się strefy spalania.

Wtryskiwacze paliwa, razem z urządzeniami zaburzającymi przepływ, zapewniają niezbędny rozkład paliwa, konieczny do powstania statecznej strefy spalania. Paliwo wypływające z wtryskiwacza tworzy stożek, który rozszerza się w miarę oddalania od wtryskiwacza pod wpływem składowych promieniowych prędkości kropelek paliwa. Wskutek tego podstawowa masa paliwa porusza się wzdłuż linii O-T (rys. 7). Największe stężenie paliwa ma miejsce w punktach C, gdyż wtryskiwacze wirowe tworzą stożek o największej zawartości rozpylanego paliwa na tworzącej (w tym przypadku w przybliżeniu jest nią linia



Rys. 7. Rozkład paliwa i mieszanki palnej w komorze spalania z wtryskiwaczem wirowym. O-T linia największego stężenia paliwa; α_m miejscowy współczynnik nadmiaru powietrza

O-T). W miarę oddalania się od linii O-T zawartość paliwa w poszczególnych punktach gwałtownie maleje. Największym stężeniem paliwa odpowiadają najmniejsze wartości miejscowego współczynnika nadmiaru powietrza α_m . W tych miejscach skład mieszanki jest zbliżony do stechiometrycznego.

Taki rozkład mieszanki palnej wzdłuż komory i na jej promieniu stwarza różne warunki do zapłonu i spalania, ale w niektórych punktach skład mieszanki jest zbliżony do stechiometrycznego. W zależności od prędkości powietrza w komorze i ciśnienia wtrysku paliwa skład mieszanki zmienia się w sposób zasadniczy, ale właśnie dzięki istnieniu strefy o małych wartościach współczynnika α_m możliwa jest stateczna praca komory przy zmianach współczynnika nadmiaru powietrza α w granicach od 3 do 60 (np. przy gwałtownym zmniejszeniu wydatku paliwa).

Nierównomierność rozkładu paliwa, a zatem i współczynnika α_m , maleje wzdłuż komory, jak widać na rys. 7. W niektórych przypadkach współczynnik α_m może osiągnąć zbyt duże wartości, to znaczy stężenie paliwa na linii O-T (rys. 7) zmaleje do takiego stopnia, że zapłon mieszanki okaże się niemożliwy i płomień w komorze może być zdmuchnięty. Zdmuchnięcie płomienia może nastąpić przy wysokich współczynnikach nadmiaru powietrza również wskutek przedostania się do strefy recyrkulacji zimnych strug powietrza.

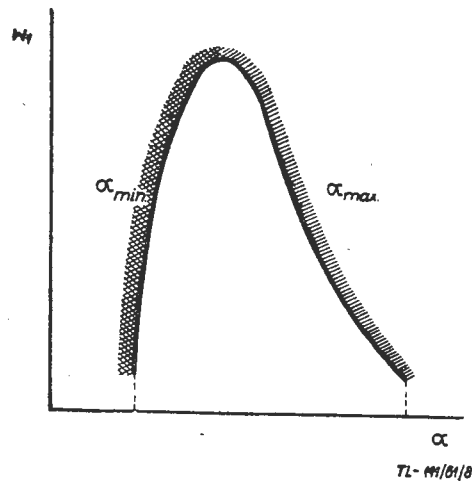
Zapłon mieszanki. Zapłon w komorach spalania silników turbinowych odbywa się za pomocą świec zapłonowych — iskrowych lub wysokiej energii, przy czym ostatnio chętniej stosuje się świece wysokiej energii. W pobliżu świecy znajduje się wtryskiwacz rozruchowy. Świecę i wtryskiwacz rozruchowy umieszcza się na ogół w strefach o małej prędkości przepływu powietrza, stwarzając w ten sposób odpowiednie warunki gazodynamiczne, niezbędne do zapłonu. Aby zapłon mógł nastąpić, prędkość przepływu powietrza musi być mniejsza lub co najwyżej równa prędkości rozchodzenia się płomienia. Ciepło, wytworzone w miejscu zapłonu, nagrzewa przylegające warstwy gazu powodujące z kolei ich zapłon i spalanie. Poprzednia warstwa gazu nagrzewa następną, powodując również jej zapłon. Proces ten odbywa się w całym obszarze,

gdzie rozkład paliwa i wartość współczynnika α_m jest odpowiednia do zaistnienia procesu spalania.

Taki proces zapłonu jest łatwy do zaobserwowania w szklanej rurce wypełnionej palną mieszanką. Zapalając mieszankę z jednego końca rurki można zauważyć, że wzdłuż rurki rozprzestrzenia się wąska świecąca strefa, zwana czołem płomienia. Czoło płomienia oddziela gazy (z tyłu czoła) od świeżej, jeszcze nie spalanej mieszanki (przed czołem).

W poszczególnych przekrojach komory mieszanka spala się w warstwie o określonej szerokości, w której spełniony jest warunek równości średniej prędkości rozchodzenia się płomienia oraz prędkości dostarczania świeżej mieszanki do czoła płomienia. W razie niespełnienia tego warunku następuje zdmuchnięcie płomienia. Zapłon mieszanki powinien być możliwy w każdych warunkach lotu. Oczywiście zapłon mieszanki zależy w znacznym stopniu od konstrukcji komory. Jest on lepszy w komorach pierścieniowych, ponieważ płomień rozchodzi się w nich znacznie szybciej i obejmuje całą objętość komory w odróżnieniu od komór dzbanowych, gdzie płomień jest przerzucany z jednej komory do drugiej (urządzenia zapłonowe znajdują się zazwyczaj w 2—3 komorach) za pomocą łączników, średnica i długość których określana jest doświadczalnie.

Stateczność spalania. W lotniczych silnikach turbinowych proces spalania odbywa się w strumieniu o określonej prędkości i możliwy jest tylko wtedy, gdy — jak już wspomniano — prędkość mieszanki palnej nie przekracza prędkości rozchodzenia się płomienia. W ten sposób każdej prędkości strumienia mieszanki paliwo — powietrze odpowiada określony zakres wartości współczynnika nadmiaru powietrza α , przekroczenie którego powoduje zdmuchnięcie płomienia w komorze. Krańcowe wartości współczynnika α , to znaczy α_{min} i α_{max} , przy których komora gaśnie, określają stateczność spalania w danych warunkach. Zakres statecznego spalania powinien być możliwie szeroki w granicach od $\alpha = 3,5$ do $\alpha = 60-70$. Zasadniczymi parametrami, warunkującymi granice statecznego spalania, są skład mieszanki (współczynnik α), ciśnienie p i prędkość w powietrza w komorze oraz geometryczne ukształtowanie strefy spalania i elementów ustaleczających płomień. Szeregu czynników, wpływających na stateczność procesów spalania, nie



Rys. 8. Typowy wykres zakresu stateczności spalania w komorze

można ustalić analitycznie i określa się je doświadczalnie. Na rys. 8 pokazany jest typowy wykres zależności $w_1 = f(\alpha)$, określający zakres statecznego spalania.

Straty w komorze spalania

W komorze spalania, jak w każdym urządzeniu cieplnym, w którym odbywają się procesy spalania, występują straty spowodowane szeregiem przyczyn. Przyczyny te składają się na straty dwojakiego rodzaju: straty gazodynamiczne i straty cieplne.

Straty gazodynamiczne. Ciśnienie całkowite i statyczne gazów na końcu komory jest mniejsze niż na wejściu wskutek strat hydraulicznych i zwiększenia prędkości

gazu wzdłuż komory przez doprowadzanie ciepła. Te dwa rodzaje strat objęte są wspólną nazwą — straty gazodynamiczne.

Rozpatrując straty ciśnienia w komorze można wyodrębnić następujące przyczyny powstawania tych strat:

- 1) gwałtowne zmiany przekroju strumienia;
- 2) obecność w strefie przepływu i spalania ciał o nieodpowiedniej aerodynamicznie, dających pewien stopień przykrycia przekroju komory;
- 3) tarcie strumienia gazów przy opływie ścianek komory spalania, urządzeń ustateczniających płomień i wtryskiwaczy;
- 4) przyrost ilości ruchu strumienia gazów wskutek doprowadzania ciepła;
- 5) wysoki stopień turbulencji, niezbędny do wymieszania gazów w ograniczonej objętości komory spalania.

Gwałtowne zmiany przekroju strumienia gazów występują przede wszystkim w dyfuzorze komory spalania, gdzie prędkość zostaje zmniejszona z 120—140 m/sek do 60—40 m/sek. Straty te są częściowo do uniknięcia przez odpowiednie ukształtowanie dyfuzora, a w szczególności przez zmniejszenie kąta rozwarcia stożka dyfuzora. Najmniejsze straty otrzymuje się przy kącie rozwarcia 7—10°. Jednak ograniczenie długości silników turbinowych wymaga skrócenia dyfuzora, co powoduje konieczność zwiększenia kąta rozwarcia i powstanie strat ciśnienia. Także ustawienie w strumieniu gazów o znacznej prędkości urządzeń ustateczniających proces spalania jest przyczyną powstania strat hydraulicznych. Straty ciśnienia wskutek tarcia cząsteczek gazu o ścianki komory spalania w silnikach turbinowych są zazwyczaj małe w porównaniu z innymi stratami i można je zaniedbać. Jednakże w dopalaczach i silnikach strumieniowych prędkości przepływu gazu są znacznie wyższe niż w komorze. Ponadto długość komór spalania dopalaczy i silników strumieniowych jest o wiele większa niż komór silników turbinowych. Ze względu na wymienione powody strat ciśnienia wskutek tarcia w tych elementach zaniedbać nie można. Ciśnienie gazów spada również wskutek doprowadzania ciepła, ponieważ wzrasta ich prędkość. Można częściowo uniknąć tych strat kosztem zwiększenia przekroju komory w kierunku turbiny (np. komora stożkowa), ale wówczas zwiększają się wymiary i ciężar całego silnika. Dokładne wymieszanie gazów z powietrzem wtórnym jest konieczne ze względu na poprawny przebieg reakcji spalania i odpowiedni rozkład temperatur na końcu komory. Przy konstruowaniu komór spalania dąży się do takiego rozwiązania, które — zapewniając właściwy przebieg procesów w komorze — nie powoduje jednocześnie dużych strat ciśnienia całkowitego i statycznego. Straty te są przyczyną spadku ciągu lub mocy, ponieważ obniżają one energię kinetyczną gazów w przekroju wyjściowym dyszy.

Straty gazodynamiczne w komorze spalania określa się za pomocą tak zwanego współczynnika strat ciśnienia całkowitego σ , który wyraża się prostą zależnością:

$$\sigma = \frac{p_{c2}}{p_{c1}} \quad [3]$$

Dla danej komory współczynnik σ jest zmienny i zależy od prędkości przepływu gazów między przekrojem wejściowym i wyjściowym. Nieraz korzystne jest przedstawianie strat w komorze za pomocą innego współczynnika, który jest stały dla danej konstrukcji. Taką wielkością jest współczynnik strat hydraulicznych ξ . Można go przedstawić w następującej postaci:

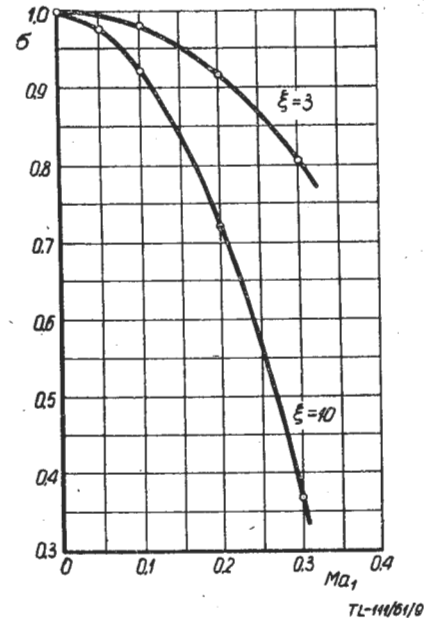
$$\xi = \frac{p_{c1} - p_{c2}}{\rho_1 w_1^2} \quad [4]$$

W tym wzorze $\frac{\rho_1 w_1^2}{2}$ przedstawia ciśnienie dynamiczne w jakimś charakterystycznym przekroju komory (przeważnie w największym przekroju na wejściu do rury żarowej). W komorach spalania silników turbinowych ξ osiąga wartość 8—12. Nieznaczny wpływ prędkości powietrza w_1 , a w tym samym i ciśnienia dynamicznego, na wielkość współczynnika strat hydraulicznych można wytłumaczyć tym, że przy dużych wartościach liczby Reynoldsa prze-

pliw w komorze staje się automodelowy i dlatego straty ciśnienia całkowitego Δp są proporcjonalne tylko do ciśnienia dynamicznego. Jak łatwo się zorientować ze wzoru [4] współczynnik ξ jest w zasadzie kryterium podobieństwa Eulera, które wyraża się następującym wzorem:

$$E_u = \frac{\Delta p}{\rho_1 w_1^2} = \frac{p_{c1} - p_{c2}}{\rho_1 w_1^2} \quad [5]$$

Współczynnik strat hydraulicznych ξ określa się zazwyczaj przy dmuchaniach komory na zimno. Współczynniki



Rys. 8. Wykres współczynnika odzyskania ciśnienia w zależności od liczby Ma na wejściu do komory

σ i ξ są ze sobą ściśle powiązane. Uproszczona zależność między tymi współczynnikami przedstawia się następująco:

$$\sigma = 1 - \frac{k}{2} \cdot \xi \cdot Ma_1^2 \quad [6]$$

Wzór [6] obowiązuje przy dużych ciśnieniach na wejściu do komory i niewielkich prędkościach, ponieważ wówczas można założyć, że $p_1 \approx p_{c1}$. W przypadku większych prędkości i mniejszych ciśnień na wlocie do komory powyższe założenie nie jest słuszne i wówczas przyjmuje się:

$$p_{c1} = p_1 \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma_1^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad [7]$$

Uwzględniając zależność [7], wzór na współczynnik strat ciśnienia całkowitego przyjmuje następującą postać:

$$\sigma = 1 - \frac{\xi \cdot k \cdot Ma_1^2}{2 \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma_1^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}} \quad [8]$$

Na rys. 9 pokazana jest zależność $\sigma = f(Ma_1)$ dla dwóch wartości współczynnika strat hydraulicznych ξ . Ze wzorów [6] i [8] wynika, że współczynnik σ zmniejsza się przy wzroście prędkości w_1 lub zmniejszaniu temperatury strumienia (to znaczy przy wzroście Ma_1), ponieważ ξ jest stałe dla danej komory. Z zależności $\sigma = f(Ma_1)$ wynika, że porównywanie komór pod względem σ jest poprawne tylko przy jednakowych wartościach Ma_1 , ponieważ straty w komorze zależą nie tylko od jej konstrukcji, ale i od warunków pracy. Dla jednej z komór stwierdzono doświadczalnie, że różnica między ξ , uzyskanym przy dmuchaniach na zimno i przy pracy na współczynniku nadmiaru powietrza $\alpha = 3$, wynosi 40% [lit. 3]. Przetwo porównywania

komór należy dokonywać nie tylko przy jednakowych wartościach liczby Ma_1 , lecz również przy jednakowych wartościach współczynnika α , ponieważ udział strat hydraulicznych i strat, pochodzących od doprowadzania ciepła, jest dla różnych komór różny.

Straty ciepłone. Drugim rodzajem strat w komorze spalania są straty ciepłone. Powodują je dwie zasadnicze przyczyny: 1) niepełne spalanie i 2) wymiana ciepła przez ścianki komory z otoczeniem. Podstawową przyczyną strat ciepłych jest niepełne spalanie. Ocenia się go współczynnikiem wydzielania ciepła w komorze, który można zdefiniować jako stosunek ciepła rzeczywiście wydzielonego w komorze przy spalaniu Q_1 do ciepła doprowadzanego z paliwem Q_2 , czyli:

$$\eta = \frac{Q_1}{Q_2} \quad [9]$$

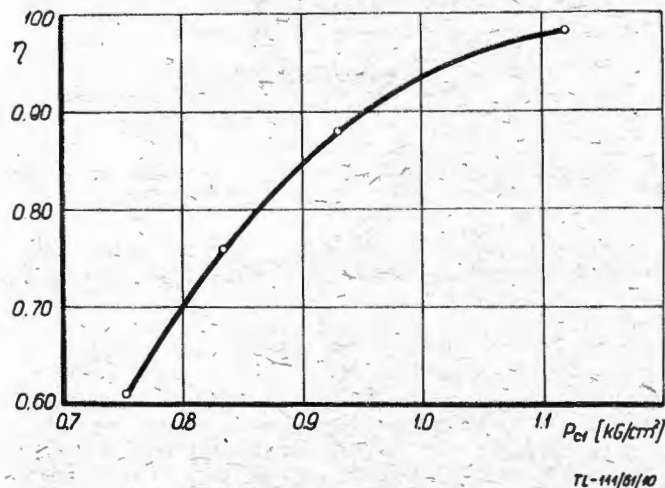
Ciepło wydzielone w komorze równa się:

$$Q_2 = G_p \cdot W \cdot \eta \quad [10]$$

Bilans cieplny w komorze można przedstawić w następującej postaci:

$$G_p \cdot W \cdot \eta = G_g C_{p2} \cdot t_{c2} - G C_{p1} t_{c1} \quad [11]$$

Równanie [11] nie uwzględnia entalpii paliwa. Takie pominięcie jest możliwe, ponieważ wydatek paliwa jest wielokrotnie mniejszy od wydatku utleniacza, czyli powietrza.



Rys. 10. Zależność współczynnika wydzielania ciepła od ciśnienia powietrza na wejściu do komory. ($\alpha = 6$)

Z równania [11] określa się współczynnik wydzielania ciepła:

$$\eta = \frac{G_g C_{p2} t_{c2} - G C_{p1} t_{c1}}{G_p W} \quad [12]$$

Jeżeli do wzoru [12] podstawić zależność

$$G_p = \frac{G}{\alpha \cdot l} \quad [13]$$

oraz

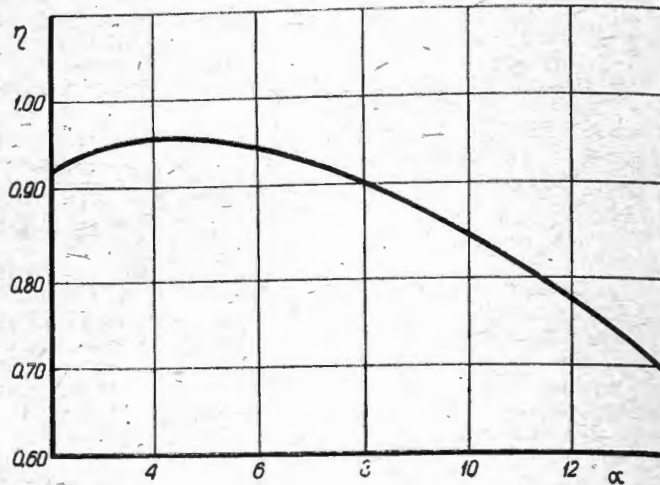
$$G_g = G_p + G = \frac{G}{\alpha \cdot l} + G = G \left(\frac{1}{\alpha \cdot l} + 1 \right) \quad [14]$$

wówczas otrzymuje się, po niewielkich przekształceniach, ostateczną postać wzoru na współczynnik wydzielania ciepła w komorze:

$$\eta = \frac{(1 + \alpha \cdot l) t_{c2} C_{p2} - t_{c1} C_{p1} \alpha \cdot l}{W} \quad [15]$$

We współczesnych silnikach turbinowych maksymalna wartość współczynnika wydzielania ciepła w komorach spalania wynosi 0,97–0,98. W komorach spalania silników strumieniowych i dopalaczy η osiąga wartość 0,85–0,95.

Dla danej konstrukcji komory η jest funkcją ciśnienia powietrza na wejściu do komory p_1 , współczynnika nadmiaru powietrza α , temperatury powietrza na wejściu do



TL-111/01/11

Rys. 11. Zależność współczynnika wydzielania ciepła od współczynnika nadmiaru powietrza

komory t_1 oraz prędkości powietrza. Oczywiście, wymienione parametry zależą od prędkości obrotowej silnika oraz wysokości i prędkości lotu. Na rys. 10 pokazana jest zależność $\eta = f(p_1)$ dla komory spalania radzieckiego silnika WK-1 [lit. 4], gdzie spadek zaznacza się szczególnie wyraźnie w zakresie niskich ciśnień powietrza (poniżej 1 kg/cm^2). Zjawisko spadku współczynnika η przy małych wartościach ciśnienia p_1 można wytłumaczyć zahamowaniem przebiegu reakcji chemicznych i zmniejszeniem stopnia turbulencji strumienia. Obydwa wymienione czynniki powodują spadek prędkości spalania. Innym następstwem spadku ciśnienia jest pogorszenie jakości rozpylenia paliwa, wskutek czego rozkład mieszanki w strefie spalania staje się nieodpowiedni, co pogarsza proces spalania i powoduje spadek współczynnika wydzielania ciepła w komorze. Zmniejszenie ciśnienia p_1 zawęża zakres statecznego spalania w obszarze ubogich mieszanek, co jest bardzo niekorzystnym zjawiskiem, ponieważ może spowodować na dużych wysokościach zgaśnięcie komory przy zmniejszeniu prędkości obrotowej silnika.

Bardzo istotny wpływ na η ma współczynnik α (rys. 11). Istnieją optymalne wartości współczynnika nadmiaru powietrza dla danej konstrukcji komory, które zapewniają maksymalny współczynnik wydzielania ciepła. Ustala się je na podstawie prób danej komory w przewidywanych warunkach pracy.

Spadek temperatury powietrza na wejściu do komory t_1 pogarsza procesy odparowania paliwa i zmniejsza wskutek tego szybkość reakcji chemicznych. W tych warunkach część paliwa nie spala się w komorze i dopala się w strumieniu gazu za komorą lub opuszcza komorę w postaci kropelek. Stan taki powoduje obniżenie wartości współczynnika η .

Wymiana ciepła przez ścianki z otoczeniem jest w przypadku komór silników turbinowych mała ze względu na dobre chłodzenie rury żarowej powietrzem wtórnym. Należy zauważyć, że powietrze wtórne, zmniejszając straty ciepłone, zwiększa jednocześnie straty hydrauliczne w komorze.

Straty gazodynamiczne i straty ciepłone w komorze są ze sobą ściśle powiązane. Na ogół wszelkie zabiegi konstrukcyjne, idące w kierunku zmniejszenia strat gazodynamicznych, powodują zmniejszenie współczynnika wydzielania ciepła i na odwrót — wzrostowi współczynnika η towarzyszy przeważnie spadek współczynnika σ . Optymalną konstrukcją komory, dającą kompromisowe wartości η i σ , otrzymuje się na podstawie kilkuletnich badań.

1. N. W. Inozemcew — „Awiacyjnyje gazoturbinyje dwigatielei, Teorija i raboczij process”, Oborongiz, Moskwa, 1955 r.
2. H. Kuroczkin — „Kamery gorenija gazoturbinych ustanowok”, Gosudarstwiennoe Energetičeskoje Izdatielstwo, Moskwa, 1955 r.
3. A. J. Michajłow i inni — „Raboczij process i rasczot kamier

- sgoranija gazoturbinych dwigatielej”, Oborongiz, Moskwa, 1959 r.
4. B. S. Stieczkin i inni — „Teorija rieaktywnych dwigatielej”, Oborongiz, Moskwa, 1958 r.
5. Zbiorowe — „Processy isticzenija i smieszenija w kamierach sgoranija”, Moskwa, 1961 r.
6. W. S. Zujew i L. S. Skubaczewskij — „Kamery sgoranija wożduszno reaktiwnych dwigatielej”, Oborongiz, Moskwa 1958 r.
c.d. w zesz. 8/62

Mgr inż. JERZY BUĆ
Mgr inż. RYSZARD ZIELIŃSKI

621.9—52

Metodyka przygotowania programu dla obrabiarek sterowanych numerycznie

Ogólnie można wyróżnić trzy etapy programowania:
a) technologiczny, b) matematyczny, c) obliczeniowy.

Największe trudności przy programowaniu stanowi etap drugi, celem którego jest przekształcenie współrzędnych, w których jest zadany detal, we współrzędne obrabiarki. Związane są z tym następujące podstawowe przeliczenia:

- a) obliczenie odcinka interpolacji,
- b) obliczenie współrzędnych punktów konturu detalu,
- c) obliczenie współrzędnych punktów drogi freza.

Ponieważ zagadnienia te mają charakter ogólny dla większości systemów programowego sterowania, zajmiemy się nimi bliżej.

Interpolacja

W układach sterowania ciągłego najpoważniejszym problemem jest zagadnienie takiego skojarzenia posuwów wzdłuż dwóch osi odniesienia, aby w wyniku sterowania otrzymać drogę narzędzia względem przedmiotu, odpowiadającą z żadaną dokładnością zamierzonemu profilowi obrabianego przedmiotu. Jedynym sposobem, zapewniającym żadaną dokładność, jest wyznaczenie kolejnych punktów, przez które podczas pracy musi przejść narzędzie, sprawdzanie i porównywanie za pomocą odpowiedniego narzędzia kontrolno-pomiarowego rzeczywistej drogi narzędzia w stosunku do drogi wyznaczonej, a wreszcie na podstawie stwierdzonych odchyłek — korygowanie posuwów. Ponieważ między wyznaczonymi punktami nie istnieje możliwość kontroli, punkty te muszą znajdować się od siebie w odległościach mniejszych od dopuszczalnego błędu obróbki. Jeżeli nawet tor zamierzony jest prostoliniowy, trzeba wyznaczyć punkty toru równie gęsto, jak i w przypadku toru krzywoliniowego, w przeciwnym razie narzędzie poszłoby prawdopodobnie wzdłuż stycznej do ostatniego odcinka toru, jako linii wynikającej z ostatnio ustalonego stosunku prędkości V_x i V_y . Fakt, że dany odcinek toru jest prostoliniowy ułatwia jedynie wyznaczenie kolejnych punktów tego toru. Z faktu tego korzysta się bardzo często zastępując krzywoliniowy tor narzędzia torem złożonym z cięciw, łączących punkty toru idealnego, rozmieszczone tak gęsto, aby zastąpienie odcinka łuku cięciwą dawało błąd wyraźnie mniejszy od dopuszczalnego. Kolejne punkty leżące na zastępczej linii łamanej wyznacza się metodami interpolacji liniowej.

Jeżeli przyjmujemy metodę interpolacji liniowej, pozostaje konieczność obliczania współrzędnych punktów załamania (leżących na torze idealnym). Minimalne odległości między takimi punktami zależą od krzywizny danego łuku. Zasada pracy interpolatora liniowego polega na wyznaczaniu na długości odcinka interpolowanego „n” punktów pośrednich, przy czym liczba „n” wchodzi w skład charakterystyki interpolatora. Ograniczenie w ten sposób liczby „n” ogranicza ze swej strony długość odcinka interpolowanego, wynoszącego przeciętnie około 3 mm. Obliczenie ręczne współrzędnych dla tak dużej ilości punktów jest zbyt pracochłonne, dlatego w tym przypadku korzysta się zawsze z maszyn matematycznych.

Można znacznie zmniejszyć ilość punktów, dla których trzeba obliczać współrzędne, przez zastosowanie interpolacji parabolicznej, łukowej lub wielomianami wyższych stopni. W tym przypadku, szczególnie dla prostych kontu-

rów, obliczenie programu można bardzo szybko przeprowadzić na specjalnych lub uniwersalnych maszynach liczących. Jednak podwyższenie stopnia interpolacji prowadzi z drugiej strony do rozbudowania interpolatora i zwiększenia jego kosztów.

Określenie odcinka interpolacji przeprowadza się, jak już wspomniano, wychodząc z zadanej dokładności obróbki. Przy frezowaniu krzywoliniowych powierzchni powstaje teoretyczny błąd interpolacji, wynikający w następstwie zamiany danej krzywej funkcją interpolacyjną, na podstawie której zbudowany jest system sterowania obrabiarką. Największa wartość tego błędu w przedziale interpolowanego odcinka nie powinna przewyższać dopuszczalnej wielkości, wynikającej z równości:

$$\delta = \Delta - \omega$$

- δ — dopuszczalna wielkość błędu interpolacji,
 Δ — zadana odchyłka,
 ω — sumaryczny błąd danej metody obróbki bez uwzględnienia błędu teoretycznego, tj. błędu interpolacji.

Jeżeli wielkość błędu interpolacji przewyższy dopuszczalną wartość, wówczas nie będzie zabezpieczona wymagana dokładność. Z drugiej strony, nadmierne zmniejszenie błędu interpolacji prowadzi do zmniejszenia odcinka interpolacji, a w konsekwencji do zwiększenia ilości obliczeń. Dlatego za podstawę do obliczeń należy przyjmować wielkość błędu interpolacji, wyznaczoną z powyższej równości.

Sama metodyka obliczeń w każdym przypadku zależy od systemu sterowania liczbowego. Sposób obliczenia odcinka interpolacji zostanie omówiony dla przypadku interpolacji liniowej, jako najczęściej stosowanej i najprostszej.

Interpolacja liniowa

Dla przedstawienia krzywoliniowego konturu w postaci łamanej linii, składającej się z prostoliniowych odcinków, może być stosowanych kilka wariantów postępowania:

a) *Metoda interpolacji, przy której wymagana jest minimalna ilość liczb dla wyznaczenia obrabianego konturu, przy zadanym teoretycznym błędzie interpolacji.* Będzie to miało miejsce wówczas, gdy odległość między dwoma kolejnymi punktami wzdłuż osi X dobiera się przy warunku, że rzeczywisty błąd interpolacji równy jest błędowi teoretycznemu. Należy więc rozwiązać zadanie, w którym są dane:

- $y = f(x)$ — równanie konturu detalu,
 (y_0, x_0) — współrzędne punktu początkowego,
 δ — dopuszczalny błąd teoretyczny.

Określamy więc punkt przecięcia się prostej poprowadzonej z punktu (x_0, y_0) z funkcją $y = f(x)$, przy warunku, że odległość między prostą i krzywą nie przekroczy wielkości δ (rys. 1).

Z wystarczającą praktycznie dokładnością możemy dany odcinek krzywej zastąpić łukiem okręgu o promieniu R , który wyznaczmy z ogólnie znanego wyrażenia na promień krzywizny.

(x_i, y_i) — współrzędne początkowe,
 l_i — odcinek interpolacji po długości łuku obrabianego konturu.

2. Przy parametrycznym sposobie zadania konturu obrabianego elementu.

W tym przypadku, gdy poddawana obróbce powierzchnia jest zadana przez krzywe drugiego rzędu, wówczas analityczne wyrażenie konturu powierzchni może być znalezione różnymi drogami:

a) za pomocą rozwiązania układu równań z pięcioma niewiadomymi. Równanie krzywej drugiego rzędu ma postać:

$$Ax^2 + Bxy + Cy^2 + Dx + Ey + F = 0 \quad [1]$$

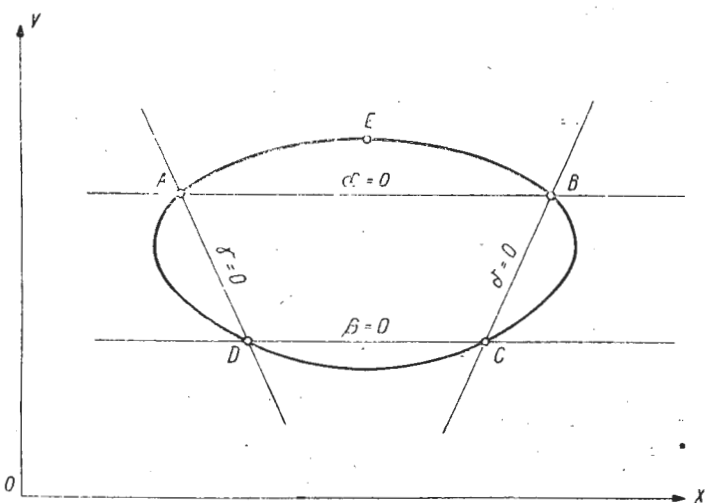
Przy podzieleniu przez A lub gdy człon swobodny równa się jedności, otrzymujemy pięć stałych, które należy wyznaczyć.

Jeżeli krzywa jest zadana współrzędnymi pięciu punktów, to podstawiając wartości tych współrzędnych w równanie [1] można otrzymać układ pięciu równań z pięcioma niewiadomymi, z którego określimy stałe równania. Analogicznie można rozwiązać to zadanie, gdy znane są trzy punkty i styczne do dwu z nich (tzn. że w dwu punktach znana jest wartość pierwszej pochodnej). Jeżeli zróżniczkować równanie [1], otrzymamy:

$$2Ax + By + Bx \cdot y' + 2Cy \cdot y' + D + Ey' = 0 \quad [2]$$

Wówczas dla określenia pięciu niewiadomych należy zestawić układ równań z trzech równań typu [1] i dwu równań typu [2];

b) za pomocą równania pęczka krzywych. Jeżeli krzywa jest zadana współrzędnymi pięciu punktów (rys. 2), wówczas wyznaczamy równania prostych AB, DC, AD, BC,



Rys. 2

które we względnym zapisie można odpowiednio przedstawić jako:

$$\alpha = 0 \quad \beta = 0 \quad \gamma = 0 \quad \delta = 0$$

Według tych równań należy zestawić równanie pęczka krzywych, które ma następującą postać:

$$\gamma \cdot \delta - K \cdot \alpha \cdot \beta = 0 \quad [1]$$

Rozwiązując to równanie względem współczynnika K otrzymamy:

$$K = \frac{\gamma \cdot \delta}{\alpha \cdot \beta} \quad [2]$$

Współczynnik K można wyznaczyć, jeżeli w równanie [2] podstawimy współrzędne punktu E.

Podstawiając otrzymane wyrażenie na K do równania [1] otrzymamy równanie krzywej drugiego rzędu w postaci ukrytej. Przekształcając to równanie względem y i x otrzymamy szukane równanie w postaci jawnej:

$$y = F(x)$$

Rozwiązanie, gdy na przykład dane są trzy punkty krzywej, jest takie samo.

Istnieje jeszcze kilka innych metod obliczeniowych, które można stosować w zależności od potrzeby i rodzaju posiadanych maszyn liczących.

3. Przy tablicowym sposobie zadania konturu obrabianego elementu.

Należy przede wszystkim przeprowadzić obliczenia, czy dany sposób zabezpiecza błąd interpolowania mniejszy lub równy błędowi dopuszczalnemu, określonego równaniem: $\delta = \Delta - \omega$.

W tym celu należy porównać odcinek interpolacji otrzymany w wyniku obliczeń z odcinkiem, według którego zestawiono tablicę.

Jeżeli odcinek interpolacji otrzymany drogą obliczeń jest znacznie większy od odcinka, według którego zestawiono tablicę, wówczas dane tablicowe można wprowadzić od razu do programu obliczenia drogi narzędzia nawet pomijając szereg punktów.

W przypadku, gdy obliczony odcinek interpolacji jest znacznie mniejszy od tablicowego, wówczas należy przeprowadzić obliczenia uzupełniające jednym z dwu następujących sposobów:

- w przypadku, gdy tablicę zestawia się na podstawie danych eksperymentalnych, wówczas przed jej sporządzeniem należy postawić warunek, aby gęstość podania danych była odpowiednio duża (wynikająca z przyjętego odcinka interpolacji);
- w tym przypadku, gdy tablica nie może być uzupełniona ani eksperymentem, ani jakimkolwiek innym sposobem, wówczas należy ją uzupełnić za pomocą funkcji interpolacyjnej wyższego rzędu niż funkcja, na podstawie której zbudowano interpolator do układu sterowania programowego obrabiarką. Operacji tej można dokonać ręcznie lub za pomocą maszyn liczących.

4. Przy graficznym sposobie zadania konturu obrabianego elementu.

Punkty pośrednie znajdujemy drogą bezpośredniego pomiaru z rysunku lub za pomocą specjalnego urządzenia przekształcającego rysunek w dane liczbowe.

Obliczenie współrzędnych drogi freza

Metodyka obliczenia drogi freza zależy od sposobu zadania obrabianego konturu.

Przy matematycznym sposobie zadawania obrabianego konturu nie zawsze jest celowe korzystanie z formuł analitycznych, określających drogę środka freza. W tym przypadku, kiedy analityczne formuły określające kontur detalu są złożone, można nie stosować dokładnych równań określających drogę freza, lecz posłużyć się formułami przybliżonymi. W przypadku tablicowego zadania konturu obrabianego elementu można posłużyć się formułami przybliżonymi lub wykreślić drogę freza graficznie.

Metod rozwiązania może być dużo. Będą one zależały przede wszystkim od sposobu zadania konturu obrabianego elementu oraz od żądanej dokładności wyznaczenia drogi narzędzia.

1. Obliczenie współrzędnych drogi freza, przy analitycznym sposobie zadania konturu obrabianego elementu.

Funkcja określająca współrzędne zadanego profilu elementu określona jest równaniem:

$$y = f(x)$$

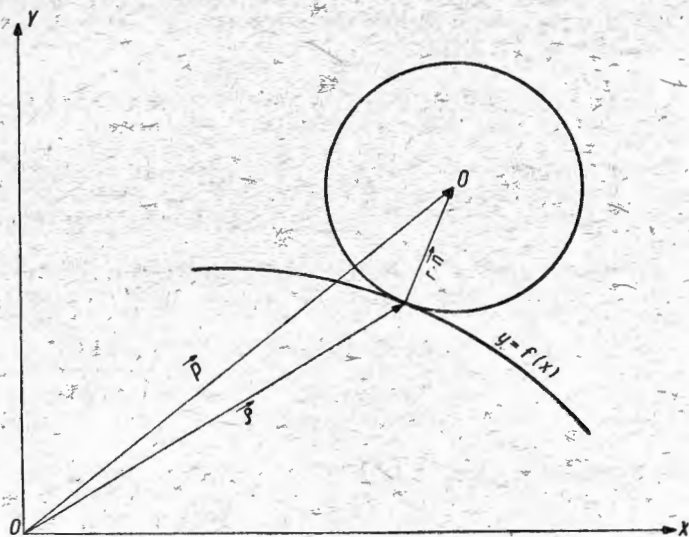
Należy wyznaczyć równanie określające drogę środka freza. Z rys. 3 widać, że:

$$\vec{e} + r \cdot \vec{n} = P$$

\vec{e} — promień-wektor określający konfigurację elementu i zależny od x i y ;

r — promień freza;

\vec{n} — wektor jednostkowy.

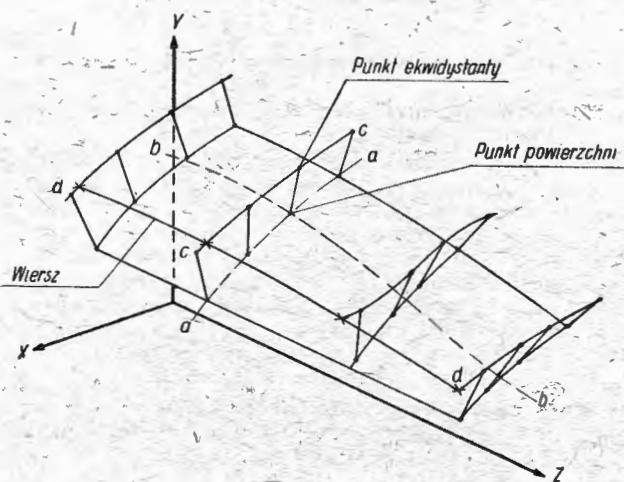


Rys. 3

Rozwiązując podane równanie wektorowe otrzymamy następujące formuły dla określenia drogi środka freza:

$$\vec{f}(x) + \frac{r}{\sqrt{\left(\frac{df}{dx}\right)^2 + 1}} = Y$$

$$x - r \frac{\frac{df}{dx}}{\sqrt{\left(\frac{df}{dx}\right)^2 + 1}} = X$$



Rys. 4

Podane wzory stosuje się także wówczas, gdy kontur obrabianego elementu jest zadany sposobem parametrycznym.

2. Obliczenie współrzędnych drogi freza przy tablicowym sposobie zadania obrabianego konturu.

Przy tej metodzie zadania konturu obrabianego elementu współrzędne ekwidystanty (drogi środka freza) określamy z równań przedstawionych w punkcie (1), które w postaci rozwiniętej dla wszystkich trzech współrzędnych można zapisać:

$$x_e = x_d \pm \frac{r \cdot \frac{\partial y}{\partial x}}{\sqrt{1 + \left(\frac{\partial y}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial y}{\partial z}\right)^2}}$$

$$y_e = y_d \pm \frac{r}{\sqrt{1 + \left(\frac{\partial y}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial y}{\partial z}\right)^2}}$$

$$z_e = z_d \pm \frac{r \cdot \frac{\partial y}{\partial z}}{\sqrt{1 + \left(\frac{\partial y}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial y}{\partial z}\right)^2}}$$

x_e, y_e, z_e — współrzędne punktów ekwidystanty (drogi środka freza),

x_d, y_d, z_d — współrzędne odpowiednich punktów powierzchni elementu.

Dla znalezienia pochodnych cząstkowych przez każdy punkt powierzchni elementu (zadany w tablicy) i pewną ilość punktów sąsiednich (także zadanych tablicowo lub określonych za pomocą metod interpolacyjnych — patrz obliczenie współrzędnych konturu elementu, pkt 3) prowadzi się dwie parabole aa i bb (leżące w płaszczyznach prostopadłych, rys. 4) o postaci:

$$y = a_n \cdot x^n + a_{n-1} \cdot x^{n-1} + \dots + a_1 x + a_0$$

$$y = b_n \cdot z^n + b_{n-1} \cdot z^{n-1} + \dots + b_1 z + b_0$$

Pochodne znajdujemy z następujących wyrażeń:

$$\frac{\partial y}{\partial x} = n \cdot a_n \cdot x^{n-1} + (n-1) a_{n-1} \cdot x^{n-2} + \dots + a_1$$

$$\frac{\partial y}{\partial z} = n \cdot b_n \cdot z^{n-1} + (n-1) b_{n-1} \cdot z^{n-2} + \dots + b_1$$

Wybór stopnia wielomianu i metody wyznaczenia jego współczynników będzie w przyszłości podyktowany dla każdego przypadku przez przyjęty system sterowania oraz charakter powierzchni elementu. Do tego czasu można stosować wielomiany drugiego stopnia, a dla wyznaczenia ich współczynników będziemy posługiwali się uproszczoną formułą Lagrange'a:

$$a_2 = \frac{a_2'}{K} [(y_2 - y_0)(x_1 - x_0) - (y_1 - y_0)(x_2 - x_0)] \frac{1}{K}$$

$$a_1 = \frac{a_1'}{K} [(y_1 - y_0)(x_2 - x_0)^2 - (y_2 - y_0)(x_1 - x_0)^2 - 2a_2' \cdot x_0] \frac{1}{K}$$

$$a_0 = y_0 - a_2 \cdot x_0^2 - a_1 \cdot x_0$$

$$K = (x_1 - x_0)(x_2 - x_0)(x_2 - x_1)$$

gdzie: $x_0, y_0, x_1, y_1, x_2, y_2$ — współrzędne punktów, przez które prowadzimy krzywą.

Wartości pochodnych cząstkowych można określić także na podstawie wzoru otrzymanego w rezultacie różniczkowania formuły Newtona-Bessela.

3. Obliczenie współrzędnych drogi freza przy graficznym sposobie zadania konturu obrabianego elementu.

Przy tej metodzie zadania konturu drogą środka freza można określić metodami graficznymi lub za pomocą specjalnego urządzenia.

Inne czynniki, które należy uwzględnić w „matematycznym etapie” programowania

Będą do nich należały:

1. Prędkość posuwu wzdłuż konturu obrabianego przedmiotu — zależy ona od szeregu czynników technologicznych, które można podzielić na następujące grupy:

- czynniki stałe dla całego odcinka obrabianego: materiał freza i półfabrykatu, typ freza itp.;
- wielkości stałe dla jednego wiersza (przy obróbce powierzchni przestrzennych posuwami wierszowymi): głębokość skrawania i na ogół posuw wierszowy;
- wielkości zmienne w czasie jednego przejścia: szerokość frezowania, głębokość frezowania i czasami wielkość posuwu.

2. Gwałtowna zmiana kierunku obrabianego konturu. Przy gwałtownej zmianie kierunku konturu (małe promienie przejścia, przecinanie się powierzchni obrabianych pod ostrymi kątami itp.) musi mieć miejsce zmniejszenie wielkości posuwu wzdłuż powierzchni obrabianej (celem uniknięcia błędów od bezwładności układu). Można to osiągnąć przez:

- włączenie specjalnego układu hamowania na sygnał podany z taśmy;
- uprzednie uwzględnienie zmiany wielkości posuwu przy układaniu i obliczaniu programu.

3. Prędkość skrawania. Jeżeli obrabiarka posiada bezstopniową zmianę obrotów wrzeczona, wówczas należy je zaprogramować (obliczając ze znanych wzorów technologicznych). Uzyskujemy przez to równomierny posuw na ząb.

Różnorodne zagadnienia, wynikające w trakcie „matematycznego etapu” programowania, można sprowadzić do rozwiązania szeregu typowych arytmetycznych i logicznych zadań. Mając sporządzone oddzielne podprogramy, można sporządzić program dla dowolnego elementu. Posiadanie biblioteki standardowych podprogramów bardzo znacznie zmniejsza pracochłonność obliczeń. Jeszcze większą ekonomię czasu można otrzymać przez sporządzenie dla danych warunków jedynego typowego schematu obliczeń, wiążącego standardowe podprogramy, część których znajduje się w rejestrze pamięci maszyny liczącej.

Metodykę sporządzania programu i obliczeń należy każdorazowo dobrać w zależności od przyjętego systemu sterowania obrabiarką, typu powierzchni obrabianych elementów oraz możliwości fabryki, biura konstrukcyjnego i technologicznego. W niektórych przypadkach wystarczą zwykłe „klawiszowe maszyny liczące” (arytmometry), natomiast w innych potrzebne będą interpolatory i maszyny elektroniczne.

W pierwszym etapie (przy niewielkiej ilości obrabiarek) stosowania obrabiarek sterowanych programowo w przemyśle lotniczym, wystarczy korzystanie z maszyny liczącej w Instytucie Elektrotechniki lub w ZAMie. Jednak w miarę wzrastania ilości tych obrabiarek przemysł lotniczy, a może nawet poszczególne jego fabryki będą zmuszone do posiadania własnych ośrodków obliczeniowych. Ośrodki te będą miały znacznie szerszy zasięg działania, mogą one sporządzać nie tylko programy dla obrabiarek, lecz wprowadzać także cały szereg innych prac obliczeniowych dla przemysłu lotniczego.

Mgr inż. J. KROSCZYŃSKI

622. 79. 96

621.396.933

Niektóre osiągnięcia współczesnej radiolokacji

Omówiono niektóre nowe osiągnięcia współczesnej radiolokacji w dziedzinie naziemnych urządzeń radarowych, związanych z techniką lotniczą i rakiętową. Opisano cywilne i wojskowe zastosowania wspomnianych urządzeń.

1. Wstęp

Technika radiolokacyjna od początku swego istnienia związana jest nierozdzielnie z techniką lotniczą. Radiolokacja, rozwijająca się początkowo głównie jako środek dalekosiężnego wykrywania, przekształciła się następnie w nadzwyczaj rozległą i różnorodną dziedzinę techniki, która zaczęła wywierać poważny wpływ na konstrukcje lotnicze oraz sposób użytkowania sprzętu lotniczego. W nową fazę rozwoju wkroczyła radiolokacja w związku z ekspansją techniki rakiętowej i astronautyki; również i w tych dziedzinach radiolokacja umożliwiła realizację zamierzeń, mogących się poprzednio wydawać niewykonalnymi.

Artykuł niniejszy zajmuje się niektórymi aspektami rozwoju współczesnej techniki radiolokacyjnej, w szczególności zaś naziemnymi urządzeniami radarowymi, związanymi z techniką lotniczą lub rakiętową. Ze względu na szczytowość miejsca, ograniczono się do możliwie zwięzłego przedstawienia zarysu zagadnienia.

2. Zasadnicze właściwości urządzeń radarowych

Ogólnym zadaniem naziemnych urządzeń radarowych jest informowanie o istnieniu obiektów powietrznych oraz określanie niektórych lub wszystkich współrzędnych tych obiektów; w szeregu przypadków konieczne jest dokładniejsze określenie właściwości obiektu, jak np. jego prędkości promieniowej.

Jak wiadomo, w tego rodzaju urządzeniach wysyłane są w przestrzeń sygnały sondujące, a istnienie obiektu sygna-

lizowane jest pojawieniem się sygnału odbitego (echa). Odległość r , w jakiej wykryty obiekt się znajduje, wyznaczona jest przez pomiar czasu t_0 , jaki upłynął od wysłania sygnału sondującego do chwili powrotu echa:

$$r = \frac{ct_0}{2} \quad [1]$$

gdzie c — prędkość rozchodzenia się fal elektromagnetycznych w przestrzeni. Dogodnie jest pamiętać, że każda mikrosekunda ($1\mu s = 10^{-6}s$) opóźnienia echa odpowiada odległości 150 m.

Większość współczesnych naziemnych urządzeń radiolokacyjnych wysyła sygnały sondujące w postaci ciągu krótkich impulsów. Zdolnością rozdzielczą radaru (lub rozdzielnością) w odległości, którą oznaczy się Δr , nazywa się minimalną odległość dwóch obiektów, przy której są one jeszcze rozdzielane. Jak łatwo zauważyć, Δr wynosi w przybliżeniu:

$$\Delta r \approx (1 \div 1,3) \frac{ct_e}{2} \quad [2]$$

gdzie τ_e — efektywna długość impulsu sondującego. Np. dla $\tau_e = 1\mu s$, $\Delta r \approx 150 \div 200$ m. Dla najczęściej dotychczas stosowanych radarów, w których częstotliwość nośna sygnałów sondujących jest stała w czasie trwania impulsu, τ_e równa się w przybliżeniu rzeczywistej długości impulsu τ . Wprowadza się jednak ostatnio coraz szerzej

system tzw. „kompresji impulsów”, przy którym częstotliwość nośna podlega w czasie trwania impulsu liniowej modulacji częstotliwości. Dla takich sygnałów τ_e jest tyle razy mniejszy od τ , ile wynosi tzw. współczynnik kompresji; może on być nawet rzędu 10^2).

Współrzędne kątowe obiektu wyznacza się przez zastosowanie przeszkokujących przestrzeń kierunkowych, skupiających fale elektromagnetyczne w wąskiej wiązki. Zdolność rozdzielcza (lub rozróżnialność) kątowa radaru $\Delta\theta$ (definiowana w podobny sposób jak poprzednio) związana jest z szerokością wiązki

$$\Delta\theta \approx (1 \div 1,3) \theta \quad [3]$$

Szerokość wiązki związana jest z długością fali radaru λ i rozpiętością anteny D w sposób następujący:

$$\theta \approx 70 \frac{\lambda}{D} \quad [4]$$

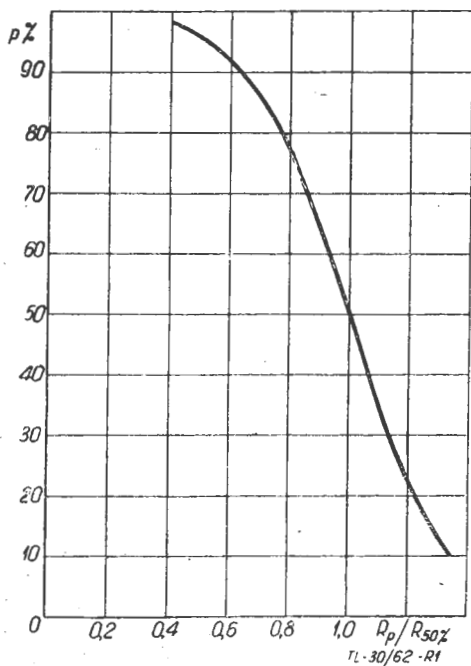
Tak więc, dla uzyskania szerokości wiązki w azymucie $\theta_a = 1^\circ$, trzeba mieć antenę o rozpiętości równej około 70 długości fali.

Maksymalny zasięg urządzenia radarowego określony jest zależnością:

$$R = \sqrt[4]{\frac{P_n}{P_o} \cdot \frac{A^2}{4\pi\lambda^2} \sigma} \quad [5]$$

gdzie: P_n — moc nadajnika; P_o — minimalny sygnał wykrywany przy odbiorze; A — skuteczna powierzchnia anteny; σ — skuteczna powierzchnia odbijająca.

Minimalny sygnał wykrywany P_o zależy od poziomu własnych szumów cieplnych odbiornika, poziomu szumów zewnętrznych oraz sposobu filtracji sygnału. Jednym z podstawowych wyników teorii wykrywania sygnału jest stwierdzenie, że dla idealnego systemu odbiorczego (przy odbiorze w szumach cieplnych) P_o wyznaczone jest przez poziom szumów oraz energię sygnału. Jak z tego wynika, dla uzyskania dużych zasięgów konieczne jest stosowanie



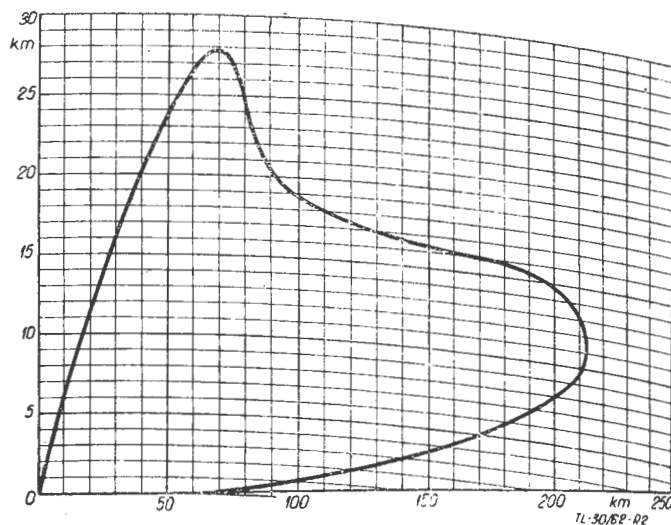
Rys. 1. Prawdopodobieństwo wykrycia obiektu w funkcji odległości od stacji radiolokacyjnej

dużych mocy średnich nadajnika (a nie tylko dużych mocy szczytowych).

Należy podkreślić, że zarówno ze względu na to, że odbiór sygnałów radarowych odbywa się na granicy szumów, jak i dzięki temu, że powierzchnia skuteczna celu σ jest

¹⁾ Dla dużych współczynników kompresji można w przybliżeniu powiedzieć, że $\tau_e \sim \frac{1}{B}$, gdzie B — szerokość widma impulsu sondującego.

wielkością fluktuującą, minimalny sygnał wykrywany P_o — a zatem i zasięg R — są wielkościami określonymi statystycznie. Mówi się więc np. o zasięgu z 50% prawdopodobieństwem wykrycia. Rys. 1 przedstawia zależność prawdopodobieństwa wykrycia od zasięgu dla jednocanałowej stacji radiolokacyjnej. Widać, że zasięg przy 95% prawdopodobieństwie wykrywania jest około dwukrotnie



Rys. 2. Typowy wykres pokrycia stacji radiolokacyjnej

mniejszy niż przy prawdopodobieństwie 50%. Zmniejszenie różnicy pomiędzy R_{50} i R_{95} (oraz zwiększenie pewności wykrywania) można osiągnąć w radarach pracujących systemem tzw. diversity częstotliwości, to jest wysyłających sygnały sondujące na więcej niż jednej fali nośnej.

Często używanym w radiolokacji pojęciem jest tak zwany wykres pokrycia. Jest to wykres we współrzędnych odległość-wysokość, określający zasięg radaru dla różnych położeń obiektu o zadanej powierzchni skutecznej. Rys. 2 przedstawia przykładowo taki wykres dla typowej cywilnej stacji kontroli obszaru. Charakterystyka elewacyjna anteny, zapewniająca teoretycznie stały pułap wykrywania, nazywana jest często charakterystyką „cossec”. Charakterystyka anteny dającej pokrycie według rys. 2 zbliżona jest w pewnym stopniu do charakterystyki „cossec”, posiada jednak większy zysk dla wysokich kątów elewacji, co ułatwia wykrywanie samolotów na tle ech stałych.

Należy zwrócić uwagę na dwie szczególne cechy wykresu pokrycia. Jedną z nich jest istnienie tzw. „martwego stożka”, wynikającego z trudności realizacji anteny, pokrywanej promieniowaniem sektor aż do 90° . Istnieją co prawda urządzenia o pokryciu sięgającym 90° , jednak większość współczesnych stacji radiolokacyjnych posiada taki „martwy stożek”, w którym samoloty nie są widoczne. Drugą cechą jest istnienie dolnej strefy niewykrywania, związanej z horyzontem radiolokacyjnym oraz zjawiskami odbicia fal elektromagnetycznych od powierzchni ziemi. Jak widać, łatwiej jest zbliżyć się niespostrzeżenie do stacji radiolokacyjnej lecąc tuż nad powierzchnią ziemi, niż na większej wysokości. Wykorzystanie tego zjawiska spowodowało opracowanie specjalnej taktyki oraz urządzeń nawigacyjnych dla umożliwienia takich lotów; konstruuje się nawet wyspecjalizowane samoloty, mogące odbywać loty z dużą szybkością na małych wysokościach (np. angielski samolot Blackburn NA. 39 „Buccaneer”). Radar o wykresie pokrycia podobnym do przedstawionego na rys. 2 wyznacza jedynie odległość i azymut obiektów, co dla wielu zastosowań jest wystarczające. Antena obraca się w azymucie zwykle kilka do kilkunastu razy na minutę, dając dookólny przegląd sytuacji, która zostaje zobrazowana na ekranie wskaźnika panoramicznego.

Gdy zachodzi potrzeba pomiaru wysokości obiektów, stosuje się specjalne urządzenia radarowe, nazywane wysokościomierzami. Posiadają one charakterystykę promieniowania o małej szerokości wiązki w elewacji — θ_e rzędu 1° . Anteny tych stacji oscylują w płaszczyźnie pionowej, mierząc odległość i kąt elewacji obiektu, na których podstawie można określić jego wysokość nad powierzchnią ziemi. Ostatnio wchodzi coraz szerzej w użycie tak zwane radary

„trójwymiarowe”, mierzące jednocześnie trzy współrzędne celu. Będzie o nich mowa w jednym z następnych rozdziałów.

W przypadku konieczności pomiaru współrzędnych jednego tylko obiektu, lecz z dużą dokładnością, stosuje się zautomatyzowane stacje radarowe, pracujące systemem tak zwanego wybierania stożkowego lub systemem monoimpulsowym. Pozwalają one uzyskać nierzwykają duże dokładności śledzenia.

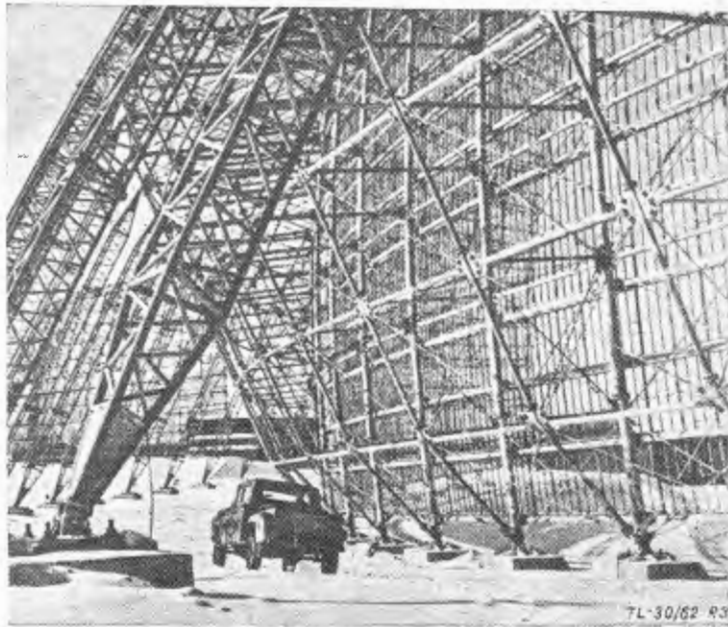
Wspomniano już poprzednio o możliwości pomiaru prędkości promieniowej obiektów metodami radiolokacyjnymi. Odbywa się to dzięki wykorzystaniu znanego zjawiska Dopplera, to jest przez pomiar różnicy częstotliwości sygnału odbitego i wysłanego. Osiągnąć przy tym można bardzo duże dokładności. Trzeba nadmienić, że zjawisko Dopplera odgrywa ważną rolę w radiolokacji, umożliwiając wykrywanie obiektów ruchomych na tle zakłóceń pasywnych, wywołanych niepożądanymi odbiciami od obiektów naturalnych lub rozsiewanych sztucznie przez przeciwnika.

Na zakończenie niniejszego rozdziału należy podkreślić, że przedstawia on oczywiście jedynie bardzo ogólny zarys zagadnienia. Czytelnik, pragnący dokładniejszego omówienia przedmiotu może je znaleźć w pozycjach [1, 2] literatury.

3. Urządzenia bardzo wielkiego zasięgu

Niektóre tendencje rozwojowe współczesnej radiolokacji występują najwyraźniej na przykładzie nowoczesnych systemów, przeznaczonych dla obrony przeciwko międzykontynentalnym pociskom balistycznym. Zadania, jakie mają spełniać te urządzenia są nierzwykają trudne: wymagane zasięgi wynoszą kilka tysięcy km i to dla skutecznych powierzchni odbijających mniejszych niż posiadały na przykład czterosilnikowe bombowce z okresu ubiegłej wojny. Jak to widać ze wzoru [5], aby zwiększyć dziesięciokrotnie zasięg radaru (a więc np. z 500 na 5000 km), należałoby podnieść np. moc nadajnika 10 000 razy. Przykład ten ilustruje niektóre trudności techniczne, z jakimi musieli się liczyć konstruktorzy omawianych urządzeń.

Zwiększenie zasięgu osiągnięto oczywiście nie tylko przez zwiększenie mocy nadawczej. Obok opracowania nowych



Rys. 3. Fragment konstrukcji wielkiej anteny radaru, wykrywającego międzykontynentalne rakiety balistyczne

lamp nadawczych (jak np. klustrony wielkiej mocy) opracowano również nowe metody małoszumnego wzmacniania sygnałów (wzmacniacze parametryczne, wzmacniacze molekularne — tzw. masery), nowe metody wykrywania sygnałów oparte na teorii wnioskowania statystycznego a wykorzystujące maszyny cyfrowe o szybkości kilkudziesięciu tysięcy działań na sekundę, oraz opracowano gigantyczne konstrukcje mechaniczne anten. Ponieważ te ostatnie są już zbyt wielkie, aby obracać je mechanicznie,

opracowano nowe metody przeszukiwania przestrzeni przy pomocy elektrycznie sterowanych wiązek promieniowania.

Warto przytoczyć kilka danych liczbowych. W czasie ubiegłej wojny światowej maksymalna moc nadajników radarowych w impulsie wynosiła ok. 1 MW²⁾, a moc średnia — ok. 1 kW. Współcześnie działają natomiast nadajniki radarowe o mocy do 50 MW w impulsie, a przewiduje się osiągnięcie w najbliższym dziesięcioleciu mocy rzędu kilkuset MW. Moc średnia uzyskiwana z pojedynczego klustronu mocy sięga obecnie ok. 100 kW, jednak jedna z firm zapowiada już wypuszczenie na rynek lampy o mocy średniej około 1 MW; należy zaznaczyć, że nadajniki takie można łączyć równolegle, uzyskując odpowiednio większe moce.

O ile w czasie ubiegłej wojny współczynniki szumów odbiorników radarowych były rzędu 10 dB, to znaczny odbiornik posiadał czułość około 10 razy gorszą od teoretycznie możliwej, to współcześnie wzmacniacze parametryczne pozwalają na uzyskanie czułości zaledwie 1,5 do 2-krotnie gorszej niż teoretyczna, a wzmacniacze maserowe — czułości praktycznie niewiele różniące się od teoretycznej³⁾.

Wiadomości o konkretnych urządzeniach omawianego typu są ze zrozumiałych względów dość skąpe. Stosunkowo najdokładniej opisane zostały urządzenia wchodzące w skład systemu ostrzegania St. Zj. A.P. przed raketami międzykontynentalnymi, zwanego BMEWS (od słów Ballistic Missile Early Warning System). Trzy stacje tego systemu — na Alasce, w Grenlandii i w Anglii mają zapewnić 15-minutowy okres ostrzeżenia dla terytorium St. Zj. A.P.

Stacja BMEWS składa się zasadniczo z dwóch typów urządzeń. Jedno z nich, typu FPS-50, ma zasięg około 5500 km. Posiada ono kilka anten o rozmiarach około 125 × 50 m i ciężarze około 1500 t każda. Potrzeba ustawienia kilku anten wynika z tego, że każda z nich przeszukuje jedynie 30-stopniowy sektor azymutu. Anteny te są konstrukcjami nie tylko potężnymi, ale także skomplikowanymi i precyzyjnymi. Obok widocznych na rysunku (rys. 3) potężnych zwierciadeł mikrofalowych, zawierają one również umieszczone w pewnej odległości układy przeszukiwania, składające się z 704 elementów promieniujących każdy. Tolerancja wykonania tych ogromnych konstrukcji jest rzędu 3 mm, co szczególnie w klimacie Alaski i Grenlandii było nierzwykają trudne do spełnienia. Moc średnia urządzenia FPS-50 ma jakoby wynosić około 1 MW, co pociąga za sobą istnienie wokół anteny wielokilometrowego obszaru, gdzie przebywanie bez osłony w czasie pracy radaru jest niebezpieczne dla zdrowia.

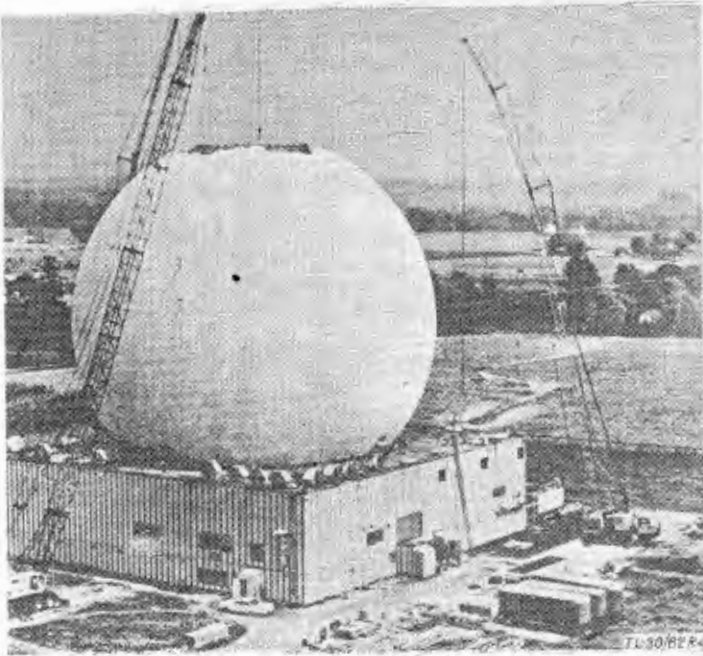
Drugi typ urządzenia radarowego, umieszczonego w opisywanej bazie, FPS-49, służy do dokładniejszego śledzenia wykrytych celów. Radar ten posiada antenę paraboliczną o średnicy 22,5 m, umieszczoną w osłonie o średnicy 43 m, wykonanej z tworzywa przezroczystego dla fal radiowych. Antena ta waży 170 t; może ona się obracać w azymucie i elewacji (rys. 4).

Ze względu na zrozumiałą konieczność nierzwykają szybkiego działania, praca stacji BMEWS jest w przeważającej części zautomatyzowana. Stacje te wyposażone są w ogromne elektroniczne maszyny cyfrowe, dzięki którym określa się natychmiast tor lotu wykrytego pocisku, miejsce jego wystąpienia, przewidywane miejsce upadku itp. O wielkości stacji świadczyć mogą następujące liczby: baza zbudowana w Anglii (przy stosunkowo znacznie łatwiejszych warunkach atmosferycznych i transportowych niż np. na Grenlandii) kosztuje ok. 120 milionów dolarów, a obsługując stację personel ściśle techniczny liczy ok. 400 osób.

Nie mniej potężne urządzenia radarowe związane są z systemem kierowania przeciwrakietami typu „Nike Zeus”, jednak informacje o nich są bardziej skąpe. Wiadomo jednak, że zawiera on, kilka wyspecjalizowanych urządzeń radarowych, a m.in. radar obserwacji dookreślnej posiadający potrójną wirującą antenę nadawczą wielkich rozmiarów, nadajniki o mocy wielu megawatów w impulsie oraz ogromną antenę odbiorczą, pracującą na zasadzie tzw. soczewki Luneberga. Omawiany system radarowy zbudowano na jednej z wysp Pacyfiku, gdzie mają się odbyć pierw-

²⁾ 1 MW = 10⁶ W.

³⁾ Oznacza to, że szumy utrudniające wykrywanie słabych sygnałów pochodzą wówczas praktycznie jedynie z zewnątrz (na przykład szumy kosmiczne), a odbiornik prawie nie wnosi szumów własnych.



Rys. 4. Antena radaru FPS-49 w osłonie o średnicy 43 m

sze próby zestrzelenia za pomocą przeciwrakiety „Nike Zeus” pocisku międzykontynentalnego „Atlas”, startującego z wybrzeży Kalifornii.

Jak widać z oficjalnych oświadczeń o rozwiązaniu problemu niszczenia rakiet w locie w Z.S.R.R., Związek Radziecki musi posiadać nie mniej potężne urządzenia radarowe, podobne do opisanych wyżej. Nie zostały jednak opublikowane żadne bliższe informacje.

Odmienne podejście do problemu dalekosiędnego ostrzeżenia stanowi wykorzystanie dobrze znanego w radiokomunikacji krótkofalowej zjawiska odbicia od jonosfery. W ten sposób można uzyskać wykrywanie poza normalnym horyzontem radiolokacyjnym, jednakże z pewnymi trudnościami, wywołanymi zmiennością właściwości jonosfery w czasie.

Urządzenia oparte na wspomnianej zasadzie zbudowano w Z.S.R.R. (o czym informowała prasa codzienna) oraz w St. Zj. A.P. W prasie technicznej nadmienia się o możliwości wykrywania w ten sposób rakiet międzykontynentalnych już w chwili startu (tzw. projekt „Tee-Pee”), jednakże brak bliższych informacji o praktycznej skuteczności tej metody.

Natomiast wykrywanie, znajdujących się poza horyzontem, samolotów przy pomocy radaru, wykorzystującego odbicie fal od jonosfery, znalazło jakoby praktyczne uzasadnienie, przy czym odpowiednia stacja radiolokacyjna o nazwie „Madre” (od słów „magnetic drum”) ma mieć zasięg rzędu 4000 km, pokrywając obszar północnego Atlantyku. Radar „Madre” pracuje na falach rzędu kilkunastu metrów (a więc stosunkowo długich) z mocą w impulsie około 5 MW. Jego antena posiada wymiary około 100 × 45 m. Zastosowano nowoczesne metody odbioru korelacyjnego, przy czym jako element pamięciowy służy — podobnie jak w niektórych maszynach matematycznych — obrotowy bęben magnetyczny. Radar ten potrafi wyróżnić ruchomy obiekt (np. samolot) na tle silnych nawet odbić od powierzchni ziemi lub morza, o ile tylko prędkość promieniowa tego obiektu (w stosunku do radaru) przekracza 90 km/godz.

Podobną nieco problematykę konstrukcyjną, jak omawiane wyżej potężne stacje radarowe służące dla wykrywania rakiet balistycznych, przedstawiają urządzenia radarowe przeznaczone dla celów astronomicznych. Jak wiadomo, po II wojnie światowej dokonano po raz pierwszy pomiaru odległości Księżycą od Ziemi metodą radiolokacyjną. Obecnie uzyskano już kilkakrotnie odbicie radarowe od Wenus, wyznaczając z wielką dokładnością jej odległość; uzyskano także — przy pomocy radaru o 0,5 WM mocy średniej — echo radarowe od Słońca. O przyszłych zamierzeniach w tej dziedzinie świadczyć mogą projekty budowy gigantycznego reflektora o średnicy 300 m w Arecibo na Jamajce. Wykorzysta się przy tym naturalne zagłębienie

nie skalne (rys. 5). Aparatura ta służyć ma bądź jako radioteleskop, bądź też jako radar międzyplanetarny; prace przy budowie są już zaawansowane.

Nawet pobieżny przegląd problematyki radarów bardzo wielkiego zasięgu daje wyobrażenie o ogromnych nakładach, związanych z tego typu urządzeniami. Należy się spodziewać, że koszty te będą w przyszłości coraz bardziej wzrastać. Wiąże się to z jednej strony z coraz większym rozwojem broni raketowej (np. wykorzystaniem sztucznych satelitów jako platform startowych dla pocisków balistycznych), z drugiej strony — z możliwością wytwarzania zakłóceń przez przeciwnika, co powoduje konieczność stosowania rozbudowanej aparatury przeciwwzakłóceńowej. W związku z tymi perspektywami napotyka się w prasie technicznej wzmianki, że koszt stacji radarowej dalekiego zasięgu może już w niedługim czasie osiągnąć wielkość rzędu miliarda dolarów [lit. 4].

4. Urządzenia średniego i dalekiego zasięgu

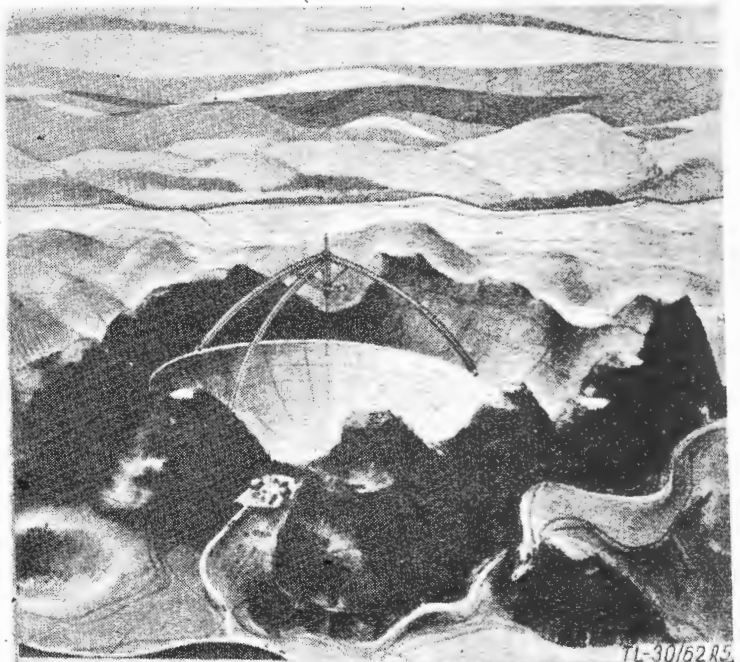
Urządzenia średniego i dalekiego zasięgu służą najczęściej do przeglądu sytuacji w powietrzu. W zastosowaniach wojskowych używane są dla celów ostrzeżenia, naprowadzania, przydziału celów innym urządzeniom itp. W zastosowaniach cywilnych służą na przykład do kierowania i kontroli ruchu lotniczego.

Stacje tego typu muszą wykrywać obecnie samoloty odrzutowe — posiadające mniejsze skuteczne powierzchnie odbijające od samolotów śmigłowych — na znacznie większych wysokościach i odległościach niż to było wymagane w czasie ubiegłej wojny światowej. W związku z tym istnieje również tendencja do zwiększenia mocy, rozmiarów anten, poprawy czułości odbiorników itd. W zastosowaniach wojskowych konieczne jest jednak w wielu przypadkach wykonanie stacji w postaci przemieszczalnej, co zmusza do konstrukcji urządzeń lekkich i niezbyt wielkich. Spełnienie tych przeciwstawnych warunków jest bardzo trudne i wymaga pomysłowych rozwiązań konstrukcyjnych (por. niżej).

Istnieją więc dwa wyspecjalizowane kierunki konstrukcji stacji omawianego rodzaju; jeden z nich, to urządzenia stacjonarne, gdzie nie są istotne ograniczenia wielkości i ciężaru, drugi — to radary ruchome, łatwo przemieszczalne i szybko rozwijane.

Typowymi przykładami stacji pierwszego rodzaju mogą być urządzenia FPS-24 (rys. 6) względnie FPS-35. Oba zbudowane są na wysokich wieżach, przy czym FPS-35 — na betonowej wieży w rodzaju bunkra. Posiadają wielkie anteny, np. antena stacji FPS-24 ma rozmiary 37 × 11 m, a samo zwierciadło waży 30 t. Zastosowano w nich nadaj-

Rys. 5. Antena paraboliczna o średnicy 300 m, umieszczona w naturalnym zagłębieniu skalnym

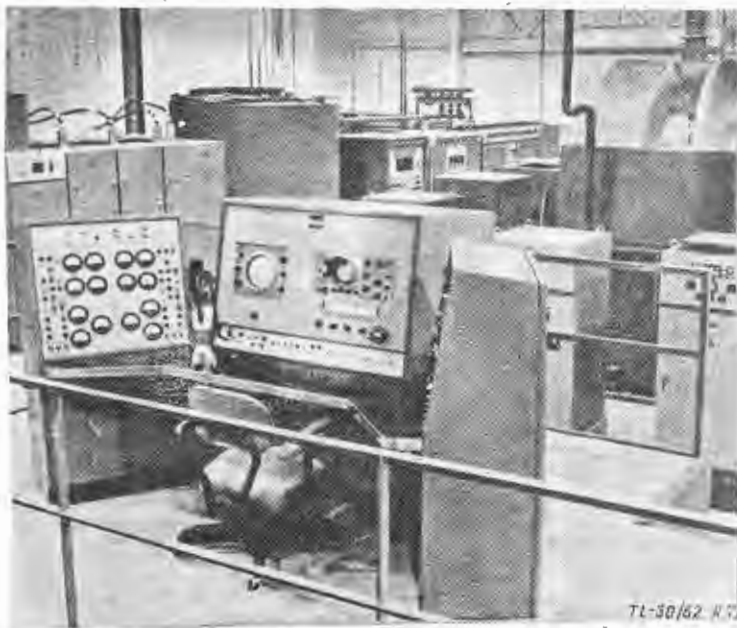




Rys. 6. Radar ostrzegawczy typu AN/FPS-24

niki o mocach w impulsie rzędu wielu megawatów oraz skomplikowaną aparaturę odbiorczą (rys. 7). Wyposażone są w rozbudowane układy przeciwwzakłócenio- we, przeciw zakłóceniom czynnym i biernym. Stacja taka zawiera ty- siące lamp elektronowych. Urządzenia FPS-24 i FPS-35 posiadają charakterystyki pokrycia o kształcie podobnym jak pokazano na rys. 1, to znaczy mierzą one tylko azy- mut i odległość obiektu. W celu pomiaru wysokości współ- pracują z nimi specjalne wysokościomierze (rys. 8). W osta- tniech latach pojawiły się natomiast nowe typy radarów określan- ych jako „trójwymiarowe”. Radary tego typu okre- ślają jednocześnie trzy współrzędne obiektów. Stacje takie mogą efektywnie zużytkowywać informacje o znacznie więk- szej ilości znajdujących się równocześnie w powietrzu

Rys. 7. Część aparatury radaru AN/FPS-24



obiektów niż to było możliwe dotychczas. Mogą one dzia- łać na zasadzie szybkiego przeszukiwania przestrzeni wąską wiązką, na zasadzie pracy wielowiązkowej lub w inny spo- sób. W związku z tymi urządzeniami mówi się o całkowi- cie „nowym pokoleniu” radarów. Stworzenie tych stacji wymagało rozwiązania wielu nowych problemów technic- znych. W szczególności charakterystyczny jest ogromny po- stęp w dziedzinie antenowej, gdzie m.in. osiągnięto możli- wości sterowania położeniem wiązki promieniowania w przestrzeni za pomocą środków czysto elektronicznych, bez konieczności wprawiania w ruch jakiegokolwiek ele- mentu mechanicznego (rys. 9). Pomimo, że są to urządze- nia bardzo skomplikowane i drogie, nie ulega wątpliwości, że radary „trójwymiarowe” stanowią perspektywiczny kie- runek rozwoju radiolokacji.

Charakterystyczne dla współczesnej techniki radioloka- cyjnej jest rosnące skomplikowanie i rozmiary aparatury elektronicznej. W związku z tym dużą wagę przykładają do zwiększenia niezawodności sprzętu oraz jego miniatu- ryzacji (rys. 10). Jest to tym bardziej palącą potrzebą, że współczesne urządzenia radiolokacyjne stosują automa- tyczne metody wykrywania oraz powiązane są w ogólno- krajowy system (np. w St. Zj. A.P. tzw. system SAGE), zawierający dziesiątki ogromnych elektronicznych maszyn cyfrowych. System ten umożliwia jednak kierowanie obro- ną przeciwlotniczą w skali kontynentalnej.

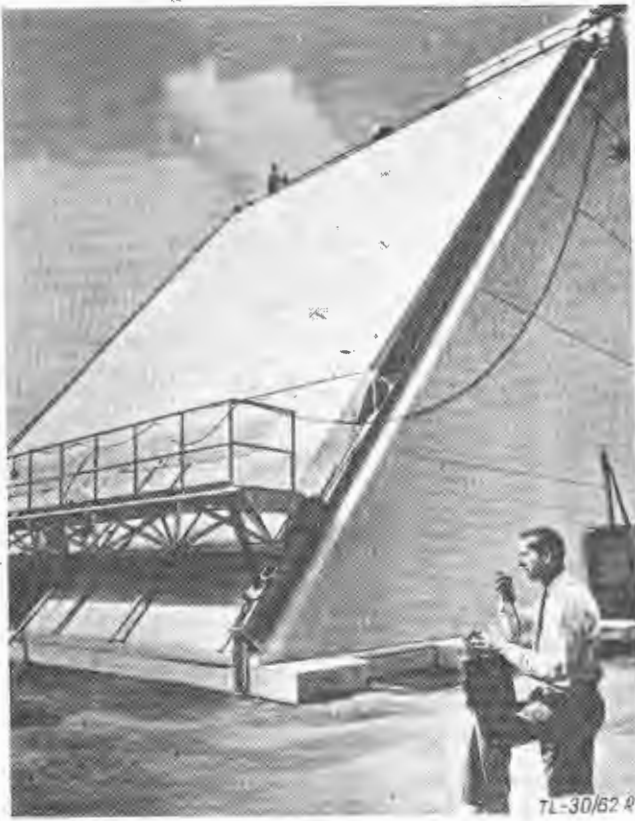
Jeśli chodzi o urządzenia przewoźne, to typowym przy- kładem może być „trójwymiarowy” radar typu AN/MPS-23,



Rys. 8. Antena wysokościomierza radarowego typu AN/FPS-25. Aparatura tego radaru zawiera ok. 3500 lamp elektronowych

znany także jako „Frescanar”. Antena tego radaru (rys. 11) umieszczona jest na przyczepie; po przyjeździe na miejsce rozkłada się na boki ściany przyczepy, tworząc platformę, na której umieszcza się nadmuchiwaną lekką kulistą osłonę z plastyku. W ten sposób antena jest zabezpieczona przed wpływami atmosferycznymi. Obraca się ona mecha- nicznie w azymucie, natomiast w elewacji wiązka anteno- wa sterowana jest elektronicznie za pomocą zmiany czę- stotliwości⁴⁾, od czego pochodzi nazwa „Frescanar”). Apa- ratura odbiorcza stacji jest w ogromnej części zbudowana na tranzystorach, dzięki czemu pobiera bardzo małą moc oraz jest w znacznym stopniu zminiaturyzowana. Całość stacji mieści się na czterech przyczepach z odpowiednią

⁴⁾ ang. „frequency scanning”.

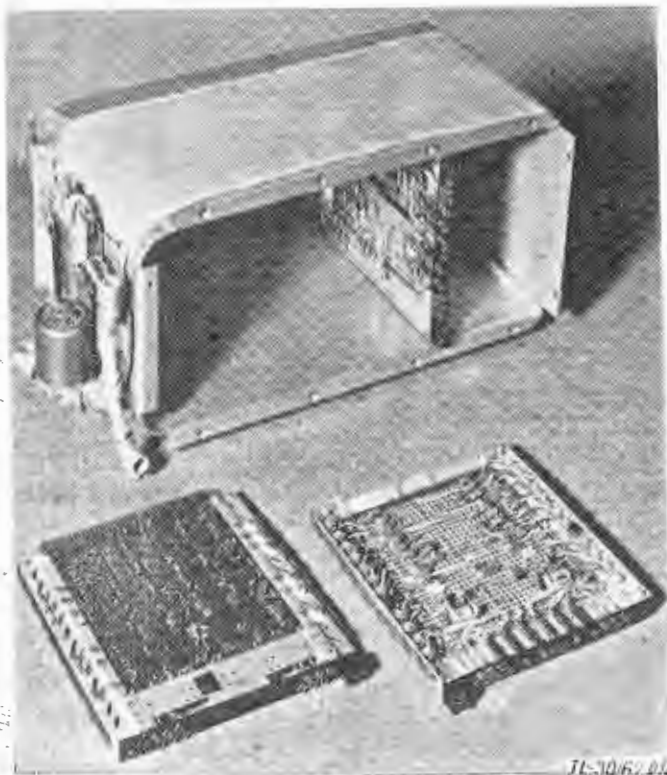


Rys. 9. System antenowy radaru „Esar”, składający się z ok. 9000 elementów

ilością ciągników. Stacja MPS-23 współpracuje z systemem „Missile Master”, kierującym polowymi ruchomymi jednostkami raketowymi obrony przeciwlotniczej. Zadaniem radaru MPS-23 jest wykrywanie w dużym zasięgu obiektów powietrznych i następnie podział celów pomiędzy odpowiednie baterie rakiet, których sterowanie odbywa się już za pomocą innych urządzeń radarowych.

W dążeniu do skrócenia czasu rozwijania i zwiększenia ruchliwości, stosuje się w niektórych przewoźnych radarach nie tylko osłony anten, ale i same anteny w postaci

Rys. 10. Przykład zminiaturyzowanej konstrukcji fragmentu aparatury radarowej

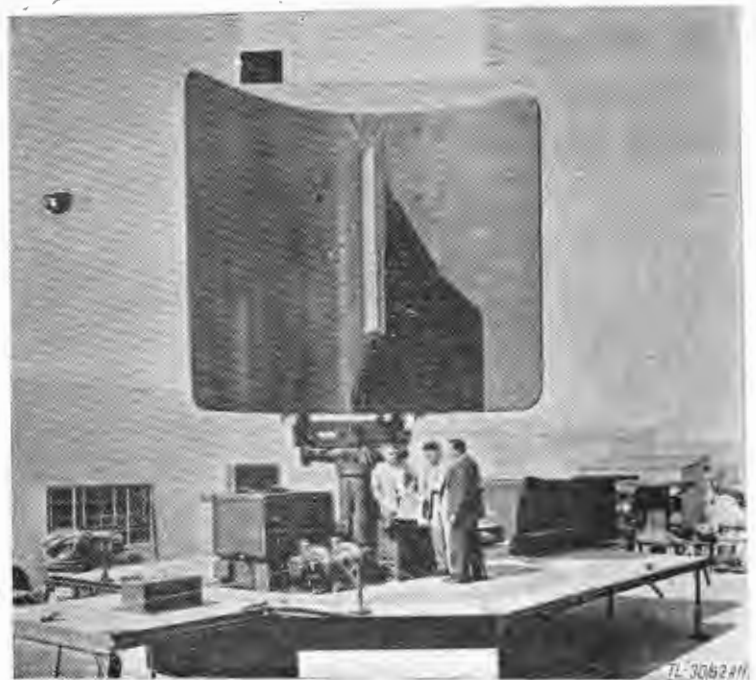


kształtowanych, nadmuchiwanych „balonów” z cienkiego plastiku.

Mówiąc o urządzeniach wojskowych należy również krótko wspomnieć o problemach zakłóceń i walki z nimi. Technika zakłóceńowa poczyniła w ostatnich latach znaczne postępy, a o rozmiarach prowadzonych w tej dziedzinie prac może świadczyć wysokość wydatkowanych na nie funduszy — np. w St. Zj. A.P. około 250 milionów dolarów rocznie. Obrona przeciw zakłóceńom wymaga stosowania w stacjach radiolokacyjnych kosztownej i skomplikowanej aparatury. Brak miejsca nie pozwala na bliższe omówienie problematyki zakłóceńowej i przeciwalkłóceńowej w niniejszym artykule; istnieje obszerny artykuł przeglądowy, omawiający szczegółowo ten ważny temat [lit. 3].

Omówione wyżej przykłady pozwalają zorientować się najogólniej w niektórych tendencjach rozwojowych współczesnych wojskowych urządzeń radiolokacyjnych dużego i średniego zasięgu; szczegółowsze informacje znaleźć można w poz. [4] literatury.

Jeśli chodzi o urządzenia cywilne, to z natury rzeczy przy ich konstrukcji czynnik ekonomiczny odgrywa większą rolę niż w sprzęcie wojskowym. Z tego też względu urządzenia te nie przybierają tak potężnych rozmiarów. Jednakże opisane wyżej tendencje dają się zauważyć również w stacjach cywilnych, chociaż w skromniejszym zakresie.



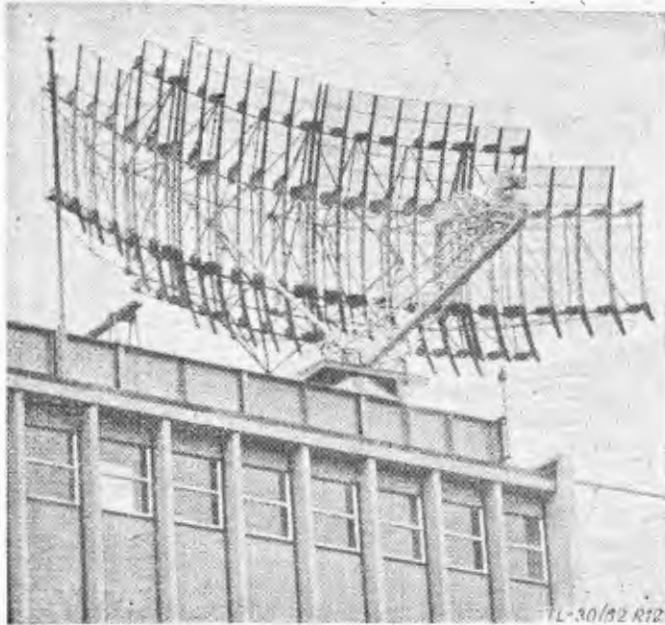
Rys. 11. Antena radaru „Frescanar” (MPS-23)

Dla przykładu omówiony tu będzie francuski radar kontroli obszaru, zainstalowany na paryskim lotnisku Orly, służący do kierowania i kontroli ruchu samolotów komunikacyjnych w promieniu ponad 200 km.

Według zaleceń I.C.A.O. z r. 1958, stacja kontroli obszaru powinna posiadać pułap 14 000 m przy zasięgu odpowiadającym odległości, na której samolot odrzutowy rozpoczyna obniżać lot przy zbliżaniu się do lotniska. Odległość ta wynosi np. około 200 km dla samolotu „Boeing 707” i około 160 km dla „Caravelle”.

Dla spełnienia tych wymagań przy prawdopodobieństwie wykrywania 90% (por. część 2), firma C.S.F. opracowała radar pracujący systemem diversity na fali około 23 cm. Charakterystyka pokrycia tego urządzenia jest zbliżona do podanej na rys. 1.

Antena stacji posiada rozpiętość 12 m (rys. 12) i obraca się z szybkością 6 obr/min. Może ona być przełączana na promieniowanie z polaryzacją kołową, co poprawia widzialność w ciężkich warunkach atmosferycznych. Szerokość wiązki w azymucie wynosi około 3°. Stacja pracuje systemem podwójnego diversity, przy czym różnica częstotliwości wynosi kilkadziesiąt MHz. Moc każdego nadajnika w impulsie wynosi ok. 2 MW, długość impulsu — 4 μ S, częstotliwość powtarzania impulsów — 250 Hz.



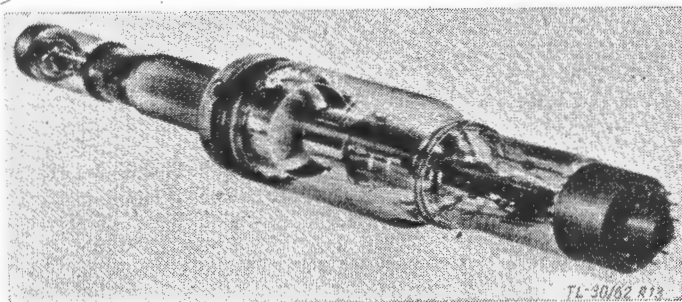
Rys. 12. Antena cywilnego radaru kontroli obszaru

Współczynnik szumów odbiornika — ok. 8,5 dB. Radar posiada układy tłumienia ech stałych, wyposażone w lampy pamięciowe. Jak wiadomo, tłumienie ech stałych jest konieczne w stacjach tego typu, gdyż umożliwia obserwację samolotów na tle odbić od obiektów stałych (domy, drzewa itp.), które bez stłumienia mogą uniemożliwić obserwację do odległości rzędu kilkudziesięciu km [lit. 5]. Ciekawym urządzeniem dodatkowym jest w tej stacji układ transformacji obrazu radarowego wskaźnika P na ekran typu telewizyjnego. Dokonuje się tego przy pomocy aparatury, wykorzystującej specjalną lampę (rys. 13). Transformacja taka pozwala obserwować zobrazowanie lokacyjne przy świetle dziennym oraz przesyłać je na duże nawet odległości za pomocą konwencjonalnych łączy telewizyjnych. Należy w tym miejscu zauważyć, że istnieją również systemy, pozwalające przesyłać obraz radarowy przy wykorzystaniu linii telefonicznych; odbywa się to poprzez tak zwane zwężenie (kompresję) wstęgi, co wymaga również zastosowania specjalnej aparatury.

Osiągnięcie dużego zasięgu z wielkim prawdopodobieństwem wykrywania rozwiązała inna firma („Raytheon”) w podobnym urządzeniu, pracującym na tej samej fali i wyposażonym w antenę o podobnych rozmiarach, odmiennymi nieco metodami. Zastosowano mianowicie nowy typ lampy mikrofalowej — tak zwany amplitron — o mocy 5 MW w impulsie oraz wzmacniacz parametryczny o współczynniku szumów około 2 dB. Radar ten zainstalowano w wielu miejscach w St. Zj. A.P. oraz m.in. w Szwajcarii.

Dążenie do osiągnięcia maksymalnej skuteczności TES (tłumienia ech stałych) skłoniło firmę „Marconi” do opracowania serii radarów cywilnych, sterowanych oscylatorem kwarcowym o dużej stałości częstotliwości. Zapewniło to bardzo dużą skuteczność układów TES, pracujących systemem koherentno-impulsowym. Po innej drodze idą m.in. firmy „Decca” i „C.F.T.H.”, które rozpracowały w celu osiągnięcia dobrej widzialności na tle ech stałych — specjalne dwuwiaźkowe systemy antenowe.

Rys. 13. Lampa przetwarzająca zobrazowanie radiolokacyjne na zobrazowanie telewizyjne

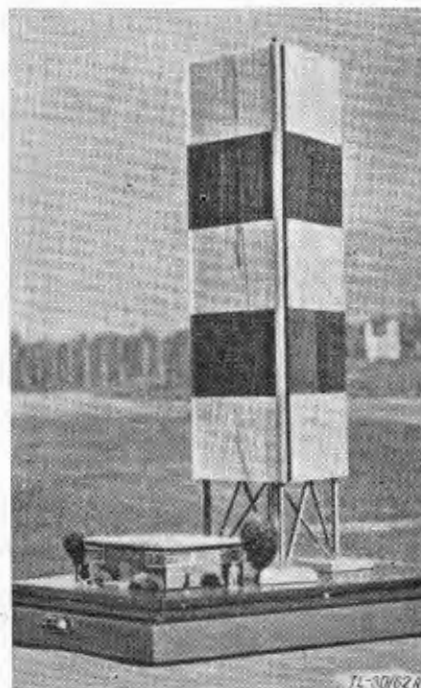


Cena urządzeń radarowych służących do kontroli obszaru sięga setek tysięcy dolarów.

Przykładem zastosowania systemu „trójwymiarowego” do potrzeb cywilnych może być opracowany w St. Zj. A.P. radar typu ASHR-1. Jest to radar, współpracujący z pracującym na fali około 10 cm radarem kontroli rejonu lotniska⁵⁾. Ten ostatni „oświetla” obiekty w promieniu ponad 100 km, natomiast odbite echa odbierane są przez antenę odbiorczą ASHR-1. Antena ta jest nieruchoma i składa się z trzech „ścian”, pokrywających w sumie charakterystykami pełny kąt azymutu, natomiast tworzących w elewacji około 115 (!) wiązek każda. Szerokości w elewacji dolnych wiązek wynoszą około 0,19°, tak że na odległości około 90 km rozdzielność w elewacji wynosi około 300 m; tak wielkiej zdolności rozdzielczej nie posiadał dotąd żaden radar. Trzeba jednak dodać, że antena ma około 50 m wysokości i waży około 100 ton (rys. 14). W sumie urządzenie to zawierać będzie stokilkadziesiąt odbiorników mikrofalowych i ogromną aparaturę dodatkową.

5. Precyzyjne śledzenie celów

Najbardziej znanym przykładem urządzeń służących do precyzyjnego śledzenia celów są artyleryjskie stacje radiolokacyjne, służące do automatycznego śledzenia samolotów i podawania ich współrzędnych do przeliczników, sterujących działami przeciwlotniczymi [lit. 1]. W miarę rozwoju



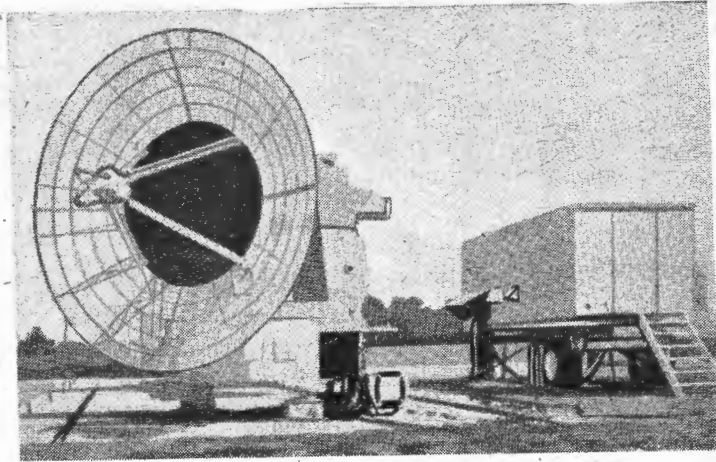
Rys. 14. System antenowy radaru ASHR-1

techniki wzrosły wymagania na podobne urządzenia, gdyż śledzenie na przykład rakiet w locie wymaga większych zasięgów, zwiększonej dokładności śledzenia, ewentualnie pomiaru szybkości celu. Przykładowo można tu wymienić urządzenie AN/FPS-16, używane głównie do celów pomiarowych na poligonach raketowych; istnieje wersja przezożna tego urządzenia, która może być wykorzystana do zastosowań polowych (rys. 15).

Radar AN/FPS-16 pracuje na fali około 5,5 cm systemem monoimpulsowym. Moc nadajnika w impulsie wynosi około 1 MW, długość impulsu 1 μ s, częstotliwość powtarzania impulsów 1000 Hz. Średnica anteny wynosi około 3,6 m, szerokość wiązki około 1,2°. Dokładność pomiaru odległości wynosi 1,5 m, dokładność pomiaru elewacji i azymutu — 0,2 tys. ⁶⁾. Zasięg wynosi (dla powierzchni skutecznej

⁵⁾ Radar kontroli rejonu lotniska oznaczany jest w literaturze anglosaskiej skrótem ASR. Omówienie rodzajów i podziału funkcji radarów używanych w lotnictwie cywilnym podaje m.in. poz. [6] literatury.

⁶⁾ 7 tys. = $\frac{1}{1000}$
radiana $\approx 0,057^\circ$.



Rys. 15. Przewoźne wykonanie precyzyjnego radaru śledzącego

celu równej 1 m²) ok. 280 km. Nowsze wersje tej stacji wyposażone są w urządzenia, mierzące szybkość celu na zasadzie efektu Dopplera.

Dalszym, ulepszonym urządzeniem podobnego typu jest radar AN/FPQ-6, pracujący na tej samej fali, jednak z mocą w impulsie 3 MW. Posiada on większą antenę (o średnicy ok. 9 m). W stosunku do radaru AN/FPS-16, typ AN/FPQ-6 ma lepszą dokładność pomiaru kątów (0,1 tys.) oraz znacznie większy zasięg — około 400 km.

Przewiduje się dalsze zwiększenie mocy podobnych radarów; jedno z projektowanych urządzeń ma posiadać moc w impulsie rzędu 10 MW, przy mocy średniej około 50 kW. Antena ma mieć średnicę około 36 m (przy tej samej fali równej ok. 5,5 cm). Zasięg takiego urządzenia przekraczałby 10 000 km. Radar taki należałby więc już do klasy urządzeń bardzo dużego zasięgu (por. cz. 3).

6. Automatyzacja kierowania ruchem lotniczym

W poprzednich częściach niniejszego artykułu wspomniano już niejednokrotnie o automatyzacji zarówno samego wykrywania radarowego, jak i przekazywania informacji radarowej oraz powiązań systemowych. Komunikacja lotnicza zbliża się szybko do granicy bezpiecznej gęstości ruchu, dopuszczalnej przy obecnych środkach jego kierowania i kontroli — przy okazji każdej większej katastrofy słyszy się nawet opinie, że granica ta jest już przekraczana. W związku z tym prowadzone są w wielu krajach prace w kierunku osiągnięcia zasadniczej poprawy bezpieczeństwa ruchu i zwiększenia jego dopuszczalnego natężenia poprzez wprowadzenie nowych środków technicznych i automatyzację. Jest to zagadnienie rozległe i obejmuje bardzo różnorodną tematykę, poczynając od systemów automatycznego lądowania aż do kierowania ruchem powietrznym w skali kontynentalnej.

Jeśli chodzi o zagadnienie automatycznego lądowania, prowadzone są w tej dziedzinie prace w wielu krajach ze względu na to, że około 30% wypadków lotniczych zdarza się w tej fazie lotu. Jak wiadomo, dotychczasowe systemy

wykorzystujące bądź urządzenia ILS, bądź precyzyjny radar PAR 6, nie są systemami automatycznymi. Automatyczne systemy lądowania opierają się na różnych zasadach (jak np. angielski system kabli prowadzących BLEU); precyzyjne urządzenie radarowe, pracujące na falach milimetrowych, wykorzystuje w swym systemie m.in. firma „Bell Aerosystems Co” (St. Zjedn. AP).

Problem automatyzacji kierowania ruchem w rejonie lotniska projektuje się rozwiązać przez wprowadzenie radarów trójwymiarowych (por. opisany w cz. 4 radar ASHR-1) oraz automatyczną obróbkę informacji za pomocą odpowiednich elektronowych maszyn matematycznych. Na przykład kompleksowe urządzenie radiolokacyjne AN/GSN-11 przedtem nazywane „Voscan”) prowadzi automatycznie 18 zblżeń i 6 odlotów.

Przykładem bardziej rozległych systemów, obejmujących automatyzację kontroli obszaru, może być opracowywany obecnie w Holandii system „SATCO” (o którym jednak opublikowano dość skąpe informacje) oraz amerykańskie plany wykorzystania do tych celów kontynentalnego systemu „SAGE”, (o którym była mowa wyżej w cz. 4). Należy podkreślić, że w związku z tymi problemami wyłoniła się konieczność opracowania, względnie rozwinięcia szeregu nowych urządzeń. Między innymi nadzwyczaj aktualna stała się sprawa stworzenia międzynarodowego systemu radiolokacji wtórnej^{*)}, która dotąd w zastosowaniu do lotnictwa cywilnego rozwijała się dość powolnie.

Jak widać z powyższych uwag, automatyzacja kierowania i kontroli ruchu lotniczego znajduje się jeszcze we wstępnej fazie realizacji. Pod naciskiem potrzeb zostanie ona niewątpliwie wprowadzona w niedalekiej być może przyszłości, jednak będzie się to wiązało z koniecznością pokonania wielu trudności technicznych [lit. 7].

7. Zakończenie

Współczesna radiolokacja jest dziedziną tak rozległą, że próba krótkiego omówienia jej rozwoju z konieczności musi się odznaczać pewną dowolnością doboru tematyki. Wydaje się jednak, że omówione wyżej zagadnienia mogą być w pewnej mierze reprezentatywne dla naziemnych urządzeń radiolokacyjnych, związanych z techniką lotniczą i raketową.

^{*)} Jak wiadomo radiolokacja wtórna wykorzystuje urządzenia odzwowe, umieszczone na pokładzie samolotów.

LITERATURA

1. Szczurek M.: Urządzenia radiolokacyjne, Warszawa 1961, Wyd. Komunikacji i Łączności
2. Praca zbiorowa: Zasady Radiolokacji, Warszawa 1956, PWN
3. Kovit B., Holahan I., Dax P. R., Simpson M., Lambert J., Hatcher E. C.: Electronic Countermeasures, Space-Aeronautics, nr 4, 1960 (tłum. ros. Zarubieżnaja Radioelektronika, nr 11, 1960)
4. Praca zbiorowa: I. R. E. Transactions on Military Electronics, MIL-5, nr 2, 1961 (numer specjalny poświęcony perspektywom rozwoju radiolokacji)
5. Kroszczyński J., Grzenkowicz I.: Tłumienie ech stałych w radiolokacji, Przegląd Telekomunikacyjny, nr 11, 12, 1957
6. Kroszczyński J.: Zastosowania radaru w lotnictwie komunikacyjnym, Przegląd Telekomunikacyjny, nr 6, 1958
7. Die Flugsicherung ist noch nicht über den Berg, Interavia, nr 6, 1961



NOWOŚCI TECHNICZNE

POTEZ 880 — SAMOLOT TRANSPORTOWY STOL

Firma Potez buduje na zamówienie armii francuskiej samolot transportowy o skróconym starcie i lądowaniu. Samolot ten — Potez 880 — będzie wyposażony w cztery

silniki Turbomeca „Bastan” IV o mocy 930 KM każdy, rozmieszczone w ten sposób, że skrzydło wzdłuż całej swej rozpiętości będzie pozostawać pod działaniem strumieni zaśmigłowych.

Przewiduje się również budowę cywilnej odmiany samolotu — Potez 881.

Dane samolotu

	odmiana wojskowa	cywilna
Rozpiętość	21 m	—
Długość	18,4 m	—
Powierzchnia nośna	63 m ²	—
Ciężar całkowity	11 660 kG	13 560 kG
Ciężar ładunku	1500 kG	3200 kG
Prędkość przelotowa na wysokości 6000 m	500 km/h	500 km/h
Długość drogi startu ponad przeszkodą 10,7 m	210 m	400 m
Długość drogi lądowania z wysokości 15 m	285 m	285 m
Zasięg	2060 km	2400 km

W. K.

FRANCUSKO-NIEMIECKI SAMOŁOT TRANSPORTOWY „TRANSALL” C. 160

Współpraca Francji i Niemiec w budowie samolotów nie ograniczyła się do samolotu Breguet „Atlantic”. Obecnie firma Nord-Aviation pracuje wspólnie z niemieckimi wytwórcami Hamburger Flugzeugbau i Weser Flugzeugbau nad taktycznym samolotem transportowym „Transall” C. 160, przeznaczonym do zadań w strefie przyfrontowej. W 1961 roku rządy Francji i Niemiec zamówiły sześć samolotów „Transall” serii próbnej, łącznie z parkiem ma-



szynowym i oprzyrządowaniem, potrzebnym do produkcji. Samoloty te mają być zbudowane w roku 1964. Spodziewane jest ogólne zamówienie na 100—200 samolotów. Pierwszy prototyp ma być oblatany w 1962 roku we francuskim ośrodku doświadczalnym w Melun-Villaroche. Dwa następne prototypy będą oblatywane w Niemczech.

Do napędu samolotu są przewidziane dwa silniki Rolls-Royce „Tyne” R. Ty. 20 o mocy 6100 eKM każdy. Samolot ma przewozić 80 uzbrojonych żołnierzy lub 66 rannych. Otwierana w locie kłapa ładunkowa umożliwia zrzucanie ładunków na spadochronach. W celu skrócenia startu i lądowania mają być zastosowane dodatkowe silniki odrzutowe. Poprzednio przewidywano do tego celu dwa silniki Pratt and Whitney JT 12, obecnie mówi się o silnikach Rolls-Royce RB. 153. Przy użyciu tych silników rozbieg przy starcie zostanie skrócony do 370 m, a dobieg przy lądowaniu — do 315 m.

Dane samolotu

Rozpiętość	40,0 m
Długość	31,1 m
Wysokość	11,7 m
Powierzchnia skrzydeł	160 m ²
Wymiary przestrzeni ładunkowej	13 × 3,15 × 2,98 m
Ciężar całkowity	48 500 kG
Ciężar przy lądowaniu	45 800 kG
Ciężar samolotu suchego	40 840 kG
Ciężar ładunku	15 000 kG
Prędkość przelotowa na wysokości 7500 m	510 km/h
Zużycie paliwa	1085 kG/h
Zasięg	4500 km

W. K.

BADANIA WARUNKÓW LĄDOWANIA NADDŹWIĘKOWYCH SAMOŁOTÓW PASAŻERSKICH

Należący do NASA ośrodek badawczy w Ames prowadzi badania — w tunelu aerodynamicznym i za pomocą naśladowników lotu — zagadnień związanych z lądowaniem naddźwiękowych samolotów pasażerskich. Wyniki tych badań wskazują na poważne wady lansowanego powszechnie układu „kaczka” z trójkątnym skrzydłem.

Badania w Ames przeprowadzono na modelu, wykonanym w skali 1:3, w tunelu o małych prędkościach, z przestrzenią pomiarową o wymiarach 24,5 × 12,25 m. Stwierdzono, że w warunkach lądowania stateczność i sterowność samolotu o układzie „kaczka” z trójkątnym skrzydłem nie jest zadowalająca. Równocześnie badania za pomocą naśladowników lotu wykazały, że przy małych prędkościach lotu istnieją duże opóźnienia w reagowaniu na małe wychylenia sterów, co jest spowodowane małą powierzchnią sterów i dużą bezwładnością samolotu. Istnieją również przesłanki, że umieszczenie kabiny pilotów w odległości około 30 m przed podwoziem będzie mieć ujemny wpływ na psychikę pilota.

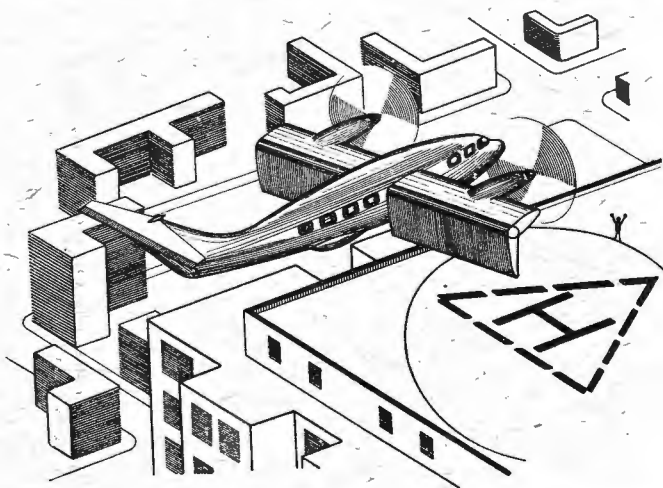
Rozwiązanie zagadnienia lądowania samolotów naddźwiękowych może przynieść na przykład zastosowanie zmiennej geometrii skrzydła. Model pasażerskiego samolotu o zmiennej geometrii skrzydła ma być wkrótce poddany badaniom w ośrodku w Ames.

W. K.

WYKORZYSTANIE ZJAWISKA MAGNUSA DO ZWIĘKSZENIA SIŁY NOŚNEJ SAMOŁOTÓW VTOL i STOL

Alberto Alvarez-Calderon, Peruwiańczyk, pracujący w ośrodku badawczym NASA w Ames, opracował nowy sposób zwiększenia siły nośnej samolotów pionowych lub skróconego startu i lądowania. Polega on na umieszczeniu w szczelinie między skrzydłem a kłapą wirującego walca, który zwiększa prędkość przepływu powietrza nad górną powierzchnią skrzydła i powoduje, że strumień powietrza przylega do powierzchni kłapy, wychylonej pod kątem 90°. Efekt ten wiąże się ze zmniejszeniem gradientu ciśnienia tuż za noskiem kłapy i sprządza się do efektu kłapy z nadmuchem. Podstawą wynalazku Alvarez-Calderona jest zjawisko Magnusa, demonstrowane jeszcze w 1924 roku przez Flettnera za pomocą statku, na którym żagle zostały zastąpione pionowymi, wirującymi walcami.

W ośrodku w Ames poddano badaniom model zaopatrzonego w opisany typ kłap. Wykazały one zwiększenie współczynnika siły nośnej o 70% w porównaniu z kłapami szczelinowymi oraz całkowitą stateczność podłużną samolotu



w locie pionowym bez konieczności stosowania dodatkowych urządzeń, jak na przykład pracujące w płaszczyźnie pionowej śmigła ogonowe.

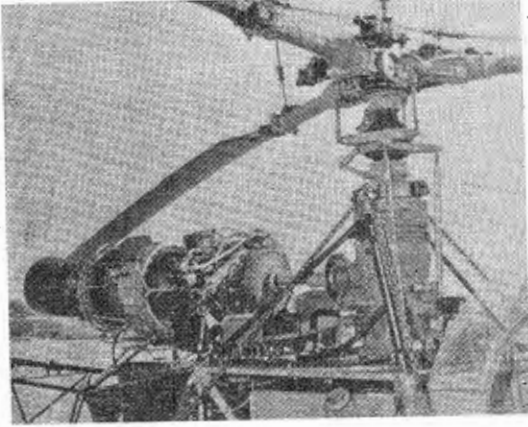
Natomiast w dalszym ciągu otwarty pozostaje problem, wspólny dla wszystkich samolotów z odchylanym strumieniem zaśmigłowym, „odbicia” strumienia powietrza w czasie startu i lądowania. Odchylony przez kłapy strumień odbija się od ziemi trafiając w usterzenie wysokości, co powoduje moment pochylający samolot.

Kłapy z wirującymi walcami jest stosunkowo łatwo zastosować na istniejących samolotach, ponieważ — w odróżnieniu od kłap z nadmuchem — nie wymagają one źródła sprężonego powietrza, a moc potrzebna do napędu walców jest bardzo mała. W.K.

621.452.33

TURBINOWY SILNIK ŚMIGŁOWCOWY AIRSEARCH

Na śmigłowcu Republic „Lark” — jest to budowany w USA licencyjny śmigłowiec „Alouette” 2 — przeprowadzono próby turbinowego silnika AiResearch Model 331 o mocy 456 eKM. Loty przeprowadzono przy ciężarze całkowitym, przekraczającym o 18% normalny ciężar śmigłowca, w temperaturze 34—36 °C, na wysokości 335 m nad poziomem morza. Prędkość wznoszenia wynosiła 610 m/min



(przy ograniczeniu mocy ze względu na wirnik i przekładnię główną), godzinowe zużycie paliwa 114 l, w porównaniu z 205—230 l oryginalnego silnika śmigłowca „Lark”.

Silnik ma dwustopniową sprężarkę odśrodkową, pierścieniową komorę spalania i trzystopniową turbinę osiową. Maksymalna średnica silnika wynosi 417 mm, szerokość 420 mm, wysokość 590 mm, całkowita długość 1050 mm, ciężar z kompletnym osprzętem 91 kG, moc na wale 440 KM przy 39 000 obr/min. W.K.

621.452.33

PRÓBY ZMODYFIKOWANEGO SILNIKA ALLISON T56

Po przerwaniu prac rozwojowych nad turbinowym silnikiem śmigłowym T 61 (z dwuzespołową sprężarką), który miał stać się rywalem angielskiego silnika Rolls-Royce „Tyne”, wytwórnia Allison przystąpiła do modyfikowania silnika T 56 (silniki tego typu napędzają samoloty Lockheed „Hercules” i „Electra”), wykorzystując doświadczenia zdobyte w czasie budowy silnika T61. Nowa odmiana silnika T56 przeszła już pierwsze próby, rozwijając — bez przekładni i wału śmigła — moc 6770 eKM. Wzrost mocy jest więc dosyć znaczny, ponieważ moc dotychczasowych wersji silnika T56 waha się w granicach 3750—4585 eKM. Osiągnięto to w dużej mierze dzięki zastosowaniu chłodzenia łopatek turbiny, co pozwoliło na zwiększenie temperatury przed turbiną do 1130 °C. Sprężarka i turbina zostały powiększone.

Zmodyfikowany silnik T56, dzięki dużej prostocie konstrukcji (podobnie jak poprzednie odmiany jest to silnik ze związaną turbiną, a więc jednowałowy), będzie mógł prawdopodobnie współzawodniczyć z odpowiadającym mu pod względem mocy silnikiem Rolls-Royce „Tyne”. W.K.

PRÓBY W LOCIE NADDŹWIĘKOWEJ ODMIANY SILNIKA „OLYMPUS”

452.32

W lutym br. rozpoczęto próby w locie naddźwiękowego silnika Bristol Siddeley, będącego odmianą rozwojową zna-

nej rodziny silników „Olympus”. Jako latająca hamownia silnika służy bombowiec Avro „Vulcan”. Silnik jest przeznaczony do napędu naddźwiękowego samolotu taktycznego TSR-2, przystosowanego do wykonywania zadań z małych wysokości lotu. Cywilna odmiana naddźwiękowego samolotu „Olympus” ma napędzać samolot pasażerski „Super Caravelle” o prędkości $Ma = 2,2$. W.K.

ZASTOSOWANIE DODATKOWYCH SILNIKÓW W RAKIECIE „SUPER SATURN”

Do napędu pierwszego stopnia rakiety „Super Saturn” postanowiono zastosować dodatkowo piąty silnik F-1. Na decyzję tę wpłynął fakt, że przez wypełnienie luki istniejącej między czterema silnikami zmniejsza się nagrzewanie pomieszczenia silnikowego wskutek odbitego promieniowania cieplnego. Piąty silnik zwiększy całkowity ciąg pierwszego stopnia do 3 400 000 kG. Również w drugim stopniu rakiety ma zostać zabudowany piąty silnik J-2. W.K.

UDOSKONALONY UKŁAD KONTROLUJĄCY PRACĘ SILNIKÓW

Wytwórnia Bendix zbudowała dla samolotów wielosilnikowych układ kontrolny pracujący łącznie z przelicznikiem, który przedstawia podstawowe dane silników na jednym zestawie wskaźników. Urządzenie to zaoszczędza, w przypadku samolotu czterosilnikowego, około $\frac{1}{3}$ powierzchni tablicy pokładowej i odciąża załogę, usuwając konieczność obserwacji czterech dużych zestawów wskaźników.

Przelicznik kontroluje pracę każdego z silników — moc, prędkość obrotową, temperaturę przed turbiną, wydatek paliwa, temperaturę i ciśnienie oleju itp. — 2,5 raza w ciągu sekundy i stwierdza, parametry którego z silników są najbardziej zbliżone do wartości granicznych w danych warunkach lotu; dane tego silnika są wówczas przedstawiane na pionowych skalach wskaźników. Pilot może w każdej chwili przełączyć urządzenie na dowolny silnik. Jest to możliwe również w przypadku uszkodzenia przelicznika. Nieprawidłowa praca jednego z silników jest natychmiast sygnalizowana załodze.

Wytwórnia twierdzi, że opisane urządzenie usunie potrzebę obliczania przez załogę prawidłowego obciążenia silników w różnych fazach lotu, przy zmiennym ciężarze paliwa i w zmiennych warunkach lotu. Urządzenie przechodzi obecnie próby na samolocie Lockheed C-130 B „Hercules”. Na samolocie tym potrzeba normalnie 36 wskaźników do przedstawienia 36 parametrów pracy silników. W przypadku układu Bendix 10 wskaźników może przedstawić 80 parametrów. W.K.

SILIKONOWA CIECZ DO UKŁADÓW HYDRAULICZNYCH

Na silnikach De Havilland „Gyron Junior” D.G.J.10, przechodzących próby na samolocie Gloster „Javelin” zastosowano silikonową ciecz — Silcodyne H — do sterowania przestawialnej dyszy wylotowej dopalacza. Temperatura dopalania silników „Gyron Junior” D.G.J.10 wynosi około 1730 °C, co stawia cieczom układu hydraulicznego szczególnie wysokie wymagania. Wymagania te spełnia w zupełności ciecz Silcodyne H: ma ona wysoki punkt zapłonu, jest obojętna chemicznie i może pracować w zakresie temperatur od -54 °C do 310 °C. W.K.

KOMUNIKACJA ŚMIGŁOWCOWA W EUROPIE ŚRODKOWEJ I ZWIĄZKU RADZIECKIM

Panuje powszechna opinia, że komunikacja śmigłowcowa jest przedsięwzięciem nieopłacalnym. Jest to zgodne z rzeczywistością: komunikacja, posługująca się śmigłowcami o napędzie tłokowym, odznacza się wysokimi kosztami eksploatacyjnymi, które sprawiają, że linie śmigłowcowe nie przynoszą dochodu. Komunikacja tego typu w Stanach Zjednoczonych jest do dzisiejszego dnia subsydiowana przez państwo.

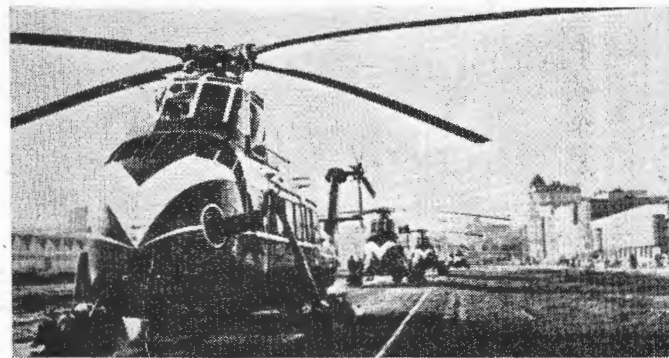
Jednakże w środkowej Europie istnieje duża sieć komunikacji śmigłowcowej, utrzymywanej przez belgijskie linie lotnicze „Sabena” na zasadzie samowystarczalności. Nierentowność komunikacji śmigłowcowej przedsiębiorstwo „Sabena” kompensuje dochodami linii, obsługiwanych przez samoloty.

Belgijskie linie mają niebagatelne — bo 12-letnie — doświadczenie w zakresie regularnej łączności śmigłowcowej.

W 1950 r. „Sabena” wprowadza śmigłowcową obsługę pocztową między 9 belgijskimi miastami. Uzyskane doświadczenia pozwoliły na uruchomienie w 3 lata później pierwszych pasażerskich linii międzynarodowych. Tworząc lotniczą sieć śmigłowcową, rozstrzygnęła „Sabena” aktualny problem krótkodystansowych połączeń na najgęściej zaludnionym (72 miliony mieszkańców w promieniu 350 km) i wysoko uprzemysłowionym obszarze w Europie. Właśnie tu można było wykorzystać zalety sprzętu śmigłowcowego: małe miejsce do startów i lądowań, minimalne wydatki na zabudowę portu, a przede wszystkim szybkość tego środka transportu przy przewozie pasażerów dla samolotowej komunikacji długodystansowej.

Sieć połączeń — z Brukseli do Lille (Francja), Rotterdamu i Maastricht (Holandia), Antwerpii, Lutych (Belgia) — obsługiwały cztery śmigłowce Sikorsky S-55, zabierające 7 pasażerów. Następne lata przyniosły połączenia z Brukseli przez Kolonię do Bonn, do Dortmundu (NRF) i wreszcie do Paryża. Przed 5 laty sześć śmigłowców S-55 wymieniono na osiem typu Sikorsky S-58 (na 12 pasażerów), które latają do dzisiaj. Sieć połączeń śmigłowcowych osiągnęła 1050 km. Załączona mapka komunikacyjnych linii śmigłowcowych w środkowej Europie (rys. 1) pokazuje częstotliwość połączeń pomiędzy miastami według rozkładu: lato 1961 r.

„Sabena” prowadzi rozmowy z Brytyjskim Towarzystwem Lotniczym BEA w sprawie uruchomienia połączenia śmigłowcowego między Francją, Anglią i Belgią. Planuje się



Rys. 2. Heliport „Zielona Aleja” w Brukseli; śmigłowce pasażerskie Sikorsky S-58

uruchomienie 6 połączeń dziennie na trasie Londyn—Paryż, Bruksela—Londyn.

Towarzystwo „Sabena”, w dążeniu do rozszerzenia sieci linii przy pomocy najbardziej ekonomicznych jednostek, przeprowadziło próby eksploatacyjne 7 różnych typów śmigłowców. Staż taki przesyła: Alouette II, Sikorsky S-62, Bell 47, Westland Whirlwind, Vertol 44, wreszcie wymienione już S-55 i S-58. Wyniki tego cichego konkursu są ciekawe. Podczas gdy dwa pierwsze typy wykorzystano do przewozu jedynie około 500 pasażerów, dwa następne — dla ponad 6 tys. pasażerów, zaś Vertol 44 — dla 12 tys. — to Sikorsky S-55 przewiózł 61 tys., a S-58 — 206 tys. Przeleciało ogółem 9 120 000 km w 53 tysiącach lotów.

Sprzęt śmigłowcowy jest skomplikowany, co podwyższa koszty eksploatacji. Przy użytkowaniu standardowych jednostek S-58 — na rentowność nie zezwalają m.in. krótkie okresy międzyremontowe silników i niewielkie rezerwy dla szeregu części.

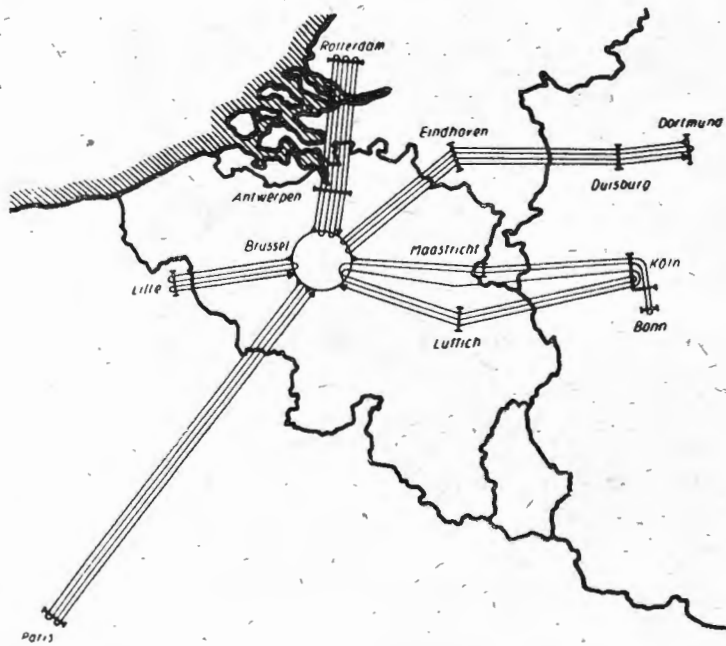
Analizując statystykę lotów 300 000 pasażerów śmigłowcowych „Sabeny” za okres 8 lat (1953 r. — 1960 r.) można stwierdzić, że blisko 60% podróży korzysta z przelotów między stolicami: Bruksela—Paryż i Bruksela—Bonn. 19 tys. pasażerów (tzn. 2/3 ogólnej rocznej ilości) w 1960 r. dolatywało śmigłowcem do portu, skąd kontynuowało dalszą podróż samolotem. Ci właśnie pasażerowie „Sabeny” kompensowali nierentowność sieci śmigłowcowej.

Belgijskie linie lotnicze są w wysokim stopniu zainteresowane modernizacją parku z punktu widzenia mniejszych kosztów eksploatacyjnych. W przyszłości linie obsługiwać będą śmigłowce turbinowe o kilku jednostkach napędowych. Zapowiada się zakupienie typu Vertol 107 lub Sikorsky S-61. Jak wiadomo, amerykańskie przedsiębiorstwo New-York Airways Inc. przeprowadziło kalkulację, z której wynika, że wprowadzenie 10 śmigłowców Vertol 107 (rys. 3) zabezpieczy rentowność linii w 1966 r. Nawiasem mówiąc, pasażer w USA płaci dość słono za przelot śmigłowcem. Na przykład na czynnej od roku linii z Nowego Jorku (z heliportu przy 30 ulicy) do Filadelfii, 32-minutowy lot kosztuje 12 dol. 15 cent. (dla porównania: autobus na tej trasie jedzie 120 min i kosztuje 3 dolary 15 centów, pociąg jedzie 89 min a koszt biletu wynosi 3 dol. 91 centów).

Nowy sprzęt „Sabeny” powinien zapewnić utrzymanie komunikacji w złych warunkach atmosferycznych. Do dziś loty odbywają się z widocznością ziemi; osiągnięta w tych warunkach regularność 85% może być oceniona jako bardzo wysoka. Zmodernizowany park śmigłowcowy pozwoli na zwiększenie obecnego współczynnika regularności lotów.

Dla uzyskania pełnego poglądu na zagadnienie komunikacji śmigłowcowej warto wspomnieć o jej rozwoju w Związku Radzieckim. W Moskwie znajduje się Centralna Stacja Śmigłowcowa, która zapewnia połączenie centrum stolicy z portami lotniczymi Wnukowo, Bykowo i Szerebietowo za pomocą 10-osobowych śmigłowców Mi-4. Wprowadzono również łączność pomiędzy wszystkimi lotniskami tak, że na przykład przelot na trasie Wnukowo—Bykowo — długości 55 km — trwa 25 minut.

Dalszy rozwój sieci zapowiadają nowy Centralny Dworzec Lotniczy Domodiedowo pod Moskwą, który będzie połączo-



Rys. 1. Sieć międzynarodowej komunikacji śmigłowcowej belgijskich linii lotniczych „Sabena”



Rys. 3. Śmigłowiec „Boeing Vertol 107” w locie nad New York East River (w głębi — budynek Narodów Zjednoczonych). Typ ten uzyskał w roku bieżącym świadectwo zdolności do lotów transportowych w warunkach dziennych i nocnych

ny tunelami z mieszczącym się obok lotniskiem dla śmigłowców pasażerskich.

Dowóz pasażerów z poszczególnych heliportów na lotniska samolotowe oraz połączenia miejscowości kuracyjnych zapewnia sieć śmigłowcowa w strefie południowej Związku Radzieckiego, na Krymie i Kaukazie (Symferopol, Adler, Soczi, Jałta).

Zamierzone jest również rozbudowanie śmigłowcowej służby pocztowej. Planuje się uruchomienie tego typu sieci w samej Moskwie. Specjalne śmigłowce będą rozwozić przez całą dobę pośpieszne przesyłki pocztowe na lotniska moskiewskie. W Moskwie obok Kazańskiego Dworca Kolejowego rozpoczęta zostanie w niedługim czasie budowa 12-piętrowego gmachu poczty, na którego dachu znajdować się będzie wielkie lotnisko dla śmigłowców. Z tego heliportu startować będą śmigłowce pocztowe.

Z niniejszego przeglądu jest widoczne, że komunikacja przy pomocy śmigłowców szybko się rozwija i ma przed sobą ogromną przyszłość. Wiele jest bowiem ośrodków o dużym zaludnieniu, znaczeniu gospodarczym czy politycznym, które nie mają i nie będą mieć wielkich lotnisk, mogących przyjmować nowoczesne, szybkie samoloty. Wszystko przemawia za tym, że wraz z wejściem do eksploatacji wielkich śmigłowców turbinowych rozpocznie się w wielu krajach dynamiczny rozwój komunikacji śmigłowcowej.

(Opracowane na podstawie Information „Sabeny”, „Flugwelt” oraz źródeł radzieckich).

Z działalności przedsiębiorstwa Sud-Aviation

Ukazały się już wiadomości o modelu „Caravelle 10 A”. 20 samolotów tego typu zakupują od Sud-Aviation amerykańskie

linie lotnicze TWA za 100 mln dolarów. Napęd stanowić będą silniki General Electric CJ 805-23C o ciągu startowym 7300 kG każdy, z odwracaniem ciągu. Przednia część kadłuba modelu 10 A będzie przedłużona tak, że samolot będzie mógł pomieścić 89 pasażerów w turystycznej lub 68 w I klasie (dotychczas — 76 pasażerów). Wprowadzone zostanie polepszenie aerodynamiki, między innymi przez zwiększenie kąta skosu krawędzi natarcia skrzydła. Zwiększona mechanizacja skrzydła skróci drogę lądowania o 300 m, w porównaniu z modelem III lub IV. Największy ciężar startowy wynosi 52 000 kG. Prędkość podróżna na 9000 m wysokości — 850 km/h.

Dyrektor Hérel z Sud-Aviation przewiduje pojawienie się dwóch rodzajów naddźwiękowych samolotów komunikacyjnych: 1) samoloty transkontynentalne o zasięgu 2000 do 4500 km na około 100 pasażerów, latające z prędkością podróżną 2,2 Macha. Konstrukcja ich będzie zbliżona do obecnej; 2) samoloty transoceaniczne, o prędkości rzędu Ma - 3,5, o konstrukcji ze stali szlachetnych.

Hérel cenia koszty opracowania samolotu pierwszego typu na około 400 milionów dolarów, zaś transoceanicznego — rzędu 800 mln dolarów.

Tak wielkie nakłady powinny być ponoszone w ramach współpracy międzynarodowej. Sugeruje się, żeby budowę naddźwiękowego samolotu transkontynentalnego „Europa” podjęto na starym kontynencie, zaś takiego samolotu transoceanicznego „Ameryka” — w Stanach Zjednoczonych.

Prawie równocześnie nadeszła wiadomość, że rząd francuski podjął decyzję budowy komunikacyjnego samolotu naddźwiękowego „Super-Caravelle”. Ma to być jednostka wyposażona w 4 silniki odrzutowe, na zasięg 4500 km (największy), o prędkości 2,2 Macha (na wysokości 15 km). Pojemność — do 100 pasażerów. Konstrukcja z lekkich stopów. O napędzie brak jeszcze bliższych danych. Mówi się o współpracy między firmami Bristol Siddeley, SNECMA i Pratt and Whitney nad rozwojem konstrukcją angielskiego silnika turbinowego „Olympus 593” lub amerykańskiego General Electric. Silnik ma mieć ciąg 13 000 kG i zużycie paliwa 835 G/kG ciągu/godz. Prace nad projektem „Super-Caravelle” są już zaawansowane tak, że zaplanowano pierwszy lot prototypu na 1965 rok. W trzy lata później dostarczane już będą samoloty seryjne. Na przeprowadzenie pierwszych badań w 1962 r. przeznaczono 125 mln NF (25 mln dolarów). Wymienia się cenę nowego liniowca na 35 mln NF (7 mln dolarów). Sprzedaż 80 samolotów pokryć ma nakłady na studia i prace przy prototypie. Zakłady Sud-Aviation oceniają chłonność rynku na 250 „Super-Caravelle”, gdyż samolot ten zastąpi eksploatowane dziś 4-silnikowe jednostki jak: Boeing 270, Convair 880 i inne.

Warto tu zasygnalizować, że nawiązana została współpraca techniczna pomiędzy British Aircraft Corp. a Sud-Aviation. Przedsiębiorstwo francuskie ofiarowuje pomoc przy produkcji i wykończeniu samolotu Vickers VC.10. Przewiduje się współpracę tychże partnerów przy opracowaniach „Super-Caravelle”, w przyszłości zaś przy długodystansowym samolocie komunikacyjnym o Ma rzędu 2,2, którym interesuje się przemysł angielski.

Lotnictwo komunikacyjne w Niemczech Zachodnich otrzymało zarządzenie, określające minimalną wysokość lotu nad obszarami dużych miast. To niezbędne minimum nad najwyższymi obiektami miasta (w promieniu 600 m od samolotu) wynosi 600 m. Przepis ten, zapewniający bezpieczne lądowanie w przypadku awarii samolotu, dotyczy między innymi Bremy, Hamburga, Kolonii i Stuttgartu.

Lotnicze Słownictwo Techniczne

U w a g a: T.L. druk terminologii rozpoczęła w zesz. 3/62, gdzie podano wyjaśnienia wstępne oraz systematykę działową.

- Lot statku latającego** 1.1
— *ruch statku latającego w atmosferze lub w przestrzeni pozaatmosferycznej*
a. flight of the aircraft; f. vol de l'aéronef; n. Flug des Luftfahrzeuges; r. полёт воздушного судна
- Łopotołat** 1.2
— *aerodyna o łopoczących powierzchniach nośnych*
- Mięśniolot** 1.2
— *aerodyna, napędzana siłą mięśni ludzkich*
a. man — driven aircraft; f. aviette; n. Muskelkraftflugzeug
- Motoszybowiec (szybowiec z silnikiem N)** 1.2
— *stalopłat z pomocniczym napędem silnikowym*
f. planeur à moteur auxiliaire (motoplaneur); n. Motorsegler (Hilfsmotorsegler); r. невин-р с двигателем (мотопланёр)
- Pierścieniopłat** 1.2
— *samolot o powierzchniach nośnych w kształcie pierścienia*
a. annular wing aircraft (coleopter); f. coléoptère (voiture annulaire); n. Ringflügel
-
- Stalopłat** 1.2
— *aerodyna o nieruchomych powierzchniach nośnych*
a. fixed-wing aircraft; f. avion à aile rigide; n. Starrflügler; r. самолёт с жёстко укрепленными крыльями
- Statek latający** 1.2
— *urządzenie, które może poruszać się lub utrzymywać w przestrzeni na skutek przetwarzania energii lub oddziaływania otoczenia albo na skutek obu czynników działających równocześnie, służące w zasadzie do wielokrotnego przewozu ludzi lub towarów.*
a. flying machine; f. appareil de vol; n. Flugmaschine; r. летательный аппарат.
- Statek powietrzny** 1.2
— *statek latający, który może poruszać się lub utrzymywać w atmosferze na skutek statycznego lub dynamicznego oddziaływania powietrza*
a. aircraft; f. aéronef; n. Luftfahrzeug; r. воздушное судно (воздушные суда, в. корабль)
- Statek powietrzny cięższy od powietrza** — por. 1.2
aerodyna
- Statek powietrzny lżejszy od powietrza** — por. 1.2
aerostat
- Poduszkwowiec** 1.2
— *aerodyna bez powierzchni nośnych, unosząca się na skutek dynamicznego oddziaływania na podłoże*
a. hovercraft; f. glisseur; r. аппарат летающий на воздушной подушке (авп)
- Polityka lotnicza** 1.1
— *polityka, dotycząca zagadnień lotnictwa*
a. air policy; f. politique aeronautique (politique aérienne (de l'air)); n. Luftfahrpolitik (Luftpolitik); r. авиационная политика (авиаполитика)
- Przemysł lotniczy** 1.1
— *dział przemysłu zajmujący się produkcją sprzętu lotniczego*
a. air industry; f. industrie aéronautique; n. Flugzeugindustrie (Luft (fahrt)- Industrie); r. авиационная промышленность (авиапромышленность)
- Rodzaj statku powietrznego** 1.2
— *podstawa klasyfikacji statków powietrznych według sposobów utrzymywania się w powietrzu*
a. form; f. genre; n. Art; r. род
-
- Statek przestrzeni** 1.2
— *statek latający, który w zasadzie może poruszać się w przestrzeni pozbawionej atmosfery*
a. astronomical craft (spacecraft f. astronef; n. Raumfahrtschiff; r. летательный аппарат для междупланетных сообщений
- Sterowiec** 1.2
— *aerostat z napędem silnikowym*
a. airship; f. dirigeable; n. Luftschrift; r. дирижабль (воздушный корабль, в. судно)
- Szybowiec** 1.2
— *stalopłat bez napędu silnikowego*
a. glider (sailplane); f. planeur; n. Segelflugzeug (Gleitflugzeug); r. планёр
- Typ statku powietrznego** 1.2
— *podstawa klasyfikacji statków powietrznych według ich identycznych cech podstawowych, ustalonych przez zakład produkcyjny w postaci nazwy lub znaku fabrycznego, np. Mucha SZD-12, Moskwa IL-18*
a. type of aircraft; f. type d'avion; Nn. Luftfahrzeugmuster; r. тип

Samolot (płatowiec Nw) 1.2
— statopłat z napędem silnikowym
a. aeroplane; f. avion; n. Flugzeug; r. самолёт (аэроплан)

Sezon lotniczy 1.1
— pora roku lub okres czasu, dogodnie do wykonywania lotów
a. flying season; f. saison de vol; n. Flugsaison; r. авиационный сезон

Skrzydłowiec (używa się ornitopter) 1.2
— zmiennopłat o powierzchniach nośnych, mogących wykonywać ruchy podobne do ruchów skrzydeł ptaków, ew. z napędem silnikowym
a. ornithopter; f. ornithoptère (avion à ailes battantes); n. Schwingenflugzeug; r. орнитоптер (летательный аппарат с машущими крыльями)

Śmigłowiec (helikopter N) 1.2
— wiropląt o poziomej osi wirnika nośnego, poruszanego napędem silnikowym
a. helicopter; f. hélicoptère; n. Hubschrauber; r. вертолёт

Spadochron 1.2
— aerodyna bez napędu silnikowego, której siła aerodynamiczna jest skierowana przeciwie do kierunku ruchu
a. parachute; f. parachute; n. Fallschirm; r. парашют

Wiatrakowiec (autogiro N, autożyro N) 1.2
— wiropląt, w którym wirnik nośny obraca się samoczynnie, a ciąg do przodu wytwarzany jest przez śmigło
a. gyroplane; f. gyroplane (autogyre); n. Tragschrauber; r. автожир

Wirołot 1.2
— aerodyna z napędem silnikowym, stanowiąca skojarzenie wiroplątu ze statopłatem
a. używane-rotodyne

Wiropląt 1.2
— aerodyna o wirujących powierzchniach nośnych
a. rotorcraft (rotating wing aircraft); f. avion à voilures tournantes; n. Drehflügler; r. вертолёт

Wiroszybowiec 1.2
— wiropląt bez napędu silnikowego
a. rotor-glider; f. gyroplaneur

Wirowiec 1.2
— wiropląt, w którym wirnik nośny napędzany jest przez silnik i który posiada napęd pomoc-

Sport balonowy (baloniarstwo) 1.1
— wykonywanie lotów balonowych dla celów sportowych

a. balloon sport; f. sport aérostatique; n. Luftschiffsport; r. воздухоплавательный спорт

Sport lotniczy 1.1
— wykonywanie lotów dla celów sportowych
a. flying sport; f. sport aéronautique (sport aérien); n. Flugsport (Luftsport); r. авиационный спорт (авиаспорт)

Sport samolotowy (sport lotniczy, sport motorowy Nw) 1.1
— wykonywanie lotów na samolotach dla celów sportowych
a. airplane sport (amateur flying with motor-driven aeroplanes); f. sport de vol à moteur; n. Motorflugsport; r. моторный авиаспорт (самолётный спорт)

Sport spadochronowy (spadochroniarstwo) 1.1
— wykonywanie skoków ze spadochronem dla celów sportowych
a. parachute sport, (parachute jumping); f. parachutisme; n. Fallschirmsport; r. парашютный спорт

Sport szybowcowy (szybownictwo) 1.1
— wykonywanie lotów szybowcowych dla celów sportowych
a. glider sport (sailplane sport); f. sport de vol (à voile); n. Segelflugsport; r. планёрный спорт (планёризм)

niczy, służący do zrównoważenia części oporu wiropląta w locie do przodu i ewentualnie do zrównoważenia momentu oporowego wirnika

a. rotocraft (rotary-wing aircraft); f. giravion; n. Drehflügler; r. самолёт с вращающимися несущими поверхностями

Wydawnictwa lotnicze (publikacje lotnicze) 1.1
— publikacje dotyczące zagadnień lotnictwa
a. aeronautical information publication; f. publication aéronautique; n. Veröffentlichung für Luftfahrer; r. авиационная публикация

Zmiennopłat 1.2
— aerodyna o przedstawianych względem statku powierzchniach nośnych
a. corventiplane; f. convertible avion; n. Verwandlungsflugzeug; r. конвертиплан

Żegluga powietrzna (aeronautyka Nw.) 1.1
— wykonywanie lotów w przestrzeni powietrznej
a. air navigation (aeronautics); f. navigation aérienne (aéronautique); n. Luftfahrt (Luftfahrtwesen); r. аэронавтика



Konstrukcja i ekonomika samolota. D. Ł. Tomaszewicz, Oborongiz, Moskwa, 1960 r., stron 202, cena 9 rb. 60 kop.

Jest to praca z serii wydawnictw Ministerstwa Wyższego i Średniego Szkolnictwa Specjalnego. W pracy tej przedstawione są teoretyczne podstawy i wyprowadzone wzory dla inżynierskiej praktyki dla oceny konstrukcji samolotu pod względem ekonomiki. Rozpatrzono porównawczo charakterystyki ciężarowe i aerodynamiczne, zasady i przykłady wyznaczania strat ekonomicznych spowodowanych nadmiernym ciężarem konstrukcji i oporami szkodliwymi, obliczanie strat ekonomicznych spowodowanych parametrami samolotu — obciążeniem powierzchni, ciągiem silników, siłą nośną skrzydeł, wielkością powierzchni skrzydeł i złożonymi zagadnieniami konstrukcyjnymi. W dalszych rozdziałach rozpatrzono metody wyznaczania celowości przedsięwzięć konstrukcyjnych, wraz z wyprowadzeniem zależności dla kryteriów celowości w konkretnych przypadkach zmian konstrukcyjnych samolotu. Podano też przykłady zwiększenia skuteczności (ekonomiczności) samolotu przez wybór właściwego materiału, wybór właściwej obróbki detali, wybór profilu skrzydła i jego parametrów, wybór rozmieszczenia instalacji i wyposażenia nawigacyjnego. W dalszym rozdziale przedstawiono zasady wyznaczania kosztów podwyższania lotnych własności (osiągów) samolotu oraz dano porównania ekonomiczności samolotów o jednakowym przeznaczeniu. Książka przeznaczona jest dla inżynierów biur konstrukcyjnych i przemysłu lotniczego. L. S.

O formowaniu kontura uprawiania samolotem. I. W. Ostosławski, I. W. Strażewa, Oborongiz, Moskwa, 1960 r., stron 97, cena 3 rb. 65 kop.

Jest to zeszyt nr 124 z serii prac wydawanych przez Moskiewski Instytut Lotniczy, omawiający zagadnienie kształtowania profilu sterowania samolotem. Rozpatrzona została podłużna i poprzeczna stateczność współczesnego samolotu wyposażonego w urządzenia automatycznego sterowania. Badania tego zagadnienia przeprowadzono za pomocą uproszczonych metod teorii regulacji dla liniowych warunków zadania. Rozpatrzono też zagadnienie podłużnego wymuszonego ruchu samolotu, ruchu poprzecznego i kierunkowego wraz ze zjawiskami tłumienia i stateczności oraz wpływu wysokości i prędkości lotu na charakterystyki sterowności samolotu. Przedstawiono przybliżoną metodę wykreślno-analityczną wyboru właściwego położenia środka ciężkości samolotu i stopni przekładni urządzeń automatycznych oraz metod polepszenia charakterystyk sterowności i zwrotności samolotów wysokościowych za pomocą stosowania automatycznych urządzeń stabilizacji. Książka przeznaczona jest dla pracowników instytutów naukowych i biur konstrukcyjnych projektowania sprzętu lotniczego. L. S.

Proczność awiacyjnych konstrukcji. Sbornik statiej pod redakcją W. M. Strigunowa, Oborongiz, Moskwa, 1960 r., stron 195, cena 9 rb. 20 kop.

Jest to zeszyt nr 130 z serii prac wydawanych przez Moskiewski Instytut Lotniczy. W zeszytce tym zawarte są prace omawiające zagadnienia wytrzymałości, stateczności i drgań cienkościennych konstrukcji: I. I. Trapezina — Krytyczne obciążenia i drgania własne ortotropowej, stożkowej, cienkościennej konstrukcji, zamkniętej w wierzchołku, obciążonej równomiernym ciśnieniem hydrostatycznym; B. A. Konowalowa — Obliczanie cienkościennych konstrukcji stożkowych metodą wariacyjną W. Z. Własowa; W. J. Klimowa — Obliczanie cienkościennych prętów stożkowych o przekroju otwartym; W. M. Plechanowa — Zginanie poprzeczne i stateczność płyt trójwarstwowych; W. F. Karawanowa — Równania symetrycznych względem osi płyt cienkościennych trójwarstwowych z lekkim wypełniaczem; D. N. Sobolewa — Zginanie poprzeczne ukośnej płyty cienkościennej z dwoma brzegami zamocowanymi i dwoma sprężycie podpartymi; G. S. Bładowa — Wykreślno-analityczna metoda obliczania rozkładu siły nośnej wzdłuż rozpiętości skrzydła. W poszczególnych pracach podane są wzory i zależności umożliwiające wykonanie praktycznych obliczeń oraz różne przykłady liczbowe, przedstawiające zastosowanie opracowanej metodyki obliczeń w praktycznie ważnych zadaniach. Książka przeznaczona jest dla inżynierów biur konstrukcyjnych, naukowo-badawczych instytutów i zakładów przemysłu lotniczego oraz dla studiujących na wyższych technicznych szkołach lotniczych. L. S.

Osnovy tieptopieriedacz w awiacionnoj i raketnoj technike, W. S. Awdujewskij, Ju. J. Daniłow, W. K. Koszkin, I. N. Kutyrin, M. M. Michajłowa, Ju. S. Michijew, O. S. Siergiel, pod redakcją W. K. Koszkin, Oborongiz, Moskwa, 1960 r., stron 390, cena 12 rb. 65 kop.

W książce rozpatrzono podstawowe zagadnienia przechodzenia ciepła w zastosowaniu do zadań występujących w nowoczesnej technice lotniczej i raketowej. Zebrany materiał oparty jest na publikacjach radzieckich i zagranicznych. Rozpatrzono podstawowe pojęcia i określenia oraz typowe przypadki wymiany ciepła, przechodzenie ciepła w stanie spoczynku, wymianę ciepła przez przenoszenie i podstawy teorii podobieństwa, wymianę ciepła przy zmianie stanu ciała, wymianę ciepła przez promieniowanie, teorię i metody obliczeń wymienników ciepła, wymianę ciepła w stanie ruchu. W dalszych rozdziałach przedstawiono zagadnienia wymiany ciepła przy dużych prędkościach i wysokich temperaturach strumienia gazów w przypadku ruchu laminarnego i burzliwego w warstwie przyciennej, wymianę ciepła w przypadku istnienia reakcji chemicznych w warstwie przyciennej, hydrodynamicznych metod przeciwciepłej ochrony powierzchni wraz z zastosowaniem porowatej powierzchni w strumieniu burzliwym, metody ochładzania ścianek komór spalania i stożków dysz w silnikach odrzutowych oraz chłodzenia ścian komór spalania i dysz silników raketowych metodą chłodzącej błony przyciennej. Omówiono też zagadnienia wymiany ciepła w gazach rozrzedzonych, pewne metody obliczania nagrzewania się skrzydeł samolotów oraz ich ochrony przed ciepłem, niektóre metody obliczania wymiany cie-

pła w silnikach raketowych, stany cieplne aparatów latających w górnych warstwach atmosfery oraz specjalne zagadnienia wymiany ciepła w energetycznych reaktorach. Książka przeznaczona jest dla inżynierów biur konstrukcyjnych, może być też wykorzystana przez pracowników instytutów naukowych. L. S.

Kompiessornaja sistiema rieaktywnego priwoda niesuszcziewo winta wiertolota, Ju. G. Biechli, Oborongiz, Moskwa, 1960 r., stron 102.

W pracy tej rozpatrzono podstawowe własności układu odrzutowego napędu nośnego wirnika śmigłowca, osiąganego za pomocą doprowadzenia sprężonego gazu do dysz umieszczonych na końcach łopaty wirnika. Omówiono osobliwości przekształcania energii w układzie sprężarkowym odrzutowego napędu wirnika nośnego, dobór podstawowych czynników, określających wielkość strat hydraulicznych i cieplnych w przewodach wirnika nośnego, związek między aerodynamicznymi charakterystykami wirnika nośnego a podstawowymi wskaźnikami układu sprężającego oraz ocenę skuteczności wirnika nośnego z napędem odrzutowym w całości. Rozpatrzono następujące układy zasilania wirnika nośnego przy zastosowaniu napędu silnikiem turbinowym: pobieranie gazu sprężonego jako spalin z komory poza turbiną, pobieranie sprężonego powietrza z osobnej sprężarki napędzanej wałem z drugiego stopnia turbiny i dostawionej odwrótnie za turbiną silnika, pobieranie sprężonego powietrza z pierwszego stopnia turbiny dodatkowo rozbudowanego i pobieranie sprężonego powietrza według jednego z podanych sposobów z dodatkowym podgrzewaniem w wymienniku ciepła, zasilanym spalinami z turbiny silnika. Książka przeznaczona jest dla specjalistów biur konstrukcyjnych budowy śmigłowców. L. S.

Osnovy sborki, riegulirowki i kontrola awiacionnych elektrogroskopiczeskich priborow, M. M. Idlin i N. D. Safonow, Oborongiz, Moskwa, 1960 r., stron 356, cena 9 rb. 75 kop.

W książce przedstawiono podstawy technologii montażu, regulacji i kontroli lotniczych przyrządów pokładowych elektryczno-żyroskopowych. Podano krótkie wiadomości z mechaniki, elektrotechniki oraz organizacji miejsca pracy i posługiwania się przyrządami montażowymi, jak i technikę bezpieczeństwa pracy i bezpieczeństwa przeciwpożarowego. W treści właściwej opisano typowe przyrządy i urządzenia stosowane przy montażu, regulacji i badaniach elektrycznych przyrządów żyroskopowych, rodzaje i organizacyjne formy montażu, wiadomości o podstawowych elementach i zespołach elektrycznych przyrządów żyroskopowych. W osobnym, obszernym rozdziale, opisano typowe prace montażowe, począwszy od czyszczenia i mycia elementów przed montażem, poprzez wszystkie metody łączenia części, wraz z zagadnieniami uszczelniania, wykonywania wiązek przewodów, wzajemnego pasowania części, montażu łożysk kulkowych, wyważania statycznego i dynamicznego oraz montażu uzwojeń. W dalszych rozdziałach podano zarówno wiadomości o montażu i kontroli typowych zespołów, ogólnym montażu, regulacji i kontroli części elektrycznych przyrządów żyroskopowych, jak i o metodach zwiększenia wydajności pracy przy montażu oraz zasadach konserwacji, opakowaniu i przechowywaniu przyrządów. Książka przeznaczona jest dla przygotowania pracowników montażu oraz uczniów szkół technicznych. L. S.

Aero-Thermodynamics and Flow in Turbomachines, M. H. Vavra, Dr. Tech. Sc., Copyright 1960 by John Wiley & Sons, Inc. stron 609.

Książka ta składa się z trzech zasadniczych części. Pierwsza część obejmuje podstawy ogólnej teorii przepływów. Przedstawiono w niej warunki równowagi elementarnej cząstki płynu oraz wyprowadzono podstawowe równania przepływu, to jest równanie ciągłości, równanie impulsu i równanie energii. W drugiej części omówiono są przepływy z rotacją, przepływy potencjalne, przy czym uwzględniono przemiany termodynamiczne, związane z przepływem gazu doskonałego. Ponieważ w dalszych rozdziałach książki te podstawowe zależności zastosowano do analizy zjawisk w maszynach wirnikowych, przepływy rozpatrywano jest względem dwóch układów odniesienia, z których pierwszy jest nieruchomy, a drugi obraca się względem pierwszego. Omówiono również pokrótce przepływy naddźwiękowe przez palisadę kołową i straty związane z takim przepływem. Następnie sformułowano ogólne zależności potencjalnego przepływu dwuwymiarowego, osiowo-symetrycznego.

Trzecia część książki zawiera już szczegółowe zastosowanie uprzednio wyłożonej teorii przepływów do maszyn wirnikowych, to jest sprężarek i turbin. Przepływ w tych maszynach potraktowano w zasadzie jako dwuwymiarowy; jednakże jeden z rozdziałów trzeciej części książki poświęcony jest uproszczonej analizie przepływu trójwymiarowego.

Dzięki zastosowaniu rachunku wektorowego i tensorowego uzyskano dużą przejrzystość i zwięzłość wykładu, a pewna ilość starannie wykonanych rysunków poglądowych ułatwia czytelnikowi zrozumienie treści poszczególnych wywodów.

Książka nie zawiera analizy zmiennych warunków pracy stopnia maszyny wirnikowej.

W końcu książki zamieszczone są trzy dodatki oraz obszerna bibliografia, obejmująca 107 pozycji. Dodatki A i B zawierają zwięzły wykład podstaw rachunku wektorowego i tensorowego w zakresie, stosowanym w książce; dodatek C stanowią tabele bezwymiarowych wielkości, wyznaczających geometrię stopnia turbiny (przy założeniu przepływu jednowymiarowego) i odpowiadających maksymalnej sprawności dla wybranych parametrów. Tabele te zostały opracowane przy pomocy elektronicznej maszyny liczącej. Przedział wartości niektórych współczynników, jaki obejmują te tabele, jedynie częściowo pokrywa się z przedziałem stosowanym dla turbin lotniczych silników turbinowych, co powoduje, że możliwości korzystania z tych tabel do wstępnych obliczeń turbin tego typu są dość ograniczone. J. P.

Teoria silników odrzutowych, praca zbiorowa pod kierownictwem B. Stiećkina, tłumaczenie T. Gajewskiego i R. Wiatreka, Wydawnictwo Ministerstwa Obrony Narodowej, 1961, stron 490.

Książka obejmuje całokształt zagadnień związanych z teorią silników lotniczych: turbinowych — odrzutowych i śmigłowych — strumieniowych oraz raketowych na paliwo ciekłe. Dla każdego z tych rodzajów silników podano podstawy teorii pracy, charakterystyki w locie i w warunkach statycznych oraz metody ich określania. Omówiono również obliczenia cieplne wymienionych silników i sposoby doboru ich parametrów oraz pracę silników w warunkach eksploatacyjnych. Rozpatrzono zagadnienia związane z pracą i projektowaniem wlotów i dysz wylotowych oraz komór spalania silników przepływowych i raketowych. Oddzielny rozdział poświęcono omówieniu zastosowania energii jądrowej w silnikach odrzutowych.

Książka jest przeznaczona dla studentów wyższych szkół technicznych, może być również pomocna dla inżynierów pracujących przy projektowaniu silników odrzutowych i turbinowych silników śmigłowych.

Książka wypełnia lukę istniejącą w polskiej literaturze fachowej w dziedzinie teorii silników odrzutowych i stanowi uzupełnienie książki G. Skubaczewskiego pt. „Lotnicze silniki turbospalinowe (konstrukcja)”.
W. K.

Wojskowy Przegląd Lotniczy nr XI/61. A. Dżaczenko — Stateczność boczna a sterowność samolotu. Autor podaje parametry kinematyczne ruchu i rozpatruje wpływ zaburzeń. Kolejno analizuje stateczność i sterowność kierunkową oraz poprzeczną samolotu. J. Tyszowski podaje rys historyczny radzieckich samolotów myśliwskich z okresu 1921—1955 — od I-1 do Mig19. Zamieszczono zdjęcia najnowszych myśliwców z pokazów w Tuszyńcu 1961 r. J. Dziadosz na podstawie bibliografii radzieckiej opracował artykuł na temat silników turbośmigłowych; podano konstrukcję silników oraz charakterystyki układów. St. Giza i A. Maćko zapozna-

ją czytelników z teorią i rzeczywistością międzynarodowej ochrony prawnej personelu latającego. E. Szubański, daje przegląd przemysłu lotniczego NRF.

Stały dział nowości lotniczych, zajmując 16 stron druku, zamieszcza m.in. informacje o rodzinie włoskich śmigłowców „Augusta” i rodzinie amerykańskich pocisków „Falcon”.

Wojskowy Przegląd Lotniczy nr XII/61. Jest to zeszyt jubileuszowy 15-lecia czasopisma. Ukazał się on we wspólnej obwolicie z interesującą broszurką, obejmującą Bibliografię WPL za okres styczeń 1947 — grudzień 1961.

Zeszyt XII/61 zawiera 8 stron depech gratulacyjnych, świadczących o poczytności Przeglądu i uznaniu, które wyrobiła sobie jego redakcja. Nie zabrakło też serdecznych życzeń od redakcji Techniki Lotniczej.

Artykuł wstępnego pióra przewodniczącego Komitetu Redakcyjnego płk. dypl. W. Heinricha zapoznaje czytelników z historią WPL, zaś ppłk. mgr Cz. Gagajek omówił rozwój wojskowej myśli lotniczej w minionym piętnastolecu. Kpt. mgr inż. E. Cichosz w artykule pt. „Nowe lotnicze materiały żaroodporne” zapoznaje ze spiekami aluminiowymi, berylem, stopami cyny, cyrkonem, jego stopami, stopami niobu i magnezu, molibdenem, tytanem oraz stopami tytanu i niklu. Przegląd nie obejmuje żaroodpornych stopów o osnowie żelazowej oraz z zawartością tantalu i wolframu, jak również zastosowania metalu pn. „kolumb”. Płk. mgr inż. M. Bugaj zamieścił artykuł o automatycznej kontroli pracy stacji radiolokacyjnych: o pomiarze mocy nadajnika oraz współczynnika szumów odbiornika. Podaje wykaz problemów technicznych, wymagających rozwiązania przy projektowaniu urządzenia pomiarowego.

Po artykułach historycznych, omawiających warunki rozwoju lotnictwa polskiego w okresie międzywojennym i transport powietrzny w czasie II wojny światowej, zamieszczono szereg interesujących wzmianek w dziale „nowości lotniczych”.
Z.

KRONIKA

++ Otrzymała się w Warszawie uroczystość dekoracji 26 oficerów i podoficerów lotnictwa wysokimi odznaczeniami państwowymi, przyznawanymi im przez Radę Państwa za wybitne zasługi w służbie Ludowego Wojska Polskiego. Dekoracji dokonał dowódca wojsk lotniczych gen. dyw. J. Frey-Bielecki, który następnie w krótkich słowach serdecznie pogratulował odznaczonym.

++ We wszystkich przedsiębiorstwach, podległych Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego, wreszcie ożywiła praca nad problematyką II etapu podnoszenia zakładów na wyższy poziom techniczny. We wzorcowych Wytwórnich Sprzętu Komunikacyjnego prace te są już na ukończeniu. Inne przedsiębiorstwa ZPL, mające późniejsze terminy ukończenia prac II etapu, korzystają z doświadczeń zakładów wzorcowych.

++ W Komitecie Centralnym PZPR, na 5 piętrze Domu Partii, zorganizowana została w lutym przez Ministerstwo Przemysłu Ciężkiego wystawa osiągnięć i kierunków postępu technicznego. Przemysł lotniczy pokazał około 50 eksponatów obrazujących nowe uruchomienia, postępową technologię, zmniejszenie pracochłonności, oszczędność materiałów, wprowadzenie zastępczych materiałów i tworzyw sztucznych, wprowadzanie normalizacji części i unifikacji zespołów, postępowe metody w odlewnictwie, wreszcie produkcję przeciwiimportową. Ekspozycję uzupełniono planszami i odpowiednim serwisem fotograficznym. O wspomnianej Wystawie Postępu Technicznego Technika Lotnicza zamieści oddzielne sprawozdanie.

++ W Instytucie Lotnictwa zainstalowana zostanie elektronowa maszyna matematyczna. Ten „mózg elektrony” typu ZAM-2-Alpha wykonany został w Zakładzie Aparatów Matematycznych PAN i przeszedł tam kilkumiesięczny okres próbnej eksploatacji. Sprawność maszyny ZAM-2 wynosi 800 operacji na sekundę. Trzech naukowców z Instytutu zapoznano się z obsługą urządzenia oraz jego zastosowaniem w Lotniczym Ośrodku Obliczeniowym.

++ Zjednoczenie Przemysłu Precyzyjnego zorganizowało w styczniu wystawę osiągnięć. Ekspozycja była przewidziana — w pierwszym rzędzie — dla techników i inżynierów. Przedstawiciele przemysłu lotniczego mieli sposobność zetknąć się z produkowanymi elementami automatyki oraz poważnym dorobkiem przemysłu precyzyjnego, przodującego w kraju w zakresie aparatów kontrolno-pomiarowych.

++ Nową imprezą dla świata lotniczego zorganizował w końcu stycznia Klub Publicystów Lotniczych. Odkryto się mianowicie spotkanie dziennikarzy z p. Kapuścińskim, przedstawicielem PAN-AMERIKAN. To najpotężniejsze na skalę światową przedsiębiorstwo komunikacji lotniczej (15 mln dol. czystego zysku w 1960 r.) obchodzi właśnie jubileusz 35-lecia. Plany PAN-AM są dla nas niezwykle interesujące. W 1962 r. ma być uruchomione połączenie USA — ZSRR, zaś w 1964 lub 65 r. — linia USA — Polska. Po krótkiej prelekcji poświęconej historii wyświetlono 2 filmy, obrazujące rozwój i pracę przedsiębiorstwa.

++ Na wniosek komisji szybowcowej, Prezydium Zarządu Głównego Aeroklubu PRL zatwierdziło skład kadry narodowej w sztabownictwie na 1962 r. W skład jej weszli następujący piloci: Pie-

czewski, Popiel, Gorzelak, Bajewska, Muszczyński, Ratusiński, Góra, Adamek, Kmiotek, Kucharski, Makula, Witek, Majewska, Kirakowski, Wodzyński i Dąbski, Trenerem kadry jest szef wyszkolenia Centrum Szybowcowego APRL w Lesznie Wlkp. — Józef Dankowski.

++ Szybowce nasze „Zefir II” i „Foka” mają wziąć udział w IX Szybowcowych Mistrzostwach Świata, które odbędą się w lutym 1963 r. w Argentynie. Zawody rozegrane będą w klasach — otwartej i standard na lotnisku wojskowym Junin (200 km na zachód od Buenos Aires). W obu klasach startować może łącznie najwyżej 3 zawodników z każdego kraju. Władze argentyńskie zapewniają uczestnikom mistrzostw wyjątkowo korzystne warunki startu. Gospodarze oferują 30% zniżki na przelot dla ekipy, 50% bonifikaty na frachtach okrętowych dla sprzętu, zaś w Argentynie zapewniwszy jest bezpłatny transport oraz pokrycie kosztów pobytu zawodników przez okres 3 tygodni.

++ Spadochroniarze polscy wezmą udział w Spadochronowych Mistrzostwach Świata w Stanach Zjednoczonych AP w okresie 9—31 sierpnia bieżącego roku.

++ Z okazji Narciarskich Mistrzostw Świata — FIS, rozegranych w Zakopanem, zorganizowana została specjalna poczta szybowcowa. Wprowadzono okolicznościowe nalepki dla tego XIII/XIV Lotu Poczty Szybowcowej oraz odpowiednie datowniki.

++ Nareszcie można obserwować ofensywę PLL „Lot” na pasażerów w ich własnych lub tranzytowych krajach. Niedocenianie znaczenia propagandowego placówek zagranicznych przyniosło nam bez wątpienia dużo szkody. Obecnie z zadowoleniem można odnotować, że reklamowo-informacyjne placówki naszych Linii Lotniczych egzystują już w Nowym Jorku, Brukseli, Paryżu, Atenach, Berlinie, Kopenhadze i Londynie. Jakże to jednak mało wobec 29 przedstawicielstw linii czechosłowackich ČSA (ostatnie otwarto w Hawanie).

++ Wyniki działalności PLL „Lot” w 1961 r. Przewieziono ponad 200 tys. pasażerów (o 25% więcej niż w 1960 r.) oraz przeszło 4 tys. ton frachtu (wzrost o 15%). Na liniach zagranicznych z usług „Lotu” korzystało 67 tys. pasażerów. Przy sposobności, podajemy, że 136 towarzystw komunikacji lotniczej, państw należących do IATA, w 1960 r. przewiozło 3376 samolotami — na szlakach krajowych — 82 400 tys. pasażerów (ciekawostka: na całym świecie — w każdej chwili — na pokładach samolotów znajduje się 25 tysięcy pasażerów). Towarzystwa te (na schyłku 1960 r.) — zatrudniały 400 tys. osób.

++ W roku bieżącym nastąpi modernizacja ekspozytoru PLL „Lot” w Krakowie, Szczecinie i Wrocławiu. Wiosenny rozkład lotów przewiduje wprowadzenie I klasy w polskich samolotach komunikacyjnych.

++ Zaplanowano na 1963 r. budowę Śródmiejskiego Dworca Lotniczego w Warszawie. Stanie on u zbiegu Alei Jeruzolimskich, ul. Chatubińskiego i ul. Nowogrodzkiej. Znajdą tu m.in. pomieszczenia: biuro rezerwacji miejsc, kasy biletowe, biuro informacji, sale odpraw itd. Obok Dworca zostanie wybudowany hotel na 1000 miejsc.
Z.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO MIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK XII

WARSZAWA, CZERWIEC 1962 r.

ZESZYT 6

HYDROAEROMECHANIKA

533.6.011.6

ILot

Sacharow G. I., Andriejewskij W. W., Bukriew W. Z.: Nagrzewanie ciał podczas ruchu z dużymi nadźwiękowymi prędkościami. Moskwa, 1961, Oborongiz, s. 107, rys. 47, tabl. 30, ods. 35.

Zagadnienia aerodynamicznego nagrzewania się powierzchni aparatów latających. Metoda obliczania strumieni cieplnych, dopływających z zewnątrz do powierzchni latającego aparatu i rozpraszanych z niej w przestrzeń. Rozpatrzono metody obliczeń „równoważnej temperatury” powierzchni, a także metody obliczeń temperatury pokrycia o dużej pojemności cieplnej. Wpływ wysokich temperatur na konstrukcje lotnicze. Podstawowe metody walki z grzaniem aerodynamicznym. R.S.

533.69.042.7:533.6.071.4

ILot

Maskell E. C.: The interference on a three-dimensional jet flap wing in a closed wind tunnel. Interferencja na skrzydle trójmiarowym z kłapą strumieniową w tunelu o zamkniętej przestrzeni pomiarowej. ARC Rep. & Mem., 1961, nr 3219, s. 12, rys. 2, ods. 4.

Klasyczna teoria interferencji tunelowej została rozszerzona do wyznaczenia wpływu interferencji na skuteczność kłapy strumieniowej zajmującej całą rozpiętość skrzydła, wypływającej z krawędzi skrzydła nieskończonego o dużym wydłużeniu. Wykazano, że należy dodawać poprawki odpowiednio $A C_j$ i $A a$ do współczynnika ilości ruchu strumienia do kąta natarcia. Poprawki te wprowadzono razem z odpowiednimi poprawkami dla obserwowanych współczynników wyporu i ciągu. Również wprowadzono poprawki do obserwowanego pola odchylenia spływu w ograniczonym odstępie, licząc w dół prądu za krawędzią spływu skrzydła. Doprowadziło to do skorygowanego toru strumienia i dolnego przesunięcia obrazu spływu odchylnego w dodatku do bezpośredniego przystępu do obserwowanego odchylenia. Podano także odnośne poprawki dla wysokości opierzenia poziomego i jego zaklinowania. J.N.

533.6.013.12:533.69.042.3

ILot

Weber J.: Some notes on the zero-lift wave drag of slender wings with unswept trailing edge. Kilka uwag o oporze falowym przy wyporze zerowym dla smukłych skrzydeł z nieskończoną krawędzią spływu. ARC R a M., grudzień 1959, nr 3222, s. 34, rys. 15, tabl. 3, ods. 7.

Obliczono za pomocą teorii ciała smukłego opór falowy przy wyporze zerowym skrzydeł smukłych o pewnych ustalonych własnościach. Przyjęto, że rozkłady poprzecznych przekroików są wielomianami, zaś ustalone własności skrzydeł odnoszą się do ustalonych pierwszej i drugiej pochodnej rozkładu przekroików w wierzchołku i w samym końcu. Opór dla skrzydeł delta o rombowym przekroju poprzecznym obliczono również za pomocą teorii cienkiego skrzydła bez założenia smukłości. Dokonano porównania współczynników oporu obliczonych za pomocą obu teorii dla serii skrzydeł — celem zbadania użyteczności teorii smukłych kształtów. Obliczenia za pomocą obu teorii pozwalają rzeczyć, że byłoby możliwe zaprojektowanie rozkładu grubości, który odpowiadałby tak małym oporom, jakie daje tak zwany rozkład Lord V, dla tych obrysów, dla których rozkład Lord V jest nieodpowiedni. Następnie, przypuszcza się, że można to osiągnąć, gdy grubość w pobliżu wierzchołka i pochylenie krawędzi spływu zostaną ograniczone. J.N.

ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE W KONSTRUKCJACH LOTNICZYCH

539.4.013:621-253

ILot

Lipka J.: Kształty tarcz wirujących i nagranych przy założonym ($\sigma_{red} = k_r \tau, T$). Prace Inst. Lotn., Warszawa 1961, nr 15, s. 3-8, rys. 9, tabl. ods. 2.

Prosta metoda, pozwalająca wyznaczyć kształt tarczy wirującej silnie nagrzanej. Są uwzględnione w zasadzie zmiany wszystkich wielkości fizycznych materiału wywołane znacznymi różnicami temperatur nagrzania. Przebieg zmian wielkości stałych fizycznych wzdłuż promienia jest dowolny. Profil tarczy może być wyznaczony przy założonym przebiegu naprężeń promieniowych i obwodowych lub założonym rozkładzie naprężeń zredukowanych wzdłuż promienia. Można więc profilować tarcze o stałej wytrzymałości lub o wytrzymałości dowolnie złożonej. Układ równań różniczkowych nagranych wirujących tarcz rozwiązano metodą różnic skończonych. Na szczególnie podkreślenie zasługuje graficzna konstrukcja, której główną częścią jest jedna elipsa. Konstrukcja ta pozwala bez trudu i szybko wyznaczyć w postaci bezwymiarowej stosunki między głównymi naprężeniami. Przykład obliczenia kształtu tarczy turbiny spalinowej. Za pomocą tej metody można szybko i z wysoką dokładnością profilować tarcze turbin spalinowych oraz sprężarek osiowych o wysokich parametrach, zwłaszcza temperaturach.

AERODYNY, ICH CZĘŚCI I OSPRZĘT

656.7:629.135:388.9

ILot

Backhaus G.: Die Wirtschaftlichkeit des Luftverkehrs als Grundforderung beim Entwurf von Verkehrsflugzeugen. Ekonomiczność komunikacji lotniczej jako podstawowe wymaganie przy projektowaniu samolotów komunikacyjnych. Jahrbuch der Luftfahrtforschung der DDR, 1959, s. 6-13, rys. 16.

Po rozważeniu podstawowych różnic między pojazdami naziemnymi a samolotem, pokazano, w jaki sposób wpływa wymaganie najwyższej możliwej ekonomiczności na projektowanie i ukształtowanie aerodynamiczne samolotu. Zbadano wpływ prędkości eksploatacyjnej na bezpośrednie koszty użytkowania trzech podstawowych rodzajów napędów samolotowych i ustalono dla każdego rodzaju napędu najkorzystniejszy zasięg prędkości. Widoki komunikacji nadźwiękowej. R.S.

629.13.014.59

ILot

Bodnier W. A., Kozłowski M. S.: Stabilizacja lotatelnich aparatów i awtopiloty, Stabilizacja aparatów latających i piloty automatyczne. Moskwa, 1961, Oborongiz, D, s. 508, rys. 223, tabl. 15, ods. 15.

Teoria, zasady konstrukcji, cechy szczególne budowy i użytkowania układu automatycznego sterowania aparatów latających. Rozpatrzono także teorię automatycznego sterowania ruchami kątowymi, ruchami środka masy i prędkością lotu, półautomatyczne układy sterownicze, układy sterowania na odcinkach lotu (przelot na trasie, lądowanie, naprowadzenie na cele naziemne i powietrzne). R.S.

SILNIKI LOTNICZE

621.431.75:621.81

ILot

Nikitin Ju. M.: Konstrukuirowanie elementow dietalej i uzłow awiacionnych dwigatielej. Konstruowanie elementów składowych części i podzespołów silników lotniczych. Moskwa, 1961, Oborongiz, D, s. 288, rys. 400, ods. 13.

Liczne przykłady rozwiązań konstrukcyjnych, wykorzystywanych przy projektowaniu części i podzespołów silników lotniczych. Rozpatrzono ogólne wymagania, właściwe dla każdego konstrukcyjnego rozwiązania, dano zalecenia dla konstruowania i przytoczono przykłady podobnych rozwiązań, wzięte z praktyki budowy silników lotniczych. R.S.

621.438

ILot

Nosow M. W.: Rasczot osnovnykh razmierow odnostupieneczatoj centrostriemitielnoj turbiny. Obliczenie podstawowych wymiarów jednostopniowej turbiny dośrodkowej. Moskwa, 1961, Oborongiz 1961, D, s. 83, rys. 11, tabl. 3, t. 5.

Metoda i przykład liczbowy obliczenia podstawowych wymiarów jednostopniowej promieniowej turbiny dośrodkowej. Wzory obliczeniowe dla układu wewnętrznej charakterystyki, za pomocą której można dobrać obliczeniowe warunki robocze stopnia i ocenić zmiany mocy i ekonomiczności turbiny przy odchyleniu otrzymanych warunków roboczych od obliczeniowych. R.S.

621.431.75:621.438:534.13

ILot

Niekotoryje woprosy issledowanija kolebanij w awiacionnych dwigatelach. Niektóre zagadnienia badania drgań w silnikach lotniczych. Trudy Mosk. Awiac. Inst., 1961, nr 136, s. 163, rys. 72, tabl. 9, ods. 9.

Drgania w turbinach gazowych. Rozpatrzono zagadnienia połączonych drgań wirnika i kadłuba, krytyczne liczby obrotów i wpływ na nie podatności tarcz (dysków), łopatek, podparcia i podwieszenia. Zagadnienia tłumienia drgań i wyważenia wirników przy roboczych liczbach obrotów. R.S.

MATERIAŁY, WŁASNOŚCI I BADANIA

669.725:621.9

ILot

Tatman M. E.: Processing beryllium. Technologia berylu. Aircr. Prod. 1961, t. 23, nr 12, s. 466-470, rys. 4, tabl. 5.

Beryl, jeden z najnowszych materiałów stosowanych w budowie rakiet i statków kosmicznych, stwarza poważne trudności obróbcze, poza tym charakteryzuje się własnościami trującymi. Autor analizuje fizyczne własności tego materiału, jego własności mechaniczne oraz zachowanie się przy obróbce mechanicznej, prasowaniu i wyciskaniu. Analiza tych danych wykazuje specyfikę tego materiału dotychczas zupełnie nie zbadanego pod względem technologicznym. Autor podaje również szczegółowy skład chemiczny stopu berylowego użytego do prób. Wykresy i tabele dają wstępny pogląd dla technologów i konstruktorów. A.G.

620.179.1

ILot

Dorofiejew A. Ł.: Nierazruszajuszczije ispytanija mietodom wicheriowych tokow. Badania nieniszczące metodą prądów wirowych. Moskwa, 1961, Oborongiz, s. 157, rys. 67, tabl. 22, ods. 133.

Fizyczne i teoretyczne podstawy kontroli metali i części metodą

prądów wirowych. Podstawowe schematy i poszczególne podzespoły przyrządów, opartych na tej metodzie. Wyniki badań w dziedzinie pomiaru zawartości węgla w stalach. Pomiary związane z przewodnością elektryczną części z metali niemagnetycznych i ujawnienia uszkodzeń powierzchniowych. R.S.

WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

621.923

ILot

Michałowski Z.: **Badanie parametrów mikroszlifowania proszkami ściernymi wiązanych żywicą epoksydową.** Prace Inst. Lotn., Warszawa, 1961, nr 13, s. 35-40, rys. 2, tabl. 8, ods. 3.

Osiągalna gładkość powierzchni mikroszlifowanych drobnoziarnistymi tarczami ściernymi, które używa się do szlifowania, jest ograniczona. Wprowadzenie żywicy epoksydowej do wiązania ścierniwa o dowolnej wielkości ziarna pozwala na ekonomicznie uzyskanie wysokich gładkości obrabianych powierzchni. Opisano badania parametrów mikroszlifowania i przeprowadzono dobór struktury tarcz ściernych za pomocą analizy wariancyjnej.

621.882.2/3:669.018.45

ILot

Seidel W. H.: **Hochwarmfeste Dichtungsmuttern in der Luftfahrttechnik.** Nakrętki zabezpieczeniowe, odporne na ciepło, używane w technice lotniczej. Luftfahrttechnik, sierp. 1961, t. 7, nr 8, s. 241-243, rys. 8, tabl. 2, ods. 6.

Dyskucie się rodzaje materiałów, analizę chemiczną, próby wytrzymałości wykonanych śrub i nakrętek, wpływ konstrukcji na wytrzymałość. Relaksacja w zesrubowanych zespołach. Opisano metody badania charakterystyk wytrzymałości oraz sprawę ponownego użycia. J. N.

629.135:621.9

ILot

Building the Bucaneer. **Budowa samolotu Bucaneer.** Aircr. Prod. 1961, t. 23, nr 12, s. 452-464, rys. 15.

Z zapoczątkowaniem budowy nowych rodzajów samolotów, znacznie odmiennych od znanych wzorów, wyłoniło się wiele zagadnień natury technologicznej i organizacyjnej. Szczególnie duże zmiany w wyposażeniu zakładów lotniczych pociągnęło wprowadzenie konstrukcji litych (integralnych) w samolotach ciężkich typów. W artykule omówiono specjalne wyposażenie zastosowane przy budowie samolotu Bucaneer. Do nich należą: kopiarki do obróbki części litych wielogłowicowe, wieloczołnościowe, prasy wielopunktowego nacisku do formowania złożonych kształtów i inne.

W tekście omówiono szczegóły konstrukcyjne tych unikalnych urządzeń. A.G.

681.2:621.253.5.001.4

ILot

Spröd G.: **Messgeräte zur Kontrolle von Turbinenschaufelfüssen und -Blättern.** Przyrządy pomiarowe do kontroli zamków i piór łopatek turbinowych. Fertigungstechnik u. Betrieb, 1961, t. 26, nr 11, s. 759-769, rys. 26, ods. 8.

Łopatkę turbinową, z uwagi na swoje ukształtowanie — profil aerodynamiczny oraz konfigurację i tolerancje, jak również zamek (tzw. jodełka), stanowią przedmiot trudny zarówno w wykonaniu, jak i pomiarach. Pomiary mogą być wykonywane tylko na specjalnych przyrządach. Autor omawia kilka takich urządzeń czujnikowych do pomiaru jodełki oraz niektóre aspekty analizy wymiarowej związane z geometrią zamka. W zakresie kontroli profilu, autor omawia wielopunktowy aparat pomiarowy typu pneumatycznego ze specjalnymi końcówkami pomiarowymi. Aparat służy do pomiaru profilu i cięciwy pióra łopatek. Promień krawędzi natarcia i spływu może być mierzony specjalną przystawką optyczną. Zamieszczone rysunki i wykresy pozwalają dokładniej zorientować się w konstrukcji omawianych głowic. A.G.

621.791:669.2/8

ILot

Swarka cwińcnych metali i spawów. Sbornik statiej. Pod red. D. S. Bałkowca i M. W. Popławko. **Spawanie kolorowych metali i stopów.** Zbiór artykułów. Pod red. D. S. Bałkowca i M. W. Popławko. Moskwa, 1961, Oborongiz, s. 160, rys. 93, tabl. 101, ods. 50.

Zagadnienia spawania stopów aluminiowych, magnezowych, tytanowych i stopów miedzi przeważnie w osrodku gazów obojętnych. Cechy szczególne spawania wymienionych stopów. Wpływ poszczególnych elementów stopowych na spawalność. Dane o wpływie utwardzaczy i modyfikatorów na własności technologiczne, mechaniczne i niektóre inne spawów ze stopów kolorowych. R.S.

621.944.9

ILot

Spicyn W. A.: **Nowyj wysokoproduktivitielnyj metod izgotowlenija izdelij s wintowym profilem.** Nowa wysokowydajna metoda wykonania części z profilem spiralnym. Wiest. maszynostr., 1961, nr 11, s. 50-54, rys. 4.

Do istniejących sposobów przekucia materiału doszedł nowy, polegający na deformacji podłużno-skrętnej. Metoda ta znalazła szerokie zastosowanie przy wykonaniu wiertel spiralnych. Daje to poważne oszczędności w masowej produkcji wiertel. Autor opisuje automat specjalnie skonstruowany do walcowania rolkami, wiertel spiralnych o średnicach 2-10 mm. Walcowanie łącznie z podgrzewaniem indukcyjnym odbywa się w cyklu automatycznym, a czas trwania cyklu wynosi 2-7 sek. W artykule omówiona została zasada procesu, konstrukcja urządzenia wraz z jego kinematyką oraz charakterystyka procesu. Zamieszczone również zakres osiągalnych dokładności oraz niektóre wzory do obliczenia danych wyjściowych. A.G.

621.979

ILot

Sharman J. M.: **Extrusion-forming. Kształtowanie wyciskaniem.** Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 2, s. 41-48, rys. 11.

Wyciskanie jest wygodnym, a niekiedy jedynym możliwym sposobem wykonania długich elementów o określonym przekroju poprzecznym. Autor omawia trudności związane z wykonaniem podłużnic środkowego przekroju bombowca Avro Vulcan. Poważne kłopoty w procesie technologicznym wykonania tego elementu wiążą się z jego długością, układem i końcową konfiguracją. W omawianej pierwszej części artykułu podaje autor opis operacji początkowych, proces obróbki cieplnej i specjalnych urządzeń do chłodzenia po obróbce cieplnej. Zamieszczone zdjęcia i rysunki doświetlają charakter urządzeń specjalnych, ich wielkość i specyfikę. Dane zawarte w tekście dodatkowo informują o wymiarach przedmiotu, urządzeń, parametrach obróbki, dokładnościach i przyrządach obróbczych. A.G.

669.715:621.73.03

ILot

Doyle W. M.: **Forged aluminium — alloys. Kucie stopów aluminiowych.** Aircr. Prod., 1961, t. 23, nr 12, s. 440-448, rys. 14, tab. 2.

Zastosowanie odkuwek ze stopów lekkich w samolotach naddźwiękowych to zagadnienie, które autor rozważa w omawianym artykule. Jak z niego wynika, zastosowanie to jest nadal znaczne i wymaga ciągłych udoskonaleń. W świetle tych zastosowań dokonany został przegląd materiałów na odkuwki, ich własności do różnych, plastycznych oraz wytrzymałości czasowej, zmęczenia i pęcznienia. Przykłady omawiane są na tle nowej, udoskonalonej techniki kucia bez zadziórów i bez skosów kuźniczych. Wykresy i tabele dają możliwość oceny zakresów zmienności poszczególnych własności, a zdjęcia ilustrują asortyment odkuwek precyzyjnych dla samolotów naddźwiękowych. A.G.

669.14:621.983

ILot

Nash S. G., Hames W. J.: **Stretching stainless steel. Obciążanie stali nierdzewnej.** Aircr. Prod., 1961, t. 23, nr 11, s. 423-429, rys. 17, tab. 2.

Próby obciążania prowadzone na stali nierdzewnej, typu 18-8 (D.T.D. 166), wykazały zupełną jej nieprzydatność do tego rodzaju procesu. Natomiast przejście na materiał zastępczy Firth-Vickers FSM1 o składzie: C-0,05; Mn-7,15; Cr-17,2; Ni-4,5 i N-0,12 dało dodatnie wyniki. Doświadczenia przeprowadzone na próbkach, a następnie na pełnych wyrobach, potwierdziły przydatność tego materiału do obciążania. Autorzy przytaczają przebieg prób, ich wyniki liczbowe oraz wykresy odkształceń. Zamieszczone tablice podają wyniki prób dla różnej formy kształtowania, jak również przy różnych założeniach stanu naprężeń. A.G.

621.9—477

ILot

Pearson H. J.: **Ring machining. Obróbka pierścieni.** Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 1, s. 21-33, rys. 17.

Niezwykle trudny problem stwarza obróbka przedmiotów cienkościennych. Trudności rosną w miarę wzrostu średnicy zewnętrznej przedmiotu oraz pogarszania się stosunku grubości ścianki do średnicy. Szczególnie odbija się to na dokładności wykonania. Autor omawia serie szlifierek specjalnych do szlifowania bieżni łożysk rolkowych do średnicy 1800 mm. Szlifierni firmy Berthiez oparte są na zasadach budowy wytaczarek pionowych. Szczegóły konstrukcyjne pozwalają wnioskować o odrębności zagadnień i swoistości konstrukcyjnej tematu. Zastosowanie urządzeń krzywkowych pozwoliło na automatyzację cyklu obróbczego. Zamieszczone zdjęcia i schematy pozwalają na zorientowanie się w kinematyce obrabiarki i sposobie jej działania. A.G.

621.9—477

ILot

Pearson H. J.: **Ring machining. Obróbka pierścieni.** Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 2, s. 54-63, rys. 18-32.

Jest to druga część artykułu omawiającego obróbkę, a w szczególności operacje kończące pierścieni o dużych średnicach i przy niekorzystnym stosunku grubości ścianek do średnicy. Podstawowy asortyment to pierścienie łożyskowe do średnicy 1800 mm. W drugiej części artykułu omawia autor w dalszym ciągu środki do wykonania pierścieni. Obróbka ostateczna przedmiotu to szlifowanie specjalną jednostką, która może być dostosowana do dowolnej wytaczarki pionowej firmy Berthiez. Dokładność przemierzonych stołu sięga 0,0025 mm. Zamieszczone zdjęcia i rysunki dają poprawny pogląd na ten proces. A.G.

621.914

ILot

Profile-milling. **Frezowanie profili.** Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 2, s. 49-50, rys. 3.

W zakładach, wykonujących małe serie, a szczególnie pierwowzory, istnieje potrzeba oprzyrządowania i wyposażenia o wszechstronnej stosowności przy jednoczesnym zachowaniu potrzebnych dokładności wykonania i rozsądnej ich wydajności. Takie warunki spełnia urządzenie pomocnicze z niezależnym napędem Vero Hydro-Copier. Jest to przystawka do kopiowania według wzorca, w dwóch lub trzech osiach. Urządzenie to może być zastosowane na dowolnej frezarce umożliwiając kopiowanie krzywek płaskich, bębnowych i przestrzennych wg wzorca, którym może być wzorcowa sztuka wybrana z serii. Omawiana przystawka hydrauliczna jest wygodna w użyciu i ekonomiczna dla serii do 200 sztuk. Dokładność odwzorowania sięga 0,01 mm. Szywność urządzenia i jego moc gwarantują dostateczną wydajność. Przystawka może również służyć do kopiowania profilu łopatek. A.G.

Niniejszy Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa, Al. Niepodległości 188). CIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym jak i kartami dokumentacyjnymi.

