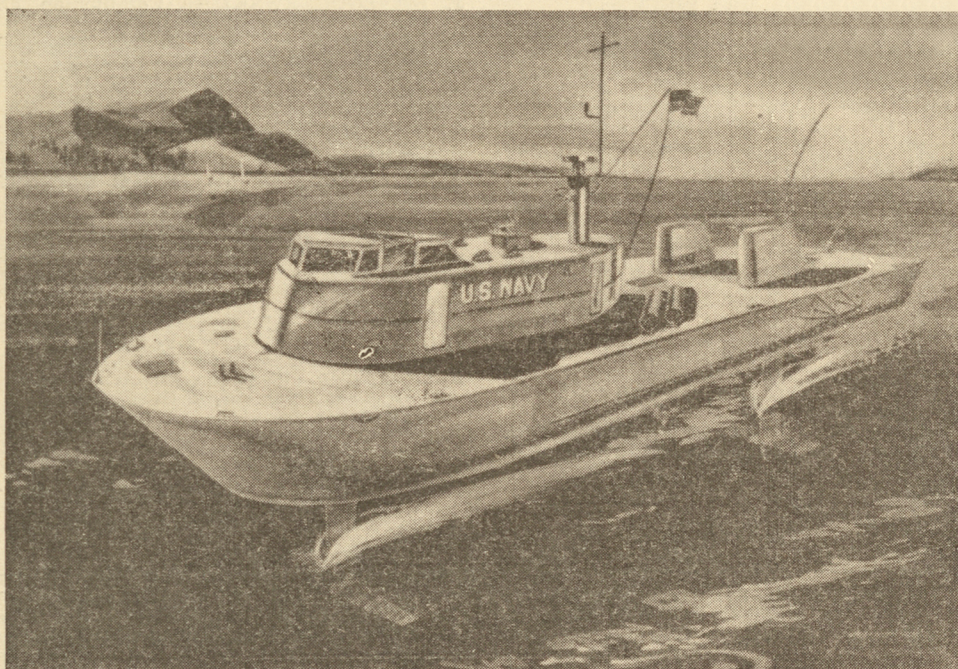


10

TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH
PAŹDZIERNIK 1962



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

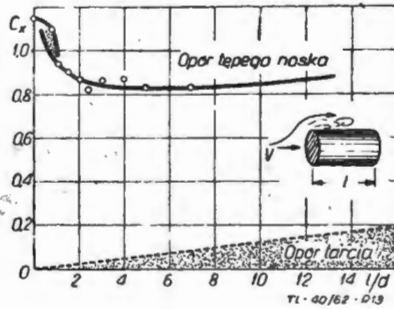
Opory części drobnych

cz. II

Zebrała i opracowała mgr inż. E. Lewalska

Opory cylindrów

1. Opory cylindra o przekroju kołowym, którego oś jest zgodna z kierunkiem prędkości strumienia powietrza, przedstawia w zależności od stosunku długości do średnicy przekroju czołowego rys. 13. Współczynnik oporu odniesiony jest do przekroju czołowego.



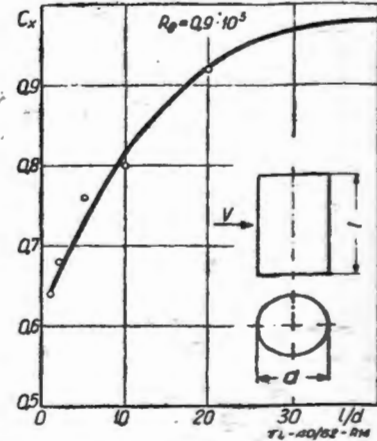
Rys. 13. Zależność współczynnika oporu cylindra kołowego o ost zgodnej z kierunkiem przepływu od stosunku długości cylindra do średnicy przekroju czołowego

2. Opory cylindra o przekroju kołowym, którego oś jest prostopadła do kierunku prędkości przepływającego powietrza, są przedstawione w tabeli 3 i na rys. 14.

Współczynniki oporu odniesione są do powierzchni czołowej ($S_{odn} = l \cdot d$).

Tabela 3

$\frac{l}{d}$	1,0	2,0	5,0	10,0	20,0	40,0
C_x	0,64	0,68	0,76	0,80	0,92	0,98



Rys. 14. Zależność współczynnika oporu cylindra kołowego o osti prostopadłej do kierunku przepływu od stosunku długości cylindra do średnicy przekroju czołowego

(dalszy ciąg na str. 315)

TREŚĆ

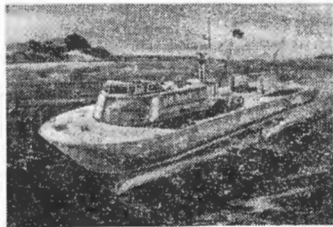
	str.
Lotnictwo w ramach RWPG	285
R. JÓŹWIAK — Projektowanie wygiętych kanałów	286
J. GRZEGORZEWSKI — Komory spalania lotniczych silników turbinowych, cz. III	291
Z. ŁAPIŃSKI — Dobór obciążeń badawczych w laboratoryjnych badaniach zmęzeniowych, cz. II	297
Nowości techniczne	306
Terminologia lotnicza	309
Z lotnictwa komunikacyjnego	312
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	313
Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej — E. LEWALSKA: Opory części drobnych, cz. II;	II okł.
A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Stale żarowytrzymałe i żaroodporne — dokończenie z zeszytu 9/62	IV okł.

CONTENTS

	page
Aviation of RWPG	285
R. JÓŹWIAK — Designing of curved passages	286
J. GRZEGORZEWSKI — Combustion chambers of aircraft turbine engines, part III	291
Z. ŁAPIŃSKI — Choosing of test loadings in laboratory fatigue tests, part II	297
Technical news	306
Aviation terminology	309
From communication aviation	312
Aviation Documentation Review	313
Designer's Data Sheets — E. LEWALSKA: Drags of fine elements, part II;	II cov
A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Finding from copy 9.62	IV cov

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
Авиация RWPG	285
R. JÓŹWIAK — Проектирование изогнутых каналов	286
J. GRZEGORZEWSKI — Камеры сгорания авиационных газотурбинных двигателей, ч. III	291
Z. ŁAPIŃSKI — Подбор испытательных нагрузок в лабораторных испытаниях усталости, ч. III	297
Технические новости	306
Авиационная терминология	309
Из транспортной авиации	312
Документальный обзор авиации	313
Конструкторские пособия — E. LEWALSKA — Сопротивления мелких деталей, ч. II;	II об.
A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI — Окончание из номера 9/62	IV об.



NASZA OKŁADKA

Wodolot Boeing napędzany dwoma silnikami turbinowymi

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

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

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

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł

Prenumerata roczna 144.— zł

Półroczna 72.— zł

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

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Warszawa 1962 r. Ark. druk. 4. Format A4. Nakład 850 egz. Papier druk. sat. kl. V, 70 g, 61 × 86. Wrocławska Drukarnia Dzielowa — Zam. 571/A — B-10.



Lotnictwo w ramach RWPG

Powstała w 1949 roku Rada Wzajemnej Pomocy Gospodarczej obejmuje 8 europejskich krajów socjalistycznych i — zgodnie ze statutem — ma na celu „przyczynianie się poprzez połączenie i koordynację wysiłków krajów będących członkami Rady do planowego rozwoju gospodarki narodowej, przyspieszenia postępu gospodarczego i technicznego w tych krajach, podniesienia poziomu uprzemysłowienia krajów o mniej rozwiniętym przemyśle, stałego wzrostu wydajności pracy i nieustannego podnoszenia dobrobytu narodów krajów, będących członkami Rady”. Socjalistyczne kraje azjatyckie (Chińska Republika Ludowa, Mongolia, Korea i Wietnam), chociaż nie są członkami RWPG, są zapraszane na posiedzenia organów Rady, jako obserwatorzy. Niektóre zalecenia Rady są przyjmowane przez te kraje w sposób indywidualny i bez obowiązków statutowych.

W ciągu 12 lat działalności RWPG współpracą Rady objęto już prawie wszystkie dziedziny gospodarki narodowej. Transport wszedł w orbitę wpływów RWPG w 1958 roku. W styczniu 1959 r. powstała w ramach Komisji Transportowej Stała Grupa Robocza Transportu Lotniczego, która zajmuje się zagadnieniami lotnictwa cywilnego.

W okresie trzech lat swej działalności komórka lotnicza RWPG osiągnęła poważne wyniki w zakresie ujednoczenia norm technicznych ruchu lotniczego i lotnisk oraz rozpoczęła wstępne prace w dziedzinie koordynacji działalności przewozowej krajów RWPG na liniach międzynarodowych.

Uzgodnione zostały wymagania techniczne dla lotnisk, ogólne zasady lotów na liniach międzynarodowych, standardowe wyposażenie radionawigacyjne i radiolokacyjne lotnisk, procedury lotów i zasady łączności lotniczej między portami. Celem tych opracowań jest — jak już wspomniano — ujednoczenie norm technicznych i postępowania przy eksploatacji lotnisk i linii międzynarodowych.

Pewną trudnością stanowiło tu pogodzenie różnic w normach radzieckich i państw zachodnich, członków Organizacji Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego (ICAO), w celu uniknięcia instalowania na lotniskach i na samolotach dwóch różnych urządzeń: dla komunikacji z ZSRR i z krajami zachodnimi. Sprawę tę udało się pomyślnie rozwiązać z korzyścią tak dla naszych krajów, jak i słusznymi dążeniami do uniwersalności.

W roku bieżącym Grupa Robocza Transportu Lotniczego podjęła prace nad ujednoczeniem warunków zgodności technicznej sprzętu lotnictwa cywilnego. Na razie uzgodniona została systematyka tych przepisów oraz procedura i plan pracy. Całość opracowania ma się składać z następujących części:

- A — przepisy ogólne
- B — statki latające: samoloty, śmigłowce, szybowce
- C — silniki lotnicze
- D — śmigła
- E — instalacje pokładowe
- F — przyrządy pokładowe i agregaty
- G — inny sprzęt lotniczy.

Należy zaznaczyć, że prace nad ujednoczeniem przepisów zgodności sprzętu lotniczego były już podjęte w roku 1957, przy udziale trzech krajów członkowskich RWPG: Czechosłowacji, NRD i Polski. W roku 1960 do współpracy przystąpiły również Węgry. Obecnie prace prowadzone są na płaszczyźnie RWPG i uczestniczą w nich wszystkie kraje członkowskie, w tym także ZSRR, co nadaje całej sprawie znacznie szerszy i głębszy charakter.

Na ostatnim posiedzeniu Komisji Transportowej, w kwietniu br., przyjęty został plan współpracy naukowo-technicznej w dziedzinie lotnictwa cywilnego do roku 1965. Zawiera on 16 tematów z dziedziny budowy i eksploatacji samolotów oraz urządzeń pokładowych i lotniczego wyposażenia naziemnego. Trzy tematy opracowuje strona polska.

Co się tyczy zagadnień ekonomicznych, związanych z koordynacją działalności handlowo-przewozowej przedsiębiorstw lotniczych krajów RWPG, to współpraca dopiero wchodzi w fazę konkretnych rozwiązań ze względu na duże różnice w zainteresowaniach i w zakresie dotychczasowych osiągnięć eksploatacyjnych przedsiębiorstw przewozowych krajów RWPG. Należy liczyć się z tym, że problem ten nie będzie łatwy i że jego rozwiązanie nie będzie przebiegało tak szybko i sprawnie, jak prace w zakresie ujednoczenia norm i przepisów technicznych.

W sprawach ekonomicznych wchodzi w grę między innymi problem podjęcia przez kraje RWPG — wszystkie lub tylko niektóre — wspólnej eksploatacji linii międzynarodowych.

W transporcie lotniczym istnieje szereg różnorodnych, wypróbowanych już form tej eksploatacji.

Oprócz puli, który nie wykracza poza środki konwencjonalne, mamy:

- eksploatację na wspólny rachunek (zwaną inaczej eksploatacją łączną), która polega na tym, że linia eksploatowana jest tylko przez jedno przedsiębiorstwo, ale na wspólny rachunek wszystkich uczestników wspólnej eksploatacji; eksploatacja łączna może być jawna lub niejawną,
- eksploatację zamienną sprzętu, przy której samoloty, stanowiące własność jednego partnera i zarejestrowane w jego kraju, wykonują loty zarówno na jego liniach, jak i na liniach partnerów; rozliczenia dokonywane są na zasadzie najmu lub w inny sposób (dzięki eksploatacji zamiennej osiąga się lepsze wykorzystanie i szybszą amortyzację sprzętu),
- podział zadań przewozowych, będący odpowiednikiem specjalizacji w produkcji, a polegający na uzgodnieniu kierunków geograficznych linii eksploatowanych przez poszczególnych partnerów i wzajemnym przekazywaniu sobie pasażerów na uzgodnione linie,
- spółki dla eksploatacji poszczególnych linii (przeważnie długodystansowych),
- wspólne przedsiębiorstwo w formie konsorcjum złożonego z przedsiębiorstw narodowych i działające w imieniu i na rachunek tych przedsiębiorstw,
- przedsiębiorstwo stanowiące jednolitą, zamkniętą w sobie organizację, kierowaną przez jeden wspólny organ zarządzający.

Istnieje więc z jednej strony duży wybór form wspólnej eksploatacji, z drugiej — możliwość stopniowego, etapowego pogłębienia współpracy, aż do utworzenia wspólnego ogólnego organizmu — konsorcjum lub przedsiębiorstwa, które stanowi rozwiązanie nie tylko krańcowe, lecz także najbardziej celowe.

Trudno dziś przewidywać, jak daleko posunie się współpraca przewozowa krajów RWPG i które z przytoczonych form wspólnej eksploatacji dadzą się zastosować w najbliższym czasie. Jedno jest pewne, że od tej współpracy będzie w dużym stopniu zależał nie tylko dalszy rozwój mniejszych naszych przedsiębiorstw, lecz w ogóle utrzymanie się ich na arenie międzynarodowej.

Projektowanie wygiętych kanałów

Podstawowym źródłem strat, powstających przy zmianie kierunku prędkości w wygiętych kanałach, jest intensywne powstawanie wirów, odrywających strumieni od ścianek kanału (rys. 1). Oderwanie od wewnętrznej ścianki zachodzi na skutek powstawania sił odśrodkowych przy zmianie kierunku strumienia. Do oderwania przyczynia się tzw. efekt dyfuzorowy — podwyższenie ciśnienia i zmniejszenie prędkości przy wewnętrznej ściance kolanka. Efekt dyfuzorowy powoduje oderwanie strumienia również i od zewnętrznej ścianki kolanka.

Oprócz obszarów wirowych na wewnętrznej i zewnętrznej ściance kolanka, w wygiętym kanale powstaje jeszcze tzw. wir parzysty. Jednak straty związane z powstawaniem tego wiru są małe w porównaniu ze stratami wywołanymi wirami podstawowymi.

Zjawisko zachodzące w wygiętych kanałach określone jest następującymi podstawowymi parametrami:

- kątem zakrętu,
- promieniem zaokrąglenia kolanka,
- stosunkiem przekroju przed i za zakrętem,
- kształtem poprzecznego przekroju kolanka,
- wzajemnym wpływem kolejno po sobie następujących kolanek,
- liczbą Reynoldsa i stopniem chropowatości ϵ .

$$Re = \frac{W_o D_r}{\nu}$$

gdzie: W_o — średnia prędkość strumienia na wejściu do kolanka (m/sek),

D_r — średnia hydrauliczna danego przekroju (mm)

$$D_r = \frac{2b_o h}{b_o + h}$$

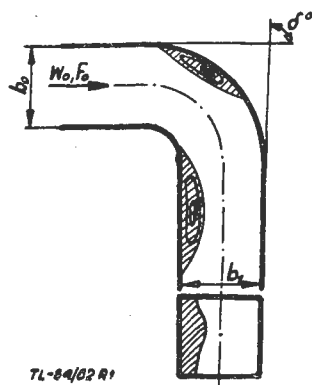
gdzie: b_o — szerokość,

h — wysokość,

ν — kinematyczny współczynnik lepkości (m²/sek),

$\epsilon = \frac{k}{D_r}$ — względna chropowatość ścianki,

k — średnia wysokość chropowatości ścianek kolanka (mm).



Rys. 1. Schematyczne przedstawienie kształtowania się przepływu w wygiętym kanale

Ostre krawędzie zakrętowe

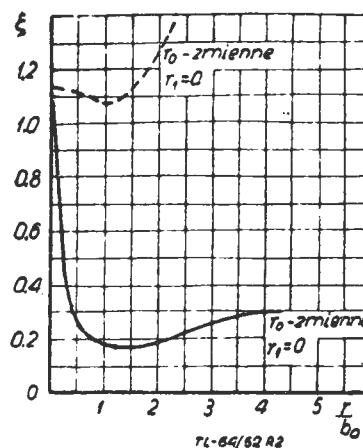
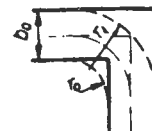
Największy opór posiadają kanały mające ostre krawędzie zakrętowe na wewnętrznej ściance. W tym przypadku oderwanie od wewnętrznej ścianki zakrętu jest najbardziej intensywne. Przy kącie $\delta = 90^\circ$ strefa odrywania na wewnętrznej ściance za zakrętem dochodzi do 0,5 szerokości kanału.

Intensywność powstawania wirów, a zatem i opór kolanka, jest tym większy, im większy jest kąt zakrętu.

Zaokrąglone krawędzie zakrętowe

Zaokrąglenie krawędzi kolanka (szczególnie krawędzi wewnętrznej) znacznie polepsza warunki zakrętu strumienia, zmniejsza strefę odrywania i tym samym zmniejsza opór.

Jeżeli promień krzywizny zewnętrznej krawędzi kolanka r_1 pozostawimy równy zero, a zwiększać będziemy tylko promień krzywizny wewnętrznej krawędzi r_o (rys. 2, krzywa przerywana), to minimalne straty w kolanku z zakrę-



Rys. 2. Wykres zmiany współczynnika oporu ζ w funkcji względnego promienia zaokrąglenia kolanka $\frac{r_o}{b_o}$

tem 90° otrzymamy przy $\frac{r_o}{b_o} = 1,2 \div 1,5$, gdzie b_o jest szerokością kolanka w płaszczyźnie zagięcia. Przy dalszym zwiększaniu $\frac{r_o}{b_o}$ straty zaczynają znowu wzrastać. Ten wzrost oporu można wytłumaczyć tym, że przy silnym zaokrągleniu wewnętrznej krawędzi, w płaszczyźnie zakrętu, otrzymujemy znaczne zwiększenie powierzchni poprzecznego przekroju strumienia i odpowiadający temu spadek prędkości. Doprowadza to do spotęgowania dyfuzorowego oderwania, które powstaje w miejscu przejścia wlotowej części kanału w kolanko.

Zaokrąglenie zewnętrznej krawędzi kolanka przy pozostawieniu ostrej krawędzi wewnętrznej ($r_o = 0$), nie doprowadza do wyraźnego zmniejszenia oporu kolanka. Duże promienie krzywizny zewnętrznego zakrętu wywołują nawet znaczne podwyższenie oporu kolanka (rys. 2 — krzywa ciągła). Wskazuje to na nieracjonalność zaokrąglania jednej tylko zewnętrznej krawędzi przy ostrej wewnętrznej. Powoduje to zmniejszanie powierzchni poprzecznego przekroju strumienia w płaszczyźnie zakrętu i zwiększenie dyfuzorowych strat, mających miejsce przy przechodzeniu z kolanka do wylotowej części kanału.

Minimalny opór daje kolanko „optymalne”, w którym

$$\frac{r_1}{b_o} = \frac{r_o}{b_o} + 0,6$$

i bliski minimalnemu daje kolanko „normalne”, przy którym $\frac{r_1}{b_o} = \frac{r_o}{b_o} + 1,0$. Ponieważ kolanko „normalnego” kształtu jest technicznie łatwiej wykonalne, w większości przypadków może ono zastąpić „optymalne” kolanko.

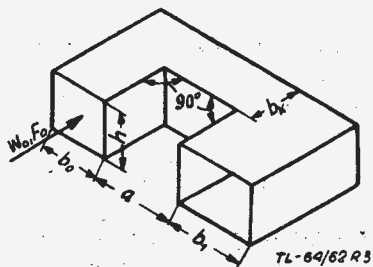
Zmiana powierzchni przekroju poprzecznego

Zmiana stosunku powierzchni $\left(\frac{F_1}{F_0}, \text{czyli } \frac{b_1}{b_0}\right)$ wlotu i wylotu z kolanka prowadzi do istotnych zmian jego oporu. Przy zwiększeniu powierzchni przekroju za zakrętem wznaga się efekt dyfuzorowy, co doprowadza do zwiększenia strefy wirowej. Równocześnie z tym, przy stałym wydatku, prędkość strumienia w kanale wylotowym (poszerzonym) zmniejsza się. Efektem tego zmniejszenia prędkości jest zmniejszenie strat. Okazuje się, iż przy zwiększaniu stosunku $\frac{b_1}{b_0}$ do określonych granic, szybciej rośnie zmniejszający straty wpływ od zmniejszenia prędkości niż zwiększający straty wpływ od wzrostu strefy wirowej. Minimalne straty w prostych kolankach ($\delta = 90^\circ$) odpowiadają stosunkowi $\frac{b_1}{b_0}$ zawartemu w granicach od 1,2 do 2,0. W kolankach o płynnym przejściu optymalna wartość $\frac{b_1}{b_0}$ jest bliska jedności i w niektórych przypadkach jest nawet mniejsza od jedności. A zatem, z punktu widzenia strat, kolanka z rozszerzeniem okazują się bardziej korzystne i należy je stosować tam, gdzie jest to możliwe.

Przy obliczeniach, w przypadku braku danych dla kolanków z rozszerzeniem, można we wskazanych granicach $\frac{b_1}{b_0}$ zaniedbać zmniejszenie strat i współczynnik oporu przyjąć taki, jak dla $\frac{b_1}{b_0} = 1,0$. Zwiększenia oporu przy wartościach $\frac{b_1}{b_0}$ mniejszych od jedności, a także przy wartościach $\frac{b_1}{b_0}$ znacznie większych od optymalnych, zaniedbywać nie wolno.

Kształt przekroju poprzecznego

W wygiętym kanale straty zmniejszają się ze wzrostem wydłużenia kanału, to jest stosunku $\frac{h}{b_0}$, gdzie h jest wysokością. Wskazana zmiana oporu ze zmianą wydłużenia kanału $\frac{h}{b_0}$ ma miejsce nie tylko przy $\frac{b_1}{b_0} = 1,0$, ale i w tych przypadkach, gdzie ten stosunek jest większy lub mniejszy od jedności.



Rys. 3. Szkic kanału z rozszerzoną częścią wylotową

Wzajemne oddziaływanie kolanek

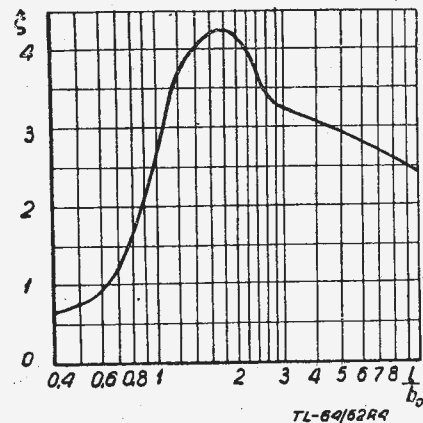
Opór kanału posiadającego dwa kolanka zależy w bardzo dużym stopniu od względnej odległości a/b pomiędzy zakrętami.

Dla pokazanych kanałów (rys. 3), złożonych z dwóch kolanek 90° , największa wartość współczynnika oporu występuje przy $\frac{a}{b_0} = 0$, tj. wtedy, gdy drugi zakręt znajduje się bezpośrednio za pierwszym. Zwiększanie tego stosunku prowadzi w następstwie do gwałtownego zmniejszania się sumarycznego współczynnika oporu kolanek. Przy pewnej wartości $\frac{a}{b_0}$ współczynnik ten przyjmuje minimalne warto-

ści i przy dalszym zwiększaniu stosunku $\frac{a}{b_0}$ znówu zaczyna stopniowo wzrastać do sumy współczynników oporu dwóch odizolowanych kolanek.

Pokazany charakter zmiany oporu ze zwiększaniem $\frac{a}{b_0}$ może być objaśniony w następujący sposób. Na początku, dopóki względna odległość $\frac{a}{b_0}$ jest bardzo mała (bliska zeru), oderwanie od wewnętrznej ścianki może zachodzić dopiero po pełnym zakręcie strumienia o kąt 180° . Przy takim dużym kącie zakrętu otrzymujemy najbardziej intensywne oderwanie, w wyniku czego współczynnik oporu jest największy.

Zwiększanie stosunku $\frac{a}{b_0}$ doprowadza do tego, że pełny zakręt o 180° odbywa się stopniowo, najpierw na pierwszym



Rys. 4. Wykres zmiany współczynnika oporu ζ w funkcji $\frac{1}{b_0}$ dla pokazanego kanału

zakręcie o 90° i potem na następnym o 90° . W tym przypadku, kiedy stosunek $\frac{a}{b_0}$ jest wielki (większy niż $4 \div 5$), za każdym zakrętem o 90° powstaje pełna strefa oderwania i sumaryczny opór pokazanego kolanka zbliża się do wartości sumy dwóch izolowanych kolanek z zakrętem 90° .

Przy pewnej pośredniej wartości $\frac{a}{b_0}$ — bliskiej jedności — obszar oderwania za pierwszym zakrętem o 90° nie ulega pełnemu rozwinięciu. Strefa ta zamyka się przed następnym zakrętem 90° , wytwarzając w ten sposób płynne przejście na tym zakręcie. W wyniku tego strumień prawie nie odrywa się od wewnętrznej ścianki za drugim zakrętem. W tym przypadku otrzymujemy minimalny współczynnik oporu tego typu kolanka.

Odwrotny wynik otrzymujemy dla kolanka pokazanego na rys. 4. Tutaj, ze zwiększeniem odległości między osiami kolanek z zakrętem 90° , współczynnik oporu na początku szybko wzrasta, a potem, po osiągnięciu określonego maksimum zaczyna zmniejszać się tak, że zbliża się do sumy współczynników oporów dwóch odizolowanych kolanek z zakrętem 90° . Największa wartość współczynnika występuje wtedy, gdy drugie kolanko jest umieszczone w pobliżu przekroju z maksymalną szerokością strefy wirowej, wytworzonej za pierwszym 90° zakrętem. W tym przypadku, na drugim zakręcie otrzymujemy największe zwięźlenie użytkowego przekroju strumienia. Oczywiście, że ze zmniejszaniem odległości 1 do zera, współczynnik oporu także będzie dążyć do zera, gdyż w tym przypadku złożone kolanko przekształca się w prosty kanał.

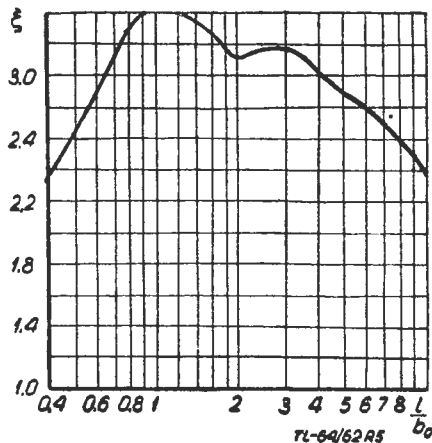
W przypadku skomplikowanego kolanka — złożonego z dwóch 90° , leżących w dwóch różnych płaszczyznach (rys. 5), współczynnik oporu wzrasta od wielkości równej współczynnikowi oporu jednego kolanka 90° (w które przekształca się przy $\frac{l}{b_0} = 0$) do maksimum, przy pewnych stosunkowo niewielkich wartościach $\frac{l}{b_0}$. Dalej, współczyn-

nik ten zaczyna znowu zmniejszać się, zbliżając się również do sumy współczynników oporu dwóch odizolowanych kolanek.

W omawianych kolankach wskazane jest w określonych granicach rozszerzenie środkowego przekroju kanału między dwoma kolejnymi zakrętami. Takie rozszerzenie prowadzi do znacznego zmniejszenia współczynnika oporu.

Kierownice zakrętowe

Zmniejszenie oporu może być dokonane nie tylko przez odpowiednie ukształtowanie kolanka, lecz również przez wstawienie kierownic zakrętowych. Pierwszy sposób wy-



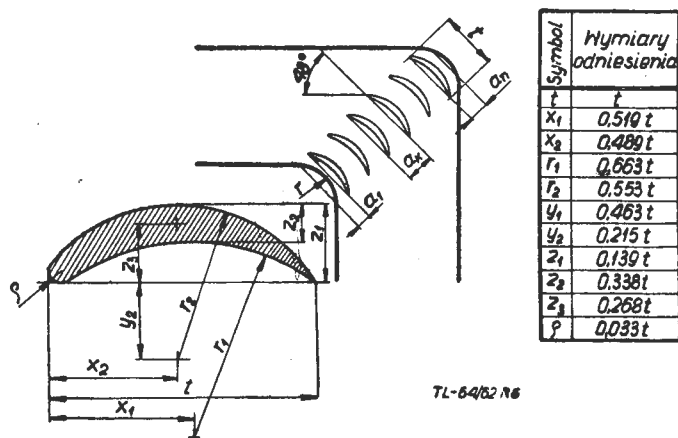
Rys. 5. Wykres współczynnika oporu ζ w funkcji $\frac{l}{b_0}$ dla kanału pokazanego na rysunku

maga zwykle zwiększenia gabarytów konstrukcji, natomiast drugi sposób pozwala na uzyskanie zwartej konstrukcji.

Stosuje się kilka typów kierownic zakrętowych:

- 1) profilowe (rys. 6),
- 2) współśrodkowe (rys. 7),
- 3) cylindryczne (rys. 8).

Taka „aerodynamiczna krata”, złożona z kierownic zakrętowych, wytwarza siły aerodynamiczne powodujące odchylenie strumienia w kolanku. Przy właściwym doborze liczby kątów ustawienia i kształtów kierownic, to odchylenie strumienia zapobiega oderwaniu strugi od ścianek i po-



Rys. 6. Schemat konstrukcji kolanka zakrętowego z kierownicami profilowymi i współrzędne stosowanych profili

wstawianiu obszaru wirowego. Równocześnie występuje przy tym polepszenie rozkładu prędkości w przekroju kanału i zmniejszenie oporu.

Podstawowym czynnikiem zmniejszenia oporu i wyrównania pola prędkości okazuje się zlikwidowanie obszaru wirowego przy wewnętrznej ścianie. Z powyższego można wyciągnąć taki wniosek, iż największy efekt dadzą kierownice umieszczone w pobliżu wewnętrznego zakrętu. Stąd wypływa możliwość zmniejszenia obliczonej liczby kierownic, to znaczy usunięcia niektórych kierownic po-

zonych bliżej zewnętrznej ścianki kolanka. Przy tym nie tylko nie zachodzi zwiększenie oporu i naruszenie równomierności pola prędkości, osiągniętych przy normalnej liczbie kierownic, ale ma także niekiedy miejsce zmniejszenie oporu i polepszenie pola prędkości.

Metoda określenia liczby kierownic profilowych i ich ustawienia w 90° zakręcie

Normalną liczbę kierownic n_n określa się z równania

$$n_n = 2,13 \left(\frac{r}{b_0} \right)^{-1} - 1 \quad [1]$$

Optymalna liczba kierownic n_{opt} , dająca najlepsze rezultaty pod względem oporu i rozkładu prędkości, może być określona z następującego równania:

$$n_{opt} \cong 1,4 \left(\frac{r}{b_0} \right)^{-1} \quad [2]$$

W tych przypadkach, gdzie nie zależy szczególnie na równomierności pola prędkości i chodzi o uproszczenie konstrukcji, można stosować równanie na minimalną liczbę kierownic.

$$n_{min} \cong 0,9 \left(\frac{r}{b_0} \right)^{-1} \quad [3]$$

W przypadku zmniejszonej liczby kierownic należy umieszczać je gęściej przy wewnętrznym zakręcie i rzadziej przy zewnętrznym.



Rys. 7. Schematyczne przedstawienie kolanka z kierownicami współśrodkowymi

Wymiar cięciwy kierownic znajdziemy również w zależności od wartości $\frac{r}{b_0}$

$$t = r\sqrt{2} = b_0 \left(\frac{r}{b_0} \right) \sqrt{2} \quad [4]$$

Powyższe równania dla określenia liczby kierownic są słuszne dla tak dobranych wymiarów cięciwy kierownic. Na podstawie [4] można napisać następującą równość:

$$\frac{r}{b_0} = \frac{t}{b_0 \sqrt{2}} \quad [5]$$

Jeśli zadaną wartością jest cięciwa t , to dla określenia liczby kierownic można się posługiwać przekształconymi równaniami, uzyskanymi z podstawienia [5] do [1], [2] i [3].

Wówczas

$$n_n = \frac{3b_0}{t} - 1 \quad [6]$$

$$n_{opt} \cong 2 \frac{b_0}{t} \quad [7]$$

$$n_{min} \cong 1,3 \frac{b_0}{t} \quad [8]$$

Odległość między kierownicami oblicza się z postępu arytmetycznego.

$$a_i = a_1 + (i - 1) d \quad [9]$$

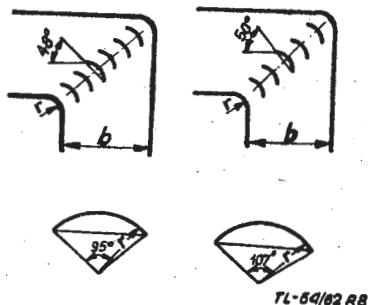
gdzie a_1 — odległość od cięciwy wewnętrznej krzywoliniowej ścianki do cięciwy pierwszej kierownicy (rys. 6).

a_i — odległość między kierownicami $(i - 1)$ a i ,
 i — kolejny numer kierownicy,
 d — różnica postępu.

Dla optymalnej liczby kierownic

$$\frac{a_{n+1}}{a_1} = 2 \quad [10]$$

a_{n+1} — odległość między ostatnią kierownicą a cięciwą zewnętrzną krzywizny ścianki.



Rys. 8. Dwa rodzaje kierownic cylindrycznych z podanymi optymalnymi kątami ustawienia

W tym przypadku różnica postępu

$$d = \frac{a_{n+1} - a_1}{n} = \frac{a_1}{n} \quad [11]$$

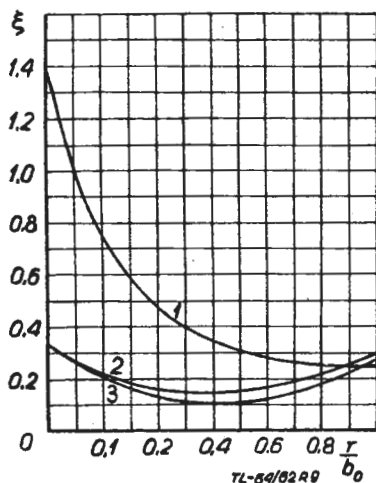
gdzie n — liczba kierownic.

Odległość a_1 wyliczamy w następujący sposób:

Suma wszystkich międzyłopatkowych odległości

$$S = \frac{a_1 + a_{n+1}}{2} (n + 1)$$

przy $a_{n+1} = 2 a_1$ z równania [10].



Rys. 9. Wykres zmiany współczynnika oporu ξ w funkcji $\frac{r}{b_0}$:
 1 — bez kierownic, 2 — z normalną liczbą kierownic, 3 — z optymalną liczbą kierownic

otrzymamy

$$S = \frac{3a_1}{2} (n + 1)$$

skąd

$$a_1 = \frac{2}{3} \frac{S}{n + 1} = 0,67 \frac{S}{n + 1} \quad [12]$$

Wstawiając tę wielkość i wielkość d z [11] do wzoru [9] otrzymamy:

$$a_i = 0,67 \frac{S}{n + 1} \left(1 + \frac{i-1}{n} \right) \quad [13]$$

lub uwzględniając $S = b_0 \sqrt{2}$

otrzymamy

$$a_i = 0,94 \frac{b_0}{n + 1} \left(1 + \frac{i-1}{n} \right) \quad [14]$$

Rozmieszczenie minimalnej liczby kierownic można określić tak samo jak dla optymalnej liczby kierownic. W tym przypadku należy przyjąć

$$a_{n+1} = 3 a_1 \quad [15]$$

w wyniku czego otrzymamy

$$a_1 = 0,5 \frac{S}{n + 1} \quad [16]$$

$$a_i = \frac{S}{n + 1} \left(0,5 + \frac{i-1}{n} \right) \quad [17]$$

Doniosłą rolę odgrywa kąt ustawienia kierownic. Optymalny okazuje się kąt ustawienia $\alpha = 48^\circ$.

Profil łopatkowy tworzy się z danych przedstawionych na rys. 6.

Dla kolanek z szerszym kanałem wylotowym ($b_1 > b_0$) liczba kierownic na podstawie wyników doświadczalnych jest określona następująco:

$$n_n = 2,13 \frac{S}{t} - 1 \quad [18]$$

$$n_{opt} \cong 1,4 \frac{S}{t} \quad [19]$$

$$n_{min} \cong 0,9 \frac{S}{t} \quad [20]$$

gdzie $S = \sqrt{b_0^2 + b_1^2}$

Dla optymalnej liczby kierownic $\frac{a_{n+1}}{a_1} = 2$ a zatem

$$a_i = 0,67 \frac{\sqrt{b_0^2 + b_1^2}}{n + 1} \left(1 + \frac{i-1}{n} \right) \quad [21]$$

Dla minimalnej liczby kierownic $\frac{a_{n+1}}{a_1} = 3$ wobec tego

$$a_i = \frac{\sqrt{b_0^2 + b_1^2}}{n + 1} \left(0,5 + \frac{i-1}{n} \right) \quad [22]$$

Dla obliczania ilości i rozmieszczenia kierownic uproszczonych (cienkich-cylindrycznych) stosuje się te same wzory, co dla kierownic profilowych.

Przy doborze kierownic w kolanku o przekroju okrągłym, lepsze efekty otrzymuje się przy stosowaniu zmniejszonej liczby kierownic (tabela 1).

W tym przypadku

$$n_{opt} \cong 2 \frac{b_0}{t} \quad [23]$$

dla kierownic, ustawionych według postępu arytmetycznego, przy

$$\frac{a_{n+1}}{a_1} = 2$$

Tabela 1

Przedstawienie wyników pomiarów współczynnika oporu kanałów z płynnym i ściętym zakretem przy całkowitej i zmniejszonej liczbie kierownic

Kształt zakreću	Liczba kierownic	Rozstaw kierownic	Kąt ustawienia	ξ
Płynny $\frac{f}{b} = 0,18$	0	—	—	1,13
Płynny $\frac{f}{b} = 0,18$	Całkowita $n=14$	Równomiernie	48°	0,23
Płynny $\frac{f}{b} = 0,18$	Zmniejsza $n=10$	wg. postępu arytm. przy $\frac{a_1}{b_0} = 2$	48°	0,15
Zakręt ścięty	Całkowita $n=14$	Równomiernie	48°	0,30
Zakręt ścięty	Zmniejsza $n=10$	wg. postępu arytm. przy $\frac{a_1}{b_0} = 2$	48°	0,23
Zakręt ścięty	Zmniejsza $n=12$	równomiernie bez 1,3 kierownicy zamknięcia	48°	0,21

TL-64/5271



Współczynnik oporu kolanka określa się z następującego równania:

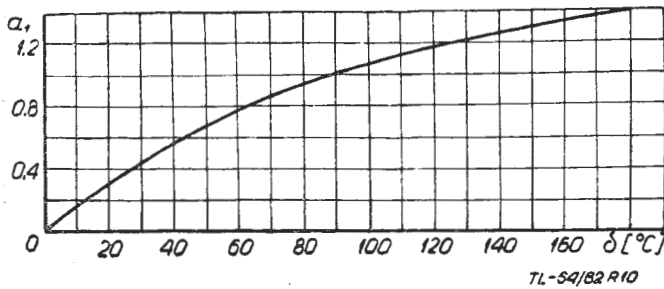
$$\xi = \frac{\Delta H}{\rho W_0^2} = 0,73 a_1 b_1 c_1 \quad [25]$$

gdzie:

- W_0 — średnia prędkość strumienia,
- a_1 — wielkość uwzględniająca wpływ kąta zakreću strumienia δ (rys. 10),
- b_1 — wielkość uwzględniająca wpływ względnego promienia zaokrąglenia $\frac{R}{b_0}$ (rys. 11),
- c_1 — wielkość uwzględniająca wpływ wydłużenia poprzecznego przekroju kanału $\frac{h}{b_0}$ (rys. 12).

Wielkości a_1 , b_1 i c_1 są otrzymane przy $Re > 0,2 \cdot 10^6$, technicznie gładkich ściankach ($\varepsilon = 0$) i przy umieszczeniu kolanka w dość znacznej odległości za wlotem.

Ustawienie współśrodkowych kierownic określa się również poprzednio omówionymi wzorami. Działanie tych kierownic polega w głównej mierze na tym, iż dzielą dany kanał na szereg kanałów o dużym wydłużeniu poprzecznego przekroju, co doprowadza do zmniejszenia strat. Każdej wielkości promienia odniesienia $\frac{r_0}{b_0}$ odpowiada inna optymalna liczba kierownic. Im większy promień odniesienia, tym mniejsza ilość kierownic (tabela 2).



Rys. 10. Wykres współczynnika a_1 w funkcji kąta zakreću strumienia δ

Optymalne rozmieszczenie kierownic jest określone równaniem:

$$r_i = 1,26 r_{i-1} + 0,07 b_0 \quad [24]$$

Na wykresach 10, 11 i 12 są przedstawione krzywe, którymi można się posługiwać przy określaniu współczynnika oporu kolanka o przekroju prostokątnym. Opór kolanka określa się następującymi podstawowymi parametrami:

a) kątem zakreću strumienia δ ,

Tabela 2.

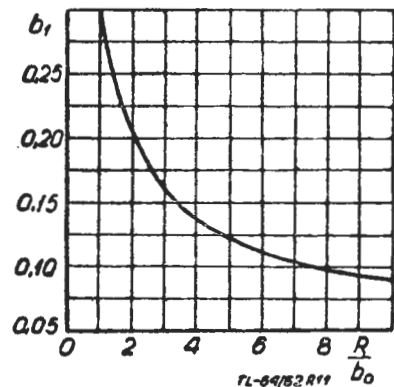
Określenie optymalnej liczby kierownic współśrodkowych w zależności od promienia odniesienia

$\frac{r_0}{b_0}$	0+0,1	0,1+0,4	0,4+1,0	1,0
n	3+4	2	1	0

TL-64/5272

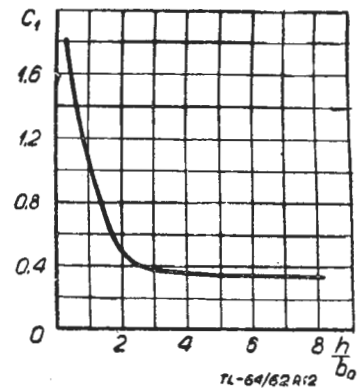
b) względną wartością średniego promienia zaokrąglenia $\frac{R}{b_0}$ (gdzie R — średni promień zaokrąglenia kanału, b — szerokość kanału),

c) względnym wydłużeniem przekroju $\frac{h}{b_0}$ (gdzie h — wysokość kanału).



Rys. 11. Wykres współczynnika b_1 w funkcji względnego promienia zaokrąglenia $\frac{R}{b_0}$

W przypadku kolanka o przekroju okrągłym, współczynnik oporu ξ określa się w przybliżeniu z równania [25], w którym c_1 przyjmujemy równe jedności.



Rys. 12. Wykres współczynnika c_1 w funkcji wydłużenia poprzecznego przekroju kanału $\frac{h}{b_0}$

LITERATURA

- I. Je. Idielczik — Sprawocznik po gidrawliczeskim soprotiwieniam
- I. Je. Idielczik — Gidrawliczeskije soprotiwienija
- I. Je. Idielczik — Sprawocznik po gidrawliczeskomu soprotiwieniju fasonnych i prjamyh czastiej truboprowodow
- P. G. Kisielew — Sprawocznik po gidrawliczeskim rasczotam
- B. N. Łobajew — Rasczot wozduchoprowodow wientilacjonnych, kompiressornych i pniewmotransportnych ustanowok
- W. N. Taljew — Aerodinamika wientilacji.

Komory spalania lotniczych silników turbinowych

Część III

BADANIA KOMÓR SPALANIA

W III części artykułu omówiono badania lotniczych komór spalania: podstawowe i użytkowe. Podano metody określania podstawowych charakterystyk komory i stosowaną do tego celu aparaturę naukowo-badawczą. Krótko przedstawiono metodę oceny błędów występujących przy obliczaniu współczynnika wydzielania ciepła na podstawie parametrów zmierzonych w czasie prób.

Badania komór spalania można podzielić na dwa zasadnicze rodzaje: podstawowe i użytkowe i w tej kolejności będą one omówione.

Badania podstawowe

Celem badań podstawowych jest ustalenie zależności i związków między poszczególnymi parametrami określającymi przebieg danego zjawiska. W badaniach podstawowych komór spalania dąży się do uzyskania ogólnych danych, niezależnych od konstrukcji komory, które umożliwiają przeniesienie wyników na inne typy komór, przez co znacznie skraca się czas opracowywania nowych rozwiązań konstrukcyjnych. Badania podstawowe są na ogół długotrwałe i wymagają nieraz znacznych nakładów inwestycyjnych. Zagadnienia pomiaru szeregu parametrów są bardzo skomplikowane i wymagają często stosowania specjalnej aparatury naukowo-badawczej.

Przeprowadzanie badań podstawowych jest konieczne przy opracowywaniu nowych konstrukcji, jak również przy wprowadzaniu istotnych zmian do już istniejących. Przed przystąpieniem do badań opracowuje się specjalne szczegółowe programy, które w trakcie badań mogą ulegać zasadniczym zmianom ze względu na otrzymane wyniki lub konieczność rozszerzenia programu, ponieważ nie wszystko może być przewidziane na początku.

Przedmiot badań podstawowych stanowią zagadnienia o różnorodnej tematyce, spośród których można wymienić między innymi następujące: określenie lokalnych rozkładów prędkości powietrza na wejściu do komory i w strefie spalania, określenie lokalnych współczynników nadmiaru powietrza i lokalnych temperatur gazu, określenie rozkładu paliwa w poszczególnych przekrojach komory, zbadanie wpływu sposobu doprowadzania powietrza wtórnego na proces spalania, pomiar jonizacji płomienia.

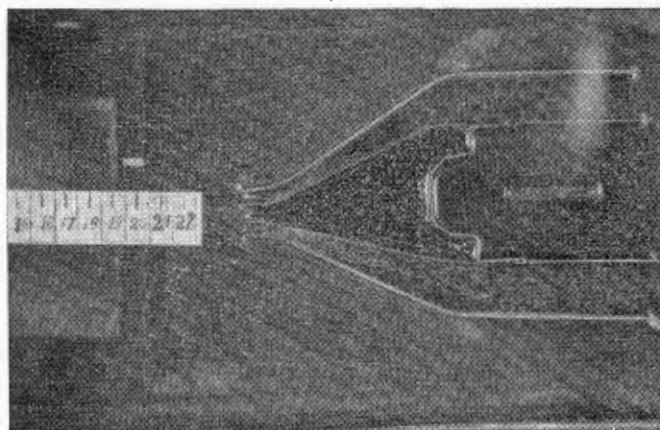
Jedną z metod, stosowanych przy badaniach podstawowych, jest wizualizacja przepływu w komorze. W tym przypadku komorę wykonuje się z przezroczystego szkła organicznego, jeśli komora będzie dmuchana na zimno, lub wycina się w niej specjalne otwory, osłaniając je materiałami umożliwiającymi obserwację procesu spalania (może być również szkło organiczne). Bardzo prostą metodą wizualizacji przepływu w komorach przy próbach na zimno jest oglądanie przepływu płaskiego w tunelu dymnym lub w tunelu wodnym.

Autor niniejszej publikacji przeprowadzał badania modeli komór spalania silników turbinowych i strumieniowych w tunelu wodnym. Na rys. 1 pokazany jest przepływ wody przez płaski model komory spalania. W celu uwidocznienia wirów w komorze wodę zabarwiono proszkiem aluminowym. Taki sposób wizualizacji przepływu jest bardzo prosty, nie wymaga kosztownej aparatury, a może dostarczyć cennych informacji przy zachowaniu warunku podobieństwa hydrodynamicznego przepływu w komorze modelowej w stosunku do komory rzeczywistej. Na podstawie badań komór o różnych kształtach opracowuje się albumy zdjęć, które ułatwiają dobór poszczególnych fragmentów komory.

Wizualizacja przestrzennych przepływów jest o wiele bardziej skomplikowana i wymaga nieraz stosowania bardzo precyzyjnej aparatury optycznej.

Bardzo ważnym zagadnieniem dla właściwego przebiegu procesów spalania w komorze jest odpowiedni sposób doprowadzania powietrza wtórnego. Powietrze wtórne intensyfikuje proces spalania i ma zasadniczy wpływ na współczynnik wydzielania ciepła η . W celu ustalenia odpowied-

niego sposobu doprowadzenia i rozdziału powietrza wtórnego przeprowadza się specjalne badania. W badaniach tego rodzaju ustala się ilość i wielkość otworów doprowadzających powietrze wtórne oraz ich wzajemne rozmieszczenie jako funkcji współczynnika wydzielania ciepła. Duży wpływ na współczynnik η ma także głębokość doprowadzania strug powietrza wtórnego do rury żarowej. Przy założonym sposobie doprowadzania powietrza wtórnego zwiększenie głębokości strug można uzyskać dwoma sposobami. Pierwszy polega na zwiększeniu prędkości powietrza wtórnego



Rys. 1. Model komory spalania w tunelu wodnym

w otworach rury żarowej przy danej ilości otworów. Osiąga się to przez zmniejszenie średnic otworów w ściankach rury żarowej. Sposób taki zwiększa η , ale jednocześnie wzrastają straty hydrauliczne komory. Na podstawie badań [1] stwierdzono, że prędkość w otworach nie powinna przekraczać 100 m/sek.

Drugim sposobem zwiększenia głębokości strug jest powiększenie średnic otworów przy jednoczesnym zachowaniu stałej prędkości w otworach. W tym celu należy — nie zmieniając wydatku całkowitego przez otwory — zmniejszyć ich ilość. Sposób ten jest korzystniejszy od poprzedniego, ponieważ wzrasta η , a straty hydrauliczne pozostają bez zmian lub nawet nieco zmniejszają się. Ilość otworów nie powinna być mniejsza od 5÷6.

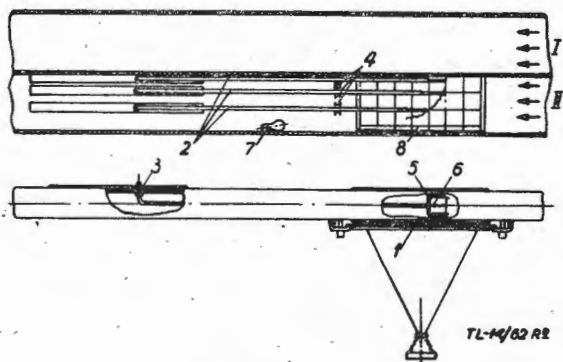
Sposób doprowadzania powietrza wtórnego oraz głębokość penetracji jego strug ma duży wpływ na charakterystykę zdmuchnięcia płomienia. Przy zwiększaniu głębokości penetracji strug w pierwszych rzędach otworów powietrza wtórnego można spowodować niebezpieczne zbliżenie tych strug do strefy wirów wstecznych. Zimne powietrze wtórne przedostaje się do strefy wirów wstecznych, obniża temperaturę gazów i pogarsza wskutek tego warunki tworzenia mieszanki, co w następstwie powoduje pogorszenie charakterystyki zdmuchnięcia płomienia. Jest to ważny wniosek praktyczny, z którego wynika, że sposób doprowadzania powietrza wtórnego może mieć dwojaki skutek: polepszenie procesów spalania i pogorszenie stateczności. Zagadnienie należy rozpatrywać kompleksowo i dążyć do rozwiązań kompromisowych.

Omówione zagadnienie ma bardzo doniosłe znaczenie dla zrozumienia szeregu zjawisk w komorach. Na podstawie badań ustalono matematyczną zależność między głębokością penetracji strug a parametrami przepływu i średnicą otwo-

ru (wzór 10, II część artykułu *). Badania przeprowadzono na prostym stoisku (rys. 2) [1]. W dolnym kanale II część bocznej ścianki 1 wykonano z przezroczystego szkła organicznego, umożliwiającego obserwację przepływu. W celu polepszenia warunków obserwacji wewnątrz kanału umocowano żarówkę 7. W dolnym kanale na trzech prowadnicach zamontowano pręty 2, przesuwane się równoległe do osi kanału. Na końcach prętów znajdowały się widełki 5, między którymi na cienkim drucie, zawieszano krótkie nici jedwabne 6. W czasie próby, po ustaleniu parametrów przepływu, pręty ustawiano w taki sposób, aby nitka drugiego pręta znajdowała się na przedłużeniu końca nitki pierwszego, trzecia — na przedłużeniu końca drugiego itd. Powietrze wpadające z kanału I do kanału II przez otwory w jego ściankach odginało nitki, kreśląc w ten sposób tor ruchu strugi powietrza (jak pokazano w dolnej części rys. 2).

Nitki w stanie wychylonym fotografowano przez okno kanału II. Liniowe odchylenie strugi 1 od osi otworu oraz głębokość jej H przedostania się do kanału II odczytywano na podziałce 8, umieszczonej na przeciwległej ściance kanału. Oś strugi fotografowano dla różnych średnic otworów w ściankach kanału II, wynoszących 6, 9, 15, 20, 25 i 30 mm, przy prędkościach $W_{II} = 25, 50$ i 75 m/sek. Dla każdej prędkości otrzymywano trzy wartości różnicy ciśnień statycznych między kanałami 0,1, 0,2 i 0,3 kg/cm². Prędkość w górnym kanale W_I wynosiła 50 m/sek i była w czasie całego cyklu badań niezmienna. Taka wartość prędkości odpowiada w przybliżeniu średniej prędkości powietrza wtórnego dla większości komór spalania silników lotniczych.

Przeprowadzono również badania dla określenia wpływu pochylenia osi otworów w ściankach w stosunku do strug napływającego powietrza.



Rys. 2. Stoisko do badania głębokości penetracji strug powietrza wtórnego do rury żarowej. 1 — przezroczysta ścianka, 2 — pręty, 3 — śruby regulacyjne, 4 — punkty podparcia prętów, 5 — widełki, 6 — nitki jedwabne, 7 — żarówka, 8 — podziałka na tylnej ściance

Ustalono, że głębokość strugi gwałtownie spada ze wzrostem kąta pochylenia. Przy pewnych optymalnych kątach prędkość W_{II} i prędkość strugi w otworze nie mają wpływu na głębokość penetracji strugi. W tym przypadku struga powietrza omywa wewnętrzną ściankę kanału na pewnej długości. W komorach spalania wykorzystano to w ten sposób, że między strefą spalania a strefą wymieszania umieszcza się pierścienie stożkowe, o odpowiednim kącie rozwarcia, z otworami, przez które doprowadzane jest powietrze chłodzące ścianki rury żarowej.

Jednym z bardzo ważnych zagadnień podstawowych, występujących przy opracowywaniu komór spalania, jest sposób tworzenia mieszanki palnej paliwo-powietrze w szerokim zakresie warunków pracy komory spalania. Zagadnienie polega na odpowiednim doborze układu paliwowego, zapewniającego właściwe rozpylenie paliwa o odpowiedniej wielkości kropel. Przy znacznej ilości dużych kropeł może wystąpić zjawisko niecałkowitego spalania paliwa powodującego spadek współczynnika wydzielania ciepła.

Również zbyt drobne rozpylenie paliwa może pogorszyć współczynnik wydzielania ciepła, ponieważ cząsteczki tego mogą być porwane przez strumień powietrza i wskutek tego w niektórych obszarach komory tworzy się nadmiernie bogata mieszanka, która pogarsza procesy spalania. Zwykły wtryskiwacz wirowy rozpyla paliwo w ten sposób, że powstają kropelki o różnej wielkości. Najdrobniejsze spo-

śród nich zostają od razu porwane przez strumień, większe natomiast dłużej zachowują swój tor i penetrują w strumień powietrza na większą głębokość.

Dla każdej komory istnieje optymalny kąt rozpylenia, który jest związany bezpośrednio z jej aerodynamiką, to znaczy z rozmieszczeniem i kierunkiem przepływu strumienia powietrza pierwotnego, wtórnego oraz wirów wstecznych. Badania wtryskiwacza dla danej komory mogą być wykonywane w komorze modelowej przy zachowaniu niezbędnych kryteriów podobieństwa. Badania takie obejmują dobór kąta rozpylenia, wielkości kropeł oraz rozkładu strefowego paliwa w poszczególnych przekrojach komory i w wyznaczonych punktach danego przekroju. Przebieg procesów rozpylenia obserwuje się w przezroczystej komorze ze szkła organicznego. Skład mieszanki określa się na podstawie pobranych próbek.

W celu pobrania mieszanki, składającej się z odparowanego paliwa i powietrza, sondę pomiarową ustawia się w ten sposób, aby płaszczyzna jej otworu wlotowego była umieszczona równoległe do strug przepływającego czynnika. Wlot sondy należy zabezpieczyć przed przedostaniem się do niego kropeł paliwa osadzających się na sondzie. Kierując otwór wlotowy sondy prostopadle do strumienia pobiera się tylko kropelki paliwa. W ten sposób, za pomocą stosunkowo prostych pomiarów, można otrzymać przybliżony rozkład strefowy w strumieniu powietrza. Podobne próby przeprowadza się potem na normalnej komorze w czasie jej pracy na stoisku. Wielkość kropeł określa się za pomocą jednego z kilku stosowanych sposobów, o których wspomniano w części I artykułu **).

Proces rozpylenia i ruch kropeł w komorze w czasie procesów spalania może być fotografowany. W jednym z doświadczeń [4] rozpylenie paliwa i ruch jego kropeł fotografowano kamerą do zdjęć szybkich z prędkością 14 000 klatek/sek. Zarysy kropeł paliwa, sfotografowane w pierwotnej strefie komory, są zniekształcone w porównaniu do zdjęć w atmosferze, co prawdopodobnie związane jest z procesem parowania. Mając takie zdjęcia można dobrać najwłaściwsze tory kropełek dla danej komory.

Istnieją również matematyczne sposoby obliczania toru balistycznego parującej kropelki w strumieniu powietrza, mając niezbędne do tych obliczeń współczynniki dyfuzji. Na podstawie toru ruchu parującej cząsteczki oraz danych charakteryzujących inne parametry procesu rozpylenia można obliczyć rozkład palnej mieszanki w poszczególnych strefach spalania. Dane, otrzymane w czasie prób, mogą się znacznie różnić od wielkości obliczeniowych, ponieważ niektóre parametry wtryskiwacza można określić dokładnie tylko na podstawie doświadczeń (np. współczynnik wydatkowy wtryskiwacza oraz jego kąt rozpylenia).

Innym zagadnieniem w dziedzinie wtryskiwaczy, wymagającym szeregu prób podstawowych przy opracowywaniu komory, jest sprawa zapionu, która jest ściśle związana z doбором wtryskiwaczy rozruchowych.

Badania użytkowe

Dane uzyskane z badań podstawowych dają możliwość ogólnego zorientowania się co do jakościowego i ilościowego przebiegu zjawisk oraz charakteru pracy poszczególnych elementów konstrukcyjnych komory. Mając podstawowe założenia przystępuje się do konstruowania komory. Skonstruowaną komorę bada się w szerokim zakresie przewidywanych warunków jej pracy na silniku, to znaczy w warunkach odpowiadających różnym prędkościom obrotowym silnika i przy różnych prędkościach lotu.

Do badań komór spalania buduje się specjalne stoiska badawcze. Jednym z podstawowych elementów takiego stoiska jest źródło powietrza, to znaczy sprężarka lub zespół sprężarek zasilających komorę w sprężone powietrze o określonych parametrach termodynamicznych. Badania komór spalania, szczególnie pierścieniowych, wymagają dużych wydatków powietrza, o czym łatwo się przekonać, jeśli wziąć pod uwagę wydatki powietrza współczesnych silników turbinowych. Tak na przykład wydatek powietrza przez dzbanową komorę spalania silnika RD-45 wynosi 5,3 kg/sek, przez pierścieniową komorę silnika „Viper” ASV. 20—25 kg/sek, natomiast przez pierścieniowo-dzbanową komorę silnika „Olympus” BOL. 7 — aż 109 kg/sek.

*) Zesz. 8/62.

**) Zesz. 6/62.

Stoisko powinno zapewniać zmianę parametrów powietrza w szerokim zakresie warunków eksploatacyjnych silnika, ze szczególnym uwzględnieniem zmiany wysokości, a więc spadku ciśnienia i gęstości powietrza. Do odwzorowania zmiany warunków otoczenia ze wzrostem wysokości służą komory ciśnieniowe, w których można badać cały silnik. Stoiska takie są bardzo kosztowne i tylko nieliczne placówki naukowo-badawcze mają je do dyspozycji.

Następnym elementem stoiska jest układ paliwowy, którego zadaniem jest doprowadzenie do komory paliwa o określonym wydatku i ciśnieniu. Komora zasilana jest paliwem za pomocą jednej lub kilku pomp o dużym wydatku. Dla przykładu można podać, że komora spalania silnika „Viper” 8 spala w ciągu godziny w maksymalnych warunkach pracy ok. 850 kG paliwa, komora silnikowa Avon RA.14 — 3600 kG paliwa, a jedna z wersji silnika „Olympus” — ponad 6000 kG. Z przytoczonych danych widać, że oprócz pomp o dużym wydatku należy mieć odpowiednią paliwownię. Układ paliwowy zawiera oprócz tego filtry, zawory oraz niezbędne urządzenia regulacyjne. Do zapłonu komory służy instalacja elektryczna.

Każdą komorę spalania, badaną na stoisku, wyposaża się w niezbędną aparaturę kontrolno-pomiarową. Podstawowymi parametrami, mierzonymi przy próbach komór spalania, są wydatki powietrza i paliwa, prędkości powietrza na wejściu i gazu na wyjściu z komory, temperatury i ciśnienia powietrza i gazu oraz temperatury ścianki rury żarowej.

Do pomiaru wydatku powietrza stosowane są dysze, zwężki oraz kryzy. Umieszcza się je przed komorą w określonej odległości przewidzianej normami, przeważnie $l=5D$ (gdzie D — średnica przewodu doprowadzającego powietrze do komory). Przed urządzeniami mierzącymi wydatek powietrza, w odległości co najmniej $10D$ nie powinno być żadnych przeszkód powodujących zaburzenia przepływu, ponieważ mogą one w sposób istotny zniekształcić pomiar wydatku powietrza. Konieczność zachowania takich odległości przed urządzeniem pomiarowym i za nim powoduje wydłużenie stoiska, ale jednocześnie gwarantuje poprawność pomiaru, która w tym przypadku jest bardzo ważna. Na wejściu do komory umieszcza się na ogół grzebienie ruchome lub nieruchome — do pomiaru rozkładu ciśnień całkowitych. Na podstawie rozkładu ciśnień, otrzymanych za pomocą tych grzebieni, oblicza się prędkości powietrza w poszczególnych punktach pomiarowych, a co za tym idzie i ich rozkład. Mierząc rozkład ciśnień i temperatur na wyjściu z komory można obliczyć wydatek gazów.

Wydatek paliwa mierzy się w czasie próby za pomocą rotametrów, które zapewniają pomiar na bieżąco, lub metodą objętościową, polegającą na pomiarze czasu opróżnienia butli w określonej objętości. Drugi sposób wymaga obliczenia wydatku na podstawie zmierzonego czasu i znanej objętości.

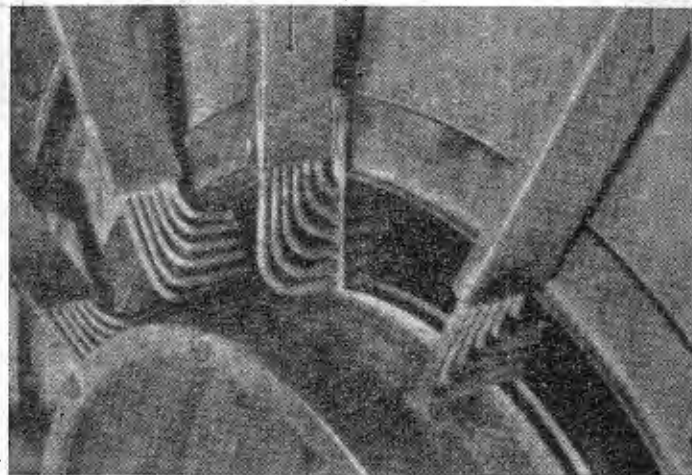
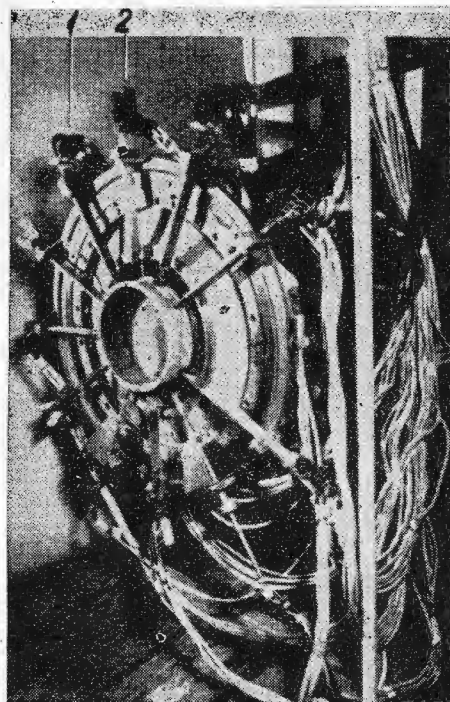
Temperaturę gazów mierzy się w komorze za pomocą termopar o różnej konstrukcji. Do pomiaru temperatury ścianek używa się termopary stykowe. Do jednorazowego określenia stopnia nagrzania ścianki w czasie próby mogą być użyte termofarby.

Komory, jak już było powiedziane, bada się na specjalnych stoiskach. Przebieg próby obserwuje się z kabiny pomiarowej, w której znajdują się wszystkie przyrządy kontrolno-pomiarowe. Aby uzyskać w czasie prób możliwie dużo danych, komory oprzyrządowuje się odpowiednio. Na rys. 3 pokazany jest przekrój wyjściowy komory z grzebieniami rurek do pomiaru ciśnienia 1 oraz grzebieniami termopar 2. Komora jest typu pierścieniowego. Rozmieszczono w niej 576 punktów pomiarowych. Tak duża ilość punktów pomiarowych podyktowana była koniecznością zbadania wpływu niektórych zmian konstrukcyjnych na współczynnik wydzielania ciepła i rozkład temperatur na wyjściu z komory. W grzebieniu, przeznaczonym do pomiaru temperatur, umieszczono 6 termopar, a w grzebieniu do pomiaru ciśnień — 6 rurek. Tak duża ilość przyrządów pomiarowych jest niewygodna w użyciu, ponieważ uszkodzenie jednego z nich może wymagać wstrzymania próby. Ponadto znaczna ilość grzebieni może mieć wpływ na jakość pomiaru ze względu na znaczny stopień przykrycia przekroju wyjściowego komory spalania.

Aby uniknąć wpływu dużej ilości grzebieni na pomiar, a jednocześnie przyspieszyć go, stosuje się pojedyncze, ruchome grzebienie, napędzane mechanicznie lub elektrycznie, a także pojedyncze sondy pomiarowe. W pojedynczej sondzie znajduje się rurka ciśnienia całkowitego oraz termopara. Sonda wykonuje ruch promieniowy i obwodowy, umo-

żliwiając pomiar ciśnienia i temperatury w dowolnym punkcie przekroju. W celu zabezpieczenia sondy przed działaniem wysokich temperatur chłodzi się ją powietrzem, doprowadzanym do wnętrza obudowy. Aby zapewnić odpowiednią prędkość przepływu powietrza, a tym samym odprowadzenie ciepła, na wyjściu z sondy stwarza się podciśnienie. Ciśnienie statyczne mierzone jest na ściankach komory.

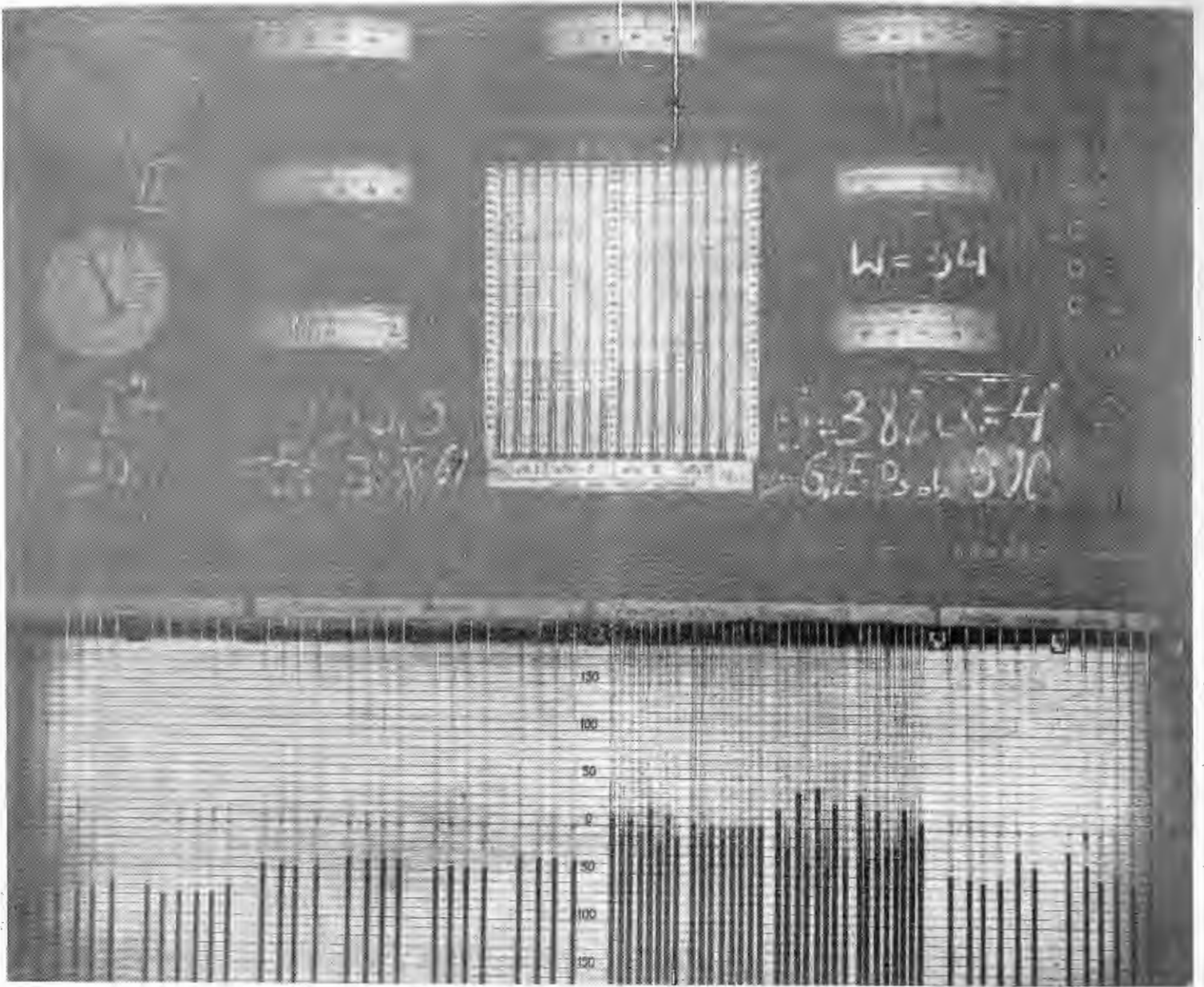
Bardzo ważnym zagadnieniem przy próbach komór spalania z dużą ilością punktów pomiarowych jest sposób zapisu wyników próby. Ręczny zapis wyników w takim przypadku nie może być stosowany ze względu na stosunkowo długi czas zapisu, w ciągu którego parametry mogą ulec zmianie, oraz przedłużanie czasu próby, podrażające koszt



Rys. 3. Rozmieszczenie aparatury pomiarowej na wyjściu z komory spalania

całości badań. Wobec tego zastosowano fotografowanie wyników prób oraz samoczynne zapisywanie za pomocą urządzeń elektronowych.

Autor artykułu, przy badaniach jednej z komór, zastosował fotografowanie wyników pomiarów. Fotograficzny protokół badań tej komory, jest pokazany na rys. 4. Komora wyposażona była w dwa obrotowe grzebienie rurek ciśnienia całkowitego na wejściu oraz dwa grzebienie ciśnienia całkowitego i dwa grzebienie termopar (również ruchome) na wyjściu. Oprócz tych grzebieni komora była wyposażona także w nieruchome grzebienie. Do kontroli ustawienia grzebieni w wymaganych położeniach służył wskaźnik kąta obrotu, widoczny w lewym górnym rogu rysunku. Grzebienie termopar włączane były kolejno za pomocą przełącznika, pokazanego w dolnym prawym rogu rysunku.



Rys. 4. Fotograficzny protokół próby komory spalania

Wszelkie dodatkowe niezbędne informacje zapisywano kredą w dolnej części tablicy galwanometrów (np. ciśnienie atmosferyczne, temperatura otoczenia itd.). Taki protokół nadawał się bezpośrednio do obliczeń ostatecznych wyników próby.

Samoczynny zapis wyników prób za pomocą urządzeń elektronowych jest szybszy od fotografowania i od razu

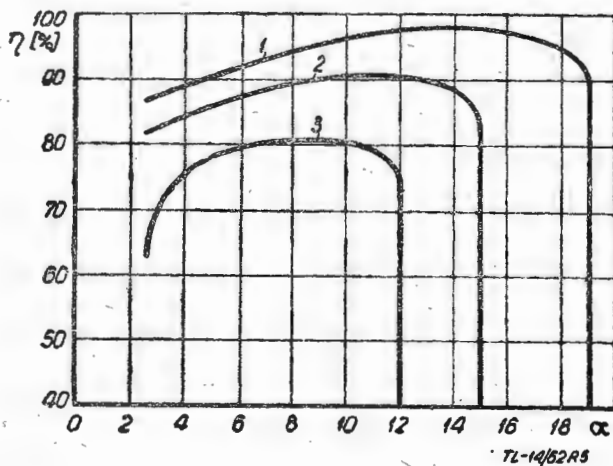
daje wykres temperatur i ciśnień dynamicznych, co znacznie przyspiesza opracowanie ostatecznych wyników i przy dużej ilości prób w zupełności się opłaca, aczkolwiek aparatura jest dość skomplikowana.

Termopary są narzędziem pomiarowym niezbyt trwałym, szczególnie przy wysokich temperaturach. Dlatego opracowano szereg innych metod określania współczynnika wydzielania ciepła, pomijając pomiar temperatury.

Należy tu w pierwszej kolejności wymienić analizę gazową [8].

Inną metodą jest analiza optyczna składu gazów w strefie spalania, określana za pomocą fotometrów. Pomiar polega na tym, że w komorze wycięte są specjalne otwory, osłonięte szkłem organicznym, przez które obserwuje się przebieg procesu spalania. Jak wiadomo, każdy pierwiastek podgrzany do stanu gazowego wydziela promieniowanie o określonej długości fali. Fotometr, przystosowany do pomiaru zawartości niektórych składników w komorze spalania, odbiera fale o określonej długości, charakterystyczne dla określonych pierwiastków lub związków chemicznych. W jednym z doświadczeń [4] fotometr, wyposażony w dwa filtry, pobierał fale o długości 5100 Å (C₂) oraz — 4300 Å (CH). Na podstawie pomiaru składników chemicznych gazów wylotowych oblicza się współczynnik wydzielania ciepła.

Ostatecznym wynikiem badań komory jest sporządzenie jej charakterystyk, to jest wykresów $\eta = f(\alpha)$, $\eta = f(p_1)$, $\eta = f(T_1)$, $\eta = f(W_d)$, $\sigma = f(M_1)$, $\sigma = f(\Delta T)$ oraz wykresów, obrazujących zakres statecznej pracy komory spalania. Należy zaznaczyć, że za pomocą badań można określić tylko



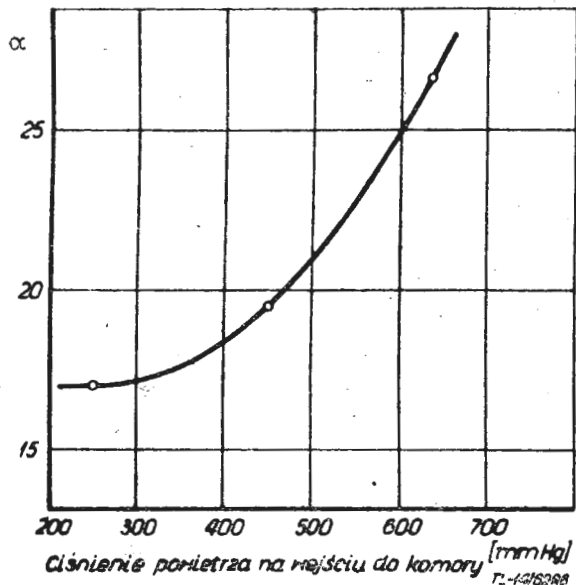
Rys. 5. Zależność współczynnika wydzielania ciepła w komorze z odparowaniem paliwa od współczynnika nadmiaru powietrza przy $t_1 = 130^\circ\text{C}$ i $w_1 = 25$ m/sek; 1 - $p_2 = 660$ mm Hg; 2 - $p_1 = 457$ mm Hg; 3 - $p_1 = 254$ mm Hg

zakres zdmuchnięcia płomienia na ubogich mieszankach, natomiast badania zakresu statecznej pracy na bogatych mieszankach są ograniczone maksymalnym dopuszczalnym przyrostem temperatury w komorze spalania.

Na rys. 5, 6, 7 i 8 przedstawiono — jako przykład charakterystyk komór spalania — zależność współczynnika wydzielania ciepła w komorze z odparowaniem paliwa od współczynnika nadmiaru powietrza oraz wpływ parametrów powietrza w przekroju wlotowym komory na zakres statecznego spalania na ubogiej mieszance.

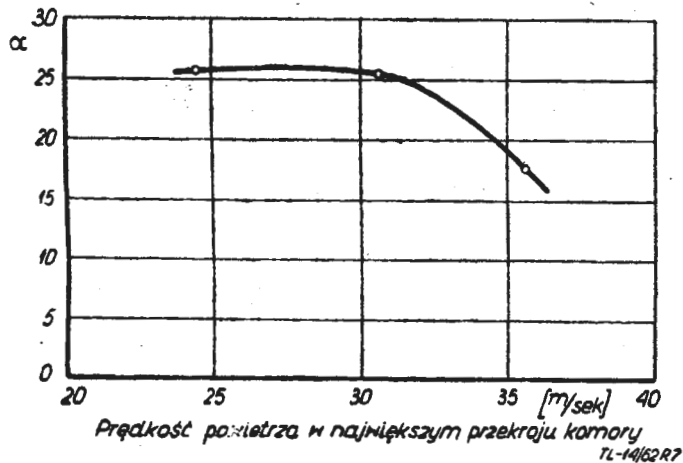
Podstawowe i użytkowe badania komór spalania przyczyniają się poza tym do ujawniania pewnych charakterystycznych uszkodzeń, powstających w czasie pracy.

Często spotykaną przyczyną uszkodzeń rury żarowej jest powstawanie nagaru na jej ściankach [9]. Nagar, mający niskie przewodnictwo cieplne, izoluje powierzchnię ścianki od powietrza chłodzącego i wskutek tego powstają w niej lokalne przegrzania, które są przyczyną poważnych naprężeń cieplnych. Jako skutek naprężeń cieplnych powstają miejscowe odkształcenia rur żarowych lub pęknięcie ich



Rys. 6. Wpływ ciśnienia powietrza na wejściu do komory na zakres statecznego spalania na ubogiej mieszance. Temperatura powietrza na wejściu $t_1 = 130^\circ\text{C}$; prędkość w największym przekroju około 24 m/sek

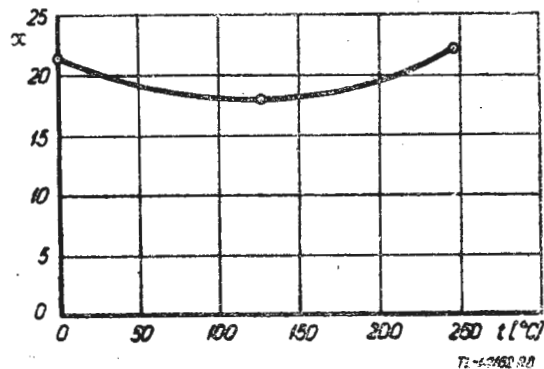
ścianek. Jako dodatkowe niebezpieczeństwo, spowodowane istnieniem nagaru na ściankach rury żarowej, jest możliwość odrywania się poszczególnych cząsteczek, które przy dużej prędkości przepływu bardzo szkodliwie oddziałują na łopatkę turbiny. Duża ilość nagaru na ściankach rury żarowej może zniekształcić strukturę gazodynamiczną strumienia, pogarszając przez to proces spalania i rozkład temperatur gazów przed turbiną. Aby zmniejszyć ilość powstającego nagaru należy w odpowiedni sposób dobrać miejsca



Rys. 7. Wpływ prędkości przepływu powietrza w komorze na zakres statecznego spalania na ubogiej mieszance. Ciśnienie powietrza na wejściu $p_1 = 457$ mm Hg; temperatura powietrza na wejściu $t_1 = 130^\circ\text{C}$

doprowadzania powietrza oraz powierzchnię otworów. Ułatwiają to specjalne próby, przeprowadzane w różnych warunkach pracy silnika.

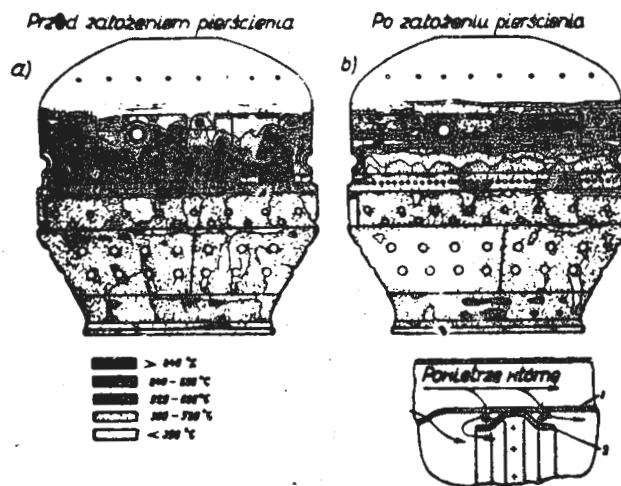
Czasem przyczyny miejscowego przegrzewania rury żarowej mogą być usunięte stosunkowo prostym sposobem. Przykładem może posłużyć komora spalania silnika „Dart”. Prowadząc prace, mające na celu zwiększenie trwałości ko-



Rys. 8. Wpływ temperatury powietrza na wejściu do komory na zakres statecznego spalania na ubogiej mieszance

mory spalania, stwierdzono konieczność zmiany rozkładu temperatur w celu usunięcia stref przegrzewania i stref o dużej różnicy temperatur. W tym celu wewnątrz rury żarowej na odcinku 1 (rys. 9), który uległ przegrzewaniu, zamontowano wyprofilowany pierścień 2. Zastosowanie pierścienia wyraźnie zmniejszyło miejscowe przegrzewanie rury żarowej, co widać z rozkładu temperatur pokazanego na rys. 9. Rozkład temperatur zbadano przy użyciu termofarb.

Polepszenie rozkładu temperatur tym sposobem nie spowodowało pogorszenia charakterystyk silnika. Na podstawie badań i wieloletniej eksploatacji komór spalania silnika „Dart” stwierdzono, że w obecnym stanie trwałość komory wynosi 6000 godzin.



Rys. 9. Miejscowe przegrzewanie rury żarowej i sposób jego usunięcia. Różny stopień zaczerwienienia odpowiada różnym temperaturom

Innym rodzajem uszkodzeń komór, powstających w czasie pracy silnika, są pęknięcia zmęczeniowe w obudowach komór, technologicznych sekcjach rur żarowych oraz w łącznikach rur w pobliżu zgrzein. Przyczyną pęknięć są drgania. Jeśli za pomocą badań oscylograficznych stwierdzi się występowanie rezonansu, wówczas usunięcie drgań można uzyskać dwoma sposobami. Pierwszy polega na usunięciu przyczyny drgań, a więc wymaga przeróbek sprężarki w celu zlikwidowania lub osłabienia drgań strumienia gazu o tej częstotliwości, która powoduje rezonans. Sposób ten jest bardzo kłopotliwy i pracochłonny. Drugi sposób usunięcia przyczyny pęknięć zmęczeniowych jest znacznie prostszy od pierwszego i polega na zmianie częstotliwości własnej drgań elementów komory. W tym celu można na przykład zmienić długość komory lub jej średnicę albo grubość ścianek.

Ocena błędów, występujących przy określaniu współczynnika wydzielania ciepła w komorze

W zasadzie każdy pomiar jest obarczony pewnym błędem. Rozróżnia się błędy systematyczne lub przypadkowe. Niezależnie od rodzaju błędów i źródła jego pochodzenia bardzo ważnym zagadnieniem dla całości wyników badań jest wartość tego błędów. Przy pomiarze szeregu parametrów, składających się na końcowy wynik (a taki jest właśnie współczynnik wydzielania ciepła), należy najpierw określić błędy składowe, to znaczy błędy, którymi obciążone są poszczególne mierzone parametry, a następnie, na podstawie tych błędów, obliczyć błąd całkowity wartości wynikowej, zależnej od tych parametrów. Określenie analityczne wartości błędów, występującego przy pomiarze danego parametru, na ogół nie jest łatwe ze względu na różnorodność czynników wpływających na kształtowanie się tego błędów. Na podstawie charakterystyk przyrządów pomiarowych (np. termopar) można określić błędy wskazań tych przyrządów. Mając błędy składowe można na ich podstawie obliczyć błąd, którym będzie obciążona dana wielkość, w tym przypadku współczynnik η .

Obliczenie średniego błędów współczynnika wydzielania ciepła jest o tyle ciekawe, że jego składowymi elementami są błędy najważniejszych, mierzonych w czasie próby parametrów, a więc wydatku powietrza G , wydatku paliwa G_p , temperatury powietrza na wejściu do komory t_1 oraz temperatury gazów na wyjściu z komory t_2 .

Błąd średni kwadratowy można obliczyć z następującego wzoru:

$$\delta = \pm \sqrt{D_1^2 + D_2^2 + D_3^2 + D_4^2} \quad [1]$$

gdzie: D_1, D_2, D_3 oraz D_4 są funkcjami mierzonych parametrów, wyrażonych w postaci następujących zależności:

$$D_1 = \frac{\partial \eta}{\partial G} dG \quad [2]$$

$$D_2 = \frac{\partial \eta}{\partial G_p} dG_p \quad [3]$$

$$D_3 = \frac{\partial \eta}{\partial t_1} dt_1 \quad [4]$$

$$D_4 = \frac{\partial \eta}{\partial t_2} dt_2 \quad [5]$$

We wzorach [2], [3], [4] i [5] dG, dG_p, dt_1 oraz dt_2 są błędami średnimi mierzonych parametrów, to znaczy G, G_p, t_1 i t_2 .

W celu uzyskania funkcji mierzonych parametrów należy wzór na współczynnik wydzielania ciepła w komorze przedstawić w następującej postaci:

$$\eta = \frac{\left[1 + \frac{G}{G_p}\right] C_{p2} t_2 - \frac{G}{G_p} C_{p1} t_1}{W} \quad [6]$$

Różniczkując wzór [6] względem poszczególnych mierzonych parametrów otrzymuje się:

$$\frac{\partial \eta}{\partial G} = \left(\frac{C_{p2} t_2}{WG_p} - \frac{C_{p1} t_1}{WG_p} \right) dG \quad [7]$$

$$\frac{\partial \eta}{\partial G_p} = \left(\frac{G C_{p1} t_1}{WG_p^2} - \frac{G C_{p2} t_2}{WG_p^2} \right) dG_p \quad [8]$$

$$\frac{\partial \eta}{\partial t_1} = -C_{p1} \frac{G}{G_p W} dt_1 \quad [9]$$

$$\frac{\partial \eta}{\partial t_2} = \left(\frac{G C_{p2}}{WG_p} + \frac{C_{p2}}{W} \right) dt_2 \quad [10]$$

Dla uproszczenia zakłada się, że C_{p1} i C_{p2} określone są bezbłędnie. Ponadto można założyć, nie popełniając prak-

tycznie żadnego błędów, że wartość opałowa paliwa $W = \text{const}$.

Podstawiając uzyskane zależności [7], [8], [9] i [10] do [1] otrzymuje się ostateczną postać wzoru na średni błąd kwadratowy:

$$\delta_\eta = \pm \sqrt{\left(\frac{C_{p1} t_1}{WG_p} - \frac{C_{p2} t_2}{WG_p} \right)^2 dG^2 + \left(\frac{G C_{p1} t_1}{WG_p^2} - \frac{G C_{p2} t_2}{WG_p^2} \right)^2 dG_p^2 + C_{p1}^2 \frac{G^2}{W^2 G_p^2} dt_1^2 + \left(\frac{G C_{p2}}{WG_p} + \frac{C_{p2}}{W} \right)^2 dt_2^2} \quad [11]$$

Na podstawie ogólnej zależności [11] trudno zorientować się o wpływie błędów składowych, popełnianych przy pomiarze poszczególnych parametrów, na średni błąd kwadratowy, dlatego warto zilustrować to przykładem. W tym celu należy do wzoru [11] podstawić konkretne wartości z protokołów badań komory i na ich podstawie obliczyć współczynnik η .

Przy badaniach jednej z komór otrzymano następujące wartości zmierzonych parametrów: $G = 5,672$ kG/sek, $G_p = 0,0973$ kG/sek, $t_2 = 685^\circ\text{C}$, $t_1 = 64^\circ\text{C}$. Z tablic odczytano $C_{p2} = 0,259$, $C_{p1} = 0,24$. Wartość opałowa paliwa wynosiła 10 300 kcal/kg. Wartość współczynnika wydzielania ciepła, obliczanego na podstawie tych wartości za pomocą wzoru [6], wyniosła 0,935. Analiza błędów przyrządów pomiarowych wykazała, że przy pomiarze wydatku powietrza może być popeiniony błąd 2%; przy pomiarze wydatku paliwa — 1%; przy pomiarze temperatury t_1 — 1%; przy pomiarze temperatury t_2 — 2,5%. Bezwzględne wartości błędów wynoszą: $\Delta G = 0,113$ kG/sek, $\Delta G_p = 0,973 \cdot 10^{-3}$ kG/sek, $\Delta t_1 = 0,64^\circ\text{C}$, $\Delta t_2 = 17^\circ\text{C}$.

Podstawiając powyższe wartości do wzoru [11] otrzymuje się średni błąd kwadratowy:

$$\delta_\eta = \pm \sqrt{0,0262 \cdot \Delta G^2 + 88,2 \Delta G_p^2 + 10^{-5} \Delta t_1^2 + 0,244 \cdot 10^{-5} \Delta t_2^2} = \pm \sqrt{0,334 \cdot 10^{-3} + 0,946 \cdot 10^{-6} + 0,41 \cdot 10^{-5} + 0,705 \cdot 10^{-3}} = \pm 0,0324$$

Proste porównanie członów pod pierwiastkiem wykazuje, że zasadniczy wpływ ma wartość błędów współczynnika wydzielania ciepła na dokładność pomiaru wydatku powietrza i temperatury gazów na wyjściu z komory, natomiast dokładność pomiaru wydatku paliwa i temperatury powietrza na wejściu do komory jest o wiele mniej istotna. Z tego wynika, że należy oprzyrządować komorę tak, aby zmierzyć możliwie najdokładniej przede wszystkim parametry G i t_2 . Ponieważ pomiar temperatury t_2 powyżej 700–800 °C termoparami jest mało pewny ze względu na częste uszkodzenia spoin, dąży się do zastąpienia tego sposobu pomiaru temperatur innymi, bardziej przydatnymi w tych warunkach. Temperaturę t_2 można obliczyć na podstawie pomiaru ciśnienia całkowitych za pomocą metody wydatku, eliminując w ten sposób niepewny pomiar temperatury [10].

Wartość współczynnika w obliczonym przykładzie wynosi $0,935 \pm 0,324$, a więc pole rozrzutu jest dość duże. Przy kilkunastu pomiarach, wykonanych w danym zakresie, można wyznaczyć pole rozrzutu i wartości η nie mieszczące się w tym polu, odrzucić jako wartości przypadkowe. Przy niektórych pomiarach może się okazać, że $\eta > 1$, co świadczyłoby o dużych błędach pomiarowych. Taki fakt nie powinien wywoływać zdumienia, gdyż wartość współczynnika wydzielania ciepła zależy przede wszystkim od dokładności pomiarów.

LITERATURA

1. A. J. Michajłow i inni — „Raboczij process i rascot kamier sgoranija gazoturbinnych dwigatelej”, Oborongiz, Moskwa, 1959
2. W. S. Zujew i L. S. Skubaczewskij „Kamieri sgoranija wozduszno-reaktywnych dwigatelej”, Oborongiz, Moskwa, 1958
3. MTZ (Motortekhnische Zeitschrift), Heft 7, Juli 1961
4. Zeitschrift für Flugwissenschaften, Heft 12, Dezember 1960
5. Transaction of the ASME, Volume 76, July 1954
6. NACA Technical Note 3566, September 1955
7. J. M. Nikitin „Konstruirowanie elementow dietalej i uzłow awiacyjnych dwigatelej”, Oborongiz, Moskwa, 1961
8. Technika Lotnicza, zeszyt 1, 1962.
9. Technika Lotnicza, zeszyt 4, 1960
10. Technika Lotnicza, zeszyt 7, 1962.

Dobór obciążeń badawczych w laboratoryjnych badaniach zmęczeniowych

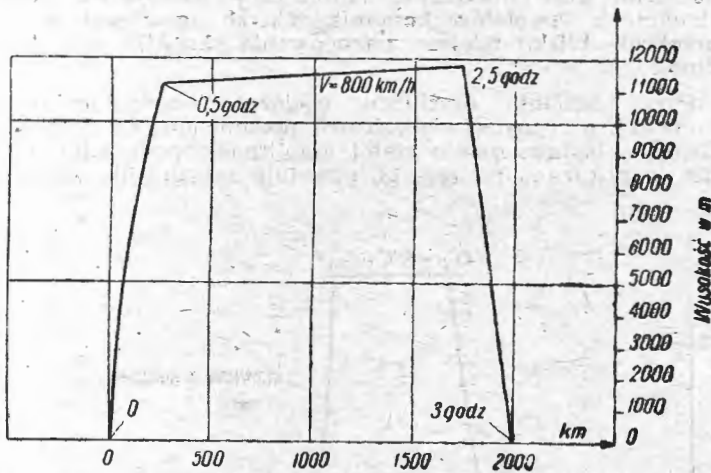
cz. II

W pierwszej części artykułu (zesz. 9/62) podano opis i porównanie dwóch metod laboratoryjnych, zastępujących zmęczeniowe obciążenia eksploatacyjne. Dalsze metody laboratoryjne i rozważania na temat uzyskiwanego stopnia dokładności odtworzenia obciążeń eksploatacyjnych zawiera niniejsza, II część artykułu.

Dobór programu obciążeń badawczych i wyznaczenie wytrzymałości zmęczeniowej w funkcji programu obciążeń

Na rysunku 9 pokazany jest typowy przebieg lotu dla współczesnego samolotu komunikacyjnego o prędkości przelotowej rzędu 800 km/godz, na wysokości 12 000 m. Taki wykres przebiegu lotu jest podstawą, służącą do określenia przebiegu obciążeń występujących w czasie jednego okresu start-lot-ładowanie. W czasie okresu start-lot-ładowanie, pokazanego na rysunku 9, samolot przebywa trasę 2000 km. Współczesne samoloty komunikacyjne projektuje się w ten sposób, by czas eksploatacji samolotu odpowiadał 10 000 lotom o przebiegu lotu przedstawionym na rys. 9, co przy 3 godzinach lotu na typowej trasie eksploatacyjnej daje 30 000 godz. eksploatacji samolotu w locie.

Na rys. 10 przedstawiono przebieg obciążeń dla okresu start-lot-ładowanie. Wielkość obciążeń podano w funkcji współczynnika przeciążenia n . Podany przebieg obciążeń odnosi się do krytycznego przekroju dolnego pokrycia skrzydła samolotu, to jest do przekroju, w którym otrzymuje się największe naprężenia od danego przebiegu obciążeń. W chwili gdy samolot znajduje się na ziemi, dolne pokrycie skrzydła poddane jest działaniu sił ściskających. W czasie startu, w miarę jak rośnie siła nośna, obciążenie ujemne maleje na dolnym pokryciu skrzydła, przechodzi

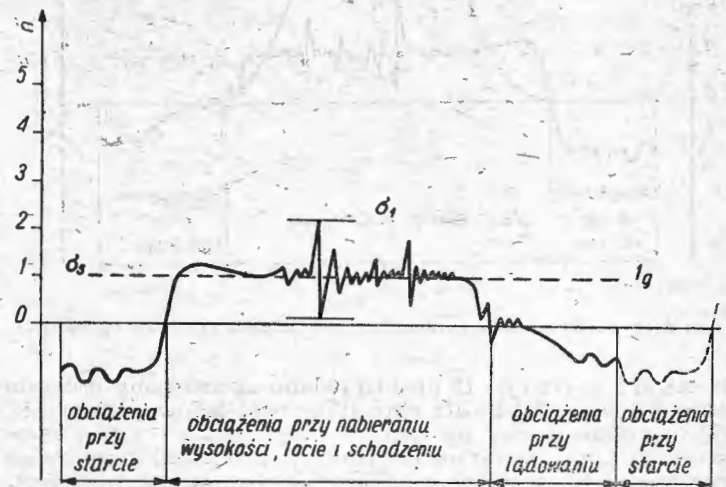


TL 100/61-R9

Rys. 9. Wykres przebiegu lotu samolotu komunikacyjnego

przez zero i następnie zmienia się na obciążenie dodatnie. Po osiągnięciu przez samolot wysokości podróźnej obciążenie statyczne ustala się i odpowiada przeciążeniu $n = 1$. W czasie wznoszenia, lotu poziomego i schodzenia do lądowania, samolot doznaje obciążeń od burzliwej atmosfery — są to tak zwane obciążenia od podmuchów. Obciążenia od podmuchów (rys. 11) mają charakter nieregularny i są skierowane zarówno w dół, jak i w górę. W czasie lądowania obciążenie z dodatniego zmienia się ponownie na ujemne, ponadto w czasie lądowania skrzydło samolotu jest poddane działaniu dodatkowych sił. Na rys. 11 podano rozkład obciążeń od podmuchów dla 30 000 godzin eksploatacji typowego współczesnego samolotu komunikacyjnego. Innymi słowy — na rys. 11 przedstawiono rozkład obciążeń od podmuchów dla 10 000 lotów o przebiegu obciążeń, zgodnym z rys. 10. Rozkład obciążeń od podmuchów pokazany na rys. 11 dla danego samolotu można uzyskać z pomiarów, przeprowadzonych w czasie eksploatacji na samolocie po-

dobnego typu, bądź z pomiarów na właściwym samolocie (prototypie) w okresie, gdy przechodzi on pierwsze próby w locie. Przy przeprowadzaniu pomiarów obciążeń od podmuchów należy pamiętać, że muszą one być reprezentatywne w sensie statystycznym, innymi słowy — czas pomiarów nie może być zbyt mały w odniesieniu do założonego czasu eksploatacji samolotu. W przypadku braku danych z pomia-

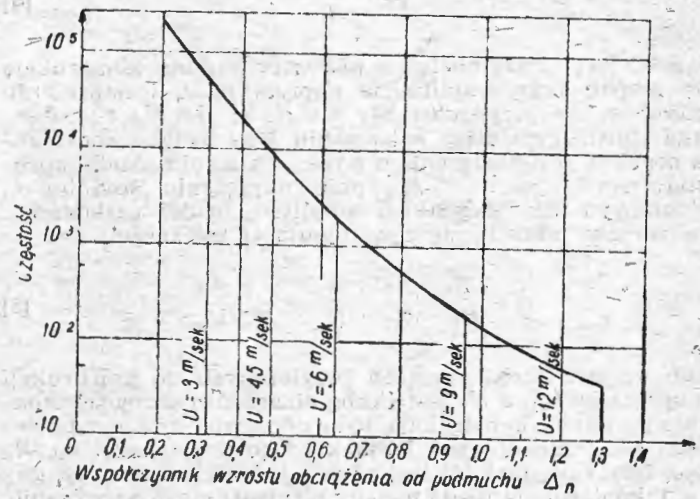


TL 100/61-R10

Rys. 10. Przebieg obciążeń dla okresu start-lot-ładowanie

rów rozkład obciążeń od podmuchów można określić na podstawie istniejących danych statystycznych, na przykład „Data Sheets - Fatigue”, opracowanych przez Technical Department of the Royal Aeronautical Society.

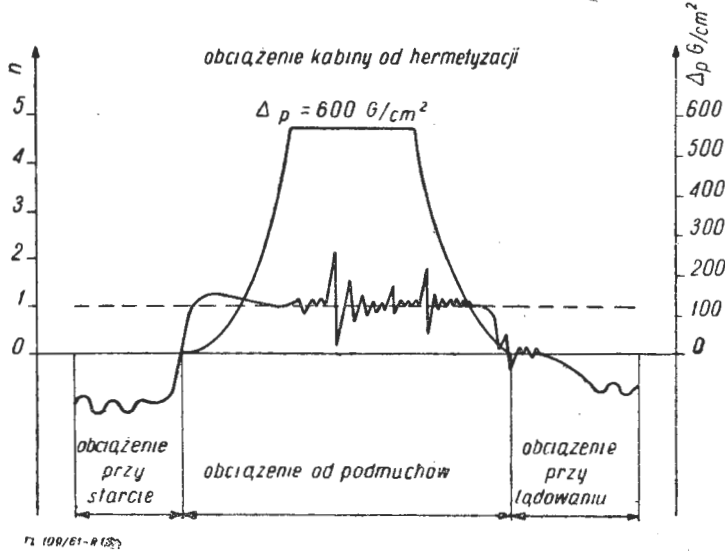
Mając dane, przedstawione na rys. 10 i rys. 11, można przystąpić do sporządzenia pełnego przebiegu obciążeń dla okresu start-lot-ładowanie. Na pełny przebieg obciążeń dla okresu start-lot-ładowanie składają się następujące obciążenia: obciążenia od podmuchów, obciążenia przy starcie, obciążenia przy lądowaniu i obciążenia wynikające z hermetyzacji kabiny.



TL 100/61-R11

Rys. 11. Rozkład obciążeń od podmuchów dla 30 000 godzin eksploatacji samolotu komunikacyjnego

Na rys. 12 przedstawiono pełny przebieg obciążeń dla okresu start-lot-ładowanie. Przebieg obciążeń eksploatacyjnych z rys. 12 dla badań zmęczeniowych należy zamienić na uproszczony program obciążeń badawczych. Konieczność takiej zamiany spowodowana jest dwoma względami: po pierwsze, brakiem odpowiednich urządzeń obciążających, które przy zachowaniu postaci cyklu obciążenia z rys. 12 mogłyby realizować odpowiednio duże obciążenia, to jest takie jakie występują w locie, i po drugie, czas badań zmęczeniowych nie uproszczonego przebiegu obciążeń byłby niezmiernie długi. Do odwzorowania przebiegu obciążeń eksploatacyjnych z rys. 12 na program obciążeń badawczych użyje się metody szczytów, omówionej w poprzednim rozdziale



Rys. 12. Pełny przebieg obciążeń dla okresu start-lot-ładowanie

le tej pracy. Na rys. 13 przedstawiono uproszczony program obciążeń badawczych dla okresu start-lot-ładowanie z rys. 12. Uproszczenie polega na tym, że obciążenia od podmuchów z rys. 12 zamienia się na 12 podmuchów o stałej amplitudzie podmuchu, przy czym przyjmuje się jednakową ilość podmuchów w dół i w górę. Obciążenia od startu i lądowania z rys. 12 zastępuje się obciążeniem ujemnym. Obciążenia, wynikające z hermetyzacji kabiny, pozostają bez zmiany. Uproszczenia należy tak dokonać, aby obciążenia od podmuchów z rys. 12 i odpowiadające im uproszczone obciążenia badawcze na rys. 13 dawały jednakowe uszkodzenie zmęczeniowe.

Poniżej przedstawiono metodę porównywania różnych obciążeń, dających jednakowe uszkodzenie zmęczeniowe dla danej konstrukcji.

Uszkodzenie zmęczeniowe spowodowane n cyklami obciążeń o amplitudzie naprężenia σ_a i naprężeniu średnim σ_s można zapisać następująco:

$$D = \frac{n}{N} \quad [4]$$

gdzie N jest liczbą obciążeń niszczących daną konstrukcję (lub zespół) przy amplitudzie naprężenia σ_a i naprężeniu średnim σ_s . W przypadku gdy $n = N$, to $D = 1$ i rozpatrywana konstrukcja ulega zniszczeniu. Gdy badana konstrukcja poddana jest obciążeniom o różnych amplitudach naprężenia: $\sigma_{a1}, \sigma_{a2}, \sigma_{a3}, \dots, \sigma_{an}$ przy naprężeniu średnim σ_s , jednakowym dla wszystkich amplitud, to jej uszkodzenie zmęczeniowe określa się z następującej zależności:

$$D = \frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} + \frac{n_3}{N_3} + \dots + \frac{n_n}{N_n} \quad [5]$$

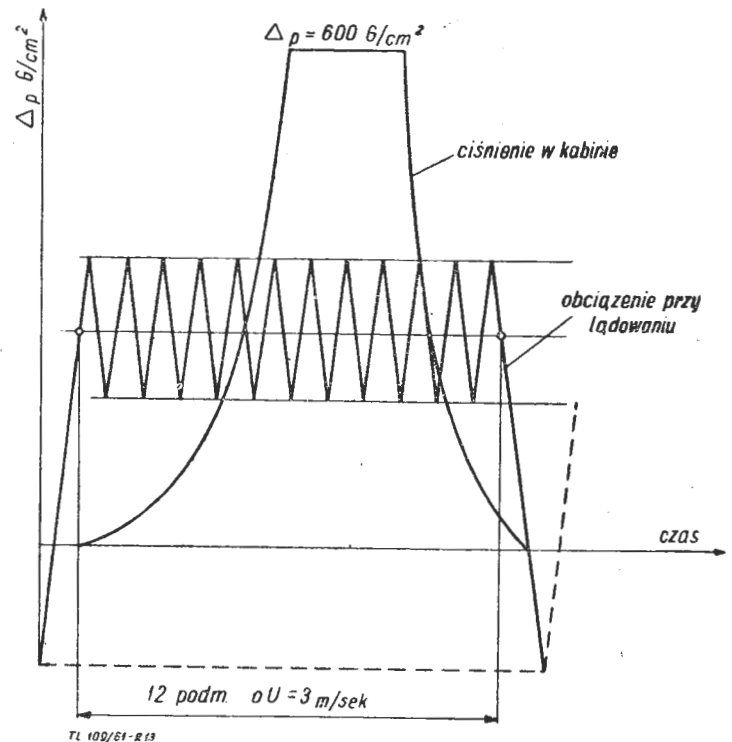
gdzie n_1 jest liczbą obciążeń przyłożonych do konstrukcji o naprężeniu σ_{a1} , a N_1 jest liczbą obciążeń niszczących konstrukcję, gdyby konstrukcja była obciążana tylko naprężeniami σ_{a1} . Podobnie jest i dla każdego następnego: n_n, N_n i σ_{an} . Gdy zależność [5] jest równa jedności, to znaczy, gdy $D = 1$, konstrukcja (bądź badany element) ulega zniszczeniu. Na rys. 14 przedstawiono graficzną interpretację zależności [5], określającej kumulację uszkodzeń zmęczeniowych. Na osi rzędnych odклада się amplitudy naprężeń σ_a , a na osi

odciętych ilość cykli obciążeń N . W tym układzie współrzędnych są dwie krzywe dla rozpatrywanego przekroju konstrukcji: krzywa Wöhlera $\sigma \div N$ dla średniego naprężenia σ_s i rozkład obciążeń od podmuchów. W tym przypadku rozkład obciążeń od podmuchów przedstawiono w funkcji naprężeń wywoływanych w rozpatrywanym przekroju konstrukcji. Poniżej rozpatrzono przypadek naprężeń σ_1 . Jak widać z rys. 14, rozpatrywany przekrój konstrukcji, poddany działaniu naprężenia średniego σ_s , może przetrwać do chwili zniszczenia N_1 cykli obciążeń o amplitudzie naprężenia σ_1 . Natomiast z rozkładu obciążeń od podmuchów na rys. 14 widać, że w czasie całej eksploatacji rozpatrywany przekrój konstrukcji dozna n_1 cykli obciążeń o amplitudzie naprężenia σ_1 i naprężeniu średnim σ_s . Stąd uszkodzenie zmęczeniowe, spowodowane n_1 cyklami obciążeń o amplitudzie naprężenia σ_1 i naprężeniu średnim σ_s można określić stosunkiem $\frac{n_1}{N_1}$. Na podstawie powyższego widać, że

uszkodzenie zmęczeniowe D w rozpatrywanym przekroju konstrukcji, wywołane podmuchami w okresie start-lot-ładowanie z rys. 12, będzie równe uszkodzeniu zmęczeniowemu D_u , wywołanemu przez 12 podmuchów o stałej amplitudzie z rys. 13, wtedy gdy $D = D_u$. Taka sama zależność zachodzi przy zamianie obciążeń od startu i lądowania z rys. 12 na uproszczone obciążenie od startu i lądowania na rys. 13.

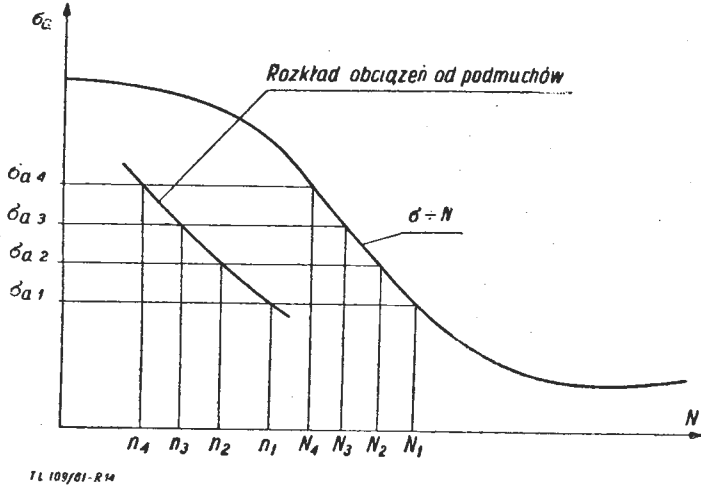
W celu określenia uproszczonego obciążenia badawczego konieczna jest znajomość krzywej Wöhlera $\sigma \div N$. W przypadku określania na przykład obciążenia badawczego od podmuchów dla skrzydła, każdy przekrój skrzydła będzie miał inną krzywą Wöhlera $\sigma \div N$. Wynika stąd, że każdy przekrój skrzydła będzie miał inny program obciążeń badawczych. W praktycznych badaniach zmęczeniowych realizacja obciążeń badawczych, odpowiadających każdemu przekrojowi rozpatrywanej konstrukcji, jest niemożliwa. Zazwyczaj w skrzydle wybiera się jeden krytyczny przekrój i względem niego określa krzywą Wöhlera $\sigma \div N$ oraz program obciążeń badawczych, tak jak to przedstawiono na rys. 13. Jako krytyczny przekrój w skrzydle wybiera się to miejsce, gdzie są największe naprężenia od zginania i jednocześnie duże spiętrzenie naprężeń. W istniejących konstrukcjach samolotów komunikacyjnych zazwyczaj są to przekroje blisko miejsca zamocowania skrzydła przy kadłubie.

Przy zamianie przebiegu obciążeń eksploatacyjnych z rys. 12, o różnych wielkościach podmuchów, na program obciążeń badawczych o stałej amplitudzie podmuchu, tak jak to pokazano na rys. 13, powstaje zagadnienie wyboru



Rys. 13. Uproszczony program obciążeń badawczych dla okresu start-lot-ładowanie z rys. 12

wielkości amplitudy podmuchu obciążenia badawczego. Zagadnienie polega na tym, czy przebieg obciążeń eksploatacyjnych sprowadzić do najwyższej, czy też do jakiejś pośredniej wartości podmuchu. Okazuje się, że w przebiegu obciążeń eksploatacyjnych, przedstawionych na rys. 12, jest taka amplituda podmuchu, która daje największą wartość uszkodzenia zmęczeniowego w porównaniu z innymi amplitudami podmuchów w danym przebiegu obciążeń. Największą wartość uszkodzenia zmęczeniowego od danej amplitudy podmuchu należy rozumieć następująco: całkowite uszkodzenie zmęczeniowe od podmuchów D , teoretycznie sprawę biorąc, jest równe jedności i okazuje się, że pewna charak-



Rys. 14. Graficzne przedstawienie kumulacji uszkodzeń zmęczeniowych od podmuchów

terytyczna amplituda w danym rozkładzie podmuchów daje największą wartość ułamka (ułamek w danym przypadku jest mniejszy od jedności i przedstawia sobą wartość uszkodzenia zmęczeniowego od podmuchów o danej amplitudzie) w porównaniu z uławkami innych amplitud z tego rozkładu podmuchów. Nasuwa się logiczny wniosek, że sprowadzając przebieg obciążeń od podmuchów z rys. 12 do programu obciążeń badawczych o jednej amplitudzie, należy sprowadzić go do amplitudy podmuchu, dającej największą wartość uszkodzenia zmęczeniowego w danym przebiegu obciążeń.

Dla przedstawienia pełnego obrazu należy dodać, że amplituda podmuchu, dająca największą wartość uszkodzenia zmęczeniowego dla danego rozkładu obciążeń, zależy nie tylko od rozkładu obciążeń od podmuchów, ale również od przebiegu krzywej Wöhlera $\sigma \div N$, odpowiadającej rozpatrywanemu przekrojowi.

W przypadku gdy krzywą Wöhlera $\sigma \div N$ opisze się równaniem:

$$S_a = b \cdot N^{-c} + S_z \quad [6]$$

a rozkład obciążeń od podmuchów:

$$H = H_0 \cdot e^{-h \cdot S_a} \quad [7]$$

to naprężenie dające największą wartość uszkodzenia zmęczeniowego dla danego rozkładu obciążeń od podmuchów [7] i krzywej Wöhlera [6] wyrazi się następującą zależnością:

$$S_a = \frac{\beta}{h} + S_z \quad [8]$$

gdzie:

S_a jest bezwymiarowym zapisem amplitudy naprężeń i określone jest zależnością $S_a = \frac{\sigma_a}{R_r}$

S_z jest bezwymiarowym zapisem wytrzymałości zmęczeniowej i określone jest zależnością $S_z = \frac{Z}{R_r}$.

Sposób wyznaczania współczynników h i β oraz metoda wyprowadzenia zależności [8], [7] i [6] zostały podane w pracy autora [lit. 2].

W przypadku, gdy chce się szybko, bez uciążliwych obliczeń, określić wartość naprężeń dających największą war-

tość uszkodzenia zmęczeniowego dla danego rozkładu obciążeń od podmuchów i krzywej Wöhlera $\sigma \div N$, to postępuje się tak, jak to pokazano na rys. 15. Linię rozkładu obciążeń od podmuchów przesuwamy się równoległe do osi odciętych, aż zetknie się ona z krzywą Wöhlera $\sigma \div N$, dla rozpatrywanego przekroju. Punkt zetknięcia się, to jest punkt styczności C obu linii na rys. 15, daje $S_a \max$, czyli poszukiwaną wartość naprężenia oraz ilość cykli tych naprężeń N_{\max} . Należy tu dodać, że każdej prędkości podmuchu U m/sek z rozkładu obciążeń na rys. 15 odpowiada jedna wartość naprężenia S_a w przekroju rozpatrywanej konstrukcji.

Uszkodzenie zmęczeniowe, określone zależnością $\frac{n}{N}$, jest

funkcją σ_a i σ_s $\left[\frac{n}{N} = f(\sigma_a, \sigma_s) \right]$, gdyż $n = f_1(\sigma_a)$ i $N = f_2(\sigma_a,$

$\sigma_s)$. Funkcje $f_1(\sigma_a)$ i $f_2(\sigma_a, \sigma_s)$ są funkcjami ciągłymi i malejącymi dla wzrastających wartości σ_a . W wyniku tego zależność, określająca amplitudę naprężenia, dającą największą

wartość uszkodzenia zmęczeniowego $\left(\frac{n}{N} \right)_{\max}$ dla danego

rozkładu obciążeń od podmuchów i krzywej Wöhlera $\sigma \div N$, zależy w dużym stopniu od postaci analitycznej funkcji $f_1(\sigma_a)$ i $f_2(\sigma_a, \sigma_s)$, albo inaczej mówiąc — od postaci zapisu matematycznego tych funkcji. Jeżeli przy wyznaczaniu krzywej Wöhlera $\sigma \div N$ dla rozpatrywanego przekroju skrzydła samolotu komunikacyjnego, poddanego obciążeniom od podmuchów, użyje się podziałki półlogarytmicznej, to znaczy, że na osi odciętych będzie się odkładać $\log N$ zamiast wartości N , a na osi rzędnych — wartości σ_a , to tak otrzymaną krzywą Wöhlera $\sigma \div N$ dla wyżej podanych warunków będzie można opisać za pomocą liniowej zależności o następującej postaci:

$$\sigma_a = b - h \cdot \log N \quad [9]$$

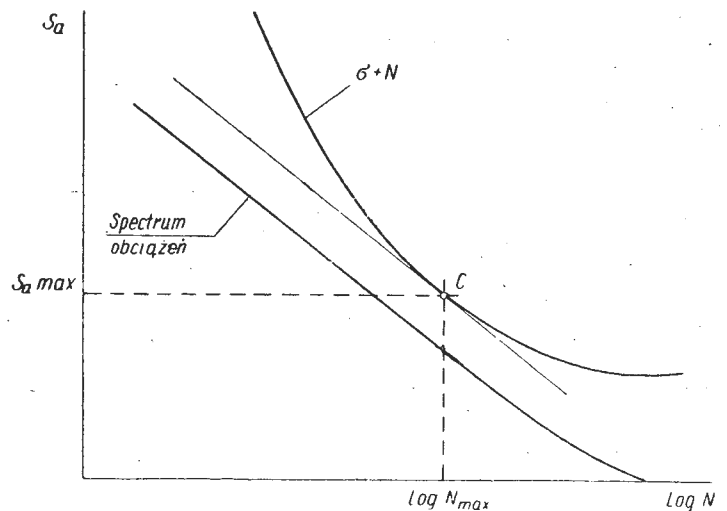
Równanie [9] dosyć dobrze opisuje krzywą Wöhlera $\sigma \div N$ dla skrzydeł samolotów komunikacyjnych, poddanych obciążeniom od podmuchów dla wysokich i małych wartości σ_a na krzywej Wöhlera $\sigma \div N$, natomiast znacznie gorzej opisuje tę krzywą dla pośrednich wartości σ_a . Widać stąd, że przyjęcie równania [9] o podanej postaci analitycznej do obliczania amplitudy naprężenia σ_a , dającej największą war-

tość uszkodzenia zmęczeniowego $\left(\frac{n}{N} \right)_{\max}$ dla danego rozkładu

obciążeń od podmuchów i krzywej Wöhlera $\sigma \div N$, daje pewien błąd w określaniu tej amplitudy. Wszystkie dotychczasowe obliczenia dla skrzydeł samolotów komunikacyjnych, obciążonych podmuchami, oparte na podanych podstawach, zawsze prowadziły do wyniku, że największą war-

tość uszkodzenia zmęczeniowego $\left(\frac{n}{N} \right)_{\max}$ skrzydła samolotu

komunikacyjnego otrzymuje się od podmuchów o prędkości około 3 m/sek, co w typowych skrzydłach samolotów komunikacyjnych odpowiada amplitudzie naprężenia, zawierającej się w granicach $\sigma_a = 1,4 \div 2,5$ kG/mm². Amplitudy naprę-

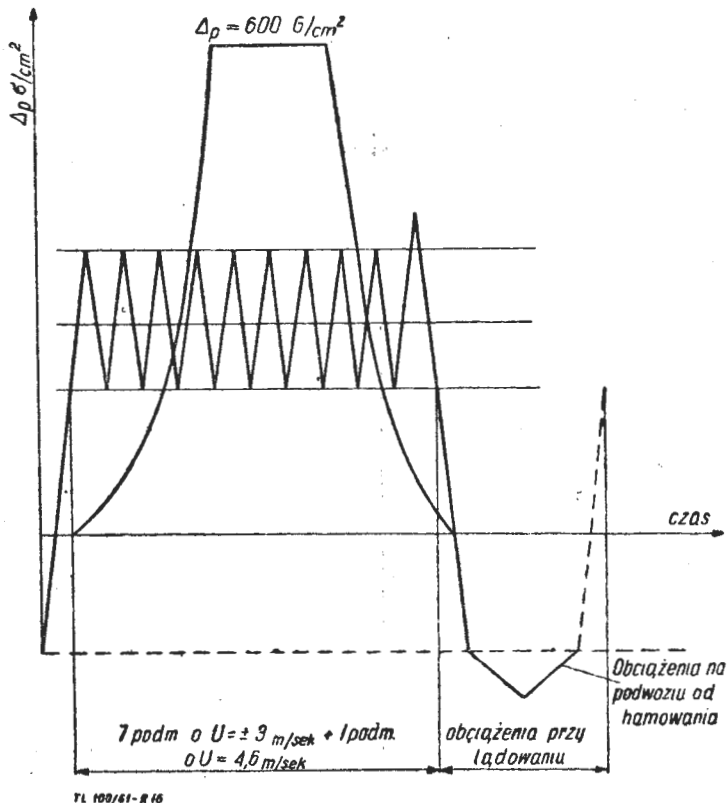


Rys. 15. Praktyczne wyznaczanie amplitudy naprężeń, dającej największą wartość uszkodzenia zmęczeniowego dla danego rozkładu obciążeń od podmuchów i krzywej Wöhlera $\sigma \div N$

żenia, zawierające się w granicach $\sigma_a = 1,4 \div 2,5 \text{ kG/mm}^2$ na krzywej Wöhlera $\sigma \div N$, leżą w granicach ilości cykli obciążeń potrzebnych do zniszczenia $N = 10^6 \div 10^8$, a więc leżą w obszarze tej części krzywej $\sigma \div N$, która doświadczalnie jest do chwili obecnej najmniej zbadana. Ten fakt nasuwa wątpliwości odnośnie dokładności wyznaczonej wartości naprężenia, które ma dawać największą wartość uszkodzenia zmęczeniowego $\left(\frac{n}{N}\right)_{max}$ dla danego rozkładu obciążeń od podmuchów i krzywej Wöhlera $\sigma \div N$.

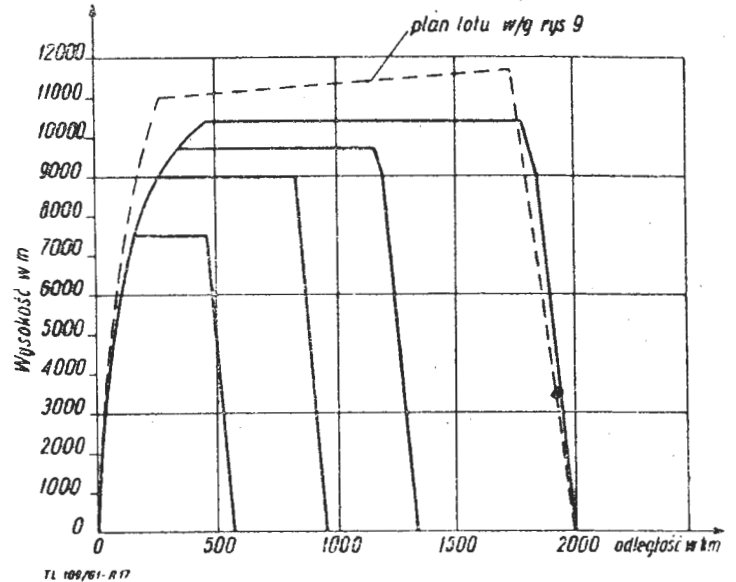
W celu zmniejszenia wpływu na wyniki badań zmęczeniowych niedokładności równania przyjmowanego do opisu krzywej Wöhlera $\sigma \div N$ i braku dokładnej znajomości pod względem statystycznym tej krzywej w zakresie $N = 10^6 \div 10^8$ cykli obciążeń, a jednocześnie odwzorowania przebiegu obciążeń od podmuchów w okresie start-lot-ładowanie do badań zmęczeniowych tak, by można było je przeprowadzić w jakimś rozsądnym czasie (np. dla płatowca współczesnego samolotu komunikacyjnego, przy odwzorowaniu obciążeń od podmuchów w proponowany sposób, badania zmęczeniowe przeprowadzone sprawnie trwają 8-10 miesięcy), wszystkie podmuchy o przebiegu odpowiadającym okresowi start-lot-ładowanie z wyjątkiem jednego podmuchu, który zachodzi średnio tylko raz dla danego okresu, sprowadza się za pomocą wyżej opisanej metody do podmuchu dającego największą wartość uszkodzenia zmęczeniowego $\left(\frac{n}{N}\right)_{max}$ dla danego rozkładu obciążeń od podmu-

chów i krzywej Wöhlera $\sigma \div N$. Należy tutaj wyjaśnić, że pojęcie podmuchu, który zachodzi średnio tylko jeden raz dla okresu start-lot-ładowanie, ma sens statystyczny. Są loty, w których ten podmuch nie wystąpi, tak jak są i loty, w których ten podmuch wystąpi parę razy, ale gdy weźmie się rozkład obciążeń od podmuchów dla 30 000 godzin eksploatacji samolotu, to jest dla 10 000 lotów, tak jak to pokazano na rys. 11, to podmuch, który zachodzi średnio jeden raz dla okresu start-lot-ładowanie, musi w tym rozkładzie wystąpić 10 000 razy. Na rys. 10 podmuch, który zachodzi średnio jeden raz dla okresu start-lot-ładowanie, oznaczony jest jako dający naprężenie o amplitudzie $\sigma_1 \text{ kG/cm}^2$. Podmuch taki jest największym podmuchiem. Oczywiście, jak widać z rozkładu obciążeń od podmuchów na rys. 11, są jeszcze większe podmuchy od tego, który zachodzi średnio jeden raz dla okresu start-lot-ładowanie. Podmuchy te zachodzą z częstością na przykład 1 raz na 100 lotów.



Rys. 16. Program obciążeń badawczych dla okresu start-lot-ładowanie

W myśl powyższych założeń, do badań zmęczeniowych — zamiast uproszczonego programu obciążeń z rys. 13 — przyjmuje się program obciążeń badawczych, przedstawiony na rys. 16. Obciążenia od podmuchów na rys. 13 w okresie start-lot-ładowanie były zastąpione przez 12 cykli obciążeń, przy czym każdy cykl obciążenia odpowiadał podmuchowi o prędkości 3 m/sek. Na rys. 16, 12 cykli obciążeń, o prędkości podmuchu 3 m/sek. każdy, zostało zastąpione przez 7 cykli obciążeń, odpowiadających prędkości podmuchu 3 m/sek. i 1 cykl obciążenia, odpowiadający prędkości podmuchu 4,6 m/sek.



Rys. 17. Trasy lotów, dające równoważne uszkodzenie zmęczeniowe, odpowiadające programowi obciążeń z rys. 16

Jak widać z rozkładu obciążeń od podmuchów na rys. 11, podmuch o prędkości 4,6 m/sek. występuje około 10 000 razy dla 10 000 lotów eksploatacji rozpatrywanego samolotu komunikacyjnego. Program obciążeń od podmuchów z rys. 16 dobrano tak, że daje on takie samo uszkodzenie zmęczeniowe D , jak i program obciążeń od podmuchów z rys. 13.

Uwzględnienie rzeczywistej wielkości największego podmuchu dla okresu start-lot-ładowanie w programie obciążeń badawczych czyni go bardziej zbliżonym do rzeczywistych warunków eksploatacji. Duże obciążenia, zachodzące raz dla okresu przyjętego za jednostkę w danych badaniach, mają duży wpływ na wytrzymałość zmęczeniową badanej konstrukcji. Sprowadzenie pojedynczego dużego obciążenia do kilku mniejszych, dających takie samo uszkodzenie zmęczeniowe (według podanej metody), nie odwzorowuje wpływu na wytrzymałość zmęczeniową badanej konstrukcji wszystkich parametrów pojedynczego dużego obciążenia, zachodzącego raz dla okresu przyjętego za jednostkę w danych badaniach.

Po cyklu obciążeń od podmuchów, zachodzącym średnio raz dla każdego lotu, następuje obciążenie od lądowania tak, jak to pokazano na rys. 16. Składa się ono ze statycznej reakcji na podwozie samolotu przy lądowaniu oraz z ciągu silnika, który równoważony jest przez reakcję na podwoziu głównym samolotu o kierunku przeciwnym do kierunku lotu. Zarówno reakcja statyczna na podwozie przy lądowaniu, jak i reakcja od ciągu silnika są wyznaczone dla pełnego ciężaru samolotu, to jest dla ciężaru samolotu w chwili startu. Przebieg obciążenia kabiny, wynikający z jej hermetyzacji, pokazany jest na rys. 16. Ciśnienie rośnie początkowo od zera aż do swej maksymalnej wartości $\Delta p = 600 \text{ G/cm}^2$, co odpowiada mniej więcej lotowi na wysokości 12 000 m. Wzrost i spadek ciśnienia na rys. 16 odpowiadają w locie, wznoszeniu oraz schodzeniu do lądowania. W ten sposób otrzymano program obciążeń badawczych samolotu komunikacyjnego dla jednego okresu start-lot-ładowanie. Jeżeli eksploatacja samolotu komunikacyjnego była obliczona w ten sposób, że powinien on wytrzymać 10 000 lotów z programem obciążeń, tak jak przedstawiono na rys. 16, to w badaniach zmęczeniowych na stanowisku badawczym badany płatowiec powinien wytrzymać $10\,000 \cdot k$ programów obciążeń badawczych z rys. 16, gdzie k jest współczynnikiem bezpieczeństwa. W praktycznych bada-

niach zmęczeniowych, przy sprawnym przeprowadzaniu prób, program obciążeń badawczych z rys. 16, odpowiadający jednemu okresowi start-lot-ładowanie, można zrealizować w ciągu 3 minut.

Na rys. 11, przedstawiającym rozkład obciążeń od podmuchów dla 10 000 lotów samolotu komunikacyjnego, widać, że co pewien czas występują podmuchy o bardzo dużej prędkości, znacznie większej od prędkości podmuchu, który zachodzi średnio jeden raz dla każdego lotu. I tak na 10 000 lotów jest 100 podmuchów o prędkości 10 m/sek. Statystycznie przedstawia to się w ten sposób, że na każde 100 lotów samolot komunikacyjny będzie doznawał podmuchu o prędkości 10 m/sek. Te duże obciążenia powinny być uwzględnione w programie badań z dwóch względów:

Po pierwsze, w celu uwzględnienia wpływu na wytrzymałość zmęczeniową bardzo rzadkich, ale za to bardzo dużych podmuchów, które mają istotny wpływ na wytrzymałość zmęczeniową badanej konstrukcji i po drugie, w celu sprawdzenia statycznej wytrzymałości konstrukcji przy założeniu, że w czasie eksploatacji powstają pęknięcia, które nie są wykrywane natychmiast i naprawiane, i konstrukcja z ukrytym pęknięciem będzie musiała przenosić te duże obciążenia. Przy włączaniu bardzo dużych podmuchów do programu badań zmęczeniowych należy pamiętać, że podając konstrukcję na początku badań zmęczeniowych działaniu bardzo dużych obciążeń, zwiększa się jej wytrzymałość zmęczeniową. Aby uniknąć takiego „poprawiania” wytrzymałości zmęczeniowej konstrukcji, należy bardzo duże obciążenia zacząć przykładać dopiero po odwzorowaniu w badaniach zmęczeniowych co najmniej 5000 lotów, to jest po realizacji na stanowisku badawczym 5000 programów obciążeń z rys. 16.

Na rys. 16 przedstawiono program obciążeń badawczych dla jednego lotu według planu lotu przedstawionego na rys. 9. W eksploatacji jednak nie zawsze samolot będzie latał według takiego planu. Będą przypadki, że samolot będzie latał na znacznie krótszych trasach niż ta, którą przyjęto za bazę do wyznaczania przebiegu obciążeń dla jednego lotu. By mieć skalę porównawczą między poszczególnymi trasami lotów ze względu na wytrzymałość zmęczeniową samolotu, należy sporządzić cały szereg planów lotów na różnych trasach, które pod względem wywołwanego uszkodzenia zmęczeniowego byłyby równoważne. Na rys. 17 przedstawiono 4 różne plany lotu samolotu komunikacyjnego, które dają takie samo uszkodzenie zmęczeniowe dla jednego okresu start-lot-ładowanie, jak plan lotu, przedstawiony na rys. 9. Innymi słowy, każda z tras lotu, przedstawionych na rys. 17, daje uszkodzenie zmęczeniowe rów-

noważne uszkodzeniu, spowodowanemu przez program obciążeń badawczych z rys. 16. Sposób wyznaczania równoważnych pod względem zmęczeniowym tras lotu opiera się na zasadzie, omówionej już w tej pracy, to jest na zasadzie wyznaczania równoważnych uszkodzeń zmęczeniowych za pomocą zależności [5] i znajomości rozkładu obciążeń od podmuchów dla danej trasy.

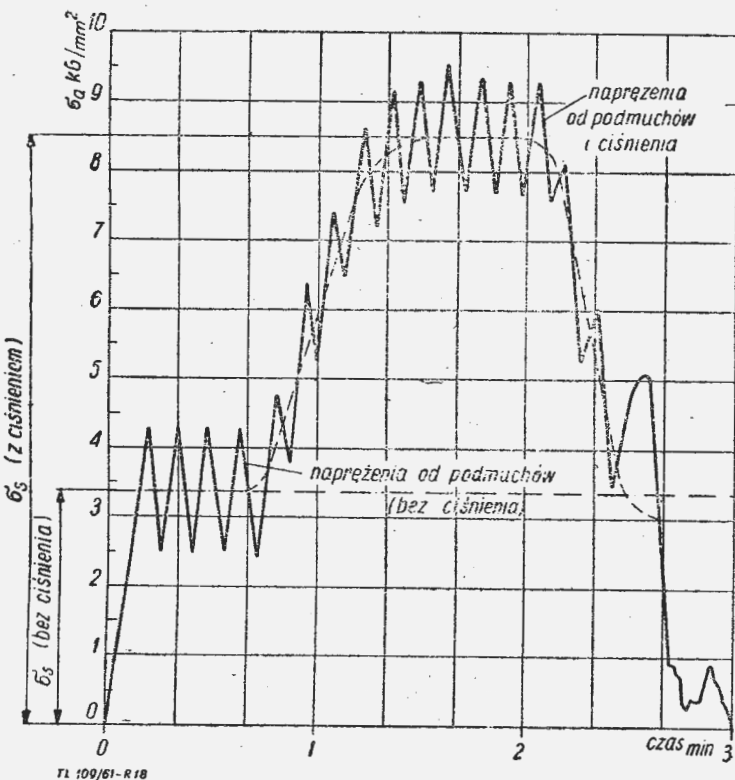
Na podstawie powyższych rozważań widać z całą jasnością, że okres eksploatacji samolotu komunikacyjnego wygodniej jest przedstawiać w funkcji ilości lotów, a nie w funkcji godzin lotu dla całego czasu eksploatacji.

Na rys. 19 pokazano wyniki pomiaru naprężeń przez jeden z tensometrów zamocowanych na wzmocnieniu drzwi zapasowych, tuż koło miejsca zamocowania skrzydła w kadłubie na samolocie „Caravelle”. Przedstawiony wykres naprężeń odpowiada okresowi start-lot-ładowanie.

Jak widać z rys. 18, obciążenia skrzydła od podmuchów wywołują naprężenia w pokryciu kadłuba (połączenie między kadłubem i skrzydłem jest układem statycznie niewyznaczalnym) i z chwilą, gdy kabinę obciąża się ciśnieniem, naprężenia w mierzonym punkcie gwałtownie rosną, oscylując nadal wokół średniej wartości, ale już znacznie wyższej. Średnie naprężenia, bez ciśnienia w mierzonym miejscu na kadłubie, wynoszą 3,5 kg/mm², a po przyłożeniu ciśnienia wzrastają do 8,5 kg/mm². W przypadku, gdyby badano na stanowisku badawczym osobno kadłub i osobno skrzydło, to nie można by uzyskać wykresu naprężeń w kadłubie, przedstawionego na rys. 18. Badając osobno zespoły płatowca, który jako całość jest najczęściej konstrukcją statycznie niewyznaczalną, nie można uwzględnić wpływu obciążeń innych zespołów na rozkład naprężeń w badanym zespole.

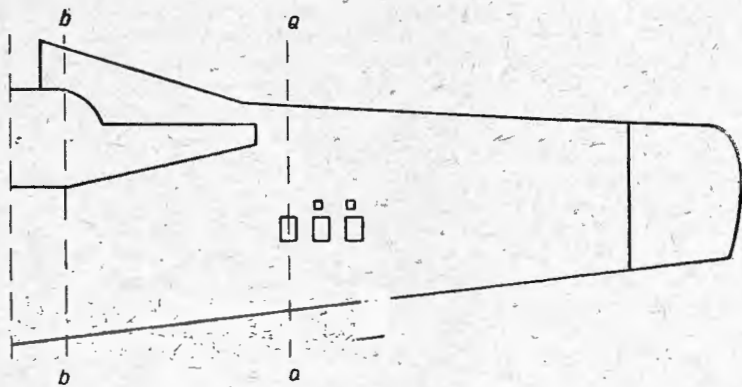
Podany sposób przeprowadzania badań zmęczeniowych na całym płatowcu, w porównaniu z innymi metodami badań zmęczeniowych, daje wyniki najbardziej zbliżone do wyników eksploatacyjnych. Podstawową wadą podanej metody jest bardzo duży koszt przeprowadzania badań zmęczeniowych. W celu przeprowadzenia badań według opisanej metody należy posiadać duży zbiornik wodny z aparaturą zasilającą-sterującą, gdzie można by płatowiec poddawać działaniu ciśnienia. Ponadto konieczne są hydrauliczne urządzenia obciążające do odtwarzania obciążeń od podmuchów i uderzeń od lądowania. Do tego wszystkiego konieczne jest urządzenie synchronizujące obciążenia od ciśnienia z obciążeniami od podmuchów i uderzeń przy lądowaniu. Drugą wadą przedstawionej metody jest to, że ze względu na koszty i czas badań można przeprowadzić badania zmęczeniowe tylko na jednym egzemplarzu płatowca, a zatem w sensie statystycznym dysponuje się wynikami badań tylko z jednej próbki. Biorąc pod uwagę rozrzut wytrzymałości na zmęczenie w konstrukcjach, trudno na podstawie jednej próbki określić dokładność otrzymanych wyników.

Rozsądek i doświadczenie inżynierskie wskazują, że dla prób zmęczeniowych z całym płatowcem byłoby rzeczą niesłuszną stosować współczynniki uwzględniające rozrzut wyników badań, które stosuje się do wyników badań nad pojedynczymi zespołami i elementami. I tak, na podstawie statystycznej teorii prawdopodobieństwa wiadomo, że wynik badań jednej próbki na stanowisku badawczym należy podzielić przez 6, aby uwzględnić rozrzut wytrzymałości na zmęczenie. Znaczyłoby to, że na przykład samolot komunikacyjny, projektowany na 10 000 lotów w eksploatacji, musiałby w badaniach zmęczeniowych według opisanej metody wytrzymać 60 000 programów obciążeń z rys. 16, to jest 60 000 lotów. Zrozumiałą jest rzeczą, że powyższy warunek w odniesieniu do całego płatowca jest nierealny. Przy zachowaniu tego warunku w odniesieniu do całego płatowca znaczna część mało ważnych zespołów samolotu będzie niepotrzebnie przewymiarowana i przez to wypadnie za ciężka. Inne z kolei, bardzo istotne ze względu na wytrzymałość zmęczeniową zespoły płatowca, na przykład skrzydło, powinny wytrzymać w badaniach pojedynczego egzemplarza 60 000 lotów lub nawet więcej. W takiej sytuacji, żeby niepotrzebnie nie wzmacniać jednych zespołów, a jednocześnie nie zwiększać niebezpieczeństwa katastrofy samolotu komunikacyjnego na skutek uszkodzeń zmęczeniowych w zespołach istotnych ze względu na wytrzymałość zmęczeniową, należy — obok badań zmęczeniowych całego płatowca — przeprowadzić dodatkowe badania na zespołach decydujących o bezpiecznej eksploatacji samolotu. W przypadku samolotu komunikacyjnego takimi elementami istotnymi — ze względu na wytrzymałość zmęczeniową — są skrzydło i kabina ciśnieniowa. Na nich też głównie należy



Rys. 18. Rozkład naprężeń pomierzonych przez tensometr na wzmocnionym pokryciu kadłuba koło drzwi dla jednego okresu obciążeń start-lot-ładowanie

przeprowadzać dodatkowe badania i można dopuścić do pewnego przewymiarowania tych krytycznych zespołów ze względu na wytrzymałość statyczną i zmęczeniową, w porównaniu z innymi zespołami i elementami płatowca. Wyniki badań na zespołach lub elementach są o tyle cenniejsze, że można zawsze przebadać na przykład parę skrzydeł i w znaczeniu statystycznym wyniki takie mają większą dokładność, a zatem otrzymuje się większe bezpieczeństwo eksploatacji samolotu komunikacyjnego.



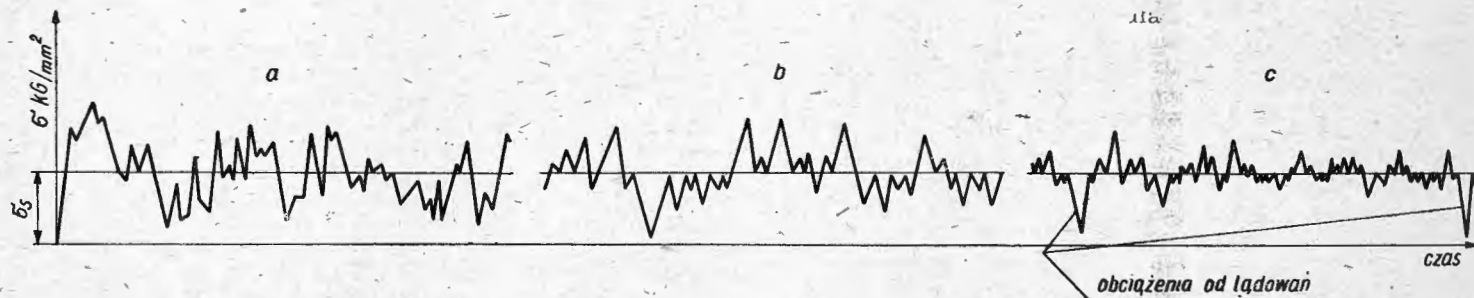
TL 100/61-22

Rys. 19. Skrzydło poddawane badaniom zmęczeniowym

Badania zmęczeniowe na elementach bądź zespołach mogą być prowadzone za pomocą trzech różnych metod realizacji programu obciążeń:

1. Program obciążeń, w miarę możliwości, jest jak najdokładniejszym odtworzeniem na stanowisku badawczym obciążenia eksploatacyjnego w sensie statystycznym dla danego zespołu.
2. Program obciążeń badanego zespołu bądź elementu oparty jest na zastąpieniu obciążeń eksploatacyjnych przez program badań (tak zwane programowane badania zmęczeniowe dla kilku amplitud obciążenia).
3. Program obciążeń jest opracowywany dla jednej wybranej amplitudy obciążenia, aż do zniszczenia badanego zespołu lub elementu.

Obecnie omówione zostaną zasady, jakimi należy się kierować wybierając jedną z trzech metod opracowania programu obciążeń w badaniach zmęczeniowych elementów lub zespołów, oraz dokładność i reprezentatywność wyników badań, otrzymanych za pomocą tych metod. Dobór programu



Rys. 20. Przebiegi obciążeń, według których były badane skrzydła

obciążeń badawczych według trzech wymienionych metod objaśniono na przykładzie skrzydła przedstawionego na rys. 19.

Najpierw należy zająć się programem obciążeń badawczych, polegającym na jak najdokładniejszym odtworzeniu obciążeń eksploatacyjnych w sensie statystycznym na stanowisku badawczym. W tym przypadku za jednostkę programu obciążeń badawczych przyjmuje się przebieg obciążeń eksploatacyjnych dla jednego lotu, typowego dla danego samolotu komunikacyjnego. Przyjmując przebieg obciążeń eksploatacyjnych dla jednego lotu należy pamiętać, by był on reprezentatywny w sensie statystycznym.

Na rys. 20 (przebieg „a”) pokazano przebieg obciążeń eksploatacyjnych od podmuchów dla rozpatrywanego skrzydła z rys. 19. Przebieg obciążeń badawczych od podmuchów „b” jest wiernym odtworzeniem sekwencji i wartości obciążeń w warunkach laboratoryjnych przebiegu obciążeń

eksploatacyjnych od podmuchów „a”. Przez wierne odtworzenie obciążenia eksploatacyjnego w warunkach laboratoryjnych należy rozumieć możliwość odtworzenia postaci cyklu obciążenia przez urządzenia obciążające tak, jak to było omówione w poprzednim rozdziale tej pracy. Przebieg obciążeń badawczych „c” na rys. 20 przedstawia przebieg „b” z rys. 20, z włączeniem okresowych obciążeń od lądowania. Na podstawie badań dla 10 skrzydeł z rys. 19 stwierdzono [lit. 4], że skrzydło do chwili zniszczenia wytrzymało $3,275 \cdot 10^6$ cykli obciążeń według przebiegu „b” z rys. 20 oraz $0,639 \cdot 10^6$ cykli obciążeń według przebiegu „c” (ten ostatni wynik jest średnią dla trzech przebadanych skrzydeł).

Jak więc widać, przy badaniach skrzydeł samolotów komunikacyjnych należy do programu obciążeń badawczych włączać obciążenia od lądowań, gdyż dają one dużą część uszkodzenia zmęczeniowego; stąd wniosek, że wyniki badań na podstawie przebiegu „b” nie oddają rzeczywistych warunków eksploatacji. Metoda badań zmęczeniowych, polegająca na odtworzeniu obciążeń eksploatacyjnych w sensie statystycznym na stanowisku badawczym, jest w pełni reprezentatywna w odniesieniu do warunków eksploatacji, gdyż — jak pokazują badania w warunkach eksploatacji — nie ma prawidłowości w sekwencji przenoszonych obciążeń przez rozpatrywany zespół i stąd przyjęta w badaniach zmęczeniowych na stanowisku badawczym przypadkowa kolejność przykładania sił w pełni odpowiada rzeczywistym warunkom eksploatacji. W przypadku, gdyby dla przebiegu obciążeń „b” z rys. 20 i krzywej Wöhlera $\sigma \div N$ dla rozpatrywanego skrzydła z rys. 19 obliczyć ilość cykli obciążeń do chwili zniszczenia skrzydła za pomocą zależności kumulacji uszkodzeń ($\sum \frac{n}{N} = 1$), to okazałoby się, że re-

dukując przebieg „b” według metody szczytów, omówionej w poprzednim rozdziale tej pracy otrzyma się $N_s = 2,669 \cdot 10^6$, natomiast przy redukcji według metody amplitud otrzyma się $N_a = 8,508 \cdot 10^6$ cykli obciążeń do chwili zniszczenia. Należy w tym miejscu dodać, że obliczenia i krzywa Wöhlera $\sigma \div N$ odnoszą się do tak zwanego krytycznego punktu w skrzydle, to jest miejsca, gdzie są największe naprężenia w dźwigarze skrzydła. Znane jest zjawisko, że gdy przed badaniami zmęczeniowymi daną próbkę lub zespół obciąży się dużą siłą (większą od tych, które będzie się następnie przykładać w czasie badań), to tak przeciążona próbka będzie miała większą wytrzymałość zmęczeniową w porównaniu z wytrzymałością takiej samej próbki, tak samo obciążonej, tylko nie poddanej przeciążeniu wstępnemu.

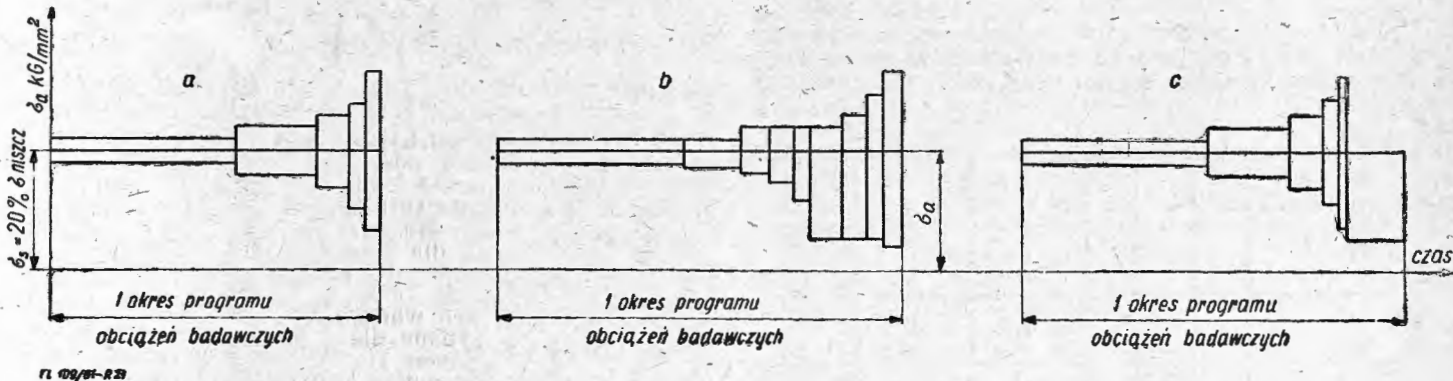
W związku z tym, jeżeli określi się krzywą Wöhlera $\sigma \div N$ dla badanego skrzydła, poddając przedtem skrzydło

wstępnemu przeciążeniu, odpowiadającemu największej sile w przebiegu obciążeń „b” na rys. 20, i dla takiej krzywej $\sigma \div N$ i przebiegu obciążeń „b”, obliczy się ilość cykli obciążeń do chwili zniszczenia skrzydła przy redukcji obciążeń według metody szczytów, to wówczas $N_s = 3,048 \cdot 10^6$ do chwili zniszczenia. Jak stąd widać, metoda szczytów daje wyniki bliższe rzeczywistości w porównaniu z metodą amplitud. Widać dalej, że gdy krzywą $\sigma \div N$ dla skrzydła podda się „ulepszeniu” przez wstępne przeciążenie największym obciążeniem, to wyniki teoretycznych obliczeń jeszcze bardziej są zbliżone do wyników z doświadczeń.

Jeżeli przeprowadzi się podobne obliczenia dla przebiegu „c” z rys. 20 i krzywej Wöhlera $\sigma \div N$ dla skrzydła, to przy redukcji przebiegu obciążeń według metody szczytów otrzyma się $N_s = 0,750 \cdot 10^6$ cykli obciążeń do chwili zniszczenia i $N_a = 3,564 \cdot 10^6$ przy redukcji przebiegu obciążeń według metody amplitud. W przypadku, gdyby wykres $\sigma \div N$ dla skrzydła „ulepszyć” maksymalnym obciążeniem występują-

cym w przebiegu obciążeń „c”, to przy zastosowaniu metody szczytów do redukcji przebiegu obciążeń „c” otrzyma się $N_s = 0,851 \cdot 10^6$ cykli obciążeń do chwili zniszczenia skrzydła. Również i dla przebiegu obciążeń „c” metoda szczytów daje wyniki bliższe rzeczywistości w porównaniu z metodą amplitud.

Na podstawie całego szeregu badań zmęczeniowych stwierdzono, że miejsce pierwszego uszkodzenia zmęczeniowego (pęknięcie) oraz rodzaj zniszczenia skrzydła wskutek zmęczenia zależą od przebiegu obciążeń. Badając skrzydła zaobserwowano, że inne rodzaje uszkodzeń i zniszczeń występowały przy obciążeniach badawczych, odtwarzających obciążenia eksploatacyjne w sposób wierny pod względem statystycznym, oraz inne rodzaje uszkodzeń i zniszczeń — dla obciążeń programowych i obciążeń z jedną amplitudą. Pierwszy sposób przeprowadzania badań zmęczeniowych



Rys. 21. Różne postacie okresów programu w programowanych badaniach zmęczeniowych

pozwała określić w czasie badań wszystkie krytyczne miejsca w skrzydle ze względu na zmęczenie oraz prędkość rozchodzenia się uszkodzeń zmęczeniowych w tych miejscach. W przypadku ostatnich dwóch metod występują tylko niektóre rodzaje uszkodzeń zmęczeniowych w skrzydle w porównaniu z metodą pierwszą. Metoda pierwsza nabiera szczególnej wartości, gdy bada się zespoły statycznie niewyznaczalne, gdyż wtedy powstaje zagadnienie zmiany rozkładu obciążenia między poszczególnymi elementami nośnymi zespołu oraz zmiany tłumienia w miarę postępu badań zmęczeniowych. Zmiana rozkładu obciążeń między elementami zespołu statycznie niewyznaczalnego oraz zmiana rozkładu tłumienia zależą od charakteru przebiegu obciążeń. Wyniki badań zmęczeniowych, opartych na programowanych badaniach zmęczeniowych (dla kilku amplitud), bądź na badaniach z jedną amplitudą obciążenia, nie uwzględniają wpływu zmiany rozkładu obciążeń między poszczególnymi elementami w miarę postępowania badań. Podstawową trudnością metody pierwszej jest skomplikowana aparatura odtwarzająca przebieg obciążeń zgodny z przebiegiem eksploatacyjnym i długi czas trwania badań. Czas badania jednego skrzydła według tej metody trwa przeciętnie cztery do pięciu miesięcy.

Obecnie omówiona zostanie druga metoda badań zmęczeniowych, oparta na zamianie przebiegu obciążeń eksploatacyjnych na program badań o kilku amplitudach obciążenia.

Na rys. 21 „a” pokazano jeden okres programu programowanych badań zmęczeniowych skrzydła, obciążonego podmuchami. W rozpatrywanym przypadku cały zakres obciążeń od podmuchów został zastąpiony przez pięć wartości obciążeń, to jest przez pięć amplitud obciążeń.

Stosunek ilości cykli obciążeń między poszczególnymi wartościami obciążeń dla jednego okresu programu badań jest taki sam jak i w rozkładzie obciążeń, odpowiadającym całemu okresowi eksploatacyjnemu rozpatrywanego zespołu lub elementu. Ilość cykli obciążeń w jednym okresie programu należy dobrać tak, aby badany zespół na stanowisku badawczym przeniósł do chwili zniszczenia nie mniej niż 20 okresów programu badań [patrz lit. 2] z rys. 21. W przebiegu obciążeń eksploatacyjnych sekwencja przykładowych sił do badanego zespołu ma charakter przypadkowy, a w programowanych badaniach zmęczeniowych sekwencja przykładowych sił ma charakter wybitnie regularny. Wpływ regularnej sekwencji sił przykładowych do badanego zespołu na ilość cykli obciążeń do chwili zniszcze-

nia można wydatnie zmniejszyć, przyjmując dużą ilość okresów programu (nie mniej niż 20) dla danego rozkładu obciążeń. Jak widać z rys. 21, przy programowanych badaniach zmęczeniowych nie można przedstawiać wytrzymałości zmęczeniowej badanego skrzydła w funkcji ilości lotów do chwili zniszczenia skrzydła. Wynika to z zasady realizacji programu obciążeń — zamiast odwzorowywać w badaniach zmęczeniowych kolejno obciążenia dla jednego lotu, rozkład obciążeń od podmuchów dla całego okresu eksploatacji dzieli się na przykład na 20 okresów programu obciążeń. Z punktu widzenia techniki realizacji badań zmęczeniowych taki podział zmęczeniowych obciążeń badawczych na okresy programu ogromnie upraszcza konstrukcję urządzeń obciążających i skraca czas badań zmęczeniowych, gdyż przy tych badaniach prędkość przykładowych obciążeń może być bardzo duża.

W przypadku skrzydeł powstaje zagadnienie uwzględnienia w okresie programu obciążeń od lądowania. Włączenie tych obciążeń do okresu programu czyni go asymetrycznym względem obciążenia średniego $\sigma_s = 0,2\sigma_{niszcz}$, gdzie σ_{niszcz} jest statecznym naprężeniem niszczącym skrzydła. Obciążenia od lądowań w okresie programu można uwzględnić w dwojaki sposób: wprowadzając obciążenia od lądowania do okresu programu niezależnie od obciążeń od podmuchów, to jest tak, jak to pokazano na rys. 21 „c”, albo też cały okres programu obciążeń zmęczeniowych budować w ten sposób, że obciążenia od lądowań włącza się bezpośrednio do obciążeń od podmuchów i wtedy otrzymuje się okres programu obciążeń, pokazany na rys. 21 „b”. Włączenie bezpośrednie obciążeń od lądowań do okresu programu zmienia zarówno obciążenia średnie dla danej amplitudy, jak również zmienia samą amplitudę cyklu obciążenia. Sposób włączania obciążeń od lądowań do okresu programu badań zmęczeniowych ma istotny wpływ na charakter zniszczenia zmęczeniowego. W przypadku badanego skrzydła z rys. 19 [lit. 4], gdy skrzydło było badane według okresu programu „c” na rys. 21, zniszczenie skrzydła zachodziło bądź w przekroju $a \div a$, bądź w przekroju $b \div b$, tak, jak to pokazano na rys. 19. Przy zastosowaniu okresu programu „b” z rys. 21 skrzydło ulegało zniszczeniu tylko wzdłuż przekroju $b \div b$ na rys. 19.

Pozostaje odpowiedzieć na pytanie, w jakim stopniu programowane badania zmęczeniowe są reprezentatywne dla warunków eksploatacji.

Na rys. 22 po lewej stronie przedstawiony jest wykres wartości uszkodzeń D w funkcji amplitud obciążenia od podmuchów, w przekroju $a \div a$ skrzydła przedstawionego na rys. 19. Amplitudy obciążenia od podmuchów na rys. 22 są podane jako części σ_{niszcz} , to jest statycznych naprężeń niszczących przekrój $a \div a$ skrzydła. Jak widać z rys. 22, największą część uszkodzenia zmęczeniowego w przekroju $a \div a$ skrzydła otrzymuje się od podmuchu dającego naprężenie $\sigma_a = 0,085 \cdot \sigma_{niszcz}$.

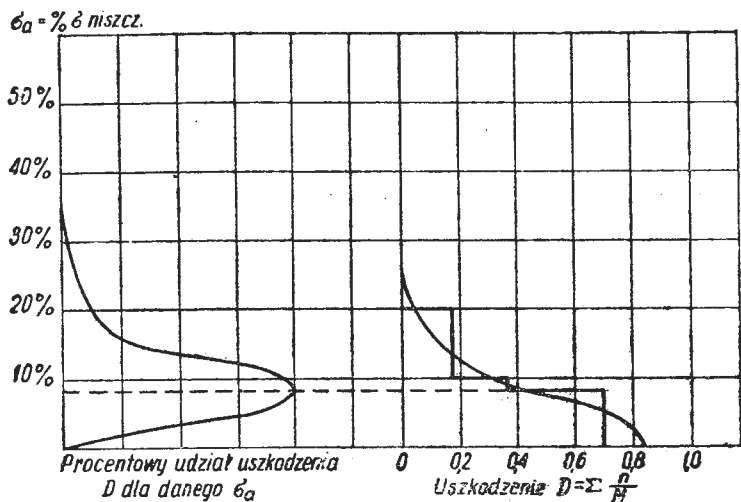
Program obciążeń badawczych dla przekroju $a \div a$ skrzydła dobrano tak, że:

$$i \left. \begin{aligned} \frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} + \frac{n_3}{N_3} &= 1 \\ \frac{n_1}{N_1} &= \frac{n_2}{N_2} = \frac{n_3}{N_3} \end{aligned} \right\} [10]$$

to jest okres programu obciążeń składał się z trzech amplitud obciążenia, a ilości cykli obciążeń n_1, n_2, n_3 dobrano tak, że uszkodzenie zmęczeniowe dla każdej amplitudy obciążenia było jednakowe.

Amplituda obciążenia dla n_2 cykli obciążeń odpowiada $\sigma_a = 0,085 \cdot \sigma_{niszcz.}$ (rys. 22). Po prawej stronie rys. 22 przedstawiono uszkodzenie zmęczeniowe w chwili zniszczenia skrzydła, wyznaczone na podstawie badań eksploatacyjnych (linia ciągła) i uszkodzenie zmęczeniowe, uzyskane na podstawie programowanych badań dla trzech amplitud obciążenia (linia schodkowa) według zależności [10]. Z przebiegu krzywych uszkodzeń zmęczeniowych dla przekroju $a \div a$ skrzydła, przedstawionego na rys. 19, można obliczyć, że stosunek całkowitego uszkodzenia zmęczeniowego od obciążeń eksploatacyjnych do całkowitego uszkodzenia dla trzech amplitud obciążenia badawczego ma się tak, jak 8,5 : 7.

Widać stąd, że programowane badania zmęczeniowe są reprezentatywne w odniesieniu do warunków eksploatacji i są najlepszym kompromisem ze względu na koszt badań



Rys. 22. Całkowite uszkodzenia zmęczeniowe D przekroju $a-a$ skrzydła z rys. 19 dla programu obciążeń z trzema amplitudami obciążenia i dla obciążeń eksploatacyjnych

zmęczeniowych oraz czas trwania tych badań.

Pozostały do omówienia badania zmęczeniowe, przeprowadzane dla jednej amplitudy obciążenia, aż do chwili zniszczenia badanego elementu lub zespołu. Badania te — z uwagi na swoją prostotę i licznosc badanych próbek — zasługują na specjalną uwagę. W tych badaniach rozkład obciążeń eksploatacyjnych jest zastąpiony przez jedno obciążenie. Do badań przyjmuje się takie obciążenie z danego rozkładu obciążeń, które daje największą wartość uszkodzenia zmęczeniowego D . W celu określenia obciążenia, dającego największą wartość uszkodzenia zmęczeniowego dla danego rozkładu obciążeń eksploatacyjnych, należy założyć postać krzywej Wöhlera $\sigma \div N$. Założona postać krzywej $\sigma \div N$ nie będzie nigdy ściśle odpowiadać krzywej $\sigma \div N$ dla rozpatrywanego przekroju. Stąd ilość cykli obciążeń próbek do chwili zniszczenia, wyznaczona na podstawie zależności kumulacji uszkodzeń zmęczeniowych i założonej postaci krzywej $\sigma \div N$, będzie zawsze obarczona błędem.

Błąd będzie stosunkowo nieduży, gdy wartość obciążenia użytego do badań będzie bliska wartości tego obciążenia, które w warunkach eksploatacji daje największą wartość uszkodzenia zmęczeniowego. Błąd, jaki popełnia się określając ilość cykli obciążeń do chwili zniszczenia na podstawie badań z jedną amplitudą, zależy w większym stopniu od błędu popełnionego przy przyjmowaniu postaci krzywej Wöhlera $\sigma \div N$, niż od niedokładności liniowej zależności kumulacji uszkodzeń zmęczeniowych. W badaniach zmęczeniowych z jedną amplitudą nie otrzymuje się wszystkich postaci uszkodzeń zmęczeniowych, charakterystycznych dla danego zespołu i danego rozkładu obciążeń. Przyjęta do badań amplituda obciążenia i obciążenie średnie (statyczne) mają istotny wpływ na postać zniszczenia zmęczeniowego badanego zespołu lub elementu.

Wyniki badań dla skrzydła przedstawionego na rys. 19 pokazane są na rys. 23 [lit. 4]. Na osi rzędnych odłożono amplitudę obciążenia w funkcji statycznych naprężeń niszczących

σ_s oraz na osi odciętych — naprężenia średnie σ_a również w funkcji statycznych naprężeń niszczących skrzydło. Na wykresie przedstawiono linie o stałej ilości cykli obciążeń skrzydła do chwili zniszczenia w funkcji amplitudy obciążenia σ_a i naprężeń średnich σ_s . Na podstawie badań ze skrzydłami z rys. 19 dla różnych wartości σ_a i σ_s można stwierdzić, że rozkład $\log N_{niszcz.}$ ma charakter normalny. W celu sprawdzenia normalności rozkładu $\log N_{niszcz.}$, wyniki badań dla różnych amplitud σ_a i różnych średnich obciążeń σ_s sprowadzono do jednego poziomu odniesienia za pomocą rozkładu znanego w teorii rachunku statystycznego jako rozkład „ t ” według następującej zależności:

$$t = \frac{x_i - \bar{x}}{s} \cdot \sqrt{\frac{n}{n+1}} \quad [11]$$

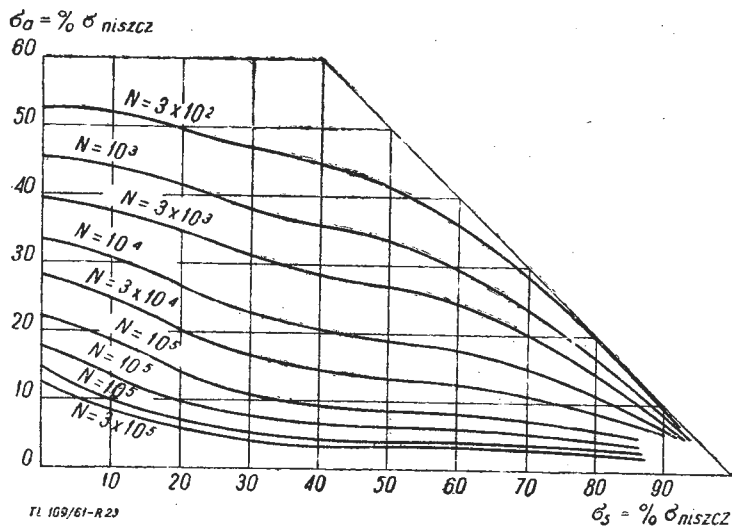
gdzie $x_i = \log N_{niszcz.}$, $\bar{x} = \frac{x_i}{n}$, n — ilość próbek dla danego

σ_a i σ_s i s — średnie odchylenie dla n próbek przy danym σ_a i σ_s . W przypadku, gdy przebadane próbki (skrzydła) mają normalne rozkłady $\log N_{niszcz.}$ dla różnych wartości σ_a i σ_s , to dystrybuanta rozkładu „ t ” musi odpowiadać rozkładowi normalnemu. Na rys. 24 pokazano dystrybuantę rozkładu normalnego dla 8 stopni swobody (teoretyczną) i dystrybuantę rozkładu „ t ”, otrzymaną dla przebadanych próbek (linia cieńsza). Jak widać z rys. 24, rozkład $\log N_{niszcz.}$ dla różnych wartości σ_a i σ_s ma charakter normalny. Średnie odchylenie dla wszystkich wartości σ_a i σ_s ma wartość stałą i równa się $s = 0,12$.

Na podstawie badań można stwierdzić, że średnia wartość $N_{niszcz.}$ i średnie odchylenie s , określane na podstawie badań zmęczeniowych z jedną amplitudą dla całych konstrukcji, są zawsze mniejsze od tych wielkości, określonych dla poszczególnych elementów tej konstrukcji.

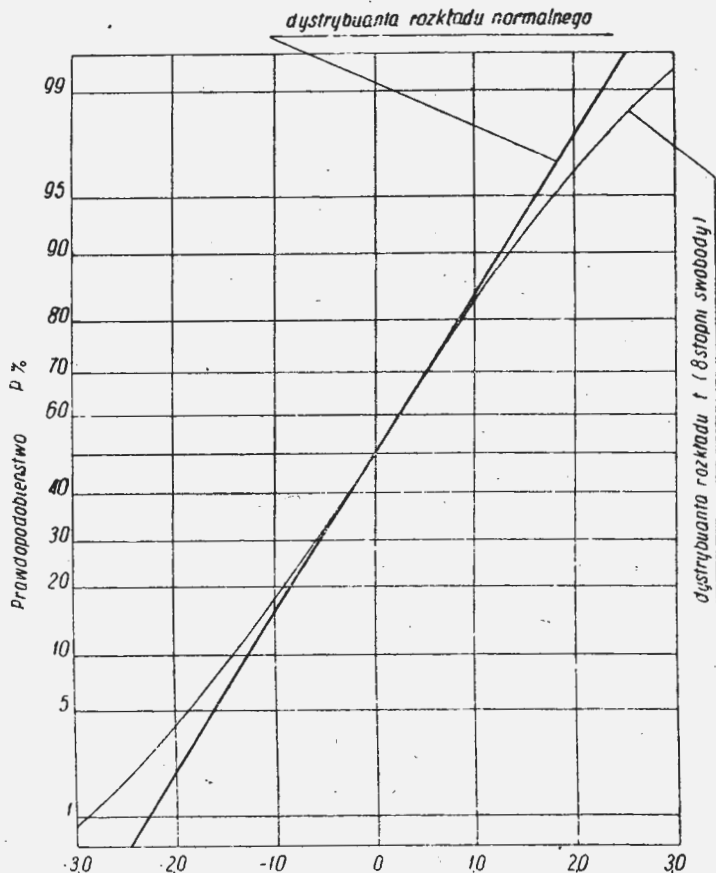
Porównując wszystkie wyżej omówione metody badań zmęczeniowych oraz analizując dokładności wyników związanych z tymi metodami, nasuwa się pytanie, czy badań zmęczeniowych płatowca współczesnego samolotu komunikacyjnego, latającego na pułapach powyżej 6000 m, nie należałoby uprościć w ten sposób, że na przykład obciążenia skrzydła dla okresu start-łot-ładowanie odwzorować tylko jednym obciążeniem, dającym taką samą wartość uszkodzenia zmęczeniowego, jak przebieg obciążeń skrzydła dla rozpatrywanego okresu. Za takim stanowiskiem przemawia fakt, że obciążenia od podmuchów na wysokości powyżej 6000 m, w porównaniu z obciążeniami od lądowań, dają bardzo małą wartość uszkodzenia zmęczeniowego. Współczesne samoloty komunikacyjne latają na wysokościach rzędu 12 000 m. Z danych statystycznych [lit. 3] wiadomo, że podmuchy o dużej prędkości istnieją w pobliżu ziemi, a w miarę wzrostu wysokości prędkość podmuchów maleje i powyżej 6000 m są one bardzo małe. Wynika stąd, że dla współczesnego samolotu komunikacyjnego podmuchy o dużej prędkości odpowiadają okresom wznoszenia i schodzenia do lądowania.

Przeciwno takiemu odwzorowaniu obciążenia jednego lotu za pomocą jednego zwiększonego podmuchu przemawia to, że wtedy nie można byłoby porównywać pod względem



Rys. 23. Wykres $N_{niszcz.} = const$ w funkcji σ_a i σ_s

zmęczeniowym różnych tras lotu. Jednak na podstawie badań statystycznych [lit. 1] wiadomo, że rozkład obciążeń od podmuchów dla całej atmosfery jest niemal stały, natomiast rozkład częstości zmienia się z wysokością lotu, położeniem geograficznym i porą roku. Biorąc pod uwagę, że nie ma jakiegokolwiek zależności między kolejnością podmuchów w atmosferze, to przyjęcie programu badań — nawet na podstawie pomiarów w eksploatacji na danym samolocie — wcale nie oznacza, że będzie jakakolwiek zależność między



Rys. 24. Dystrybuanta rozkładu $\log N_{niszcz.}$ dla różnych wartości σ_a i σ_s

obciążeniami, jakich będą doznawać samoloty tego typu w czasie eksploatacji, a obciążeniami z programu badań zmęczeniowych.

W takiej sytuacji wydaje się logiczne przyjęcie kryterium zmęczeniowego, jednakowego dla wszystkich samolotów danej klasy. Dla samolotów komunikacyjnych odrzutowych o prędkości przelotowej rzędu 800 km/h podmuch o prędkości około 6 m/sek. daje uszkodzenie zmęczeniowe, odpowiadające okresowi start-lot-ładowanie. Współczynnik przeciążenia n dla podmuchu o prędkości 6 m/sek. w komunikacyjnych samolotach odrzutowych przeciętnie odpowiada wartości $n = 1,65$. Współczynnik przeciążenia dla obciążenia statycznego od obciążeń niszczących odpowiada przeciętnie wartości $n = 5$. Stąd:

$$\gamma = \frac{n_{podm.}}{n_{stat.}} = \frac{1,65}{5,0} = 0,33 \quad [12]$$

Dla samolotów komunikacyjnych warunków wytrzymałości zmęczeniowej można zapisać następująco: $\gamma_{max} = 0,40$ i $N_b = N_s$, to znaczy, że w badaniach zmęczeniowych, gdzie jeden lot zastąpiono jednym obciążeniem, samolot powinien wytrzymać 3 razy tyle obciążeń, ile jest lotów w eksploatacji. Ten warunek może być zachowany stosunkowo łatwo we współczesnych samolotach. W czasie projektowania samolotu zazwyczaj przeprowadza się badania zmęczeniowe na poszczególnych elementach i zespołach, które z punktu widzenia wytrzymałości zmęczeniowej decydują o bezpieczeństwie samolotu. Badania zmęczeniowe tego rodzaju są prowadzone niemal zawsze dla jednej amplitudy obciążenia. Ciężar samolotu po próbach wytrzymałościowych przeciętnie wzrasta o 10%, w porównaniu z projektowanym ciężarem samolotu. Wzrost ciężaru samolotu po próbach wytrzymałościowych spowodowany jest koniecznością zwiększenia wytrzymałości samolotu, która okazała się za małą w porównaniu z wytrzymałością przyjętą w obliczeniach. W przypadku gdy po próbach należy wzmocnić pokrycie samolotu, osiąga się to stosunkowo łatwo przez zwiększenie grubości pokrycia. Gorzej przedstawia się sprawa, gdy trzeba zmienić wymiary dźwigarów skrzydeł lub też odkuwek i odlewów, zabudowanych razem z innymi zespołami w samolocie. Zmiana wymiarów takiego elementu pociąga za sobą zmianę wymiarów zespołów razem z nim zabudowanych, czego nie zawsze można dokonać w prosty sposób. Stąd też elementy i zespoły, odpowiedzialne pod względem wytrzymałościowym, a trudne do przewymiarowania w gotowym płatowcu, należy przewymiarować ze względu na wytrzymałość statyczną i zmęczeniową w okresie projektowania. W ogólnym przypadku przewymiarowania elementów, odpowiedzialnych pod względem wytrzymałościowym, nie prowadzi do jakiegoś poważnego wzrostu ciężaru konstrukcji i zmniejsza w poważnym stopniu niebezpieczeństwo zniszczenia przez zmęczenie elementów trudno dostępnych w codziennej eksploatacji. Dźwigary skrzydeł samolotów komunikacyjnych, połączenia sworzniowe i inne ważne zespoły i części należy w okresie projektowania sprawdzać dla następujących warunków: $\gamma_{max} = 0,4$ i $N_b = 10 \cdot N$. Dla samolotów myśliwskich i przechwytyjących warunek wstępnych badań zmęczeniowych dla zespołów odpowiedzialnych ze względu na wytrzymałość zmęczeniową można przyjąć następująco:

$$\gamma_{max} = 0,6 \text{ i } N_b = 3 \cdot N$$

WYKAZ LITERATURY

1. Rhode R. V. and Donely P.: „Frequency of Occurrence of Atmospheric Gusts and Related Loads on Airplane Structures”, N.A.C.A. A.R.R. Report L 4121, November 1944
2. Z. Łapiński: „Wytrzymałość konstrukcji pracujących na zmęczenie”, Technika Lotnicza, 1961, październik
3. Taylor J.: „Measurement of gust loads aircraft”, Journal of the Royal Aeronautical Society, Febr., 1953
4. A. O. Payne: „Determination of the fatigue resistance of aircraft wings by full-scale testing”, Proceedings of the Symposium held in Amsterdam 5-11 June, 1959
5. J. Kowalewski: „On the Relation between fatigue lives under random loading and under corresponding program loading”, Proceedings of the Symposium held in Amsterdam 5-11 June, 1959
6. P. Vallat: „Caravelle complete structure fatigue tests development and analysis”, Proceedings of the Symposium held in Amsterdam 5-11 June, 1959
7. W. Barrois: „The philosophy of fatigue tests on large dimension aircraft structures”, Proceedings of the Symposium held in Amsterdam 5-11 June, 1959
8. „Verlagen en Verhandelingen — National Luchtvaart — laboratorium”, Amsterdam XXIV — 1960.

Prenumerata „Techniki Lotniczej” na r. 1963 jest przyjmowana od 1 października do 15 grudnia 1962 r. Cena w prenumeracie kwartalnej wynosi zł 36.—, półrocznej — zł 72.—, rocznej — zł 144.—. Należność wpłacać pod nast. adresem: Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Zakład Kolportażu, Warszawa, Mazowiecka 12. PKO-Warszawa-konto nr 1-9-121697

AMERYKAŃSKI PROGRAM BUDOWY TAKTYCZNEGO SAMOŁOTU MYŚLIWSKIEGO O SKRÓCONYM STARCIE

Zakładom Boeing Co. zlecono opracowanie, w ramach programu TFX (Tactical Fighter Xperimental), projektu taktycznego samolotu myśliwskiego o skróconym starcie. Program TFX ma zapoczątkować, wspólnie z europejskim programem NBMR. 3, nową „generację” samolotów wojskowych i stanowi gwarancję, że samoloty załogowe będą w przyszłości rozwijać się na równi z pociskami kierowanymi i bronią raketową.

Samolot TFX ma być w pewnym stopniu kontynuacją dawnych wielocelowych samolotów taktycznych. Należały do nich takie samoloty z końca II wojny światowej, jak „Tempest”, ostatnie wersje samolotów „Spitfire” oraz P-47 i P-51. Zostały one następnie zastąpione przez samoloty odrzutowe „Meteor”, „Vampire”, F-80 i F-84. Samoloty odrzutowe były szybsze od samolotów śmigłowych, a w czasie wojny koreańskiej udowodniły, że mogą spełniać trudne zadania defensywne i ofensywne w prymitywnych warunkach. Niemniej jednak wykazywały one szereg podstawowych wad, które w większym lub mniejszym stopniu przetrwały dotychczas. Współczesne samoloty taktyczne, np. F-104G i F-105D, mają ponad dwukrotnie większą prędkość maksymalną, prędkość wznoszenia i pułap niż starsze samoloty odrzutowe F-80 i F-84. Poza tym mogą one działać w nocy i podczas złych warunków atmosferycznych dzięki automatycznej nawigacji i automatycznemu kierowaniu ogniem. Z drugiej jednak strony ich wartość bojową zmniejszają następujące czynniki:

1. Konieczność długich pasów startowych. Nowoczesny samolot taktyczny, obciążony pełnym zewnętrznym uzbrojeniem, wymaga betonowych, wzmocnionych pasów startowych o długości około 3 km. W niektórych okolicach w ogóle nie ma możliwości budowy tak długich bieżni, poza tym duże lotniska (ich koszt budowy wynosi ponad milion dolarów) mogą być zniszczone w przeciągu krótkiego czasu.

2. Specjalizacja samolotów taktycznych. W przeszłości było bardzo niewiele samolotów, które mogły spełniać z powodzeniem wszystkie zadania o charakterze taktycznym. W ograniczonym stopniu możliwości takie posiadają również samoloty F-105D „Thunderchief”, F4H „Phantom” i „Mirage” IIIIE. Nie jest jednak rzeczą celową stosowanie tylko jednego typu samolotu, odpowiadającego równocześnie wymaganiom samolotu myśliwskiego, bombowego i rozpoznawczego i z tego powodu siły powietrzne muszą być wyposażone przynajmniej w cztery typy samolotów taktycznych, co zapewnia, że spełnią one nałożone na nie zadania.

3. Konieczność uzupełniania paliwa w powietrzu. Siły powietrzne niektórych państw nie mają potrzeby stosowania samolotów o zasięgu większym niż 1600 km. Na przykład wymagania odnośnie taktycznego samolotu myśliwskiego pionowego startu dla NATO mówią o promieniu działania w warunkach lotu na małej wysokości nie przekraczającym 470 km. Z drugiej jednak strony, w przypadku amerykańskich i angielskich sił powietrznych istnieje konieczność masowego przetrzucania samolotów taktycznych z jednego kontynentu na drugi, co wymaga stosowania samolotów-zbiornikowców. Nawet samoloty amerykańskiej marynarki wojennej, mimo baz na lotniskowcach, są zaopatrzone w urządzenia do uzupełniania paliwa w powietrzu. Jest rzeczą oczywistą, że konieczność uzupełniania paliwa w locie ma wpływ na wydatki w lotnictwie taktycznym i zmniejsza liczebność samolotów bojowych.

4. Duże koszty użytkowania. Mimo doskonałości konstrukcji współczesnych samolotów, ich koszty użytkowania są wielokrotnie większe niż samolotów z okresu II wojny światowej.

Wymienione czynniki spowodowały opracowanie programu TFX, którego pierwotnym celem była budowa samolotu o skróconym starcie dla lotnictwa taktycznego, później jednak program ten został dostosowany do wymagań wszystkich trzech rodzajów broni: sił powietrznych, marynarki wojennej i armii (łącznie z piechotą morską). Budowa samolotu, mającego spełniać wymagania trzech rodzajów broni, jest zamierzeniem, które bardzo rzadko udawało się pomyślnie urzeczywistnić i dlatego istnieje obawa, że nowy samolot nie będzie przystosowany w pełni do żadnego ze stawianych mu zadań. Zaletą połączonego progra-

mu jest duża oszczędność kosztów, oceniana na 300 milionów dolarów.

Przed samolotem stawia się cztery zadania: 1) wywalczenie przewagi w powietrzu, tj. musi on posiadać zdolność niszczenia nieprzyjacielskich samolotów we wszystkich warunkach atmosferycznych; 2) atakowanie nieprzyjacielskich obiektów na głębokim zapleczu; 3) wsparcie wojsk lądowych w pasie przyfrontowym; 4) rozpoznanie przy użyciu najnowocześniejszych metod.

Każdy z rodzajów broni ma poza tym własne wymagania:

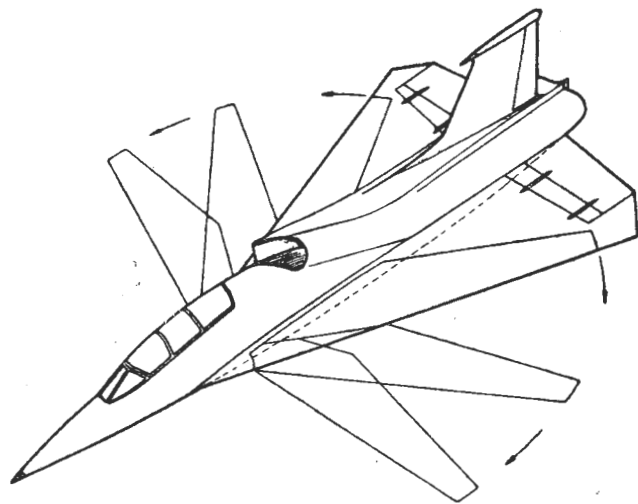
Siły powietrzne żądają samolotu, który mógłby startować z pasów o długości około 900 m, latać z prędkością odpowiadającą $Ma = 3$ na wysokości 25 000 m, przeniknąć na małej wysokości nad obce terytorium na odległość przynajmniej 500 km, przenosić bomby atomowe lub możliwie najcięższe bomby konwencjonalne. Wyposażenie powinno obejmować radar przechwytyjący, urządzenia zakłócające i urządzenia do celów rozpoznawczych. Największy zasięg powinien wynosić 5800 km, umożliwiając przelot nad Pacyfikiem bez uzupełniania paliwa.

Marynarka wojenna pragnie mieć samolot z dużymi możliwościami rozwojowymi, przystosowany do użytkowania na lotniskowcach i przeznaczony w pierwszym rzędzie do obrony zespołów okrętów na morzu i niektórych obiektów nadbrzeżnych; działania szturmowe mają mniejsze znaczenie, nie jest również wymagana możliwość dokonywania długich przelotów.

Armia i piechota morska potrzebuje możliwie najmniejszego, najłżejszego i najtańszego samolotu o krótkim starcie i lądowaniu, mogącego zapewnić bliskie wsparcie we wszystkich warunkach atmosferycznych i bojowych. Duże znaczenie ma poza tym rozpoznanie z dużych i małych wysokości, nie wymaga się natomiast możliwości zwalczania obcych samolotów i dokonywania długich przelotów.

Spełnienie tych tak różnorodnych wymagań zakłady Boeing zamierzają osiągnąć budując samolot o zmiennej geometrii skrzydła, napędzany silnikami dwuprzepływowymi; konstrukcja samolotu umożliwi rozwijanie prędkości naddźwiękowych na małych wysokościach lotu; urządzenia nawigacyjne, przechwytyjące i uzbrojenie będzie najnowocześniejsze; specjalne podwozie z niskociśnieniowymi oponami pozwoli na korzystanie z lotnisk pozbawionych twardej nawierzchni, a dwuosobowa załoga ułatwi przeprowadzanie zadań.

Jak widać z rysunku, układ skrzydeł samolotu TFX (w przyszłości ma on nosić oznaczenie F-111A) przypomina samolot Fokker-Republic „Alliance”: w przedniej części



skrzydła głównego o obrysie trójkątnym są schowane skrzydła pomocnicze, które przy małych prędkościach lotu wysuwają się do przodu, zwiększając powierzchnię nośną i wydłużenie. Z wysuniętymi skrzydłami pomocniczymi samolot będzie wykazywał dobre własności w czasie startu i lądowania oraz w czasie długich przelotów na dużych wysokościach. Ze złożonymi skrzydłami samolot będzie miał optymalny kształt do lotów z prędkościami odpowiadają-

cymi $Ma = 2,2 \div 2,7$. Napęd mają stanowić dwa silniki dwuprzepływowe Pratt and Whitney JTF-10A o ciągu 4760 kG i ciężarze 960 kG (początkowo brano pod uwagę możliwość zastosowania silników Allison AR.168, będących odmianą rozwojową angielskiego silnika „Spey”). Silniki są zaopatrzone w dopalacze, umieszczone za komorami zmieszania strumienia zewnętrznego i wewnętrznego.

Decyzję budowy samolotu o skróconym, a nie o pionowym starcie, tłumaczy się faktem, że zalety taktyczne samolotu VTOL są umniejszone przez pogorszenie osiągnięć samolotu i duże koszty przygotowania zaplecza. Rozproszenie poszczególnych kluczy samolotów na dużym obszarze wymagałoby stwórczenia eskadr samolotów „dostawczych” pionowego startu oraz zorganizowania sieci komunikacyjnej między poszczególnymi bazami. Z drugiej jednak strony, ponieważ stosunek ciągu do ciężaru projektowanego samolotu jest bardzo bliski jedności oraz ponieważ zastosowanie autostabilizacji tak czy inaczej będzie konieczne, niewielkie zmiany pozwoliłyby przekształcić go w samolot o pionowym starcie i lądowaniu.

W.K.

621.452,3 : 629.125,8

LOTNICZE SILNIKI TURBINOWE DO NAPĘDU WODOLOTÓW

Wodoloty, podobnie jak samoloty, wymagają silników o możliwie najmniejszym ciężarze, ponieważ zarówno jedne, jak i drugie muszą wykorzystywać część mocy do pokonania siły ciężkości. Im mniejszy ciężar układu napędowego, tym łatwiej wodolot przechodzi z fazy pływania w fazę unoszenia na podwodnych skrzydłach. Pod uwagę mogą być brane dwa rodzaje silników: silniki wysokoprężne i silniki turbinowe. Szczegółowa analiza zagadnienia wykazała, że w przypadku wodolotów o ciężarze powyżej 50 T decydującą przewagę jako napęd mają silniki turbinowe typu lotniczego. Wpływają na to następujące czynniki:

1) znacznie mniejszy ciężar jednostkowy silników turbinowych i mniejszy wzrost ciężaru ze wzrostem mocy;

2) w przypadku silników turbinowych ciężar układu przekazującego moc na śrubę jest mniejszy, co wynika z większych prędkości obrotowych tych silników oraz z faktu, że dzięki małym wymiarom można je zbudować w dowolnym miejscu rufy, bliżej śruby;

3) niskie jednostkowe zużycie paliwa silników wysokoprężnych z doładowaniem zapewnia korzyści dopiero wówczas, gdy zadanie wykonywane przez wodolot trwa ponad 20 godzin. Dla przykładu można podać, że w przypadku wodolotu, przeznaczonego do pięciogodzinnych zadań, napęd silnikiem turbinowym umożliwi zwiększenie ciężaru ładunku o 30% w porównaniu z napędem silnikiem wysokoprężnym;

4) w przypadku silników turbinowych ze swobodną turbiną napędową duży moment obrotowy tej turbiny przy małych prędkościach obrotowych zapewnia łatwy „start” wodolotu i duże przyspieszenia;

5) w przypadku wodolotów przewidzianych do wykonywania długotrwałych zadań silnik turbinowy może zostać wyposażony w reaktor atomowy.

Przewiduje się, że lotnicze silniki turbinowe znajdą zastosowanie przede wszystkim do napędu wodolotów o prędkościach do 180 km/h, wyporności do 1000 T i ładowności wynoszącej 35% wyporności.

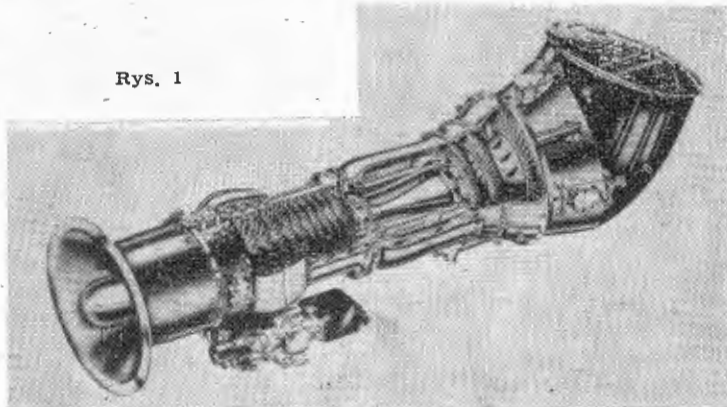
Do budowy silników turbinowych do wodolotów przystąpiły obecnie zakłady General Electric, wykorzystując swe 50-letnie doświadczenie w dziedzinie silników morskich i 20-letnie doświadczenie w dziedzinie lotniczych silników turbinowych. Silnikami do wodolotów zajmuje się wydział silników morskich i przemysłowych, który ściśle współpracuje z wydziałem silników odrzutowych i wydziałem małych silników lotniczych, a także z należącą do zakładów wytwórnią turbin parowych.

Znane są pewne szczegóły dotyczące dwóch spośród czterech silników General Electric, przeznaczonych do napędu wodolotów. Są to silniki oznaczone jako Model 720 i Model 240.

Silnik Model 720 (rysunek 1) został rozwinięty z turbino-wego silnika śmigłowego T58. Jego moc maksymalna wynosi 1000 KM, trwałą 500–800 KM, ciężar łącznie z przekładnią — 145 kG, zapotrzebowanie przestrzeni do zabudowy — 0,25 m³. Na rysunku 2 przedstawiono charakterystykę silnika — zależność mocy od prędkości obrotowej turbiny napędowej przy różnych prędkościach obrotowych wy-

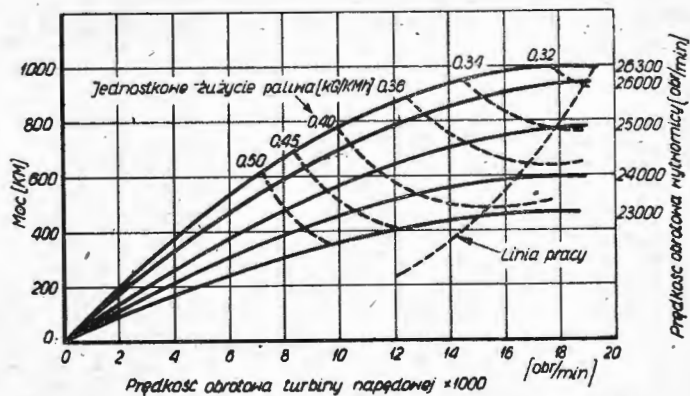
twornicy, z zaznaczonymi liniami stałych wartości jednostkowego zużycia paliwa i linią pracy silnika. Linia pracy ma przebieg optymalny, tzn. odpowiada najmniejszym wartościom jednostkowego zużycia paliwa przy różnych obciążeniach. Silnik został zabudowany na doświadczalnym wodolocie XCH-6 o ciężarze 1160 kG. Głównym zadaniem tego wodolotu było dostarczenie danych na temat korozji części silnika pod wpływem atmosfery morskiej i umożliwienie przebadania różnych pokryć ochronnych i specjalnych materiałów. Jako pokrycia ochronne zastosowano krzem, ży-

Rys. 1



wice fenolowe i epoksydowe, związki niklu, krzemu i aluminium oraz platerowanie chromem; z nowych materiałów należy wymienić zastępczy materiał aluminium nazwany „alodin”.

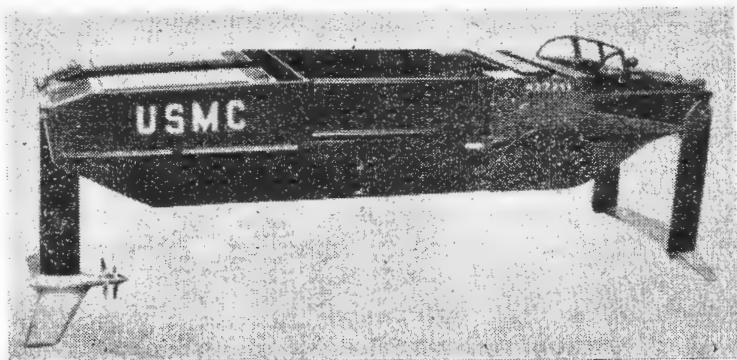
Silnik Model 240 powstał z turbino-wego silnika odrzutowego CJ 805 przez zaopatrzenie go w turbinę napędową. Silnik ten pokazano na rys. 3. Silnik rozwija moc maksymalną 20 000 KM i moc trwałą 5000–14 000 KM. Przy długości 7,4 m i średnicy 1,65 m ciężar silnika wynosi 3000 kG. Turbina napędowa i wytwornica mają przeciwnie kierunku obrotów, co zmniejsza momenty giroskopowe. W celu zabezpieczenia silnika przed korozją zastosowano specjalne farby i pokrycia ochronne, natomiast w przyszłości silnik ma być budowany z udoskonalonych materiałów. Silnik 240 jest przewidziany jako napęd główny 80-tonowego doświadczalnego wodolotu „Denison”. Do manewrowania w porcie ma służyć silnik 720, napędzający dwie wodne pompy strumieniowe. Prędkość wodolotu ma wynosić 112 km/h, a w przyszłości ma być zwiększona do 150 km/h przez zastosowanie superkawitacyjnych profili skrzydeł podwodnych.



Rys. 2

Rys. 3

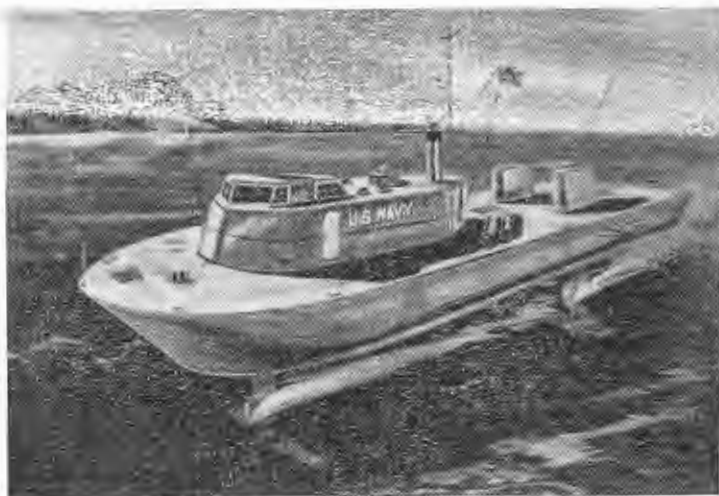




Rys. 4

Pozostałe dwa silniki to Model 901 o mocy maksymalnej 500 KM i Model 800 o mocy 2400 KM.

Również inne firmy przystosowują silniki turbinowe do napędu wodolotów. Zakłady Lycoming zastosowały w doświadczalnych amfibiach „Flying Duck” i „Halobetes” silnik Lycoming T53 o mocy 800 KM. Takim samym silnikiem ma być napędzana pokazana na rysunku 4 amfibia „Hydrofibian”. Wojenny wodolot Boeing o ciężarze 100 T



Rys. 5

(rysunek 5) będzie wyposażony w dwa silniki turbinowe o mocy 3000 KM, a wodolot firmy Grumman o ciężarze 80 T — w odmianę turbinowego silnika odrzutowego Pratt and Whitney J 57. W.K.

RAKIETA BALISTYCZNA Z GŁOWICĄ NAPROWADZAJĄCĄ

Wytwórnia Lockheed Missile and Space Co. prowadzi prace wstępne nad nową rakieta balistyczną („Venus” A), która ma być wyposażona w głowicę radarową, naprowadzającą raketę na cel w czasie końcowej fazy lotu. Za sięg rakiety ma wynosić 1300 km. W.K.

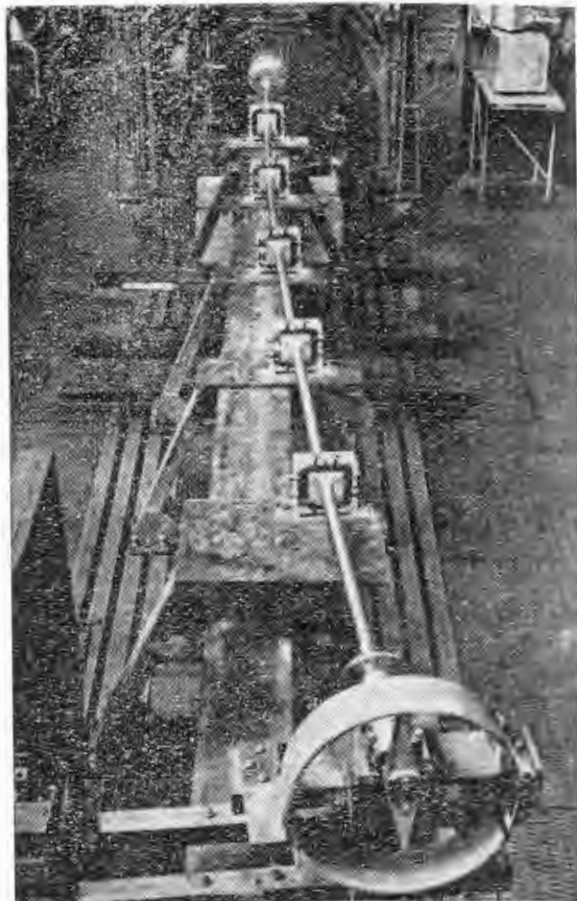
NIEKTÓRE SZCZEGÓŁY UKŁADU ŁĄCZĄCEGO SILNIKI SAMOLOTU BREGUET 941

Jak wiadomo, silniki samolotu Breguet 941 są ze sobą połączone za pomocą poprzecznego wału, który wyrównuje prędkości obrotowe silników i zapewnia pełny nadmuch skrzydeł przez śmigła, mimo uszkodzenia jednego z czterech silników.

Wytwórnia Hispano-Suiza, przy współpracy zakładów Breguet i Ratier-Figeac, udało się skonstruować giętki wał, ułożyskowany bardzo elastycznie i w małym stopniu oddziaływający na skrzydła. Wał nie ma przegubów, lecz odkształca się sprężysto, zgodnie z odkształceniami skrzydła. Mimo dużych prędkości obrotowych, wynoszących 6000 obr/min, nie zaobserwowano poważniejszego nagrzewania się łożysk, w związku z czym przypuszcza się, że nie bę-

dzie potrzeby przeprowadzania przeglądów częściej niż co 1000 godzin.

Wał poprzeczny jest połączony z wałami napędowymi poszczególnych silników za pomocą przekładni stożkowych.



Wał i przekładnie są obliczone na obciążenie 800 KM z każdego silnika, mogą jednak przenosić obciążenia szczytowe 1500 KM. Układ był poddawany próbom na stoiskach i na prototypie samolotu Breguet 941. W.K.

FRANCUSKI SZTUCZNY SATELITA „PHAETON”

Wytwórnia SEPR podała niektóre szczegóły dotyczące budowy pierwszego sztucznego satelity, w którym wykorzystano do napędu energię słoneczną. Satelita ten, nazwany „Phaeton”, składa się z następujących głównych zespołów: z wytwornicy energii, z układu napędowego i z aparatury pomiarowej.

Satelita jest wyposażony w paraboliczny reflektor o średnicy 4 m, który skupia promienie słoneczne. Ciąg elektrotermicznego układu napędowego wynosi 20 G, ciężar aparatury — 300 kg. W.K.

OPONY Z DRUCIANYM RDZENIEM

Wytwórnia The Goodyear Tire and Rubber Co., Ohio, zbudowała dla samolotów odrzutowych opony odporne na przecięcia i przebicia. Osiągnięto to przez zastosowanie rdzenia, składającego się z milionów stalowych drucików, które nie dopuszczają do rozprzestrzeniania się uszkodzeń. W.K.

ZASTOSOWANIE URZĄDZENIA PLAZMOWEGO DO NATRYSKIWANIA METALI

Zakłady General Electric skonstruowały pistolet natryskujący, który wytwarza za pomocą łuku elektrycznego plazmę, pozwalającą na pokrywanie części metalowych stopionym metalem. Natryskiwanie przeprowadza się w atmosferze ochronnej, np. w atmosferze helu. Ten sposób natryskiwania umożliwia podobno dziesięciokrotne zwiększenie wytrzymałości metali. W.K.

Lotnicze Słownictwo Techniczne

U w a g a: TL rozpuściła druk działu „Lotnicze Słownictwo Techniczne” w zeszyt 3/62, gdzie podano wyjaśnienia wstępne oraz systematykę działową

DZIAŁ 5. AERODYNY I STATKI POWIETRZNE (d. ciąg)

- Część środkowa skrzydła (centropląt Nw)** 5.3
— część środkowa skrzydła, do której są dołączone części zewnętrzne
a. centre section; f. voilure centrale (plan central); n. Mittelflügel (Mittelstück); r. центроплан (центральная часть крыла)
- Kabina ciśnieniowa** 5.3
— uszczelniona kabina, w której na większych wysokościach utrzymuje się ciśnienie, odpowiadające niższemu wysokościom
a. pressure cabin (supercharged cabin); f. cabine sous pression (cabine sur comprimée); n. Druckkabine; r. герметическая кабина
- Kabina załogi** 5.3
— konstrukcyjnie przewidziana część samolotu, mieszcząca załogę oraz urządzenia, niezbędne do prowadzenia samolotu
a. cockpit; f. (poste de pilotage); n. Führerraum; r. кабина лётчика (кабина пилота)
- Kadłub** 5.3
— część statku powietrznego, służąca do połączenia głównych części samolotu i do pomieszczenia załogi, pasażerów, wyposażenia i ładunku
a. fuselage; f. fuselage; n. Rumpf; r. фюзеляж

- Klapa** 5.3
— każdy element skrzydła, który można w locie przestawić i który służy do zwiększenia siły nośnej
a. flap; f. volet (clapet); n. Klappe (Landeklappe); r. щиток, предкрылок, закрылок
- Klapka odciążająca (flettner N)** 5.3
— wychylna część steru lub lotki, służąca do samoczynnego zmniejszenia momentu zawiasowego
a. balance tab; f. surface de compensation (tab entometique); n. Ausgleichsrunder; r. сервокомпенсатор
- Klapka sterownicza** 5.3
— ster pomocniczy, uruchamiany przez pilota w celu wytworzenia sił, które poruszają ster właściwy
a. servo tab; f. flettner volet (compensateur); n. Flettnerrunder (Servoruder); r. серво-триммер (сервокомпенсация, флеттнер)
- Koło ogonowe** 5.3
— urządzenie, służące do ochrony końca kadłuba samolotu przy kołowaniu i lądowaniu
a. tail wheel; f. roulette de queue; n. Spornrad; r. костыльное колесо (хвостовое колесо)

- Pokrycie samolotu** 5.3
— zewnętrzna część kadłuba, skrzydła lub innego elementu samolotu, mogąca przejmować siły i zapewnić właściwy opływ
a. skin; f. revêtement (revêtement travaillant); n. Haut (tragende Haut); r. обшивка

- Przyrządy pokładowe (zegary Nw)** 5.3
— przyrządy samolotu, służące do kontroli lotu i urządzeń samolotu oraz do kontroli zespołu napędowego
a. instruments; f. instruments de bord; n. Instrumente; r. приборы

- Serwosterowanie** 5.3
— sterowanie za pośrednictwem serwowo-mechanizmu
a. servo-control; f. servo-commande (groupe servo-moteur de gouverne); n. Servosteuerung; r. сервоуправление

- Skrzele (sloty N)** 5.3
— skrzydełko stałe lub ruchome, tworzące na krawędzi natarcia płata nośnego szczelinę, zapewniającą opływ skrzydła na dużych kątach natarcia, bez oderwania strug i zwiększającą siłę nośną
a. slat; f. bec d'aile à fente (fente); n. Vorflügel; r. предкрылок

- Skrzydło doczepne** 5.3
— część płata nośnego — prawa i lewa, doczepione do części środkowej skrzydła
a. wing main plane; f. voilure (plan principale d'aile); n. Flügel (Haupttragfläche); r. крыло

- Statecznik kierunku** 5.3
— stała lub przestawialna część usterzenia kierunku zapewniająca stateczność kierunkową
a. fin; f. plan fixe vertical (dérive); n. Seitenflosse; r. киль (вертикальный стабилизатор)

- Statecznik wysokości** 5.3
— stała lub przestawialna część usterzenia, zapewniająca stateczność podłużną
a. tail plane; f. plan fixe horizontal; n. Höhenflosse; r. стабилизатор

- Ster** 5.3
— ruchoma część usterzenia, umożliwiająca sterowanie samolotu
a. control surface; f. gouvernail (gouverne); n. Steuerfläche (Ruder); r. руль (рулевая поверхность)

Koło przednie	5.3	Płat nośny (skrzydło N)	5.3
— jedno z kół podwozia trójkątnego, znajdujące się na przodzie kadłuba		— aerodynamicznie ukształtowana powierzchnia nośna, na której wytwarzana jest główna część siły nośnej	
a. nose wheel (front wheel); f. roue d'avant; n. Bugrad; r. носовое колесо (переднее колесо)		a. aerofoil (main plane); f. voilure (surface portante); n. Tragflügel (Haupttragfläche); r. несущая поверхность (крыло самолета, поверхность каплеобразного сечения)	
Końcówka skrzydła	5.3	Płatowiec	5.3
— koniec odejmowalny skrzydła		— samolot bez zespołu napędowego	
a. wing tip section; f. soumon d'aile; n. Randbogen (Randbogenstück); r. koniec крыла (законцовка крыла)		a. air frame; f. cellule; n. Flugwerk (Zelle); r. планёр	
Listwa wyważająca (trymerek Nw)	5.3	Płoza ogonowa (ostroga Nw)	5.3
— pasek blachy, zamocowany na krawędzi spływu steru lub lotki, służący do wyważania steru		— urządzenie, służące do wsparcia tyłu kadłuba o ziemię	
a. trimming strip; f. tab réglable au sol; n. Trimmkante (Trimmstreifen); r. аэродинамическая компенсация (триммер, компенсирующая лента)		a. tail skid; f. béquille; n. Schwanzsporn (Sporn, Spornkufe); r. хвостовой костыль	
Lotka (ster poprzeczny N)	5.3	Pływak	5.3
— powierzchnia ruchoma, stanowiąca element skrzydła, służąca do poprzecznego sterowania samolotu wokół osi podłużnej		— rodzaj szczelnej łódki, która samolotowi wodnemu lub amfibii daje na wodzie wypór i stateczność oraz umożliwia start i wodowanie	
a. aileron; f. aileron; n. Querruder; r. элерон (руль крена)		a. float; f. flotteur; n. Schwimmer; r. поплавок	
Narta	5.3	Podwozie	5.3
— urządzenie służące do startu i lądowania na śniegu		— części samolotu, umożliwiające kołowanie do startu, lądowanie lub wodowanie	
a. ski landing gear; f. patin; n. Kufe; r. лыжа		a. landing gear (landing lar alighting gear); f. atterrisseur (train d'atterrissage); n. Fahrwerk; r. шасси (шасси самолёта посадочное приспособление)	
<hr/>			
Szkielec	5.3	Wyposażenie	5.3
— układ głównych elementów konstrukcji samolotu-sterowca		— urządzenia samolotu poza zespołem napędowym	
a. skeleton (hull); f. ossature (carène); n. Gerippe; r. каркас крыла (остов крыла, корпус)		a. aircraft equipment; f. équipement; n. Ausrüstung; r. снаряжение (оборудование)	
Trymer	5.3	Wyposażenie dodatkowe	5.3
— klapka wyważająca, sterowana		— wyposażenie samolotu, które przy normalnej eksploatacji może być zdejmowane lub zakładane w zależności od zadania, jakie samolot ma spełnić	
a. trimming tab; f. tab réglable en vol; n. Trimmruder; r. триммер		a. accessories; f. équipement additionnel (équipement suivant mission); n. zusätzliche Ausrüstung; r. вспомогательные агрегаты (мотора или самолёта)	
Usterzenie	5.3	Wyposażenie stałe	5.3
— stateczniki i stery wysokości i kierunku		— wyposażenie samolotu, które stale pozostaje na samolocie	
a. teil unit; f. empennages; n. Leitwerk; r. хвостовое оперение		a. fixed equipment; f. équipement permanent (équipement fixe); n. standige Ausrüstung; r. несъёмное оборудование	
Urządzenia sterownicze i nastawcze	5.3	Wyważanie (wyważenie)	5.3
— urządzenia służące do uruchomienia i nastawiania sterów samolotów i nastawiania stateczników i sterów pomocniczych przy wykonywaniu lotów		— stan statecznej równowagi dookoła osi poprzecznej	
a. control system (flying controls); f. commandes de vol; n. Steuerwerk; r. управление самолетом		a) stan równowagi momentu względem określonej osi	
Wiatrochron (owiewka Nw)	5.3	b) określone położenie środka ciężkości statku latającego	
— stała osłona otwartej kabiny załogi		a. trim; f. arrimage (centrage, compenser); n. Trimmen (Trimmung); r. продольное уравновешивание (уравновешивать)	
a. wind screen (windshield); f. pare-brise; n. Windschutzscheibe; r. козырек (переднее стекло щит от ветра)			

Lotnicze zagraniczne wydawnictwa bibliograficzne

Burzliwy rozwój techniki lotniczej spowodował niebywały wzrost ilości publikacji z dziedziny lotnictwa: książek, artykułów w czasopismach, opisów patentowych, sprawozdań z badań itp. Powstały liczne fachowe czasopisma lotnicze. Jednak znaczna część artykułów z dziedziny lotnictwa ukazuje się nadal w czasopismach nielotniczych: ogólnotechnicznych i innych specjalności (elektroniczne, technologiczne itp.). Bardzo wiele jest wydawnictw seryjnych, sprawozdań z konferencji i zjazdów, katalogów firmowych. Rzeczą dość trudną jest śledzenie za tym „potopem” publikacji i wyławianie interesujących i aktualnie potrzebnych. Dlatego niezbędne jest posługiwanie się specjalnymi wydawnictwami bibliograficznymi, które z urzędu rejestrują literaturę lotniczą. W każdym kraju, gdzie rozwijana jest technika lotnicza, istnieją tego typu wydawnictwa.

Oczywiście, niemal wszystkie czasopisma naukowe i techniczne prowadzą działy informacyjne o nowych książkach, patentach, literaturze firmowej, ale jest to informacja wyćinkowa i niesystematyczna.

Poniżej omówiono niektóre, przeważnie dostępne w Polsce, lotnicze zagraniczne wydawnictwa bibliograficzne.

A. Wydawnictwa samoistne

Z S R R

1. **Riefieratywnyj Żurnał. Wozdusznyj Transport.** Miesięcznik. Treść: samoloty komunikacyjne, śmigłowce i ich obsługa; organizacja przewozów lotniczych; porty lotnicze.
2. **R. Ż. Siłowyje Ustanowki.** Ukazuje się 2 razy w miesiącu. Treść m.in.: turbiny gazowe; silniki odrzutowe, raketowe i łokowe.
3. **R. Ż. Miecchanika.** Miesięcznik. Treść m.in.: ogólne zagadnienia mechaniki, hydroaeromechanika, zagadnienia wytrzymałościowe w konstrukcjach lotniczych.
4. **R. Ż. Rakietnaja Tiecznika i Apparaty Kosmiczskowo Polota.** Ukazuje się 2 razy w miesiącu. Treść: technika raketowa i astronautyka.

U S A

1. **International Aerospace Abstracts.** Miesięcznik. Treść: całokształt lotnictwa, technika raketowa i astronautyka.
2. **Applied Mechanics Reviews.** Miesięcznik. Treść: ogólne zagadnienia mechaniki, hydroaeromechanika, zagadnienia wytrzymałościowe w konstrukcjach lotniczych, termodynamika.

Anglia

1. **Index Aeronauticus.** Miesięcznik. Treść: całokształt lotnictwa, technika raketowa i astronautyka.

N R F

1. **Zentralblatt der Aero- und Astronautik.** Kwartalnik. Treść: lotnictwo i astronautyka.

B. Wydawnictwa niesamoistne (bibliografie ukryte).

1. **ARS Journal (USA, miesięcznik)** zawiera bibliografię pt. Technical Literature Digest — przegląd literatury na temat techniki raketowej i astronautyki. Osobno zamieszcza przegląd patentów.
2. **Aircraft Engineering (Anglia, miesięcznik)** zawiera omówienia sprawozdań lotniczych instytucji naukowych państw zachodnich oraz skróty lotniczych patentów angielskich i amerykańskich.
3. **Zeitschrift für Flugwissenschaften (NRF, miesięcznik)** zawiera omówienia sprawozdań lotniczych niemieckich instytucji naukowych.
4. **Luftfahrttechnik (NRF, miesięcznik)** zawiera omówienia niemieckich patentów lotniczych.

S. R.

Z ŻAŁOBNEJ KARTY

929 Gajewski



W marcu br. zmarł Stefan Gajewski, jeden z najlepszych znawców zagadnień budowy lotnisk, wychowawca nowych kadr inżynierskich. Już od szkolnych lat lotnictwo było centralnym punktem zainteresowań Zmarłego. Na Politechnice Lwowskiej studiował na Wydziale Budownictwa Lądowego, specjalizując się w budowie i eksploatacji lotnisk oraz w komunikacji lotniczej.

W r. 1939 walczył z hitlerowskim najeźdźcą. Dostał się do niewoli, skąd dwukrotnie uciekał. Podczas Powstania Warszawskiego był komendantem obrony przeciwlotniczej. Po wyzwoleniu wstąpił do Odrodzonego Wojska

Polskiego, w którym pracował w stopniu podpułkownika do roku 1952, zajmując poważne stanowisko w DW Lot. Równolegle pracował jako starszy asystent w Katedrze Budowy Lotnisk Politechniki Warszawskiej, a od r. 1954 na Wydz. Budownictwa Lądowego Politechniki Krakowskiej, jako zastępca profesora. Niezależnie od ćwiczeń ze studentami z projektowania lotnisk, prac wykonawczych i naukowych, opublikował ponad 30 pozycji książkowych, przetłumaczył z różnych języków ok. 20 książek i broszur z zakresu swojej specjalizacji. Na zlecenie Biura Urbanistycznego w Warszawie wykonał pracę badawczą pt. „Ocena techniczna i możliwości rozbudowy lotniska Okęcie”, poza tym napisał pracę pt. „Ogólna koncepcja obsługi lotniczej m. st. Warszawy w planie etapowym do r. 1965 i w perspektywie do r. 1985”.

Za zasługi w dziele tworzenia sprawiedliwej przyszłości był odznaczony Srebrnym Krzyżem Zasługi; poza tym posiadał medal za Odre, Nysę, Bałtyk, Odznakę Grunwaldzką oraz Medal Zwycięstwa i Wolności.

Stefan Gajewski pozostanie w pamięci wszystkich tych, którzy ukochali lotnictwo polskie.

Za granicą czasopisma techniczne oraz wszystkie inne czasopisma polskie zamawiać można w Przedsiębiorstwie Eksportu i Importu „RUCH”, Warszawa, ul. Wilcza 46, skrót telefoniczny „Exprimruch” — Warszawa, konto bankowe: Narodowy Bank Polski, Warszawa, ul. Warecka 10, nr 2-6-71.

PRZYCZYNEK POLSKI DO BEZPIECZEŃSTWA KOMUNIKACJI LOTNICZEJ W USA

Bezpieczeństwo na liniach lotniczych — to nieustanna troska wielkiej armii ludzi na całym świecie. Można powiedzieć, że w dziedzinie technicznego przygotowania samolotu do bezpiecznego lotu zrobiono wszystko, na co stać dzisiejszą technikę. W zakresie bezpieczeństwa przewozów lotniczych postęp techniczny jest nie tylko niewiarygodnie szybki, lecz także poziom w tej dziedzinie bardzo wyrównany; nie ma zbyt jaskrawych różnic między wyposażeniem, zapewniającym bezpieczeństwo samolotom wielkiej PAN AMERICAN, a samolotom naszego „Lotu”, czy UGANDA AIRWAYS.

W ub. r. na terenie Stanów Zjednoczonych wydarzyło się, między innymi 16 katastrof lotniczych, w których zginęło 271 pasażerów i 60 członków załóg, a powodów tych katastrof nie zdołano wyświełcić. Okoliczność ta jest niesłychanie ważna. Poznanie przyczyn katastrof powinno uchronić od wypadków szereg innych samolotów, którym może grozić awaria z tych samych powodów.

Kongresman polskiego pochodzenia z Chicago, Roman Puciński, weteran lotnictwa amerykańskiego z okresu ostatniej wojny (który ma na swym koncie bojowym 48 lotów bombowych nad Japonią), zgłosił w amerykańskiej Izbie Reprezentantów projekty dwu ustaw w sprawie bezpieczeństwa lotniczych przewozów pasażerskich.

Jeden z nich ma właśnie na celu znaczne zmniejszenie procentu katastrof lotniczych, których przyczyny pozostają nie wykryte. Projekt ustawy przewiduje zobowiązanie towarzystw lotniczych do zainstalowania na każdym samolocie magnetofonu, połączonego z pokładową siecią telefoniczną, który na niepalnej taśmie będzie rejestrował wszystkie rozmowy załogi, od chwili zapuszczenia silników do chwili lądowania. Po wylądowaniu taśma zostanie skasowana bez przesłuchania, natomiast w razie wypadku — zarejestrowane rozmowy powinny pomóc ustalić przyczyny katastrofy.

Druga ustawa zobowiązałaby wszystkie towarzystwa lotnicze i kierownictwa lotnisk komunikacyjnych na terenie Stanów Zjednoczonych do zainstalowania w portach lotniczych specjalnych map pogody, aktualizowanych co pół godziny, z których każdy pasażer bez trudu mógłby dowiedzieć się, jakie warunki atmosferyczne panują na trasie jego podróży. W wypadku stwierdzenia pogody burzowej, pasażer miałby prawo zażądać przesunięcia terminu ważności biletu na inny.

Jaki będzie los tego projektu nie wiadomo. Ustawa stworzyłaby pewne trudności organizacyjne i mogłaby nieco zmniejszyć dochody towarzystw lotniczych, które zresztą są już jawnymi przeciwnikami tej ustawy.

*
*
*

— Największe amerykańskie towarzystwo linii lotniczych PAN AMERICAN World Airways (które od 1,5 roku dysponuje biurem informacyjnym w Warszawie) posiada departament, zajmujący się propagowaniem podróży powietrznych obywateli amerykańskich do Polski. PAN AM przewozi przez Atlantyk 30% ogółu pasażerów lotniczych (kwiecień—listopad ub.r. — 415 tys.), buduje za granicą własne lotniska i hotele.

— Czechosłowackie Linie Lotnicze otworzyły w tym roku regularne połączenie Praga—Hawana. Na trasie tej użytkowane są 4-silnikowe samoloty turbośmigłowe „Bristol-Britannia”.

— Bułgarskie Linie Lotnicze „TABSO” uruchomiły w kwietniu połączenie z Londynem, Brukselą i Hamburgiem. Linie obsługują samoloty Il 18.

— Lotnictwo radzieckie studiuje możliwości zapewnienia bezpośredniego połączenia między Moskwą i sowiecką polarną bazą naukową w Antarktydzie. Próby dotyczą samolotów Il 18 i An 10, które przeleciałyby 25 000 km z lądowaniem w Delhi, Rangoonie, Djakarcie, Port Darwin, Sydney, Christchurch i amerykańskiej bazie Macmurdo. Il 18

zaopatrzone w dodatkowe zbiorniki zaś transportowy An-10 wyposażono w narty. Połączenie lotnicze stolicy z Antarktydą będzie miało wielkie znaczenie, wystarczy zestawić cyfry: dotychczasowa podróż przez lądy i oceany trwała przeszło miesiąc, przelot potrwa 4—5 dni.

— „Aeroflot” uruchomił nową regularną linię między Moskwą a Djakartą w Indonezji. Ten najdłuższy w Związku Radzieckim odcinek przelotowy obsługują — raz na tydzień — samoloty Il 18.

— „Aeroflot” w sezonie zimowym wprowadził nowe połączenia samolotami turbośmigłowymi oraz zastosował zniżki cen biletów o 10—15%. 100-osobowe samoloty An-10A wnosyły ostatnio na linie Chabarowsk—Južno—Sachalińsk, Nowosybirsk—Soczi oraz Chabarowsk—Magadan. Podajemy przykładowo ceny: Moskwa—Nowosybirsk 7 rb, Moskwa—Irkuck 9 rb.

— Planowany jest imponujący rozwój komunikacji lotniczej w Związku Radzieckim. Rok 1961 w „Aeroflocie” zamyka się bilansem 22 mln pasażerów, przewiduje się, że w roku bieżącym liczba ta dojdzie do 30 milionów. W 1965 r. „Aeroflot” będzie dysponował flotą komunikacyjną składającą się z 4250 samolotów. W 1980 r. ilość pasażerów osiągnie 200 mln., sieć połączeń w tym czasie wzrośnie do 500 000 km, zaś przewóz poczty i flachtu zwiększy się 14-krotnie. Doświadczenia „Aeroflotu” prowadzą do wniosku, że nie jest rentowny konwencjonalny transport lotniczy na odcinkach do 500 km, dla tras 500—1000 km lotnictwo może współzawodniczyć z komunikacją kolejową lub okrętową; lotnictwo jest najbardziej ekonomiczne dla przelotów powyżej 1000 km.

— Na konferencji prasowej w Moskwie przewodniczący „Aeroflotu” potwierdził wiadomość, że w ZSRR przygotowuje się produkcję pasażerskich samolotów o szybkości ponaddzwiękowej. Prace konstrukcyjne są już zaawansowane i w niedługim czasie samoloty zostaną oddane do dyspozycji „Aeroflotu”.

— Dziewięć głównych portów lotniczych NRF obsłużyło w 1961 r. 7 mln pasażerów (o 11% więcej niż w 1960 r.). Największy ruch pasażerski zanotowano we Frankfurcie nad Menem (2570 tys. osób) i w Hamburgu (1022 tys.).

— Holenderskie Linie Lotnicze KLM w centrum wyszkolenia pilotów w Schiphol pod Amsterdamem, dysponują pięcioma symulatorami lotu. Trening pilotów KLM, linii innych towarzystw oraz organizacji sportowych objął 45 tys. godz.

— Bliski już dzień, gdy na brytyjskie linie europejskie BEA wejdzie nowa jednostka de Havilland DH-121 „Trident”. Jak wiadomo, w samolocie tym zrealizowano zaruconą przez konstruktorów Caravelle ideę trzech silników odrzutowych w końcu kadłuba (stąd nazwa „Trident” — trójzab). Zastosowano silniki Rolls-Royce. Na początku bieżącego roku „Trident” odbył swój pierwszy lot trwający 1 godz. 20 min. Samolot ma mieć maks. prędkość przelotową 970 km/h, zasięg 1600 km, pojemność 77—101 pasażerów. BEA zamówiło 24 samoloty, połowa ma być dostarczona w 1963 roku.

— Na wielu dworcach lotniczych stosuje się specjalne opłotowanie dla ochrony pasażerów przed podmuchem silników odrzutowych. Ostatnio na paryskim lotnisku Orly przeprowadzono pozytywne próby z prototypem specjalnego ekranu ochronnego z siatki metalowej.

— Samoloty prywatne i linii komunikacyjnych przechodzą w bazach obsługi amerykańskich portów lotniczych badania stanu za pomocą przenośnych aparatów Roentgena. Badania te, obejmujące napędy usterzeń, pokrywające się lub wielowarstwowe elementy, ważne szwy spawane itp. przeprowadzane są bez potrzeby zdejmowania poszczególnych części samolotu.

HYDROAEROMECHANIKA

517.52:532.526.2:533.6.011.5

ILot

Wrage E.: Entwicklung und Anwendung einer allgemeinen Reihenmethode zur Berechnung laminarer kompressibler Grenzschichten. Rozwinięcie na szereg i zastosowanie uogólnionej metody dla obliczenia nieburzliwej ściśliwej warstwy przyściennej. Dsch. Versuchsanstalt für Luftfahrt, 1960, s. 94, rys. 14, ods. 26.

Podano uogólnione współrzędne podobieństwa dla równania ściśliwej warstwy przyściennej, które są „rozszerzonymi” współrzędnymi warstwy przyściennej, proponowanymi przez H. Görtlera dla przepływu nieściśliwego.

Rozwiązania przedstawione są w formie szeregów potęgowych w odpowiednich współrzędnych równoległej ścianki ξ ze współczynnikami, które są funkcjami uogólnionej zmiennej podobieństwa η i mogą być rozłożone na funkcje uniwersalne. Przedstawiono równania różniczkowe dla funkcji uniwersalnych. Odnośnie zagadnienia temperatury nie uczyniono żadnego ograniczenia co do liczby Prandtla; mogą być zarówno rozważane problemy z chłodzeniem, jak i z ogrzewaniem, przy dowolnej temperaturze ścianki. Założono dla uproszczenia, że liczba $Pr = 1$, oraz że zależność lepkości od temperatury jest liniowa.

Metodę rozwiązania zastosowano do prostego przykładu. A.K.

532.526.2:517.522

ILot

Salnikov V.: Übertragung der Görtlerschen Reihe auf die Berechnung von Grenzschichten an Rotationskörpern. Rozszerzenie szeregów Görtlera dla obliczenia warstwy przyściennej ciał osiowo-symetrycznych. Dsch. Versuchsanstalt für Luftfahrt, 1960, Bericht nr 133, s. 82, rys. 42, ods. 32.

Metoda szeregów, rozwinięta przez Görtlera dla obliczenia płaskiej stacjonarnej warstwy przyściennej, została rozszerzona na przepływy wokół osiowo-symetrycznych ciał obrotowych przy zerowym kącie natarcia. Założono, że stosunek grubości warstwy przyściennej do promienia krzywizny przekroju poprzecznego ciała jest dostatecznie mały. Rozszerzenie metody na przypadki osiowo-symetrycznych ciał osiągnięto przez zastosowanie w odpowiedni sposób transformacji Manglera. Rozważono także ciała obrotowe, pierścieniowe. W drugiej części pracy podano przykłady metody zarówno dla praktycznych zastosowań, jak i jako próbę dokładności przez przybliżenie skończonych szeregów. Tablice funkcji uniwersalnych dla przypadku $\beta_0 = 1/2$ zostaną opublikowane w osobnym sprawozdaniu DVL przez G. Helke, podczas gdy tablice dla przypadku $\beta_0 = 0$ i $\beta_0 = 1$ zostały opublikowane w sprawozdaniu DVL nr 34 przez H. Görtlera. A.K.

532.517.4:532.526:574.6:533.525

ILot

Wehrmann O.: Untersuchungen von abgelösten rotationssymmetrischen Grenzschichten. Charakterystyki oderwanych cylindrycznych warstw przyściennej. Dsch. Versuchsanstalt für Luftfahrt, 1961, Bericht nr 131, s. 32, rys. 21, ods. 13.

Od pewnego czasu zbadane są pulsacje prędkości i ich częstotliwości własne w osiowo-symetrycznym strumieniu na niewielkiej odległości w dół przepływu od wylotu dyszy.

Spróbowano opisać mechanizm przejścia do przepływu turbulentnego za pomocą doświadczalnie określonych parametrów, jak np. prędkości krytycznej.

W pracy spróbowano uzyskać dokładne zmierzone wartości amplitud i częstotliwości pulsacji za pomocą akustycznej stabilizacji po dokonaniu analizy częstotliwości własnych pulsacji prędkości. Stwierdzono, że zarówno stabilizująca, jak i własna częstotliwość posiadają rozkłady z zaznaczonym maksimum. Dodatkowe pomiary fazy pozwoliły określić prędkość grupową i prędkość fazową pulsacji prędkości. Stwierdzono, że spektralny zakres częstotliwości własnych leży w zakresie nieprawidłowej dyspersji, gdzie prędkość grupowa jest większa niż prędkość fazowa. Fakt ten prowadzi do nowej interpretacji, wg której częstotliwość własna dostosowuje się tak, że energia wzbudzenia z warstwy granicznej strumienia przez pulsacje periodyczne osiąga minimum. A.K.

533.695.5

ILot

Feindt E. G.: Berechnung der Strömung des instationären vielstufigen Plattengitters. Obliczenie nieustalonego przepływu przez wielostopniową palisadę płaskich płytek. Ing. Arch. 1961, t. 30, nr 5, s. 339–349, rys. 10.

W wielostopniowych osiowych sprężarkach lub turbinach te same profile łopatek są stosowane zarówno w wirniku, jak i w stojanie. Konstruktor zatem chce znać różnicę w rozkładach prędkości na łopacie umieszczonej w środkowym stopniu i odizolowanej łopacie pojedynczej lub w pojedynczym wieńcu. Porównanie to zostało przeprowadzone dla nieprzystawnej palisady płytek, której dokładne obliczenia mogą być przeprowadzone za pomocą prostych matematycznych metod. A.K.

533.695.3:629.136.039:532.525.2

ILot

Roderick W.E.B.: Use of the Coanda effect for the deflection of jet sheets over smoothly curved surfaces. Zastosowanie efektu

Coandy celem odchylenia strumienia wokół gładko zakrzywionych powierzchni. UTIA Technical Note, 1961, nr 51, s. 15, rys. 56, ods. 9.

Zbadano doświadczalnie odchylenie naddźwiękowego strumienia, o wyższym ciśnieniu niż otoczenia, na powierzchni stałej zgodnie z efektami Coandy. Użyto w doświadczeniu trzech dysz naddźwiękowych o nominalnych wymiarach w przekroju krytycznym: 1,59 mm, 3,18 mm i 6,35 mm przy stosunkach ciśnienia przed i za dyszą 1,4–2,8. Powierzchnia odchylająca składa się z płaskiej płytki o długości 6,35 mm, za którą następuje ćwiartka koła o promieniu 102 mm. Płaskie płytki z boków zapewniały dwuwymiarowość przepływu. Wyniki prób wykazały, że odchylenie naddźwiękowego i „nierozprężonego” strumienia za pomocą powierzchni, zgodnie z efektem Coandy, jest tak samo łatwe jak poddźwiękowego. Prosta teoria pozwala przewidzieć stały współczynnik ciśnienia dla przepływu wokół powierzchni odchylających o promieniu krzywizny równym promieniowi koła — wynik, który potwierdza doświadczenie. Przy wprowadzeniu korekcji, wynikającej ze ściśliwości — do wspomnianej teorii, istnieje dobra zgodność ilościowa między wartością obliczeniową i doświadczalną współczynnika ciśnienia. Różnice wydają się wynikać ze strat lepkości w odchylnym strumieniu. A.K.

533.695.3:629.136.039:532.525.2

ILot

Bailey A. B.: Use of the Coanda effect for the deflection of jet sheet over smoothly curved surfaces. Zastosowanie efektu Coandy do odchylenia strumienia wokół gładko zakrzywionych powierzchni. UTIA Technical Note, 1961, nr 49, s. 19, rys. 73, ods. 11.

W tej serii prób, powierzchnie odchylające strumień zgodnie z efektem Coandy, były seriami płaskich płytek o długości w granicach 6,35–19,1 mm, za którymi powierzchnia zakrzywiała się wg łuku koła o promieniu w zakresie 25,4–50,8 mm. „Sprawność zakrzywienia” strumienia była przede wszystkim określona przez kąt pochylenia powierzchni w stosunku do osi dyszy. Poza tym dobrą współzależność uzyskanych „sprawności zakrzywienia” strumienia z wynikami Von Glahna uzyskano przez zastosowanie parametru, będącego stosunkiem promienia krzywizny powierzchni i wysokości dyszy. Analiza rozkładu ciśnienia na powierzchni wykazała co następuje:

1) istnieją obszary oderwania przepływu zaraz za wylotem dyszy, których rozmiar jest określany stopniem rozprężenia w dyszy i kątem pochylenia powierzchni względem osi dyszy za jej wylotem,

2) obecność obszarów przepływu naddźwiękowego z układem fal uderzeniowych, którą tłumaczy się zaobserwowanymi fluktuacjami rozkładu ciśnienia na powierzchni. A.K.

533.695.3:533.697.4

ILot

Barret R. V., Tipping J. C.: An investigation into the effects of ground proximity on twin coaxial annular jets, using hot and cold air. Badanie wpływu bliskości ziemi na podwójne, współosiowe obwodowe strumienie, przy zastosowaniu gorącego i zimnego powietrza. ARC CP, 1960, nr 578, s. 43, rys. 30, ods. 9.

Przestudiowano warunki w strumieniu wypływającym z podwójnej współosiowej obwodowej dyszy, spowodowane bliskością powierzchni ziemi, do której strumień jest prostopadły. Strumień wewnętrzny pierścieniowy może być ogrzewany.

Wykonano pomiary ciągu i rozkłady temperatury w strumieniu oraz obszerną normalizację. Użyto dokonano korekcji pomiarów ciągu i temperatury z obserwacjami przepływu. A.K.

533.697.4:533.69.048.2

ILot

Reid J., Hastings R. C.: The effect of a central jet on the base pressure of a cylindrical after-body in a supersonic stream. Wpływ centralnego strumienia na ciśnienie denne cylindrycznej części tylnej ciała w strumieniu naddźwiękowym. ARC Ra. M., 1959, nr 3224, s. 41, rys. 24, ods. 6.

Opisano doświadczenie związane z przepływem za powierzchnią denną ciała cylindrycznego z dyszą umieszczoną centralnie w tej powierzchni. Zbadano 6 dysz naddźwiękowych na liczbę Macha 2,0 przy stosunku średnic dyszy centralnej do powierzchni dennej ciała w zakresie 0,2–0,8 oraz kątach rozszerzenia dyszy w zakresie 0–10°. Siódma dysza była poddźwiękowa, stosunek średnic dyszy do powierzchni dennej wynosił 0,6. A.K.

532.525:533.697.4:533.6.011

ILot

Egerl P.: Düsenströmungen. Przepływy przez dysze. Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, 1960, Bericht nr 137, s. 83, rys. 6, tabl. 10, ods. 11.

Często jest znacznie łatwiej znaleźć ogólne rozwiązanie cząstkowego równania różniczkowego, niż wziąć pod uwagę, warunki brzegowe. Pewne problemy pozwalają na dowolność wyboru warunków brzegowych z uwagi na możliwość rozwiązania danego problemu. Jest to szczególnie korzystne w przypadku przepływów przez dysze. Wstępnie określone analitycznie warunki brzegowe na linii prądu w obszarze wewnętrznym dyszy pozwalają znaleźć rozwiązanie w postaci rozwinięcia na szereg potęgowy, słuszne dla przepływów poddźwiękowych, okołodźwiękowych i naddźwiękowych. Równocześnie jest możliwa transformacja zwykłego typu równań różniczkowych cząstekowych Adama-Strömmera — w hi-

perboliczne. Z tego punktu widzenia rozwiązanie są przepływy osiowo-symetryczne podobnie jak dwuwymiarowe. Opisano szczególnie o znaczeniu praktycznym jak wyznaczenie linii prądu i — w przypadku przepływu osiowo-symetrycznego — zachowanie się rozwiązania w pobliżu osi. Podane metody wypełniają zakres od przepływów nieściśliwych do przepływów poddźwiękowych (ściśliwych) i zawierają np. sposób projektowania wlotu silnika strumieniowego. Zwrócono specjalną uwagę na podkreślenie nie tylko różnic, ale i cech wspólnych przepływów pod- i naddźwiękowych. A.K.

533.695.3:533.69.042 ILot
Dau K.: Characteristics of a rectangular wing with a peripheral jet in ground effect. Part I. Charakterystyki skrzydła prostokątnego z obwodowym strumieniem, wywołującym efekt poduszki powietrznej. Część I. UTIA Technical Note, 1961, nr 56, s. 23, rys. 58, ods. 7.

Zmierzono siłę nośną, opór i moment dla skrzydła prostokątnego (AR=4) z obwodowym strumieniem, wywołującym efekt poduszki powietrznej dla różnych kątów natarcia i prędkości postępowych na dwu wysokościach ponad ziemią. Wizualizacji przepływu dokonano w tunelu aerodynamicznym. Na podstawie uzyskanych wyników stwierdza się, że przy małych prędkościach skrzydło wykazuje własności właściwe dla platformy latającej w dużej odległości od ziemi (bez efektu poduszki), podczas gdy przy dużych prędkościach — dla skrzydła z klapą strumieniową. Przejście między tymi dwoma trybami zakresami warunków jest raczej stopniowe niż nagłe, dzięki trójwymiarowemu charakterowi przepływu. Wyniki wskazują także na to, że znaczna część pędu strumienia jest odzyskiwana w postaci ciągu przy ujemnych kątach natarcia i niskich prędkościach postępowych. Stwierdzono także statyczną niestabilność skrzydła około środkowej części dla wszystkich kątów natarcia prędkości postępowych i dwu (małych) wysokości nad powierzchnią ziemi, przy których przeprowadzono próby. A.K.

AERODYNY, ICH CZĘŚCI I OSPRZĘT

629.136.039:533.6.07:533.695.3 ILot
Lüva J.: A facility for dynamic testing of models of airborne vehicles with ground effect. Stoisko do dynamicznych prób modeli statków latających na poduszce powietrznej. UTIA Technical Note, 1961, nr 53, s. 20, rys. 17, ods. 25.

Przeprowadzono studia nad badaniem modeli statków na poduszce powietrznej z własnym napędem, na torze kołowym o promieniu 6 m. Wstępne badania statku na poduszce powietrznej o wydłużeniu 3,5 i rozpiętości skrzydeł 0,43 m przeprowadzono za pomocą lotów nad pochylnikami wg wyznaczonej trasy. Ruch statku był filmowany. Przeprowadzono studium teoretyczne wpływu kabla mocującego model — na jego współczynniki aerodynamiczne. Podkreślono zagadnienia związane z konstrukcją modelu i osiąganymi oraz przedstawiono wyniki badań doświadczalnych. A.K.

629.135.45 ILot
The heavy helicopter. Ciężki śmigłowiec. Interavia, 1961, t. 16, nr 11, s. 1504—1517, rys. 29, tabl. 4.

Trzy artykuły: Przyszłość ciężkich śmigłowców turbinowych (rozwoj w firmach St. Zjednoczonych i Wielkiej Brytanii typów jedno- i dwuwirnikowych, stanowiących konkurencję dla samolotów o pionowym i skróconym starcie i lądowaniu, o zastosowaniu wojskowym); śmigłowce-dźwigi (wymagania stawiane tym rodzajom aerodynam i pewne szczególności odnośnie Sikorski S-60 i S-64); Westland Wessex (właściwości konstrukcyjne). Pierwszy artykuł zawiera tabele charakterystycznych danych ciężkich i średnich śmigłowców. A.K.

533.691 ILot
Vallee D.: Calcul numerique d'ailes à l'attaque ideale. Obliczenie numeryczne skrzydeł przy teoretycznym kącie natarcia. Rech. aero, 1961, nr 84, s. 27—30, rys. 5, ods. 2.

Podano przykłady obliczeniowe przy zastosowaniu metody podanej przez M. Fenaina. Jeśli wpływ kąta nachylenia skrzydła dowolnego kształtu jest znany z metod numerycznych, to mogą być określone charakterystyki tego skrzydła dla teoretycznego kąta natarcia. Z grupy skrzydeł wyróżniono te, które posiadają najmniejszy opór przy zadanej sile nośnej. A.K.

533.691 ILot
Fenain M.: Sur le calcul des ailes portantes à l'attaque ideale. Obliczenie skrzydeł nośnych przy teoretycznym kącie natarcia. Rech. aero, 1961, nr 84, s. 23—26, rys. 3, ods. 2.

Na podstawie zlinearyzowanej teorii przepływu podano pewne wzory, za pomocą których mogą być obliczone skrzydła. Wyróżniono wzory dotyczące skrzydeł o zerowej grubości z poddźwiękowym przepływem na krawędziach natarcia, przy teoretycznym kącie natarcia. Pewna formalna identyczność dla różnych przypadków może być zastosowana do rozwiązania kilku zagadnień równocześnie. Podano wskazówki dla numerycznego obliczenia skrzydeł dowolnego kształtu. A.K.

SILNIKI LOTNICZE

621.45:629.138.035 ILot
Keenan J. G.: Engines for supersonic civil transport aircraft. Silniki dla naddźwiękowego, cywilnego transportu lotniczego. Aircr. Engng., list. 1961, t. 33, nr 393, s. 330—334.

W rozważaniach nad konstrukcją turbinowo-odrzutowego silnika dla transportu przy prędkościach odpowiadających $M=2$ do $M=3$ wzięto pod uwagę następujące zagadnienia: ułożenie silnika, zagadnienia technologiczne, materiały, smarowanie, instalacja, walka z oblodzeniem, paliwo, wloty dysz, zmiana kierunku ciągu, bezpieczeństwo i koszt. R.L.

536.33.082.7:621.455 ILot
Walker R. E., Grenelski S. E.: Instrument for measuring total incident radiant heat transfer to a jet engine surface. Przyrząd do pomiaru całkowitego promieniowania cieplnego przekazywanego do ścianki silnika odrzutowego. ARS J., 1961, t. 31, nr 1, s. 77—78, rys. 2, ods. 2.

Opisano przyrząd do pomiaru całkowitego promieniowania padającego na otwór z półkąta przestrzennego (2π x pełny kąt).

Otwór wykonany dla przepuszczenia promieniowania przez ściankę silnika jest takiego kształtu, że całość promieniowania, które przechodzi przez otwór, przedostaje się bezpośrednio do zaczerpniętego odbiornika albo jest odbita od złotej, wypolerowanej płytki do odbiornika.

Przyrząd może być z powodzeniem użyty do pomiaru przekazywanego promieniowania cieplnego tak badawczych silników strumieniowych, jak i silników pełnej skali. R.L.

TLUMIKI HAŁASU

533.697.4:533.6.011.5 ILot
Hammit A. G.: The oscillation and noise of an overpressure sonic jet. Drgania i szum w nadciśnieniowym strumieniu dźwiękowym. J. Organospace Scien., 1961, t. 28, nr 9, s. 673—680, rys. 12, ods. 4.

Opisano serię doświadczeń wykonanych dla studiowania zachowania się drgań i pola dźwięku w strumieniu. Pomiaru na shadografie wykazują, że drgająca struna i pole dźwięku mogą być opisane w określonej długości obszaru fali uderzeniowej. Przedstawione jest działanie fali dźwiękowej na zasadniczy strumień; strumień może być stabilizowany przez ekranowanie go od tych fal. R.L.

533.697.4:534.83 ILot
Curie N.: The generation of sound by aerodynamic means. Wytwarzanie dźwięku za pomocą aerodynamicznych sposobów. J. Roy. Aero. Soc., list. 1961, t. 65, nr 611, s. 724—728.

Przedstawiono streszczenie bardziej ważnych doświadczalnych wyników wiążących promieniowanie hałasu z zimnym turbulentnym strumieniem. Zależność te przewidywała ogólna teoria szumu aerodynamicznego Lighthilla. R.L.

334.832:629.135.45 ILot
Sternfield H.: New techniques in helicopter noise reduction. Nowa technika zmniejszenia hałasu w śmigłowcu. Noise Control, maj—czerwiec, 1961, t. 7, nr 3, s. 4—10, rys. 10, ods. 4.

Opisano kryteria dźwiękowe takie jak przyjęcie doboru kryterium hałasu dla pasażerów śmigłowca, zastosowane przy konstrukcji śmigłowca Vertol 107, oraz przedstawiono serię badań dźwiękowych dla oceny właściwych składników. Przedstawiono porównawcze dane dla modelu z turbiną napędową i jej poprzednika — silnika tłokowego H-21 i modelu 44. R.L.

WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

629.135.4:629.13.038.12.002 ILot
Clemens R.: Moulded roton-blade spars. Prasowane dźwigary łopatek wirujących. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 6, s. 208—214, rys. 7.

Autor zamieszcza opis ciekawej techniki wykonania dźwigarów łopatek helikoptera, z kombinacji materiału plastik-metal, drogą prasowania. Technika oparta na automatycznym łączeniu elementów z metalu i plastiku przez podgrzewanie i sprasowanie. Artykuł zawiera opis metody, pozwalającej na wykonanie profilu z dokładnością $\pm 0,08$ mm. Autor zamieszcza również opis konstrukcji pras, matryce i pomocy użytych w procesie formowania. A.G.

621.923:621—253.5 ILot
Lawson R. D.: Blade-finishing. Wykończenie łopatek. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 6, s. 192—201, rys. 19.

Dotychczasowe metody wykończenia łopatek opierały się na operacjach obróbki ręcznej. Firma The National Gas Turbine Establishment opracowała metodę obróbki końcowej profilu na wymiary ostateczne i gładkość, bez potrzeby polerowania. W artykule zamieszczono opisy obrabiarek i technologię wykonania profilu łopatki na frezarko-kopiarkach pionowych i szlifierkach taśmowych. Opisy przyrządów, narzędzi, ustawień oraz parametry procesów obróbki wykończającej na szlifierkach dają pogląd na praktyczne zastosowanie nowoczesnej technologii wykonania profilu łopatek sprężarkowych ze stopów lekkich. A.G.

621.438—253.620.179.16 ILot
Rotor-disc. inspection. Kontrola wirnika turbiny. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 6, s. 188—191, rys. 5.

Artykuł omawia specjalne urządzenie do nieniszczącej kontroli tarcz wirników turbinowych. Działa ono na zasadzie znanych urządzeń ultradźwiękowych. Istotną cechą nowego urządzenia jest podwójna końcówka do analizy obrazu. Dzięki niej istnieje możliwość automatycznej rejestracji obrazu. Obecnie możliwości aparatu pokrywają znacznie szerszy zakres zastosowań niż przewidywały założenia. A.G.

LOTNISKA

629.139.85:551.675 ILot
Schmieschek U.: Kritische Untersuchung der derzeitigen Verfahren zur Entnebelung der Landebahnen auf Flugplätze. Krytyczne rozpatrzenie dotychczasowych metod odmgławiania pasów startowych na lotniskach. Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Bericht nr 114, 1960, s. 34, tabl. 2, ods. 23.

Po rozważeniu najważniejszych własności fizycznych naturalnej mgły, bliżej rozpatrzono opisane w literaturze metody odmgławiania w zależności od tego, czy są one już praktycznie sprawdzone lub tylko przedłożone w postaci projektów. Jednocześnie, tak daleko, jak to było możliwe, z uwzględnieniem zasad poszczególnej metody, zostały przeanalizowane postaci wykonania, stan rozwoju, nakłady energii, niedogodności i wady poszczególnych rozwiązań. Następnie zostały zestawione wymagania różnego rodzaju, które się stawia praktycznie stosowalnej metodzie odmgławiania oraz na końcu przeanalizowano metody odmgławiania, spełniające te wymagania z punktu widzenia niezbędnego teoretycznego nakładu energii. R.S.

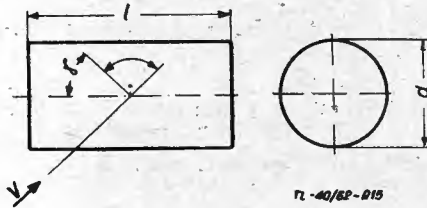
Przeгляд Dokumentacyjny Lotnictwa zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Informacji Naukowo-Technicznej i Ekonomicznej (Warszawa, Al. Niepodległości 188). CIINTE przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy. CIINTE wykonuje odpłatnie (wg Cennika ZUD) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno przeglądem dokumentacyjnym, jak i kartami dokumentacyjnymi.

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

(dalszy ciąg z II str. okładki)

W przypadku, gdy cylinder jest ustawiony pod określonym kątem do kierunku prędkości przepływającego powietrza (rys. 15), współczynnik oporu można określić za pomocą zależności:

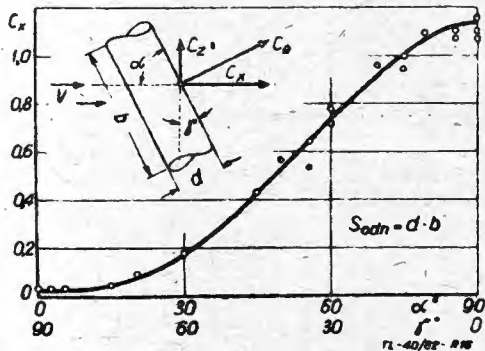
$$C_x = C_x \gamma = 0 \sin (1,225 \gamma)$$



Rys. 15. Cylinder ustawiony pod kątem do prędkości przepływającego powietrza (o opływie skośnym)

Zależność ta jest ważna w przypadku, gdy $0^\circ \leq \gamma \leq 60^\circ$. Współczynniki oporu są odniesione do powierzchni $S_{odn} = l \cdot d$.

Na wykresie (rys. 16) podano zależność współczynnika oporu dla cylindra opływającego skośnie w funkcji kąta natarcia α° i kąta γ° .



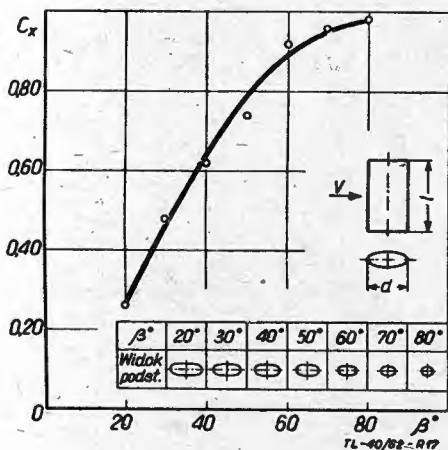
Rys. 16. Zależność współczynnika oporu dla cylindra opływającego skośnie w funkcji kąta natarcia α° i kąta γ°

3. Opory cylindra o przekroju eliptycznym, którego tworząca jest prostopadła do kierunku prędkości przepływu, a podstawę stanowi cylinder okrągły pochylony pod kątem β° , przedstawia w funkcji kąta β° tabela 4 i rys. 17.

Tabela 4

β°	80	70	60	50	40	30	20
C_x	0,98	0,96	0,92	0,74	0,63	0,48	0,26

Tak, jak w poprzednich przypadkach, współczynnik oporu jest odniesiony do powierzchni czołowej cylindra $S_{odn} = 1 \cdot d$.



Rys. 17. Współczynnik oporu cylindra o przekroju eliptycznym, którego tworząca jest prostopadła do kierunku przepływu, a podstawę stanowi cylinder okrągły, odchylony pod kątem β° – w funkcji kąta β°

Na rys. 18 podano współczynniki oporu w pod- i nadkrytycznym zakresie liczb Reynoldsa, odniesione do powierzchni czołowej dla cylindra z owiewkami o różnych kształtach.

Na rys. 19 przedstawiono wielkości współczynnika oporu dla cylindrów z owiewkami, odniesione do powierzchni czołowej, w zależności od geometrii owiewki. W tabeli podano również krytyczną liczbę Macha.

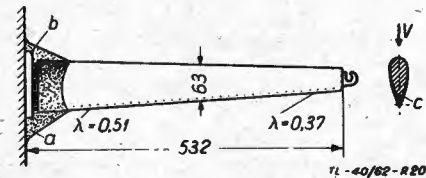
Kształt owiewki							
C_x podkryf	1,2	0,88	$\approx 0,8$	0,82	0,73	0,95	?
C_x nadkryf	$\approx 0,4$	0,32	0,29	0,24	0,16	0,24	0,13
$10^5 Re_{kryf}$	1,5-4,0	2,5-4,0	2,0-3,5	2,0-3,5	1,5-3,0	1,0-2,0	? + 1,0

Rys. 18. Współczynniki oporu dla pod- i nadkrytycznego zakresu liczb Reynoldsa, w zależności od kształtu owiewki cylindra

Kształt owiewki				
l/d	1,0	3,0	2,3	3,9
h/d		0	0,44	0,38
C_x	1,20	0,08	0,17	0,20
Ma_{kryf}	0,50	0,55	0,60	0,70

Rys. 19. Zależność współczynnika oporu cylindra od geometrii owiewki

Zmodyfikowanym nieco cylindrem jest przedstawiona na rys. 20 antena samolotu Me-109. Badania tej anteny przeprowadzono przy $Re = 2 \cdot 10^5$ ($V \approx 40$ m/sek). Powierzchnia czołowa (odniesienia) $S_{odn} = 0,013$ m².



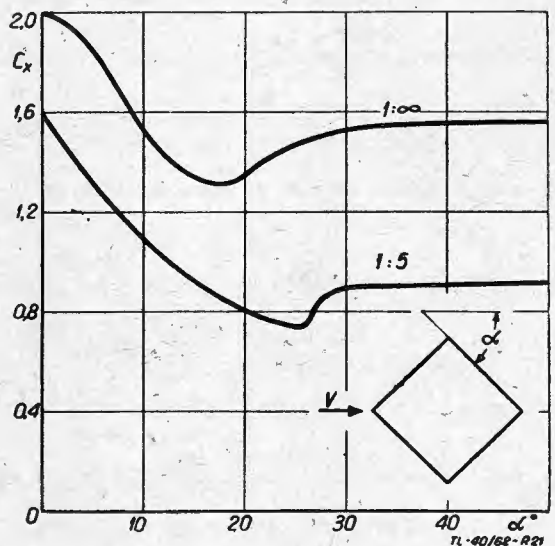
Rys. 20. Współczynniki oporu masztu antenowego samolotu Me-109

Tabela 5 przedstawia wielkość współczynnika oporu dla różnych geometrii przedstawionej anteny.

Tabela 5

Przypadek geometrii anteny	C_x
Antena w kształcie cylindra kołowego	0,80
Antena przedstawiona na rys. 17	0,17
Antena (rys. 17) bez płaskiej podstawy b	0,15
Antena (rys. 17) podstawa z b i z ostłoną a	0,12
Antena (rys. 17) z ostłoną a i c	0,11

Opory pręta o przekroju kwadratowym, w zależności od kąta natarcia, pokazuje rys. 21. Współczynniki oporu odniesione są do powierzchni rzutu bryły na płaszczyznę prostopadłą do przepływu.



Rys. 21. Współczynniki oporu pręta o przekroju kwadratowym w zależności od kąta natarcia α°

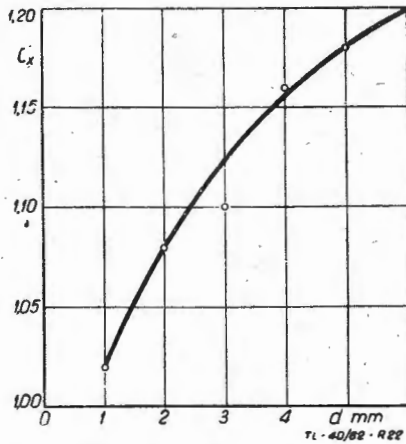
Opory drutów i linek

Zależność współczynnika oporu drutu od jego średnicy wskazuje tabela 6 oraz rys. 22.

Tabela 6

d mm	1	2	3	4	5	6
C_x	1,02	1,08	1,10	1,16	1,18	1,20

Dla uwzględnienia zamocowań końców należy dodać 0,7 m długości drutu. Współczynnik oporu jest odniesiony do powierzchni czołowej drutu $S_{odn} = l \cdot d$.

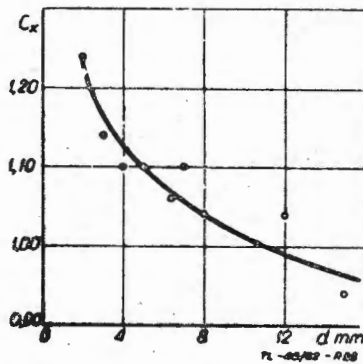


Rys. 22. Zależność współczynnika oporu drutu od jego średnicy

Współczynniki oporów linek podwójnie plecionych, w zależności od średnicy, podaje tabela 7 i rys. 23.

Tabela 7

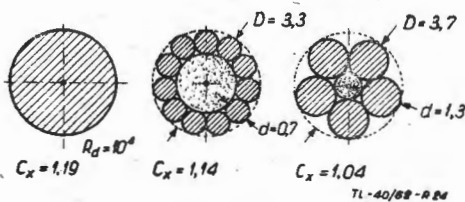
d mm	2,01	3,01	4,00	5,02	6,39	7,09	8,10	12,06	14,96
C_x	1,24	1,14	1,10	1,10	1,06	1,10	1,04	1,04	0,94



Rys. 23. Współczynniki oporów linek podwójnie plecionych, w zależności od średnicy

W celu uwzględnienia wpływu zamocowania należy dodać 0,7 ÷ 0,8 m długości. Współczynnik oporu jest odniesiony do powierzchni czołowej $S_{odn} = l \cdot d$.

Dla porównania podano na rys. 24 współczynniki oporu dwóch rodzajów linek i drutu.



Rys. 24. Współczynniki oporu dwóch rodzajów linek i drutu

Opory taśm lotniczych

Współczynniki oporów taśm lotniczych, w zależności od szerokości i grubości taśmy, są pokazane w tabeli 8.

Tabela 8

grubość mm	2	3,5	4,25	5,32
szerokość b mm	8,3	13,0	17,25	21,5
C_x	0,27	0,37	0,30	0,28

Współczynnik oporu jest odniesiony do powierzchni czołowej taśmy $S_{odn} = l \cdot \delta$.

Opory płaskich płytek o różnych kształtach ustawionych prostopadle do przepływu

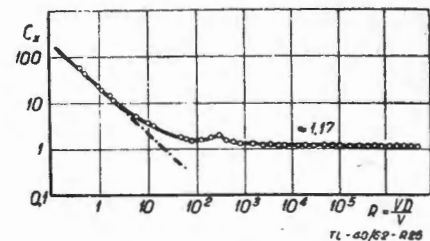
Współczynniki oporu płaskiej płytki kwadratowej i okrągłej pokazane są w tabeli 9. Współczynnik oporu określono dla $Re = 6,2 \cdot 10^5$.

Tabela 9

Wymiary	 $\delta/D = 0,01$	 $\delta/D = 0,01$
C_x	1,15	1,16
S_{odn}	D^2	$\pi D^2/4$

TL-40/62-19

Zależność oporu okrągłej i płaskiej płytki (przedstawionych w tabeli 9) od liczby Reynoldsa przedstawia rys. 25.



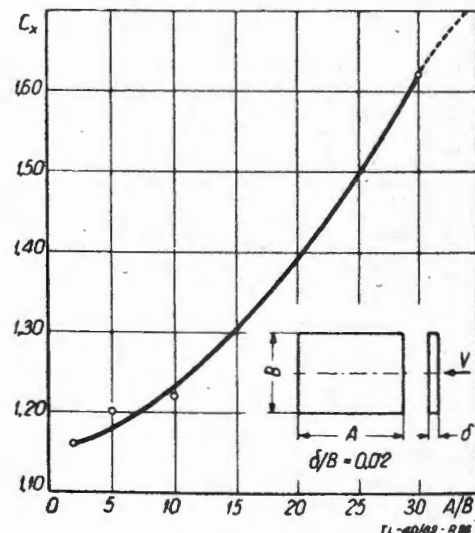
Rys. 25. Zależność współczynnika oporu okrągłej i kwadratowej płaskiej płytki od liczby Reynoldsa

Współczynniki oporu płaskiej płytki prostokątnej określa, w zależności od stosunku długości boków prostokąta, tabela 10 i rys. 26.

Tabela 10

A/B	2	5	10	30
C_x	1,16	1,20	1,22	1,62

Współczynnik oporu określono przy $Re = 6,0 \cdot 10^4$ i odniesiono do powierzchni czołowej $S_{odn} = A \cdot B$.

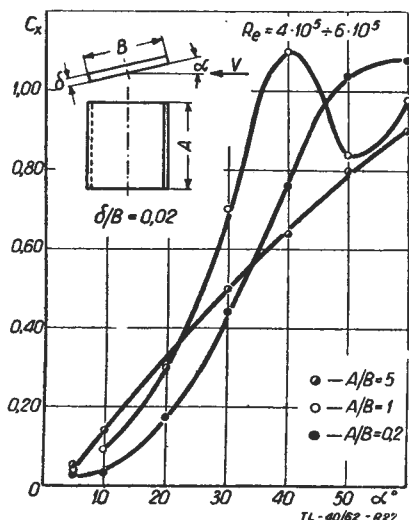


Rys. 26. Współczynniki oporu płaskiej płytki prostokątnej w zależności od stosunku długości boków prostokąta

Współczynnik oporu płaskiej prostokątnej płytki umieszczonej pod kątem α° do kierunku prędkości przepływu w zależności od kąta natarcia α° i stosunku długości boków, podaje tabela 11 i rys. 27.

Tabela 11

α°	5	10	20	30	40	50	60
$A/B=5$	0,05	0,14	0,30	0,50	0,64	0,80	0,90
C_x $A/B=1$	0,04	0,09	0,30	0,70	1,10	0,84	0,98
$A/B=0,2$	0,02	0,03	0,17	0,44	0,76	0,4	1,08



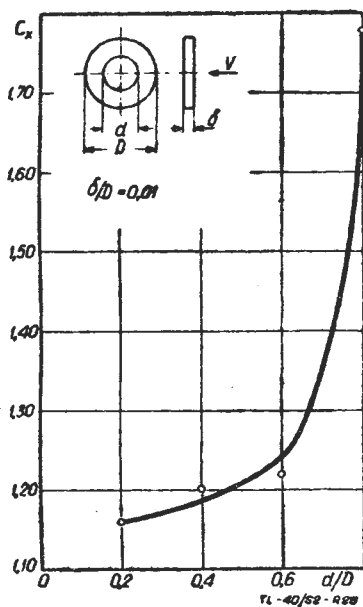
Rys. 27. Współczynnik oporu płaskiej prostokątnej płytki umieszczonej pod kątem α° do kierunku prędkości przepływu, w zależności od kąta natarcia i stosunku długości boków prostokąta

Współczynnik oporu odniesiono do powierzchni $S_{odn} = A \cdot B$.

Współczynnik oporu płaskiego pierścienia, w zależności od stosunku średnic, określonego przy $Re = 3,6 \cdot 10^5$, przedstawia tabela 12 i rys. 28.

Tabela 12

d/D	0,2	0,4	0,6	0,8
C_x	1,16	1,20	1,22	1,78



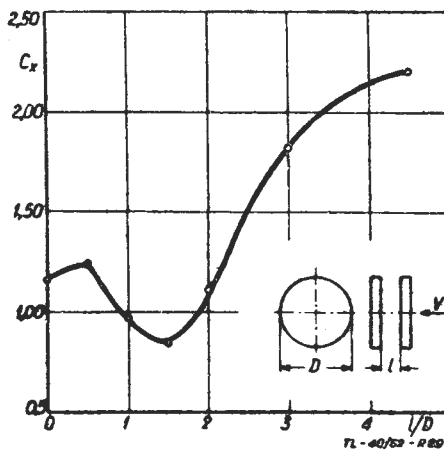
Rys. 28. Współczynnik oporu płaskiego pierścienia, w zależności od stosunku średnic

Współczynniki oporu płaskiego pierścienia odniesiono do powierzchni czołowej $S_{odn} = \pi \frac{(a^2 - d^2)}{4}$

Współczynniki oporu dwóch płaskich okrągłych płytek ustawionych jedna za drugą, w zależności od stosunku odległości jednej płytki od drugiej (1) do średnicy płytek (D) przedstawia tabela 13 i rys. 29.

Tabela 13

l/D	0	0,5	1,0	1,5	2,0	3,0	4,5
C_x	1,16	1,25	0,97	0,847	1,115	1,83	2,21



Rys. 29. Współczynnik oporu dwóch płaskich okrągłych ustawionych jedna za drugą, w zależności od stosunku odległości jednej płytki od drugiej (1) do średnicy płytek (D)

Współczynnik oporu odniesiono do czołowej powierzchni płytki

$$S_{odn} = \frac{\pi D^2}{4}$$

W tabeli 14 przedstawiono współczynniki oporu dla kilku innych kształtów, ustawionych prostopadle do kierunku przepływu. Współczynniki oporu są odniesione do powierzchni czołowej. $Re = 10^4 \div 10^5$.

Tabela 14

Kształt geometryczny	V (Kierunek przepływu) \rightarrow			
C_x	1,2	2,3	2,2	1,45

Opory płaskich płytek o różnych kształtach ustawionych równolegle do przepływu

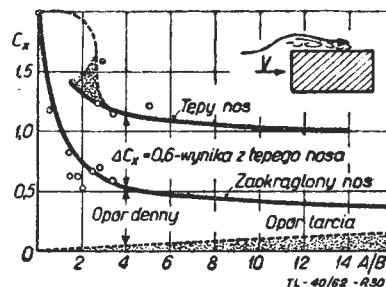
Tabela 15 pokazuje współczynniki oporów kilku płaskich płytek o różnych kształtach. Współczynniki oporu są odniesione do przekroju czołowego płytek $S_{odn} = D \cdot \delta$ przy $Re = 10^4 \div 10^5$.

gdzie: a) wielkość C_x przy praktycznej liczbie Re ,
b) wielkość C_x przy nadkrytycznej liczbie Re .

Tabela 15

Kształt geometryczny	V (Kierunek przepływu) \rightarrow						
C_x	1,2 ^{a)} 0,35 ^{b)}	2,05	1,55	1,55	2,0	1,05 ^{a)}	1,54 ^{b)}

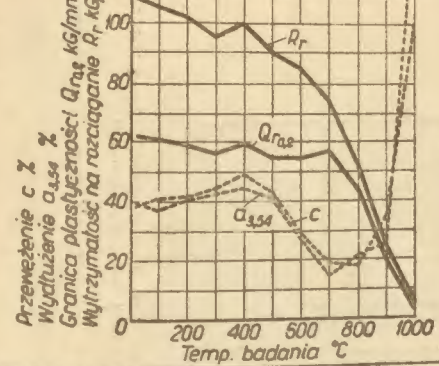
Zależność współczynnika oporu, odniesionego do powierzchni czołowej [$S_{odn} = A \cdot \delta$] dla płaskiej, prostokątnej płytki, ustawionej równolegle do kierunku przepływu, w zależności od stosunku długości boków — przedstawia rys. 30.



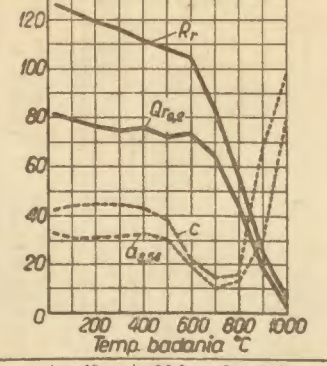
Rys. 30. Zależność współczynnika oporu płaskiej, prostokątnej płytki od stosunku długości boków

(dokończenie w zeszytcie 11)

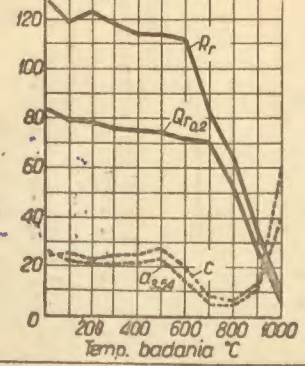
Rys.3 Własności mechaniczne w podwyższonych temp. stopu Nimonic-80A po typowej obróbce cieplnej (wartości średnie)



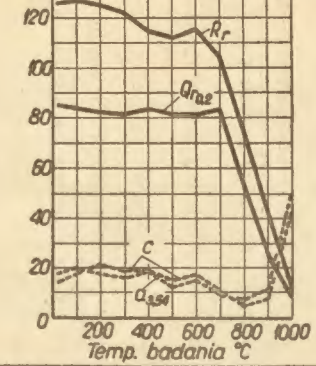
Rys.4 Własności mechaniczne w podwyższonych temp. stopu Nimonic-90 po typowej obróbce cieplnej (wartości średnie)



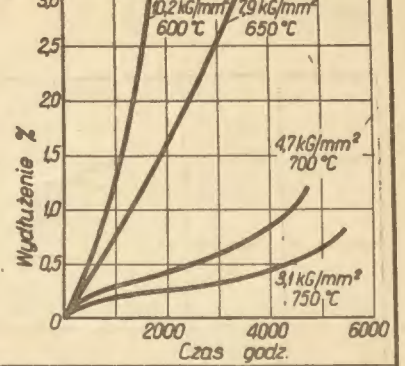
Rys.5 Własności mechaniczne w podwyższonych temp. stopu Nimonic-95 po typowej obróbce cieplnej (wartości średnie)



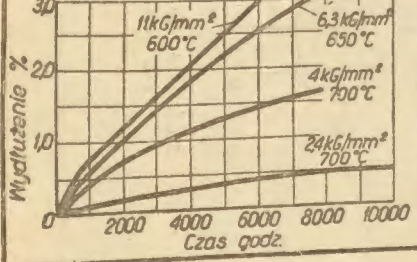
Rys.6 Własności mechaniczne w podwyższonych temp. stopu Nimonic-100 po typowej obróbce cieplnej (wartości średnie)



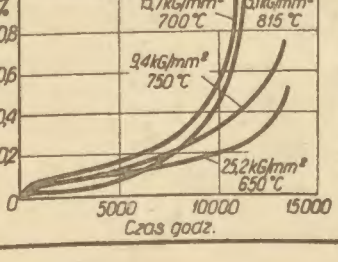
Rys.7 Krzywe pełzania stopu Nimonic DS po wyżarzeniu w temp. 1050°C.



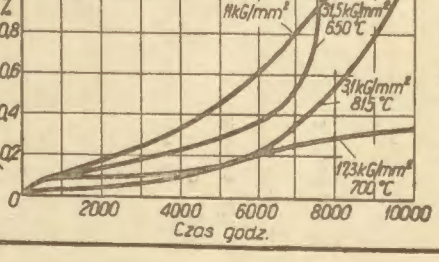
Rys.8 Krzywe pełzania stopu Nimonic-75 po wyżarzeniu w temp. 1050°C



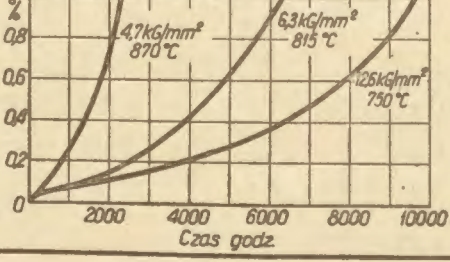
Rys.9 Krzywe pełzania stopu Nimonic-80A po typowej obróbce cieplnej.



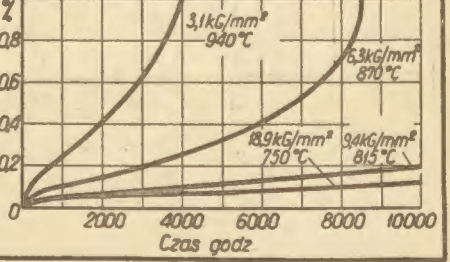
Rys.10 Krzywe pełzania stopu Nimonic-90 po typowej obróbce cieplnej.



Rys.11 Krzywe pełzania stopu Nimonic-95 po typowej obróbce cieplnej.



Rys.12 Krzywe pełzania stopu Nimonic-100 po typowej obróbce cieplnej.



Prace Konstruktorskie TL-10/62 str. 4 okt

Tabela 5 Skład chemiczny, niektóre własności i zastosowanie stopów Nimocast

Lp.	Nazwa stopu	Skład chemiczny %										Ogólna temperatura łapania °C	Zalecana temperatura zalewania °C			Sposób odlewania	Stan materiału	Własności mechaniczne w temperaturze 20 °C							Wytrzymałość czasowa ³⁾			Zastosowanie	
		C	Si	Mn	Cr	Co	Fe	Ti	Al	Pb	Ca		Ni	reszta	małe przekroje			duże przekroje	Granica proporcjonalności kg/mm ²	Q _r przy odksz. %	R _r kg/mm ²	a _{3.54} %	HV kg/mm ²	U wg łzoda kg/cm ²	temperatura badania °C	Czas badania godz			
		0,07-0,12	0,20-0,60	0,20-0,50	18,0-22,0	—	≤ 5,0	0,35-0,60	0,10-0,40	≤ 0,005	0,005-0,02		reszta	1420	1510			1560	13,9	19,4	20,6	22,5	52,4	34,8	164	15,2	—		—
1	Nimocast-75	0,07-0,12	0,20-0,60	0,20-0,50	18,0-22,0	—	≤ 5,0	0,35-0,60	0,10-0,40	≤ 0,005	0,005-0,02	reszta	1420	1510	1560	w formy piaskowe	nie obrabiany cieplnie	13,9	19,4	20,6	22,5	52,4	34,8	164	15,2	—	—	—	Łopalki kierownicze lotniczych silników odrzutowych i niewielkich gazowych turbin przemysłowych, pierścienie łane odśrodkowe i inne łane części turbin gazowych
																po obróbce cieplnej ¹⁾	10,9	18,3	19,4	21,1	57,6	40,5	172	16,1					
2	Nimocast-80	0,03-0,07	0,20-0,60	0,20-0,50	18,0-22,0	—	≤ 5,0	2,20-2,60	1,0-1,40	≤ 0,005	0,005-0,02	reszta	1390	1480	1540	w formy piaskowe	nie obrabiany cieplnie	36,9	45,2	46,9	49,3	50,6	3,0	253	4,7	600	46,0	41,0	36,0
																po obróbce cieplnej ²⁾	39,5	52,9	54,8	57,3	78,4	13,7	270	7,3	750	17,5	16,0	14,0	
3	Nimocast-90	0,08-0,12	0,20-0,60	0,20-0,50	18,0-22,0	15,0-18,0	≤ 5,0	2,20-2,60	1,0-1,40	≤ 0,005	0,005-0,02	reszta	1390	1480	1540	w formy piaskowe	nie obrabiany cieplnie	39,7	49,5	51,2	53,1	65,2	8,1	280	4,8	600	49,0	46,0	43,0
																po obróbce cieplnej ²⁾	40,5	54,2	56,1	58,6	74,5	12,6	291	6,6	750	23,5	20,5	10,5	
																metoda wylapanych modeli	nie obrabiany cieplnie	39,7	51,2	52,3	54,2	64,6	14,6	278	5,7	870	14,0	12,0	9,5
																po obróbce cieplnej ²⁾	38,9	51,2	52,9	54,7	71,3	14,1	291	—	870	14,0	12,0	9,5	

1) 1080°C, 4 godz., powietrze; 2) 1080°C, 4 godz., powietrze + 700°C, 16 godz., powietrze; 3) po obróbce cieplnej jak w p. 2)

Prace Konstruktorskie TL-10/62 str. 4 okt