

1-2

TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH
STYCZEŃ ■ 1961 ■ LUTY



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

Pomoce Konstruktorskie „Techniki Lotniczej”

Aerodynamika, cz. II

OPORY SZKODLIWE (ciąg dalszy)

Opracowała mgr inż. E. Lewalska

Po przekroczeniu krytycznej liczby Macha współczynnik oporu gwałtownie wzrasta na skutek pojawienia się oporu falowego. Do chwili obecnej nie ma uniwersalnych wzorów, pozwalających na przybliżone określenie współczynnika oporu przy $Ma > Ma_{kryt}$. Należy się jedynie posługiwać materiałami doświadczalnymi, używanymi metodami balistycznymi i w drodze badań tunelowych. Dość skromnie publikowane wyniki badań dotyczą głównie pocisków i ciał obrotowych.

Opór pocisku zależy głównie od:

- 1) oporu przedniej części (czołowej części pocisku). Kształt przedniej części decyduje o wartości oporu falowego,
- 2) oporu tarcia,
- 3) oporu spowodowanego podciśnieniem, panującym w ośrodku za dnem pocisku.

Wpływ kształtu przedniej części pocisku wykazują wykresy (l. p. 22 i 23). Na wykresie (l. p. 24) pokazana jest zależność oporu od wydużenia i wyostrzenia przedniej części pocisku.

Wyniki te osiągnięto w CAGY metodą balistyczną. Przedstawione wyniki badań wykazują, że opór tarcia jest bardzo mało znaczący w porównaniu z falowym (im bryła dłuższa a ostrzejsza w przedniej części, tym opór mniejszy). Ze wzrostem liczby Macha udział oporu tarcia w całkowitym oporze opływanej bryły wzrasta.

Na wykresie (l. p. 25) pokazano wpływ kształtu zakończenia pocisku na wartość oporu. Wyniki te uzyskano metodą balistyczną.

Na wykresie (l. p. 26) przedstawiono zależność współczynnika oporu od powierzchni względnej dna pocisku (dla różnych liczb Ma).

(Dalszy ciąg na III str. okł.)

TREŚĆ

	str.
Wchodzimy w nowy plan pięcioletni	1
W. SOŁTYK — Broń rakietowa czy samolot?, cz. I	2
D. P. PANCZOWSKI — Wpływ doboru najbardziej korzystnego kąta ułożenia włókien na stateczność płyt sklejkowych, cz. I	5
W. KORDZIŃSKI — Silniki dwuprzepływowe Rolls-Royce „Conway”	8
Z. BRODZKI — Regulacja strugi w tunelu aerodynamicznym na małe prędkości, cz. I	12
Z. ŁAPIŃSKI — Pomiar i obliczanie naprężeń od drgań w łopatkach lotniczych turbin spalinowych, cz. I	16
S. SZULC, J. BUĆ — Udział nośny jako kryterium oceny jakości powierzchni	18
A. GOŁĘDZINOWSKI — Obróbka zespołu korpusu sprężarki	22
Nowości techniczne	26
Kronika	27
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	29
Spis treści za rok 1960	31
Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej: E. LEWALSKA — Aerodynamika (cz. II). Opory szkodliwe (c. d.)	okł.

CONTENTS

	page
We are entering the new five-year plan	1
W. SOŁTYK — Rocket weapon or aircraft? part I	2
D. P. PANCZOWSKI — The influence of the choice of the most available angle of grains laying on the plywood plates stability, part I	5
W. KORDZIŃSKI — Rolls-Royce „Conway” by-pass turbo-jets	8
Z. BRODZKI — Stream control for low speed range in the wind tunnel, part I	12
Z. ŁAPIŃSKI — Measurement and calculation of vibration stresses in aircraft gas turbine blades, part I	16
S. SZULC, J. BUĆ — The grade of surface bearing as the criterion for surface quality estimate	18
A. GOŁĘDZINOWSKI — Machining of the assembly of compressor casing	22
Technical News	26
Chronicle	27
Aeronautical Documentation Review	29
Index for 1960	31
Designer's Data Sheets: E. LEWALSKA — Aerodynamics (part II). Parasitic drags (continuation)	on cover

СОДЕРЖАНИЕ

	стр.
Входим в новый план пятилетки	1
W. SOŁTYK Ракетное оружие или самолет? часть I	2
D. P. PANCZOWSKI Влияние подбора наиболее полезного угла укладки волокон на стабильность фанерных плит, часть I	5
W. KORDZIŃSKI Двухконтурный двигатель Rolls-Royce „Conway”	8
Z. BRODZKI Регулировка потока в аэродинамическом туннеле на малых скоростях, часть I	12
Z. ŁAPIŃSKI Намерение и расчет напряжений от вибрации в лопатках авиационных газовых турбин	16
S. SZULC, J. BUĆ Контактная площадка, как критерий оценки качества поверхности	18
A. GOŁĘDZINOWSKI Обработка узла корпуса компрессора	22
Технические новости	26
Хроника	27
Документационный обзор авиации	29
Содержание за 1960 год	31
Конструкторские пособия Авиационной Техники: E. LEWALSKA — Аэродинамика (часть II). Вредные сопротивления (продолж.) обложки	on cover

NASZA OKŁADKA

Samolot pionowego startu Short SC.1



Z INNYCH REDAKCJI

LETECKÝ OBZOR zesz. 11 (listopad)

Avia v přístích letech
Splníme sedmiletku před stanovenou lhůtou
Konference o kultuře cestování
Otázky vrtulového pohonu letadel
Gesční výbor založen
Vyvažování vrtulí

Letadla a obchod
Nadzvuková dopravní letadla
Přístrojové vybavení letadla
Zrazení obrů
Rozvědky budoucnosti
Z bojové slávy sovětského letectva

TECHNIKA LOTNICZA — Miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Komitet Redakcyjny.
Redaktor naczelny — mgr inż. Stefan Sulikowski, redaktor techniczny: Zbigniew Samborski, sekretarz redakcji: Jarosława Berżyńska

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

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Warszawa 1961 r. Ark. wyd. 10,3. Ark. druk. 4. Format A4. Nakład 900 egz.
Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61×86. Maszynopis oddano do skład. X.II.60. Druk ukończono w lutym 61 r.



TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XVI

STYCZEŃ – LUTY 1961 R.

ZESZYT 1-2

Wchodzimy w nowy plan pięcioletni

Plany postępu technicznego w naszym przemyśle — z roku na rok — coraz bardziej się konkretyzują i nabierają treści. Można to powiedzieć zarówno o tematach związanych z pracami przy prototypach płatowców, śmigłowców czy szybowców, którymi zakończyliśmy rok ubiegły (wymieńmy: „Iskrę”, M.2, SM2, „Zefira”, „Fokę”), jak również silników (turboodrzutowy do „Iskry”) i osprzętu (niezbędne wyposażenie do nowych jednostek).

Twierdzenie powyższe można powtórzyć również w zastosowaniu do licznych i niejednokrotnie poważnych zadań technologicznych, które występują teraz na miejsce drobnych i małoważnych usprawnień planowanych w 1959 r.

Marginesowo nadmienimy tu, że wbrew rozsądnie pomyślanemu interesowi całej branży — technologia i procesy wytwórcze w poszczególnych zakładach są niejednokrotnie oddzielone od siebie żelaznymi kurtynami. Zakłady nie wymieniają doświadczeń, nie zapoznają się wzajemnie z metodami produkcyjnymi, dążeniami i osiągnięciami postępu czy wynalazczości pracowniczej, a nawet — leżąc od siebie po prostu o miedzę — nie wprowadzają procesów już „oswojonych”, dublują prace i wkładają w nie niepotrzebnie i nieekonomicznie cały, pełny wysiłek nowego opanowania.

Jak uniknąć tego kosztownego proceduru „sam sobie sterem, żeglarzem, okrętem...”? Niewątpliwie dużą rolę w tym zakresie ma polityka Zjednoczenia. Plany postępu technicznego należy uzgadniać na wspólnych posiedzeniach przedstawicieli zakładów. Opiekunowie (inspektorzy) zakładów powinni orientować się w przedsięwzięciach technologicznych oraz metodach usprawnień i mechanizacji wszystkich zakładów. Należy organizować co 3—4 miesiące wspólne wycieczki technologów, kierowników komórek postępu technicznego i przedstawicieli ZPL do zakładów. Ostatni z wymienionych postulatów pokrywa się zresztą z opiniami przedstawicieli zakładów, wypowiedzianymi na branżowych naradach, które odbyły się w roku ub.

Na skutek polecenia Ministra Przemysłu Ciężkiego w listopadzie ub. r. w Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego odbyły się trzy wspólne narady przedstawicieli zakładów, poświęcone kolejnemu omówieniu pięcioletnich planów postępu technicznego w zakresie: 1) przedsięwzięć technologicznych, mechanizacji i organizacji pracy, 2) przygotowania i uruchomienia produkcji nowych wyrobów w zakładach osprzętowych oraz 3) zagadnień związanych z przygotowaniem prototypów i uruchomieniem produkcji sprzętu latającego i silników.

Naszym zdaniem, te dobrze pomyślane narady — zarówno przez rozbięcie na 3 wymienione kierunki, jak również z uwagi na zorganizowanie wstępnych prelekcji na temat stanu obecnego i tendencji rozwojowych w poszczególnych branżach, wygłoszonych przez profesorów i specjalistów, jak wreszcie przez wspólną analizę planów i dyskusję — dobrze spełniły swoje zadanie. Godny zaznaczenia jest udział w naradach przedstawicieli Instytutu Lotnictwa. Udział ten symbolizuje pożądaną tendencję zacieśniania się współpracy tej placówki naukowej z przemysłem.

Plan 5-letni postępu technicznego przemysłu lotniczego przynosi szereg nowych uruchomień interesujących szerokie koła społeczeństwa.

W drugim roku 5-latki parki aeroklubów zasilili 2-osobowy, całkowicie metalowy samolot szkolno-treningowy M4, z silnikiem WN-6B, 200 KM. Służba zdrowia, rolnictwo i aerokluby uzyskają w 1963 r. ekonomiczny samolot metalowy wielocelowy, czteroosobowy PZL-104, z silnikiem WN-6R. Planuje się również — mamy nadzieję — realnie,

że wszystkie opory i trudności zostaną wreszcie przełamane i zamiast wyeksploatowanych Li-2, na krajowe linie lotnicze „Lotu” wejdzie — już w 1962 r. — samolot pasażerski MD-12.

Służba zdrowia najdalej za 3 lata uzyska tak bardzo jej potrzebny (znacznie ekonomiczniejszy od SM-1) śmigłowiec sanitarny o nazwie „Łątka” (SM-4). Ten nowoczesny, 3-osobowy śmigłowiec, z silnikiem WN-6S, 200 KM będzie mógł również obsługiwać rolnictwo i rybołówstwo morskie.

Plany zakładów samolotowych i śmigłowcowych przewidują ponadto studia nad dalszym rozwojem samolotu treningowego oraz nad śmigłowcem z innym rodzajem napędu.

Konstrukcje szybowcowe reprezentowane są w 5-lacie w licznych odmianach. Już w 1961 r. ukażą się w serii wyczynowe szybowce „Zefir II” i „Foka II” o doskonałości 35 oraz treningowy, o konstrukcji mieszanej (jako przejściowy do całkowicie metalowego) — „Lis”. Konstrukcję metalową — jako znacznie ekonomiczniejszą w eksploatacji — reprezentować będzie (w 1962 r.) prototyp „Kormoran”, dwumiejscowy, wyczynowy, przeznaczony do masowego szkolenia. Przestarzałego „Jastrzębia” zastąpi w 1962 r. szybowiec akrobacyjny „Kobuz”; typ ten o doskonałości 27 odznaczać się będzie konstrukcją wielu elementów z tworzyw sztucznych.

Plany zakładów szybowcowych przewidują również ewolucję jednostek zawodniczych „Zefir” i „Foka” o doskonałościach 36—40 (na bliższe i dalsze Mistrzostwa Świata) oraz studium motoszybowca.

Sprzęt latający planowanego 5-lecia zaopatrzone będzie w silniki krajowe. Silnik tłokowy WN-6, sześciocyldrowy, w układzie „boxer” (przypominający amerykański Continental), dający moc 200 KM przy 3000 obr/min, produkowany będzie w kilku wersjach. Ponadto wyprodukowana będzie za 2 lata partia motopomp strażackich z silnikiem turbinowym 120 KM o dużej wydajności 3000 l/min, wysokości tłoczenia 120 m. Dla zwalczania szkodników służyć będą nowe modele rozpylaczy do środków owadobójczych o średniej (50 l/godz) i dużej (150 l/godz) wydajności; pierwsza seria przewidywana jest w 1962 r. Wyrobami zwalczającymi import będą turbodmuchawy dla przemysłu okrętowego, które zwiększą moce silników jednostek morskich w drugiej połowie 5-latki.

Zakłady osprzętowe, mające trudne zadania zabezpieczenia potrzeb nowego sprzętu latającego w wyposażenie pokładowe, wystąpią z nowymi, atrakcyjnymi wyrobami. Można tu wymienić nowoczesny, samolotowy układ hydrauliczny na ciśnienie robocze 210 kG/cm² oraz podjęcie zadania obsłużenia krajowych odbiorców w zakresie hydrauliki przemysłowej (pompy zębate, rozdzielacze, zawory, filtry i typowe przeciwiimportowe wyroby: pompy viskozowe oraz do włókien syntetycznych). Realizację tych zadań przewiduje się w przeciągu 2 lat.

W drugiej połowie pięcioletki APRL otrzyma uniwersalny wóz transportowy dla szybowców, wyciągarkę samojedną z transformatorem hydraulicznym (uniemożliwiającym załadunek silnika przy starcie), wreszcie ciągarę do liny (z wyciągarki, po starcie szybowca).

Wzrastające zrozumienie wartości wprowadzania postępu technicznego ze strony kierownictwa i załóg zakładów oraz akcja IV Kongresu Techników Polskich, mobilizująca inżynierów i techników do jak najefektywniejszego włączenia się do realizacji planu pięcioletniego — gwarantują, że jeszcze szereg nowych, nie planowanych konstrukcji i procesów technologicznych uzupełni ambitny plan naszego przemysłu.

Broń raketowa czy samolot? cz. I

W drugiej połowie ostatniej wojny pojawił się nowy rodzaj sprzętu wojskowego — pociski raketowe. Stosowane one były zarówno w celach strategicznych (bombardowanie przez Niemców Anglii przy pomocy pocisków V1 i V2) jak i taktycznych (radzieckie działa raketowe „Katiusza”). Broń raketowa weszła również w skład uzbrojenia pokładowego samolotów. Typowym przykładem może być wyposażenie niemieckiego interceptora „Natter” czy amerykańskiego samolotu myśliwskiego „Thunderbolt”. Doświadczenia, zebrane w okresie wojny, wykazały ogromną przydatność bojową tego nowego rodzaju broni, toteż nie dziwnego, że i po zakończeniu działań wojennych wszystkie armie wykazywały ogromne zainteresowanie dalszym rozwojem broni raketowych. Efekty prowadzonych w tej dziedzinie prac są istotnie ogromne. Znalazło to odzwierciedlenie w publikacjach, podawanych przez prasę codzienną i fachową. Jednocześnie daje się jednak zauważyć niepokojący objaw, że obok rzeczowych ujęć problemu stosowania i perspektyw rozwoju broni raketowej, trafiają się publikacje, które zachwycając się możliwościami tej gałęzi uzbrojenia, sugerują zmierzch samolotu wojskowego. Zapoznając się z tym kierunkiem publikacji odnosi się często wrażenie, że źródłem ich jest z jednej strony dążność autorów do rewelacyjności i atrakcyjności artykułu, z drugiej zaś — brak spokojnego, rozsądnego, technicznie uzasadnionego poglądu na to dość skomplikowane zagadnienie. A faktem przecież jest, że technika nie znosi dyletantyzmu. Tylko wnikliwa analiza aktualnej sytuacji pozwala na sformułowanie wniosków na przyszłość. Zastanówmy się pokrótce, z jednej strony nad aktualnym stanem rozwoju broni raketowej, z drugiej strony — samolotów, i postarajmy się sformułować prognozy rozwojowe tego sprzętu.

Wojska lotnicze mają za zadanie:

- 1) sparaliżować życie gospodarcze na zapleczu nieprzyjaciela,
- 2) współpracować z armią lądową i siłami morskimi w zakresie obezwładnienia sił zbrojnych nieprzyjaciela,
- 3) bronić własnego zaplecza i oddziałów wojskowych.

Dla wykonania tych zadań wojska lotnicze rozporządzają specjalnym sprzętem, dostosowanym do specyfiki przewidywanego działania.

Jako pierwszy temat omówimy zagadnienia związane z zastosowaniem pocisków raketowych do wykonywania zadań strategicznych.

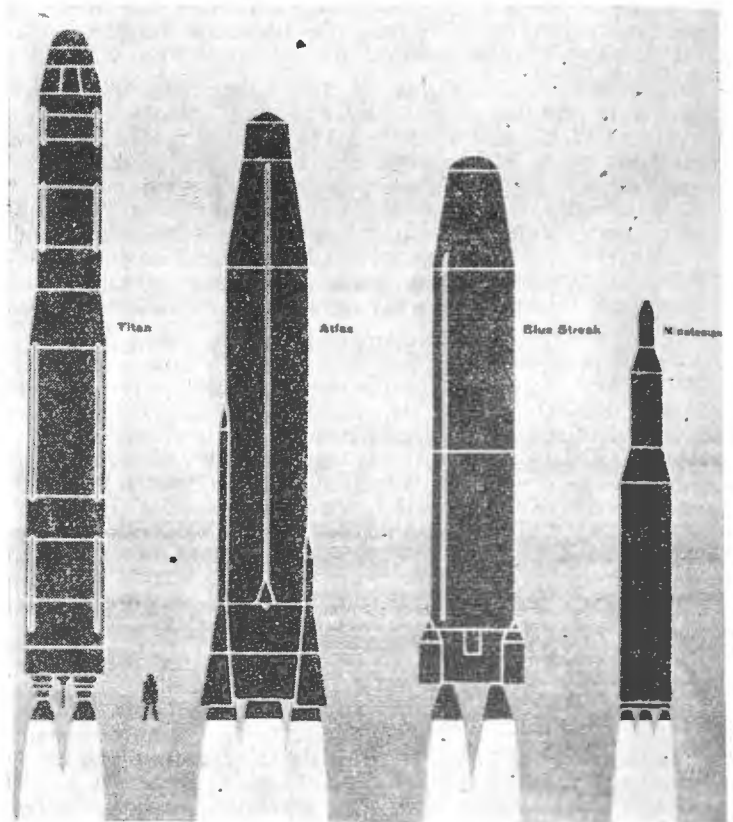
Dla właściwego przeprowadzenia tego rodzaju akcji opracowana została cała gama pocisków raketowych dalekiego zasięgu. Podzielić je można na dwie grupy. Do pierwszej należą pociski typu balistycznego, do drugiej samoloty-roboty. Charakterystyczną różnicą eksploatacyjną tych grup broni jest prędkość. O ile pociski balistyczne rozporządzają prędkością rzędu 15÷20 000 km/h, o tyle samoloty-roboty nie przekraczają 700÷900 km/h.

Na rys. 1 pokazano szereg pocisków tej kategorii. Są to obiekty o bardzo okazałych wymiarach. Wysokość sięga 30 m. Ciężar w chwili startu przekracza nieraz 100 ton. Pociski tej kategorii wyposażone mogą być w głowice nuklearne lub naładowane konwencjonalnymi materiałami wybuchowymi. W dziedzinie zastosowania tej broni istnieje szereg skomplikowanych problemów, których właściwe rozwiązanie ma zasadnicze znaczenie dla jej przydatności w walce. Jednym z podstawowych atutów stosowania pocisków raketowych jest sprawa możliwości uzyskania pełnego zaskoczenia. A uzyskanie zaskoczenia wymaga pełnej gotowości pocisku do zastosowania w każdej chwili, pełnej jego sprawności. Na sprawność tę składa się szereg czynników.

Pierwszym problemem jest kwestia sprawności aparatury i instalacji wchodzących w skład wyposażenia pocisku. Trzeba sobie zdać sprawę, że aparatura ta (elektro-nowa, elektryczna, hydrauliczna) jest wysoce precyzyjna. Jeśli uwzględnić ogromne przyspieszenia, którym poddany jest pocisk raketowy, zmiany temperatur, ciśnienia i szereg innych czynników natury mechanicznej i fizycznej,

jasne się stają wysokie wymagania, którym odpowiadać muszą najdrobniejsze nawet elementy składowe pocisku. Z tych właśnie względów pocisk musi być poddawany stałej kontroli sprawności. Niewłaściwe działanie, czy też przerwa w działaniu któregośkolwiek z elementów instalacji powoduje nieprzydatność całego sprzętu.

Drugim problemem jest zagadnienie dostarczenia do pocisku dostatecznej ilości materiałów pędnych. Rozwiązanie tego zagadnienia nastreża szereg poważnych trudności. Wynika to z faktu, że pocisk raketowy jest w gruncie rzeczy ogromnym zbiornikiem paliwa. Problem dostarczenia paliwa może być rozwiązany w ten sposób, że paliwo jest stale przepompowywane poprzez filtry ze zbiorników bazy do zbiorników pocisku z tym, że pewien poziom utrzymywany jest stale jako niezmienny. Takie rozwiązanie pozwala na szybkie dopełnienie zbiorników paliwem, zależnie od potrzebnego w danej chwili zasięgu pocisku. Sprawa dostarczania utleniacza — w większości przypadków ciekłe-



Rys. 1. Pociski raketowe dalekiego zasięgu

go tlenu, jest jeszcze bardziej skomplikowana, skutkiem jego właściwości fizyko-chemicznych. I ten problem może być jednak opanowany w tym sensie, że napełnianie zbiorników tlenowych nie pochłania nadmiernie dużo czasu. Ogólnie biorąc, czas przygotowania pocisku do startu wynosi kilkanaście minut.

Aby pocisk dalekiego zasięgu miał zapewnioną dostateczną celność musi być precyzyjnie ustawiony i to nie tylko w stosunku do podstawy — wyrzutni, lecz również w sensie znacznie ogólniejszym — precyzyjnie muszą być określone współrzędne jego położenia w stosunku do przewidzianego celu. Zastanówić się w tym miejscu należy nad problemem celów, względem których pociski dalekiego zasięgu mogą być stosowane. Precyzja tej kategorii pocisków jest obecnie tego rzędu, że mogą być one stosowane przede wszystkim do niszczenia celów bardzo rozległych przy pomocy ładunków o potwornej mocy (do kilkudziesięciu megaton). Zastosowanie do celów „punktowych” jest aktualnie nierealne. Przeto głównym zadaniem pocisków dalekiego zasięgu będzie przede wszystkim przeprowadzenie ataków

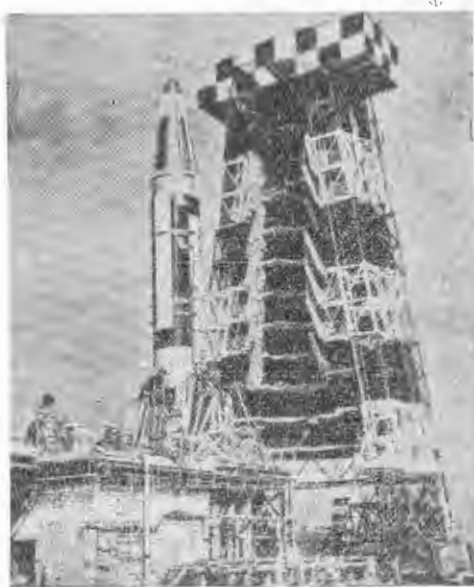
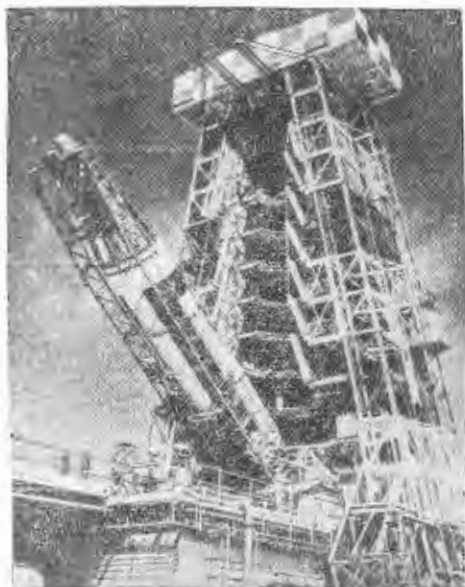
o charakterze nie tyle czysto wojskowym, ile raczej terrorystycznym, np. przeciw ludności dużych ośrodków miejskich.

Na rys. 2 pokazano stanowisko i przygotowanie do odpalenia pocisku balistycznego. Widać, że wyrzutnia pocisków tego typu jest urządzeniem bardzo złożonym i roz-

4) nieelastyczność w zakresie wyboru celu,

5) nieprzydatność do zwalczania małych, zwartych celów.

Po tym krótkim omówieniu strategicznych broni rakietowych przejdziemy do analizy możliwości zastosowania samolotu do wykonywania tych zadań.



Rys. 2. Przygotowanie do startu pocisku balistycznego

budowanym. Wielkość tych instalacji jeszcze wzrośnie, gdy włączy się do nich współpracujące stanowiska dozoru i kontroli radarowej. Z tego względu, praktycznie rzecz biorąc, zmiana stanowiska bojowego jest dla tej kategorii pocisków, w sensie współczesnej wojny ruchowej, niewykonalna. Czynniki ten, łącznie z omówioną poprzednio wielkością niezbędnych instalacji i urządzeń, powoduje, że położenie bazy pocisków balistycznych tej klasy może być łatwo wykryte przez nieprzyjaciela, który oczywiście za swój pierwszy obowiązek będzie uważał doprowadzenie do ich zniszczenia już w pierwszych chwilach wojny. Osiągnąć to może po prostu przez ostrzelanie własnymi pociskami dalekiego zasięgu lub przez bombardowanie lotnicze. Aby prawdopodobieństwo zniszczenia tej potężnej broni ograniczyć do minimum, opracowane są typy pocisków, których wyrzutnie mieszczą się w głębokich schronach podziemnych (rys. 3). W tym przypadku pocisk wynoszony jest, dla odpalenia, specjalnym wyciągiem wraz z podstawą na powierzchnię ziemi.

W dążności do uniemożliwienia, a przynajmniej utrudnienia zniszczenia wyrzutni, stosuje się również instalowanie ich na okrętach podwodnych, co pozwala na wykorzystanie czynnika ruchu i zmianę położenia wyrzutni. Pociski są tak skonstruowane, że mogą być odpalane z okrętu będącego w zanurzeniu. Te same typy pocisków instalowane mogą być w wyrzutniach podwodnych stałych.

W ostatnich czasach prowadzone są intensywne prace nad pociskami rakietowymi dalekiego zasięgu, w których czynnikiem napędowym nie jest paliwo ciekłe, lecz stałe. Wprowadzenie paliwa stałego upraszcza i ułatwia problem obsługi pocisku, zmniejsza znakomicie wielkość niezbędnych instalacji oraz zezwala na odpalenie go bezpośrednio z komór-schronów podziemnych. Reasumując powyższe zalety rakietowego pocisku balistycznego, można uznać:

1) możliwość zaskoczenia nieprzyjaciela atakiem pocisków balistycznych dzięki ich dużej prędkości,

2) trudność zwalczania pocisków, co jest wynikiem ogromnej prędkości lotu i wysokiego pułapu,

3) niezależność działania od czynników psychicznych i fizycznych człowieka.

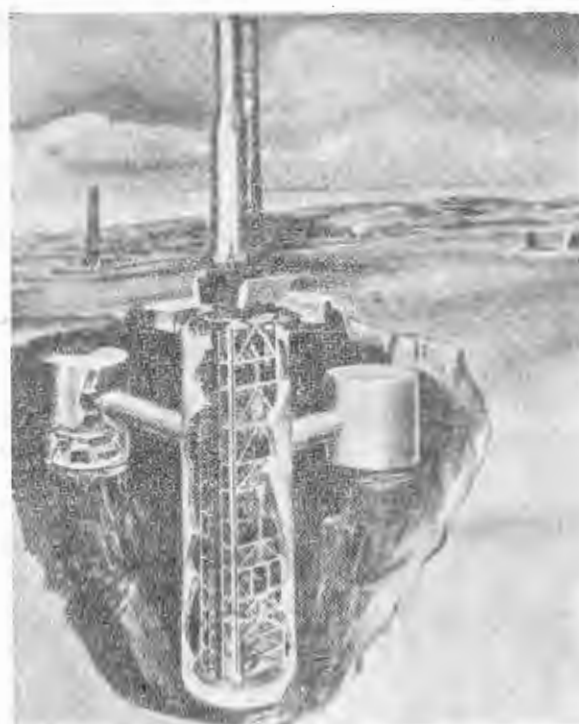
Oprócz tych zalet posiadają pociski tej kategorii szereg wad:

1) niemożliwość zmiany lokalizacji wyrzutni (w odniesieniu do baz lądowych),

2) łatwość uszkodzenia i niepewność działania,

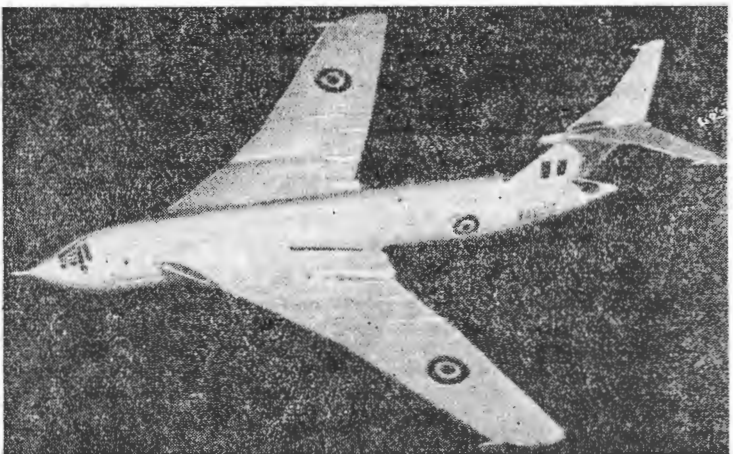
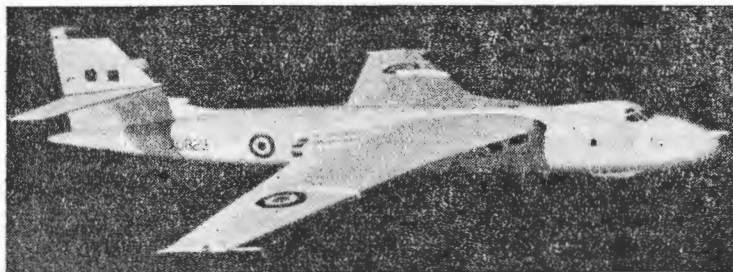
3) znaczny koszt, tym bardziej że pocisk jest obiektem jednorazowego użytku,

Zadania strategiczne powierzane są samolotom bombowym dalekiego zasięgu. Za typowych przedstawicieli tej grupy uważać można angielskie bombowce serii V (Valiant, Vulcan, Victor) amerykańskie B 52 oraz B 57 (rys. 4). Analiza ich osiągnięć wykazuje, że możliwościami zastosowania



Rys. 3. Wyrzutnia podziemna

znacznie przewyższają szczytowe osiągnięcia z końca ubiegłej wojny. Nowoczesny samolot bombowy dalekiego zasięgu uzyskuje prędkość max. w zakresie liczby Macha 1÷2, a nawet więcej. Pułap praktyczny tej grupy maszyn przekracza 20 000 m. Wyposażenie stanowić mogą bomby z głowicami wypełnionymi konwencjonalnym lub nuklearnym materiałem wybuchowym. W ciągu ostatnich kilku lat bomby są wypierane przez pociski rakietowe typu powietrze-ziemia. Kilka typów tego rodzaju sprzętu ilustruje

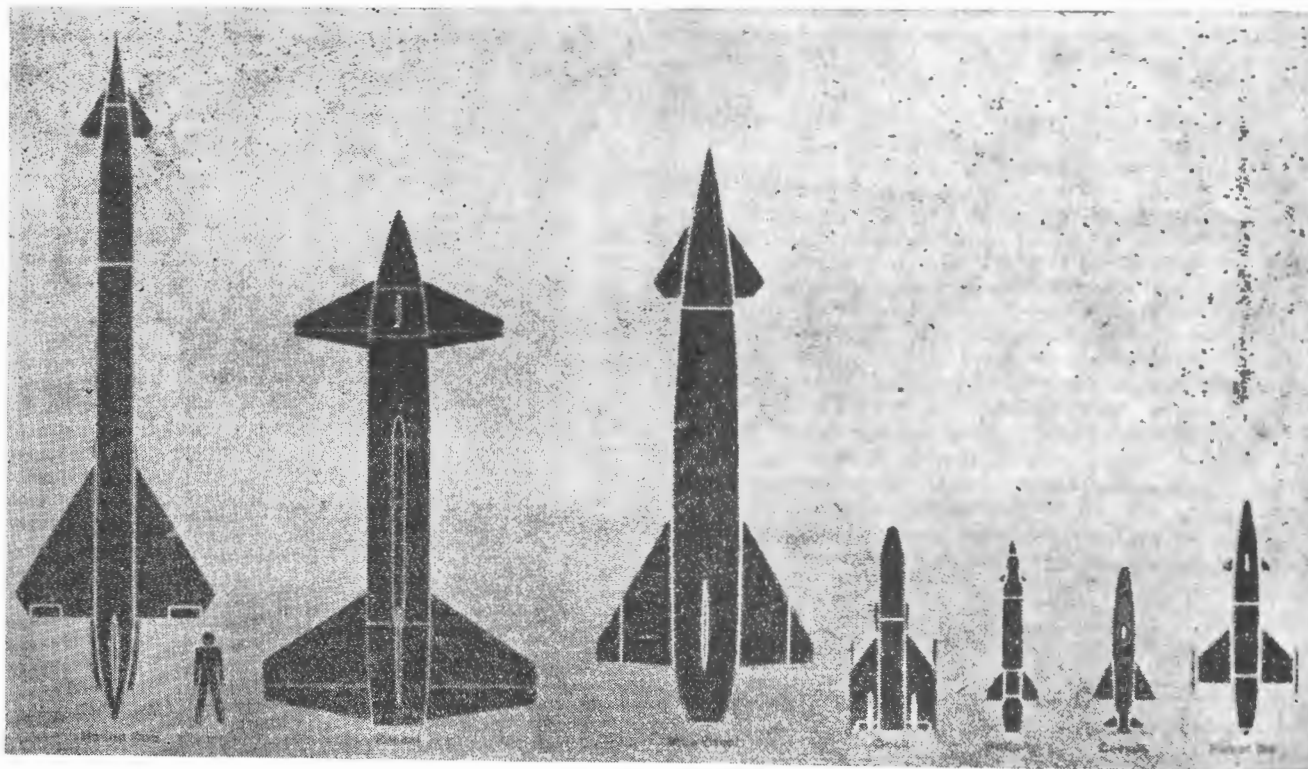


Rys. 4. Samoloty bombowe dalekiego zasięgu

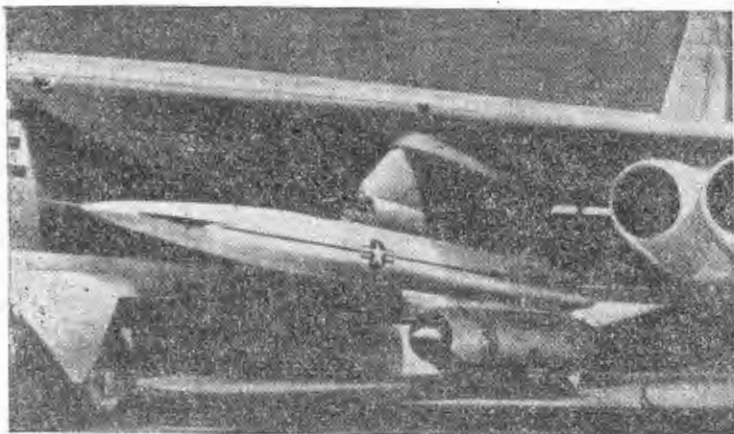
zestawienie sylwetek na rys. 5, a na rys. 6 pokazano sposób zawieszenia tego rodzaju broni pod skrzydłem samolotu bombowego.

Metoda wykonywania ataku przy użyciu pocisków rakietowych polega na tym, że samolot bombowy dolatuje w pobliże celu (odległość od celu wynosić może do 1000 km — zależnie od rodzaju celu, obrony przeciwlotniczej itd). Po dolecaniu na odległość skuteczności pocisku rakietowego następuje jego odpalenie z pokładu samolotu, przy czym pocisk jest nadal sterowany drogą radiową, tym precyzyjniej, że może być wyposażony w „oczy” — stację nadawczą, opartą na zasadzie telewizji, której sygnały odbiera operator na pokładzie samolotu-matki. Taka metoda walki zmniejsza niebezpieczeństwo zestrzelenia samolotu-bazy, gdyż z daleka przeprowadzony atak umożliwi samolotowi ominięcie rejonów o silnej obronie przeciwlotniczej. Precyzja tego rodzaju bombardowania jest wysoka, wyższa znacznie niż w przypadku ostrzelenia celu dalekosiężnymi pociskami balistycznymi. Metoda ta nadaje się zarówno do zwalczania celów rozległych, jak i zwartych.

Głównym, bezpośrednim nieprzyjacielem samolotu bombowego będą przede wszystkim pociski rakietowe przeciwlotnicze. Zdawać by się mogło, że wobec tego, iż przewyższają one znacznie samolot prędkością, a siła niszcząca niesionego przez nie ładunku wybuchowego jest ogromna, los samolotu bombowego jest z góry przypięczętowany. Tak to jednak wygląda tylko na pierwszy rzut oka. Pamiętajmy, jak przed II wojną światową pojawił się pogląd, że wobec potęgi lotnictwa, czynna obrona przeciwlotnicza jest nie-realna. Był to, jak się w praktyce okazało, pogląd zupełnie niesłuszny. Dziś przeciwnie, krążą powszechnie opinie, że samolot jest bezbronny wobec obrony przeciwlotniczej. Chyba i to nie jest słuszne. Prawda, jak zwykle leży pośrodku. Przede wszystkim samolot nie musi być bezbronnym celem dla baterii rakietowych obrony przeciwlotniczej. Rozporządza bowiem szeregiem urządzeń, które powodują, że obrona przeciwlotnicza może się stać dla niego niegroźna. Przed artylerią konwencjonalną chroni go wielka prędkość lotu i wysoki pułap. Jeśli zaś chodzi o obronę przed pociskami rakietowymi zagadnienie kształtuje się zależnie od typu stosowanych pocisków. Pociski rakietowe obrony przeciwlotniczej obecnie dzielą się na dwie zasadnicze grupy: samoszukające celu i zdalnie sterowane. Pociski samoszukające celu wyposażone są przeważnie w głowice reagujące na działanie promieniowania podczerwonego. Impulsy tego promieniowania, przyjmowane przez odpowiednie wykrywacze, przekazywane są do mechanizmów sterowania, w wyniku czego pocisk automatycznie podąża ku źródłu promieniowania podczerwonego, czyli — krótko



Rys. 5. Pociski rakietowe typu powietrze-ziemia



Rys. 6. Sposób zawieszenia pocisku powietrze-ziemia pod skrzydłem samolotu

mówiąc — ku źródłu ciepła, którym może być np. silnik odrzutowy samolotu. Dla obrony przed tego typu pociskami samolot wyposaża się w „zmylacze” (rys. 7) — rodzaj samolocików zdalnie sterowanych (z pokładu chronionego przez nie samolotu) tak skonstruowanych, że intensywnością wysyłanego promieniowania przewyższają samolot chroniony. W efekcie właśnie one staną się w pierwszym rzędzie „obiektem zainteresowania” pocisków obrony przeciwlotniczej, umożliwiając samolotowi bombowemu bezkarnie wykonanie zadania. Jeśli chodzi o drugi typ pocisków obrony przeciwlotniczej, są one tak długo celne i skuteczne, jak długo nie zostaną zastosowane środki zakłócające działanie radiowej instalacji sterującej. A wiemy już z doświadczeń ubiegłej wojny, że użycie ich jest zupełnie realne (dla zmylenia stacji namiarowych i naprowadzających stosowano wtedy rozrzucanie w powietrzu pasków folii aluminiowej). Instalacje te zostały bardzo udoskonalone. Mogą być one zabudowywane bądź na samym samolocie, bądź na wymienionych poprzednio „zmylaczach”. W świetle powyższych uwag dochodzimy do wniosku, który obowiązuje już od stuleci, że na każdy środek ataku zawsze znajdzie się dostatecznie skuteczny środek obrony. Zamykając nasze rozważania — można stwierdzić, że zaletami samolotu bombowego, predestynującymi go do wykonywania zadań strategicznych będą:

1) ruchliwość, zabezpieczająca samolot przed zniszczeniem na ziemi,

- 2) możliwość zmiany celu nawet już w czasie trwania akcji,
- 3) precyzja wykonania zadania i możliwość kontroli,
- 4) możliwość wielokrotnego użycia samolotu do wykonywania zadań,
- 5) niższy koszt bombardowania (zniszczeniu ulega tylko bomba, czy pocisk bliskiego zasięgu),
- 6) przydatność do niszczenia celów zwartych.

Oczywiście, samolot posiada również szereg wad. Główną wadą jest to, co — patrząc z innego punktu widzenia — jest właśnie zaletą, a mianowicie — udział czynnika ludzkiego. Zapewnia on wprawdzie elastyczność w wykonywa-



Rys. 7. „Zmylacz” lecący obok chronionego samolotu

niu zadania, ale kryje w sobie prawdopodobieństwo zaistnienia błędów, będących wynikiem zjawisk psychofizycznych, którym podlega załoga (np. strach, zdenerwowanie, pomyłki w ocenie sytuacji).

Drugą wadą jest większe niż dla pocisku balistycznego prawdopodobieństwo zniszczenia przez właściwie zorganizowaną obronę. Mniejsze też jest prawdopodobieństwo uzyskania pełnego zaskoczenia nieprzyjaciela. Jest to wynik mniejszej prędkości lotu. Wada ta jest trochę kompensowana przez zdolność samolotu do dowolnego obierania taktyki nalotu.

dokończenie w nast. zeszytcie

Inż. DYMISTR P. PANCZOWSKI

Asystent Politechniki Sofijskiej — Bułgaria

674—419.3 : 629.13.012.212.1

Wpływ doboru najbardziej korzystnego kąta ułożenia włókien na stateczność płyt sklejkowych, część I

Autor niniejszego artykułu analizuje w kilku aspektach dobór najbardziej korzystnego kąta ułożenia włókien sklejki i związane z tym niektóre zagadnienia wytrzymałościowe.

Jako kąt ułożenia włókien sklejki w określonej płycie sklejkowej przyjęto kąt pomiędzy kierunkiem włókien warstwy zewnętrznej a dłuższą krawędzią płyty.

Sklejka jest jednym z podstawowych materiałów, używanych w konstrukcji szybowców i lekkich samolotów. Ze sklejki brzozej, a czasem ze sklejki bukowej, wykonuje się takie elementy, jak pokrycie skrzydła, kadłuba, ustereń, ścianki dźwigara i inne.

Część pokrycia, ograniczona dwoma elementami konstrukcyjnymi wzdłużnymi i dwoma elementami poprzecznymi, jest — z punktu widzenia konstrukcyjnego — cienką prostokątną płytą.

Arkusze sklejki może być traktowany jako jednorodny, ortotropowy materiał konstrukcyjny.

Jednorodność oznacza tu możliwość wystarczającą dla praktyki dokładnego założenia, że moduły sprężystości sklejki są jednakowe w każdym jej punkcie. Ortotropowość zaś oznacza występowanie dwóch wzajemnie prostopadłych osi symetrii własności sprężystych. Ortotropowość sklejki jest

wyraźnie określona, ponieważ osiami takimi są osie maksymalnej i minimalnej sztywności giętnej.

Płyta sklejkowa, jako lotniczy element konstrukcyjny, może być traktowana jako swobodnie podparta lub zamocowana wzdłuż wszystkich czterech krawędzi, zależnie od konstrukcji.

Jakkolwiek połączenie sklejki z usztywnieniami wzdłużnymi i żebrami odpowiada raczej zamocowaniu krawędzi, jednakże dla zwiększenia bezpieczeństwa w większości przypadków zakłada się swobodne podparcie krawędzi.

Obsiążenie płyt sklejkowych w lotniczej konstrukcji określone jest przez siły normalne i tnące (styczne), przyłożone wzdłuż krawędzi. Zakłada się, że płyta nie może przenosić obciążeń prostopadłych do jej powierzchni.

Analiza obciążeń poszczególnych elementów konstrukcji samolotu pozwala na określenie obciążenia płyty sklejkowej

(jako jednego z elementów konstrukcji) w postaci normalnego obciążenia ciągłego oraz wydatku naprężeń tnących lub po prostu w postaci naprężeń normalnych i stycznych.

Podczas stopniowego wzrostu obciążenia charakterystycznym stanem, sygnalizującym niebezpieczeństwo, jest utrata stateczności, to znaczy sfalowanie płyty. Utrata stateczności nie oznacza zniszczenia płyty, ale lotnicze wymagania wytrzymałościowe nie pozwalają na występowanie utraty stateczności w zakresie obciążeń dopuszczalnych samolotu.

Krytyczne naprężenia normalne i tnące zależą od wszystkich parametrów geometrycznych płyty i mogą być większe lub mniejsze od granicy sprężystości, w zakresie której stosuje się prawo Hooke'a. Na rys. 1 pokazano jeden z bardziej ogólnych i często w praktyce spotykanych przypadków, gdzie płyta jest ściskana równomiernym obciążeniem ciągłym wzdłuż krótkich krawędzi i ścinana na całym obwodzie.

Rozważania te są oparte na przybliżonym rozwiązaniu L. J. Bałabucha [lit. 1] przy założeniu, że płyta jest nieskończenie długa ($b \rightarrow \infty$), jednorodna, o określonej ortotropowości, swobodnie podparta na wszystkich czterech krawędziach.

W praktyce, jeżeli $b \geq 4a$, otrzymane wyniki są wystarczająco dokładne dla obliczeń inżynierskich i nie zależą od sposobu zamocowania płyty wzdłuż krótkich krawędzi.

Bałabuch posługuje się przybliżoną metodą S.P. Timoszenki [lit. 2, str. 367, 368, 369] i określa naprężenia krytyczne nieskończenie długich izotropowych płyt, obciążonych wyłącznie ścinaniem.

Równanie różniczkowe ugięcia płyty sklejkowej

W ogólnym przypadku równanie różniczkowe ugięcia płyty sklejkowej, o kącie ułożenia włókien różnym od 0° i 90° , obciążonej jak na rys. 1, ma postać:

$$D_{11} \frac{\partial^4 w}{\partial \xi^4} + 2D_{12} \frac{\partial^4 w}{\partial \xi^2 \partial \eta^2} + D_{22} \frac{\partial^4 w}{\partial \eta^4} + 2D_{13} \frac{\partial^4 w}{\partial \xi^3 \partial \eta} + 2D_{23} \frac{\partial^4 w}{\partial \xi \partial \eta^3} + p \frac{\partial^2 w}{\partial \xi^2} + 2q \frac{\partial^2 w}{\partial \xi \partial \eta} = 0 \quad [1]$$

gdzie

$$\begin{aligned} D_{11} &= D_x \cos^4 \varphi + D_y \sin^4 \varphi + 0,5 (D_{xy} + \Theta_{xy}) \sin^2 2\varphi \\ D_{22} &= D_x \sin^4 \varphi + D_y \cos^4 \varphi + 0,5 (D_{xy} + \Theta_{xy}) \sin^2 2\varphi \\ D_{13} &= 0,75 (D_x + D_y) \sin^2 2\varphi + (D_{xy} + \Theta_{xy}) (\cos^2 2\varphi - 0,5 \sin^2 2\varphi) \\ D_{12} &= \sin 2\varphi [(D_{xy} + \Theta_{xy}) \cos 2\varphi + D_y \sin^2 \varphi - D_x \cos^2 \varphi] \\ D_{23} &= \sin 2\varphi [-(D_{xy} + \Theta_{xy}) \cos 2\varphi + D_y \cos^2 \varphi - D_x \sin^2 \varphi] \\ \Theta_{xy} &= \mu_x D_y = \mu_y D_x \end{aligned} \quad [2]$$

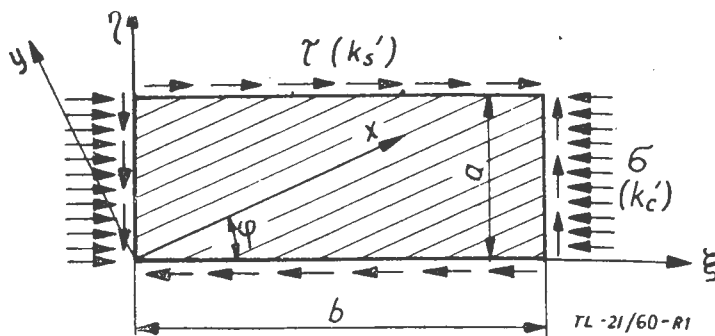
są stałymi sprężystymi, zależnymi od kąta pomiędzy głównymi osiami x i y a osiami ξ i η (rys. 1), μ_x i μ_y — odpowiednimi liczbami Poissona, E_x — modułem sprężystości dla $\varphi = 0^\circ$, E_y — dla $\varphi = 90^\circ$, G_{xy} — modułem sprężystości przy ścinaniu.

Jeżeli δ jest grubością płyty sklejkowej, to:

$$D_x = \frac{E_x \delta^3}{12(1 - \mu_{xy})}; D_y = \frac{E_y \delta^3}{12(1 - \mu_{xy})} \text{ i } D_{xy} = \frac{G_{xy} \cdot \delta^3}{\sigma} \quad [3]$$

Według [lit. 1] $p = \sigma \delta$ jest normalnym obciążeniem ciągłym, przyłożonym na krótszych krawędziach płyty, a $q = \tau \delta$ jest wydatkiem naprężeń tnących, przyłożonym na całym obwodzie.

Na rys. 2a pokazano rzeczywisty obraz odkształcenia, gdzie linia węzłów półfal jest linią krzywą. Na rys. 2b natomiast pokazano przyjęty przez Timoszenkę obraz odkształcenia, na którym linię węzłową przyjęto jako prostą.



Rys. 1

nachyloną pod kątem β do krótszej krawędzi płyty, o długości półfali równej S .

W ten sposób, gdy $\alpha = 2\beta$, dla sprężystego odkształcenia płyty Timoszenko przyjmuje wyrażenie

$$W = A \sin \frac{\pi n}{a} \sin \frac{\pi}{s} (\xi - \alpha \eta) \quad [4]$$

Bałabuch wykazał, że wyrażenie to może być z powodzeniem zastosowane również i do płyt sklejkowych, porównując wyniki otrzymane tą metodą z wynikami dokładnymi dla $p = 0$ i $q = 0$.

Po określeniu pochodnych wyrażenia [4] i podstawieniu ich do [1] otrzymuje się wyrażenie mnożone razy

$$\sin \frac{\pi n}{a} \sin \frac{\pi}{s} (\xi - \alpha \eta). \text{ Całkując ze względu na } \xi \text{ w granicach od } 0 \text{ do } S \text{ i ze względu na } \eta \text{ w granicach od } 0 \text{ do } S \text{ dla}$$

$$\gamma = \frac{a^2}{s^2} \quad [5]$$

otrzymuje się

$$\frac{\pi^2}{a^2} [D_{11} \cdot \gamma + 2D_{12} (1 + \gamma a^2) + D_{22} \left(\frac{1}{\gamma} + \sigma a^6 + a^4 \right) - D_{13} \gamma a - 2D_{23} (a^3 \gamma + 3a)] - p - 2aq = 0 \quad [6]$$

Powstaje pytanie — jakie jest obciążenie ciągłe p — dla danej wielkości wydatku q , przy którym płyta traci stateczność.

Pochodna cząstkowa $\frac{\partial p}{\partial \gamma} = 0$ określa zależność między γ i a z wyrażenia

$$\frac{1}{\gamma^2} = \frac{1}{D_{22}} (D_{11} + 2D_{12} a^2 + D_{22} a^4 - 2D_{13} a - 2D_{23} a^3) \quad [7]$$

a pochodna cząstkowa $\frac{\partial p}{\partial a} = 0$ określa q z wyrażenia

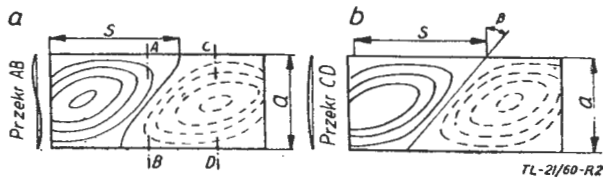
$$q = \frac{\pi^2}{a^2} [2D_{12} \gamma a + 2D_{22} \gamma a^3 + D_{22} a - D_{13} \gamma - 3D_{23} (1 + a^2 \gamma)] \quad [8]$$

Stałe sprężyste [2] dla sklejkki brzozonej można określić ze wzoru

$$D_{max} = \frac{E_{max} \delta^3}{12(1 - \mu_{max} \mu_{min})} \approx \frac{E_{max} \delta^3}{12} \quad [9]$$

przy $\mu_{max} = 0,46$, a $\mu_{min} = \frac{\mu_{max}}{12}$, po obliczeniu wielkości [3], podstawiając do nich odpowiednio

$$D_x = D_{max}; D_y = \frac{D_{max}}{12} \text{ i } D_{xy} = 0,171 D_{max}$$



Rys. 2

$$E_{\max} = 1.4 \cdot 10^5 \text{ kG/cm}^2; E_{\min} = \frac{E_{\max}}{12}; G_{xy} = 1,2 \cdot 10^4 \text{ kG/cm}^2.$$

Po podstawieniu do wyrażeń [6] i [8] obciążeń płyty jako

$$p = k'_c \frac{\pi^2 D_{\max}}{a^2} \quad \text{i} \quad q = k'_s \frac{\pi^2 D_{\max}}{a^2} \quad [10]$$

i kilku przekształceniach otrzymuje się ostatecznie wyrażenia służące do określenia współczynników k'_c i k'_s :

$$k'_c = \frac{2}{D_{\max}} \left[\left(\frac{1}{\gamma} - 9\alpha^2 \right) D_{22} + D_{12} - \alpha \gamma (2D_{12}\alpha + 2D_{22}\alpha^3 - D_{13} - 3D_{23}\alpha^2) \right] \quad [11]$$

$$k'_s = \frac{1}{D_{\max}} \left[\gamma (2D_{12}\alpha + 2D_{22}\alpha^3 - D_{13} - 3D_{23}\alpha^2) + 6D_{22}\alpha - 3D_{23} \right] \quad [12]$$

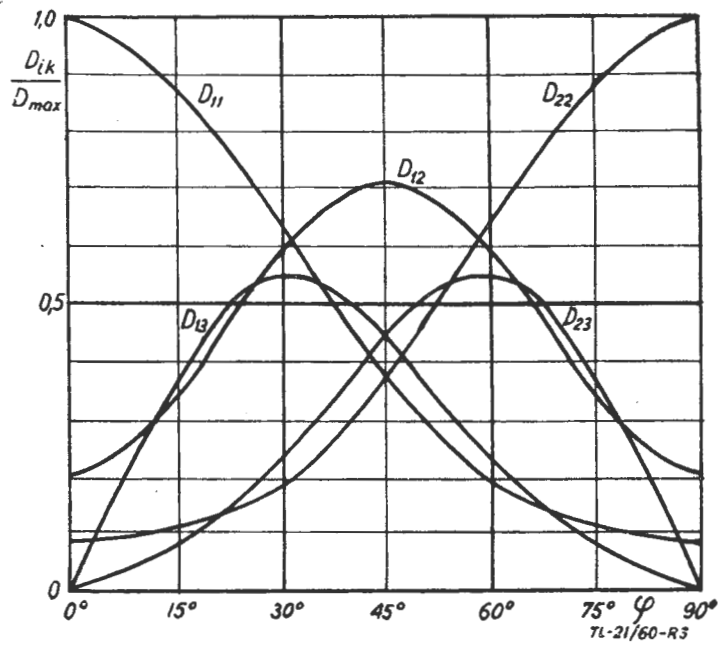
gdzie

$$D_{11} = \left(\cos^4 \varphi + \frac{1}{12} \sin^4 \varphi + 0,105 \sin^2 2\varphi \right) D_{\max}$$

$$D_{22} = \left(\sin^4 \varphi + \frac{1}{12} \cos^4 \varphi + 0,105 \sin^2 2\varphi \right) D_{\max}$$

$$D_{12} = [0,813 \sin^2 2\varphi + 0,21 (\cos^2 2\varphi - 0,5 \sin^2 2\varphi)] D_{\max} \quad [13]$$

$$D_{13} = \sin 2\varphi \left[0,21 \cos 2\varphi + \frac{1}{12} \sin^2 \varphi - \cos^2 \varphi \right] D_{\max}$$



Rys. 3

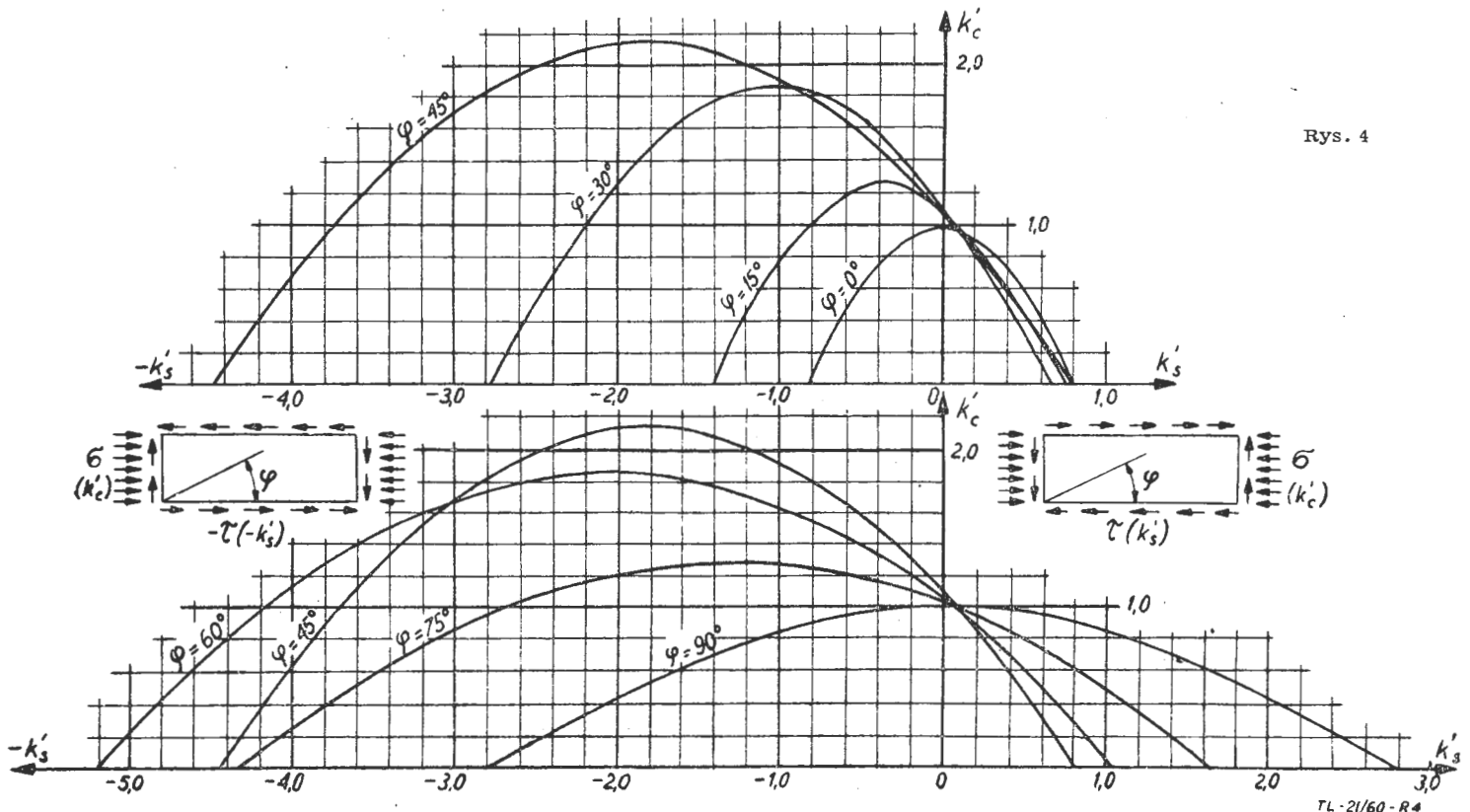
$$D_{23} = \sin 2\varphi \left[-0,21 \cos 2\varphi + \frac{1}{12} \cos^2 \varphi - \sin^2 \varphi \right] D_{\max}$$

Otrzymuje się więc równania [7], [11], [12] i [13], które służą jako równania robocze, wyrażające zależność między krytycznymi wielkościami k'_c i k'_s (określającymi krytyczne wielkości sił i naprężeń normalnych i stycznych) a kątem φ .

Dla danego kąta φ określa się z wyrażenia [13] stałe elastości, a dla danej wielkości α oblicza się γ , k'_c i k'_s .

Na rys. 3 pokazano stałe elastości z wyrażenia [13] jako funkcje kąta φ .

Na rys. 4 pokazano wykresy przedstawiające zależność $k'_c = f(k'_s)$ dla kątów $\varphi = 0^\circ, 15^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 75^\circ, 90^\circ$. Współczynnik k'_s jest dodatni dla naprężeń tnących i kątów jak na rys. 1 i ujemny dla przeciwnego kierunku ścinania



Rys. 4

TL-21/60-R4

i także dla kątów ostrych. Dla kątów $\varphi = 90^\circ \div 180^\circ$ dodatnie i ujemne są przeciwne kierunki.

Po odczytaniu z wykresów wielkości k'_c i k'_s oblicza się naprężenia w płycie ze wzorów

$$\sigma = k'_c \frac{\pi^2 E_{\max}}{12} \left(\frac{\delta}{a}\right)^2 \quad i \quad \tau = k'_s \frac{\pi^2 E_{\max}}{12} \left(\frac{\delta}{a}\right)^2 \quad [14]$$

albo jeżeli

$$k_c = k'_c \frac{\pi^2}{12} \quad k_s = k'_s \frac{\pi^2}{12} \quad [15]$$

ze wzorów

$$\sigma = k_c E_{\max} \left(\frac{\delta}{a}\right)^2 \quad i \quad \tau = k_s E_{\max} \left(\frac{\delta}{a}\right)^2 \quad [16]$$

dok. w nast. zeszytcie

Mgr inż. W. KORDZIŃSKI

Silniki dwuprzepływowe Rolls-Royce „Conway”

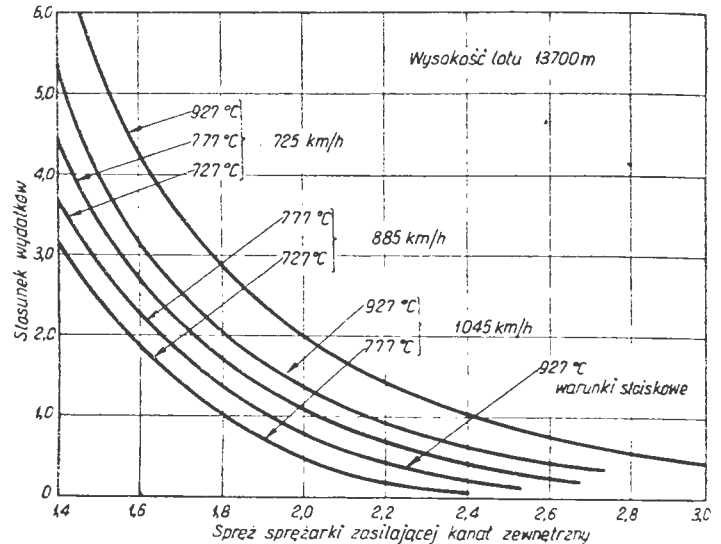
Angielskie silniki dwuprzepływowe Rolls-Royce „Conway” przedstawiają zupełnie inny kierunek rozwojowy niż opisany w zeszytcie piątym „Techniki Lotniczej” amerykański silnik General Electric CJ805-23. Silniki „Conway” są silnikami dwuwałowymi, tj. składają się z dwóch zespołów sprężarkowo-turbinowych, wysokiego i niskiego ciśnienia, osadzonych na oddzielnych wałach. Powietrze za sprężarką niskiego ciśnienia rozdziela się na dwa strumienie: jeden jest doprowadzany do sprężarki wysokiego ciśnienia (i następnie do komory spalania), drugi — do zewnętrznego kanału silnika. Oba strumienie powietrza — zewnętrzny i wewnętrzny — nie uchodzą z silnika oddzielnie, tak jak to ma miejsce w silniku CJ805-23 (a także w dwuprzepływowych wersjach silników Pratt and Whitney i w silnikach Bristol Siddeley BE.53 i BE.58), lecz bezpośrednio za turbiną niskiego ciśnienia następuje ich zmieszanie i na wylocie z silnika strumień jest już jednorodny. W porównaniu z silnikiem z rozdzielonymi strumieniami daje to pewien zysk na ciągu (a tym samym na jednostkowym zużyciu paliwa) oraz mniejsza, o około 5 db, wytwarzany przez silnik hałas. Stosunek wydatków silników „Conway” jest znacznie mniejszy niż silnika CJ805-23 i waha się w zależności od odmiany silnika w granicach 0,3—0,6.

Charakterystyczną cechą silnika dwuprzepływowego z wymieszanyymi strumieniami jest ścisła zależność między sprężem sprężarki doprowadzającej powietrze do kanału zewnętrznego i stosunkiem wydatków. Jest to wywołane połączeniem obu kanałów za turbiną, co uzależnia ciśnienie za turbiną od ciśnienia w kanale zewnętrznym. Przy danym sprężu sprężarka zasilająca kanał zewnętrzny może dawać tylko taki wydatek, na jaki pozwala moc napędzającej ją turbiny, moc tę zaś warunkuje m.in. wydatek przepływających przez turbinę gazów i panujące za nią ciśnienie. Zwiększenie sprężu, a tym samym ciśnienia w kanale zewnętrznym, powoduje spadek mocy turbiny, co wymaga zmniejszenia stosunku wydatków. Zależność między sprężem sprężarki niskiego ciśnienia i stosunkiem wydatków dla różnych prędkości lotu i temperatur przed turbiną przedstawiono na rys. 1.

W przypadku silnika z rozdzielonymi strumieniami, spręż sprężarki zasilającej kanał zewnętrzny można zmieniać niezależnie od stosunku wydatków, przy czym zwiększanie sprężu — w pewnych granicach — powoduje spadek jednostkowego zużycia paliwa i wzrost jednostkowego ciągu. Jednostkowe zużycie paliwa tego silnika kształtuje się jednak zawsze powyżej jednostkowego zużycia paliwa silnika z wymieszanyymi strumieniami, oczywiście w przypadku jednakowych stosunków wydatków i parametrów obiegu obu silników.

Pierwsza odmiana silników „Conway”, nosząca oznaczenie RCo.2, powstała w 1950 r.; ciąg tego silnika wynosił 4200 kG. Zbudowano tylko jeden silnik RCo.2, ponieważ firma otrzymała zamówienie na silnik o większym ciągu, mający służyć do napędu wojskowego samolotu transportowego Vickers V.1000. W związku z tym zaprojektowano odmianę RCo.3 o ciągu 5220 kG, który jednak okazał się również niewystarczający. W celu zwiększenia ciągu wprowadzono do silnika szereg zmian: czterostopniową sprężarkę niskiego ciśnienia zastąpiono sprężarką sześciostopniową, a ośmiostopniową sprężarkę wysokiego ciśnienia — sprężarką dziewięciostopniową, zwiększając w ten sposób spręż i wydatek powietrza; zamiast dwustopniowej turbiny wysokiego ciśnienia zastosowano turbinę jednostopniową,

zachowując dwustopniową turbinę niskiego ciśnienia. Powstał w ten sposób silnik RCo.5 o ciągu 5900 kG. W międzyczasie przerwano prace nad samolotem V.1000, mimo to rozwój silników „Conway” postępował dalej, ponieważ postanowiono zastosować je na bombowcu Handley Page „Victor B.2”. Na początku 1956 r. uzyskano ciąg 6580 kG (odmiana RCo.8): było to możliwe dzięki udoskonaleniu systemu chłodzenia łopatek turbinowych, co pozwoliło na znaczne podwyższenie temperatury przed turbiną. Aby

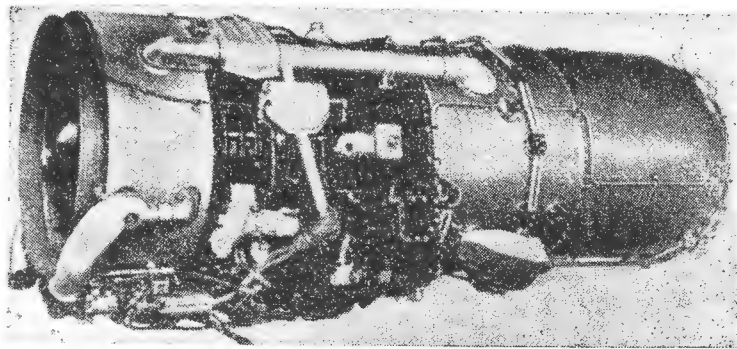


Rys. 1

jednak można było podjąć współzawodnictwo z wytwórcami amerykańskimi w dziedzinie silników do samolotów pasażerskich, konieczne było dalsze zwiększenie ciągu. Doprowadziło to do powstania silnika RCo.10 o ciągu gwarantowanym 7484 kG¹⁾. W silniku tym zastosowano, w celu zwiększenia sprężu i wydatku, zerowy stopień sprężarki niskiego ciśnienia i zupełnie nową sprężarkę wysokiego ciśnienia o wydatku zwiększonym o 10%; zaprojektowano również nową turbinę niskiego ciśnienia o większej średnicy. Ponadto w porównaniu z silnikiem RCo.8 zmniejszono temperaturę przed turbiną. Silniki RCo.10 miały być budowane w dwóch odmianach: cywilnej i wojskowej, przy czym odmiana wojskowa była przeznaczona do napędu bombowca „Victor”. Ze względu na konieczność zabudowy silników w skrzydłach tego samolotu w silniku RCo.10 zastosowano mały stosunek wydatków, znacznie mniejszy od optymalnego, wynoszący 0,3. Początkowo ciąg gwarantowany silnika wynosił 7484 kG, lecz wkrótce zwiększono go do 7940 kG, w związku z czym silnik otrzymał oznaczenie RCo.12. Przeciętne silniki RCo.12 osiągają ciąg 8150 kG, a w przypadku niskiej temperatury otoczenia — 8620 kG. Odmiana wojskowa ma oznaczenie RCo.11 i rozwija ciąg 7825 kG.

¹⁾ Podawanie ciągu gwarantowanego jest zgodne z przepisami amerykańskimi, w Anglii natomiast obowiązuje podawanie ciągu przeciętnego silnika z serii, który jest większy od ciągu gwarantowanego. Ciąg gwarantowany firma Rolls-Royce podaje w przypadku silników przeznaczonych m.in. również dla amerykańskich samolotów pasażerskich.

Między odmianą cywilną i wojskową nie ma zasadniczych różnic konstrukcyjnych, jedyna różnica polega na sposobie rozmieszczenia osprzętu płatowcowego: w przypadku silnika RCo.11 (rys. 2) wszystkie urządzenia pomocnicze płatowca są umieszczone bezpośrednio na płatowcu, co ma na celu zmniejszenie średnicy silnika, natomiast w przypadku odmiany cywilnej (rys. 3) osprzęt płatowca znajduje



Rys. 2

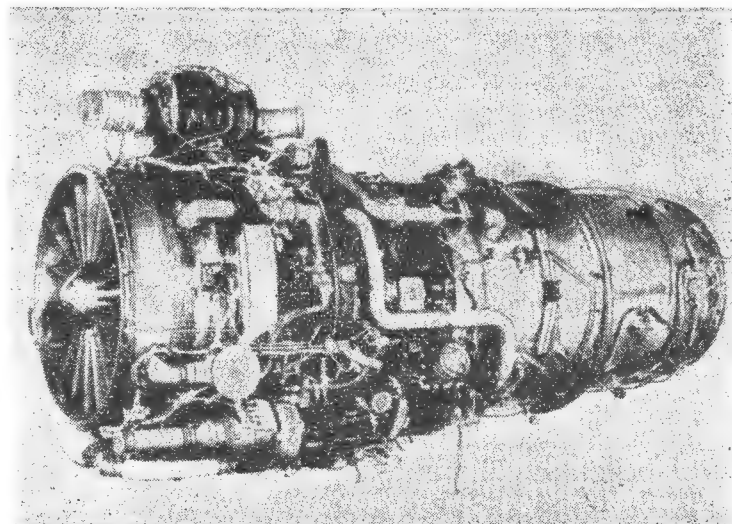
się na silniku (silniki RCo.12 są przeznaczone do zabudowy w gondolach podwieszonych pod skrzydłami samolotu).

Rys. 4 przedstawia przekrój silnika RCo.12. Zwraca uwagę nietypowe dla angielskich silników rozwiązanie wlotu silnika. Osłona wlotu i obudowa przedniego łożyska sprężarki stanowią oddzielne części, połączone ze sobą za pomocą łopatek kierowniczych pierwszego stopnia sprężarki niskiego ciśnienia; kołpak wlotu jest mocowany za pomocą łopatek wlotowych. Osłona wlotu jest wykonana z lekkiego stopu, obudowa łożyska — ze stalowej blachy, podobnie jak łopatki wlotowe i łopatki kierownicze pierwszego stopnia. Wewnątrz łopatek przepływa powietrze ze sprężarki wysokiego ciśnienia zapobiegając oblodzeniu wlotu.

Obudowa sprężarki niskiego ciśnienia jest odlewem ze stopu aluminiowego, natomiast obudowa sprężarki wysokiego ciśnienia jest wykonana ze stalowej blachy. Między obu sprężarkami znajduje się obudowa rozdzielcza, odlana ze stopu magnezowego, w której następuje podział strumienia powietrza na strumień zewnętrzny (zwany również upustowym) i strumień główny. Jak już wspomniano łopatki kierownicze pierwszego stopnia sprężarki niskiego ciśnienia są wykonane z blachy stalowej, pozostałe łopatki kierownicze tej sprężarki — ze stopu aluminiowego; wszystkie łopatki kierownicze sprężarki wysokiego ciśnienia są stalowe. Łopatki wirnikowe pierwszych sześciu stopni sprężarki niskiego ciśnienia są wykonane ze stopu aluminiowego, ło-

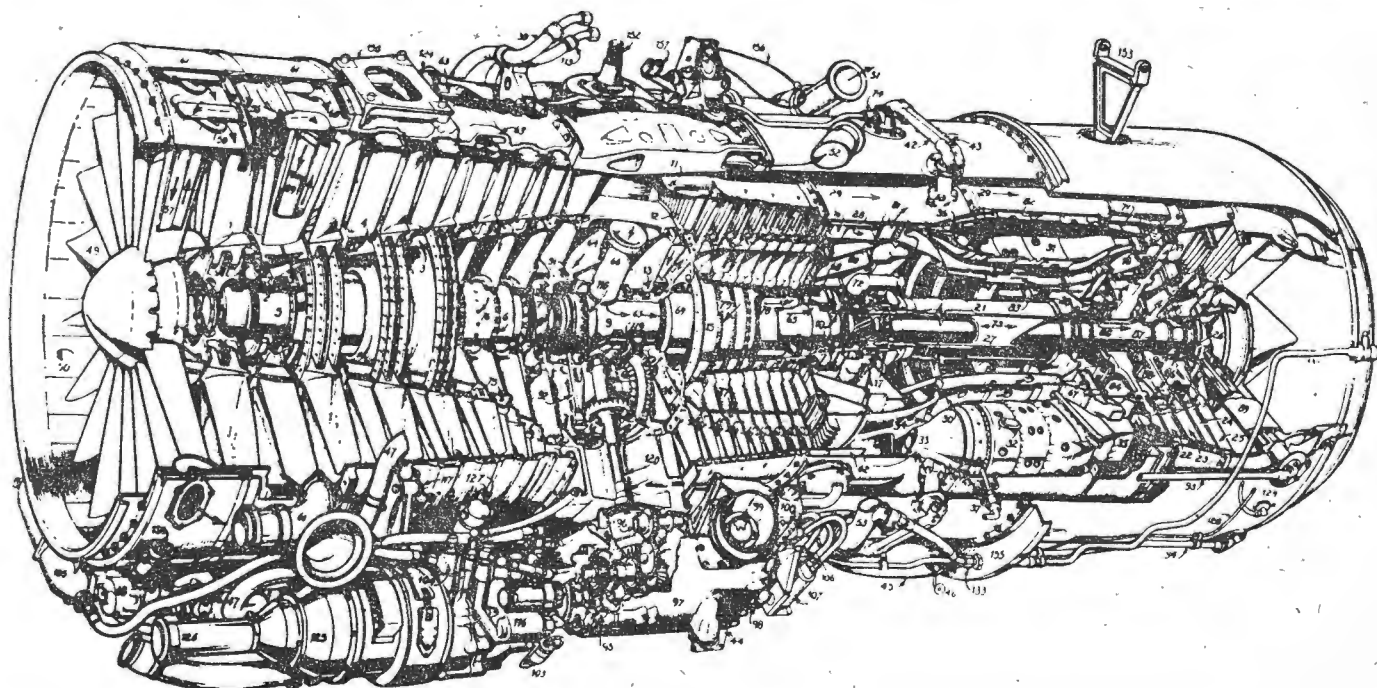
patki siódmego stopnia — z tytanu. Na łopatki wirnikowe pierwszych siedmiu stopni sprężarki wysokiego ciśnienia zastosowano tytan, na łopatki dwóch ostatnich stopni — stal. Wszystkie łopatki wirnikowe są mocowane za pomocą sworzni. Wał sprężarki niskiego ciśnienia jest dwuczęściowy. Krótka przednia część wału jest wykonana jako jedna całość z tarczą drugiego stopnia; tarcza pierwszego stopnia jest zamocowana do tej części wału za pomocą stożkowych kołków. Na tylnej części wału, połączonej z przednią częścią śrubami, są osadzone tarcze pozostałych stopni sprężarki niskiego ciśnienia. Piasty tych tarcz, podobnie jak piasty tarcz sprężarki wysokiego ciśnienia, mają specjalny kształt (jak widać na rys. 4) przypominający szpilkę do włosów ułatwiający centrowanie na wale; taki rodzaj piasty został wypróbowany już wcześniej w silnikach Rolls-Royce „Avon”. Wały obu sprężarek są połączone z wałami napędowymi turbin za pomocą zębatach sprzęgieł o skośnych zębach.

Komora spalania ma dziesięć rur żarowych, zaopatrzonych w dwustopniowe wtryskiwacze; wtrysk paliwa jest współprądowy. Rury żarowe są wykonane ze stopu Nimonic 75.

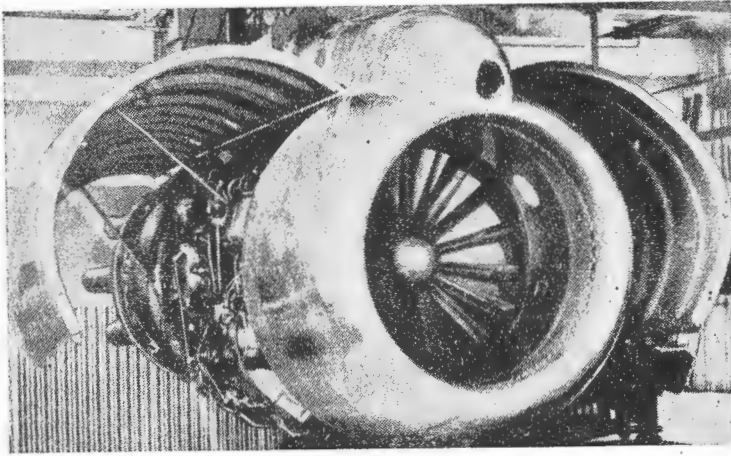


Rys. 3

W jednostopniowej turbinie wysokiego ciśnienia zastosowano chłodzenie łopatek powietrzem pobieranym ze sprężarki wysokiego ciśnienia i przepływającym kanałami wewnątrz łopatek. Szczegóły systemu chłodzenia są jeszcze utrzymywane w tajemnicy. Firma Rolls-Royce ma szczegól-



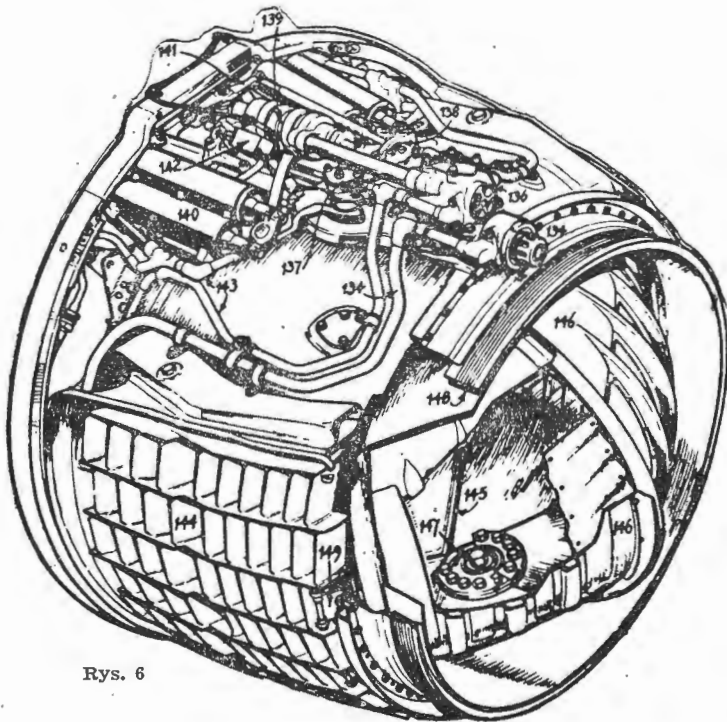
Rys. 4



Rys. 5

nie duże doświadczenie w dziedzinie chłodzenia łopatek, gdyż pracuje nad tym zagadnieniem już od 1948 r. (chłodzenie łopatek stosowano we wszystkich odmianach silników „Conway”). Warto zauważyć, że mało sprawne chłodzenie łopatek może zniweczyć korzyści wpływające ze stosowania wyższych temperatur przed turbiną²⁾. Łopatki turbiny wysokiego ciśnienia wykonano ze stopu Nimonic 95A. Łopatki obu turbin, wysokiego i niskiego ciśnienia, mają mieszany, akcyjno-reakcyjny profil i są zaopatrzone na końcach w półki, łączące się w pierścienie osłonowe (zmniejszające straty szczelności). Wszystkie trzy tarcze turbinowe są wykonane ze stali ferrytycznej.

Płaszcz kanału zewnętrznego jest spawany stykowo z blachy tytanowej. Wykonanie płaszcza poprzedzono badaniami stoiskowymi, ponieważ musi on wytrzymywać duże, zmienne ciśnienia przy stosunkowo wysokich temperaturach, a w przypadku włączenia odwracacza ciągu musi przenosić, jako obciążenie osiowe, 150% ciągu startowego silnika.



Rys. 6

Na wejściu do kanału strumień powietrza ulega częściowemu wyhamowaniu, co zmniejsza straty ciśnienia; na wylocie z kanału strumień jest ponownie przyspieszany.

Układ paliwowy, całkowicie zautomatyzowany, zaprojektowała firma Lucas. W układzie olejowym zastosowano

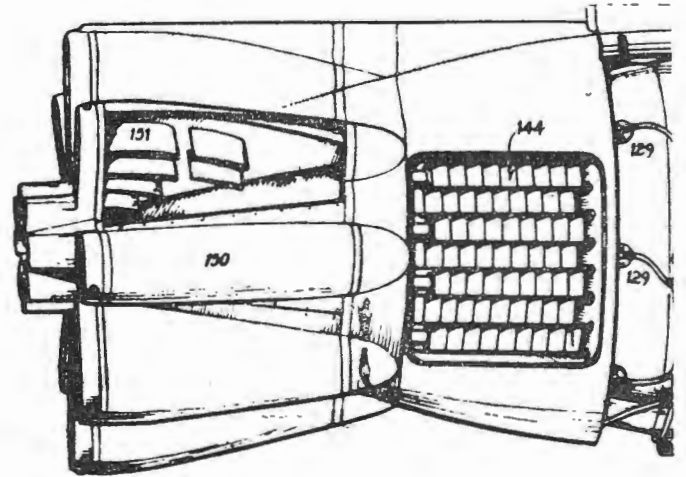
²⁾ W przypadku silników dwuprzepływowych stosowanie wysokich temperatur przed turbiną jest pożądane ze względu na możliwość zwiększenia jednostkowego ciągu, który w porównaniu z silnikami jednoprzepływowymi jest mały. Jeżeli chodzi o jednostkowe zużycie paliwa, to jego minimum wypada przy wyższych temperaturach niż w silnikach jednoprzepływowych; temperatury te są tym wyższe, im większe są stosunki wydatków.

chłodnicę, w której olej jest chłodzony za pomocą paliwa. Do zasilania kabiny ciśnieniowej samolotu służy pomocnicza sprężarka, którą napędza turbina powietrzna pracująca na upuszcie sprężarki silnika. Zasilanie kabiny może również odbywać się wprost z upustu sprężarki niskiego ciśnienia. Do rozruchu silnika służy rozrusznik turbinowy — powietrzny lub spalinyowy.

Silniki RCo.12 są przeznaczone do napędu samolotów Boeing 707 i Douglas DC-8; do samolotów Boeing firma Rolls-Royce dostarcza silniki łącznie z gondolą (rys. 5), odwracaczem ciągu i uciszaczem, do samolotów Douglas — same silniki. Odwracacze ciągu, zarówno na samolotach 707 jak i DC-8, są typu zastosowanego na samolotach „Comet 4” (rys. 6); zasada pracy uciszaczy (rys. 7) polega na rozdzielaniu strumienia wylotowego silnika na szereg mniejszych strumieni.

Charakterystyki silnika RCo.12, na stoisku i w locie, przedstawiono na rys. 8 i rys. 9.

Rozwój silników „Conway” nie został zakończony na opisanych odmianach, obecnie istnieją już dwie następne — RCo.15 i RCo.42. W odmianie RCo.15 zastosowano zerowy



Rys. 7

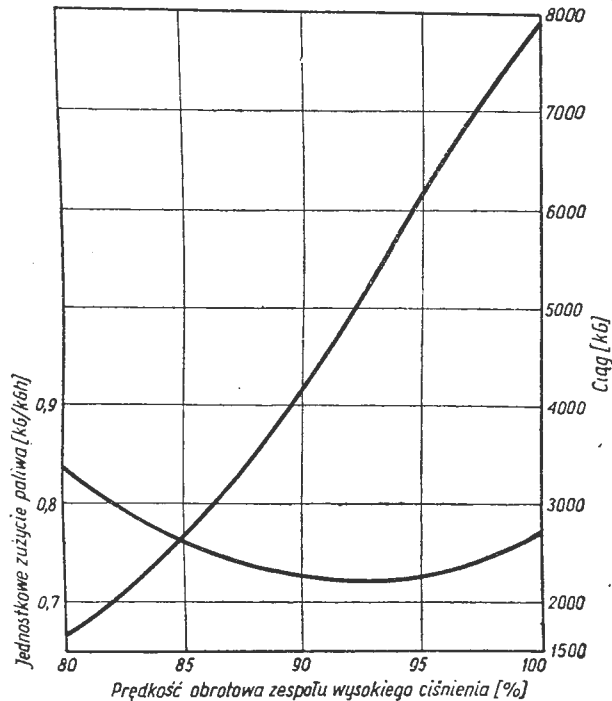
stopień sprężarki niskiego ciśnienia i wlot o zwiększonej średnicy, dzięki czemu wydatek powietrza wzrósł do 134 kg/sek. Odmianę RCo.15 można otrzymać przez prostą przeróbkę silnika RCo.12 w czasie naprawy głównej. Ostatnia odmiana silników „Conway” — silnik RCo.42 — odznacza się zwiększonym do 0,6 stosunkiem wydatków, przy czym całkowity wydatek powietrza wynosi 165 kg/sek; cały zespół wirujący wysokiego ciśnienia pozostał niezmienny. Silnik RCo.42 ma być stosowany na samolotach pasażerskich Vickers-Armstrong VC.10 i Boeing 707-520.

Dostępne dane silników RCo.12, RCo.15 i RCo.42 zebrano w poniższej tabeli.

ODMIANA SILNIKA		RCo.12	RCo.15	RCo.42
Warunki startowe (5 min.)	Ciąg (gwarantowany) [kg]	7940	8390	9185
	Prędkość obrotowa [obr./min.]	9980	9895	9955
	Jednostkowe zużycie paliwa (gwarant.) [kg/kgśh]	0,745	0,720	0,636
Warunki trwałe (maks.)	Ciąg (gwarantowany)	6635	—	—
	Prędkość obrotowa	9590	—	—
	Jednostkowe zużycie paliwa (gwarantowane)	0,705	—	—
Warunki przelotowe 880 km/h 11000m	Ciąg	2100	1790	1790
	Prędkość obrotowa	9240 (zalecana)	—	—
	Jednostkowe zużycie paliwa	0,900 (0,874 - przy ciągu 1790kgś)	0,842	0,785
Wydatek powietrza [kg/sek]		128	134	165
Spręż		14:1	—	—
Ciężar [kg]		2060	2078	2268
Długość [mm]		3452	—	—
Średnica [mm]		1072	—	1143

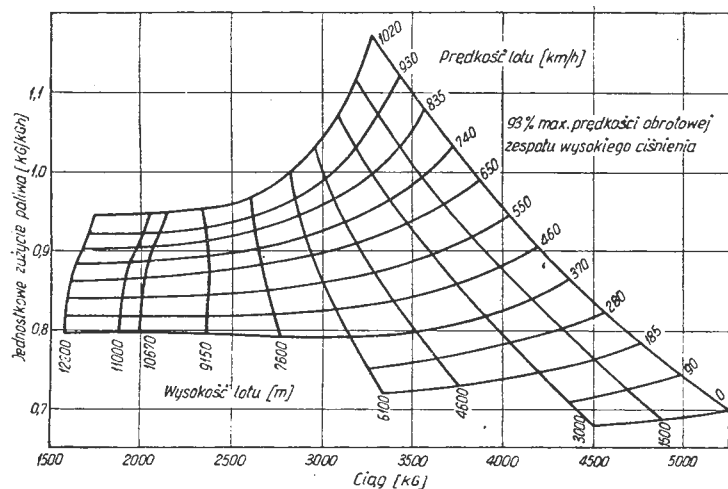
Uwaga: Prędkość obrotowa odnosi się do zespołu wysokiego ciśnienia

Należy zaznaczyć, że przyjęty w silniku RCo.42 stosunek wydatków jest uważany przez firmę Rolls-Royce za stosunek zbliżony do optymalnego. Wskazuje na to wykres (rys. 10), na którym przedstawiono względne bezpośrednie koszty eksploatacji samolotów z silnikami dwuprzepływowymi w zależności od stosunku wydatków. Krzywa 1 odnosi się do silnika nieuciszzonego, krzywa 2 — do silnika z uciszczaczem. Wzrost kosztów przy zwiększaniu stosunku wydatków powyżej pewnej wartości jest związany z dużym spadkiem ciągu w warunkach przelotowych (mała prędkość wylotowa gazów) oraz ze wzrostem oporu szkod-



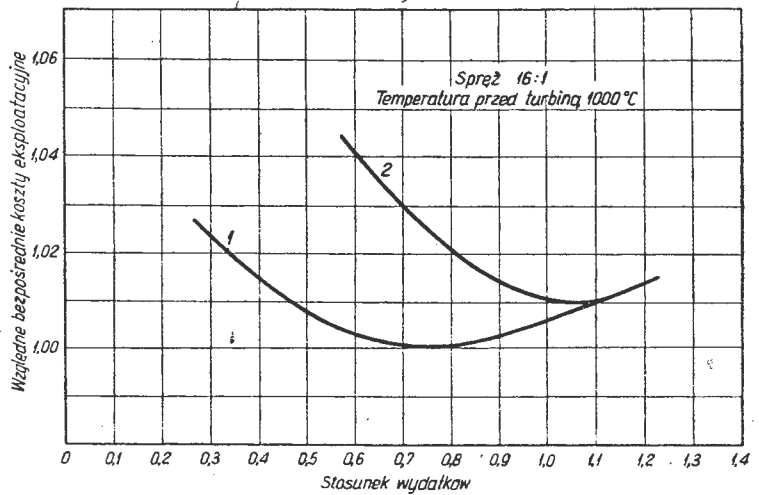
Rys. 8

liwego gondoli silnikowej i ciężaru silnika odniesionego do ciągu przelotowego. Przesunięcie optymalnego stosunku wydatków w kierunku większych wartości w przypadku silnika z uciszczaczem wynika stąd, że większy stosunek wydatków pozwala na stosowanie mniej skutecznych, a tym samym lżejszych i dających mniejsze straty ciągu, uciszczaczy. Wykres odnosi się do samolotów latających na trasach o długości 1850 km; ze wzrostem długości trasy optymalny



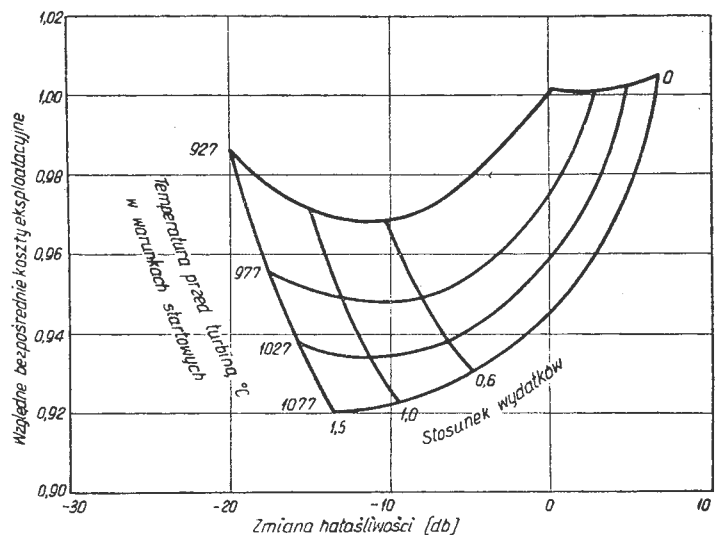
Rys. 9

stosunek wydatków nieznacznie się zwiększa. Na rys. 11 pokazano zależność między względnymi bezpośrednimi kosztami eksploatacyjnymi i zmianą hałaśliwości silnika dla różnych stosunków wydatków i dla różnych temperatur przed turbiną.



Rys. 10

Firma Rolls-Royce przewidywała, że zastosowanie silników „Conway” pozwoli na zwiększenie zasięgu samolotów pasażerskich o około 5% w porównaniu z samolotami z silnikami jednoprzepływowymi o tym samym sprężu i zaprojektowanymi z tą samą biegłością. Dane firmy Boeing wykazują, że zasięg (w spokojnym powietrzu) samolotu 707-420 z silnikami „Conway”, z ładunkiem 15 860 kg i 80 240 litrami paliwa (z rezerwą) wynosi 8248 km, podczas gdy samolotu 707-320 z silnikami Pratt and Whitney JT4 — 7612 km, tj. samolot z silnikami „Conway” ma o 8,4% większy zasięg.



Rys. 11

Pomyślne wyniki prób i eksploatacji silników „Conway” skłoniły firmę do zaprojektowania zupełnie nowych silników o podobnym układzie. Są to silniki RB.141 i RB.163 o stosunkach wydatków wynoszących odpowiednio 0,7 i 1,0. Pierwszy z nich ma ciąg gwarantowany 6800 kg (ma on być zwiększony do 8160 kg) i jest przeznaczony do samolotu „Caravelle”, drugi — 4470 kg i będzie zastosowany na samolocie De Havilland D.H. 121.

LITERATURA

1. E. A. Bridle „Assessment of the relative performance of the by — pass engine and the orthodox double compound jet engine”, Aeronautical Research Council Reports and Memoranda Nr 2862.
2. H. Pearson „Rolls-Royce-Mantelstromtriebwerke der RB. 141 — Reihe”, Flugwelt, 12.1959.
3. Robert J. Stanfield „Design details of Rolls-Royce Conway”, Aviation Week and Space Technology, 2 May 1960.
4. „Rolls-Royce Conway — first of the commercial by — pass engines”, The Aeroplane and Astronautics, 15 January 1960.
5. „Conway — the evolution of the first Rolls-Royce by — pass turbojet”, Flight, 15 January 1960.
6. „Aero engines 1960”, Flight, 18 March 1960.
7. „Airline engines”, Flight, 8 April 1960.

Regulacja strugi w tunelu aerodynamicznym na małe prędkości, cz. I

Zagadnienia związane z budową tuneli aerodynamicznych i zjawisk w nich zachodzących były w naszej literaturze technicznej omawiane. Pulsacje w przestrzeni pomiarowej i regulacja strumienia, szczególnie dla dużych tuneli, nie znalazły jednak dotąd odzwierciedlenia w krajowych publikacjach. W oparciu o źródła omawiające te zjawiska oraz doświadczenia przy regulacji tunelu Instytutu Lotnictwa omówiono je w niniejszym artykule i przedstawiono dowód oraz hipotezę ich powstawania podaną przez Trudy CAGI.

Inne zagadnienia, związane z budową i zjawiskami zachodzącymi w tunelach, omówione zostały dość szeroko w artykułach Techn. Lotniczej (nr 3 i 4 z 1953 r.) przez mgr inż. Kubskiego, tak że niniejszy artykuł stanowić może ich uzupełnienie.

Uzyskanie prawidłowych i dokładnych wyników z pomiarów w każdym nowo zbudowanym tunelu aerodynamicznym jest rzeczą trudną. Spotykamy się, mimo prawidłowego zaprojektowania tunelu, z dwiema głównymi trudnościami: koniecznością regulacji strumienia i cechowaniem oraz regulacją wagi wieloskładowej.

Przy uruchamianiu dużego tunelu w Instytucie Lotnictwa nie uniknięto konieczności dokonania znużonej regulacji strumienia.

Poprawność aerodynamiczna, brak oderwań, łagodne przejścia oraz kierownice zakrętowe tunelu były sprawdzone w kanale wodnym. Model tunelu w skali 1:10 wykazał dobre własności. Jednak pomiary wstępne rozkładów ciśnień i obserwacje pracy tunelu wykazały konieczność regulacji strugi, czego należało się spodziewać, sądząc z literatury technicznej zagranicznej, dotyczącej sposobów regulacji licznych obecnie pracujących tunelów aerodynamicznych.

Zagadnienia, które powstają przy uruchamianiu nowego tunelu aerodynamicznego, są następujące:

A. Zjawiska mogące zagrozić całości tunelu, wentylatora lub całemu budynkowi, zawierającemu tunel aerodynamiczny, a mianowicie:

- 1) drgania wentylatora na skutek braku wyważenia, wad konstrukcji czy ustawienia;
- 2) drgania konstrukcji tunelu na skutek nieprzewidzianych zaburzeń czy rezonansów;
- 3) pulsacje w przestrzeni pomiarowej, uniemożliwiające dokonywania pomiarów.

Pierwsza z tych wad zdarza się rzadko przy poprawnym zaprojektowaniu i wykonaniu oraz niezbyt wiotkich łopatkach. Druga wada wystąpić może w tunelu o prostokątnych przekrojach kanału, czyli o płaskich ściankach. W tunelu o przekrojach okrągłych lub eliptycznych i dostatecznie grubych i sztywnych ściankach drgania konstrukcji wystąpić nie powinny.

Jeżeli chodzi o tunel Instytutu Lotnictwa, to betonowe ścianki, mocno zbrojone, okazały się odporne na wszelkie drgania. Wentylator wykazał dobrą sprawność i nie jest źródłem wibracji. Wadą, wymagającą regulacji, okazały się występujące w przestrzeni pomiarowej pulsacje ciśnienia, których usunięcie sprawiło trudności.

Poza tym na ogół wymagające regulacji w kanale każdego prawie tunelu są następujące wielkości: równomierny rozkład prędkości w przekrojach poprzecznych oraz brak „kieszoni” przy zakrętach.

W przestrzeni pomiarowej wymagane są:

- 1) równomierny rozkład prędkości w przekrojach poprzecznych,
- 2) brak składowych prędkości prostopadłych do osi tunelu,
- 3) stała wielkość ciśnienia statycznego wzdłuż osi tunelu,
- 4) możliwa redukcja prądów powietrznych w przestrzeni pomiarowej poza strugą.

Jak z pierwszych doświadczeń wynikało, pulsacje w tunelu ϕ 5 m osiągnęły dość duże wartości i przy omawianiu prób ich zwalczania należy zastanowić się nad ich istotą i przyczynami.

Otwarta przestrzeń pomiarowa posiada liczne zalety, których omawianie byłoby tutaj zbędne. Wadą tego typu tunelów jest przede wszystkim szum i niekiedy spotykane pulsacje.

Jakobs i Schrenk [lit. 1] w swoich pracach zwracają uwagę na te zjawiska. Znamienne rzeczą, którą potwierdzają wszystkie badania, jest to, że częstotliwość tych pulsacji nie

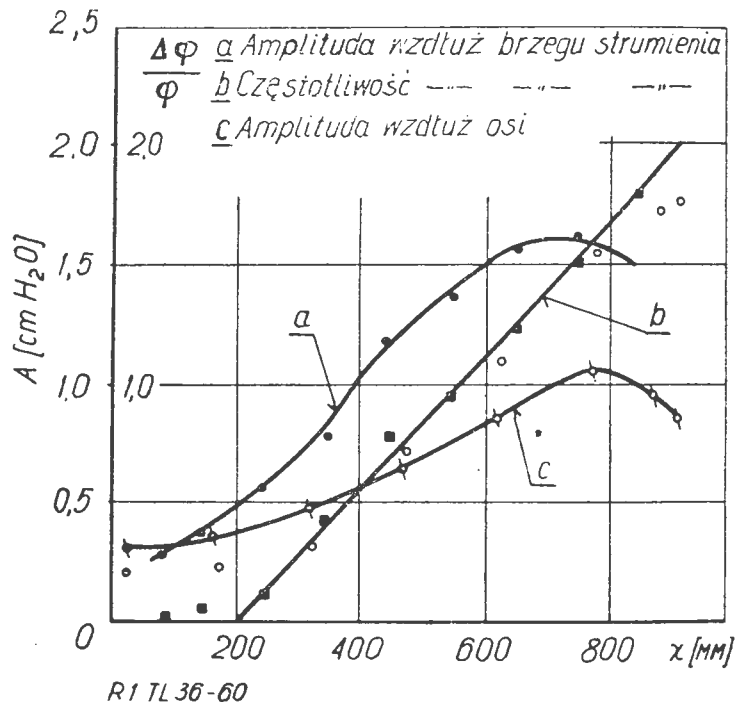
jest zgodna z częstotliwością wentylatora. Szum od wentylatora i pulsacje są o różnej częstotliwości. Schrenk i Jakobs przeprowadzają analogię zjawiska z działaniem piszczałek organów.

Tunele z otwartą przestrzenią pomiarową i bez kanału powrotnego, czyli tzw. tunele otwarte, wykazują brak pulsacji — co potwierdza przypuszczenie co do źródła zjawiska. Systematyczne badania, przeprowadzone w CAGI, pozwalają na dokładne określenie zjawiska.

1. Pole pulsacji w swobodnej strudze w przestrzeni pomiarowej

Pulsacje mierzono (w CAGI) na zasadzie wahania ciśnienia statycznego, następnie przy pomocy układu elektrycznego przenoszono je na taśmę.

Jak widać z rysunku 1 — pulsacje wzrastają w miarę oddalania się od dyszy, z rysunku 2 — pulsacje zmieniają



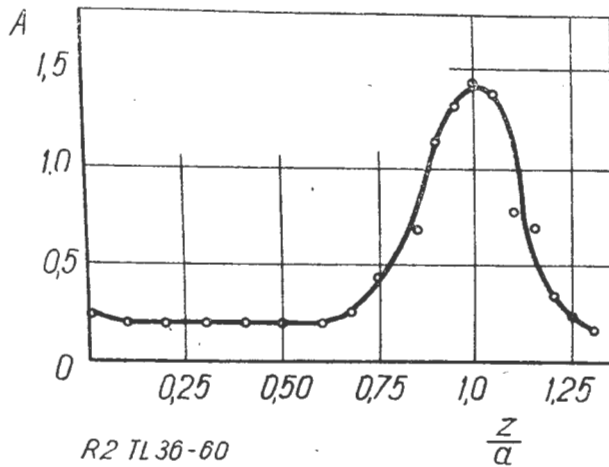
Rys. 1. Zmiana amplitudy i częstotliwości pulsacji wzdłuż strumienia w tunelu CAGI; A — amplituda w mm sł. wody; $\frac{1}{\varphi}$ — odchyłka od wartości średniej; a — z brzegu strum., b — częstotliwość; c — amplituda wzdłuż osi

się promieniowo i są największe w warstwie granicznej strugi.

Pulsacje w pomieszczeniu poza strugą są znacznie mniejsze (10—20 razy) i są one co do amplitudy wszędzie jednakowe. Pod tym względem wyniki pomiarów tunelu w Instytucie Lotnictwa są zgodne z pomiarami CAGI i Politechniki w Turynie [lit. 4].

Rozkład intensywności pulsacji przy pomiarach w Instytucie Lotnictwa był taki, że wzdłuż strugi amplituda pulsacji wzrastała, nieco spadała przed dyfuzorem, lecz wchodziła do dyfuzora. Wynikało to prawdopodobnie z tego, że pulsacje były większe niż w tunelach CAGI w Turynie.

Z badań można wyciągnąć wnioski, że pulsacje w strudze w przestrzeni pomiarowej przedstawiają falę, biegnącą z dyszy do dyfuzora, której prędkość rozchodzenia się wy-



Rys. 2. Zmiana amplitudy pulsacji w poziomie w poprzecznym przekroju strugi (A — amplituda, z/a — odległość od dyszy)

nosi wg pomiarów CAGI 0,5—0,6 prędkości strugi, a czoło jej jest prostopadłe do osi strugi. Amplituda na czole fali nie jest stała, lecz rozkład jej jest osiowo symetryczny, w środku jest minimum — w miarę oddalania się od środka amplituda wzrasta i przy skraju strugi jest największa, potem szybko spada.

Wielkość częstotliwości pulsacji oraz jej proporcjonalność do prędkości strugi, sam rodzaj fali — uderza tym, że pulsacja statycznego ciśnienia nie jest wywołana ściśniętością (nie ujawniają się akustyczne następstwa) — a procesami hydrodynamicznego pochodzenia, zachodzącymi na granicy strugi. Można więc falę tę nazwać „hydrodynamiczną”, bo taka fala powstaje tylko w nieściśniętej cieczy.

Podobnie określa to zjawisko Schrenk.

Jeżeli przyjąć, że na granicy strugi powstaje wir, obejmujący strugę, oraz intensywność wiru rośnie w miarę przybliżenia się do dyfuzora — to amplituda pulsacji będzie też wzrastać.

Szereg narastających kolejno, jeden po drugim, w jednakowych odstępach pierścieniowych wirów tworzy „hydrodynamiczną” falę.

2. Pole pulsacji ciśnienia w zamkniętej części tunelu

Pomiary amplitudy i fazy pulsacji w zamkniętej części wykazują zupełnie inny charakter. Badania CAGI wykazały, że nie było tam takich szybkich zmian amplitudy i częstotliwości pulsacji jak w przestrzeni pomiarowej. Na odległości równej średnicy dyszy pulsacje miały w przybliżeniu jednakową amplitudę. Wzdłuż osi była to fala o długości około 7 metrów i częstotliwości 0,02 sek. W tunelu Instytutu Lotnictwa, w przekroju poprzecznym, faza i amplituda nie zmieniała się zupełnie wzdłuż promienia. Charakter zmiany amplitudy i częstotliwości pulsacji w zamkniętej części tych tuneli świadczy o tym, że istnieje tam akustyczna stojąca fala. Mierzono specjalnie jej częstotliwość i porównywano z częstotliwością wentylatora — według pomiarów CAGI jak też NPL, były one zupełnie różne.

Pulsacje wywołane przez wentylator w jego pobliżu w małej odległości zagłuszają się, maleją i zlewają się z akustycznymi oraz nie wykazują oddziaływania na ogólne pulsacje w zamkniętej części tunelu.

Tak więc pulsacje w przestrzeni pomiarowej powodują narastające wiry, pole pulsacji w zamkniętej części tunelu (w kanale powrotnym) stanowi stojąca fala akustyczna o tej samej częstotliwości.

3. Częstotliwość i intensywność pulsacji

Na rysunku 3 jest przedstawiona amplituda i częstotliwość pulsacji w funkcji prędkości. Widać, że periodyczne

pulsacje mają miejsce tylko w niektórych zakresach prędkości i częstotliwość jej w tych zakresach nieco zmienia się z prędkością, lecz nieproporcjonalnie do niej. Przy przejściu przez poszczególne zakresy częstotliwość zmienia się skokami o znaczną wielkość.

Przy niektórych prędkościach pulsacje znikają, a potem pojawiają się i wzrastają, ale już z inną częstotliwością. Jak widać niewielka zmiana prędkości powoduje duży skok pulsacji.

Przypuszczenie, że pulsacje wywołane są zaburzeniami pochodzącymi od wentylatora — o czym już wyżej wspomniano — wymagałyby proporcjonalności między częstotliwością pulsacji i obrotami silnika — tej zależności brak.

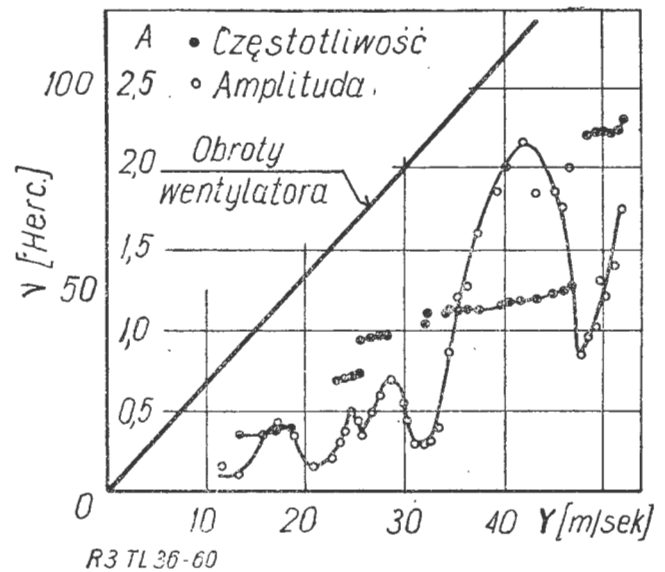
Innych przyczyn nieperiodycznej siły w tunelu nie ma — badane pulsacje są pulsacjami niewymuszonymi.

Porównanie częstotliwości pulsacji w różnych tunelach przy tej samej prędkości wykazują, że częstotliwość zależy od wymiarów tunelu. Przy jednakowych prędkościach pulsacje wyższej częstotliwości występują w tunelu o mniejszych wymiarach. Według danych i obliczeń CAGI (rys. 4), przeprowadzonych dla 6 tuneli o długości 17—70 m, wynika, że częstotliwość podzielona przez długość ma dla różnych tuneli wartość stałą, czyli inaczej jest odwrotnie proporcjonalna do liniowych wymiarów tunelu.

Jak wykazują doświadczenia, intensywność pulsacji nie zmienia się jednostajnie — są znaczne „garby”. Maksymalne amplitudy pulsacji w „garbach” rosną proporcjonalnie do kwadratu prędkości. Dla wszystkich tuneli badanych w CAGI amplitudy periodycznych pulsacji nie przekraczają 40% ciśnienia dynamicznego.

4. Analiza zjawiska pulsacji

Jak już wyżej podano — pulsacje należy uważać jako samowzbudne. Doświadczenia wykazują, że są one nietłumione. Istnienie akustycznych pulsacji w zamkniętej części tunelu zmusza do przypuszczenia, że takim układem samowzbudnym jest powietrze w zamkniętej części tunelu. Zależność częstotliwości pulsacji od wymiarów potwierdza to przypuszczenie, gdyż w rezonatorach akustycznych często-



Rys. 3. Amplituda i częstotliwość pulsacji ciśnienia w strumieniu w zależności od prędkości strugi

liwość jest odwrotnie proporcjonalna do wymiarów. Niewielka zmiana częstotliwości na obszarze jednego przedziału wykazuje, że częstotliwość odpowiada pewnej właściwej częstotliwości słupa powietrza zamkniętego.

Na podstawie omawianych zjawisk i hipotez S. P. Strelkow przeprowadza w swojej pracy analizę zjawiska i przy matematycznym przeliczeniu uzyskuje dość ściśle potwierdzenie przyjętych założeń.

Poprzeczne periodyczne ruchy cząstek w warstwie granicznej strugi w przestrzeni pomiarowej wywołują fale na powierzchni rozdziału, przechodzące w pierścieniowe wiry. Wiry powstają pod działaniem zewnętrznej przyczyny, którą są akustyczne przesunięcia w dyszy — wiry dochodzą do brzegu dyfuzora, gdzie z kolei podtrzymują fale akustyczne.

Pobór energii do pulsującego układu, niezbędnej do podtrzymania pulsacji nietłumionej, będzie następować tylko przy określonym ustosunkowaniu faz impulsu spowodowanego wirem i akustycznym pulsowaniem w dyfuzorze. To ustosunkowanie faz będzie zależało od prędkości strugi, od której zależy też czas rozprzestrzeniania się wirowego pierścienia od dyszy do dyfuzora.

W ten sposób, zgodnie z doświadczeniami, powstaną zakresy wygasania lub dużego wzrastania amplitudy pulsacji. Potwierdzają to doświadczenia Instytutu Lotnictwa przy regulacji tunelu $\phi 5$ m, gdzie przed regulacją — przy pewnych zakresach prędkości — pulsacje osiągały niepokojące wielkości, zaś przy innych zanikały.

Można na podstawie omówionych zjawisk przyjąć uproszczony schemat zjawiska, ułatwiający matematyczne rozwiązanie zagadnienia:

Mamy rurę cylindryczną otwartą na końcach — rozpatrzmy periodyczne akustyczne pulsacje powietrza w tej rurze. Na jednym końcu rury działa pierścieniowy wir zsynchronizowany z pulsacjami, który przez czas τ przenosi impulsy ciśnienia na drugi koniec. Ilość impulsów ciśnienia (proporcjonalna do wielkości „B”) i czas τ zależy od prędkości strugi, a nie zależy od wielkości pulsacji w rurze. Zagadnienie będzie polegało na znalezieniu warunków, przy których w takim układzie możliwe są periodyczne pulsacje i na określeniu wielkości ich amplitudy.

Przy takim schematycznym przedstawieniu matematyczne zadanie będzie polegało na znalezieniu periodycznych akustycznych drgań powietrza o częstotliwości „ ω ” w cylindrycznej rurze z otwartymi końcami, posiadającej sprzężenie zwrotne — pod którego działaniem na jednym końcu rury wywołuje się małe pulsacje ciśnienia (siła wzbudzająca), przy czym faza tych pulsacji przesuwana się w czasie o określoną wielkość τ względem pulsacji prędkości na drugim końcu.

Periodyczne pulsacje zanikające w aerodynamicznym tunelu są bliskie sinusoidalnym. Można przyjąć, że periodyczne pulsacje w przyjętym uproszczonym modelu są bliskie — co do częstotliwości i rozkładu — rzeczywistym pulsacjom w tunelu aerodynamicznym. Siły tarcia i siła wzbudzająca są małe w porównaniu z ustalonymi siłami. Będą one uwzględnione przez wprowadzenie małego współczynnika.

Oznaczmy przez y przemieszczenie cząstek znajdujących się w położeniu początkowym w przekroju rury na współrzędnej X .

Jak wiadomo y powinno odpowiadać poniższemu równaniu różniczkowemu o pochodnych cząstkowych:

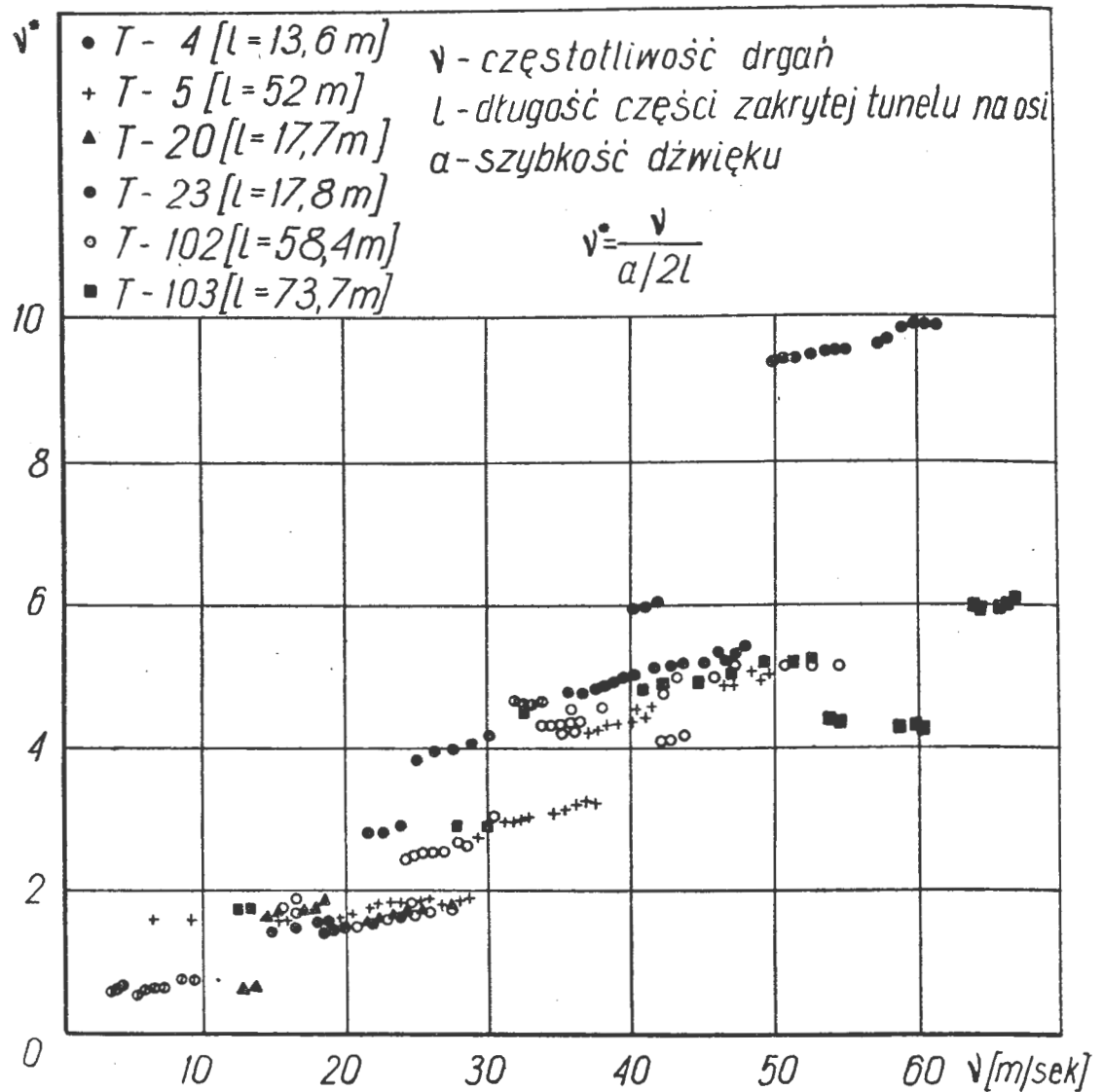
$$\frac{\partial^2 y}{\partial t^2} = a \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} - \mu \delta \frac{\partial y}{\partial t} \quad [1]$$

gdzie t — czas,

a — prędkość dźwięku,

$\mu \delta \frac{\partial y}{\partial t}$ — wyraz zależny od sił tarcia i lepkości.

Warunki graniczne $\frac{\partial y}{\partial x(0,t)} = 0$



R4 TL-36-60

Rys. 4. Częstotliwość dla różnych tuneli w zależności od prędkości strugi

$$\frac{\partial y}{\partial x(l,t)} = -\mu B i e^{i\omega(t-\tau)} \quad [2]$$

Warunki na końcu l mają sens tylko dla założenia sinusoidalnych pulsacji w rurze, przyjmując one, że przemieszczenie przy $x=0$ może być przedstawione rzeczywistą częścią $D \cdot e^{i\omega t}$, gdzie D amplituda i „ ω ” częstotliwość ustalonych pulsacji periodycznych. Przy $\mu = 0$ można znaleźć cząstkowe harmoniczne równania w postaci

$$y_0 = D \cdot \cos \frac{\pi n}{l} x \cos \left(\frac{\pi n a}{l} \cdot t + \psi \right) \quad [3]$$

gdzie n — dowolna liczba kolejna,
 ψ — stała.

Równanie takie przedstawia falę z „ n ” węzłami.

Przybliżone periodyczne rozwiązanie równania [1] w postaci:

$$y_0 = \frac{1}{2} D \left[\cos \omega \left(t - \frac{x}{a} \right) e^{-\frac{\mu \delta}{2a} x} + \cos \omega \left(t + \frac{x}{a} \right) e^{\frac{\mu \delta}{2a} x} \right] \quad [4]$$

gdzie $\omega = \frac{\pi \cdot n a}{l} + \mu \alpha + \dots$ + wyrazy wyższego rzędu.

Równanie [1] z warunkami granicznymi spełni się przybliżonym rozwiązaniem [4] przy pewnych warunkach.

Nie przytaczając dalszego rozwiązania należy tylko zwrócić uwagę, że wiry odzwierciedlone są przez czas τ i przemieszczenie B .

Zależność od prędkości strugi wprowadzono w postaci: czas przesunięcia faz:

$$\tau = \frac{\lambda}{0,6v} + \beta T \quad [5]$$

gdzie $\beta \leq 1$ — stała wielkość,

T — okres wzbudzenia się pulsacji.

Wiry w swobodnej strudze wystąpią w odległości 0,3—0,7 długości swobodnej drogi. Na obliczeniowym modelu mogą wzbudzać się takie pulsacje, przy których wiry na swobodnej strudze mają rozstawienie bliskie połowy długości swobodnej strugi. Znaczący to, że okres pulsacji powinien

mało różnić się od wielkości $\frac{\gamma}{1,2v}$. Na czas opóźnienia i częstotliwość ułożono następujące równanie:

$$\tau = \frac{2\pi\beta}{\omega} \approx \frac{4\pi}{\omega} \quad [6]$$

Wstawiając w równanie wartości wynikłe z dyskusji równania podstawowego, wybrano tylko określone tony, wstawiono więc τ jako funkcję prędkości strugi. Wstawiając

$$\beta = 0 \text{ otrzymano } \tau \sim \frac{4l}{n \cdot a}$$

Zestawiając z poprzednimi równaniami można dojść do wniosków, że w rozpatrywanym układzie okresowe pulsacje mogą się wzbudzać tylko dla nieparzystych wartości n , czyli przy częstotliwościach bliskich: $\frac{a}{2l}, \frac{3a}{2l}, \frac{5a}{2l}$.

Doświadczenia mówią, że rozstawienia wirów na swobodnej strudze mają jednakową wielkość i w porównaniu ze zmianami prędkości można je przyjąć jako stałe. Cyrkulacja wirów w pierwszym przybliżeniu może być więc proporcjonalna do prędkości. Geometryczne wymiary wirów można przyjąć jako niezależne od prędkości i ciśnienie wewnętrzne wiru powinno być proporcjonalne do kwadratu prędkości. Impulsi ciśnienia spowodowane wirami powinny być także proporcjonalne do kwadratu prędkości.

Wobec tego z podstawienia $\mu = kv^2$ w równanie podstawowe otrzymamy zależność amplitudy pulsacji od częstotliwości i prędkości strugi:

$$\text{amplituda } D = \frac{k}{\mu} v^2 \frac{2a}{\pi \delta n} \cos \cdot \frac{\pi n a \lambda}{0,6 \cdot l \cdot v}$$

$$\text{częstotliwość } \omega = \frac{\pi n a}{l} - \frac{\mu \delta}{2} \operatorname{tg} \frac{\pi n a \gamma}{0,6 l \cdot v}$$

Na rys. 5 mamy naniesiony wykres według powyższych wzorów, przy czym częstotliwość i prędkość strugi podano jako wartości bezwymiarowe. Na osi rzędnych podano stosunek wzbudzanych pulsacji do podstawowej właściwej pulsacji rury oraz wielkość $\frac{\pi \cdot n}{l} \cdot D$ proporcjonalną do amplitudy pulsacji ciśnienia. Na osi odciętych odmierzone

stosunek prędkości strugi do prędkości jednostkowej $\frac{a \cdot \delta}{2,4 \cdot l}$

Fizycznie przedstawia to stosunek czasu przebiegu wirów na połowie swobodnej strugi do okresu podstawowego właściwych pulsacji akustycznego układu.

Porównując ten wykres — niewątpliwie podobny do wykresu doświadczalnego — można określić charakterystyczne cechy przebiegu amplitudy i częstotliwości pulsacji w zależności od prędkości:

- 1) skaczącą zależność częstotliwości wzbudzanych pulsacji,
- 2) jej nieproporcjonalność do prędkości,
- 3) rozszerzenie obszaru zakresów przy wyższej prędkości strugi,

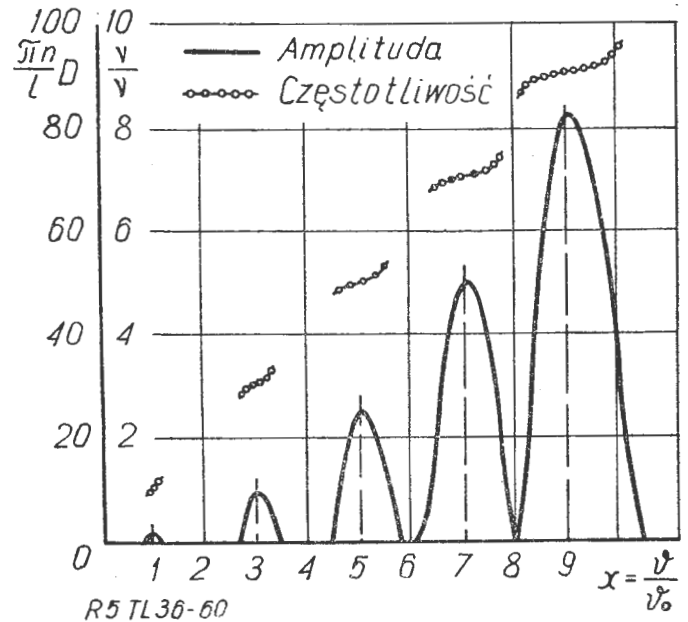
4) nie płynne wzrastanie amplitudy pulsacji z prędkością oraz obecność rezonansowych „górn” w średnim obszarze,

5) wzbudzenie okresowych pulsacji przy tych samych prędkościach w dwóch podobnych tunelach.

Na podstawie przeprowadzonych w CAGI doświadczeń otrzymano dla 3 tunelów, że amplituda pulsacji wynosi około 30% ciśnienia dynamicznego, w tunelu ϕ 5 Inst. Lotnictwa amplituda pulsacji przekraczała 30% przed regulacją. Energia pochłaniana przez falę akustyczną wynosi poniżej 1%.

Badania wykazują, że charakter zjawiska w przestrzeni pomiarowej jest nieco odmienny w różnych tunelach:

W tunelu T 103 i T4 (w CAGI), który jest 5 razy większy, pulsacja ma jednakowy charakter i intensywność. Pomiar w T-4 wykazały istnienie płaskiej hydrodynamicznej fali, biegnącej od dyszy do dyfuzora, to znaczy, że pierścieniowy wir określa fazy pulsacji powstałe w danym przekroju poprzecznym. W tunelach T 102 i 103 faza zmienia się z odległością poprzeczną i o biegnącej fali mówić można



Rys. 5. Amplituda ciśnienia i częstotliwość autopulsacji w zależności od prędkości strumienia obliczona według Strelkowa; D — amplituda, n — liczba kolejna, l — długość tunelu, $v = \frac{a \cdot \lambda}{2,4 \cdot l}$ — „jednostkowa” prędkość, a — prędkość dźwięku, l — długość swobodnej strugi, ω — prędkość strugi, ω — częstotliwość

tylko w granicznej warstwie swobodnej strugi; w środku strugi faza pulsacji nie zmienia się wzdłuż osi, czyli w środku nie ma biegnącej fali. Pierścieniowy wir określa pole pulsacji tylko w bezpośredniej bliskości od granicznej warstwy. W środku strugi istnieją pulsacje tylko akustycznego charakteru. Pulsacje akustyczne przeważają nad pulsacjami od wiru.

W zjawisku rozwoju pierścieniowego wiru na granicy strugi nie ma geometrycznego podobieństwa i bardzo możliwe, że lepkość gra tam już istotną rolę i charakter zjawiska zależy od liczby Re .

Jeszcze inaczej przebiega zjawisko w tunelu ϕ 5 Instytutu Lotnictwa — z racji ukształtowania kielicha dyfuzora. Struga w przestrzeni pomiarowej, uderzając w brzeg kielicha, tworzy wir, wpadający nawet do dyfuzora. Tutaj więc, prócz wiru powstałego przy dyszy, mamy drugie ich źródło przy samym dyfuzorze — jako wynik tych wirów powstają pulsacje w całym pomieszczeniu przestrzeni pomiarowej.

d.c. w nast. zeszytcie

Pomiar i obliczanie naprężeń od drgań w łopatkach lotniczych turbin spalinowych, cz. I

Turbiny spalinowe silników lotniczych posiadają zazwyczaj od 60 do 80 łopatek na jednej tarczy. Uwzględniając, że przy większych silnikach stosuje się turbiny o dwu tarczach, to pomiar naprężeń we wszystkich łopatkach turbiny byłby bardzo trudny zarówno ze względów ekonomicznych, jak i możliwości fizycznych aparatury pomiarowej. Czas pracy tensometru w warunkach wysokiej temperatury przy drganiach rezonansowych jest ograniczony. Wielkość kolektora ograniczona jest ze względu na bicie i w związku z tym stosuje się kolektory od 5 do 21 pierścieni zbierających. Stąd maksymalna ilość tensometrów podłączonych do oscylografu wynosi 21. Badając turbinę na całym zakresie jej obrotów, w tym i rezonansowych, w jej warunkach roboczych, zdejmuje się pomiary z 21 tensometrów, pozostałe tensometry, znajdujące się na łopatkach, podlegają już warunkom obciążeniowym i ich resurs eksploatacyjny zaczął się, mimo że nie są włączone do bezpośrednich pomiarów. Często się zdarza, że po wykonaniu pomiarów na 21 tensometrach i podłączeniu na oscylograf następnych 21 tensometrów znaczna ich część będzie już zniszczona ze względu na ograniczony czas pracy. Tak się przedstawia sprawa przy założeniu, że na stopniu turbiny, na przykład o 64 łopatkach, na każdej łopatkę naklejony jest jeden tensometr. W przypadku, gdy na każdą łopatkę nakleja się

kleja się na grzbiecie łopatki tuż przy zamocowaniu albo w odległości 0,3 l od zamocowania łopatki. Interesujące są największe naprężenia w przekroju profilu łopatki. W punkcie C (rys. 1) na krawędzi spływu nie można nakleić tensometrów, mimo że właśnie tam są największe naprężenia. Wiadomo że naprężenia przy zginaniu są proporcjonalne do odległości od osi obojętnej i mając pomierzone naprężenia w punkcie B — naprężenia w punkcie C znajduje się z zależności:

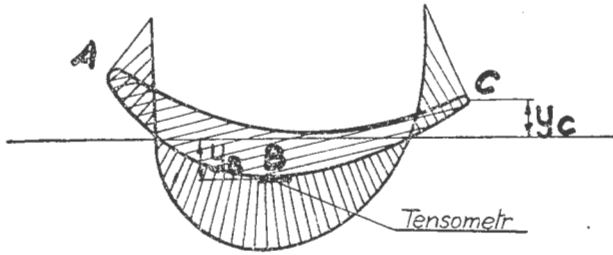
$$\sigma_C = \sigma_B \frac{Y_C}{Y_B} \dots \dots \dots [1]$$

Gdzie Y_B i Y_C są odległościami punktów B i C od osi obojętnej, jak to pokazano na rys. 1. W samym punkcie C należy liczyć się z koncentracją naprężeń. Do miejsca bardzo bliskiego punktu C, tj. tak bliskiego, jak tylko da się nakleić tensometr, zależność [1] pozostaje słuszną, jak to stwierdzono na podstawie przeprowadzonych pomiarów.

W przypadku badania wyższych postaci drgań, tensometry nakleja się na liniach węzłów najsilniej wzbudzonych drgań. Zagadnienie prawidłowego rozmieszczenia tensometrów dla wyższych postaci drgań jest bardziej skomplikowane, gdyż zazwyczaj nie znane są kierunki głównych naprężeń. W tym przypadku, po ustaleniu punktów pomiarowych, nakleja się po trzy tensometry w każdym punkcie pod różnymi kątami względem osi łopatki.

Przy prostokątnej rozecie kierunków nakleja się je pod kątem: 0° , 45° i 90° do kierunku obranego za podstawowy. Celem uniknięcia niewyważenia powstałego w wyniku oklejenia niektórych łopatek tarczy turbiny tensometrami, badane łopatki należy tak rozmieścić, żeby siły odśrodkowe, powstałe od tych dodatkowych mas, wzajemnie się równoważyły. W tym celu badane łopatki rozmieszczone są na tarczy turbiny symetrycznie, na przykład co 90° , tak że otrzymuje się układ łopatek pomiarowych rozstawionych pod kątami: 0° , 90° , 180° i 270° .

Wybierając punkty pomiarowe na łopatkę, należy zdawać sobie sprawę z rzędu wielkości mierzonych naprężeń. Pogląd taki uzyskuje się badając uprzednio jedną łopatkę na stanowisku doświadczalnym. Decydując się na ustawienie tensometrów w miejscach największych naprężeń przy działaniu temperatury, trzeba się liczyć z jego skróconym czasem pracy w porównaniu do naklejenia go w miejscach



Rys. 1. Rozkład naprężeń normalnych wzdłuż przekroju profilu łopatki dla pierwszej postaci drgań giętych

5 tensometrów, to na tarczy o 64 łopatkach otrzymuje się 320 punktów pomiarowych. Nie zawsze jednak wystarcza 5 tensometrów na łopatkę, by pomierzyć rozkład naprężeń. W tej sytuacji jasne jest, że konieczna jest metoda, pozwalająca na podstawie badań pewnej ilości łopatek na tarczy turbiny określać możliwe maksymalne naprężenia od drgań w łopatkach danego stopnia turbiny.

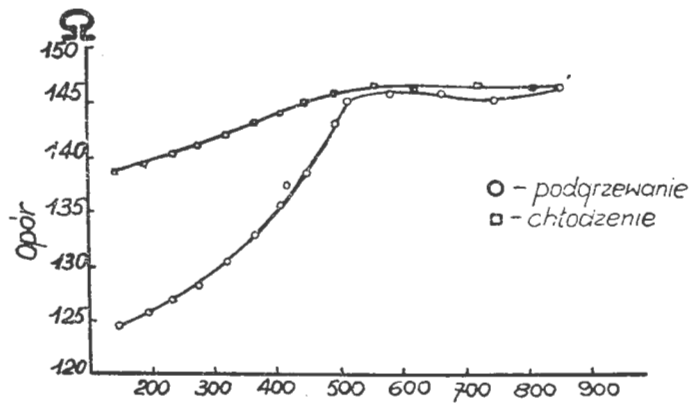
1. Pomiar naprężeń od drgań w łopatkach na pracującej turbinie

Pomiaru naprężeń dokonujemy za pomocą tensometrów oporowych o bazie w granicach $5 \div 10$ mm, wykonanych z drutu chromoniklowego o średnicy 0,04 mm, naklejonych na badane łopatki. Przystępując do badań na pracującej turbinie należy znać już rozkład naprężeń w łopatkę turbiny dla podstawowej postaci drgań. Dane te uzyskuje się z obliczeń teoretycznych oraz badań łopatki na stanowisku doświadczalnym.

Dla łopatki turbiny lotniczej rozkład naprężeń normalnych dla pierwszej postaci drgań giętych wzdłuż przekroju profilu łopatki jest przedstawiony na rys. 1. Jak widać z tego rysunku, naprężenia osiągają swoje maksymalne wartości w trzech punktach: na krawędzi spływu (punkt C), na grzbiecie łopatki w miejscu najbardziej oddalonym od osi obojętnej (punkt B) oraz na krawędzi natarcia (punkt A).

Największe jednak naprężenia są zazwyczaj na krawędzi spływu, gdyż w tym miejscu profil łopatki jest bardzo cienki i najbardziej oddalony od osi obojętnej. Jak pokazuje doświadczenie, z tego miejsca najczęściej zaczyna się pęknięcie łopatki.

Naprężenia na profilu łopatki mierzy się w miejscach najbardziej dogodnych do pomiaru. Zazwyczaj tensometry na-



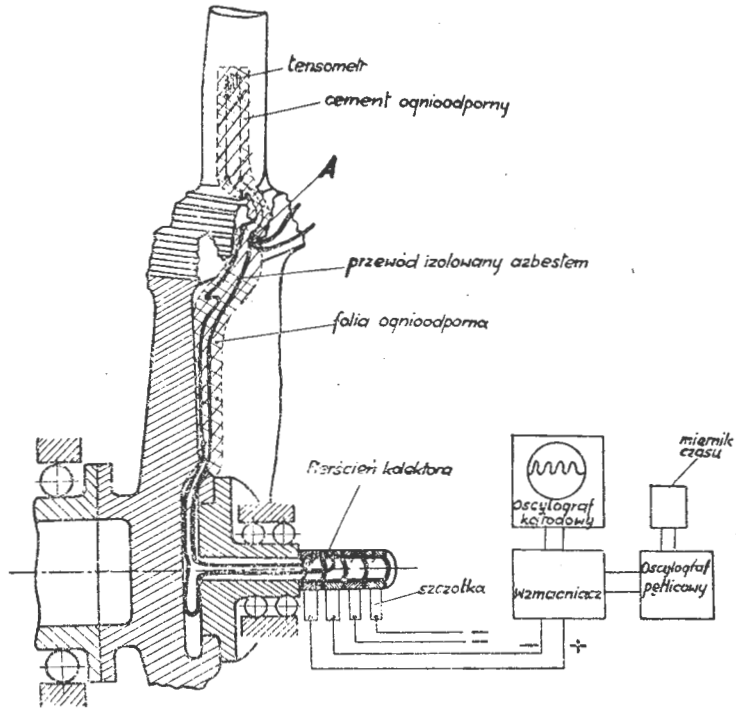
Rys. 2. Zmiana oporności drutu tensometrycznego nikiel-chrom o średnicy 0,04 mm w funkcji temperatury

o mniejszych naprężeniach. Na podstawie doświadczeń ustalono, że czas pracy tensometru przy mierzeniu naprężeń rzędu $\pm 15 \div 20$ kG/mm² przy temperaturze 750°C wynosi od $5 \div 15$ min.

Celowe jest naklejanie tensometrów w miejscach o możliwie najniższej temperaturze, gdyż przez to uzyskuje się dokładne wyniki pomiarów oraz przedłuża się okres pracy tensometru.

Drut, z którego wykonany jest tensometr, powinien mieć odpowiednią charakterystykę zmiany oporności w zależności od temperatury. W turbinach spalinowych silników lotniczych temperatura waha się w granicach od 700 °C do 900 °C.

Na rys. 2 pokazano zmianę oporności drutu chromoniklowego, z którego były wykonane tensometry, w funkcji temperatury. Zrozumiałą jest rzeczą, że przy druciu tensometrycznym o charakterystyce przedstawionej na rys. 2 można



Rys. 3. Schemat układu pomiarowego naprężeń od drgań na łopacie pracującej turbiny

pracować tylko w zakresie temperatur 550 °C ÷ 900 °C, tj. w zakresie, gdzie oporność praktycznie nie zależy od zmiany temperatury.

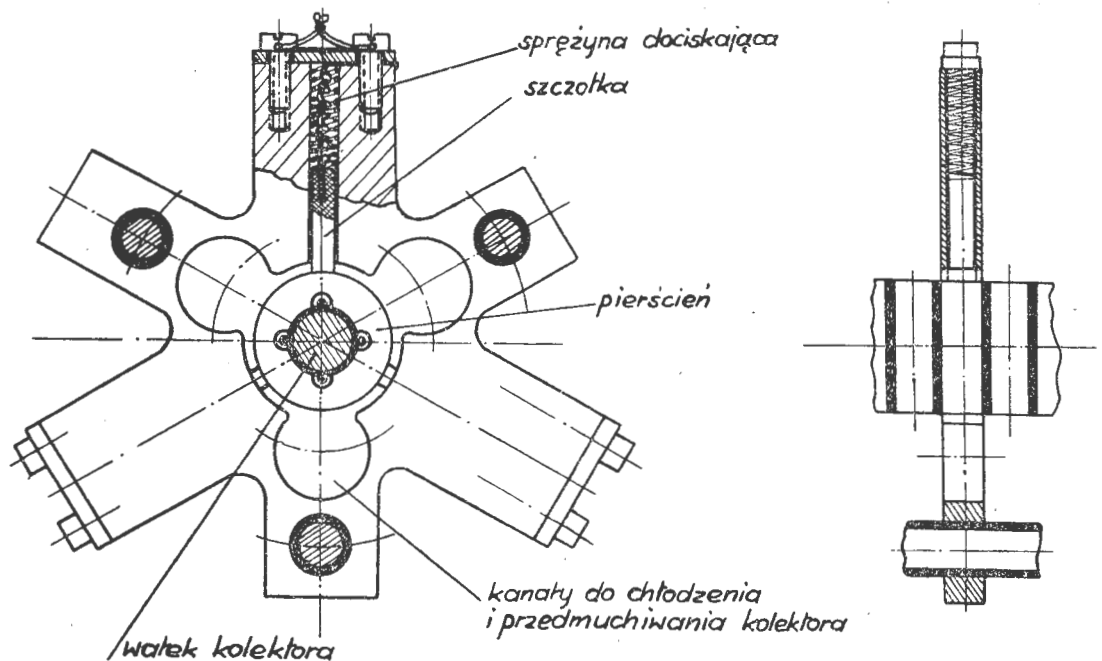
Technika naklejania tensometru na łopatki turbiny spalinowej jest bardzo skomplikowana i wymaga wyjątkowej precyzji. Miejsce, w którym naklejany jest tensometr, oczyszcza się odpowiednio i gruntuje cementem ogniotrwałym. Podstawowymi składnikami cementu ogniotrwałego są kwarc i wodne szkło potasowe.

Cement ogniotrwały oraz drut, z którego wykonany jest tensometr, muszą mieć taki sam współczynnik rozszerzalności liniowej, jak i materiał łopaty w zakresie roboczych temperatur. Decyduje to o niezawodności pomiaru naprężeń. Grubość warstwy cementu ogniotrwałego, stanowiącego zagrunтовanie, powinna być możliwie jak najcieńsza, tj. tylko taka, żeby pokryć szczelnie powierzchnię łopaty i zapewnić dobrą izolację drutu tensometrycznego od materiału łopaty. Na warstwę cementu ogniotrwałego, stanowiącego zagrunтовanie, naklejany jest tensometr i następnie pokrywany ponownie warstwą cementu ogniotrwałego. W ten sposób tensometr jest całkowicie izolowany. Grubość całkowita obu warstw cementu ogniotrwałego i drutu tensometrycznego, słowem — grubość tak zwanego

tensometru do pomiaru naprężeń w wysokich temperaturach, waha się w granicach 0,3 ÷ 0,4 mm. Grubość ta nie może być większa, gdyż w przeciwnym wypadku strumień gazów spalinowych spowoduje oderwanie tensometru od łopatki. Łopatki z zaklejonymi tensometrami, przed zamontowaniem ich na tarczy turbiny, należy wyżarzyć w piecu elektrycznym do temperatury roboczej łopatki. Studzenie łopatki po wyżarzeniu odbywa się razem z piecem elektrycznym.

Żeby uzyskać niezawodność pracy tensometrów oraz uniknąć zakłóceń na oscylografie, stosuje się dwuprzewodowe połączenie tensometrów z oscylografem. Przewody masowe wszystkich tensometrów na danej tarczy łączy się w jeden punkt (punkt A na rys. 3) i doprowadza się jednym przewodem masowym na dodatni pierścień kolektora. Przewody ujemne tensometrów doprowadza się każdy osobno do ujemnych pierścieni kolektora, jak to pokazano na rys. 3. Przewody od tensometrów na tarczy turbiny są izolowane azbestem. Kilka takich przewodów na tarczy łączy się w pakiet i przymocowuje do tarczy turbiny za pomocą folii żaroodpornej. Do pomiarów tensometrycznych w wysokich temperaturach stosuje się kolektory szczotkowe, mocowane na tarczach turbiny i pracujące w temperaturze ok. 250 °C. Schematyczne zamocowanie pierścieni kolektora na tarczy turbiny pokazane jest na rys. 3. Pierścienie kolektora, z których szczotki przekazują impulsy na wzmacniacz i dalej na oscylograf pętlicowy, wykonane są ze srebra. Pierścienie na wałku kolektora są między sobą izolowane za pomocą miki o grubości 0,5 ÷ 1,0 mm. Opór między poszczególnymi pierścieniami kolektora powinien być nieskończenie wielki. Na wałku kolektora nigdy nie udaje się uniknąć bicia i gdyby na każdy pierścień dać tylko jedną szczotkę zbierającą, to w pewnym położeniu nie byłoby kontaktu między szczotką a pierścieniem i wtedy zachodziłoby przerwanie obwodu, a oscylograf pętlicowy nie dawałby krzywej ciągłej, lecz tylko jej kawałki. Te zakłócenia powiększyłyby sprężyny dociskające szczotki do pierścienia (patrz rys. 4), gdyż nie są one tak mocne i mają dużą bezwładność działania w porównaniu z ilością obrotów turbiny. By uniknąć tych zakłóceń na jednym pierścieniu zbierającym, daje się 2, 3, 4, 6 szczotek, zależnie od wielkości kolektora i konstrukcji szczotek. Przy stosowaniu szczotek o przekroju okrągłym — powierzchnia styczności szczotki z pierścieniem jest mała i grozi częste oderwanie się szczotki od pierścienia, już nawet przy minimalnym, dopuszczalnym w granicach tolerancji wykonania, biciu. W związku z tym przy przekroju okrągłym szczotek daje się najmniej trzy na jednym pierścieniu.

W przypadku, gdy szczotki mają przekrój prostokątny, mogą wystarczyć dwie dla zapewnienia ciągłości styku

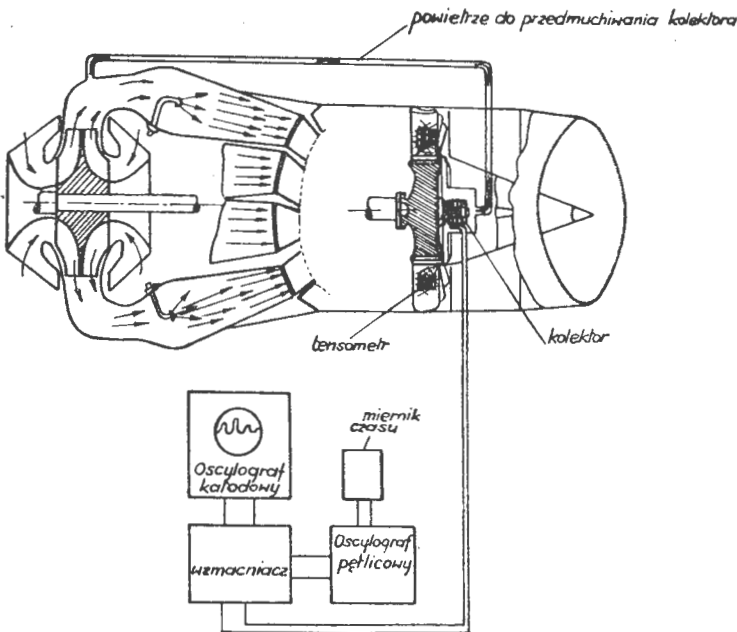


Rys. 4. Pierścień kolektora z trzema zbierającymi szczotkami

szczotki i pierścienia. Zastosowane szczotki mają następujący układ: srebro, miedź i grafit.

Wszystkie szczotki z jednego pierścienia zbierającego są podłączone do jednego przewodu oscylografu. Kolektor powinien być tak zamocowany do tarczy turbiny, by nie dawał żadnego bicia. Maksymalne, dopuszczalne bicie obudowy kolektora wynosi 0,05 mm. Również sprawdza się bicie wałka kolektora.

Bicie wałka kolektora na ostatnim pierścieniu, w zakresie obrotów pomiarowych, nie powinno powodować zauważalnego optycznego przemieszczenia szczotek. Ilość pierścieni na kolektorze, a tym samym i ilość użytych do pomiarów tensometrów, jest ograniczona biciem wałka kolektora, gdyż przy zbyt długich wałkach nie udaje się uniknąć zakłóceń



Rys. 5. Schemat zamocowania i chłodzenia kolektora w kanale wylotowym turbiny

na oscylografie pętlicowym, spowodowanych biciem. W praktyce kolektory mają od 5 do 21 pierścieni. Elementy mocujące obudowę kolektora do tarczy turbiny muszą mieć odpowiednią sztywność celem uniknięcia drgań w trakcie

rozruchu turbiny, hamowania oraz w czasie pracy, które mogłyby spowodować zakłócenia na oscylografie. Kolektory są umieszczone na tarczy turbiny w części kanału wylotowego, co stwarza konieczność intensywnego chłodzenia kolektora powietrzem. Intensywność chłodzenia powinna być taka, by temperatura obudowy kolektora nie przekroczyła 250°C. Umieszczenie kolektora w kanale wylotowym turbiny schematycznie pokazane jest na rys. 5. Przedmuchiwanie powietrzem kolektora konieczne jest i z tego względu, żeby oczyścić jego wewnętrzną przestrzeń od pyłu szczotkowego, nagromadzenie którego między pierścieniami może spowodować bocznikowanie pierścieni, a przez to dać zakłócenia na oscylografie.

Pomiar naprężeń od drgań na pracującej turbinie przeprowadza się w ten sposób, że w układzie pomiarowym, przedstawionym na rys. 3, umieszczone są dwa oscylografy: oscylograf katodowy z ekranem i oscylograf pętlicowy. Po zapuszczeniu turbiny i osiągnięciu temperatury roboczej, włącza się oscylograf katodowy i — zmieniając obroty — obserwuje się na ekranie drgania łopatek przy poszczególnych wielkościach obrotów. Z chwilą pojawienia się rezonansowych drgań na ekranie włącza się oscylograf pętlicowy, który zapisuje te drgania na papierze światłoczułym. Pomiar przy obrotach rezonansowych powtarzany jest 2-3-krotnie. Również dokonuje się kilkakrotnego pomiaru drgań na obrotach, przy których silnik najczęściej pracuje, to jest przy tak zwanych obrotach długotrwałych. Przy wszystkich innych obrotach turbiny zapisu drgań na oscylografie pętlicowym dokonuje się jednym pomiarem. Należy pamiętać, że wszystkie pomiary z jednej łopatki należy dokonywać przez ten sam kanał wzmacniacza oraz na tej samej pętli oscylografu.

Na taśmie oscylografu pętlicowego można prowadzić zapis równocześnie z kilku pętlic albo tylko z jednej. Zależy to od wielkości amplitudy nanoszonego pomiaru. Przed pomiarem należy odpowiednio przewidzieć mierzone amplitudy, gdyż może tak się zdarzyć, że amplituda przy danej pętli nie zmieści się na taśmie oscylograficznej i otrzymuje się krzywą z obciętymi wierzchołkami.

Po pomiarach wywołuje się taśmą oscylograficzną i dokonuje odczytu pomierzonych wielkości. Odczytu naprężeń dokonuje się w ten sposób, że mierząc na taśmie amplitudę drgań i na podstawie wykresu naprężeń w funkcji amplitudy drgań $\sigma = f(A)$ znajduje się wielkości naprężeń. Wykresy naprężeń w funkcji amplitudy uzyskuje się z badań na stanowisku przeznaczonym do cechowania aparatury.

Przy cechowaniu aparatury należy pamiętać, że technologia i geometria sporządzonych tensometrów i schemat podłączenia musi być taki sam jak i w warunkach pomiarowych na pracującej turbinie.

(c. d. w nast. zeszytcie)

Prof. ST. SZULC
Mgr inż. J. BUĆ

Politechnika Warszawska

539.4.015.2

Udział nośny, jako kryterium oceny jakości powierzchni

Powierzniom obciążonym siłami zezwnętrznymi stawia się dwa podstawowe wymagania, które wynikają ze sposobu pracy tych powierzchni, a mianowicie:

1) wielkość powierzchni powinna być tak dobrana do wielkości obciążeń, aby naciski jednostkowe, wywarne na powierzchnię rozpatrywaną jako twór geometryczny, nie przekraczały dopuszczalnych granic;

2) zużycie powierzchni danej części powinno być możliwie małe. Zużycie jest jednoznaczne ze ścieraniem, a starcie jest związane ze zmianą wymiaru, a w następstwie ze wzrostem luzów, spadkiem dokładności kinematycznej mechanizmów i ze spadkiem sprawności i wydajności maszyn.

Z wymienionych wymagań wynika konieczność pomiaru nie tylko chropowatości, lecz także własności nośnych powierzchni. Przed ostatecznym ustaleniem, które z dwóch wymienionych własności, czy też obydwie, należy określać, powinno być znane przeznaczenie funkcjonalne względnie warunki pracy powierzchni. W przypadku po-

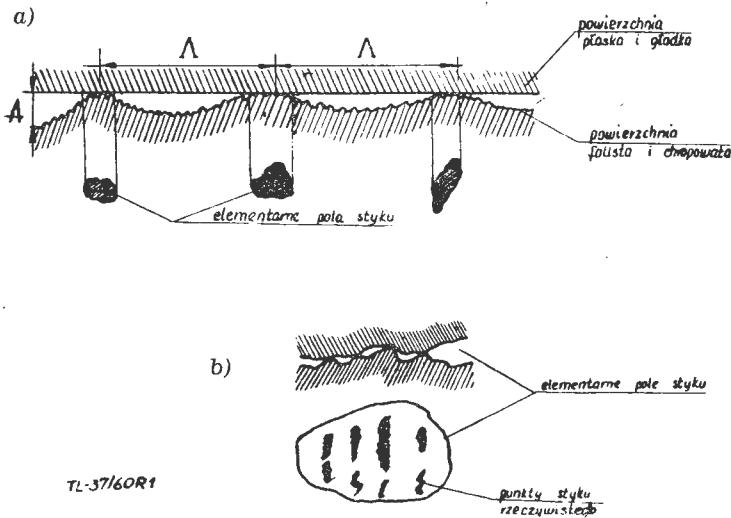
wierzni swobodnych, obciążonych lub nie, wystarczy na obu określenie chropowatości, natomiast w przypadku powierzchni obciążonych siłami zewnętrznymi, wywieranymi za pośrednictwem powierzchni współpracujących w spoczynku lub w ruchu, powinniśmy znać rzeczywistą wielkość powierzchni przenoszącej obciążenia. Wielkość jej jest znacznie mniejsza od wielkości powierzchni styku wynikającej z rysunku, a określa się ją liczbowo parametrem udziału nośnego. Kryterium udziału nośnego zastosowano jak dotąd tylko w normach DIN, GOST i PN. Niedawno rozpoczęło pracę ISO nad wykorzystaniem oprócz parametrów R_a i R_z również innych, między innymi udziału nośnego jako kryterium przydatności funkcjonalnej powierzchni.

Chropowatość i falistość a udział nośny

Charakter styku dwóch powierzchni może być wynikiem makro- lub mikronierówności. Według obowiązujących norm są one określone jako chropowatość w zakresie mi-

kronierówności, zaś jako falistość w zakresie makronierówności, zaliczanej do błędów kształtu. Stosownie do tego, własności nośne będące wynikiem chropowatości określa się jako mikro-nośność, zaś będące wynikiem falistości jako makro-nośność powierzchni.

Określenie mikro- i makronierówności nie jest ścisłe, bowiem granica jednych i drugich nie jest dotychczas ani



Rys. 1a. Schematyczny obraz własności makro-nośnych w jednym przekroju

Rys. 1b. Schematyczny obraz własności mikro-nośnych styku w polu elementarnym

jednoznacznie ustalona, ani też uzgodniona. Rozgraniczenie to nie wynika wyraźnie z analizy harmonicznej zarysów nierówności, natomiast zostało powiązane z jej przyczynami, a mianowicie: chropowatość — jako wynik odwzorowania kształtu ostrza, chropowatości jego krawędzi, obecność narostu, drgań przedmiotu i narzędzia, falistość zaś jako wynik błędów kształtów narzędzia obrotowo pracującego,

Obróbka mechaniczna	H_{sk}/H_{sk}	Typ profilu	krzywe nośności powierzchni
a) Toczanie	3		
b) Szlifowanie	4		
c) Docieranie	5		

TL-37/60R2

Rys. 2. Związek między typem profilu a charakterem krzywej nośności

odkształcenia elementów obrabiarki oraz jako wynik obecności i sumowanie się luzów głównych elementów obrabiarki.

Chropowatość zależy od czynników łatwiejszych do opanowania, dlatego jest ona bardziej znana i zbadana niż falistość. Obecnie stosowane warunki obróbki i środki pozwalają na nadanie żądanej chropowatości w granicach zapewniających jednorodność funkcjonalną własności powierzchni, podczas gdy znacznie mniejsze opanowanie wpływu czynników na falistość nie zawsze pozwala utrzymać ją poniżej żądanej wartości. Warunki te stanowią główną przyczynę, dla której zbadanie charakterystycznych cech falistości dla poszczególnych sposobów obróbki jest trudne, a w konsekwencji stawianie wymagań i realizacja własności makro-nośnych powierzchni — niepewne.

Styk rzeczywisty dwóch powierzchni zależy od równoczesnego wpływu obu czynników — chropowatości i falistości. Falistość wpływa w zakresie makro-nośności na wielkość i rozmieszczenie elementarnych pól styku, natomiast chropowatość decyduje o ilości i wielkości rzeczywistego styku w obrębie elementarnego pola, co wynika z rys. 1.

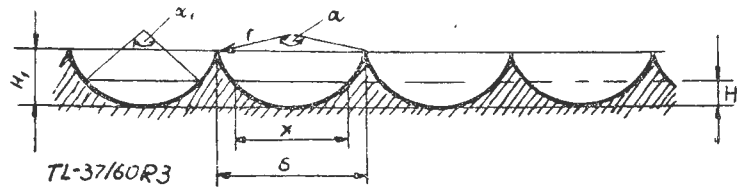
Z dwu parametrów falistości (A i Δ) decydujący wpływ na udział nośny ma parametr Δ , natomiast ze zmianą A (wysokości falistości) nośność zmienia się stosunkowo nieznacznie.

Przebieg krzywej udziału nośnego zależy od charakteru rozpatrywanego profilu chropowatości. Rys. 2 przedstawia charakter krzywych mikro-nośności dla trzech typów zarysów chropowatości (wg Diaczenki).

Z przebiegu krzywych nośności można wnioskować o podatności lub o odporności profilu na ścieranie, przez widoczny wzrost nośności w miarę ścierania się wierzchołków chropowatości.

Aby móc porównywać chropowatość i mikro-udział nośny, trzeba zbadać powierzchnie, które powstają w wyniku następujących po sobie elementarnego starcia i następującego wygładzenia, zakładając, że proces ten nie wywołuje zgniotów. Przyjmuje się przy tym, że żadne następne starcie nie powoduje nowych rys.

Na górnej powierzchni powstają zatem płaszczyzny, które wraz z postępującym ścieraniem wierzchołków chropowatości, powiększają się, aż przy $H=0$ mamy ich wielkość równą powierzchni geometrycznej, odpowiadającą 100% nośności (rys. 3).



Rys. 3. Profil powierzchni

Liniowy mikro-udział nośny tych powierzchni wylicza się wówczas z wzoru:

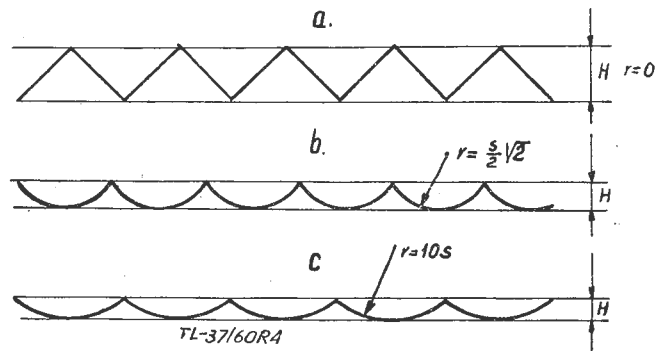
$$N_L = \frac{s-x}{s}$$

x — cięciwa odcinka kołowego
 s — posuw

$$N_L = 1 - \frac{2r}{s} \cdot \sin \frac{\alpha_1}{2}$$

Dreyhaupt przeprowadził badania trzech takich powierzchni i określał N_L , h_m *) i $H/2$ *) w zależności od zeszlifowanej objętości metalu.

Przyjął on powierzchnie: 1) utworzoną przez toczenie nożem o kącie wierzchołkowym 90° bez promienia zaokrąglenia (rys. 4a), 2) nóż o promieniu zaokrąglenia $r = \frac{s}{2}\sqrt{2}$ (rys. 4b), 3) nóż o promieniu zaokrąglenia $r = 10s$ (rys. 4c).



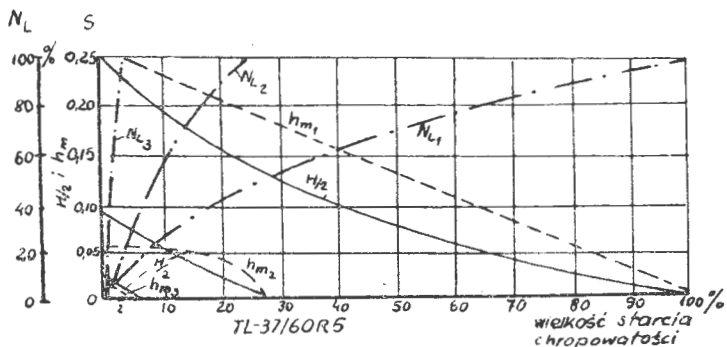
Rys. 4. Profile powierzchni utworzone przez toczenie nożem o kącie wierzchołkowym 90°

*) h_m — odpowiada w przybliżeniu R_z ; $H/2$ — odpowiada $H_{0,5}$.

Wartości h_m , $H/2$, N_L po usunięciu warstewki o grubości 0,01s, przedstawione są w tabl. I. Stąd wynika, że powierzchnia pierwsza po zeszlifowaniu warstewki 0,01s jest pod względem chropowatości prawie czterokrotnie gorsza niż powierzchnia druga, natomiast bezwzględna wartość mikro-udziału nośnego jest prawie jednakowa dla obu powierzchni.

Powierzchnia trzecia wykazuje mniejszą chropowatość, rozstrzygający jest jednak jej udział nośny, który wzrósł w tym przypadku do 56%. Powierzchnia ta jest bezwzględnie lepsza od powierzchni pierwszej i drugiej.

Dreyhaupt podał także zależności udziału nośnego h_m i $H/2$ od wielkości masy zeszlifowanej (rys. 5).



Rys. 5. Zależność N_L , h_m i $H/2$ od wielkości starcia chropowatości

Ponieważ bezwzględna objętość warstwy zeszlifowanej nie jest miarodajna, podano ją w procentach zeszlifowanej objętości powierzchni pierwszej. Objętość materiału zeszlifowanego z powierzchni pierwszej, aż do osiągnięcia dolnej powierzchni granicznej (rzeczywistej płaszczyzny) — przyjmujemy za 100%.

W wypadku trzeciej powierzchni, już po zeszlifowaniu 2% otrzymujemy płaszczyznę, czyli $h_m = H/2 = 0$ i $N_L = 100\%$, natomiast N_L powierzchni pierwszej po zeszlifowaniu 2% jest prawie jednakowy (tabl. II).

Przy zeszlifowaniu 8% udział nośny jest już różny i wynosi dla powierzchni pierwszej około 29%, a dla powierzchni drugiej około 36%. Nośność jest już więc bardzo dobra, jeżeli weźmie się pod uwagę, że przy szlifowaniu tarczą o ziarnistości 120 rzadko otrzymuje się lepsze wyniki. Porównawszy od 2% zeszlifowanej objętości, powierzchnia druga jest lepsza od pierwszej, bowiem udział nośny szybko wzrasta i przy zeszlifowaniu 20% masy osiąga w przypadku powierzchni drugiej $N_L = 100\%$. Badania wykazują, że nie występują większe zużycia w czasie pracy niż 2%, wobec tego powierzchnia pierwsza i druga przedstawiają tę samą wartość.

Badania te pozwalają na wyciągnięcie następujących wniosków:

1. W przypadku porównywania powierzchni o podobnym zarysie nierówności wzrost ich udziału nośnego w procesie zużycia jest odwrotnie proporcjonalny do wysokości chropowatości (rys. 4 b, c).

2. Należy dążyć do tego, aby po wykańczającej obróbce powierzchniowej otrzymać powierzchnię o takim zarysie nierówności, która po niewielkim dotarciu osiągnie wysoki udział nośny (rys. 2c), przy niewielkim równocześnie wzroście luzów.

3. Czas potrzebny na dotarcie części dla osiągnięcia żądanej wielkości udziału nośnego zależy od charakteru profilu chropowatości, a zatem od sposobu obróbki.

Wpływ udziału nośnego na własności użytkowe części

Proces zużywania się powierzchni roboczych w okresie eksploatacji zależy w znacznym stopniu od wielkości udziału nośnego.

Schmaltz zaleca, aby przy stałych warunkach pracy przyjąć w pierwszym przybliżeniu szybkość zużycia odwrotnie proporcjonalną do sumy odpowiednich powierzchni nośnych elementów maszyny, określaną krzywą nośności: $R = f(y)$ (rys. 6).

Czas, wpływający do momentu, kiedy zużycie osiągnie żądaną wielkość H_x , jest równy całce: $T = \frac{1}{c} \int_0^{H_x} f(y) dy$

(gdzie: c — stała wielkość).

Schmaltz w swojej pracy (Technische Oberflächenkunde) podał współczynniki zużywalności dla różnych par otworów i wałków w różny sposób obrabianych. Podobne wyniki osiągnął w swoich pracach Dreyhaupt.

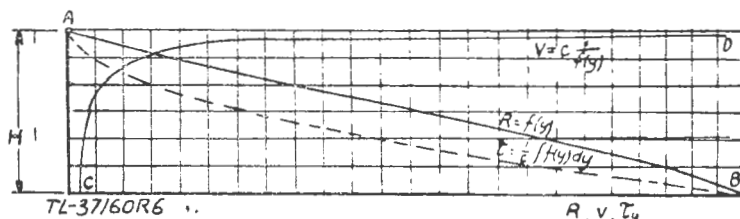
W poprzednim rozdziale ustalono, że wielkość udziału nośnego uwarunkowana jest strukturą geometryczną powierzchni, to jest wielkością i zarysem nierówności. Wielkość i zarys nierówności zależy od rodzaju obróbki.

W tabeli, sporządzonej przez Weingraber (tabela III), są przedstawione wielkości mikroudziału nośnego w zależności od rodzaju obróbki. Jest to jedyne tego rodzaju ujęcie, budzi ono jednak szereg wątpliwości. Zastrzeżenia nasuwa na przykład zbyt wielka regularność wartości udziału nośnego, bez podania czy są to maksymalne wielkości rzeczywiste osiągnięte daną obróbką, czy też są to wielkości orientacyjne, których uszeregowanie należy uważać jako próbę ich znormalizowania. Autor tej tabeli nie uwzględnia także charakteru krzywej nośności, podając, że udział nośny w przypadku powierzchni: walcowanych na zimno, toczonej diamentem i przeciąganych — jest taki sam. Różnice między tak obrabianymi powierzchniami będą ponadto leżały nie tylko w wartościach bezwzględnych udziału nośnego, lecz także okażą się wyraźne we własnościach użytkowych tych powierzchni (np. powierzchnie toczone diamentem i walcowane).

Wpływ udziału nośnego na własności użytkowe części maszyn można przedstawić w postaci tabeli IV, wzorowanej na tabelce zamieszczonej w artykule prof. S. Szulca (Metody technologiczne dla uzyskania warstwy powierzchniowej o określonych własnościach — Technika Lotnicza), gdzie znak „+” oznacza podwyższenie własności użytkowych powierzchni, znak „-” ich obniżenie, znak „o” brak wpływu na własności użytkowe powierzchni, wreszcie znak „w” — wpływ warunkowy, zależny od warunków pracy części i różny dla różnych przypadków obróbki.

Ponieważ własność użytkowa jest wypadkową wielu niezależnych czynników, przeto ważność tabl. IV jest uwarunkowana niezmiennością wszystkich innych czynników, mających wpływ poza udziałem nośnym porównywanych powierzchni.

Ilościowy wpływ udziału nośnego na własności użytkowe powierzchni części maszyn może być określony jedynie dro-



Rys. 6. Linia ciągła AB — krzywa nośności Abbota; linia CD — krzywa szybkości V ścierania powierzchni; linia przerywana AB — wykres czasu τ ścierania powierzchni w zależności od wielkości y ścierania

gą badań. Badania takie są zapoczątkowane w Katedrze Wytwarzania Silników Lotniczych.

Ogólnie można także stwierdzić, że przy obecnym intensywnym rozwoju metod technologii i sposobów obróbki oraz przy dążeniu do maksymalnego zwiększenia okresu eksploatacji maszyn, określanie udziału nośnego staje się nieodzowne jako jednego z ważniejszych kryteriów, charakteryzujących liczne własności użytkowe powierzchni zestawione w tabl. IV.

Nowe kryteria udziału nośnego

Zarówno obecna norma polska (PN-58/M-04250), jak i inne normy zagraniczne zawierają jedynie określenia udziału nośnego od strony jego geometrii. Wyjaśnienie natomiast mechaniki udziału nośnego oraz wskazówki co do jego zastosowania w poszczególnych przypadkach współpracy części wykracza poza możliwości normalizacji w obecnym stanie znajomości zagadnienia.

Tabl. I. Wartości h_m , $H/2$, N_L po starciu warstewki o grubości 0,01s

POWIERZCHNIA	1	2	3
promień zaokrąglenia noża	$r=0$	$r = \frac{5}{2}\sqrt{2}$	$r = 10s$
wielkość zeszlifowania	0,01s	0,01s	0,01s
h_m mierzone w częściach s	0,25	0,06	0,0025
$H/2$ mierzone w częściach s	0,245	0,095	0,0013
N_L w %	2	3	56

Tabl. II. Wartości h_m , $H/2$, N_L po starciu 2% objętości

POWIERZCHNIA	1	2	3
h_m w częściach s	0,245	0,06	0
$H/2$ w częściach s	0,214	0,078	0
N_L w %	14	15	100

Tabl. III. Wielkość udziału nośnego w zależności od obróbki

GRUPA	OBROBKA WARSTWY POWIERZCHNIOWEJ	Udział nośny w %
WALCOWANIE	na zimno	40
PRZECIĄGANIE	przeciąganie	10
	dokładne przeciąganie	40
PRZEPYCHANIE	przepychanie z rozwałcowywaniem	80
	rolowanie	80
OPIŁOWYWANIE	proszek i papier ścierny	10
TOCZENIE	dokładne toczenie spiekami	25
	dokładne toczenie diamentem	40
FREZOWANIE	dokładne frezowanie	25
	b. dokładne frezowanie	40
WIERCENIE	dokładne wiercenie widia	25
	dokładne wiercenie diamentem	40
POGŁĘBIANIE	pogłębienie	10
PRZECIĄGANIE ZE SKRAWANIEM	przeciąganie	10
	dokładne przeciąganie	40
ROZWIERCANIE	rozwiercanie	10
	dokładne rozwiercanie b. dokładne rozwiercanie	25 40
SZLIFOWANIE	szlifowanie	10
	dokładne szlifowanie	43
	b. dokładne szlifowanie	63
HONOWANIE	honowanie	63
	dokładne honowanie	80
	b. dokładne honowanie	90
LAPPING	lapping	63
	dokładne docieranie	80
	b. dokładne docieranie	90
POLEROWANIE	polerowanie tarczą	80
	polerowanie	80

Zagadnienia te nie zostaną także omówione wyczerpująco w niniejszym rozdziale zarówno ze względu na swoją obszerność, jak i ze względu na brak wystarczających danych doświadczalnych. Poniżej przedstawione są jedynie pewne propozycje niektórych nowych określeń udziału nośnego, które w pewnym zakresie charakteryzują go.

Optymalny udział nośny. Wiadomo jest, że wysoki udział nośny trących powierzchni jest nie zawsze ko-

Tabl. IV. Wpływ N_L na własności użytkowe części maszyn

WŁASNOŚCI UŻYTKOWE CZĘŚCI MASZYN	Udział nośny
Odporność na:	
ścieranie	+
zatarcia	W
zmęczenie	+
korozję	+
erozję	0
trwatość pasowania	+
wytrzymałość połączeń prasow.	+
przewodnictwo cieplne	+
przewodnictwo elektryczne	+
adhezja	W
zmniejszenie koncentracji naprężeń	+
tłumienie drgań	0
przyleganie	+
szczelność	W
opory przepływu	0
warunki smarowania	+
odbicie światła	+

rzystny, tak jak niekorzystny może być ich bardzo mały udział nośny. Występuje to szczególnie wyraźnie przy tarcu suchym, gdzie duży udział nośny prowadzi w krótkim czasie do zatarcia. Dlatego też wydaje się słuszne wprowadzenie pojęcia optymalnego udziału nośnego, to znaczy takiego, który przy zachowaniu nacisków jednostkowych poniżej dopuszczalnej granicy, będzie jednocześnie zapobiegał możliwości zatarcia.

Optymalny udział nośny powinien być ustalony eksperymentalnie, w zależności od poszczególnych warunków współpracy powierzchni, na przykład czop—panewka, tłok—gładz cylindra, wałek—otwór, koła zębate—koła zębate, uszczelnienia metal na metal, kulki łożyska tocznego—bieżnia, styki elektryczne itp.

Drugim, niemniej ważnym czynnikiem, który powinien decydować o optymalnej wielkości udziału nośnego, jest pracochłonność obróbki. Osiągnięcie udziału nośnego powyżej pewnej wielkości wymaga przeważnie zastosowania cyklu różnych sposobów obróbki powierzchniowej lub wysokiej dokładności geometrycznej. Rośnie wówczas zarówno czas wytwarzania jednej części, jak i koszt materiałów pomocniczych, zużywanych do produkcji tej części. Jak wykazują badania, uzyskiwanie udziału nośnego powyżej 90% staje się nieopłacalne, z wyjątkiem oczywiście tych przypadków, gdzie jest to naprawdę konieczne ze względu na warunki i pewność pracy części w zespole (np. nurniki pompek, kulki i wałeczki łożysk, itp.).

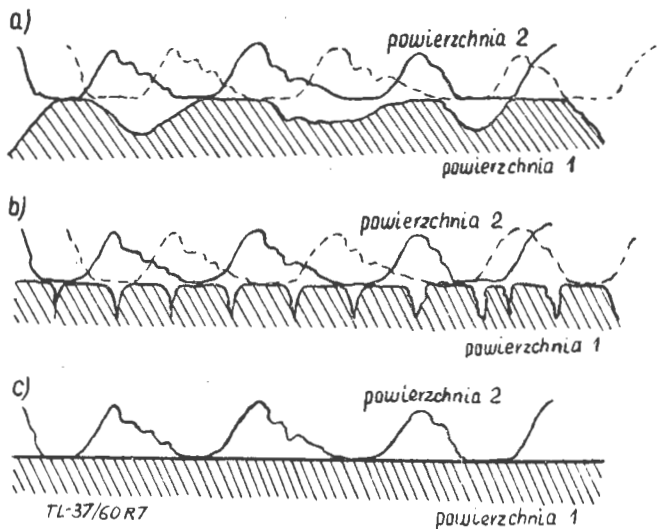
„Roboczy” udział nośny. Rozpatrzmy dwie powierzchnie współpracujące, których zmierzony udział nośny względem powierzchni wzorcowej jest jednakowy i wynosi np. 20%. Nie oznacza to, że w czasie pracy rzeczywisty styk obu powierzchni będzie wynosił również 20%. Mierząc udział nośny uwzględniamy wszystkie mikropowierzchnie nośne leżące w jednej płaszczyźnie, lecz nie mierzymy rozkładu tych mikropowierzchni na powierzchni geometrycznej, tzn.: nie ustalamy współrzędnych poszczególnych styków.

Jeśli w czasie pracy jedna powierzchnia przesuwa się względem drugiej, wówczas wielkość rzeczywistej powierzchni styku zmienia się. Wahania te mogą być zarówno w górę, jak i w dół od wielkości zmierzonej (rys. 7a).

Jeżeli udział nośny, np. powierzchni pierwszej, będzie wzrastał, a drugiej pozostanie bez zmian, to wahania te będą malały i wielkość rzeczywistej powierzchni styku będzie się zbliżała do udziału nośnego powierzchni drugiej (rys. 7b). Przy osiągnięciu 100% udziału nośnego przez powierzchnię pierwszą, wahania te ustaną i rzeczywista powierzchnia styku będzie wynosiła 20%, tj. tyle, ile udział nośny powierzchni drugiej względem powierzchni wzorcowej (rys. 7c).

Oznacza to, że wielkość rzeczywistej powierzchni styku w czasie pracy jest określona przez tę powierzchnię, której udział nośny jest mniejszy. Najkorzystniejszy jest zatem

taki przypadek, gdy obie powierzchnie mają wysoki udział nośny. Wobec tego udziałem nośnym „roboczym” nazwalibyśmy stosunek rzeczywistych powierzchni styku, powstających przy zetknięciu dwu ciał do nich powierzchni geometrycznej.



Rys. 7. Zmiana wielkości rzeczywistego styku ze wzrostem udziału nośnego

Wnioski

1. Zapewnienie wysokich własności nośnych powierzchni współpracujących w sposób pośredni, przez stosowanie ciasnych tolerancji, osiągalnych tylko w połączeniu z wysoką

gładkością obrabianej powierzchni, jest wprawdzie stosowane w braku innych sposobów, jednakże sposób ten jest nader nieekonomiczny.

2. Ponieważ własności nośne powierzchni zależą przede wszystkim od ich prawidłowości geometrycznej i od gładkości, wydaje się ekonomiczne stosowanie funkcjonalnie słusznych wymagań dokładności kształtów i gładkości ustalanych niezależnie od wielkości tolerancji i pasowań, których właściwym celem jest tylko zapewnienie zamienności, charakteru połączenia i smarowania.

3. Stworzenie warunków dla praktycznego stosowania wymagań geometrycznych dotyczących własności użytkowych części maszyn wymaga:

a) uzupełnienia norm tolerancji i pasowań oraz norm gładkości powierzchni normami udziału nośnego i kompleksowego, ustalenie związków między pasowaniem, gładkością i udziałem nośnym dla najważniejszych typowych przypadków współpracy części maszyn.

b) opracowania eksperymentalnego warsztatowych metod pomiaru własności nośnych powierzchni płaskich i walcowych,

c) przeprowadzenia badań teoretycznych nad związkami wymienionymi w punkcie a), których wyniki stanowiłyby ogólne podstawy konstruowania i ustalania warunków technicznych.

LITERATURA

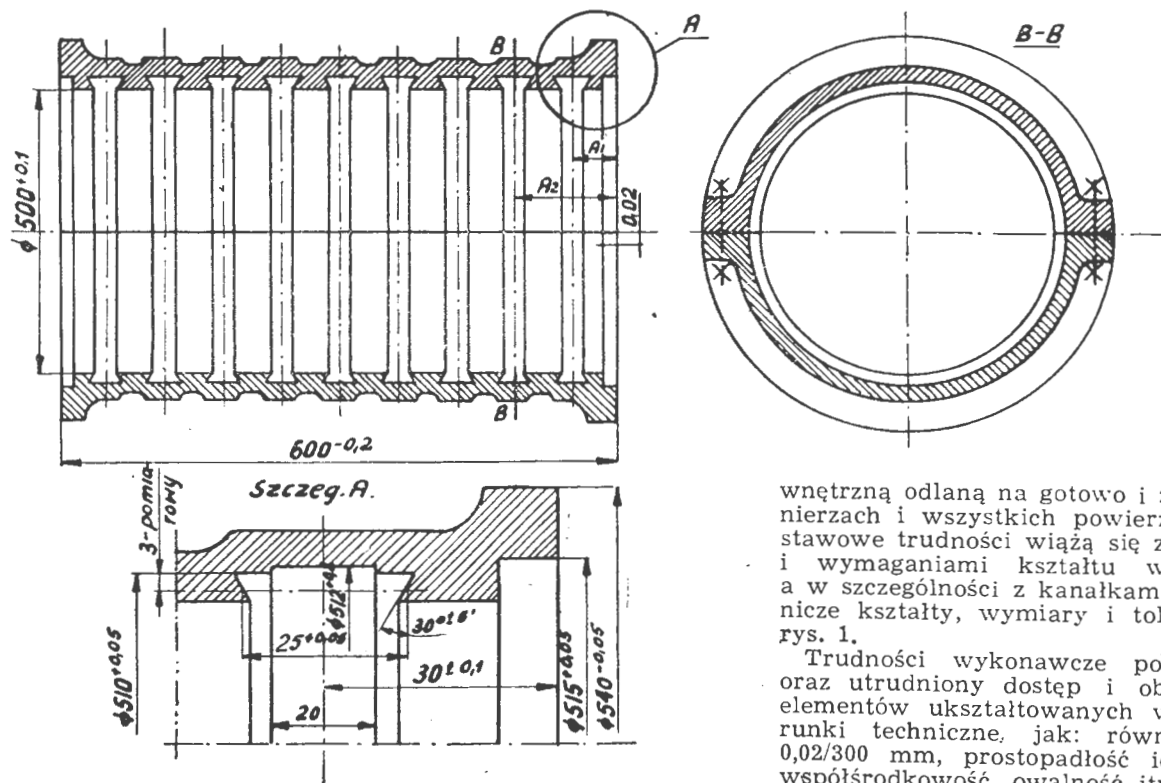
1. W. Dreyhaupt — „Oberflächenprüfung auf Traganteil“ — Werkstattstechnik und Maschinenbau — 1954 6.
2. Journes des etats de surface — 1945 r.
3. Kohaut A. — „Profiltraganteil und Flächentraganteil“ — Werkstatt und Betrieb 1956 2.
4. Perthen — „Prüfen und Messen der Oberflächengestalt“ r. 1949.
5. Schmaltz — „Technische Oberflächenkunde“ r. 1936.
6. S. Szulc — „Metody technologiczne dla uzyskania warstwy powierzchniowej o określonych własnościach“ — 1958 r.

Mgr inż. ANTONI GOŁĘDZINOWSKI

Obróbka zespołu korpusu sprężarki

Korpus sprężarki osiowej jest jednym z bardzo odpowiedzialnych zespołów silnika turbinowego. Przeznaczenie tego zespołu stawia wymagania konstrukcyjne kłopotliwe do spełnienia przy jego wykonaniu i to zarówno dla bezpo-

średniego wykonawcy, jak i dla technologa. Korpus sprężarki ukształtowany jest w formie rury cienkościennej, dzielonej poosiowo na dwie połowy. Materiałem wyjściowym jest odlew ze stopu lekkiego, z powierzchnią ze-



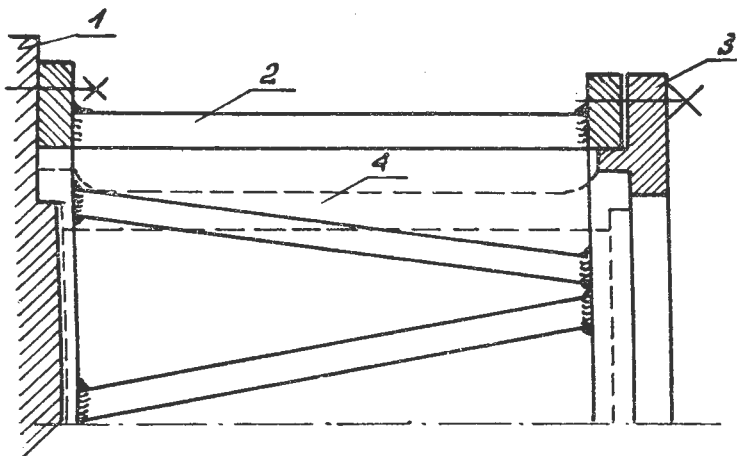
Rys. 1. Korpus sprężarki silnika osiowego. Jego zasadniczy kształt, wymiary i tolerancje

wewnętrzną odlaną na gotowo i z nadładkiem na czołach, kołnierzach i wszystkich powierzchniach wewnętrznych. Podstawowe trudności wiążą się z wymaganiami wymiarowymi i wymaganiami kształtu wewnętrznej części korpusu, a w szczególności z kanałkami osadzenia kierownic. Zasadnicze kształty, wymiary i tolerancje pokazane zostały na rys. 1.

Trudności wykonawcze potęguje wiotkość konstrukcji oraz utrudniony dostęp i obserwacja przy wykonywaniu elementów ukształtowanych wewnątrz korpusu. Inne warunki techniczne, jak: równoległość czoł w granicach 0,02/300 mm, prostokątowość ich do osi podobnego rzędu, współśrodkowość, owalność itp. jeszcze bardziej ograniczają swobodę wykonania i stawiają dodatkowe wymagania

dla oprzyrządowania oraz zwiększając ilość operacji w fazie obróbki zgrubnej i półwykończającej. Wszystkie operacje obróbki wstępnej, półwykończającej, obróbki cieplnej i operacje nie noszące specjalnego charakteru, zostaną tu pominięte, a za to zostaną omówione szczegółowo operacje charakterystyczne dla tego zespołu, wymagające specjalnego oprzyrządowania i nietypowych warunków wykonania. Podane poniżej metody obróbki, przyrządy obróbkowe i pomiarowe dotyczą produkcji jednostkowej i małoseryjnej, chociaż wiele elementów można by nawet bez większych zmian transponować do produkcji seryjnej.

Z uwagi na małą sztywność przedmiotu, a jednocześnie konieczność dostępu do wnętrza i uniknięcie deformacji od sił mocowania, zastosowano przyrząd obróbczy z mocowaniem czołowym i z jednoczesnym centrowaniem na średnicach czołowych. Jedno z centrowań stanowi element pomocniczy ustawczy i usztywniający. Rys. 2 przedstawia taki przyrząd do mocowania, wykonany w formie spawanej kratownicy łączącej dwa pierścienie. Liniami kreskowanymi wrysowano zarys przedmiotu obrabianego. Przedmiot centrowany od strony głowicy tokarki na średnicy wewnętrznej i dociśnięty czołem do płyty przyrządu, pomocniczo centrowany jest na średnicy zewnętrznej od strony konika. Siły zacisku rozłożone są na całym obwodzie korpusu dzięki mocowaniu go poprzez pierścień zaciskowy czołowy. Takie rozwiązanie konstrukcyjne umożliwia swobodny dostęp do wnętrza korpusu, zapobiega deformacjom i poprzez zewnętrzną kratownicę zwiększa sztywność samego przed-



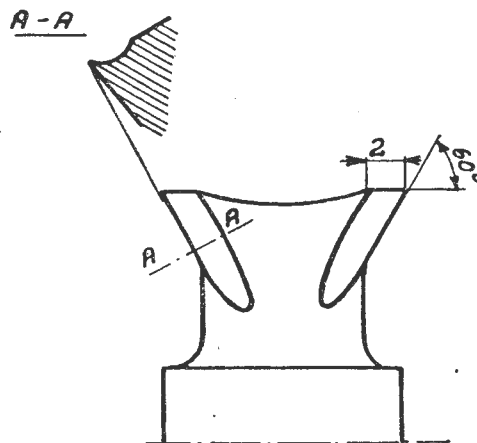
Rys. 2. Przyrząd do mocowania korpusu sprężarki
1. Tarcza zabierakowa, 2. Przyrząd, 3. Pokrywa dociskowa
4. Korpus sprężarki

miotu, mającego trwałe podparcia i powiązania z przyrządem. Poza wymienionymi cechami przyrząd ten dysponuje jeszcze pewnym stopniem uniwersalności, umożliwiając przeprowadzenie w nim operacji wytoczenia kierownic w zespole, co będzie podane w dalszym ciągu artykułu. Wreszcie pozwala na skojarzenie z przyrządem pomiarowym przy mierzeniu profilu wytoczenia kierownic w operacji zespołu korpusu.

W operacji ostatecznego wykonania wnętrza, a szczególnie kanałków do zamocowania kierownic, należy stworzyć pełne zabezpieczenie spełnienia ciężkich wymagań konstrukcyjnych — ciasne tolerancje i minimalne błędy kształtu. Pomimo tak pewnego zamocowania przedmiotu w przyrządzie (patrz rys. 2) istnieje poważna obawa drgań cienkościennego korpusu, zwłaszcza przy wykonywaniu kanałków nożem profilowym, a właśnie te elementy konstrukcyjne winny być najdokładniej wykonane. Dlatego w pewnych przypadkach należy w sposób sztuczny zwiększyć sztywność przedmiotu, a głównie zmienić częstotliwość drgań własnych zespołu obrabianego — to znaczy zespołu przyrząd—przedmiot.

Jednym z prostych sposobów realizacji takiej idei jest na przykład nałożenie na przedmiot gumowej osłony, ciasno opiętej na przedmiocie. Spełnienie wszystkich wymagań rysunkowych wymaga wprowadzenia do procesu technologicznego specjalnego wyposażenia i to zarówno obróbczego jak i pomiarowego.

Tak więc dla zapewnienia właściwego kształtu geometrycznego kanałków pod kierownicę potrzebny jest specjalny nóż profilowy, pokazany na rys. 3. Konstrukcja noża umożliwia jednocześnie wykonanie obu stron kanałka — co gwarantuje symetrię noża. Płaskie łysinki na czole (wy-



TL26j60 R3

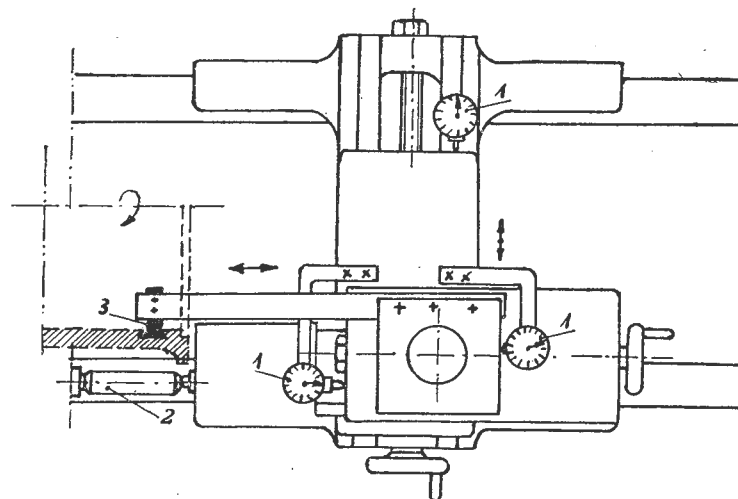
Rys. 3. Nóż profilowy do wykonania kanałków pod łopatkę w korpusie sprężarki

miar 3 na rys. 3), pozwalają na dokładne ustawienie narzędzia w stosunku do osi, a jednocześnie wygładzają podstawę wykonywanego kanałka.

Dla zapewnienia dokładności wymiarów kanałków wprowadzony został układ czujników zegarowych umieszczonych na suportie tokarki (patrz rys. 4, poz. 1). Trzy czujniki pozwalają na swobodne i dokładne sterowanie imakiem nożowym, a więc i nożem z dokładnością do 0,01 mm. Rozstawienie czujników, jak na rys. 4, umożliwia określenie wielkości przybieranego pióra zarówno w kierunku promieniowym, jak i poosiowym.

Właściwe ustawienie noża 3 (patrz rys. 4) przeprowadzane jest przy pomocy ostrza wzorcowego lub płytki wzorcowej.

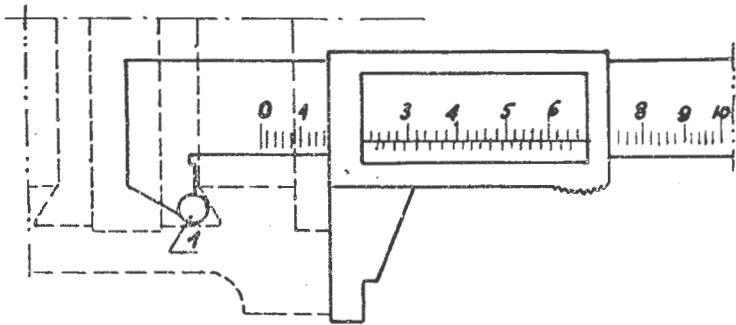
Wymienne zderzaki 2 (wg rys. 4) gwarantują prawidłowe rozstawienie kanałków względem siebie i w stosunku do



Rys. 4. Uzbrojenie obrabiarki przy wykonywaniu kanałków
1. Czujniki, 2. Zderzak, 3. Narzędzie

baz konstrukcyjnych. Operacja nie byłaby dobrze opracowana technologicznie, gdyby wszystkich elementów wykonywanych w tej operacji nie dało się sprawdzić przyrządami pomiarowymi przez wykonawcę i kontrolę.

Przyrząd pokazany na rys. 5 służy do pomiaru rozstawienia kanałków. W najprostszym przypadku może to być suwmiarka z dokładnością odczytu 0,02 mm, o specjalnie przystosowanych szczękach. Długość szczęk jest różna, a poza tym jedna z nich zakończona jest kulką pomiarową (1) o odpowiedniej średnicy do wprowadzenia jej w kanałek.

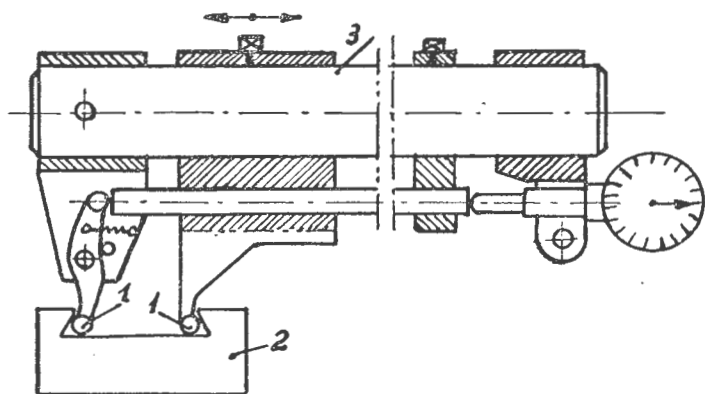


Rys. 5. Przyrząd do pomiaru położenia kanałków
1. Nieruchoma kulka pomiarowa

W ten sposób można mierzyć położenie jednej strony kanałka względem czoła przedmiotu, które stanowi bazę wykonawczą i pomiarową.

Drugi przyrząd pomiarowy, pokazany na rys. 6, przeznaczony jest do kontroli wymiarów kanałków. Jest to przyrząd czujnikowy uniwersalny, pozwalający na mierzenie kanałków o różnych szerokościach. Wielkość kulek (1) z rys. 6 zabezpiecza spełnienie warunku pomiarowego przedstawionego na rys. 1, a mianowicie wymiaru „pomiarowy 3” (bez tolerancji), oraz wymiaru szerokości kanałka 25 z rys. 1. Odczyt następuje na czujniku zegarowym z działką 0,01 mm.

Ustawienie przyrządu na wymiar nominalny przeprowadza się przy pomocy wzorca 2 (patrz rys. 6). Czujnik więc wykazuje odchyłki od wymiaru nominalnego. Długość ramienia (3) umożliwia mierzenie wszystkich kanałków w korpusie. Operacje wykonania kanałków rozpoczyna się od kanałka nr 1 — najbliższego od czoła. Przy wykonaniu go sprawdza się poprawność ustawienia narzędzia oraz stan czujników zegarowych sterujących ruchami narzędzia. Po wykonaniu kanałka pierwszego i odnotowaniu położenia czujników, wszystkie następne kanałki mogą być praktycznie wykonane bez potrzeby użycia narzędzi pomiarowych.



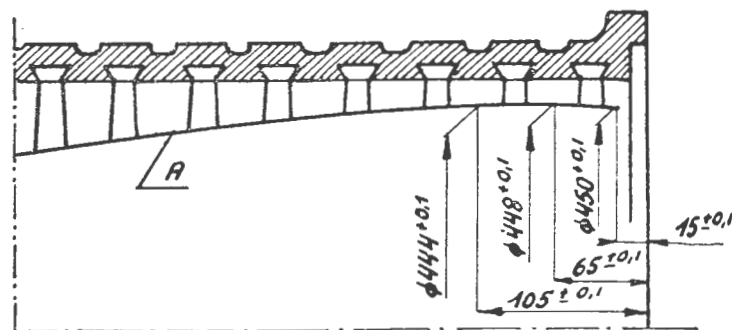
Rys. 6. Przyrząd do pomiaru kanałków
1. Kulki pomiarowe. 2. Przymiar do ustawiania przyrządu na zero.
3. Ramię przyrządu

Zmieniając zderzaki przesuwają się cały suport do oporu, blokuje się i następnie przesuwają suport poprzeczny na odpowiednią średnicę kanałka, obserwując czujnik umieszczony na suportcie. Właściwą szerokość kanałków otrzymuje się przez ruchy szufladki według wskazań czujników. Przyrządy pomiarowe służą tylko do ostatecznego odbioru wykonanej operacji i w przypadkach wątpliwego działania czujników sterujących.

Drugą istotną operacją wykonania korpusu sprężarki jest zabieg wytaczania kierownic w zespole na profil zgodny z kształtem wirnika sprężarki jak na rys. 7.

Profil A, pokazany na tym rysunku, składa się z zespołu stożków, o stopniowo nierównomiernie wzrastającym kącie wierzchołkowym. Może to być również z powodzeniem krzywą ciągłą, co nie zmieniłoby sposobu postępowania przy jej wykonaniu. Trudności występujące w tej operacji są podobne do tych, jakie występowały przy wykonaniu korpusu. Dodatkowo dochodzi tu konieczność wykonania profilu A, a więc wytaczania profilowego. Kłopoty zwiększają się na skutek ciasnych tolerancji wykonania. Wreszcie największą trudnością to nieszywność kierownic, których końcówki mają podlegać obróbce. Grubość profilu łopatek jest niewielka i zmienia się od paru milimetrów w osi środków ciężkości do kilkunastu setnych milimetra w obszarze krawędzi natarcia i spływu. Długość łopatek jest znaczna i sięga nawet stukilkudziesięciu milimetrów. Ilość łopatek w jednym stopniu sięga liczby stu.

Konieczność usztywnienia ich do operacji wytaczania jest nieodzowna, jednakże sposoby usztywnienia są bardzo kłopotliwe. Indywidualne usztywnienie łopatek poprzez wstawki byłoby bardzo pracochłonne i nie gwarantowałoby prawidłowego unieruchomienia, a poza tym mogłoby powodować deformację łopatek z uwagi na nierównomierną siłę weisku poszczególnych wstawek. Istniałoby jeszcze inne niebezpieczeństwo, a mianowicie obluźnienie wstawek od drgań wywołanych zmiennymi siłami skrawania i w efekcie ich wypadnięcia w czasie samego procesu. Drugi sposób, polegający na usztywnianiu jednym elementem lub zespo-



TL26/50R7

Rys. 7. Zespół korpusu z łopatkami — kształt i zasadnicze wymiary. A. Wytaczany profil

lem elementów szeregu łopatek, jest mniej pracochłonny w samej operacji pomocniczej usztywniania, lecz za to wymaga specjalnych skomplikowanych przyrządów, a bynajmniej nie eliminuje możliwości deformacji. Te trudności zmusiły do szukania nowych dróg rozwiązania.

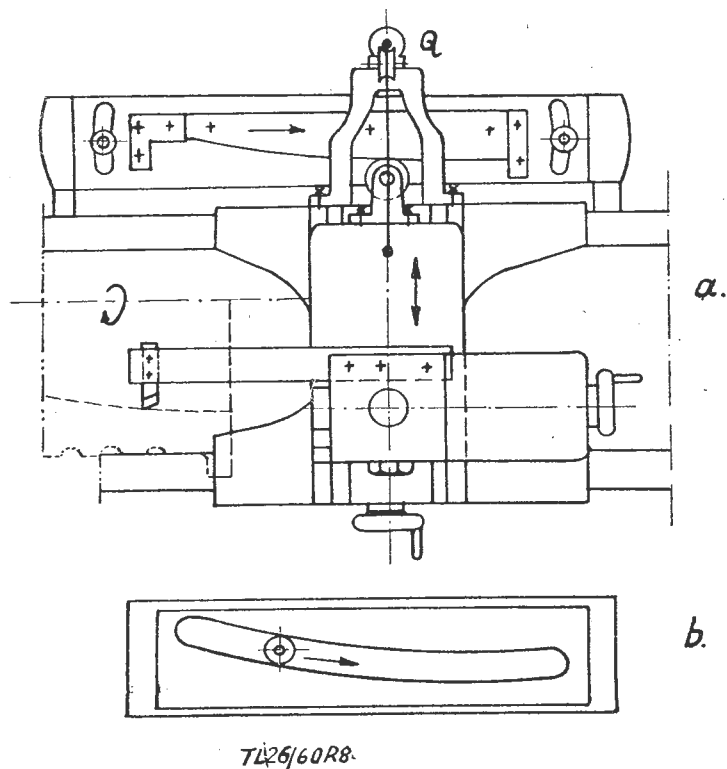
Jedno z rozwiązań, które zdało egzamin, polega na zastosowaniu do usztywniania łopatek masy plastycznej, o niskiej temperaturze topliwości. Masa użyta składała się z parafiny i wosku o stosunku ciężarowym 1:1. Łopatki zostały zatopione tą mieszaniną podgrzaną do temperatury 90°C, gdyż wtedy stawała się rzadkoplenna i dobrze wypełniała wszystkie zagłębienia i wnęki. Zalewanie odbywało się warstwami o grubości jednego stopnia łopatek. Po zastygnięciu zalewano następny stopień. W ten sposób zmniejszone zostały skutki skurczu przy stygnięciu masy. Po zalaniu i zastygnięciu całego korpusu z łopatkami (zalewanie następowało tylko przy ścianach korpusu na długość łopatek) uzyskane zostało silne związanie wszystkich kierownic i podparcie we wszystkich punktach profilu. Poza tym, ze względu na równomierny nacisk na wszystkie powierzchnie łopatek, nie wystąpiła żadna deformacja, co zostało potwierdzone po wykonaniu operacji i usunięciu masy. Zalanie masą poprawiło znacznie również warunki pracy ostrza, gdyż zamiast przerywanej pracy, a więc skoków obciążeń od zera do określonej wartości P_{max} , nastąpiła praca ciągła przy skokach obciążenia od wartości P , odpowiadającej skrawaniu masy, do wartości P_{max} przy skrawaniu łopatek. Tak więc zakres zmienności zmniejszył się o wartość P . Należy tu dodać, że masa ta stanowiła dobre podparcie łopatek, gdyż w operacji skrawania nie zauważono żadnych oznak drgań piór kierownic, a po zakończeniu operacji potwierdziło się to brakiem jakiegokolwiek szczelin między profilem a masą. Samo wykonanie profilu przeprowadzone zostało na drodze toczenia kopio-

wego. W tym celu została adaptowana tokarka uniwersalna z liniałem. Ze względu na wymiary przedmiotu z przyrządem — tokarka ciężka TR100.

Przystosowanie tokarki pociągnęło za sobą zastąpienie liniału przez kopiał jednostronny, jak to pokazano na rys. 8a. Może być również kopiał zamknięty, jak na rys. 8b. W przypadku kopiału jednostronnego trzeba zastosować docisk rolki do kopiału, albo przy pomocy ciężaru Q (jak na rys. 8a), lub przy pomocy sprężyny. Przy tym układzie, kopiowy ruch pracy winien odbywać się w kierunku takim, ażeby następowało odpychanie rolki przez kopiał. Kopiał zamknięty, jak na rys. 8b, nie wymaga docisku, jednakże jest znacznie trudniejszy w wykonaniu. Następną poważną trudność stanowi pomiar wytoczony profilu końców kierownic. Kontrola profilu sprowadza się do pomiaru średnich średnic wytoczenia poszczególnych stopni łopatek i ich współśrodkowości względem osi. Ten sposób postępowania oparty jest na milczącym, niemniej bardzo prawdopodobnym założeniu, że ciągły profil utrzymywany jest przez kopiał sterujący, a prawidłowe wymiary średnich średnic w różnych punktach tego profilu pozwalają postawić wniosek o prawidłowości całego profilu.

Początkowe próby mierzyły do pomiaru średnic przez odpowiednie sprawdziany i szablony. Sposób ten jednakże okazał się trudny w realizacji, niewygodny w eksploatacji i nie zabezpieczający prawidłowości wyników. Poza tym nie wykrywał ewentualnych zmian wymiarowych na poszczególnych łopatkach, ani nie podawał wielkości aktualnego zapasu do usunięcia. Udanym rozwiązaniem tego zagadnienia wydaje się konstrukcja przyrządu pokazanego na rys. 9. Ilość i wymiary tulejek (1) pozwalają na ustalenie właściwej odległości od bazy (2), dając tym samym gwarancję pomiaru we właściwym przekroju korpusu. Wymiar (r) nastawiany jest przy pomocy płytek wzorcarskich i wykazuje rzeczywisty promień wytoczenia w danym przekroju. Odchylenie od wymiaru nominalnego odczytuje się na czujniku zegarowym. Przez ruch pokrętkiem (3) można ocenić odchylenie od kształtu kołowego w jednym przekroju. Konstrukcja przyrządu ułożyskowanego w dwóch punktach: jedno centrowanie w przyrządzie pokazanym na rys. 2, a drugie na średnicy bazowej korpusu daje możliwość oceny współśrodkowości wykonanego profilu w stosunku do średnic bazowych korpusu.

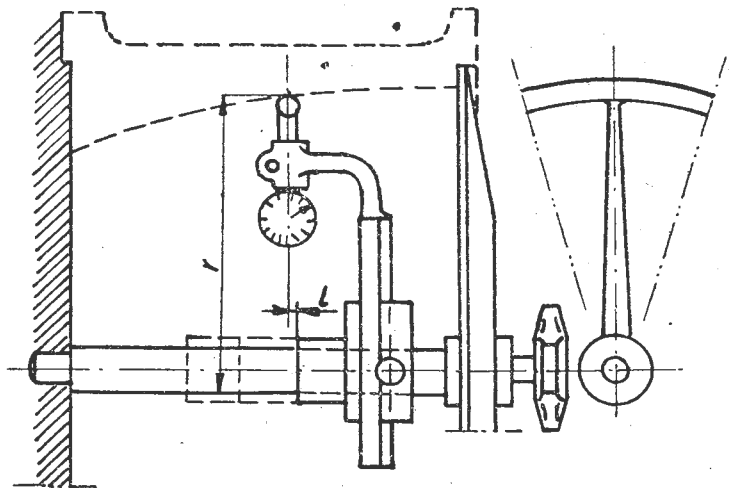
Sama operacja obróbcza przeprowadzana jest w następującej kolejności: właściwe ustawienie narzędzia w stosunku do rolki sterującej i kopiału w stosunku do przedmiotu.



Rys. 8. Uzbrojenie tokarki do wytaczania zespołu korpusu z kierownicami: a. Z kopiałem jednostronnym i obciążeniem naciagowym Q, b. Kopiał dwustronny zamknięty

Następne czynności to toczenie kopiowe aż do odkrycia łopatek. Wreszcie kolejno — pomiar dla ustalenia wielkości nadatku, toczenie na właściwe wymiary i ostateczny pomiar. W tej operacji wytoczenia przedmiot zamocowany jest w przyrządzie pokazanym na rys. 2. Pomiar przeprowadzany jest za pomocą przyrządu, jak na rys. 9, który jest przystosowany do skojarzenia go z przyrządem wg rys. 2. Na rys. 9 pokazano linią przerywaną zarys przedmiotu.

Po skontrolowaniu profilu we wszystkich przekrojach operacja jest zakończona. Taki sposób wykonania pozwala na uzyskanie dokładności rzędu setnych części milimetra, a urządzenie pomiarowe jeszcze wyższą dokładność. Tak



Rys. 9. Przyrząd do pomiaru profilu kierownic w zespole.

wykonany korpus z łopatkami przechodzi następnie na operację usuwania masy wypełniającej. Zabieg ten przeprowadzany jest w piecu. Przez podgrzanie do temperatury około 90 °C mieszaninę doprowadza się do stanu płynnego, która wypływa do podstawionego naczynia. Po wytopieniu masy plastycznej korpus z łopatkami poddany jest przemyciu w benzynie i osuszeniu, następnie gradowaniu i konserwacji.

Zastosowanie masy plastycznej do usztywnienia łopatek okazało się ze wszech miar korzystne. Sam proces usztywniania jest mało pracochłonny, może być przeprowadzany przez pracownika o niskich kwalifikacjach. Przy usztywnianiu nie ma obawy o jakiegokolwiek mechaniczne uszkodzenie delikatnych łopatek. Temperatura masy jest niezbyt wysoka i nie powoduje zmian w strukturze materiału. Wszystkie łopatki usztywniane są z jednakową siłą, a więc unika się deformacji łopatek jako zespołu. Poza tym każda łopatka jest wystarczająco dobrze podparta i przy toczeniu, nawet znacznymi przekrojami wióra, nie dało się zaobserwować jakiegokolwiek deformacji. Usuwanie masy jest zabiegiem prostym i szybkim. Z tych względów wydaje się możliwe zastosowanie tego sposobu nie tylko w produkcji jednostkowej, ale również w seryjnej.

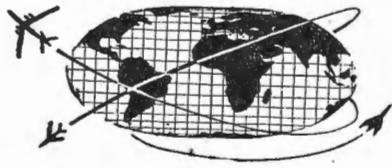
Opisany powyżej proces wykonania korpusu sprężarki oraz środki służące do jego realizacji pozwalały na wyeliminowanie urządzeń specjalnych, które są niezbędne w produkcji seryjnej, i stwarzały dotychczas konieczność wyposażenia zakładu w obrabiarkę specjalne. Do wykonania wnętrza korpusu służą na przykład obrabiarki, których udoskonalenie polega przede wszystkim na usztywnieniu osadzenia narzędzia, przez dwustronne podparcie go, a nie wysięgnikowe. Reprezentantem tego kierunku jest zmodyfikowana tokarka firmy Lodge and Shipley, używana w zakładach Rolls-Royce również do toczenia kopiowego wałów sprężarek silników odrzutowych. Druga modyfikacja zmierza do polepszenia obserwacji wykonywanych czynności.

To ulepszenie wprowadzono do tokarki rewolwerowej Herbert-Swift, którą wyposażono w urządzenie optyczne firmy Taylor-Hobson. Pozwala ona na obserwowanie ruchów narzędzia profilowego i kanałka wykonywanego na ekranie sprzężonym z suportem. Daje to większą pewność postępowania dla wykonawcy, pozwala jednocześnie na uzyskiwanie bez trudu dużych dokładności, eliminuje więc indywidualne uzdolnienia wykonawców i ich wpływ na jakość pracy. Operacje wykonywania profilu w zespołach korpu-

sów z kierownicami w produkcji seryjnej zastępuje się przez jednoczesną obróbkę tylko jednego stopnia ułotkowania. Nie daje to jednak takich dokładności jak wytaczanie w zespole wszystkich stopni na raz.

Porównując metody pracy i urządzenia z produkcji seryjnej i opisanej metody jednostkowej, można zaobser-

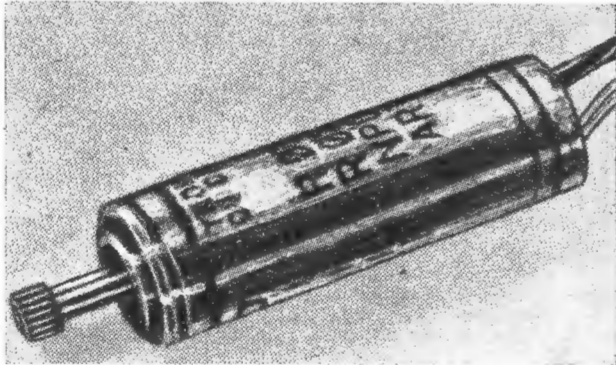
wować, że opisane urządzenia adaptowane z powodzeniem mogą zastąpić urządzenia specjalne, jak na przykład układ czujników zastępuje ekran obrabiarki specjalnej. Wyniki uzyskane opisaną metodą również nie ustępują wynikom z obróbki seryjnej i w związku z tym można mówić ostosowaniu tej metody w produkcji seryjnej.



NOWOŚCI TECHNICZNE

MINIATUROWY SILNIK ELEKTRYCZNY

Firma Daystrom Transicoil wyprodukowała silnik elektryczny o bardzo małych wymiarach. Jego ciężar, łącznie



z przewodami doprowadzającymi prąd, nie przekracza 30 G. Jego dane techniczne są następujące:

napięcie zasilania: 26 lub 33 V prądu zmiennego
 częstotliwość: 400 c/sek
 moment na wale: 72 Gcm
 prędkość obrotowa przy
 biegu jałowym: 10 000 obr./min.

Silnik znalazł zastosowanie w pociskach kierowanych jako element napędowy małej mocy i serwo-silnik.

T.M.

MINIATUROWY GIROSKOPOWY NADAJNIK PRĘDKOŚCI KĄTOWEJ

Firma Honeywell, Military Products Group, opracowała nowy typ giroskopowego nadajnika prędkości kątowej, oznaczony symbolem M-100. Jest on przeznaczony do wytwarzania sygnałów tłumiących drgania własne autopilotów, stabilizacji anten radarowych i sterowania ogniem z broni pokładowej. Z uwagi na małe wymiary, dużą dokładność i odporność mechaniczną nadaje się szczególnie do szybkich samolotów wojskowych i pocisków kierowanych.

Dane techniczne:

Całkowity zakres pomiarowy: do 400°/sek
 nieliniowość sygnału: poniżej 0,1% w przedziale 0,5 do pełnego zakresu pomiarowego i poniżej 2% w przedziale od zera do pełnego zakresu pomiarowego
 próg nieczułości: poniżej 0,01°/sek
 tłumienie: 0,4 do 0,6 w zakresie temp. od -54°C do +120°C



odporność na drgania: wytrzymuje drgania o przyspieszeniu do 20 g przy częstotliwości do 2000 c/sek
 odporność na udary i przyspieszenia liniowe: do przyspieszeń 150 g

wymiary gabarytowe: średnica 25,4 mm (1"); długość 66 mm, ciężar: poniżej 170 G.

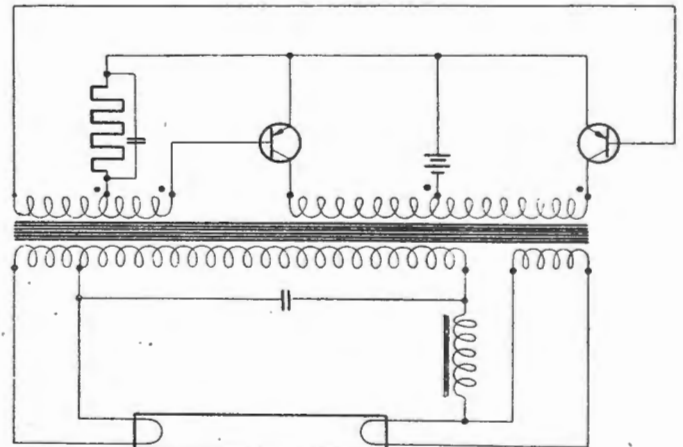
Tłumienie 0,6 przy -54°C uzyskano bez podgrzewania silnika giroskopu; jest ono utrzymywane praktycznie stałe aż do temperatury otoczenia wynoszącej 120°C. Silnik giroskopu może być zasilany z sieci jedno-, dwu- i trójfazowej. Jego czas rozbiegu wynosi 15 sek.

Dużą odporność przeciwko drganiom i udom uzyskano przez zastosowanie sprężyn o przekroju kwadratowym zamiast tasemkowych. Przez usunięcie ułożyskowania ramy zmniejszono próg nieczułości, zaś poprzez specjalną konstrukcję giromotoru otrzymano stały naciąg wstępny sprężyn w całym obszarze zmian wpływów otoczenia.

T.M.

PRZETWORNICE TRANZYSTOROWE

Duże zastosowanie znalazły ostatnio w lotnictwie przetwornice tranzystorowe, przetwarzające prąd stały niskiego napięcia na prąd zmienny o różnych wartościach napięcia i częstotliwości. Przetwornice te są stosowane do zasilania przyrządów giroskopowych oraz lamp jarzeniowych. Te ostatnie znalazły bowiem szerokie zastosowanie do oświetlania kabin samolotów pasażerskich.



Przetwornice dla przyrządów giroskopowych są trójfazowe i dają napięcie o wartości 60 V i częstotliwości 400 Hz. Przetwornice do zasilania lamp jarzeniowych są jednofazowe i dają napięcie rzędu stukilkudziesięciu woltów przy częstotliwości do 20 kHz.

Na rysunku przedstawiono schemat elektryczny przetwornicy zbudowanej na dwóch triodach. Jest to przetwornica dwutaktowa i pozwala ona na uzyskanie dwukrotnie większej mocy wyjściowej w porównaniu z przetwornicą jednotaktową. Ponadto odznacza się ona tym, że daje falę prądu w lampie zbliżoną do sinusoidy oraz zmniejsza moż-

liwość podskoku napięcia na triodach. Jeżeli napięcie źródła zasilania jest wyższe niż dopuszczalne dla jednej triody, to stosuje się szeregowe połączenie triod.

Należy przypuszczać, że w niedługim czasie znajdą zastosowanie w przetwornicach tetrody krystaliczne typu p-n-p-n, gdyż pozwalają one na zbudowanie przetwornicy o charakterystykach niezależnych od charakteru obciążenia.

T.M.

TUNEL AERODYNAMICZNY O PRĘDKOŚCIACH $Ma = 7$

W tunelu aerodynamicznym Instytutu Technologii w Massachusetts (Massachusetts Institute of Technology) zdołano osiągnąć prędkości przekraczające $Ma = 7$. Uzyskanie tych prędkości, dwukrotnie większych od otrzymywanych dotychczas w tunelach aerodynamicznych, stało się możliwe dzięki umieszczeniu w istniejącym tunelu dla mniejszych prędkości naddźwiękowych małego tunelu hipersonicznego.

Dotychczasowe metody uzyskiwania prędkości hipersonicznych w zwykłych tunelach naddźwiękowych polegały na znacznym zwiększeniu wielkości zespołu sprężarkowego i zastosowaniu potężnych podgrzewaczy, zapobiegających skraplaniu się powietrza na wylocie z dyszy w przestąpieniu pomiarowej. W opisywanym tunelu zastosowano dodatkowy przewód, zakończony dyszą hipersoniczną, przez którą przepływa stosunkowo niewielka ilość podgrzanego powietrza o wysokim ciśnieniu, doprowadzanego z niezależnego, taniego źródła. Powietrze to jest przyspieszane do znacznych prędkości, ponieważ strumień zewnętrzny, naddźwiękowy, ma niższe ciśnienie statyczne. Przez odpowiednie zaprojektowanie dysz i odpowiednie sterowanie przepływu można osiągnąć wymagane prędkości hipersoniczne. Zastosowana w opisanym tunelu dysza hipersoniczna stanowi odlew aluminiowy o długości ok. 1,5 m; wewnątrz dyszy jest bardzo gładkie i wykonane z dużą dokładnością (do tysięcznych części cala), przy czym trzeba było uwzględnić zmiany wymiarów wywołane wpływem temperatury.

Zaletą nowego sposobu dostosowywania tuneli naddźwiękowych do prędkości hipersonicznych jest przede wszystkim

stosunkowo małe zapotrzebowanie energii (do napędu sprężarek i podgrzewania powietrza), a tym samym małe koszty przebudowy i eksploatacji tunelu, oraz znaczne uproszczenie zagadnienia nagrzewania się tunelu w czasie pracy, ponieważ zewnętrzny strumień powietrza, nie podgrzewany, działa jako warstwa izolacyjna.

Obecnie w tunelu w Massachusetts stosuje się ciśnienie strumienia hipersonicznego ok. 7 kg/cm^2 i temperaturę ok. 540°C . Projektuje się zwiększenie ciśnienia i temperatury, co umożliwi zwiększenie zakresu prędkości tunelu do $Ma = 15$; metody elektryczne i magnetyczne mają pozwolić na uzyskanie jeszcze wyższych liczb Macha.

W. K.

POWŁOKI ODPORNE NA WYSOKIE TEMPERATURY

Firma Bell Aircraft Corp. ma rozpracować, na podstawie umowy z dowództwem amerykańskich sił powietrznych, metodę wytwarzania powłok, które zapewnią statkom kosmicznym odporność na wysokie temperatury, powstające przy zanurzeniu się statku w gęstsze warstwy atmosfery. Będą one również stosowane do budowy samolotów podlegających dużemu nagrzewaniu aerodynamicznemu.

Powłoka składa się z pokrycia zewnętrznego i wewnętrznego; między nimi znajduje się warstwa izolacji cieplnej. Pokrycie zewnętrzne, które spełnia rolę osłony cieplnej, jest wykonane z małych, mogących rozszerzać się płyt z metalu żaroodpornego, wypromieniowującego z pokrycia część ciepła. Kanały lub rurki w pokryciu wewnętrznym umożliwiają obieg cieczy chłodzącej konstrukcję. Pochłaniane przez ciecz ciepło jest następnie oddawane wodzie i wydalane na zewnątrz pod postacią pary.

W laboratoriach firmy Bell przeprowadzono badania powłoki w celu określenia jej charakterystyki; powłokę poddawano próbom w naśladowanych i rzeczywistych warunkach lotu. Nowa umowa ma na celu określenie najkorzystniejszych metod wytwarzania opisanej powłoki i zbadanie możliwości rozwiązania za jej pomocą zagadnienia powrotu do atmosfery.

W.K.

KRONIKA

I Samolotowe Mistrzostwa Polski w Akrobacji

W dniach 8–10 lipca ub. r. odbyły się w Warszawie (lotnisko Gocławek) I Samolotowe Mistrzostwa Polski w Akrobacji.

Pomimo zmiennej pogody zawody odbywały się sprawnie i wykazały wysoki poziom wyszkolenia zawodników.

Wyniki:

- 1) Stanisław Ackerman z Aeroklubu Kujawskiego (z Inowrocławia),
- 2) Stanisław Kasperek (b. mistrz Polski w akrobacji) z Aeroklubu Świdnickiego (Świdnik k. Lublina),
- 3) Stefan Studencki z Aeroklubu Ziemi Lubuskiej (z Zielonej Góry).

I Mistrzostwa Świata w Akrobacji

W okresie 28.8. do 4.9. ub. r. odbyły się w Vjnarach pod Bratysławą I Mistrzostwa Świata w Akrobacji. Mistrzostwa te, zorganizowane przez Aeroklub Czechosłowacki pod patronatem FAI, przyniosły bezkonkurencyjny sukces Czechosłowakom. Zajęli oni miejsca: od 1 do 4 oraz od 6 do 8. Mistrzem świata w akrobacji został inż. L. Bezak; piąte miejsce zdobył Rosjanin, na trzynastym miejscu znalazł się Polak — S. Kasperek. Podczas Mistrzostw zginął zawodnik francuski.

Zwyczajnie sprzęt czechosłowacki: Zlin Z-226 „Trener” i Z-226 „Akrobat”. *)

VI Spadochronowe Mistrzostwa Polski

W dniach 16–24 września ub.r. w Ostrowiu Wielkopolskim odbyły się VI Spadochronowe Mistrzostwa Polski. W zawodach wzięli udział skoczkowie — członkowie aeroklubów, mający co najmniej II klasę wyszkolenia. Konkurencje obejmowały skoki na celność lądowania z natychmiastowym otwarciem spadochronu, z opóźnionym otwarciem oraz z zakresu akrobacji dowolnej.

Doroczne Samolotowe Mistrzostwa Polski

24 września ub.r. z lotniska Czyżyny koło Krakowa wystartowało 35 załóg (z 19 aeroklubów), biorących udział w dorocznych Samolotowych Mistrzostwach Polski. Zawody trwały 7 dni i program ich przewidywał m.in. lot na punktualność, akrobację dowolną i obowiązkową, lot okrężny na trasie 1200 km, przelot nocny oraz start „na bramkę” i lądowanie. Mistrzem Polski został Zdzisław Dudzik z Aeroklubu Warszawskiego; brał udział w zawodach na samolocie „Jak 18”.

*) Rok budowy 1956; silnik Walter Minor 6-III, 160 KM; obciążenie 55–60 kg/m^2 , prędkość maksymalna 235 km/h , wznoszenie 5–6 m/sek .

Komisja Weryfikacyjna Lotnisk Sportowych

Jak doniósł Przegląd Lotnictwa Cywilnego (wkładka do „Skrzydlatej Polski”) na jesieni 1960 r. rozpoczęła pracę Komisja Weryfikacji Lotnisk Sportowych, powołana przez Departament Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji. Komisja (w skład której wchodzi przedstawiciele MK, MON i APRL) ma za zadanie określenie lokalizacji, wymiarów i wykorzystania lotnisk i lądowisk sportowych oraz ustalenie stanu ich utrzymania.

Wybory w Polskim Towarzystwie Astronautycznym

Na Walnym Zebraniu PTA dokonano wyborów nowego zarządu. Na dwuletni okres kadencji prezesem został prof. Lunc, zaś wiceprezesem — prof. Pączkowski.

Zmiany personalne

Październik ub.r. przyniósł poważne zmiany personalne w kierownictwie naszego przemysłu lotniczego. Stanowisko naczelnego inżyniera w Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego objął mgr inż. Jan Staszek, dotychczasowy dyrektor naczelnego Instytutu Lotnictwa, zaś na wakuujące miejsce dyrektora tej instytucji mianowano mgr inż. Henryka Hładnego, który przedtem był zastępcą dyrektora ZPL do spraw kooperacji. Zasłużony dla przemysłu lotniczego, naczelnym inżynierem byłego CZPSK i ZPL dyr. Stanisław Szymczak, ustąpił z dotychczasowego stanowiska i objął kierowniczą funkcję w Instytucie Mechaniki Precyzyjnej. Jeżeli do informacji tych dodamy wiadomość, że dotychczasowy kierownik Ośrodka Materiałów i Technologii w IL, doc. inż. Jan Chodorowski, został naczelnym dyrektorem w IMP, to możemy wyprowadzić wniosek, że opisane przesunięcia powinny stworzyć dobry klimat dla lotniczych prac badawczych i postępu technicznego w tejże branży.

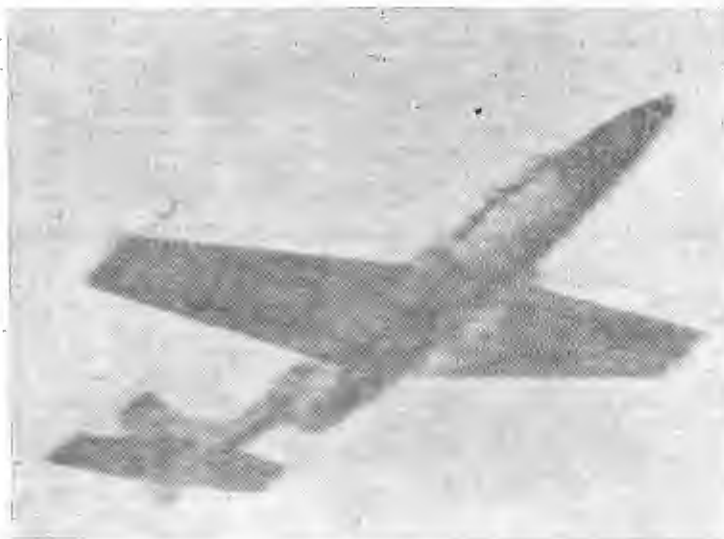
Oczywiście należy oczekiwać, że w ślad za posunięciami personalnymi pójdą niezbędne zmiany organizacyjne zarówno w Zjednoczeniu, jak i w instytutach.

Spotkania w Klubie Publicystów Lotniczych

W końcu września 1960 r. KPL Stowarzyszenia Dziennikarzy Polskich zorganizował spotkanie z przedstawicielem „Aeroflot” w Warszawie. A. Grigorian wygłosił referat o radzieckim lotnictwie cywilnym, po czym wyświetlono interesujący, kolorowy film „Aeroflotu”.

Jeszcze o Dniach Lotnictwa 1960 r.

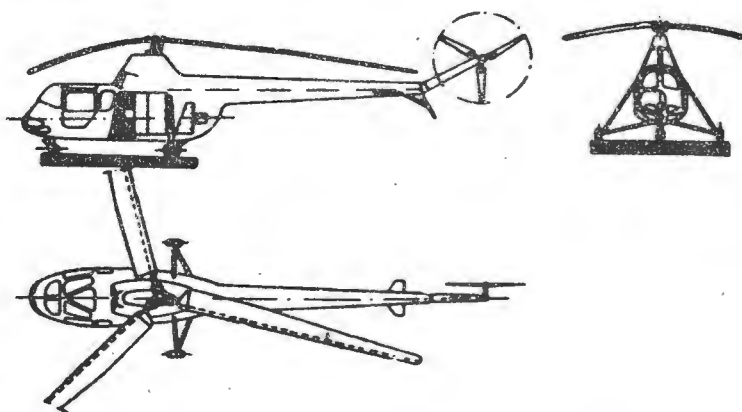
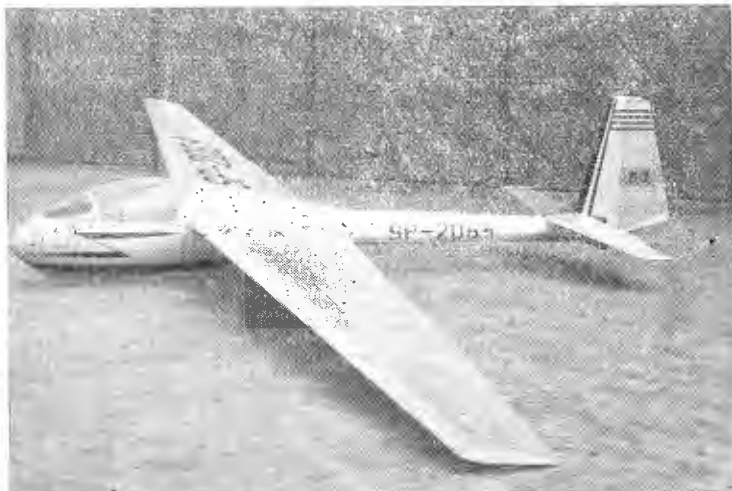
Kronika nasza z obfitujących w obchody i wydarzenia zeszłorocznych Dni Lotnictwa nie byłaby kompletna, gdybyśmy nie poinformowali...



...że w pokazach i „parterowej” akrobacji wziął udział beniaminek naszych prototypów — odrzutowy samolot szkolno-treningowy (pilotowany przez inż. A. Abłamowicza) — „Iskra” skonstruowany w pracowni doc. inż. Tadeusza Sołytki;



...że można było z bliska oglądać prototypy najnowszego krajowego sprzętu lotniczego: zwycięskie w Mistrzostwach Świata w Kolonii szybowce „Zefir” i „Foka”, prototyp szybowca treningowego, całkowicie metalowego „Pliszka” i samolotu holującego „Kania”, prototyp metalowego samolotu szkolnego (dla aeroklubów) M-2 i turystycznego PZL 102B „Kos”, wreszcie 5-osobowego śmigłowca SM-2, pochodnego ze znanej wersji 3-osobowej SM-1.



Zasłużone nagrody MON dla pracowników lotnictwa

Minister Obrony Narodowej przyznał doroczne nagrody za wybitne osiągnięcia w dziedzinie naukowo-technicznej w 1960 roku. Pierwszą nagrodę w wysokości 30 tys. zł otrzymał naczelny konstruktor „Iskry” — mgr inż. Tadeusz Sołytk. Drugą nagrodę (20 tys. zł) min. Spychalski przyznał zespołowi współpracującemu przy silniku do „Iskry”: mgr inż. T. Mirskiemu — za konstrukcję, inż. J. Szotowi — za przygotowanie produkcji, mgr inż. J. Drożdżowi — za przeprowadzenie prób i techn. Cz. Kotowiczowi — za wykonawstwo prototypów.

Obrazy Zarządu Głównego Aeroklubu Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej

Na plenarnym posiedzeniu Zarządu Głównego APRL na jesieni ub.r. akceptowano kandydaturę członków do Komisji FAI, m.in. do Rady Administracyjnej — prezesa APRL S. Antosiewicza, do Komisji Samolotowej — mjr pil. J. Grochowskiego, do Komisji Szybowcowej — mgr inż. J. Bojanowskiego.

Ponadto powołano nowe komisje specjalistyczne APRL: w skład samolotowej weszli: jako przewodniczący — mgr inż. W. Rychter, jako sekretarz — mjr pil. J. Leszek, do szybowcowej: jako przewodniczący — mgr inż. J. Bojanowski, jako sekretarz — mgr J. Adamek, do balonowej weszli m.in.: prof. Fr. Janik i inż. Z. Buzryński.

Przedstawiciele lotnictwa cywilnego NRD w Polsce

Bawiący jesienią roku ubiegłego w Warszawie przedstawiciele Prüfstelle für Luftfahrtgerät (Urzędu Badania Sprzętu Lotniczego) z NRD omawiali z Departamentem Lotnictwa Cywilnego MK możliwości uznawania w obu krajach świadectw sprawności technicznej sprzętu lotniczego. Dodatkowym tematem rozmów była sprawa współpracy przy ustalaniu przepisów budowy sprzętu. Opracowano projekt odpowiadającej umowy oraz program dalszej współpracy.

Z żałobnej karty

Z grona ludzi lotnictwa ubył Rudolf Grzywacz. Wielu z nas nie znało go, gdyż pracował z dala od ruchliwych centrów — w Szybowcowym Zakładzie Doświadczalnym. Ceniony był jako współpracownik w zespołach konstrukcyjnych wielu znanych szybowców, był konstruktorem prowadzącym zwycięskiego w Mistrzostwach Świata 1959 r. szybowca „Mucha Standard”, włożył wiele pracy i serca w sukces „Zefira”.

Opuścił nas również Wiktor Rogalski. Starszemu pokoleniu dobrze znane są zasługi tego skromnego mechanika lotniczego. Jego wiedzy, jego złotym ręką zawdzięczało — między innymi — nasze przedwojenne lotnictwo sportowe światowy rozgłos w erze wielkich samotnych rajdów i zwycięskich challenge'ów.

Z.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO MIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK XI

WARSZAWA, STYCZEŃ — LUTY 1961 r.

ZESZYT 1-2

Gwiazdkami obok liczb porządkowych oznaczone są publikacje znajdujące się w Bibliotece Instytutu Lotnictwa

HYDROAEROMECHANIKA

1* 533.526 ILot

Miezirow I. I.: O turbulentnym pogranicznym słoje niesowierszenowo szimajemowo gazu. O turbulentnej warstwie przyściennej gazu (cieczy) niedoskonałego, ściśliwego. *Praklačna Matematika i Mehanika. Akad. Nauk. SSSR, 1960, t. 24, s. 93—99, rys. 1, poz. bibl. 2.*

Rozpatrzono wyprowadzenie równań warstwy przyściennej dla gazu (cieczy) niedoskonałego ściśliwego (na przykład zdysocjowanego powietrza). Wykazano, że zależności słuszne dla gazu doskonałego i wynikające tylko z równań ruchu, ciągłości i energii, mogą być uogólnione na przypadek gazu niedoskonałego drogą formalnej zamiany w nich temperatury entalpii. Przytoczono przykłady takich zależności. (a).

2* 533.697 ILot

Krzyżanowski J.: Analiza i ocena przydatności metod określania przelotności palisad łopatkowych. *Archiwum Budowy Maszyn, 1959, t. 6, nr 4, s. 595—621, rys. 3, tabl. 8, poz. bibl. 15.*

Współczesne formy wyrażenia używanego do określania przelotności palisad profilów łopatkowych turbin. Przedyskutowano wielkość błędów w ocenie wydatku, z jakim należy się liczyć stosując klasyczne i uściślone formy tego wyrażenia. Przytoczono wyniki pomiaru palisady T-2a typu akcyjnego, wykonane dla określenia współczynników przelotności i przeprowadzono krytykę przydatności badań płaskich palisad, złożonych ze stosunkowo niewielu łopatek przy określaniu przelotności palisad. (a).

3* 533.69.042.3 ILot

Ginzel I., Multhopp H.: Wings with minimum drag due to lift in supersonic flow. Skrzydła o najmniejszym oporze pochodzącym od wyporu w przepływie naddźwiękowym. *J. Aero/Space Scien., 1960, t. 27, nr 1, s. 13—20, 36, rys. 9, poz. bibl. 5.*

R. T. Jones wykazał, że dla otrzymania najmniejszego oporu, dany wypór winien być w ten sposób rozłożony na powierzchni skrzydła, aby sumy odchylenia strug w dół indukowanego przez ten rozkład oraz odchylenia w dół indukowanego w locie odwróconym była stała dla powierzchni skrzydła. To złożone odchylenie w dół może być wyrażone za pomocą całki zawierającej obciążenie jako funkcję współrzędnej w kierunku rozpiętości i w kierunku cięciwy. Praktyczne obliczenia są wykonywane na maszynie elektrycznej. Rozwiązania dostarczają optymalny rozkład obciążenia, miejscowy kąt natarcia (skręt, zakrzywienie itp.) niezbędne dla utrzymania danego rozkładu. Dla wielu kształtów obrysów skrzydeł możliwe jest uzyskanie znacznych zysków w porównaniu ze skrzydłem płaskim. (a).

4* 533.6.013.12 ILot

Roper C. M.: Drag reduction of thin wings at supersonic speeds by the use of camber and twist. Zmniejszenie oporu cienkich skrzydeł przy prędkościach naddźwiękowych dzięki zastosowaniu zakrzywienia profilu oraz skreślenia skrzydła. *ARC, Rep. Memor nr 3132, 1959, s. 79, rys. 15, tabl. 14, poz. bibl. 43.*

Zastosowano zakrzywienie profilu oraz skreślenie skrzydła do zagadnienia zmniejszenia oporu pochodzącego od kąta natarcia dla cienkich skrzydeł trójkątnych lub skrzydeł w strzałę przy prędkościach naddźwiękowych, lecz o krawędziach natarcia poddźwiękowych oraz krawędziach spływu naddźwiękowych lub dźwiękowych. Na ogół brzeg natarcia w strzałę zwiększa maksymalne procentowe zmniejszenie oporu dla danego wyporu, jeśli zaniedbać siły zasysania; natomiast zmniejsza maksymalne zmniejszenie dla mniejszych wartości $tg\gamma/tg\alpha$, oraz zwiększa maksymalne zmniejszenie dla wartości $tg\gamma/tg\alpha$ bliskich jedności, jeśli uwzględnić siły zasysania. (a).

MECHANIKA LOTU

5* 531.231 ILot

Dubski J.: Metoda stanoveni momentu setrvačnosti libovolnych rovinnych obrazch pomoci siti. Metoda określenia momentu bezwładności dowolnych płaskich figur za pomocą siatki. *Zprawodaj VZLÚ, 1959, nr 5(17), s. 39, rys. 8, tab. 1, poz. bibl. 3.*

W artykule opisana jest metoda obliczania momentu bezwładności dowolnych figur płaskich za pomocą siatki. Praca podaje wywód teoretyczny oraz praktyczne doświadczenia pracownika ZIS, który używa tej metody już od trzech lat. Szybkość pracy tą metodą zawdzięcza się głównie jej prostocie, obliczenie momentów bezwładności dowolnych figur można też powierzyć mniej doświadczonemu pracownikowi. Warunkiem jest jednak posiadanie odpowiednich siatek o różnych stałych. Metoda ta nadaje się szczególnie przy statycznym i dynamicznym obliczaniu nieprzyrzmacalnych łopatek maszyn wirnikowych, gdzie trzeba brać pod uwagę przeciętnie 5 profili na każdej łopacie. (a).

6* 533.6.013.8:629.135.21 ILot

Jones D. T.: Power spectrum analysis of gust loads on the Comet wing and tailplane. Analiza widma sił od obciążeń podmuchowych na skrzydle i opierzeniu poziomym samolotu Comet. *ARC, Cur. Pap. nr 465, 1960, s. 15, rys. 7, poz. bibl. 6.*

Analiza pomiarów przyspieszenia normalnego (prostopadłego) i siły obciążenia zarejestrowanych na samolocie Comet lecącym w turbulentnym powietrzu na dużej i małej wysokości. Stwierdzono, że przyrosty przyspieszenia normalnego w środku ciężkości samolotu oraz siła na skrzydle i opierzeniu poziomym ulegają rezonansowi, gdy drgania skrzydła i opierzenia poziomego są wzmacniane przez turbulencję. Podano ocenę skutków wzmacniania na skutek rezonansu. (a).

7* 533.6.013:629.13.014.65 ILot

Richards P. F.: The estimation of tail loading due to elevator — induced pitching manoeuvres. Part. I. Qualitative discussion. Ocena obciążenia ogona spowodowanego ruchami nachylającymi wywołanymi sterem wysokości. Cz. I, dyskusja jakościowa. *Aircraft Engng., styczeń 1960, t. 32, nr 371, s. 2—15, rys. 18, poz. bibl. 14.*

Podano opis manewru, zakładając ruchy steru wysokości oraz metodę obliczania różnych wynikających wielkości. Rozszerzono analityczny sposób Czajkowskiego podany dla manewru nie kontrolowanego, na przypadek manewru kontrolowanego i dokonano porównania tych dwóch rodzajów manewrów. Również wzięto pod uwagę zastosowanie niniejszej pracy do przypadku uszkodzenia systemu zasilającego pilota automatycznego, które powoduje rużanie sterowaniem steru wysokości. Wpływ wymiarów samolotu, ciężaru, położenia środka ciężkości, prędkości postępowej i wysokości lotu na różne wielkości. (a).

8* 533.6.013 ILot

Huss C. R., Donegan J. J.: Effect of the proximity of wing first-bending frequency and the short — period frequency of the airplane dynamic — response factor. Wpływ bliskości pierwszej częstotliwości gnącej skrzydła i częstotliwości krótko okresowej na współczynnik dynamicznego reagowania samolotu. *NASA TR R-12, 1959, s. 20.*

Wyniki przedstawiono w postaci wstępnych kart projektowych, dających porównanie pomiędzy współczynnikami reagowania dynamicznego przypadku półszywnego i przypadku krótkiego okresu samolotu, oraz pomiędzy współczynnikami reagowania dynamicznego w przypadku półszywnym i wartością odpowiadającą stanowi trwałemu reagowania samolotu krótkim okresem podłużnym. Karty te mogą być użyte dla oceny skutków pierwszego rzędu dodania stopnia swobody gnięcia skrzydła na współczynnik reagowania dynamicznego krótkookresowego i na współczynnik maksymalnego reagowania dynamicznego w porównaniu z reagowaniem stanem trwałym układu. (a).

ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE W KONSTRUKCJACH LOTNICZYCH

9* 620.178.3 ILot

Sotek J.: Rešení stability vibračního zesilovače v oborunických kmitů pro všechny případy zátěže. Określenie stabilności wibracyjnego wzmacniacza w zakresie niskich częstotliwości drgań dla wszystkich przypadków obciążenia. *Zprawodaj VZLÚ, 1959, nr 5(17), s. 45, rys. 14, poz. bibl. 7.*

Artykuł dotyczy zagadnienia stabilności wzmacniacza niskich częstotliwości w dolnym zakresie częstotliwości. Generator niskiej częstotliwości pobudza badaną konstrukcję do drgań sinusoidalnych za pośrednictwem wzmacniacza i wzbudnika. Wzbudnik może stanowić dla wzmacniacza obciążenie omowe, indukcyjne lub pojemnościowe, a w ten sposób oddziaływać na zamknięty układ regulacji utworzony przez wzmacniacz objęty prądowym sprzężeniem zwrotnym. Warunki stabilności wyprowadzono z kryterium Hurwitza, oraz zilustrowano przy pomocy wykresów charakterystyk częstotliwościowych. (a).

10* 621—226.2:534.372 ILot

Leclers J.: Banc d'excitation et de mesures pour ailettes de compresseur ou de turbine. Stoisko do badań drgań łopatek sprężarkowych i turbinowych. *Rech. Aeron., wrześ. — paźdz. 1959, nr 72, s. 43—45, rys. 2, poz. bibl. 3.*

Opisane stoisko do badania drgań łopatek sprężarkowych i turbinowych umożliwiła uzyskanie dużych wartości amplitud drgań oraz wysokiej dokładności pomiarów. Na tym stoisku można przeprowadzić pomiar częstotliwości drgań własnych, określić postacie drgań rezonansowych oraz ich charakterystyki sprężyste, masowe i tłumienia. Umożliwia ono także określenie wysokości naprężeń powstałych od drgań rezonansowych łopatek.

M. Rabenda

WYPOSAŻENIE AERODYN

- 11* 629.13.061 ILOt
Kalaš K.: Hydraulické pohony v letectví. **Hydrauliczne napędy w lotnictwie.** Zprawodaj WZLU, 1959, nr 5(17), s. 53, rys. 2 tabl. 1.
Autor w jasny i zrozumiały sposób daje przegląd dzisiejszego stanu instalacji hydraulicznych w lotnictwie. Rozważa ich zalety, zaznacza możliwości ich przyszłego rozwoju w Czechosłowacji i podaje przykłady oznaczania instalacji oraz instalacyjnych schematów. (a).

SILNIKI LOTNICZE

- 12* 621.455:629.136.3 ILOt
Niesytto J., Šep Z.: Programowanie ciągu rakiet wielostopniowych. **Biuletyn WAT**, 1960, r. 9, nr 1(90), s. 35-64, rys. 12, poz. bibl. 9.
Efektywne rozwiązanie zagadnienia w przypadkach stosowanych w praktyce, tzn. w przypadku stałego ciągu w obrębie jednego stopnia (np. silniki na paliwo stałe) lub skokowo zmiennej ciągu w obrębie każdego stopnia (np. silniki na paliwo płynne). Niezależnie od zagadnienia ekstremalizacji podano rozwiązanie — metodą Picarda — równania ruchu pionowego rakiety jako ciała o zmiennej masie. Współczynniki gęstości masy powietrza, oporu aerodynamicznego oraz prędkości dźwięku, które są eksperymentalnie wyznaczonymi funkcjami wysokości i prędkości lotu rakiety, są aproksymowane wielomianami dowolnego stopnia. (a).

- 13* 621.45.056 ILOt
Winterfeld G.: Ähnlichkeitskennzahlen bei Verbrennungsvorgängen in Brennkammern von Strahltriebwerken. **Parametry podobieństwa procesów spalania w komorach spalania turbin spalinowych.** DVL — Bericht nr 94, 1959, s. 40, rys. 1.
Opierając się na zidealizowanym pojęciu procesu spalania w komorach spalania określono z praw zachowania masy, ilości ruchu i energii — parametry podobieństwa. Ponadto na podstawie obserwacji sformułowano dodatkowe warunki, które ułatwiają realizację podobieństwa dwu procesów. Zastosowanie parametrów podobieństwa i wyżej wymienionych warunków dodatkowych do procesów w komorze daje dobre skale przeliczeń zarówno dla całkowitego podobieństwa jak i dla częściowego podobieństwa. Przedyskutowano zastrzeżenia z powołaniem się na zastosowanie praw podobieństwa dla rzeczywistych przypadków. (a).

SPRĘŻARKI SILNIKÓW LOTNICZYCH

- 14* 621.51:533.697 ILOt
Clark E. L., Ordway D. E.: An experimental study of jet — flap compressor blades. **Badania doświadczalne łopatek sprężarek z kłapą strumieniową.** J. Aero/Space Scien., 1959, t. 26, nr 11, s. 698-732, 738, rys. 9, poz. bibl. 13.
Badania nad określeniem możliwości zastosowania kłapy strumieniowej celem poprawienia charakterystyki łopatki sprężarki osiowej. Badano łopatkę o profilu NACA nr 65/12/10 z pogrubioną krawędzią spływu. Opisano rozwiązanie konstrukcyjne wnętrza łopatki z drążonym kanałem wewnętrznym oraz szczegóły na temat przepływu strumienia przez szczelinę. Wyniki przedstawiono w postaci pomierzonych wartości kątów obrotu, przyrostu ciśnienia i współczynnika siły nośnej. Badania te przeprowadzone były pod kątem uniknięcia stosowania łopatek nastawnych. (a).
- 15* 621.51:533.697 ILOt
Wood M. D.: Theoretical and experimental studies of stall propagation in rows of axial flow compressor blades. **Studium teoretyczne i badania laboratoryjne zjawiska oderwania w palisadach łopatkowych sprężarek osiowych.** Aeronaut. Quart., 1959, t. 10, cz. 3, s. 345-360, rys. 9, poz. bibl. 7.
Przeprowadzono pomiary prędkości przemieszczania się „obszarów oderwania” na palisadach składających się z 9 i z 66 takich samych łopatek. Prędkości zmierzone były jednakowe zarówno w przypadku palisady o 9 łopatkach, jak i palisady o 66 łopatkach. Stwierdzono, że prędkość przemieszczania się „obszarów oderwania” obliczona przy pomocy teorii małych zaburzeń jest o 25% wyższa od prędkości zmierzonej w przypadku wieńca wirującego, podczas, gdy w przypadku palisad nieruchomych rozbieżność ta sięga rzędu 400%. (a).

TŁUMIKI HAŁASU

- 16* 534.83:621.45 ILOt
Fricke W., Kamiński R. K.: Airborne noise. Its simulation and effect on components. **Hałas pochodzenia lotniczego, jego naśladowanie, wpływ na pewne urządzenia.** Aero/Space Engng. 1959, t. 10, nr 12, s. 47-53, rys. 17, poz. bibl. 17.
Zależności związane z rozkładem natężenia i częstości drgań akustycznych w przestrzeni na zewnątrz i wewnątrz jednostek napędzanych silnikami odrzutowymi w przypadku lotu w atmosferze. Omówiono rozwiązania konstrukcyjne urządzeń (komór akustycznych) do badania wpływu natężenia i częstości drgań na wytrzymałość i poprawną pracę układu sterującego pocisków, oraz wyniki badań nad określeniem tego wpływu na poszczególne elementy układu. A. Kowalewicz
- 17* 553.6.01:534.83 ILOt
Ribner H. S.: The sound generated by interaction of a single vortex with a shock wave. **Dźwięk wytwarzany przez wzajemne oddziaływanie pojedynczego wiru i fali uderzeniowej.** UTIA Report nr 61, 1959, s. 11, rys. 13, (15487/533.6.01).
Zbadano przejście szerokiej strony kolumnowego wiru przez falę uderzeniową. Wir rozłożono za pomocą przekształcenia Fouriera na

plaskie sinusoidalne fale tnące rozłożone według symetrii promieniowej. Plaskie fale dźwiękowe wytwarzane przez każde wzajemne oddziaływanie fali tnącej z falą uderzeniową, znane z poprzedniej pracy zostają odtworzone w całości Fouriera. Fale posiadają powłokę, która jest właśnie rosnącą cylindryczną falą dźwiękową, częścią, która jest właśnie rosnącą cylindryczną falą dźwiękową, częściowo odciętą przez falę uderzeniową. Fala dźwiękowa jest centrościowo odcięta przez falę uderzeniową (zmodyfikowanym), a szczytowe ciśnienie wana przenoszonym wirum (zmodyfikowanym), a szczytowe ciśnienie maleje odwrotnie do pierwiastka kwadratowego rosnącego promienia. Natężenie fali zmienia się gładko wzdłuż łuku, od sprężenia na jednym przecięciu z falą uderzeniową do rozrzedzenia na drugim przecięciu. Dokonano porównania z wynikami doświadczonym w rurze uderzeniowej i heurystyczną teorią Hollingswortha i Richardsa w Anglii. (a).

- 18* 621.45:622.85:623.746 ILOt
Meister F. J., Ruff S.: Über den Lärm von militärischen Düsenflugzeugen im Bereich von Flugplätzen der Luftwaffe und seine Wirkung auf die Bewohner der Umgehung. **O hałasie wywołanym przez wojskowe samoloty odrzutowe w wojskowych portach lotniczych i jego oddziaływaniu na mieszkańców okolicy.** DVL — Bericht nr 83, 1959, s. 25, rys. 19, (15401/612.85).
W celu uzyskania danych na temat hałasu wywołanego przez jednostki wojskowe, dokonano pomiarów w wojskowych bazach lotniczych i następnie wyniki porównano z hałasem powstającym na publicznych drogach i liniach kolejowych. Z porównania tego wyników wymagania odnośnie ustalenia najmniejszych wysokości lotu. (a).

MATERIAŁOZNAWSTWO

- 19* 629.018.5:629.13.002.3 ILOt
Rogulski A.: O przewodności cieplnej niektórych materiałów stosowanych w przemyśle lotniczym. **Techn. Lotn.**, 1959, r. 14, nr 1, s. 14-18, rys. 9, tabl. 2, poz. bibl. 20.
Przewodność cieplna niektórych stopów stosowanych w przemyśle lotniczym w powiązaniu z charakterem ich struktury oraz właściwościami elektrycznymi. Podano wzory, wykresy oraz tabele z wielkościami przewodności cieplnej dla niektórych stopów omawianych w tekście, w kilku różnych temperaturach. (a).
- 20* 663.3:629.13.002 ILOt
Kasatkov I. P., Filatow G. W.: Primienienie epoksidnowo kleja pri izgotowlenii tehnologičeskoj osnastki. **Zastosowanie kleju epoksydowego do budowy wyposażenia technologicznego.** Mosk. Awiac. Techn. Inst., Trudy Instituta, 1959, nr 36, s. 63-67, tabl. 1.
W krótkiej wzmiance omawiają autorzy celowość stosowania połączeń klejowych, cechy a zwłaszcza wady dotychczas stosowanych klejów oraz podają recepty i zastosowanie nowych klejów epoksydowych, cechujących się większą technologicznością i jakością uzyskanych połączeń. M. Kwiatkowski
- 21* 620.179.1:621-226.2 ILOt
Inspection by resonance. **Rozonansowa metoda kontroli jakości łopatek.** Aircr. Prod., 1959, t. 21, nr 10, s. 336-333, rys. 41.
Artykuł omawia jedną z licznych metod kontroli jakości łopatek turbin i sprężarek, wyróżniającą się niską czasochłonnością, posiadającą tym samym szczególnie duże znaczenie przy okresowej kontroli wirników. Metoda polega na pomiarze częstości rezonansowej mechanicznych drgań łopatek, która — jak wykazały badania — jest w dużym stopniu powiązana z ich wymiarami, kształtem oraz jakością materiału. W skład aparatury pomiarowej wchodzi takie podzespoły, jak oscylator, generator prądów wirowych, oscylograf, licznik częstości drgań oraz detektor drgań. W artykule podano wiele interesujących z praktycznego punktu widzenia szczegółów odnoszących się zarówno do aparatury, jak i metod badania łopatek. A. Rogulski

WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

- 22* 621.984.2:669.295-415 ILOt
Selmer Ed.: Hot-forming titanium with adjustable — section dies. **Przystosowanie prasy do tłoczenia na gorąco blach tytanowych na konstrukcje przekładkowe.** Tool Engnr., 1959, t. 42, nr 2, s. 101-103, rys. 4.
Większe blachy na konstrukcje przekładkowe tłoczy się stopniowo po jednej „fali” za pomocą dwu stempli: tłoczącego i przytrzymującego. W blachach o mniejszej szerokości można tłoczyć wszystkie „fale” równocześnie. Temperatura tłoczenia 1200 °F (612 °C). Nacisk 1150 ton. W górnej części matrycy wmontowano spirale grzejne o mocy łącznej 280 kW. Moc każdej spirali 5800 W. Dolna część matrycy chłodzona wodą dla ochrony prowadnic i mechanizmu podziałowego (sterowanego automatycznym siłownikiem pneumatycznym). Regulacja temperatury automatyczna, jako czujniki zastosowano trzy termoelementy chromel-alumel. Przed tłoczeniem smaruje się blachy „ceramicznym” smarem o charakterze szkła sodowo-borowo-aluminiowego. T. Vorbrodt
- 23* 621.983:629.13.002 ILOt
Explosive forming. **Podstawy fizyczne formowania „wybuchowego”.** Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 2, s. 62-65, rys. 4, poz. bibl. 14.
Formowanie „wybuchowe” jest rozwiązaniem konwencjonalnych metod obróbki metali. Obecnie jest jeszcze mało doświadczony w tej dziedzinie i dostępnych informacji, na których można by oprzeć spodziewane rezultaty. W artykule rozpatrzono teoretyczne podstawy zjawisk towarzyszących wyładowaniu dużej ilości energii przy wybuchu w zastosowaniu do formowania elementów z blachy. (a).

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 183). 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.

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

WYDAWNICTWA NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

Spis treści za rok 1960

Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona	Dział
Zagadnienia ogólnolotnicze				
	Sekcja Lotnicza SIMP do inżynierów i techników zainteresowanych lotnictwem	2	33	
	O nowe kierunki w technologii produkcji przemysłu lotniczego	3	65	
	Ścisłe powiązanie „Techniki Lotniczej” z technicznym aktywnym lotniczym — podstawowym warunkiem dalszego istnienia czasopisma	4	97	
W. Sołtyk	Artykuł optymistyczny i postulaty	5	129	
	Perspektywy pracy przemysłu lotniczego	5	150	
S. Sulikowski	IV Kongres Techników Polskich a doświadczenia Związku Radzieckiego przy wprowadzaniu postępu technicznego	6	161	
	Lotnicze wrażenia z Czechosłowacji	6	185	
Aerodynamika i mechanika lotu				
J. Sandauer	Obciążenie usterzenia wysokości szybowca podczas brutalnego sterowania, cz. I	5	131	P.K.
Z. Brodzki	Szybowcowe profile laminarne	5	okł.	
J. Sandauer	Obciążenie usterzenia wysokości szybowca podczas brutalnego sterowania, cz. II	6	162	
Silniki lotnicze				
W. Kordziński	Osiągnięcia firmy D. Napier & SON w dziedzinie silników lotniczych	1	23	
Z. Brodzki	Jony, plazmy i fotony (Napędy statków kosmicznych)	2	34	
J. Chomiak, A. Kowalewicz	Zastosowanie analogii hydraulicznej do ilościowych badań gazodynamicznych	3	66	
A. J. Tieslenko	Obłodzenie silników odrzutowych	3	88	
Cz. Puzyna	Pomiary oraz zwalczanie hałasu samolotów i silników lotniczych	4	98	
W. Kordziński	Komora spalania silników turbinowych z oddzielną przestrzenią tworzenia mieszanki paliwowo-powietrznej	4	103	
W. Kordziński	Silnik dwuprzepływowy General Electric CJ805-23	5	154	
A. Kowalewicz	Praca dyfuzorów wlotowych w zmiennych warunkach, cz. II	6	165	
I. Auerbach	Wybór metody obliczania częstości drgań własnych łopatek turbiny	6	169	
M. Rabenda	Uproszczona metoda obliczania powłoki stożkowej obciążonej równomiernie rozłożonym ciśnieniem	6	174	
Osprzęt i wyposażenie				
R. Józwiak	Pomiar ciśnienia statycznego na samolocie	4	108	
T. Missala	Stabilizacja napięcia i częstotliwości prądnic i przetwornic lotniczych	5	140	
Technologia i materiałoznawstwo				
T. Wiślicki	Kształtowanie profili i rur, cz. I	1	11	
S. Scheffs	Lutowanie aluminium i jego stopów, cz. I	1	17	
T. Wiślicki	Obróbka skrawaniem stopów lekkich i tytanu, cz. III	1	okł.	P.K.
T. Wiślicki	Kształtowanie tworzyw sztucznych, cz. I	1	okł.	P.K.
S. Szulc, A. Latour, B. Zdunek	Badanie gładkości powierzchni przy obróbce stopu żaroodpornego typu NIMONIC 80	2	44	
T. Wiślicki	Kształtowanie profili i rur, cz. II	2	52	
T. Wiślicki	Kształtowanie tworzyw sztucznych, cz. II	2	okł.	P.K.
T. Wiślicki	O nowe kierunki w technologii produkcji przemysłu lotniczego	3	65	
S. Scheffs	Lutowanie aluminium i jego stopów, cz. II	3	77	

Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona	Dział
T. Wiślicki	Kształtowanie tworzyw sztucznych, cz. III	3	okł.	P.K.
T. Wiślicki	Zgrzewanie stopów lekkich w budowie samolotów	4	113	
S. Szulc, A. Gołędzinowski	Zmiana pozornej twardości tarczy przez regulację prędkości przedmiotu	5	149	
Konstruowanie maszyn latających				
P. Morelli	Cieężar szybowców jako funkcja ich głównych parametrów geometrycznych	1	1	
J. Lange	Rysunki aksonometryczne wykonywane nową metodą „rzutowania bezpośredniego”	1	5	
A. Skarbiński	Problem śrub stosowanych w konstrukcjach szybowcowych	6	178	
Automatyka				
J. Morawski	Pilot jako czion układu kierowania samolotu	2	40	
Produkcja				
T. Wiślicki	Obróbka skrawaniem stopów lekkich	1	okł.	P.K.
T. Wiślicki	Kształtowanie profili i rur, cz. I	1	11	
T. Wiślicki	Kształtowanie tworzyw sztucznych, cz. I	1	okł.	P.K.
T. Wiślicki	Kształtowanie tworzyw sztucznych, cz. II	2	okł.	P.K.
T. Wiślicki	Kształtowanie profili i rur, cz. II	2	52	
T. Wiślicki	Kształtowanie tworzyw sztucznych, cz. III	3	okł.	P.K.
T. Wiślicki	O nowe kierunki w technologii produkcji przemysłu lotniczego	3	65	
T. Wiślicki	Kształtowanie tworzyw sztucznych, cz. IV	4	okł.	P.K.
T. Wiślicki	Zgrzewanie stopów lekkich w budowie samolotów	4	113	
W. Sołtyk	Perspektywy pracy przemysłu lotniczego	5	150	
A. Skarbiński	Problem śrub stosowanych w konstrukcjach szybowcowych	6	178	
Lotnicze słownictwo techniczne				
S. Witkowski	Laminarny — układny. Turbulentny — burzliwy	1	30	
Nowości techniczne				
		4	119	
		5	157	
		6	182	
Z lotnictwa komunikacyjnego				
		4	125	
		6	188	
Na półkach księgarskich				
	Przegląd książek polskich i obcych, które ukazały się w okresie sprawozdawczym	1	30	
		2	63	
		3	93	
		4	123	
Kronika				
	Kronika Koła Lotniczego SIMP, notatki o ważniejszych wydarzeniach lotniczych, komunikaty, okólniki, konferencje itp.	1	64	
		4	126	
		5	158	
		6	190	
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa				
		1	64	
		3	94	
		4	127	
		5	159	
		6	191	
Pomoce Konstruktorskie „Techniki Lotniczej“				
T. Wiślicki	Obróbka skrawaniem stopów lekkich i tytanu, cz. III	1	okł.	
T. Wiślicki	Kształtowanie tworzyw sztucznych, cz. I	1	okł.	
T. Wiślicki	Kształtowanie tworzyw sztucznych, cz. II	2	okł.	
T. Wiślicki	Kształtowanie tworzyw sztucznych, cz. III	3	okł.	
T. Wiślicki	Kształtowanie tworzyw sztucznych, cz. IV	4	okł.	
Z. Brodzki	Szybowcowe profile laminarne	5	okł.	
E. Lewalska	Aerodynamika, cz. I. Opory szkodliwe	6	okł.	

Jak wykazały wyniki badań, zmniejszane się wartości C_x dla pocisku jest proporcjonalne do zmniejszania się średnicy dna pocisku. Zmiana pochylenia krzywych $C_x = f\left(\frac{d}{D}\right)^2$ występująca na skutek zmiany Ma świadczy o wzrastającym udziale oporu tarcia w całkowitej wartości oporu.

W wyniku nagromadzenia materiału doświadczalnego w CAGI opracowano metodę przeliczenia współczynnika oporu dla brył podobnych do badanych i dla zakresu prędkości $1,1 < Ma < 3$. Wykres (l. p. 27) przedstawia zależność funkcji ψ od Ma . Funkcję ψ określono wzorem

$$\psi = \sqrt{1 + C_x \frac{\pi}{8} Ma}$$

Zależność $\psi = f(Ma)$ ma charakter liniowy i można określić ją analitycznie:

$$\psi = a + bMa$$

$$C_x = \frac{8(a + bMa)^2 + 1}{\pi Ma^2}$$

Wyniki doświadczeń przeprowadzonych w CAGI pozwalają stwierdzić, że a i b zależą od $\left(\frac{d}{D}\right)^2$

$$a = 0,932 + 0,023 \left(\frac{d}{D}\right)^2$$

$$b = 0,121 + 0,0072 \left(\frac{d}{D}\right)^2$$

Dociekania teoretyczne pozwoliły ustalić współczynniki oporu dla ciał obrotowych, zbliżonych do kształtów kadłubów. Obliczenia przeprowadzono głównie za pomocą trzech metod:

- 1) teorii linearyzacji,
- 2) teorii Van Deyke'a,
- 3) metodą charakterystyk.

Wyżej podano, że całkowity opór bryły obrotowej w przepływie naddźwiękowym składa się z trzech podstawowych części:

- 1) oporu falowego,
- 2) oporu tarcia,
- 3) oporu dennego.

Opór falowy zależy od: kształtu przedniej części — noska kadłuba, kształtu tylnej części kadłuba oraz wzajemnego wpływu przedniej i tylnej części (interferencji).

Opór tarcia zależy od powierzchni całkowitej oraz charakteru warstwy granicznej.

Opór denny występuje tylko przy tępo zakończonych kadłubach i wynika z zaburzeń w rozkładzie ciśnienia, występujących za dnem. W przepływach przydźwiękowych największą rolę odgrywa opór falowy. Udział procentowy oporu falowego w ogólnej wartości oporu maleje wraz ze wzrostem liczby Macha. Odwrotnie zjawisko występuje w przypadku oporu tarcia.

Wykresy (l. p. 28 i 29) przedstawiają typowe przykłady wpływu kształtu przedniej części kadłubów na wartość oporu falowego dla różnych liczb Macha przepływu niezakłóconego.

Wykres l. p. 28 uzyskano przy założeniu, że przepływ jest nielepki i kąt natarcia zerowy.

W przypadku, gdy kąt wierzchołkowy jest zawarty w granicach $0-40^\circ$, błąd w obliczeniu współczynnika oporu falowego przedniej części kadłuba jest mniejszy od 5%.

Podobnie jak poprzednio, założono przepływ nielepki i zerowy kąt natarcia. Łuk paraboli przedniej części jest styczny do środkowej części kadłuba. Powyższy wykres można stosować, gdy łuk przedniej części kadłuba jest łukiem koła.

W przypadku, gdy styczne do obrysu przedniej części kadłuba tworzą z osią kadłuba kąt, którego tangens jest mniejszy od 0,4, błąd w obliczeniu współczynnika oporu falowego jest mniejszy od 5%.

Na wykresach (l. p. 30 i 31) przedstawiony jest opór falowy tylnej części kadłuba w zależności od kształtu zakończenia kadłuba przy różnych liczbach Macha przepływu niezakłóconego dla zerowego kąta natarcia. W obliczeniach przyjęto założenie, że przepływ jest nielepki oraz nie uwzględniono oporu dennego.

Wykres l. p. 30. W przypadku, gdy kadłub zakończony jest stożkiem nie ściętym ($R_0 = 0$), można obliczyć opór falowy tylnej części kadłuba, postępując się teorią opracowaną dla brył smukłych:

$$C_{x \text{ falowy}} \left(\frac{l_t}{R_1}\right)^2 = \left(2 \log \frac{2l_t/R_1}{e \sqrt{\pi^2 - 1}}\right) - 1$$

W tym przypadku błąd będzie mniejszy od 5%, tylko wówczas, dy

$$\frac{\sqrt{M^2 - 1}}{l_t/R_1} < 0,10$$

Wykres l. p. 31 z wystarczającą dokładnością można stosować w przypadku, gdy obrys tylnej części kadłuba stanowi łuk koła, nie paraboli.

Dla brył obrotowych smukłych, ostro zakończonych, można określić opór falowy za pomocą wzoru

$$C_{x \text{ falowy}} \left(\frac{l_t}{R_1}\right)^2 = \frac{14}{3}$$

Podobnie, jak poprzednio, błąd będzie mniejszy od 5%, tylko, gdy

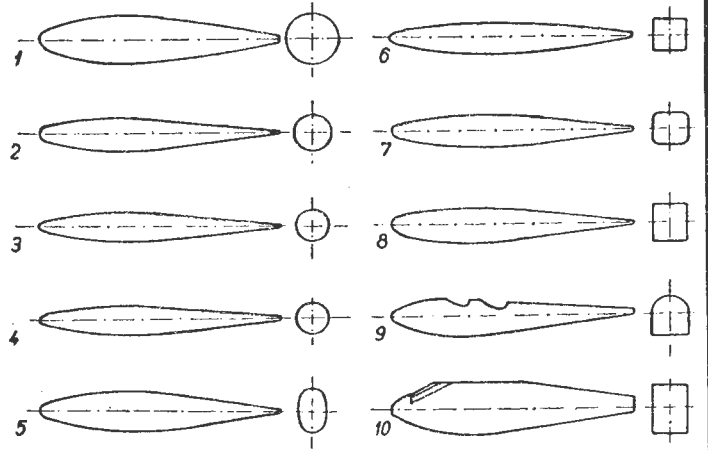
$$\frac{\sqrt{M^2 - 1}}{l_t/R_1} < 0,10$$

Ćciąg dalszy nastąpi.

Wielkości $C_{znad} \cdot S_{znad}$

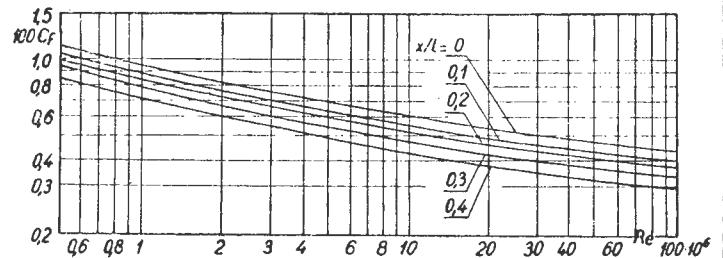
	Mysliwiec	Bombowiec
Antena	0,012	0,016
Kółko ogonowe	0,01	0,023
Karabin maszynowy	0,01	0,03

16. Wpływ anteny, kółka ogonowego, i karabinu maszynowego.

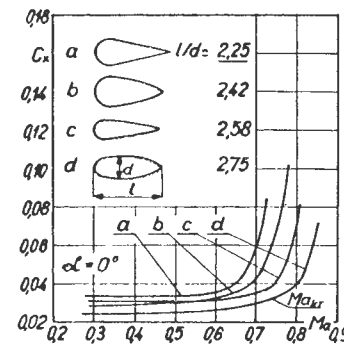


Nr. kadłuba	l_k	λ	C_x		
			$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = 20^\circ$
1	300	4,7	0,037	0,061	0,154
2	400	6,3	0,042	0,078	0,188
3	500	7,8	0,043	0,077	0,222
4	600	9,4	0,044	0,091	0,275
5	600	6,2	0,060	0,072	0,139
6	600	7,1	0,063	0,122	0,413
7	600	7,1	0,059	0,103	0,299
8	600	7,0	0,055	0,113	0,361
9	600	7,2	0,120	0,150	0,359
10	600	5,5	0,088	0,142	0,309

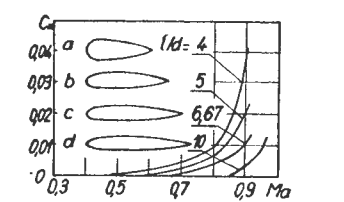
17. Wyniki badań Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie



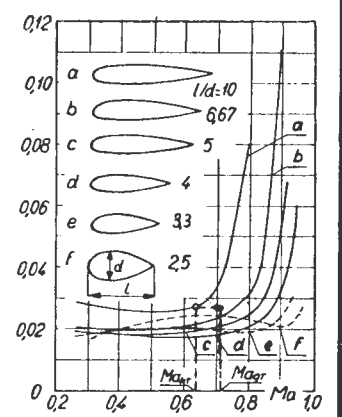
18. Zależność $C_f = f(Re)$ dla różnych wielkości x/lx



19. Wpływ wydłużenia i kształtu przedniej części bryły na wielkość Ma krytyczną.



20. Wpływ wydłużenia i kształtu przedniej części bryły na wielkość Ma krytyczną.



21. Wpływ wydłużenia i kształtu przedniej części bryły na wielkość Ma krytyczną.

