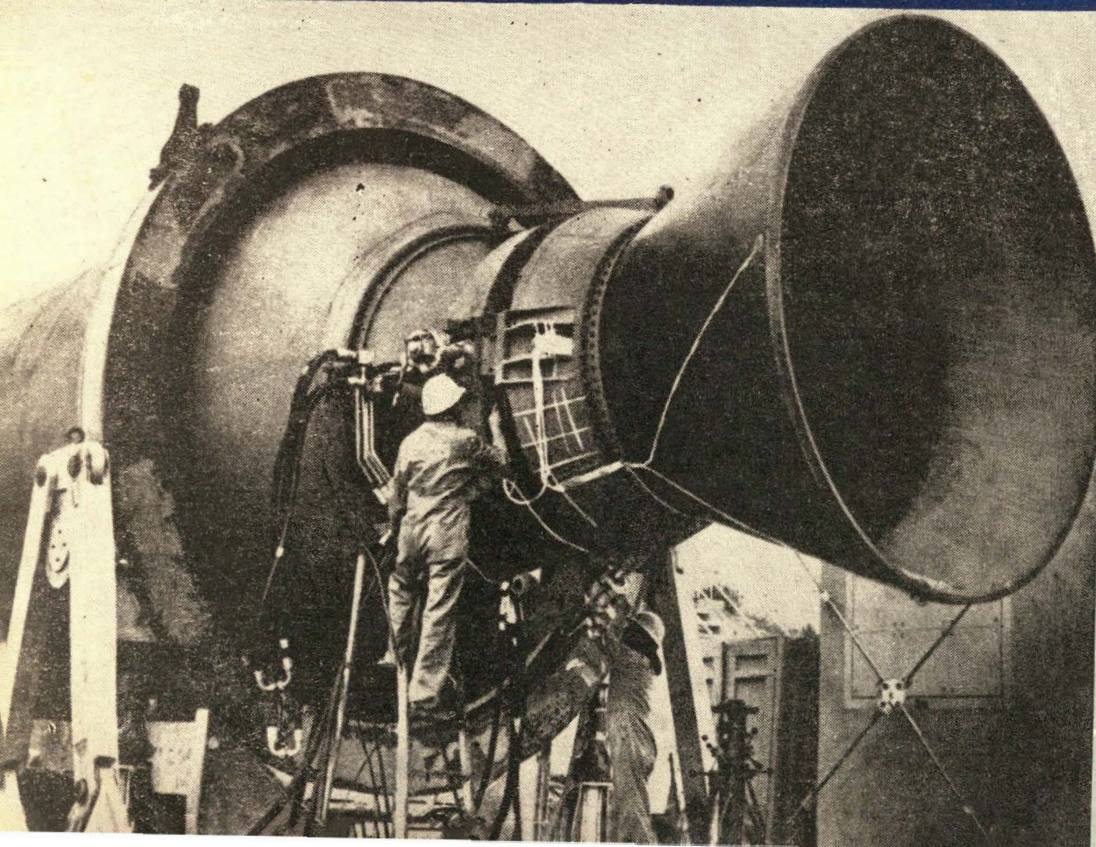


# TECHNIKA LOTNICZA



8

WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT

# POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

## Opory interferencyjne drobnych części i kształtowników

Zebrała i opracowała mgr inż. E. Lewalska

1. Opór interferencyjny dwóch cylindrów, ustawionych w systemie „tandem” oraz jeden nad drugim. Układ tandem pokazany jest na rys. 1. Krzywe oznaczone symbolem A, odnoszą się do cylindra przedniego, badanego w obecności cylindra tylnego. Krzywe oznaczone symbolem B, odnoszą się do cylindra tylnego, badanego w obecności cylindra przedniego. Krzywe A i B naniesiono dla porównania z krzywą C, określającą współczynnik oporu interferencyjnego w zależności od odległości między przednim i tylnym cylindrem.

Na rys. 2 scharakteryzowany jest układ cylindrów jeden nad drugim. W obu przypadkach przyjęto jako powierzchnię odniesienia  $S = d \cdot l$ , czyli średnicę pomnożoną przez długość tylko jednego cylindra. Wydłużenie cylindrów  $\lambda \sim \infty$ .

2. W podobny sposób zbadano opory interferencyjne dwóch zastrzałów o przekroju kropłowym, których geometria podana jest na rys. 3. Na rys. 4 przedstawiono zależność współczynnika oporu interferencyjnego od odległości między dwoma zastrzałami w układzie tandem. Rys. 5 przedstawia taką samą zależność w układzie zastrzałów jeden nad drugim. W obu badanych przypadkach powierzchnię odniesienia jest  $S = d \cdot l$  ( $l$  — długość tylko jednego zastrzału). Wydłużenie badanych zastrzałów  $\lambda = 3$ .

**Uwaga:** Wszystkie badane przypadki zastrzałów kropłowych będą posiadały przekroje jak na rys. 3.

Na rys. 6 podano kilka zestawień płaskowników, tworzących profile często spotykane w konstrukcjach. Dla porównania podano opór pojedynczego płaskownika, ustawionego prostopadle do przepływu. Opór płaskiej płytki, ustawionej równolegle do przepływu, wynika jedynie z tarcia. Przy małej długości (wymiar w kierunku przepływu) płytki, wartość ta jest pomijalna. Poszczególne belki badano między płytami ograniczającymi, zbliżającymi wydłużenie do nieskończonego. Jako powierzchnię odniesienia przyjęto  $S = h \cdot l$  ( $l$  — długość badanych belek).

Opór interferencyjny dwu zastrzałów (o przekrojach cylindrycznych) tworzących między sobą kąt  $\varphi$ , przedstawiono na rys. 7. Rys. 8. podaje podobną zależność dla zastrzałów o przekroju kołowym. Ze względu na kłopotliwe określenie powierzchni odniesienia posłużono się następującym współczynnikiem bezwymiarowym określającym opór interferencyjny.

$$\bar{C}_{x \text{ int}} = \frac{\text{Opór interferencyjny}}{\text{Opór jednostki długości zastrzału}}$$

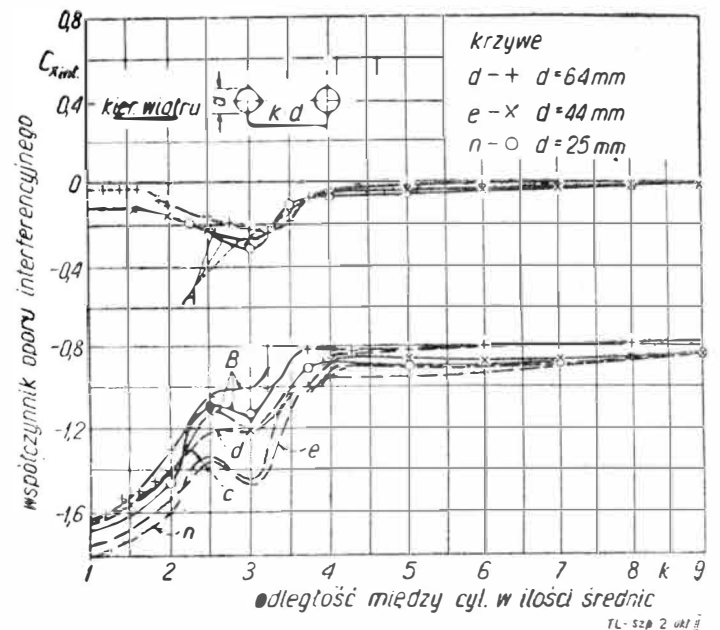
**Uwaga.** W badanych przypadkach długość badanych układów określona jest ilością cieciew.

W obu badanych przypadkach kierunek wiatru jest prostopadły do płaszczyzny zastrzałów.

Na zakończenie tego tematu, kilka przykładów zestawień zastrzałów z płytkami płaskimi. Rys. 9. pokazuje opory interferencyjne zastrzału kropłowego, ustawionego pod zmiennym kątem  $\varphi$  do płaszczyzny.

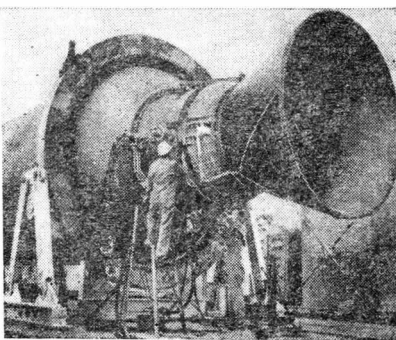
Opór dwu krążków ustawionych osiowo jeden za drugim (patrz szkic) w zależności od stosunku średnicy krążków do odległości między nimi, pokazany jest na rys. 10. Krzywa A określa opór zespołu dwu krążków, krzywa B określa opór tylnego krążka w obecności przedniego. Dla porównania podano opór krążka pojedynczego, izolowanego oraz zespołu dwu dysków w przypadku, gdy odległość między nimi  $x \rightarrow \infty$ . Współczynnik oporu odniesiony jest do powierzchni jednego krążka.

Na rys. 11 a, b, c, d podano kilka przykładów zestawień zastrzałów o przekrojach kropłowych ustawionych pod różnymi kątami  $\varphi$  do płaskich płytek. W załączonych do rysunku tabelkach pokazano również wpływy stosowanych oprofilowań na wartość oporu interferencyjnego. Wpływ oprofilowania dwu zastrzałów kropłowych (dla różnych wymiarów  $d$  i  $c$ ) ustawionych pod kątem  $\varphi$ , na wartość oporu interferencyjnego — podaje tabelka 1.



### TREŚĆ ZESZYTU

	Str.
J. Nikol — Nowoczesne śmigła, wirniki i dmuchawy, cz. I . . . . .	197
J. Lewitowicz — Nowy lotniczy przełącznikowy układ rozdzielania impulsów . . . . .	203
E. Radwański — Problemy wymiany ciepła przy dużych prędkościach i na dużych wysokościach . . . . .	205
Nowości techniczne . . . . .	214
Przeglądamy patenty — S. M. . . . .	218
Wiadomości SIMP . . . . .	221
Kronika . . . . .	221
Na półkach księgarskich . . . . .	222
Sprostowanie art. prof. L. Duleby (zesz. 2/65) . . . . .	224
Pomocy Konstruktorskie Techniki Lotniczej — E. Lewalska: Opory interferencyjne (dokończenie) . . . . .	001.



Największy amerykański silnik rakietowy nastaly środek napędowy



WYDAWNICTWA  
 CZASOPISM  
 TECHNICZNYCH NOT  
 Warszawa,  
 Czackiego 3/5

### KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor Naczelny inż. S. SULIKOWSKI  
 Redaktorzy Działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. W. KORDZIŃSKI, mgr inż. S. LASSOTA,  
 mgr inż. W. ZAREMBA

Sekretarz Red. J. BERŻYŃSKA  
 Red. Techniczny D. PIETRZYKOWSKA

### RADA PROGRAMOWA

mgr inż. K. WÓJCICKI, mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, mgr inż. W. PIETRZAK, mgr inż. B. TRALA, mgr inż. W. JUNG, mgr inż. A. JAWORSKI, mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż. K. SZUMIELEWICZ, mgr inż. J. PA-CZOŃSKI, mgr inż. M. KWIATKOWSKI, inż. W. JANUSZ, inż. A. OKOŁOWSKI, inż. R. MACHNOWSKI

REDAKCJA: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 27-25-53

Zakład Kolportażu WCT-NOT Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 27-21-10

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 1430/A — O-6. Nakład 900 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g. 61 × 86

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—



Mgr inż. JERZY NIKOL

## Nowoczesne śmigła, wirniki i dmuchawy

cz. I

### Konstrukcja, mechanizmy, automatyka

W niniejszym artykule zwrócono uwagę na szereg ostatnich tendencji i osiągnięć w dziedzinie konstrukcji, mechanizmów i automatyki śmigieł lotniczych, wirników i dmuchaw lotniczych.

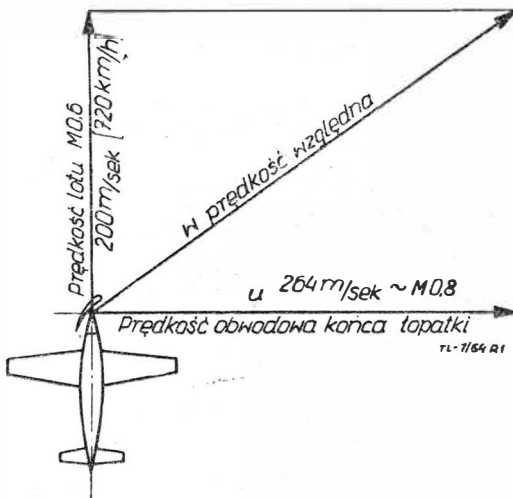
Omówienie konstrukcji ograniczono do konstrukcji łopatek, w której w ciągu ostatnich kilku lat zaszły poważne zmiany w stosunku do już dobrze znanych łopatek drewnianych i metalowych.

Nowoczesny charakter śmigieł, wirników i dmuchaw wiąże się ściśle z rozpowszechnieniem napędu turbinowego. Mimo nadejścia ery odrzutowej, napęd za pośrednictwem śmigła, wirnika czy też dmuchawy, napędzanych turbiną, zajmuje w lotnictwie spory obszar zastosowań i w chwili obecnej trudno jest określić czas, kiedy napęd ten mógłby być zastąpiony przez sposoby bardziej odpowiednie. Uzasadnienie tej sytuacji znajdzie czytelnik w pracy [3].

Silniki turbinowe przy znacznie mniejszej powierzchni czołowej oraz mniejszym ciężarze rozwijają większą moc niż silniki tłokowe. Poza tym w pojedynczym silniku turbinowym można „zmieścić” kilkanaście tysięcy koni mechanicznych, podczas gdy praktyczną granicą dla silnika tłokowego była moc trzech tysięcy pięciuset koni mechanicznych.

Powyższe względy zmusiły do nowych rozwiązań w dziedzinie śmigieł, zarówno dla skojarzenia z małymi i lekkimi turbinami małych mocy, jak też z turbinami dużych i bardzo dużych mocy. Stosunkowo lekkie silniki winny współpracować z odpowiednio lżejszymi śmigłami czy też wirnikami.

Problem ciężaru śmigieł, wirników i dmuchaw szczególnie uwydatnia się w przypadku aparatów stromego i pionowego startu i lądowania, które oznaczono w skrócie przez



Rys. 1. Prędkości składowe profilu końca łopatki przy  $U = M0.8$  końca łopatki

STOL i SVTOL. W aparatach tych specjalnie zależy na małym ciężarze własnym, toteż konstruktorzy wszelkich aktuatorów opracowują przede wszystkim coraz lepsze i lżejsze konstrukcje łopatek oraz przynależnych mechanizmów.

Osiągnięcia w tej dziedzinie zostały znacznie przyspieszone dzięki wprowadzeniu nowych materiałów, które pozwalają nie tylko na obniżenie ciężaru łopatki, ale również znacznie zwiększają jej długotrwałość i niezawodność.

Zastosowanie turbiny do napędu śmigieł, wirników i dmuchaw wpłynęło decydująco na rozwój mechanizmów śmigłowych, gdyż dopasowanie nastawienia łopatek śmigła w różnych stanach lotu jest o wiele bardziej skomplikowane w przypadku turbiny, niż w przypadku silnika tłokowego. Znaczna część tych mechanizmów dotyczy regulacji kąta łopatek śmigieł, czy to pracujących w strumieniu wolnym, czy też osłoniętych, a sterowanie ich odbywa się obecnie z reguły automatycznie. Tak więc rozwój regulacji śmigła pociąga za sobą automatyzację stosowaną w coraz doskonalszej postaci.

Automatyka w zastosowaniu do śmigieł i wirników spełnia jeszcze jedną ważną rolę, mianowicie w przypadku aparatów o mniej niż jednym śmigle czy też wirniku, pozwala na obniżenie poziomu szumu i drgań wytwarzanych przez te aktulatory, gdyż umożliwia odpowiednią synchronizację ich pracy.

### Konstrukcja, aspekty aerodynamiczne

Odnośnie konstrukcji aktuatorów w artykule ograniczono się do samych łopatek. Najpierw omówiono czynniki aerodynamiczne, które miały wpływ na ukształtowanie nowoczesnych łopatek, następnie — szczegóły konstrukcji łopatek, uwzględniając najnowsze tendencje w tej dziedzinie.

Łopatkę aktuatora charakteryzuje kilka parametrów, wśród których zasadnicze są: rodzaje profilów na różnych promieniach łopatki, obrys łopatki oraz kąty nastawienia poszczególnych profilów względem płaszczyzny obrotu. Określenia nastawienia łopatki, jako całości, dokonuje się przez podanie kąta profilu leżącego w przekroju odległym o 0,75 promienia, licząc od osi obrotu aktuatora.

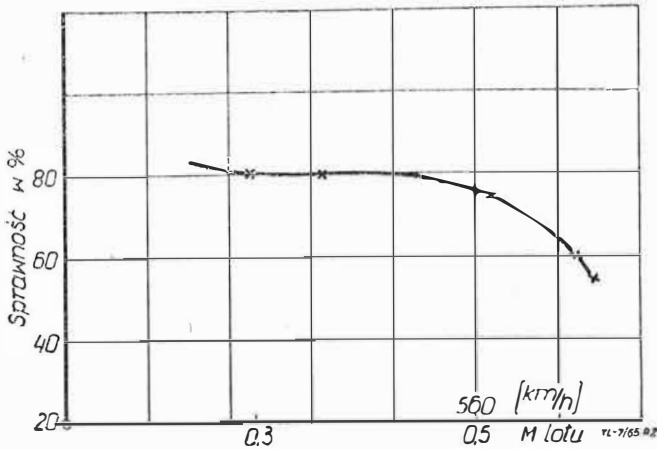
Pod koniec drugiej wojny światowej były już opracowane łopatki śmigłowe o kształtach znacznie różniących się od będących w powszechnym użyciu. Przy coraz wzrastających prędkościach lotu należało na śmigle przetwarzać coraz większą moc, lecz ze zrozumiałych względów nie można było nieograniczenie zwiększać średnicy. Tak więc jedynym sposobem stało się zwiększanie wypełnienia (solidity), bądź to za pomocą zwiększania ilości łopatek, bądź też przez ich poszerzanie.

Poszerzanie łopatek wiąże się korzystnie z parametrem procentowej grubości profilów łopatkowych. Im niższa jest procentowa grubość profilu, tym wyższa sprawność profilu, a więc i łopatki można osiągnąć przy dużych prędkościach lotu. Dla szerokich łopatek, mimo ich małej grubości względnej, końcowe przekroje łopatki wypadają dostatecznie duże, aby sprostać tak wymogom wytrzymałości, jak i wymogom odporności na drgania.

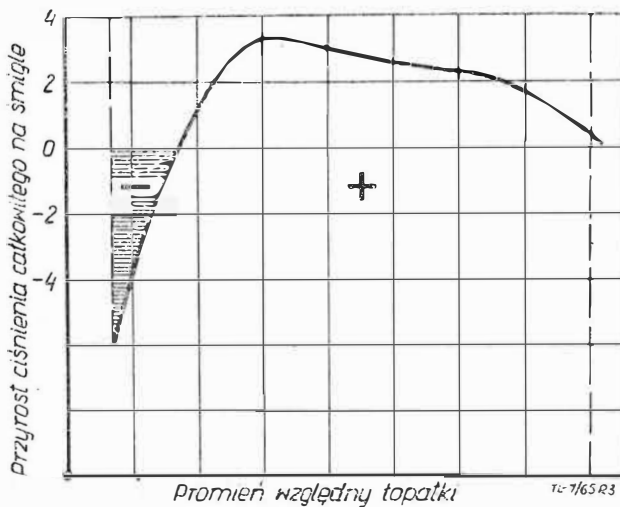
Z rys. 1 widać, że przy prędkości lotu 720 km/h, czyli  $V = 200$  m/sek, na końcu łopatki istnieje prędkość względ-

na  $W$  równa prędkości dźwięku w warunkach normalnych przy ziemi, o ile prędkość obwodowa końca łopatki wynosi  $0,8 U$ , czyli  $U = 264$  m/sek.

Wydawało się, że przy dużych prędkościach lotu sprawność śmigła spada z tą chwilą gdy końce łopatek osiągają przydźwiękową prędkość względną. Szereg doświadczeń dokonanych w USA w połowie drugiej wojny światowej wykazało, że decydujący wpływ na spadek sprawności śmigła, a zatem na ograniczenie prędkości  $V$  lotu, posiada część ło-



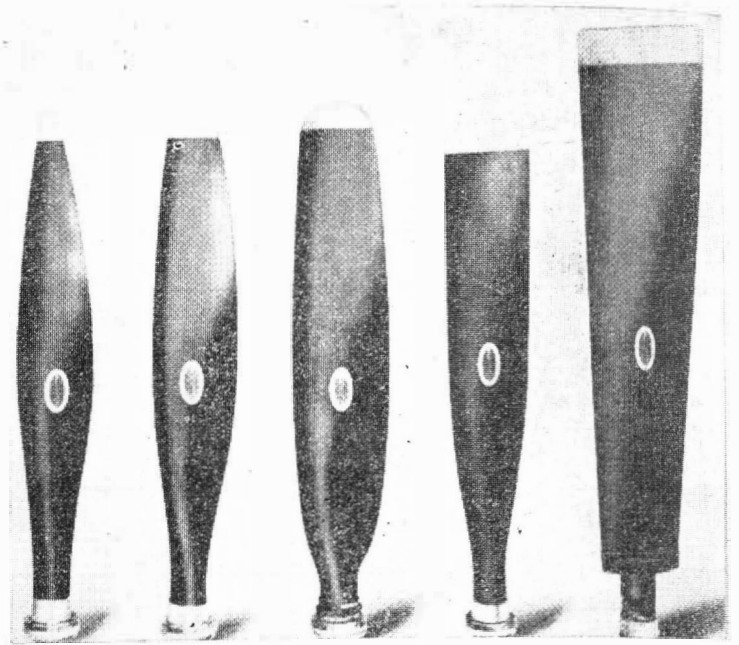
Rys. 2. Sprawność śmigła Hamilton Standard w zależności od prędkości lotu



Rys. 3. Przyrost ciśnienia całkowitego na śmigle Hamilton Standard. Liczba  $M$  lotu  $\sim 0,65$

patki leżąca w pobliżu piasty. Mianowicie, grube i niestacannie opromiowane dolne części łopatki przy prędkości samolotu równej około 750 km/h, czyli 210 m/sek, są przyczyną krzywizny falowego w tej okolicy łopatki i w znacznym stopniu przyczyniają się do spadku jej sprawności. Aby temu zapobiec zaczęto łopatki kształtować w ten sposób, aby wszystkie profile przekrojów łopatki, a więc i leżące tuż przy osłonie piasty, miały kształt jak najbardziej doskonały.

Pomiary sprawności śmigła, dokonane w locie na jednym z myśliwców amerykańskich z czasu II wojny światowej, wykazały, że sprawność śmigła firmy Hamilton-Standard zaczyna maleć, jak to widać z rys. 2, począwszy od prędkości lotu równej 560 km/h, czyli 155 m/sek, a więc przy liczbie Macha  $M =$  około 0,5 oraz, że przyczyną jest niekorzystny rozkład ciśnienia całkowitego na śmigle. Na wykresie rys. 3 widać, że w pobliżu piasty dzięki grubym profilom o silnie zaokrąglonych krawędziach splotu lub zgoła okrągłych — pole ciśnienia całkowitego ma znaczną wartość ujemną, podczas gdy na reszcie łopatki skutki ściśliwości są jedynie nieznaczne.



Rys. 4. Stopniowy rozwój kształtów łopatki śmigłowej w czasie II wojny światowej

Nieco później, po wynalezieniu profilów laminarnych, zastosowano je również na łopatkach śmigłowych, uzyskując dalsze zwiększenie sprawności i polepszenie charakterystyki krytycznej liczby Macha. Kolejne etapy rozwoju łopatek śmigłowych w okresie ostatniej wojny, o ile chodzi o ich kształty aerodynamiczne, przedstawiono na rys. 4. Ostatnia łopatka z prawej strony jest szeroka, jakby ucięta na końcu, a to dla zwiększenia wypełnienia oraz posiada przy nasadzie prawidłowe profile o stosunkowo niskiej grubości względnej. Wszystkie te łopatki należą do śmigieł napędzanych silnikami tłokowymi, gdyż śmigło zostało skojarzone z silnikiem turbinowym po raz pierwszy dopiero w 1945 r.

Decydujący wpływ na powszechne stosowanie (czyli nawet dla samolotów latających z prędkością znacznie niższą od dźwiękowej) prawidłowych profilów u nasady łopatek, wywarł właśnie silnik turbinowy. Śmigła napędzane turbiną wymagały nowych opracowań. Część łopatki, znajdująca się tuż przy osłonie piasty, przy nie odpowiednich profilach może znacznie hamować przepływ powietrza we wlocie turbiny, gdyż wlot ten posiada małą średnicę w stosunku do średnicy śmigła. Dzisiaj wszyscy konstruktorzy śmigieł starają się dla tych powodów stosować jak najcieńsze i jak najbardziej sprawne profile łopatek również w obszarze wlotu turbiny.

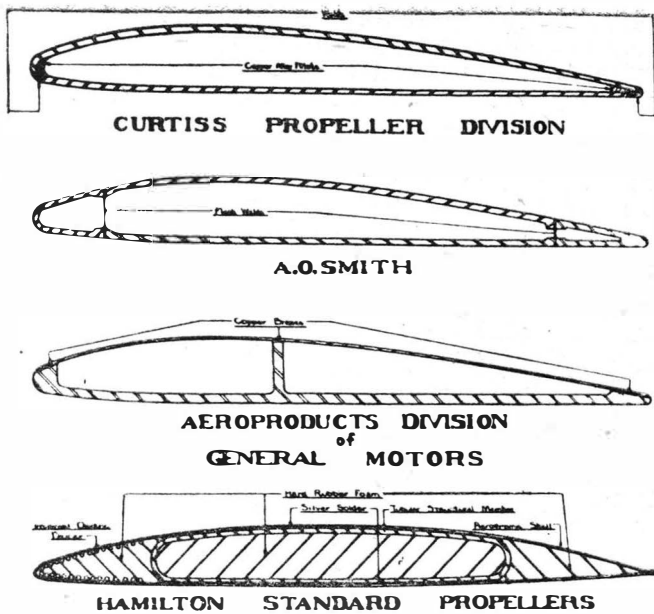
Jasne jest, że w żadnym razie oprawa łopatki nie powinna wystawać poza osłonę piasty śmigła.

Powyzsze okoliczności zmusiły konstruktorów piast śmigłowych do zmniejszenia ich wymiarów, co nie jest sprawą łatwą w przypadku, gdy wraz z piastą skojarzone są różne mechanizmy regulacji śmigła.

### Konstrukcja, różne rodzaje konstrukcji

Każdy rodzaj konstrukcji, czy to obrabiarki, czy samochodu, czy też innego mechanizmu, ulega stale ewolucji nie tylko pod względem ulepszeń funkcjonalnych, lecz również pod kątem łatwości wyprodukowania przez zastosowanie tańszych materiałów, jednym słowem — pod kątem potaniaenia wyrobu. Obecnie coraz częściej zdarza się, że mimo tańszego materiału produkt jest odporniejszy na różne wpływy zewnętrzne i bardziej trwały. To samo dotyczy oczywiście również techniki lotniczej, a w niej śmigieł, wirników itp., z jednym tylko podkreśleniem, że w lotnictwie warunkiem pierwszego znaczenia jest niezawodność, drugim — długotrwałość, a sprawa kosztu jest sprawą względną.

Sprawa obniżenia kosztu wyprodukowanego śmigła, czy też wirnika, zawiera w sobie aspekt skrócenia czasu wyprodukowania, toteż na przykład w czasie drugiej wojny światowej dokonano wielu prób, aby nie tracąc na niezawodności, można było wyprodukować w jak najkrótszym czasie niezbędną ilość śmigieł — ewentualnie nawet kosztem skróconej trwałości. Ilość śmigieł wyprodukowanych przez



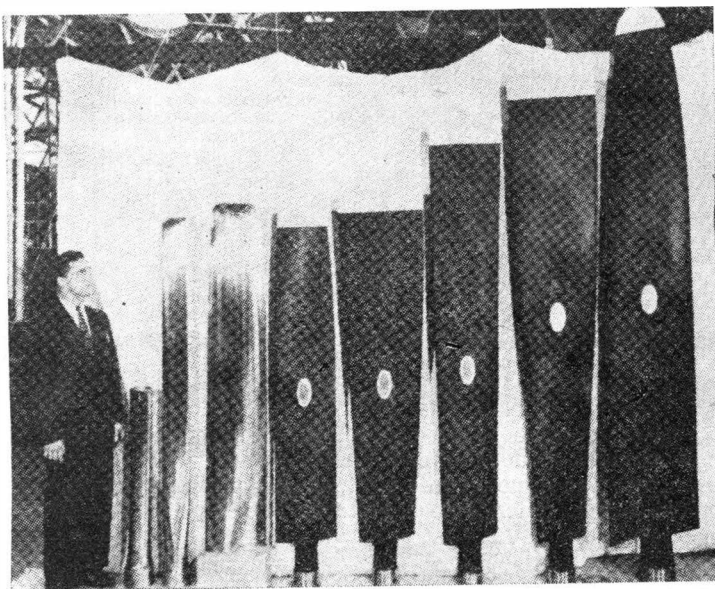
Rys. 5. Typy konstrukcji pustych łopatek stalowych

aliantów w czasie drugiej wojny światowej osiągnęła kilkadziesiąt tysięcy sztuk.

Początkowo wydawało się, że sprawę tę rozwiąże łopata z blachy stalowej, jednocześnie lekka i pozornie łatwa w produkcji. Lekkość łopatki rzutuje na inne elementy śmigła, czy też wirnika. W czasie pracy łopatki na jej masę działają znaczne przyspieszenia, wytwarzające duże obciążenia. Obciążenia te muszą być z kolei przejęte przez oprawę łopatki, elementy piasty śmigłowej, wał napędowy itp. Każdy więc gram ciężaru, który daje się zaoszczędzić na łopacie, uwidacznia się w zaoszczędzeniu wielu gramów innych elementów śmigła, a więc ciężaru całego zespołu śmigłowego lub wirnikowego.

### Łopatki z blachy stalowej i z dźwigarem nośnym

Prace nad łopatkami z blachy stalowej były podjęte pod koniec lat trzydziestych przez firmę de Havilland, jednakże dopiero w 1947 roku osiągnięto wyniki nadające się do podjęcia produkcji seryjnej. Łopatki tego typu składają się z centralnego dźwigara nośnego w postaci stalowej rury oraz z płaszcza z cienkiej blachy stalowej, stanowiącego

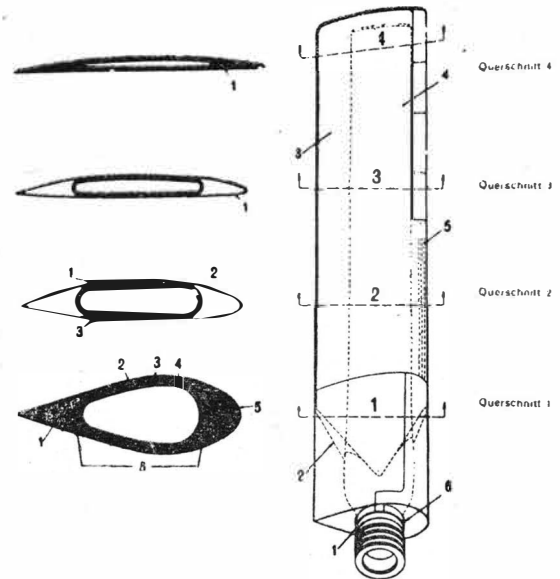


Rys. 6. Widok typowych pustych łopatek stalowych

zewnątrzny kształt łopatki. Jeżeli odnieść ciężar tych łopatek do jednego konia mechanicznego, przetwarzanego w siłę ciągu, to okazało się, że są to najlżejsze łopatki jakie dotychczas zbudowano seryjnie. Obecnie znajduje się blisko sto tysięcy takich łopatek w zastosowaniu zarówno dla lotnictwa cywilnego, jak i wojskowego.

### Łopatki z blachy stalowej, lecz bez dźwigara nośnego

Konstruktorzy firmy de Havilland, zachęteni pozytywnymi osiągnięciami z łopatkami z blachy stalowej i z dźwigarem nośnym, spodziewali się osiągnąć jeszcze lżejsze łopatki dzięki zastosowaniu konstrukcji bezdźwigarowej. Łopata miała być utworzona z jednego kawałka blachy. Prace w tym kierunku były prowadzone między 1950 i 1957 rokiem w sposób bardzo intensywny, jednakże po licznych



Rys. 7. Szczegóły konstrukcji łopatki Hamilton Standard z materiałów mieszanych. W kierunku podłużnym: 1 — pierścień ślizgowy instalacji ogrzewniczej do odładzania, 2 — koniec pokrycia ochronnego, 3 — pokrycie z włókna sztucznego wraz z niklową blaszaną osłoną krawędzi natarcia, 4 — dźwigar stalowy, 5 — elementy grzejne instalacji odlodzeniowej na krawędzi natarcia, 6 — szczeliny wentylacyjne. W przekroju poprzecznym 1 oznaczają: 1 — wypełnienie tworzywem piankowym, 2 — miejsce sklejania, 3 — pokrycie włóknem sztucznym, 4 — dźwigar, 5 — prowadzenie drutów grzejnych instalacji odładzającej, 6 — szczeliny wentylacyjne. W przekroju poprzecznym 2 oznaczają: 1 — pokrycie włóknem sztucznym, 2 — dźwigar, 3 — miejsce sklejania. W przekroju 3 — 1 — pokrycie krawędzi natarcia. W przekroju 4 — 1 — wypełnienie tworzywem piankowym

próbach i po dokonaniu poprawek i ulepszeń, ostatecznie zrezygnowano z tego rodzaju rozwiązania. Próbowano zastosować nawet różne inne metale, jak dural i tytan. Na rys. 5 podane są przekroje pustych łopatek stalowych próbowanych przez różne znane firmy, wytwarzające śmigła, zaś na rys. 6 — widok tych łopatek.

### Łopatki o konstrukcji mieszanej: stal - tworzywo sztuczne

Przy większych średnicach śmigieł dla uzyskania lżejszych łopatek, opłaca się stosować konstrukcję mieszaną taką, jaką niedawno opracowała firma Hamilton Standard. Zasadniczym elementem nośnym jest dźwigar stalowy. Szczegóły konstrukcji łopatki pokazano na rys. 7.

### Łopatki pełne ze stopu aluminium

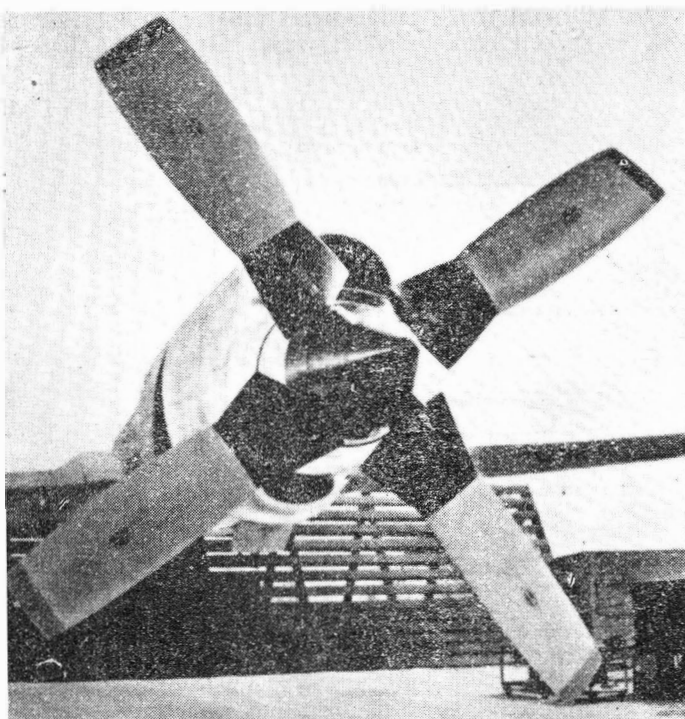
W przypadku śmigieł o mniejszych średnicach lub tam, gdzie specjalnie nie zależy ze względów kompromisowych na mniejszym ciężarze, jeszcze i dzisiaj stosuje się śmigła o pełnych łopatkach ze stopu aluminium.

Przedstawicielem takich śmigieł może być śmigło Ratier-Figeac typu FH76 lub FH86 o średnicy 2,6 do 2,9 metra, wykonane dla współpracy z turbiną Turbomeca typu Bastan, o mocy 1000 KM.

Pełne łopatki ze stopu aluminium dla śmigła Hamilton typu 54H60 o dużej średnicy, bo wynoszącej 4,11 metra, zastosowano na śmigłach samolotu Lockheed Electra. Są to łopatki szerokie, zaopatrzone u nasady w szerokie nakładane mankiety ochronne, wykonane ze szklanego włókna. Śmigło takie pokazano na rys. 8.

### Łopatki całkowicie z tworzyw sztucznych

Łopatki konwencjonalnych śmigieł lotniczych bywają ostatnio wykonywane przy zastosowaniu wyłącznie tworzyw sztucznych. Konstrukcję takich łopatek opisano w rozdziale



Rys. 8. Śmigło Hamilton 54H60 o pełnych łopatkach ze stopu aluminium na samolocie Lockheed-Electra

o śmigłach dla aparatów SVTOL. Do wyrobu tych łopatek niezbędne są odpowiednie formy, w których kształtuje się albo rdzeń pełny, albo złożony z dwóch sklejonnych połówek. Po utworzeniu rdzenia i połączeniu go ze stalową oprawą łopatki przez zalanie epoksytem (Araldydem), wytwarza się ostateczny kształt łopatki przez nakładanie na rdzeń włókien szklanych i kleju epoksydowego przy pomocy odpowiednich szablonów. Ostateczna obróbka na dokładne wymiary jest stosunkowo łatwa.

Pewną trudność stanowi czas po każdej operacji, niezbędny dla utwardzenia się kleju. W sumie jednak łopatki takie są tańsze od drewnianych. Zaletę ich stanowi wytrzymałość około 3 razy wyższa niż drewnianych, trwałość, która dorównuje trwałości łopatek ze stopu aluminium oraz mały ciężar, gdyż o połowę mniejszy niż łopatek ze stopu aluminium.

Łopatki z mas plastycznych posiadają jeszcze inne zalety: ochronny lakier plastikowy bardzo mocno trzyma się ich powierzchni, łatwość założenia grzejników przeciwblo-dzeniowych, które po prostu zalewa się w masie łopatki. Krawędź natarcia musi być jednak chroniona blachą ze stali nierdzewnej.

### Konstrukcja. Śmigła dla aparatów STOL i SVTOL

Problem zmniejszenia ciężaru łopatek śmigła, a zatem i ciężaru całego śmigła wraz z mechanizmami, omówiony powyżej, w związku z nowoczesnymi tendencjami konstrukcji łopatek ma równoległy aspekt o ile chodzi o aparaty STOL i SVTOL.

W tych aparatach raczej jeszcze bardziej zależy na zmniejszeniu ciężaru śmigła i mechanizmów, gdyż pracują one przy maksymalnych obciążeniach w czasie startu, zawisu

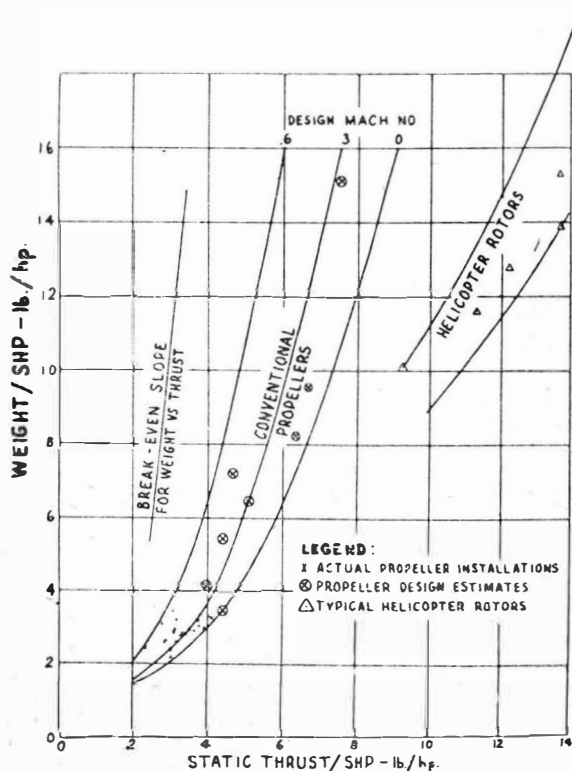
i lądowania i każdy kilogram zaoszczędzony na ich ciężarze oznacza dodatkowy kilogram ciężaru użytecznego i odpowiedni wzrost szybkości wznoszenia lub też ewentualnie możliwość zmniejszenia nominalnej mocy silników.

Na rys. 9 na wykresie podano zależność ciężaru śmigła przypadającego na jednego konia mechanicznego, czyli na jednostkę mocy, od ciągu i ciągu statycznego, przypadającego również na jednostkę mocy silnika. Wykres ten został ułożony na podstawie danych praktycznych i dotyczy śmigieł konwencjonalnych oraz wirników śmigłowych. Widać z niego, że na przykład dla liczby Macha lotu  $M=0$ , czyli przy zawisie, ciężar śmigła wzrasta bardzo szybko w zależności od stosunku ciągu statycznego do mocy. Wzrost ten jest spowodowany wzrostem średnic, które wypadają tym większe, im większy jest jednostkowy (na 1 KM) ciąg statyczny.

Temu wzrostowi ciężaru można zapobiec przez zmniejszenie średnicy i poszerzenie łopatki przy jednoczesnym zastosowaniu lekkiej konstrukcji z udziałem tworzyw sztucznych. W ten sposób wymienione ciężary jednostkowe (na 1 KM) mogą zbliżyć się do ciężarów charakterystycznych dla wirników śmigłowych.

Przy opracowywaniu podanych wykresów nie uwzględniono danych doświadczalnych dla śmigieł osłoniętych, lecz można z gruba przyjąć, że wykresy te mogą służyć również dla śmigieł osłoniętych. Mianowicie, jeżeli się przyjmie, że przez dodanie osłony można osiągnąć ten sam ciąg przy mniejszej średnicy śmigła, a zatem przy mniejszym ciężarze śmigła, oraz doda się ciężar osłony, to w rezultacie zachodzi w przybliżeniu wyrównanie tych przyrostów ciężarów.

Charakter zależności pomiędzy obciążeniem mocy, ciągiem i średnicami śmigieł konwencjonalnych jest jakościowo podobny do takiej samej zależności dla śmigieł opracowanych specjalnie dla celów SVTOL. Na rys. 10 zamieszczono odnośny wykres, omówiony w pracy [3].



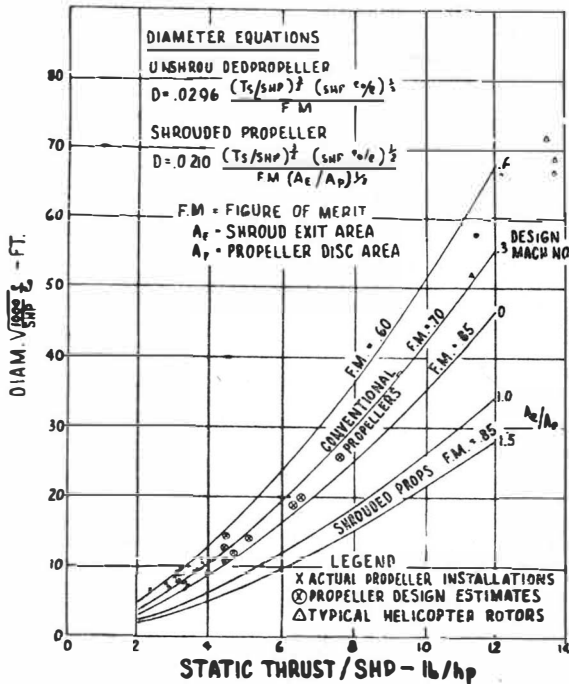
Rys. 9. Jednostkowy ciężar śmigieł konwencjonalnych w zależności od obciążenia ciągiem mocy na wale

Ze względu na różne specyficzne problemy, wynikające z warunków pracy śmigieł na aparatach SVTOL, zaczęto opracowywać odpowiednie śmigła. Kilka znanych firm prowadzi prace rozwojowe i produkuje śmigła przeznaczone specjalnie dla SVTOL.

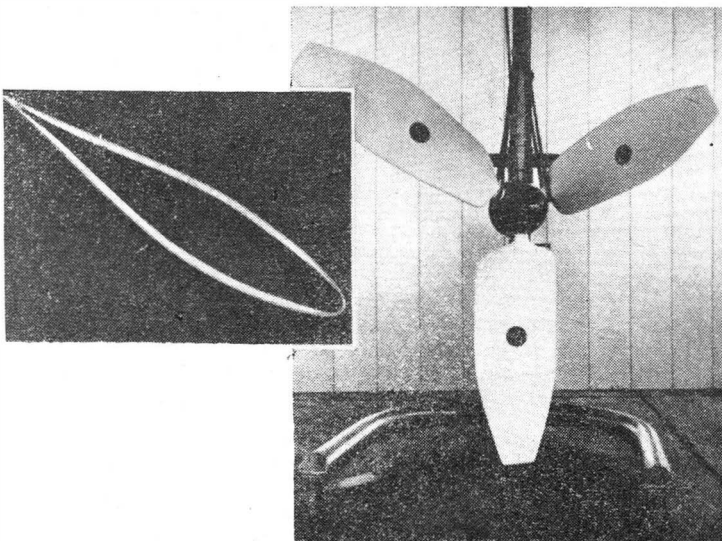
Na rys. 11 widać śmigło wykonane przez firmę Curtiss-Wright Propeller Division, przeznaczone dla aparatów SVTOL. Odnacza się ono lekkością i niskimi kosztami wy-

konania. Według danych firmy, zysk na ciężarze wynosi około 50% w porównaniu ze śmigłem o łopatkach stalowych z blachy lub aluminiowych pełnych.

Wynik ten osiągnięto dzięki zastosowaniu łopatek z usztywnionych mas plastycznych. Elementem nośnym tych łopatek jest skorupa ze sztucznego tworzywa powleczone tkaniną z włókna szklanego. Skorupa ta kończy się trzonem u nasady łopatki, który służy dla połączenia ze stalową oprawą, przenoszącą obciążenia na piastę śmigła. Pusta przestrzeń skorupy łopatki dla zwiększenia sztywności wypełniona jest duszą, również ze sztucznego tworzywa. Prace nad tego rodzaju śmigłem firma Curtiss-Wright rozpo-



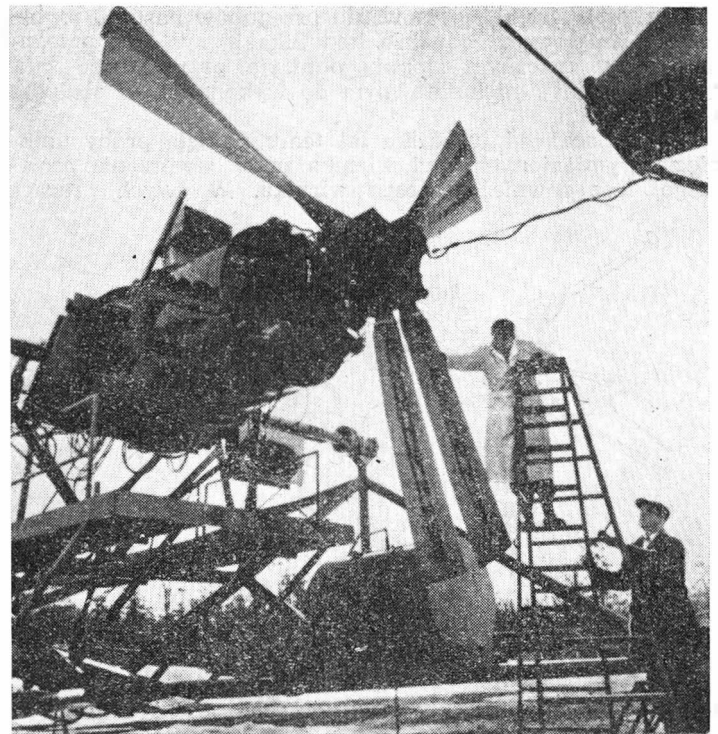
Rys. 10. Średnice śmigieł dla SVTOL w zależności od ciągu (statycznego) przypadającego na jednostkę mocy na wałę



Rys. 11. Śmigło dla SVTOL firmy Curtiss-Wright

częła w 1958 roku. Śmigła te przeszły już odpowiednie próby, łącznie z próbami na drgania.

Inna firma amerykańska, Hamilton Standard, Division of United Aircraft, opracowuje i wytwarza śmigła specjalne dla celów SVTOL. Ostatnio opracowano tam rewelacyjne śmigło o zmiennej krzywiznie (the variable camber propeller), mianowicie śmigło o bliźniaczych łopatkach, które dają się wzajemnie przestawiać, zmieniając jakby krzywiznę łopatki. Śmigła te odznaczają się dużą zdolnością dostosowywania współczynnika wyporu w zależności od zakresu lotu, jak start i lądowanie lub prędkość przelotowa. Widok śmigła pokazano na rys. 12. Opis zasady działania znajdzie czytelnik w artykule [3].



Rys. 12. Widok śmigła Hamilton Standard typu „the variable camber propeller” — na stoisku badawczym

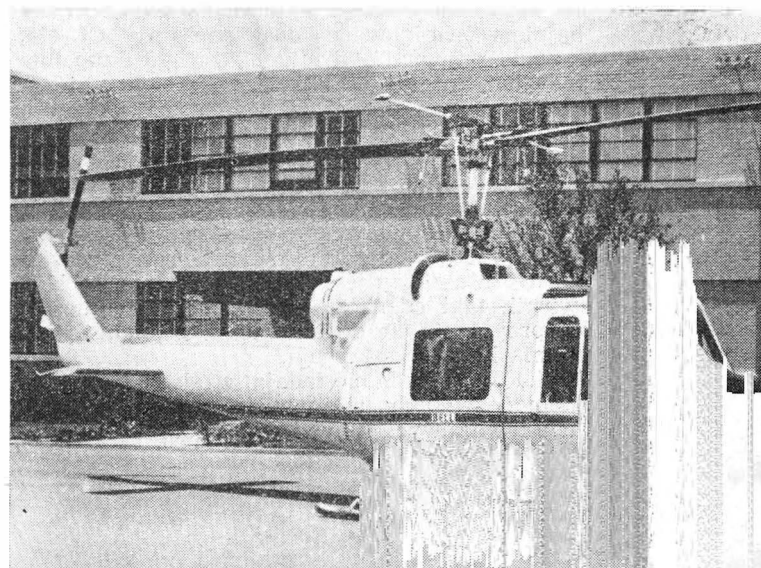
### Konstrukcja. Śmigła śmigłowcowe

Najbardziej dzisiaj rozpowszechnione są śmigła śmigłowcowe o łopatkach przegubowych, sterowane cyklicznie (cyclic pitch) i zbiorowo (collective pitch). Początkowo, jeszcze w epoce pionierskiej, stosowano łopatki półsztywne bez przegubów poprzecznych. Ostatnio znów występuje na widownię wirnik śmigłowcowy o łopatkach półsztywnych. Oryginalne, nowoczesne rozwiązanie takiego układu przedstawia wirnik śmigłowca Bell UH-Iroquois pokazany na rys. 13. Na rys. 14 widać szczegóły głowicy śmigła, łopatek oraz szczegóły napędu.

Jeszcze większą niespodziankę stanowi najnowsza koncepcja całkowicie „sztywnego” wirnika Lockheed. Rozwiązania w postaci wirnika „sztywnego” były również stosowane w pionierskim okresie śmigłowca, jednakże z powodu ówczesnej niedostatecznej znajomości obliczeń dynamicznych i wytrzymałościowych — nie zdawał on egzaminu praktycznego.

Jak już wspomniano, zwycięzcą został wirnik o łopatkach połączonych przegubowo z głowicą, gdyż ten sposób rozwiązywał różne problemy, a przede wszystkim problem

Rys. 13. Widok śmigłowca Bell UH-Iroquois o śmigle półsztywnym







## Nowy lotniczy przekaźnikowy układ rozdzielania impulsów

W wielu zastosowaniach lotniczych występuje konieczność sterowania pewnymi mechanizmami z napędem elektromagnetycznym, według założonego programu, za pomocą jednego mechanizmu czasowo-impulsowego. Napędy elektromagnetyczne wymagają najczęściej zasilania prądem o natężeniu kilku amperów; w takich przypadkach wygodniej jest stosować przekaźnikowe układy rozdzielcze, które są tańsze i pewniejsze w pracy od układów elektronicznych opisanych w książce J. Siwińskiego „Układy przekaźnikowe w automatyce”.

Opracowany przekaźnikowy układ rozdzielania impulsów jest zbudowany na dwóch stopniach o podobnym programie pracy. Tak zbudowany układ pozwala na sterowanie napędami elektromagnetycznymi dowolnego typu przy jednorazowym i periodycznym otrzymywaniu impulsów z zewnętrznego mechanizmu czasowo-impulsowego. Schemat układu pozwala na rozbudowywanie go o dalsze stopnie w ramach jednej całości (jednej skrzynki) lub za pomocą oddzielnych dwustopniowych układów, zmontowanych w różnych skrzynkach.

Dwustopniowy układ zmontowany w skrzynce został podany na rysunkach 1 i 2.

### PODSTAWOWE DANE UKŁADU

1. Napięcie zasilające	27 ±10% prądu stałego
2. Maksymalna moc pobierana	20 W
3. Dopuszczalna minimalna wartość okresu przesyłania impulsów przy pracy seryjnej	0.040 sek
4. Dopuszczalna minimalna wartość impulsu	0.017 sek
5. Dopuszczalna minimalna wartość przerwy pomiędzy impulsami	0.016 sek
6. Liczba grup sterowanych wyjściowych napędów elektromagnetycznych	2
7. Ciężar	1,1 kG
8. Wymiary zewnętrzne	75 × 130 × 150 mm
9. Warunki właściwej pracy	standartowe warunki lotnicze
10. Typ przekaźników	RP-2
11. Liczba przekaźników	6

### ZASADA PRACY I DZIAŁANIE UKŁADU

#### Rozdzielenie serii impulsów kolejno na poszczególne napędy

Zewnętrzny mechanizm czasowo-impulsowy ustawia się na pracę seryjną z określonymi parametrami czasowymi i na wysyłanie określonej liczby impulsów.

Za pomocą wyłącznika W włącza się zasilanie przekaźników układu, co powoduje włączenie przekaźników  $T_1$   $T_4$  (rys. 3). Zwiera się styk  $S_{11}^{2*}$ , który zamyka obwód napędu  $N_1$ , natomiast styk  $S_{11}^1$  rozwiera obwód napędu  $N_2$ . Tak przygotowany układ zapewnia włączenie tylko pierwszego napędu  $N_1$  pod wpływem pierwszego impulsu. Równocześnie, przesyłany impuls włącza przekaźnik  $T_3$ .

Gdy przekaźnik  $T_3$  przyciągnie swoje styki, poprzez styk  $S_{31}^{2*}$  zamknie się obwód cewki przekaźnika  $T_2$  (1— $S_{31}^{2*}$ —3— $T_2$ —5— $S_{42}^{2*}$ —2). Włączenie przekaźnika  $T_2$  powoduje zbocznikowanie „plusa” swojej cewki i rozwarcie „minusa” cewki przekaźnika  $T_1$ . Jak długo trwa impuls, tak długo włączone są przekaźniki  $T_1$  (obwód 1— $T_1$ —4— $S_{32}^{2*}$ —2),  $T_2$  (obwód 1— $S_{22}^{2*}$ —3— $T_2$ —5— $S_{42}^{2*}$ —2) oraz  $T_3$  (obwód 1— $S_{11}^{2*}$ — $T_3$ —2). Gdy skończy się impuls, wyłącza się przekaźnik  $T_3$  oraz  $T_1$  (na skutek rozwarcia „minusa” przez styk  $S_{32}^{2*}$ ).

Wyłączenie się przekaźnika  $T_1$  powoduje połączenie obwodu 9—10 (zwarcie styku  $S_{11}^1$ ), co przy włączonym na początku styku  $S_{31}^{2*}$ , tworzy układ przygotowany do wysyłania kolejnego impulsu do napędu  $N_2$ .

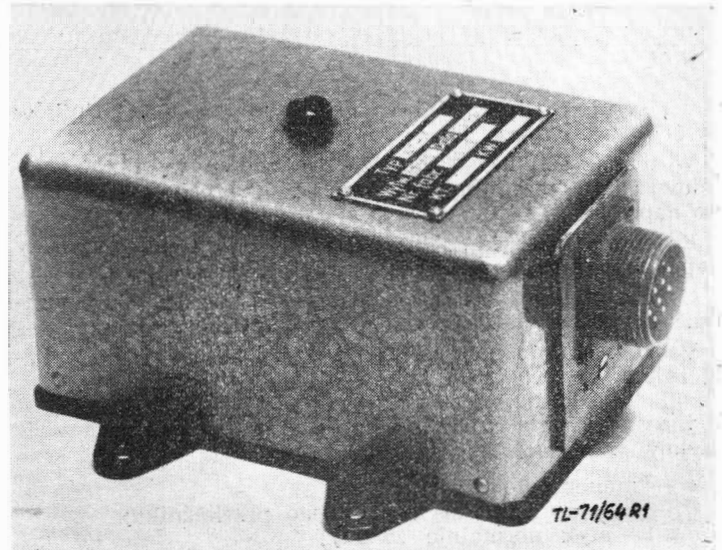
W okresie pierwszej przerwy między impulsami włączone są następujące przekaźniki:

- $T_2$ , który blokuje wyprowadzenie impulsu na mechanizm  $N_1$ ;
- $P_4$ , który zapewnia wysłanie impulsu do napędu  $N_2$ .

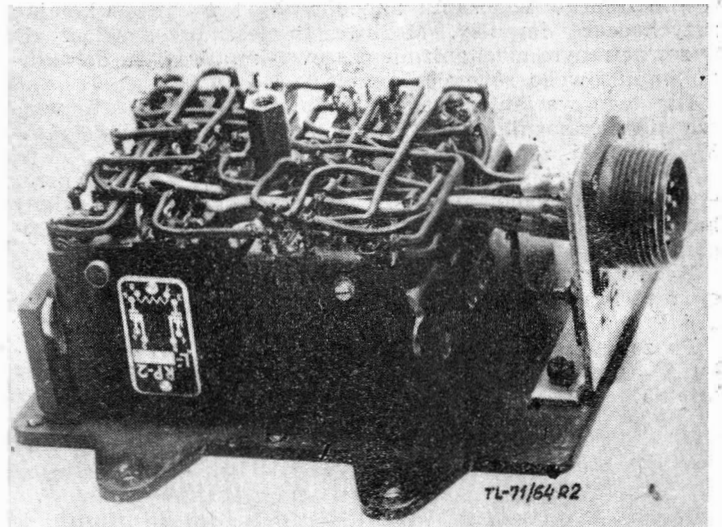
W chwili przyjscia następnego impulsu, następuje włączenie do pracy napędu  $N_2$  i przekaźnika  $P_6$ , a następnie przekaźnika  $P_5$ . Obydwa te przekaźniki ( $P_6$  i  $P_5$ ) spełniają razem z  $P_4$  taką samą rolę, jak poprzednio  $T_3$  i  $T_2$  razem z  $T_1$ , tj. zabezpieczają układ przed przełączeniem go w pierwotne położenie, przed ukończeniem czasu trwania — obecnie drugiego — impulsu.

Po zakończeniu trwania impulsu, kolejno następuje: wyłączenie przekaźnika  $P_6$ , rozwarcie styku  $S_{62}^{2*}$ , który rozwiera obwody zasilania przekaźników  $P_5$  i  $T_2$  i wyłączenie przekaźników  $P_5$  i  $T_2$ .

Rozwarcie obwodów zasilania przekaźników  $P_5$  i  $T_2$  powoduje powrót układu do stanu wyjściowego; zwarte zo-



Rys. 1. Skrzynka z dwustopniowym układem przekaźnikowym rozdzielania impulsów



Rys. 2. Układ montażowy (widok ogólny)

# Problemy wymiany ciepła przy dużych prędkościach i na dużych wysokościach

W miarę rozwoju samolotów o prędkościach naddźwiękowych i osiągnięciu przez nie coraz większych pułapów lotu, jak też na skutek rozwoju techniki raketowej w obrębie atmosfery ziemskiej i poza nią, problematyka wymiany ciepła związana z ruchem tych pojazdów nabiera coraz większego znaczenia. Z drugiej strony, rozpatrywanie zagadnień aerodynamicznych w tych warunkach, bez uwzględnienia wymiany ciepła, staje się niezupełne.

Artykuł ten ma intencję przedstawienia problemów dotyczących tego rodzaju wymiany ciepła, podanie charakterystyki systemów tu występujących i sposobów podejścia do obliczeń.

## Oznaczenia symboli

$$a = \frac{\lambda}{c_p \rho} \text{ — współczynnik wyrównania temperatury}$$

$c_p$  — ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu  
 $c_v$  — ciepło właściwe przy stałej objętości  
 $f_l$  — średni współczynnik oporu na długości płyty  $L$

$$k = \frac{c_p}{c_v} \text{ — wykładnik izentropy}$$

$q$  — natężenie strumienia cieplnego  
 $R$  — stała gazowa  
 $U$  — średnia prędkość przepływu  
 $U_\infty$  — prędkość przepływu strumienia niezaburzonego  
 $\delta$  — grubość warstwy przyściennej  
 $t = T + 273$  — temperatura bezwzględna

## Liczby podobieństwa

$$Kn = \frac{\lambda_s}{l} \text{ — liczba Knudsen}$$

$$Le = \frac{a}{Dc} \text{ — liczba Lewisa, gdzie: } Dc \text{ — współczynnik dyfuzji molekularnej, oparty na gradientach stężeń}$$

$$Ma = \frac{U}{U_a} \text{ — liczba Macha, gdzie: } U_a \text{ — prędkość dźwięku}$$

$$Nu = \frac{\alpha l}{\lambda} \text{ — liczba Nusselta}$$

$$Pr = \frac{\mu q c_p}{\lambda} \text{ — liczba Prandtla, gdzie } \mu \text{ — lepkość dynamiczna}$$

$$Re = \frac{U l}{\nu} \text{ — liczba Reynoldsa}$$

$$St = \frac{Nu}{Re Pr} = \frac{\alpha}{c_p \rho U} \text{ — liczba Stanton}$$

## 1. Wiadomości podstawowe

W chwili obecnej, po przekroczeniu progu dźwiękowego, bariera cieplna jest najważniejszą przeszkodą w lotach o dużych liczbach Macha i w bezpiecznym powrocie pojazdów astronautycznych. Z pojęciem tym wiążą się zagadnienia własności materiałów na tego typu pojazdy, odporne na wysokie temperatury, ograniczeń temperaturowych dla personelu latającego i przyrządów pokładowych, ale w istocie, najważniejszym problemem jest rozpraszanie się energii, wytworzonej w warstwie przyściennej na powierzchni pojazdu przez wyhamowywanie się strugi na niej przy dużej prędkości. Siły lepkości wewnątrz warstwy przyściennej wykonują w tych warunkach pracę, która podnosi znacznie temperaturę gazu, co w następstwie przenosi ciepło na powierzchnię pojazdu. Jest rzeczą zrozumiałą, że istota zjawiska nie zmienia się, gdy ciało jest opływane przez strumień o dużej prędkości, czy też ciało porusza się z dużą prędkością w ośrodku nieruchomym.

Z tego powodu rozważania tu przedstawione mogą mieć znaczenie i dla techniki pozalotniczej, gdzie występują podobne warunki fizyczne.

W opływach ciał przy małych liczbach Macha ( $Ma < 1$ ), rozpatrując wymianę ciepła, rozpraszanie energii w warstwie przyściennej jest niewielkie i z reguły pomija się ją, z wyjątkiem płynów o dużej lepkości. Ze wzrostem jednak wielkości liczby Macha, szczególnie po przekroczeniu  $Ma = 1$ , dysypacja energii jest tak duża, że wymaga nawet zmiany definicji współczynnika przejmowania ciepła, zwłaszcza, że wysokie temperatury towarzyszące spiętrzeniu strugi o dużej prędkości powodują zmianę własności termodynamicznych w warstwie przyściennej, jej dysocjację, czy nawet jonizację. Ustalenie warunków równowagi termodynamicznej podczas dysocjacji gazu komplikuje dodatkowo rozwiązanie zadania wymiany ciepła. Z drugiej strony, pojazdy poruszające się z dużymi wielkościami liczby Macha odbywają swe loty na bardzo dużych wysokościach, co dalej komplikuje zagadnienie, na skutek dużego rozrzedzenia powietrza. Wtedy średnia swobodna droga cząsteczki jest rzędu grubości warstwy przyściennej lub nawet liniowego wymiaru ciała, co nie dopuszcza do traktowania przepływów, jak dla ośrodków ciągłych.

## 2. Klasyfikacja przepływów

Występujące tu zagadnienia z punktu widzenia wymiany ciepła są typu konwekcji wymuszonej. Tradycyjnie liczba Reynoldsa ( $Re$ ) (jako stosunek sił bezwładności do sił lepkości) dla tego typu wymiany ciepła jest miernikiem rodzaju przepływu, ale w przypadku wymiany ciepła przy dużych prędkościach — nie jedynym. Należy dodatkowo wprowadzić bezwymiarowy parametr opisujący wpływ ściśliwości na wymianę ciepła i właściwości przepływu. Jest nim liczba Macha ( $Ma$ ) (jako stosunek prędkości gazu lub lotu do lokalnej prędkości dźwięku), która ingeruje wyraźnie już przy wielkościach rzędu 0,5. Jeżeli dodać do liczby Reynoldsa i Macha jeszcze liczbę Prandtla, reprezentującą parametry fizyczne płynu, to uzyskuje się zespół liczb podobieństwa, wystarczający do określenia charakterystyki zjawiska, dopóki przepływ można uznać za przepływ ośrodka ciągłego i uda się ustalić związki funkcyjne z liczbą Nusselta, która do charakterystyki zjawiska nie wchodzi, ale która zawierając wielkość współczynnika przejmowania ciepła daje rozwiązanie zadania z wymiany ciepła w omawianych warunkach.

Jest rzeczą zrozumiałą, że wyprowadzenie liczby Stanton ( $St$ ), będącej kombinacją liczby Reynoldsa, Nusselta ( $Nu$ ) i Prandtla ( $Pr$ ) nie zmienia opisu przepływu z wymianą ciepła, tym bardziej, że dobrze się ona nadaje do rozpatrywania analogii między zjawiskami wymiany ciepła i prądu.

Powyższa charakterystyka jest wystarczająca, chociaż i tak zagadnienie wymiany ciepła przy dużych prędkościach jest trudne i niedostatecznie zbadane. Natomiast zagadnienie staje się bardziej złożone, gdy pojazd o dużych prędkościach osiąga pułap, gdzie przy bardzo niskim ciśnieniu gazy są mocno rozrzedzone. W normalnych warunkach nawet w gazach, w których odległości między cząsteczkami są większe niż w cieczech, czy ciałach stałych,

Średnia swobodna droga cząstek jest bardzo mała w porównaniu z wymiarami ciała, czy warstwy przyściennej, używanymi w obliczeniach wymiany ciepła między gazem a ciałem. Przy dużych rozrzedzeniach wpływ „ziarnistości” cząsteczkowej struktury gazu musi być tak w przepływie, jak i w wymianie ciepła uwzględniony. Warunki, w których  $\lambda_s$  — średnia swobodna droga cząsteczki (średnia wzdłużna długość toru cząsteczki pomiędzy kolejnymi zderzeniami) jest porównywalna z wymiarem liniowym ciała lub tego samego rzędu co ona, wymagają uzupełnienia w ich charakterystyce przez wprowadzenie miary stopnia rozrzedzenia, która ma charakter liczby podobieństwa. Tą miarą stopnia rozrzedzenia jest bezwymiarowa liczba Knudsenowa jako stosunek:

$$Kn = \frac{\lambda_s}{l} \quad [1]$$

gdzie  $l$  jest charakterystycznym wymiarem liniowym, występującym w obliczeniach wymiany ciepła: np. długość płyty, średnica kuli, średnica walca, czy grubość warstwy przyściennej.

Jeżeli liczbę Reynoldsa obliczy się w oparciu o tę samą charakterystyczną długość, co i w liczbie Knudsenowa, to zależność między liczbą Macha, Reynoldsa i Knudsenowa jest następująca:

$$Kn = \frac{\lambda_s}{l} = 1,26 \sqrt{k} \frac{Ma}{Re} \quad [2]$$

gdzie:  $k = \frac{c_p}{c_v}$ .

Wyprowadzenie powyższego wzoru opiera się o kinetyczną teorię gazów, gdzie na podstawie analizy zjawisk wymiany prądu i energii między zderzającymi się cząsteczkami uzyskano:

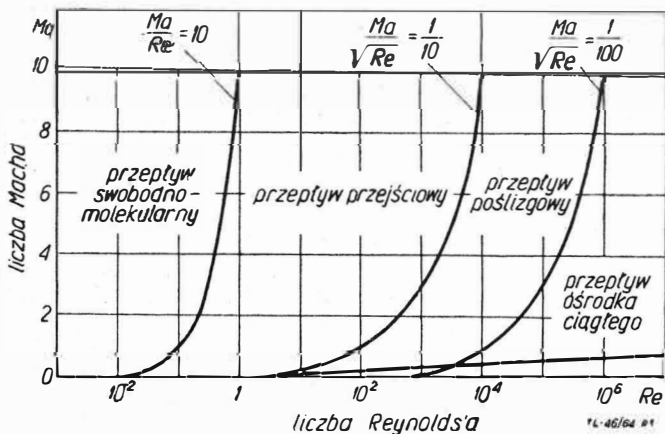
lepkość —  $\mu = 0,499 \rho \lambda_s \cdot U_m$

średnia prędkość cząsteczki  $U_m = \frac{\rho R \Theta}{\pi}$

$\rho$  — gęstość gazu

$R$  — stała gazowa,

$\Theta$  — temperatura bezwzględna.



Rys. 1. Rodzaje przepływów gazodynamicznych (Schaaf i Chambre)

W oparciu o liczbę Knudsenowa jako kryterium możliwości traktowania gazu, jako ośrodka ciągłego czy ośrodka złożonego z poruszających się cząsteczek, Tsien zaproponował następujący podział zakresów przepływów:

- przepływ ośrodka ciągłego (continuum region)
- przepływ poślizgowy (slip flow)
- przepływ przejściowy (transition region)
- przepływ swobodno-cząsteczkowy (free molecule flow).

Podział ten określa zakres możliwości stosowania metod i wzorów konwencjonalnej hydrodynamiki i gazodynamiki. Jednak nie wszystkie zakresy są zbadane zarówno teoretycznie, jak i doświadczalnie. Rys. 1 przedstawia powyższy podział w funkcji liczby Macha i Reynoldsa.

Stan wiedzy o wymianie ciepła dla poszczególnych przepływów oraz podejście do obliczeń podany będzie w kolejnych częściach artykułu.

### 3. Wymiana ciepła w przepływie ośrodka ciągłego przy dużych prędkościach

Przepływ ośrodka ciągłego obejmuje te przypadki, kiedy średnia swobodna droga cząsteczki jest wielokrotnie mniejsza od charakterystycznego liniowego wymiaru ciała. Tym charakterystycznym wymiarem jest grubość warstwy przyściennej w przypadku przepływu przy dużych liczbach Reynoldsa lub w przypadku bardzo małych wielkości liczby Reynoldsa ( $Re < 1$ ) — wymiar liniowy ciała. Wówczas granica przepływu ośrodka ciągłego jest wyznaczona.

$$Kn = \frac{\lambda_s}{l} \frac{Ma}{Re_t} < \frac{1}{100} \text{ dla małych } Re_t$$

$$Kn = \frac{\lambda_s}{\delta} = \frac{\lambda_s l}{l \delta} \sim \frac{Ma}{\sqrt{Re_t}} < \frac{1}{100} \text{ dla dużych } Re_t$$

ponieważ stosunek wymiaru liniowego do grubości warstwy przyściennej jest proporcjonalny do  $\sqrt{Re}$

$$\frac{l}{\delta} \sim \sqrt{Re}$$

#### A. WIADOMOŚCI WSTĘPNE

W rozwiązaniach wymiany ciepła z uwagi na duże prędkości zachodzi konieczność uwzględnienia energii kinetycznej strumienia i rozróżnia się tu statyczne, dynamiczne i całkowite parametry termodynamiczne. Temperaturą całkowitą jest wielkość, którą osiąga strumień po izentropowym sprężeniu dynamicznym, aż do zupełnego wyhamowania.

Gdy zmienność ciepła właściwego w przedziale temperatury całkowitej  $T_c$  i statycznej  $T_{st}$  jest niewielka,  $T_c$  określa się wzorem:

$$T_c = T_{st} + \frac{U^2}{2c_p} \quad [3]$$

lub wprowadzając liczbę Macha:

$$\Theta_c = \Theta_{st} \left( 1 + \frac{k-1}{2} Ma_\infty^2 \right) \quad [4]$$

Różnica pomiędzy wielkością całkowitą i statyczną, zwana temperaturą dynamiczną, wynosi:

$$T_d = T_c - T_{st} = \frac{U^2}{2c_p} \quad [5]$$

Przez analogię do parametrów stanu czynnika stosuje się też pojęcie entalpii statycznej i całkowitej, wtedy:

$$i_c = i_{st} + \frac{U^2}{2} \quad [6]$$

Jak już wspomniano wyżej, w rozpatrywaniu zagadnień wymiany ciepła przy dużych prędkościach wymaga się uwzględnienia wpływu tarcia, które przy opływie ciał w tych warunkach powoduje ich nagrzewanie się. Zjawisko rozpraszania się energii w warstwie przyściennej powoduje, że temperatura jej wzrasta. Jeżeli warstwa przyścienne przylega do ścianki izolowanej (nie zachodzi na niej wymiana ciepła), to temperaturę nieruchomej warstwy i powierzchni, wynikłą z dysypacji energii, nazywa się temperaturą adiabaticzną  $T_{ad}$ . Wielkość jej różni się na ogół od wielkości temperatury całkowitej  $T_c$  i w celu scharakteryzowania tej różnicy wprowadzono współczynnik odzyskania temperatury  $r_T$ , określanej następująco:

$$r_T = \frac{T_{ad} - T_\infty}{T_{c\infty} - T_\infty} = \frac{(T_{ad} - T_\infty)^2 c_p}{U_\infty^2} \quad [7]$$

Odpowiednikiem temperatury adiabatycznej jest entalpia adiabatyczna  $i_{ad}$ , określona zależnością:

$$i_{ad} = i_{\infty} + r_i \frac{U_{\infty}^2}{2}$$

gdzie:  $i_{\infty}$  jest entalpią niezaburzonego strumienia, a  $r_i$  współczynnikiem odzyskania entalpii.

Zależność powyższa pozwala uwzględnić zmianę wielkości ciepła właściwego w przedziale temperatur  $T_{\infty}$  i  $T_{ad}$ .

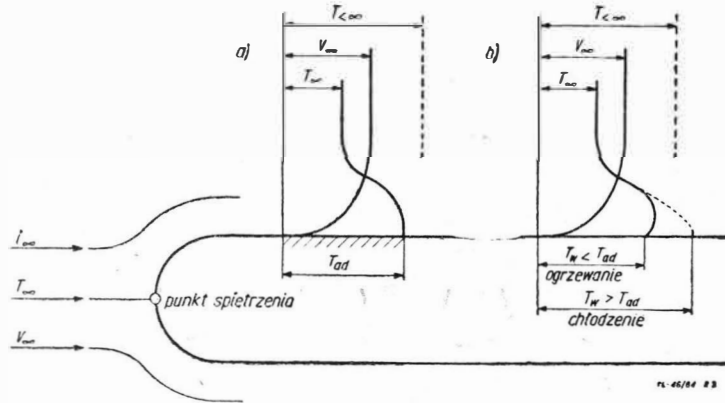
Rysunek 2 przedstawia profile temperatur omówionych w przypadku ścianki izolowanej i wymieniającej ciepło.

Jeżeli między gazem o dużej prędkości a powierzchnią opływana występuje wymiana ciepła, wprowadza się inaczej zdefiniowany współczynnik przejmowania ciepła:

$$\alpha = \frac{q}{T_{ad} - T_w} \quad [8]$$

gdzie:  $T_w$  jest temperaturą ścianki.

Często, szczególnie w zagadnieniach, gdzie zmienność parametrów w tym zakresie temperatur jest duża (gazy



Rys. 2. Rozkłady prędkości i temperatury na ściance ciała opływającego: a) ścianka izolowana, b) ścianka wymieniająca ciepło

zdysocjowane), współczynnik przejmowania ciepła opiera się na różnicy entalpii:

$$\alpha_i = \frac{q}{i_{ad} - i_w} \quad [9]$$

gdzie:  $i_w$  jest entalpią gazu o temperaturze ścianki  $T_w$ .

Jasno stąd wynika korelacja między powyżej określonymi współczynnikami przejmowania ciepła:

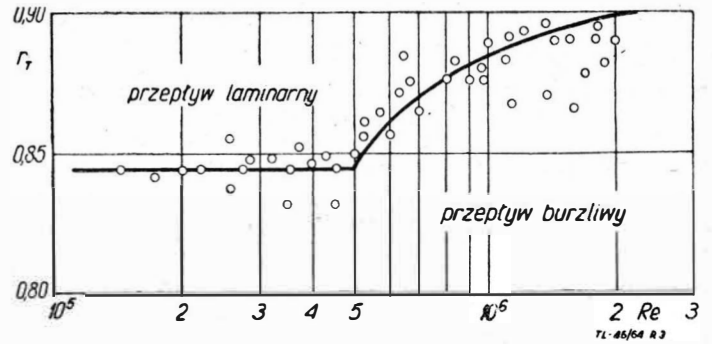
$$\alpha_i = \frac{\alpha}{c_p} \quad [10]$$

gdzie:  $c_p$  jest średnią wielkością ciepła właściwego.

W kolejnych częściach artykułu dotyczących wymiany ciepła dla ośrodka ciągłego przy dużych prędkościach, rozpatrzony będzie opływ laminarny ciała, burzliwy przepływ w przewodach i przypadek gazu zdysocjowanego.

## B. LAMINARNY OPŁYW CIAŁA

Zjawisko wymiany ciepła przy opływie zewnętrznym można opisać równaniami ciągłości, ruchu i energii. Równania te muszą uwzględniać wpływ lepkości, a ponadto wpływ temperatury na parametry takie, jak: lepkość, przewodność cieplna, ciepło właściwe i gęstość. Równania te rozwiązane przy pewnych założeniach dla strumienia płaskiego wykazały, że przy liczbie Prandtla równej jedności, wpływ zmienności wspomnianych parametrów z temperaturą dla przepływów o liczbie Macha mniejszej od 2 jest niewielki. Nie angażując się w rozwiązania teoretyczne, które doprowadziły do wzoru teoretycznego na wartość współczynnika odzyskania temperatury  $r_T$  (Eckert i Drewitz) w oparciu o rozwiązanie równań warstwy przyściennej, podane przez



Rys. 3. Zależność współczynnika odzyskiwania temperatury  $r_T$  od liczby Reynoldsa dla powietrza (Eckert i Weiss)

Pohlhausena, należy stwierdzić, że dla warstwy przyściennej laminarnej w zakresie liczby  $Pr = 0,5-5$  słuszne jest przybliżone wyrażenie dla płyty:

$$r_T = \sqrt{Pr} \quad [11]$$

Zależność ta potwierdzona została badaniami w zakresie przepływów poddźwiękowych, jak i naddźwiękowych, nawet gdy liczba Macha znacznie przewyższa wielkość 1.

Rysunek 3 przedstawia zależność współczynnika odzyskania temperatury w funkcji liczby Reynoldsa dla powietrza.

Rozważania teoretyczne wykazują, że przyjmując definicję współczynnika przejmowania ciepła zgodnie z równaniem [8] i [9], zależności słuszne przy pominięciu rozpraszania się energii w warstwie przyściennej będą spełnione również w przypadku, gdy należy uwzględnić rozpraszanie się energii.

Eckert zaleca wtedy przyjmować odpowiednią temperaturę odniesienia przy obliczaniu liczby Prandtla, uwzględniając zmienność parametrów fizycznych.

Tę temperaturę odniesienia oblicza się z entalpii odniesienia  $i_o$ , równej:

$$i_o = i_{\infty} + 0,5 (i_w - i_{\infty}) + 0,22 (i_{ad} - i_{\infty}) \quad [12]$$

gdzie:  $i$  — jest entalpią niezaburzonego strumienia.

Jeżeli zmienność ciepła właściwego jest niewielka, stosuje się wprost:

$$T_o = T_{\infty} + 0,5 (T_w - T_{\infty}) + 0,22 (T_{ad} - T_{\infty}) \quad [13]$$

Opierając się na propozycji Eckerta, obliczenia wymiany ciepła przeprowadza się, wykorzystując wzory obowiązujące dla umiarkowanych prędkości przepływu. Wtedy lokalna wielkość współczynnika przejmowania ciepła przy opływie płyty o stałej temperaturze powierzchni i laminarnej warstwie przyściennej oblicza się, korzystając z liczb podobieństwa Nusselta i Stanton, jak następuje:

$$Nu_x = 0,332 Re_x^{1/2} Pr^{1/3} \quad [14]$$

gdy

$$Nu_x = \frac{\alpha_x x}{\lambda} \quad [15]$$

lub

$$St_{ix} = \frac{0,332}{Re_x^{1/2} Pr^{2/3}} \quad [16]$$

gdy

$$St_{ix} = \frac{\alpha_{ix}}{c_p \rho U_{\infty}} \quad [17]$$

Dla stożka stosuje się wzór:

$$Nu_x = 0,575 Re_x^{1/2} Pr^{1/3} \quad [18]$$

gdy  $Nu_x$  zgodne jest ze wzorem [15].

Średnia wielkość współczynnika przejmowania od początku płyty do punktu odległego o  $x$  od początku płyty, dla laminarnej warstwy przyściennej będzie:

$$\bar{\alpha} = 2\alpha_x$$

$$\bar{\alpha} = 2\alpha_{ix}$$

Wzory na strumień cieplny mają postać:

$$q = a (T_{ad} - T_w)$$

w przypadku stosowania wzoru [14], [15] i [18] oraz:

$$q = \alpha_i (i_{ad} - i_w)$$

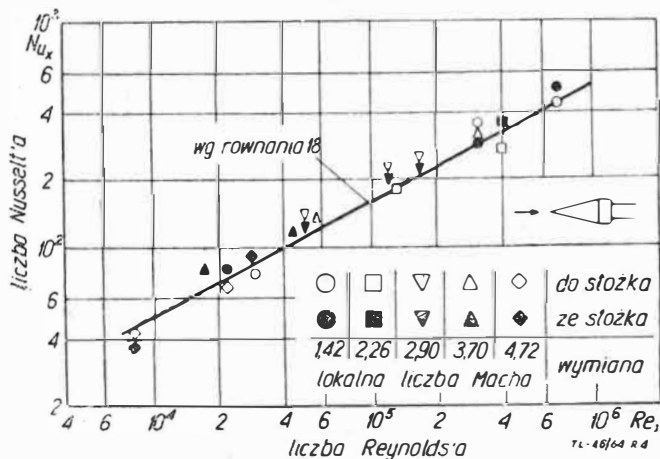
w przypadku stosowania wzoru [16] i [17].

Rysunek 4 przedstawia wyniki badań otrzymane przez Ebera dla stożka i porównane z krzywą, obliczoną teoretycznie według wzoru [18].

Eber przeprowadził powyższe badania w tunelu aerodynamicznym, zmieniając liczbę Macha w zakresie od 1,42 do 4,22. Wyniki te wskazują, że lokalna wielkość liczby Nusselta jest w tym zakresie niezależna od liczby Macha oraz dają dobrą zgodność wyników badań doświadczalnych z krzywą obliczoną zgodnie ze wzorem [18].

### C. BURZLIWY OPIŁYW CIAŁA

Przejście z zakresu przepływu laminarnego do burzliwego przy dużych prędkościach następuje podobnie, jak w przypadku ruchu ośrodka przy umiarkowanych prędkościach. Mechanizm przejścia nie jest jednak dostatecznie zbadany, jak też dokładnie nie określono wielkości krytycznej licz-



Rys. 4. Porównanie liczby Nusselta, obliczonej i zmierzonej przy opływie stożka (Eber)

by Reynoldsa. Wiadomo jednak, że zależy ona od liczby Macha. Wielkości liczbowe zależą ponadto od chropowatości powierzchni, jak i od stopnia burzliwości strumienia. Literatura podaje wielkość krytyczną  $Re$  dla przepływów poddźwiękowych równą około  $5 \cdot 10^5$  oraz  $10^7$  przy liczbach Macha rzędu 5. Widać stąd, że rośnie ona ze wzrostem liczby Macha. W rozwiązaniach teoretycznych korzystano z analogii hydromechaniczno-ciepłej, jednak zagadnienie nie zostało wystarczająco opracowane, ani potwierdzone odpowiednią ilością badań doświadczalnych.

W oparciu o badania, proponuje się obliczać współczynnik odzyskania temperatury dla burzliwej warstwy przyściennej z zależności:

$$r_T = \sqrt[3]{Pr} \quad [19]$$

Wyniki otrzymane z tego wzoru potwierdzają się z przedstawionymi na rys. 3.

Definicja współczynnika przejmowania i sposób obliczenia strumienia cieplnego, określone we wzorach [8] i [9], obowiązują też i tu, a wszystkie parametry fizyczne wyznacza się według entalpii odniesienia zgodnie ze wzorem [12]. Poleca się wtedy obliczać lokalny współczynnik oporu przepływu dla płytki wzorem:

$$f_x = \frac{0,0585}{Re_x^{1/3}}; \text{ gdy } Re_x < 10^7 \quad [20]$$

a lokalną wielkość współczynnika przejmowania opartego na różnicy entalpii [wzór 9] przez wyznaczenie liczby Stanton:

$$St_{ix} = \frac{f_x}{2 Pr^{2/3}} \quad [21]$$

kłóra jest zdefiniowana wzorem [17]. Średnia wielkość współczynnika przejmowania będzie wtedy:

$$\bar{\alpha}_i = 1,25 \alpha_{ix}$$

Równoważne wielkości strumienia cieplnego można otrzymać, jeżeli stosuje się zależność:

$$Nu_x = 0,029 Re_x^{4/5} Pr^{1/3} \quad [22]$$

Jeżeli  $Re_x > 10^7$  stosuje się wzór Schulza—Grunowa o postaci:

$$f_x = \frac{0,370}{(\lg Re_{x\infty})^{2,584}} \quad [23]$$

którego średnią wielkość można wyliczyć:

$$\bar{f}_L = \frac{0,0296}{(\lg Re_{L\infty})^{2,584}} \left( \frac{\mu}{\mu_\infty} \right)^{1/5} \left( \frac{\rho}{\rho_\infty} \right)^{4/5} \quad [24]$$

i wtedy średni współczynnik przejmowania ciepła oblicza się z zależności:

$$\left( \frac{\bar{Nu}_L}{Re_L Pr} \right) Pr^{2/3} = \frac{\bar{f}_L}{2} \quad [25]$$

gdzie wskaźnik  $\infty$  wskazuje, że własności parametrów fizycznych wzięto do niezaburzonego strumienia, gdy przy liczbach bez wskaźnika własności fizyczne oznaczone były według temperatury odniesienia [wzór 12].

Inny sposób obliczeń podaje Awdujewski, który swoje wywody oparł na szeregu badań doświadczalnych. Wprowadza on poprawkę przy obliczeniu lokalnego współczynnika oporu ze względu na liczbę Macha, stosunek bezwzględnych temperatur ścianki i adiabatycznej temperatury ścianki:

$$f_x = \frac{0,058}{Re_x^{1/3}} \left( \frac{\Theta_w}{\Theta_{ad}} \right)^{-0,27} \left( 1 + \frac{k-1}{2} \tau_T M^2 \right)^{-0,55} \quad [26]$$

gdzie:

$$\begin{aligned} \tau_T &= 0,89, \\ \Theta_w &\text{— temperatura ścianki, } ^\circ\text{K,} \\ \Theta_{ad} &\text{— temperatura adiabatyczna ścianki, } ^\circ\text{K,} \end{aligned}$$

a współczynnik oporu oparto na gęstości strumienia niezaburzonego. Na zakończenie tej części rozważań należy zaznaczyć, że podane sposoby obliczeń trzeba stosować ostrożnie i trzeba pamiętać, że na początku ciała opływającego przed burzliwą warstwą przyścienną znajduje się laminarna warstwa przyścienna, przedzielona obszarem przejściowym.

### D. PRZEPIŁYW W PRZEWODACH

W rozważaniach teoretycznych w celu rozwiązania zadań wymiany ciepła w przepływach o dużej prędkości w przewodach stosowano analogię hydromechaniczno-cieplną. Dla powietrza zadowalające wyniki dała analogia Reynoldsa. Jednak najczęściej obliczenie opiera się na wzorach otrzymanych z badań doświadczalnych popartych uproszczonymi rozważaniami teoretycznymi.

Przepływ powietrza w rurach, dla liczb Macha od 0,1 do 1, badali Mac Adams, Nicolai i Keenan. Uzyskali oni zależność:

$$St = \frac{\alpha}{U \rho c_p} = 0,033 Re^{-0,23} \quad [27]$$

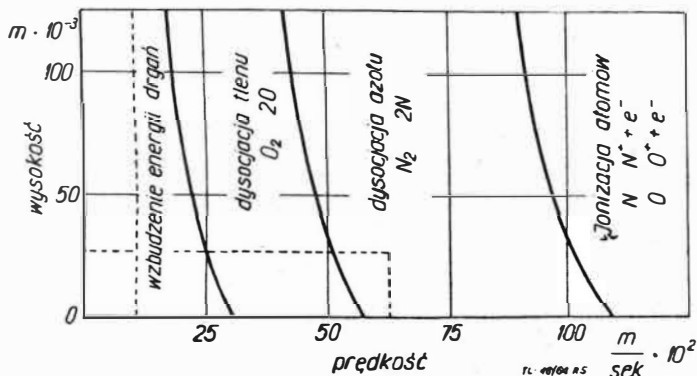
W obliczeniach tych współczynnik przejmowania ciepła był określany równaniem [8].

Przy obliczeniu adiabatycznej temperatury ścianki, współczynnik odzyskania temperatury określony był wzorem:

$$r_T = \frac{T_{ad} - T_f}{T_c - T_f} = \frac{T_{ad} - T_f}{U^2} 2 c_p \quad [28]$$

gdzie:  $T_f$  jest temperaturą płynu, a  $r_T$  ma wielkość około 0,88 i trzeba zaznaczyć zgodną ze wzorem  $r_T = \sqrt[3]{Pr}$ .

Badania obejmowały zakres zmienności  $Re = 10^4 + 4 \cdot 10^5$ . Parametry fizyczne określano według średniej temperatury powietrza w rurach przeprowadzili Pietuchow i Kirriłow. Zakres zmienności liczby Macha zawierał się od 0,5 do 4 przy zakresie zmienności liczby Reynoldsa  $4 \cdot 10^4$  do  $9 \cdot 10^5$ . Ponadto badania objęły wpływ rozbiegu strumienia w rurze przez wprowadzenie poprawki na stosunek długości do średnicy rury, który zmieniał się od 1 do 27.



Rys. 5. Stan powietrza w punkcie spiętrzenia na przeszkodzie przy różnych prędkościach i wysokościach (Hansen i Heins)

Ustalono w tych badaniach zależność:

$$Nu = \frac{\alpha d_0}{\lambda} = 0,035 \varepsilon_l Re^{0,73} \quad [29]$$

Zależność ta jest modyfikacją innego wzoru, uzyskanego z badań przez autorów, przez wprowadzenie znanego już sposobu określania temperatury odniesienia, według której określa się parametry fizyczne czynnika:

$$T_0 = T_f + 0,5 (T_w - T_f) + 0,22 (T_{ad} - T_f)$$

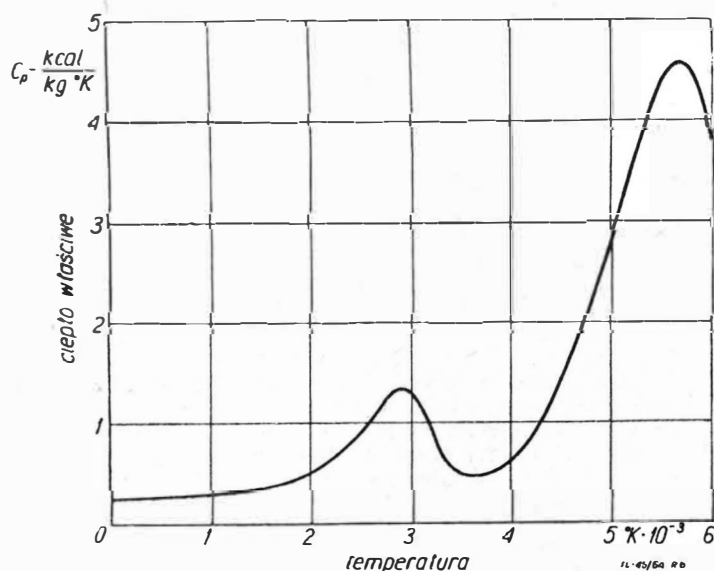
Współczynnik  $\varepsilon_l$  uwzględniający stosunek długości do średnicy rury jest obliczany następująco:

$$\text{gdy } \frac{l}{d_0} < 10 \quad \text{wtedy } \varepsilon_l = 1,3 \left( \frac{l}{d_0} \right)^{-0,12}$$

$$\text{oraz gdy } \frac{l}{d_0} > 10 \quad \text{wtedy } \varepsilon = 1$$

### E. ZAGADNIENIE WYMIANY CIEPŁA GAZÓW ZDYSOCJONOWANYCH

Przy bardzo dużych prędkościach energia cieplna wyhamowanego strumienia gazu może być dostatecznie duża, aby pobudzić energię drgań i następnie zdysocjować czę-

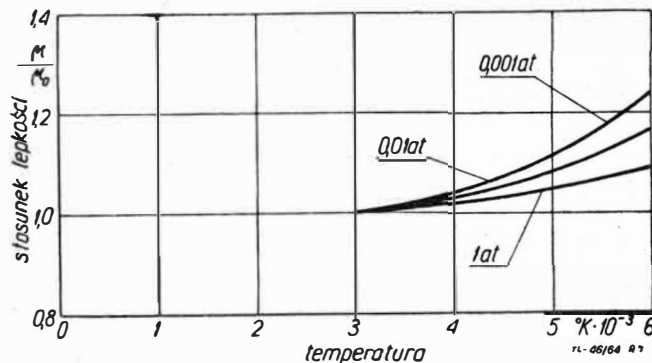


Rys. 6. Zmiana ciepła właściwego powietrza przy stałym ciśnieniu 0,02 kC/cm² z temperaturą

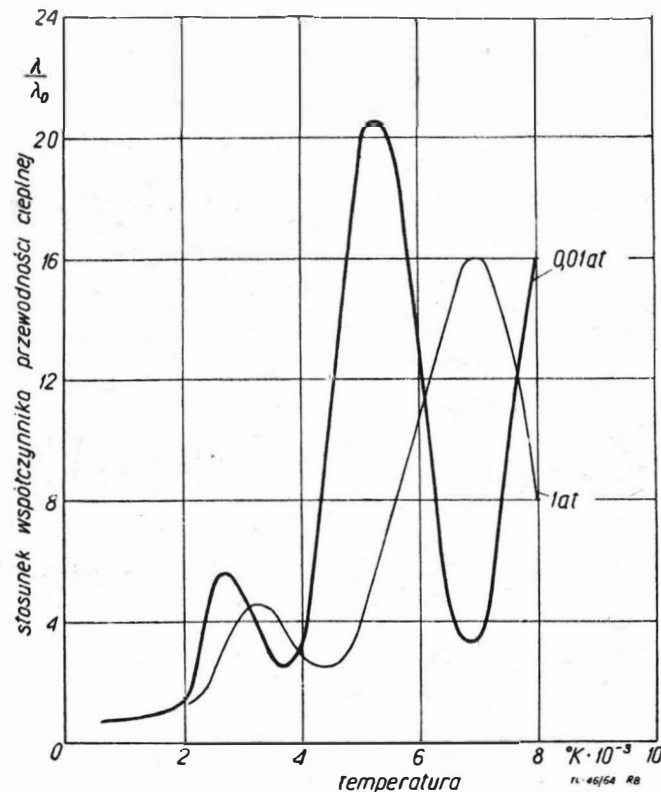
ściowo gaz, a nawet zjonizować cząsteczki gazu. Na przykład w temperaturze rzędu 8000 °K więcej niż 50% cząsteczek powietrza może być w stanie zdysocjowanym.

Rozpatrując zdysocjowaną warstwę przyścienną, można oczekiwać, że strumień wymiany ciepła przy ścianie jest spowodowany przez:

- 1) zmianę własności termodynamicznych i przepływowych mieszaniny atomowo-cząsteczkowej,
- 2) tempo reakcji dysocjacji.



Rys. 7. Zmienność stosunku lepkości  $\frac{\mu}{\mu_0}$  z temperaturą



Rys. 8. Zmienność stosunku przewodności cieplnej  $\frac{\lambda}{\lambda_0}$  z temperaturą

Zmianę stanu gazu w funkcji prędkości niezaburzonego strumienia i wysokości lotu w punkcie spiętrzenia przedstawia rysunek 5. Natomiast zmianę własności termodynamicznych, jako funkcje temperatury °K, przedstawiają rysunki 6, 7 i 8.

Wielkości podane są dla pewnej równowagi mieszaniny atomowo-cząsteczkowej. Wierzchołki krzywych ciepła właściwego i przewodności cieplnej odpowiadają reakcjom dysocjacji lub jonizacji.

Krzywe lepkości i przewodności podane odpowiednio jako stosunki  $\frac{\mu}{\mu_0}$  i  $\frac{\lambda}{\lambda_0}$  reprezentują zmianę wielkości rzeczywistej w stosunku do wielkości obliczeniowych  $\mu_0$  i  $\lambda_0$

dla danej temperatury według wzorów typu Sutherlanda, gdzie:

$$\mu_0 = \frac{1,46 \cdot 10^{-5} \sqrt{\theta}}{1 + \frac{112}{\theta}} \frac{\text{g}}{\text{cm sec}} \quad [30]$$

$$\lambda_0 = \frac{4,76 \cdot 10^{-7} \sqrt{\theta}}{1 + \frac{112}{\theta}} \frac{\text{cal}}{\text{cm sec } ^\circ\text{K}} \quad [31]$$

Problem wymiany ciepła dla określonych stopni dysocjacji w warstwie przyściennej jest bardzo trudny do analizy, szczególnie, że mało wiadomo o stopniach reakcji dysocjacji.

Rozważa się jednak dwa ograniczające przypadki, a mianowicie warstwę przyścinną w równowadze i tak zwaną zamrożoną.

a. Warstwę przyścinną w równowadze przyjmuje się, gdy tempo reakcji dysocjacji jest dostatecznie szybkie w stosunku do tempa dyfuzji atomów i cząsteczek tak, że można warstwę przyścinną mieszaniny uznać, iż jest w równowadze termo-chemicznej. W tych warunkach ciepło właściwe i entalpia nie są funkcjami tylko temperatury.

b. „Zamrożoną” warstwę przyścinną przyjmuje się natomiast w przypadku, gdy tempo reakcji dysocjacji jest powolne na tyle, że procesy wymiany ciepła są rządzone głównie przez dyfuzję cząsteczek i atomów. Tu w opisie zjawiska do równań każdego rodnika dyfundującego, jak ciągłości, ruchu i energii, należy dodać równanie dyfuzji. Zagadnienie jest skomplikowane i to tym bardziej wtedy, jeżeli w warstwie „zamrożonej” przyściennej następuje rekombinacja atomów, wynika z faktu, że temperatura ścianki jest niższa (np. przy chłodzeniu ścianki) od temperatury dysocjacji lub że materiał ścianki jest katalizatorem rekombinacji i występuje dlatego miejscowe wysokie tempo dysocjacji przy ściance, a co za tym idzie, w istocie źródło ciepła na ściance.

Nie pretendując do wyczerpania tematu, omówione będzie w kolejności podejście do obliczeń w oparciu o wyniki badań dostępne w literaturze.

Fay i Riddell rozpatrywali problem wymiany ciepła blisko punktu spiętrzenia ciał obrotowych w przepływie hypersonicznym i uzyskali następujące wyrażenie dla warstwy przyściennej w równowadze:

$$\frac{Nu}{\sqrt{Re}} = 0,76 (Pr)^{0,4} \left( \frac{\rho_c \mu_c}{\rho_w \mu_w} \right)^{0,4} \left[ 1 + \left( Le^{0,52} - 1 \right) \frac{i_p}{i_c} \right] \quad [32]$$

w którym liczba Nusselta i Reynoldsa jest wielkością lokalną, zdefiniowaną, jak następuje:

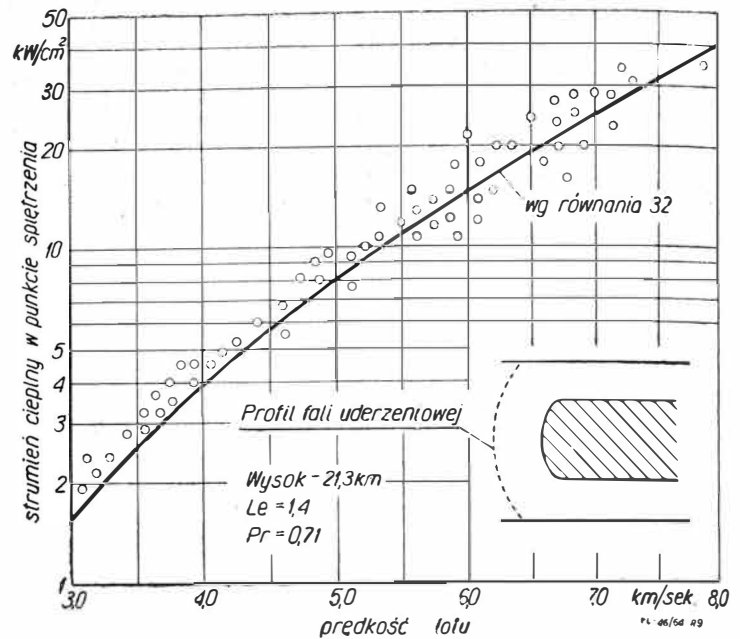
$$Nu \cong q \frac{c_{pw} x}{\lambda_w (i_c - i_w)}$$

$$Re \cong \frac{U_\infty x}{\nu_w}$$

gdzie:

- $x$  — jest odległością wzdłuż południka profilu,
- $c_p$  — ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu dla powietrza zdysocjowanego,
- $Pr$  — liczba Prandtla powietrza zdysocjowanego,
- $Le$  — liczba Lewisa powietrza zdysocjowanego,
- $i_p$  — entalpia dysocjacji,
- $c$  — wskaźnik stanu spiętrzenia strumienia niezaburzonego,
- $w$  — wskaźnik stanu przy ściance,
- $\infty$  — wskaźnik przepływu niezaburzonego.

Należy podkreślić, że definicja liczby Nusselta w tych rozważaniach różni się od powszechnie stosowanej, a nawet wprowadzonej w korelacji do definicji współczynnika przejmowania ciepła określonej wzorem [9], ponieważ przyjęto tu, że siłą napędową wymiany ciepła jest różnica entalpii płynu przy ścianie i entalpii spiętrzenia przepływu niezaburzonego.



Rys. 9. Wymiana ciepła w punkcie spiętrzenia między przeszkodą a powietrzem zdysocjowanym (Rose i Stark)

Rysunek 9 przedstawia porównanie numerycznego rozwiązania wzoru [32] dla  $Pr = 0,71$  i  $Le = 1,4$  z danymi z badań wymiany ciepła w punkcie spiętrzenia w rurze uderzeniowej, przeprowadzonymi przez Rose i Starka.

Zgodność wyników badań doświadczalnych i obliczeniowych jest uderzająca, jeżeli uwzględnimy trudności pomiarowe w rurze uderzeniowej i niepewność wielkości własności fizycznych, użytych do obliczenia krzywej teoretycznej.

Znaną już z części artykułu 3B metodę Eckerta proponuje się w przypadku wymiany ciepła gazów zdysocjowanych przy opływie. Współczynnik przejmowania ciepła  $\alpha_i$  określa się wtedy zgodnie ze wzorem [9], gdy strumień cieplny oblicza się z zależności:

$$q = \alpha_i (i_{ad} - i_w)$$

korzystając z liczb podobieństwa o postaci:

$$\text{liczba Nusselta } Nu_{ix} = \frac{\alpha_i x}{\lambda}$$

$$\text{liczba Stanton } St_{ix} = \frac{\alpha_i x}{c_p \rho U_\infty}$$

W tym przypadku wskaźnik  $\infty$  oznacza stan strumienia zewnętrznego poza krawędzią warstwy przyściennej, ale należy pamiętać, że nie jest to stan niezaburzonego strumienia, jeśli występuje fala uderzeniowa (rys. 9). Przy obliczaniu stanu za falą uderzeniową należy korzystać z metod i tablic podawanych zazwyczaj w podręcznikach z dziedziny aerodynamiki i dynamiki gazów.

Przy obliczaniu entalpii adiabatycznej stosuje się współczynnik odzyskania entalpii, który zdefiniowano:

$$r_i = \frac{i_{ad} - i_\infty}{i_{c_\infty} - i_\infty} \frac{(i_{ad} - i_c) 2}{U_\infty^2}$$

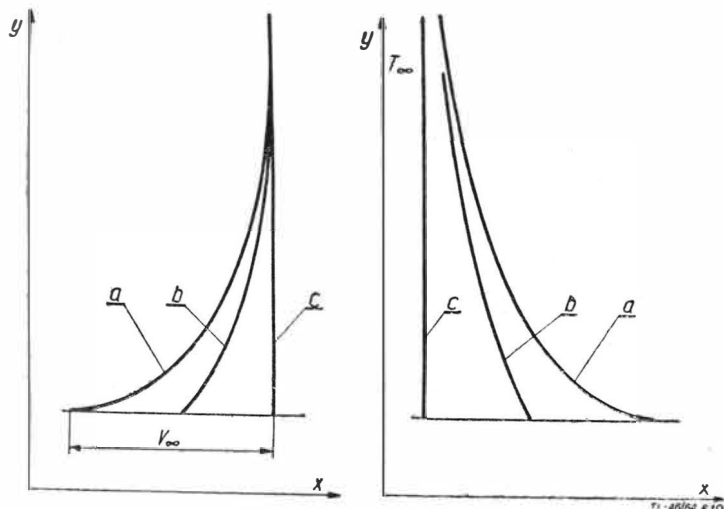
Przy powyższych założeniach, zgodnie z metodą Eckerta i obliczeniami parametrów fizycznych lub entalpii odniesienia, zgodnie ze wzorem [12], wykorzystuje się zależności na liczbę Nusselta czy Stanton podane dla przepływu laminarnego, czy burzliwego przy opływie płyt (części artykułu niniejszego 3B i 3C).

Należy zdawać sobie sprawę, że obliczenia takie dają przybliżoną ocenę wielkości współczynnika przejmowania, czy strumienia cieplnego, dopóki zjawisko i teoria nie będą dokładniej zbadane i potwierdzone wynikami doświadczeń.

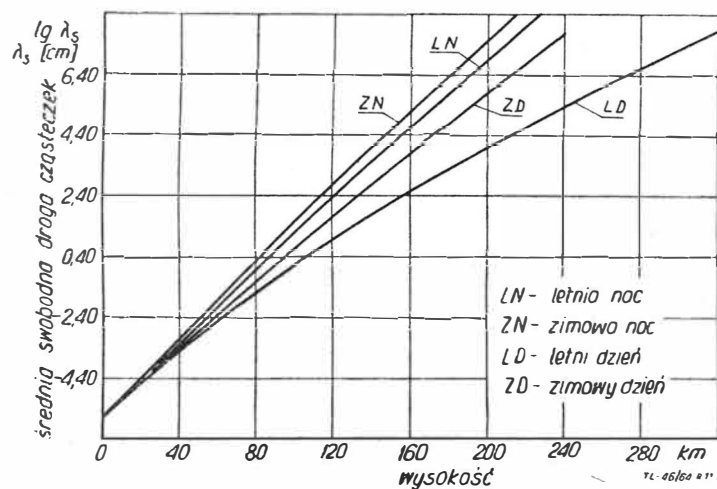
#### 4. Wymiana ciepła w gazach rozrzedzonych

Zgodnie z propozycją podziału przepływów podaną przez Tsien — trzy ich zakresy, a mianowicie: poślizgowy, przejściowy i swobodno-molekularny — nie odpowiadają założeniom przepływu ośrodka ciągłego.

Założenia te stwierdziły, że makroskopowe własności ośrodka, jak: gęstość, prędkość i temperatura są zmienne w sposób ciągły w przestrzeni i czasie. Jeżeli średnia swobodna droga cząsteczki  $\lambda_s$  jest mała w porównaniu z każdym charakterystycznym wymiarem  $l$  rozpatrywanego



Rys. 10. Rozkład prędkości i temperatur nad płytą ogrzewaną: a — profile przepływu ośrodka ciągłego, b — profile przepływu poślizgowego, c — profile przepływu swobodno-molekularnego.



Rys. 11. Zmiana średniej swobodnej drogi cząsteczki w funkcji wysokości

systemu, jak to ma miejsce w przypadku przepływu ośrodka ciągłego, występuje zawsze na powierzchni płyty hydrodynamiczna i termiczna warstwa przyścienna, a wymiana pędu i energii wewnątrz warstwy przyściennej jest rządona przez przypadkowe zderzenia cząsteczek lub dyfuzję. Kiedy jednak gaz jest tak rozrzedzony, że  $\lambda_s$  nie jest zaniedbywalnie mała w porównaniu z  $l$  lub w rzeczywistości może być tego samego rzędu wielkości co  $l$ , międzycząsteczkowe zderzenia są mniej częste, a cząsteczki padające na stałą powierzchnię nie są zdolne wejść w równowagę z powierzchnią. W wyniku tego, na granicy gazu i stałej powierzchni może rozwijać się znaczna nieciągłość prędkości i temperatury. Wtedy wielkość wymiany zależy nie tylko od zderzeń międzycząsteczkowych w warstwie przyściennej, ale także od skuteczności wymiany własności między cząsteczkami gazu i ścianki. Mechanizm wzajemnego oddziaływania cząsteczek i ścianki jest maksymalnie skomplikowany. Do określenia jego skutków używa się współczynnika akomodacji termicznej  $\sigma$  w przypadku rozważania wymiany energii. Wyżej opisany przypadek na-

zywa się przepływem poślizgowym ze względu na zaistniałą nieciągłość prędkości i temperatury na granicy gazu i powierzchni. Jeżeli gaz jest tak rozrzedzony, że swobodna średnia droga cząsteczki  $\lambda_s$  jest dużo większa od liniowego wymiaru ciała, wtedy częstotliwość międzycząsteczkowych zderzeń może być całkowicie zaniedbana, zaś strumienie cząsteczek, padających na powierzchnię stałą i odbitych od niej, nie oddziałują na siebie, gdyż ewentualne ich zderzenia ze względu na dużą średnią swobodną drogę odbywają się w dużej odległości od powierzchni. Można wtedy przyjąć, że warstwa przyścienna znika, a cząsteczki przyległe do powierzchni mają właściwości takie same, jak cząsteczki niezaburzonego strumienia. Ten rodzaj przepływu nazwano swobodno-molekularnym. Model fizyczny jest wystarczająco prosty, aby obliczenie wymiany oprócz na kinetycznej teorii gazów. Między rodzajem przepływu poślizgowego i swobodno-molekularnego istnieje obszar zwany przejściowym, w którym swobodna droga cząsteczki jest rzędu liniowego wymiaru ciała.

Wykresy rozkładu prędkości i temperatur zamieszczono na rysunku 10. Przedstawiają one nieciągłość zmian temperatury i prędkości przy ścianie w przypadku przepływu poślizgowego oraz brak warstwy przyściennej w przypadku przepływu swobodno-molekularnego.

Zmianę średniej swobodnej drogi cząsteczki, w zależności od wysokości od ziemi, przedstawia rysunek 11. Widać z niego, że na zerowej wysokości średnia swobodna droga cząsteczki jest rzędu  $6 \cdot 10^{-6}$  cm.

Średnia swobodna droga cząsteczki w funkcji wysokości zmienia się ponadto okresowo w zależności od pory roku, dnia i nocy. Różnice te występują wyraźnie od wysokości około 40 km. I tak na wysokości 160 km od poziomu morza, różnica między średnią swobodną drogą cząsteczki w ciągu dnia i nocy okresu letniego jest o 2 rzędy wielkości, gdy między wartością  $\lambda_s$  nocną i dzienną okresu zimowego o 1 rząd wielkości. Wielkości większe osiąga  $\lambda_s$  w nocy.

Istotnym problemem z punktu widzenia zastosowań jest określenie granic między rodzajami przepływów. Granica dla przepływu ośrodka ciągłego była podana w części 3 pracy. Trzeba powtórzyć ją jednak w poniższym zestawieniu:

Granice zakresu między:	
przepływem swobodnym molekularnym	$\frac{M}{Re_t} = 3 + 10$
a przejściowym;	$\left\{ \begin{array}{l} \frac{M}{Re_t} = 0,1 \quad Re_t < 1 \\ \frac{M}{\sqrt{Re_t}} = 0,1 \quad Re_t > 1 \end{array} \right.$
przepływem przejściowym	
a poślizgowym;	$\left\{ \begin{array}{l} \frac{M}{Re_t} = 0,01 \quad Re_t < 1 \\ \frac{M}{\sqrt{Re_t}} = 0,01 \quad Re_t > 1 \end{array} \right.$
przepływem poślizgowym	
a ośrodka ciągłego;	

Z przedstawionych wyżej rodzajów przepływu gazów rozrzedzonych przepływ przejściowy jest najmniej zbadany.

#### A. PRZEPLÝW POŚLIZGOWY

Można by w analizie tego przepływu użyć równań zachowania momentów i energii, jak też równania ciągłości. Jednak z następujących przyczyn trzeba uwzględnić poprawki. W zakresie określonym dla przepływu poślizgowego, albo liczba Macha musi być duża (wpływ ściśliwości), albo liczba Reynoldsa mała (wpływ lepkości), albo oba przypadki jednocześnie. Liczba Reynoldsa może być za niska, aby teoria warstwy przyściennej była całkowicie ważna, ale nie na tyle niska, aby można było zaniedbać wyrazy reprezentujące bezwładność. W dodatku, równania wymiany muszą pozwolić obliczyć wpływy niedyfuzyjne mechanizmu wymiany na powierzchni granicznej. Ze względu na złożoność i niepewność ważności tych równań, nie będzie tu przedstawiona ich analiza, a zamiast tego przedstawione będą uproszczone równania dla przepływu poślizgowego przy opływie płyty, potwierdzalne wynikami doświadczeń. Stosuje się tu równania ruchu i energii słuszne dla prze-



plywów ośrodków ciągłych z uwzględnieniem nieciągłości prędkości i temperatury przy ścianie przez odpowiedni dobór warunków granicznych.

Interesujące jest tu, z punktu widzenia wymiany ciepła, głównie równanie energii.

Nieciągłość temperatury na ścianie wyraża się:

$$\lambda \left( \frac{\partial T}{\partial y} \right)_{y=0} = \alpha (T_\infty - T_w) \quad [33]$$

gdzie:

$\lambda$  — jest współczynnikiem przewodności cieplnej,

$\alpha = \frac{q}{T_w - T_\infty}$  — współczynnikiem proporcjonalności reprezentującym wielkość wymiany (ciepła) energii,  
 $T_\infty$  — temperaturą niezaburzonego strumienia,  
 $T_w$  — temperaturą ścianki.

Oznaczenia współrzędnych  $x$  i  $y$  są zgodne z rysunkiem 10.

$$\text{Stosunek } \frac{\lambda}{\alpha} = \frac{T_\infty - T_w}{\frac{\partial T}{\partial y}} = \frac{2 \lambda_s}{Pr} \frac{k}{k+1} \frac{2-\sigma}{\sigma} \quad [34]$$

otrzymano w oparciu o kinetyczną teorię gazów, wprowadzając współczynnik akomodacji termicznej, określony jak następuje:

$$\sigma = \frac{e_r - e_i}{e_w - e_i} = \frac{T_r - T_i}{T_w - T_i},$$

gdzie:

$e_r$  — energia cząsteczek gazu odbitych od powierzchni,  
 $e_w$  — energia cząsteczek przy temperaturze ścianki,  
 $e_i$  — energia cząsteczek padających na powierzchnię.

Oznaczenia temperatur są takie, jak oznaczenia energii.

Wielkości współczynnika akomodacji termicznej są mniejsze, niż jedno i można zauważyć uderzające podobieństwo między  $\sigma$  a współczynnikiem absorpcji w wymianie energii przez promieniowanie.

Typowe wielkości  $\sigma$  podają źródła zestawione w bibliografii artykułu.

Dla przykładu podaje się kilka wielkości dla powietrza:

Tabela 1

Powierzchnia	
brąz polerowany	0,91—0,94
żeliwo obrobione maszynowo	0,87—0,88
żeliwo polerowane	0,87—0,93
aluminium polerowane	0,87—0,95
aluminium obrobione maszynowo	0,95—0,97
aluminium trawione	0,89—0,97

$$x = 0, \quad y > 0$$

$$y = 0, \quad x > 0$$

gdy drugi warunek graniczny uzyskano z równania [34]

w założeniu  $y = 0$ ,  $k = \frac{c_p}{c_v} = 1,4$  i  $\sigma = 0,8$ .

Przy tych warunkach granicznych rozwiązano równanie [35] metodą przekształcania Laplace'a i uzyskano:

$$St = \frac{\alpha}{\rho c_p U_\infty} = \frac{0,38}{z^2 Ma} \left( e^{z^2} \operatorname{erfc} z - 1 + \frac{2}{\sqrt{\pi}} z \right) \quad [36]$$

$$\text{gdzie: } z = \frac{Re Pr}{2,63 Ma}$$

Otrzymana postać na wielkość liczby Stanton pozwala na obliczenie średniej wielkości współczynnika przejmowania ciepła dla całej długości płyty.

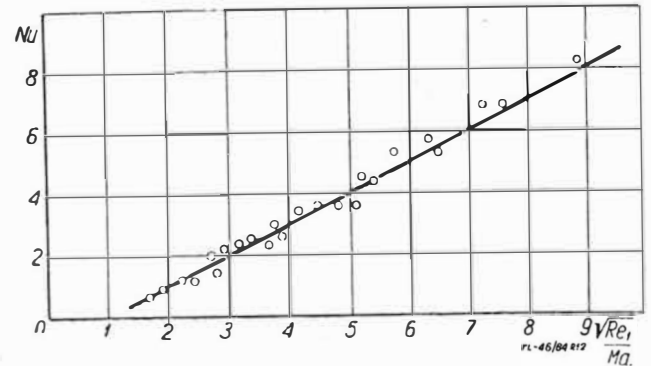
Strumień cieplny wyznacza się wtedy:

$$q = \alpha (T_w - T_\infty)$$

Eksperymentalnie badano wymianę ciepła z kuli do opływającego ją powietrza. Wyniki badań w postaci wykresów można znaleźć w książkach lub publikacjach podanych w bibliografii artykułu.

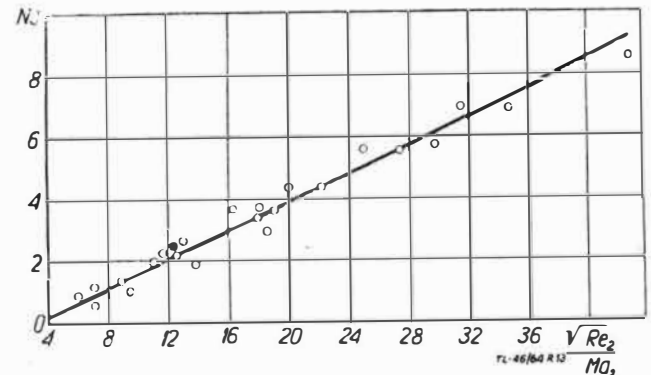
## B. PRZEPLYW PRZEJŚCIOWY

W przepływie przejściowym charakter przepływu jest taki sam, jak w poślizgowym, jednak długość swobodnej drogi cząsteczki rośnie i staje się w końcu większa od



Rys. 12. Zmiana liczby Nusselta przy opływie kuli w funkcji stosunku  $\frac{\sqrt{Re_1}}{Ma}$ , obliczonego dla parametrów strumienia niezaburzonego

(Drake i Backer)



Rys. 13. Zmiana liczby Nusselta przy opływie kuli w funkcji stosunku  $\frac{\sqrt{Re_2}}{Ma}$ , obliczonego dla parametrów za falą uderzeniową

(Drake i Backer)

charakterystycznego liniowego wymiaru ciała, zgodnie z granicami zakresów przepływu podanymi uprzednio.

Wymiana ciepła przy tym rodzaju przepływu nie doczekała się w literaturze rozpowszechnionego opracowania teoretycznego. Znane są jedynie badania doświadczalne. Wyniki doświadczeń Drake'a i Backera, dotyczące wymiany ciepła między kulą a powietrzem ją opływającym w przepływie przejściowym, przedstawione są na rysunku 12 i 13.

W celu uzyskania parametrów przepływu, właściwych przepływowemu, badania przeprowadzono przy dużych liczbach Macha (przepływ naddźwiękowy  $Ma = 2,24-3,56$ ). W tej sytuacji przed kulą występuje fala uderzeniowa i dlatego wielkości liczby Nusselta podane są na rysunku 12 w funkcji stosunku  $\frac{\sqrt{Re_1}}{Ma}$  obliczonych według parametrów niezaburzonego strumienia, gdy na rys. 13 w funkcji tego samego stosunku liczb podobieństwa, ale obliczonych według parametrów za falą uderzeniową.

### C. PRZEPIY W SWOBODNO-MOLEKULARNY

W przepływie swobodno-molekularnym analiza procesów wymiany energii musi oprzeć się o kinetyczną teorię cząstek gazu.

Zakłada się, że strumień cząstek padających na stałą powierzchnię nie jest zaburzony przez strumień cząstek odbitych. Wtedy, biorąc pod uwagę tylko wymianę energii, a zaniedbując wymianę ciepła przez promieniowanie, do i ze stałej powierzchni — można ułożyć jej bilans:

$$q = e_i - e_r \quad [37]$$

gdzie  $e_i$  i  $e_r$  określono już poprzednio.

Oznaczając przez  $E_p$ ,  $E_{ob}$ ,  $E_{dr}$  odpowiednio energię ruchu postępowego, obrotowego i drgającego cząstek w jednostce masy gazu i przyjmując całkowite rozproszenie odbicia można określić:

$$e_i = m_i \left( \frac{1}{2} U^2 + E_{i,p} + E_{i,ob} + E_{i,dr} \right) \quad [38a]$$

$$e_r = m_i (E_{r,p} + E_{r,ob} + E_{r,dr}) \quad [38b]$$

gdzie  $m_i$  jest strumieniem masowym cząstek padających i odbitych od powierzchni. Sugeruje się tutaj, że współczynniki akomodacji energii ruchu postępowego i obrotowego cząstek można uznać za równe jedności, gdy współczynnik akomodacji ruchu drgającego — za równy zero. Odpowiednie energie przy temperaturze ścianki  $T_w$  będą:  $E_{w,p}$ ,  $E_{w,ob}$  i  $E_{w,dr}$ .

Wtedy, zgodnie z powyższą sugestią, będzie:

$$E_{i,p} - E_{r,p} = E_{i,p} - E_{w,p}$$

$$E_{i,ob} - E_{r,ob} = E_{i,ob} - E_{w,ob}$$

$$E_{i,dr} - E_{r,dr} = 0$$

czyli

$$E_{r,p} = E_{w,p}; \quad E_{r,ob} = E_{w,ob} \quad E_{r,ob} = E_{u,o,b}; \quad E_{i,dr} = E_{r,dr}$$

Wykorzystując te uproszczenia w równaniach [38a], [38b] i [37], otrzymuje się:

$$q = m_i \left[ \frac{1}{2} U^2 + (E_{i,p} - E_{w,p}) + (E_{i,ob} - E_{w,ob}) \right] \quad [39a]$$

stosownie do zasady równego rozdziału energii, wewnętrzna energia cząstek gazowych układu w równowadze przy temperaturze  $T$  jest określona

$$E = \frac{j R \Theta}{2} \quad [40]$$

gdzie  $j$  jest liczbą stopni swobody i  $\Theta = 273 + T$ .

Dla cząstek dwuatomowych można przeto napisać:

$$E_p = \frac{3}{2} R \Theta; \quad E_{ob} = \frac{2}{2} R \Theta$$

i dlatego przekształcono równanie [39a] na postać określoną wzorem [39b], przy czym podstawiono wyrażenie na strumień masowy cząstek, jako  $m_i = \frac{\rho U_m}{2 \sqrt{\pi}}$  w założeniu, że

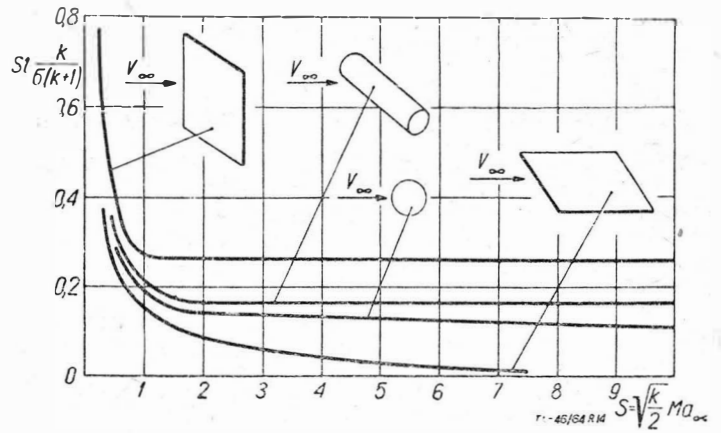
kierunek przepływu jest równoległy do powierzchni.

$$q = \frac{\rho U_m}{2 \sqrt{\pi}} \left[ \frac{1}{2} U^2 + \frac{5}{2} R (T_i - T_w) \right] \quad [39b]$$

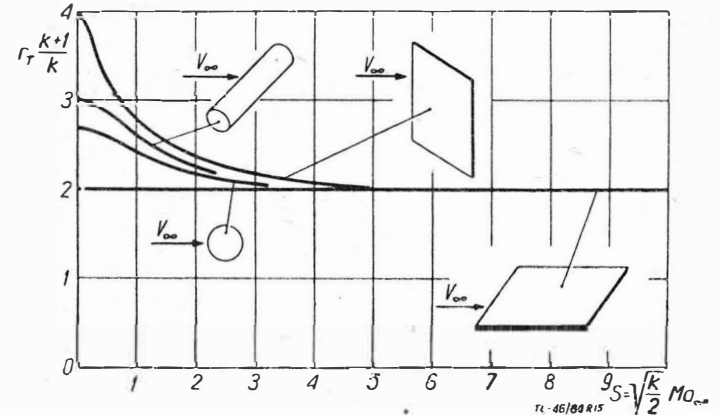
Powyższe rozważanie jest tylko ilustracją podejścia do zadania wymiany ciepła od strony teoretycznej. Bardziej ogólne rozważania przeprowadził Oppenheim, którego wyniki w postaci wykresów przedstawiają rysunki 14 i 15. Na rys. 15 przedstawiono zmianę współczynnika odzyskania temperatury w funkcji stosunku prędkości niezaburzonego strumienia do średniej prędkości cząsteczki:

$$S = \frac{U_\infty}{U_m} = M \sqrt{\frac{k}{2}} \quad [40]$$

Wyniki podano dla cylindra, kuli i płytki ustawionej równoległe i prostopadle do przepływu. Rys. 14 podaje zmienność liczby Stanton dla tych samych przypadków opływu w funkcji tego samego stosunku, co na rys. 15. Wykorzystując powyższe wyniki trzeba podkreślić, że w przepływie swobodno-molekularnym, współczynnik od-



Rys. 14. Liczba Stanton przy przepływie swobodno-molekularnym (Oppenheim)



Rys. 15. Współczynnik odzyskania temperatury  $r_T$  przy przepływie swobodno-molekularnym (Oppenheim)

zyskania temperatury jest większy od jedności, a więc temperatura adiabatyczna ścianki jest wyższa od temperatury całkowitej przepływającego gazu.

Strumień cieplny oblicza się z zależności:

$$q = \alpha (T_{ad} - T_w) \quad [41]$$

gdzie średnia wielkość współczynnika przejmowania ciepła jest określona po oznaczeniu wielkości liczby Stanton ( $St = \frac{\alpha}{\rho_\infty U_\infty c_p}$ ), zgodnie z wykresem [14] z wyrazu

$St \frac{k}{(k+1)\sigma}$ , odpowiednio dla kuli, cylindra o osi prostopadłej do kierunku przepływu oraz dla płytki ustawionej prostopadle i równoległe do kierunku przepływu.

Zadania z wymiany ciepła dla gazów rozrzedzonych mogą być problemami bardziej złożonymi, na przykład uwzględniając promieniowanie.

W chwili obecnej, ze względu na małą ilość badań, tak teoretycznych jak i doświadczalnych, trudno pokusić się o przedstawienie jednolitego wykładu wymiany ciepła dla przepływów gazów rozrzedzonych.

Przedstawiając powyższe problemy wymiany ciepła przy dużych prędkościach i na dużych wysokościach, podano przegląd tych zagadnień, a czytelnika pragnącego zgłębić i poszerzyć znajomość przedmiotu autor odsyła do prac podanych w bibliografii artykułu.

#### LITERATURA

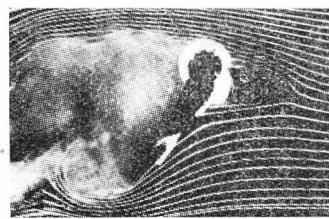
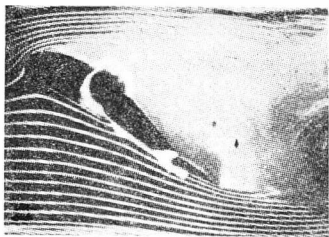
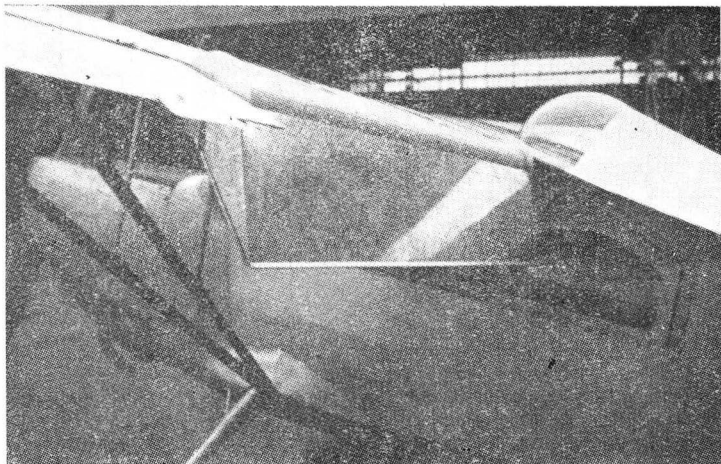
1. Devienne M. — Frottement et Echanges Thermiques dans les Gaz Rarefies, Gauthier-Villars, Paris 1958
2. Drake R. M., Backer G. H. — Trans. ASME, vol. 74, 1952, str. 7
3. Eber G. R. — J. Aero. Sc. vol. 18, 1952, str. 1
4. Eckert E. R. G. — Trans. ASME, vol. 78, 1956, str. 1273
5. Fey I. A., Riddell F. R. — J. Aero. Sc., vol. 25, 1958, str. 2
6. Kreith F. — Principles of Heat Transfer, International Textbook Com., Scranton 1958
7. Oppenheim A. K. — J. Aero. Sc., vol. 20, 1953, str. 49
8. Priedwoditielew A. C. — Tablicy termodynamicznych funkcji wozducha, Wycisłitielnyj Cienr. A.N.S.S.S.R., Moskwa, 1962
9. Rohsenow W. M., Choi H. Y. — Heat Mass and Momentum Transfer, Prentice-Hall, Inc., New Jersey, 1961
10. Rose P. H., Stark W. J. — J. Aero. Sc., vol. 25, 1958, str. 2
11. Rościszewski J. — Aerodynamika Stosowana, Wyd. MON, Warszawa 1957
12. Staniszewski B. — Wymiana ciepła, PWN, Warszawa, 1963

## BADANIA KLAPY Z WIRUJĄCYM WALCEM

Wspominana już w „Nowościach technicznych” kłapa z wirującym walcem do samolotów V/STOL jest objęta programem rozwojowym Wydziału Lotniczego Politechniki w Limie (Universidad Nacional de Ingeniería in Lima). Badania są prowadzone przy współpracy lotnictwa wojskowego.

Badania tunelowe kłapy z wirującym walcem są prowadzone przez Uniwersytet Stanford w tunelu Collins Radio Co. i w należącem do NASA Ames Research Center. W Limie gotowy już jest do lotów jednosilnikowy samolot, na którym będą przeprowadzone próby w locie.

Wirujący walec jest umieszczony na nosku kłapy i wystaje cokolwiek ponad górną powierzchnię skrzydła. Walec obraca się zgodnie z kierunkiem prędkości strumienia na



górną powierzchnię skrzydła i zwiększa w ten sposób energię warstwy przyściennej. Przy kłapie wychylonej o 90° walec powoduje za pomocą sił tarcia zniszczenie warstwy przyściennej o małej energii i wytwarza na górnej powierzchni kłapy nową warstwę przyścienną. Warstwa ta ma dostateczną energię do pokonania zwiększonego ciśnienia na krawędzi spływu kłapy. Wirujący walec wytwarza obszar o niskim ciśnieniu, który uszczelnia przepływ wokół krawędzi natarcia skrzydła, co zapobiega odrywaniu warstwy przyściennej na nosku przy dużych kątach natarcia (dochozących do 40°) i eliminuje w ten sposób konieczność stosowania urządzeń nośnych na krawędzi natarcia. Poza tym, opisywane urządzenie zwiększa siłę nośną na zasadzie zjawiska Magnusa, to jest dzięki zwiększonej cyrkulacji wokół profilu.

Badania tunelowe wykazały, że walec umieszczony w 40% cięciwy zwiększa współczynnik siły nośnej  $C_z$  od wartości 1,4 przy kłapie wciągniętej i walcu nieruchomym, do 4,1

przy kłapie wychylonej o 60° i wirującym walcu. Badania przeprowadzono przy liczbie Reynoldsa 900 000. Przy większych liczbach  $Re$  wyniki byłyby prawdopodobnie jeszcze lepsze. Zmierzona doskonałość profilu  $\frac{C_z}{C_x}$  przy kłapie wy-

chylonej o 60° i przy  $C_z = 3,5$  była większa niż największa doskonałość profilu zwykłego, bez kłapy. Poza tym okazało się, że momenty pochylające przy wychylonej kłapie były mniejsze, co należy przypisać wystającemu walcowi. Podobnie mniejsze były momenty zawiasowe.

Badania w przepływie trójwymiarowym półswobodnego modelu wykazały, że przy kącie natarcia 40° i kłapie wychylonej o 90° można uzyskać siłę nośną wystarczającą do pionowego startu, bez konieczności stosowania przestawialnych skrzydeł lub silników. Sprawdzono możliwość sterowanego przejścia (z zawisu do lotu poziomego i odwrotnie) przy kłapie wychylonej o 90°. Lot modelu do tyłu uzyskano przy kącie natarcia 10° i kłapie wychylonej o 90°, co daje kąt odchylenia strumienia 80°.

Do badań tunelowych użyto skrzydła z kłapą o dużej cięciwie, bez wyważenia aerodynamicznego, z walcem zamocowanym na nosku. W warunkach lotu poziomego walec jest całkowicie schowany w skrzydle. Kłapa wykazuje zerowy moment zawiasowy przy wychyleniach do 90° i pozostaje wychylona bez konieczności przykładania dodatkowego momentu. Położenie modelu względem osi poprzecznej w czasie zawisu i przejścia stosuje się za pomocą kłapki umieszczonej na krawędzi spływu kłapy głównej. Moc wymagana do napędu walca wynosi mniej niż 2% mocy potrzebnej do napędu śmigła w czasie zawisu.

Badania przeprowadzono przy prędkości obrotowej walca 14 000 obr/min. Taka prędkość obrotowa wymaga dokładnego wyważenia walca. Opracowano metodę wykonywania walca z wyciskanej rury aluminiowej o grubości ścianki 1,14 mm. Masy wyważające umieszcza się na tarczach końcowych walca.

Zalety układu: kąt odchylenia strumienia jest o 20° większy niż uzyskiwany za pomocą innych systemów; charakterystyki pochylające są w znacznym stopniu niezależne od wychylenia kłapy; w czasie przejść występują mniejsze zmiany momentu pochylającego.

Układ może być zastosowany do samolotów z przestawialnym skrzydłem, przy czym walec jest umieszczony w nosku skrzydła i służy równocześnie jako wał łączący silniki. Nosek lub slot skrzydła jest odchylany do dołu i odsłania w ten sposób walec. Badania tunelowe wykazały, że taki układ daje największy współczynnik siły nośnej przy kącie natarcia około 40°.

Duże zainteresowanie pracami nad rozwojem kłapy z wirującym walcem wykazują firmy North American i Ryan.

W.K.

## PROJEKT SAMOLOTU PASAŻERSKIEGO STOL

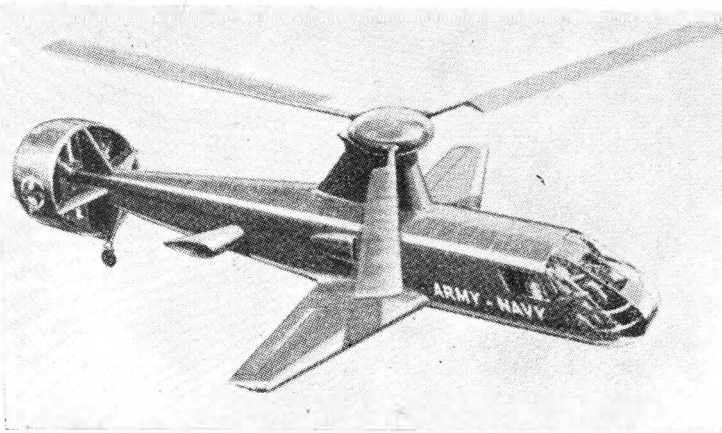
Firma Breguet rozpoczęła studia nad samolotem pasażerskim na 150 pasażerów, mającym właściwości samolotu STOL. Do napędu samolotu — noszącego oznaczenie Br.944 — mają służyć cztery turbiny silniki śmigłowe o łącznej mocy 14 000 do 16 000 KM, których śmigła, podobnie jak śmigła samolotów Br.941 i Br.942 będą ze sobą połączone wałami. Kabina samolotu ma być ciśnieniowa. Pod względem układu samolot Br.944 przypomina samoloty Br.941 i 942.

Na razie znane są następujące dane samolotu: rozpiętość 36 m; długość 35 m; ciężar całkowity 60 000 kG; zasięg przy prędkości przelotowej 500 km/h i przy maksymalnym ciężarze handlowym — 2000 km.

W.K.

## ŚMIGŁOWIEC PIASECKIEGO Z OBUDOWANYM ŚMIGŁEM

Na zamówienie wojsk lądowych i marynarki firma Piasecki Aircraft Corp. pracuje nad nowym śmigłowcem o układzie mieszanym, posiadającym obok trójpłatowego



wirnika krótkie skrzydło i obudowane śmigło. Śmigłowiec ten — noszący oznaczenie 16H-1A — ma być napędzany silnikiem turbinowym General Electric T58 o mocy 1250 KM i ma rozwijać prędkość maksymalną 370 km/h. Przewidywana jest również budowa cywilnej wersji śmigłowca.

W. K.

### ŚMIGŁOWIEC SIKORSKY „SEA STALLION”

Jednym z najważniejszych obecnie programów firmy Sikorsky Aircraft jest seryjna produkcja śmigłowca CH-53A „Sea Stallion”, który ma być używany przez piechotę morską do działań w strefie frontu.

Przez z górą dwa lata przeprowadzano za pomocą symulatorów badania właściwości lotnych śmigłowca, zanim przystąpiono do budowy prototypu i podano go próbom w tunelach aerodynamicznych i w zbiorniku wodnym. Te prace wstępne znacznie skróciły cały cykl rozwojowy śmigłowca. Już w czasie budowy prototypów używano obrabiarek, przyrządów i urządzeń przeznaczonych do produkcji seryjnej, dzięki czemu uniknięto strat czasu właściwych budowie sposobem „ręcznym”.

W konstrukcji śmigłowca zastosowano duże elementy kute ze stopu aluminiowego, jak również części z tytanu. Dzięki temu ciężar całkowity śmigłowca jest prawie dwukrotnie większy od jego ciężaru własnego. Poza tym szereg części wykonano z tworzyw sztucznych, które nie wymagają kosztownych przyrządów i urządzeń montażowych, szczególnie w przypadku nierozwijalnych skorup, jak na przykład osłony silników i pokrycie kabiny.

Śmigłowiec jest napędzany dwoma silnikami turbinowymi General Electric T64-GE-6 o mocy 2850 KM.

Pierwszy lot prototypu, który odbył się 19 października 1964 roku (prace nad śmigłowcem rozpoczęto w 1962 r.), zapoczątkował szeroko zakrojony program badań, obejmujący badania wytrzymałościowe konstrukcji, badania właściwości lotnych, próby prędkości i badania silników. Obok dwóch prototypów przeznaczonych do prób na ziemi i prób wytrzymałościowych, zbudowano trzy prototypy do prób w locie. Poza tym w laboratoriach poddaje się badaniom dynamicznym szereg grup konstrukcyjnych.

W celu przyspieszenia programu badań zbudowano stoisko, na którym można przeprowadzać badania zmęczeniowe głowicy wirnika. Można na nim odtwarzać ciąg wirnika,



momenty obrotowe, uderzenia i wahania łopat względem przegubów oraz zmiany skoku, dzięki czemu warunki badań w pełni odpowiadają warunkom występującym w locie.

Śmigłowiec „Sea Stallion” ma wykonywać przede wszystkim zadania transportowe w strefie przyfrontowej, to jest przewozić oddziały wojskowe i materiał wojenny z okrętów na pole walki. Dzięki przedniemu kołu może on manewrować na wąskich lądowiskach, a wirnik i śmigło ogonowe mogą być złożone w ciągu 60 sekund.

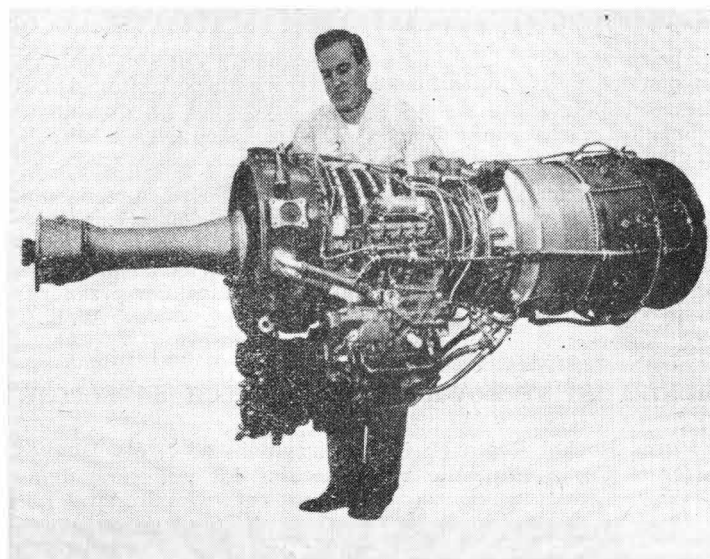
W czasie prób śmigłowiec osiągnął już prędkość 315 km/h, mimo że jego silniki nie pracowały na pełnym obciążeniu.

#### Dane silnika T64-GE-6

Moc startowa	2850 KM
Jedn. zużycie paliwa	0,225 kG/KMh
Prędkość obrotowa	13 600 obr/min
Zużycie paliwa (przez oba silniki) w warunkach przelotowych	940 kG/h
Ciężar	328 kG

#### Dane śmigłowca

Całkowita długość	26,86 m
Całkowita wysokość	7,59 m
Szerokość kadłuba	2,69 m
Średnica wirnika	21,95 m
Nominalny ciężar całkowity	15 190 kG
Ciężar śmigłowca pustego	9500 kG
Ciężar ładunku	5690 kG
Liczba miejsc — 3 osoby załogi + 38 żołnierzy	
Prędkość maksymalna	315 km/h
Prędkość przelotowa	278 km/h



Prędkość wznoszenia z dwoma silnikami	9,25 m/sek
z jednym silnikiem	1,02 m/sek
Pułap zawisu z wpływem ziemi	3500 m
bez wpływu ziemi	2200 m
Pułap praktyczny	5100 m
Zasięg z 1730 kG paliwa łącznie z 10% rezerwą przy prędkości przelotowej	455 km

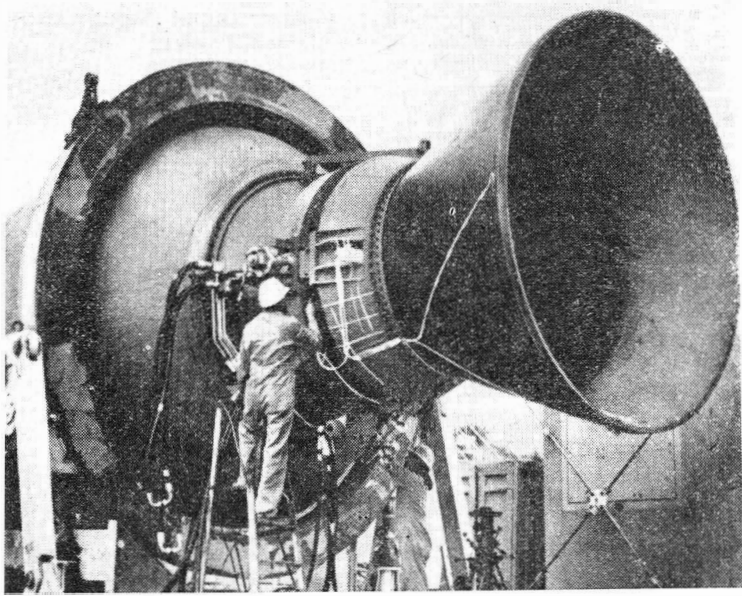
Ma być również budowana pasażerska wersja śmigłowca — 5-65 — o maksymalnej liczbie pasażerów 67 i o prędkości przelotowej 310 km/h. Śmigłowiec będzie latał na trasach międzymiastowych o długości do 400 km, przy czym koszty jednostkowe mają wynosić 2,5 centa na pasażero-kilometr. Napęd będą stanowiły dwa silniki General Electric T64-S4 o mocy startowej 3400 km (maksymalna moc trwała 3225 KM). Ciężar całkowity śmigłowca wynosi 21 770 kG, ciężar handlowy około 5900 kG.

W. K.

G21.455

### NAJWIĘKSZY AMERYKAŃSKI SILNIK RAKIETOWY NA STAŁY ŚRODEK NAPĘDOWY

Na początku grudnia ubiegłego roku firma Thiocol Chemical Corp. przeprowadziła próbę największego amerykańskiego silnika raketowego na stały środek napędowy.



W czasie próby silnik rozwijał w ciągu 2 minut ciąg 680 000 kG. Jako paliwo zastosowano tę samą mieszaninę co w silniku pierwszego stopnia międzykontynentalnej rakiety „Minuteman”.

Komora spalania silnika składa się z przedniego segmentu o długości 6,4 m, środkowego — o długości 6,71 m i tylnego — o długości 6,1 m. Łącznie z dyszą wylotową całkowita długość silnika wynosi 23,77 m, średnica 3,96 m i ciężar 352 000 kG (w tym ciężar paliwa — 317 500 kG).

Dysza wylotowa silnika jest połączona z komorą spalania za pomocą przegubu kulowego i pierścienia kardanu; dzięki takiemu połączeniu dyszę można wychylać w dowolnym kierunku. Dysza ma długość 3,94 m, średnicę przekroju krytycznego 0,97 m i ciężar 7260 kG.

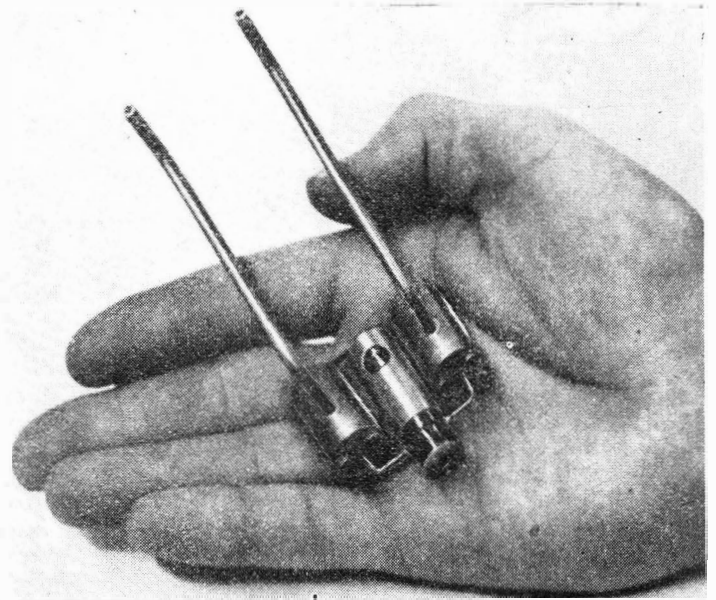
Do rozruchu silnika zastosowano oddzielne urządzenie, które wytwarza strumień gazu o ciągu 19 500 kG, skierowany przez dyszę wylotową uruchamianego silnika do komory spalania. Urządzenie takie ma tę zaletę, że pozostaje na platformie startowej i nie musi być niesione przez raketę jako „martwy” ciężar.

W. K.

#### SILNIKI DO STEROWANIA SZTUCZNYCH SATELITÓW

Firma Rocket Research Corp. otrzymała od firmy Hughes Aircraft Co. zamówienie w wysokości 1,3 milionów dolarów na rozwój i budowę silników raketowych do sterowania satelitów badawczych typu ATS. Satelity te będą wprowadzane na średnie i synchroniczne orbity, w związku z czym ich silniki będą musiały pracować w ciągu szeregu lat w bardzo ciężkich warunkach. Silniki sterujące są pozbawione wszelkich zaworów, a ich rozruch i wyłączenie odbywa się elektrycznie. W cylindrycznym zbiorniku znajduje się bliżej nie określony stały środek napędowy, który pod wpływem prądu elektrycznego sublimuje i jako gaz uchodzi przez dyszę wylotową. Zapas środka napędowego ma wystarczać na trzy lata pracy. Jako źródło prądu elektrycznego będą służyć słoneczne przetworniki energii i baterie. Ciąg silnika będzie wynosił od 0,00045 do 0,0045 G.

Firma Unitet Technology Center buduje obok silników raketowych na stały środek napędowy o ciągu 450 000 kG



(do rakiety „Titan” 3C) małe silniki na ciekły środek napędowy, przeznaczone do sterowania sztucznych satelitów i załogowych statków kosmicznych. Przedstawiony na zdjęciu agregat pracuje na metanie i tlenie i rozwija ciąg od 0,2 do 45 G.

W. K.

#### NOWE SZWEDZKIE TUNELE AERODYNAMICZNE

W instytucie Flygtekniska Försökstanstalten w Sztokholmie znajduje się w budowie hipersoniczny tunel aerodynamiczny do prędkości odpowiadających  $Ma = 7$ . Tunel ten — o pracy przerywanej — ma służyć przede wszystkim do badania pocisków kierowanych. Poza tym wyposażenie instytutu zostanie uzupełnione tunelem przydźwiękowym o prędkościach od  $Ma = 1$  do  $Ma = 4$ , przeznaczonym do badań w ramach programu budowy samolotu „Viggen”. Instytut już obecnie dysponuje tunelem przydźwiękowym o przekroju przestrzeni pomiarowej  $1 \text{ m}^2$  — lecz jego maksymalna prędkość wynosi tylko  $Ma = 2,5$ . Nowy tunel przydźwiękowy ma przestrzeń pomiarową o przekroju  $0,5 \text{ m}^2$  i będzie umożliwiał przeprowadzanie badań w naśladowanych warunkach lotu.

Koszty budowy obu nowych tuneli wyniosą około 20 milionów koron. Będą one gotowe w jesieni 1965 roku.

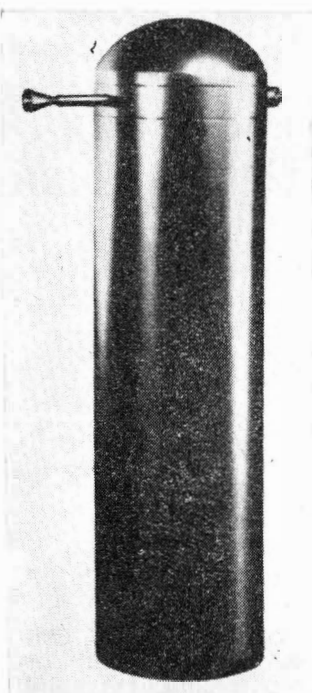
W.K.

#### POJAZD DO BADANIA MARSA „VOYAGER”

NASA zamierza powierzyć różnym firmom opracowanie wstępnych projektów bezzałogowego pojazdu „Voyager” przeznaczonego do badania planety Mars. Kierownictwo prac zlecono Jet Propulsion Laboratory w Pasadenie. Dotychczas przeprowadzone studia wykazały, że pojazd powinien się składać z członu zasadniczego o ciężarze 680÷910 kG, z zespołu rakiet hamujących o ciężarze 910÷1360 kG i z zasobnika, mającego wylądować na planecie — o ciężarze maks. 2720 kG. Pojazd zasadniczy ma posiadać przyrządy badawcze o ciężarze około 90 kG i ma krążyć wokół Marsa z pracującymi urządzeniami przez sześć miesięcy. Poza tym ma on być zaopatrzony w urządzenia kierujące i nadawcze. Te ostatnie będą utrzymywać łączność z Ziemią w czasie lotu do Marsa, a w czasie krążenia po orbicie będą przekazywać na Ziemię informacje z zasobnika znajdującego się na Marsie.

„Voyager” ma nie tylko stwierdzić, czy na Marsie istnieje życie, lecz również ma dostarczyć danych geofizycznych i geologicznych (za pomocą zasobnika). Krążąc po orbicie pojazd ma robić zdjęcia planety, dokonywać pomiarów pola magnetycznego i stwierdzić, czy wokół Marsa znajdują się pary radiacyjne. Pojazd ma być gotów do próby w roku 1969, a w roku 1971 ma wykonać swe zadanie (lata najkorzystniejszej konstelacji Ziemia-Mars). Jako raketę nośną przewiduje się raketę „Saturn” 1B z drugim stopniem „Centaur” lub raketę „Atlas-Centaur”.

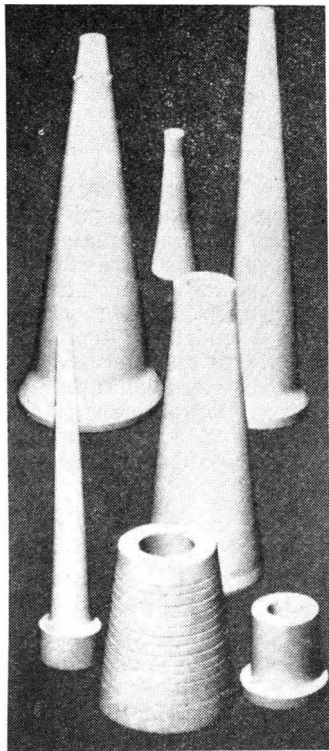
W.K.



## WYTWARZANIE I ŁĄCZENIE CERAMIKÓW O DUŻEJ WYTRZYMAŁOŚCI

Do drugiej wojny światowej porcelana uważana była za najbardziej wytrzymałą i odporną na wysokie temperatury materiał ceramiczny. Wymagania stawiane w okresie wojny doprowadziły do opracowania nowych materiałów i nowych procesów, które wypełniły lukę w materiałach odpornych na wysokie temperatury, a jednocześnie posiadających wysokie walory wytrzymałościowe. Do nich należą w szczególności tlenki aluminium i tlenki berylu. Materiały te i metody formowania nawzajem się uzupełniają, dając przedmioty o dużej wytrzymałości, nawet w wysokich temperaturach, o dużej twardości i oporności elektrycznej, o dużej wytrzymałości dielektrycznej przy wysokich napięciach, obojętne chemicznie.

Metody wytwarzania części ceramicznych obejmują: odlewanie, formowanie wibracyjne, wyciskanie, prasowanie na sucho i na mokro, prasowanie na gorąco, wtryskiwanie i prasowanie izostatyczne. Dobór właściwego procesu zależy od geometrii, kształtu i od kosztów wyrobu. W wielu przypadkach ostatnio stosuje się prasowanie izostatyczne, gdyż metoda ta daje najlepsze wyniki wytrzymałościowe, dużą jednorodność, dużą dokładność części i prawie zupełną eliminację naprężeń wewnętrznych. Proces ten z zasady stosuje się do przedmiotów dużych lub tam, gdzie występują równocześnie przekroje grube i cienkie, a sam przedmiot ma kształt złożony. Dla małych i prostych części stosuje się najczęściej prasowanie na sucho. W obu procesach część przygotowawcza i zakończeniowa wygląda podobnie. Po doborze i wstępnym przygotowaniu składników następuje dokładne ich zmielenie na proszek, dokładne wymieszanie dla stworzenia emulsji, wysuszenie przez rozpylanie, a następnie utworzenie drobnitkich globulek zmagazynowanych w uszczelnionych zbiornikach o stałej temperaturze i wilgotności. Po tym następuje właściwy proces formowania (izostatycznego lub prasowania na sucho), wypalanie, szlifowanie, ewentualna metalizacja i kontrola. Izostatyczne formowanie odbywa się w formach gumowych, które po wypełnieniu przygotowaną mieszaniną i uszczelnieniu, wkładane są do zbiornika ciśnieniowego. W zbiorniku tym realizuje się żądane ciśnienie hydrostatyczne, stwarzające warunki izostatycznego formowania. Po wyjęciu z gumowej formy materiał jest miękki, łatwy do obróbki i dlatego w tym stanie zwykle jest poddawany zabiegom obróbki mechanicznej, frezowania, toczenia, wiercenia itp. Jedyną trudnością jest tu zamocowanie kruchego półfabrykatu. Obróbkę tlenków berylu przeprowadza się w próżni, w specjalnych osłonach, dla ochrony przed toksycznymi pyłami (tlenki berylu są toksyczne tylko w formie pyłów). Po wypaleniu, przedmioty mogą być tylko poddawane szlifowaniu i docieraniu i to głównie tarczami diamentowymi, z bardzo małą wydajnością procesu.



Podstawowe zalety procesu formowania izostatycznego to: dokładne i powtarzalne wymiary, jednorodne własności wszystkich przedmiotów w partii, niskie koszty (gumowe formy), możliwość wytwarzania złożonych kształtów, niemożliwych do osiągnięcia mechanicznym prasowaniem na sucho. Typowymi przedstawicielami drobnych części produkowanych tą metodą są: wirniki małych turbin, elementy zaworów, dysze (patrz zdjęcie) itp. Prasowanie na sucho z kolei daje lepsze wyniki dokładnościowe (do  $\pm 5 \mu$  w stanie wypalonym) dla małych i prostych elementów, gdzie grubość nie przekracza połowy największego wymiaru w płaszczyźnie prostopadłej do kierunku prasowania. Proces wy-

maga form z węglików wolframu (dla przeciwdziałania ściernaniu proszkiem formowanym) i dlatego opłacalny jest dla produkcji seryjnej.

Elementy ceramiczne muszą z reguły współpracować z częściami metalowymi i dlatego bardzo istotne są metody łączenia tych grup materiałowych.

Głównymi metodami są: łączenie mechaniczne kołnierzone, klejenie ceramiczków z metalami za pomocą żywic epoksydowych (maksymalna wytrzymałość na ścinanie  $3,5 \text{ kG/mm}^2$  w temperaturze pokojowej i temperatury pracy do  $150^\circ\text{C}$ ), łączenie za pomocą pasowań skurczowych metalu na części ceramiczne i wreszcie gwintów. Te ostatnie stosuje się tylko w nielicznych przypadkach z uwagi na duży koszt połączenia. Dla właściwej współpracy metal-ceramik należy dobrać właściwy metal z uwagi na rozszerzalność cieplną. Najczęściej są to stopy Ni-Fe ( $42\%$  Ni), kowar, nikiel, stале nierdzewne, menel, miedź i molibden. Dobór i skojarzenie należy dokonywać bardzo starannie uwzględniając warunki pracy. Tu należy wspomnieć o jeszcze jednym sposobie łączenia, a mianowicie o lutowaniu ceramiczków z metalami.

Ten sposób łączenia pozwala na osiągnięcie wytrzymałości do  $10 \text{ kG/mm}^2$  i temperatury pracy od  $500^\circ\text{C}$  do  $1000^\circ\text{C}$ , zależnie od zastosowanego lutowia. Ażeby jednak móc zastosować ten proces łączenia, należy poddać część ceramiczną najpierw metalizacji, a następnie galwanicznemu powlekanii. Metalizację najczęściej przeprowadza się przez zanurzenie ceramiku w zawieszinie  $80\%$  Mo— $20\%$  Mn proszku o wymiarach  $1\text{—}5 \mu$  rozpuszczonego w lepisczku, następnie wypalaniu w piecu z atmosferą wodoru w temperaturze od  $1300\text{—}1500^\circ\text{C}$ , zależnie od składu przedmiotów. Podczas wypalania proszek metalowy spieka się i łączy chemicznie z ceramiką, wnikając w głąb przedmiotu i tworząc silnie przywartą warstwę o grubości  $0,025\text{—}0,04 \text{ mm}$ . W tym stanie przedmiot poddaje się galwanicznemu powlekanii, najczęściej warstwą niklu lub miedzi, i powtórnemu wygrzewaniu w atmosferze redukującej w temperaturze  $1000^\circ\text{C}$ , po czym przedmiot nadaje się do lutowania. Sam proces lutowania odbywa się w atmosferze ochronnej, zwykle wodoru.

Dla pełni obrazu należy wspomnieć o tolerancjach osiągniętych na wypalanych ceramiczkach. Jako granicę produkcyjną uważa się tolerancję nie przekraczającą  $\pm 0,5\%$ , a normalnie stosowaną  $\pm 1\%$ . Dla pojedynczych, istotnych powierzchni można po próbach osiągać wartości  $\pm 0,025 \text{ mm}$  (izostatyczne prasowanie), a nawet dokładniejsze tolerancje dla prasowania na sucho, jednakże z drugiej strony dla przedmiotów dużych, o złożonych kształtach, tolerancje trzeba rozszerzyć do  $\pm 2\%$ . Z uwagi na strukturę ceramiczków, krawędzie zewnętrzne nie mogą mieć mniejszych promieni od  $0,25 \text{ mm}$ . Na zakończenie należy jeszcze podać, że posługując się różnymi metodami wytwarzania można wpływać na strukturę ceramiku, układ ziarn i pęcherzy, stąd i na jego wytrzymałość.

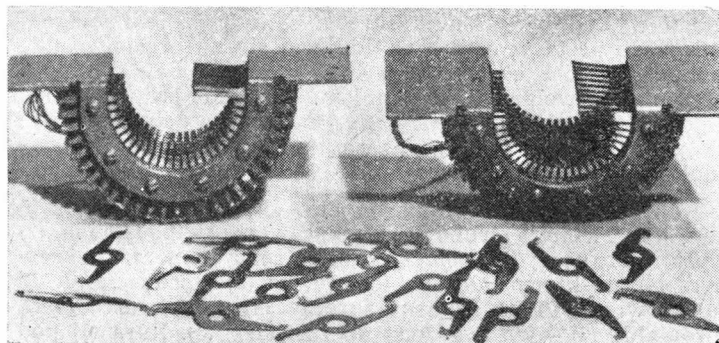
Ceramiki, wśród wielu zalet, mają i swoje wady, a szczególnie kruchość, nawet w temperaturach wysokich. Ceramiki z tlenków aluminium, formowane izostatecznie, stanowią dotychczas najbardziej wytrzymałe ceramiki, dostępne w technice.

A. G.

## TECHNICZNE ZASTOSOWANIE POWŁOK DROGICH METALI

669-289

Specjalne wymagania techniczne dla elementów powlekanymi, jak dobra przewodność elektryczna, podatność na lutowanie, odporność na utlenianie (nawet w wysokich temperaturach), plastyczność pokrywy — mogą być spełnione przy minimalnych kosztach za pomocą powłok drogich metali. W ciągu ostatnich dziesięciu lat nastąpiły wyraźne zmiany



w powłokach z drogich metali. Dotychczas używane prawie wyłącznie jako dekoracyjne, ostatnio co raz częściej znajdują zastosowanie jako techniczne. Podczas gdy stosowność innych metali na pokrycia galwaniczne pozostała na prawie nie zmienionym poziomie, użycie drogich metali wzrosło przeszło dziesięciokrotnie.

Ten wybitny wzrost stosowania omawianych powłok jest wynikiem wymagań podwyższania własności fizycznych i chemicznych. Pewne dane dla tej grupy powłok podaje tabela 1 i tabela 2.

Powłoki złote dysponują dużą odpornością na utlenianie, szczególnie w temperaturach podwyższonych, łatwo dają się lutować, są plastyczne i mają wybitne walory dekoracyjne. Techniczne zastosowanie powłok złotych to drukowane obwody, tranzystory, wyłączniki (patrz rys.), mieszki, łączniki, pompy i elementy do satelitów. Z uwagi na pełną odporność powłok złotych na utlenianie, wiele kontaktów miedzianych i srebrnych zastępowanych jest przez pokrywanie złotem. Z tego powodu na jeden z nowszych pasażerskich samolotów odrzutowych zużywa się około 3 kG złota. Rów-

**Tabela 1**  
Własności powłok z drogich metali

	Tworzenie tlenków °C <sup>1)</sup>	Punkt topliwości °C	Oporność przy 0 °C mikroch. m/cm	Ciężar właściwy G/cm <sup>3</sup>	Cena w stos. do złota
Au	Nie tworzy	1060	2,4 (20 °C)	19,32	1,0
Ir	600, 1140 (r.u)	2450	4,71	22,5	2,23
Pd	700, 870 (r)	1550	9,93	11,9	0,72
Pt	—	1760	9,85	21,4	2,42
Rh	600, 1100 (r)	1960	4,33	12,4	4,00
Ru	55 (u)	2500	7,13	12,2	1,71
Ag	200	960	1,62 (20 °C)	10,49	0,037

<sup>1)</sup> r — rozpad, u — ulatnianie

**Tabela 2**

Odporność chemiczna powłok z drogich metali

Odczynnik	Szkodliwe działanie chemiczne						
	Au	Ir	Pd	Pt	Rh	Ru	Ag
Woda królewska	tak	nie	tak	tak	nie	nie	tak
Kwas siarkowy wrzący	nie	nie	tak	C	C	nie	tak
KHSO <sub>4</sub>	nie	C <sup>1)</sup>	tak	nie	C	tak	tak
Cyjanki	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak
Cyjanki — przy anodowaniu (obecność tlenu)	tak	—	C	nie	nie	—	tak
Fluor (gorący) <sup>2)</sup>	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak
Chlor (gorący) <sup>2)</sup>	tak	150°C	500°C	P.c.ż. <sup>3)</sup>	600°C	300°C	tak
HCl	nie	600°C	C.ż. <sup>3)</sup>	P.c.ż.	250°C	450°C	nie

- 1) C — częściowo odporne lub działanie szkodliwe powolne  
2) Podano temperatury dla proszków metali  
3) C.ż. — temperatura czerwonego żaru  
4) P.c.ż. — powyżej czerwonego żaru.

niez rolki drukujące w maszynach rejestrujących, z uwagi na korozyjne działanie atramentu czy tuszu, powlekane są złotem. Powłoki platynowe, używane głównie z uwagi na dużą odporność przeciw utlenianiu w wysokich temperaturach, są stosowane w czułych aparatach przy badaniach nowoczesnych samolotów — odporność musi pozostawać stała przez 8 godzin w temperaturze 1000 °C. Rod używany jest głównie w kolektorach elektrycznych, wyłącznikach, armaturze, w sterowaniu falami, zapalnikach, obwodach drukowanych, kontaktach itp. Palad z kolei nie jest stosowany na powłoki zewnętrzne, natomiast stanowi pokład i barierę antydyfuzyjną między warstwami srebra i złota.

A. G.

## Przeglądamy patenty

Patent polski nr 43466

Klasa 42 k, 12/05

### MANOMETR ELEKTROMAGNETYCZNY

Výzkumný a zkušební letecký ústav, Letnany, Czechosłowacja

Twórcy: Borivoj Dupsky i Oldrich Straka

Patent trwa od dnia 14 października 1958 r.

Opublikowany dnia 15 października 1960 r.

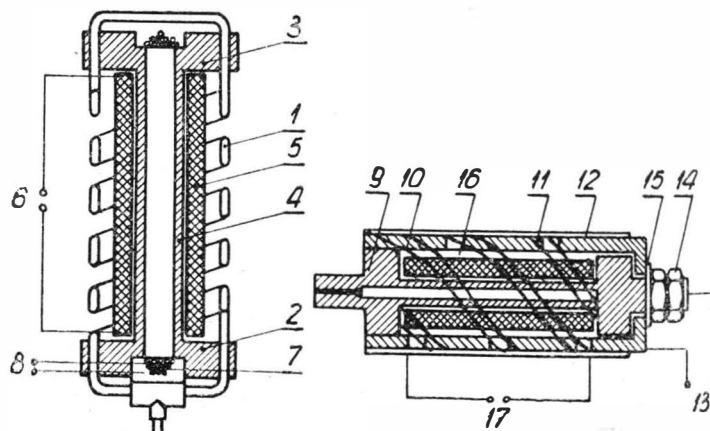
Do pomiaru wysokich ciśnień stosuje się wiele rodzajów manometrów, najczęściej manometry membranowo-sprężynowe lub z rurką Bourdona. Do rejestracji, regulacji lub centralnego nadzorowania, gdzie właściwe jest przetwarzanie ciśnienia na wielkości elektryczne, stosowane są skomplikowane urządzenia wykazujące małą dokładność.

Manometr elektromagnetyczny według omawianego patentu wykorzystuje magnetyczne własności materiałów ferromagnetycznych. Manometr jest stosunkowo prosty, tani, mało wymagający jeżeli chodzi o wykonanie i materiały oraz odznacza się wystarczającą sprawnością. Urządzenie zamienia mierzone ciśnienie na obrót pręta z materiału ferromagnetycznego. Wykorzystano zjawisko, że przy napięciach występujących przy skręcenie cylindrycznie namagnesowanego pręta w cewce, znajdującej się na pręcie, zostaje wzbudzona siła elektromotoryczna proporcjonalna do naprężenia wywołanego skręcaniem. Ta siła jest włączona w odbiorczy obwód elektryczny, w którym przetwarza się za pomocą miernika lub aparatury samopiszącej. Na rysunku pokazano dwa przykłady wykonania manometru.

Manometr przedstawiony na rys. 1 posiada spłaszczoną rurę (1), zwiniętą śrubowo i umocowaną w podstawie (2) i płycie czołowej (3), połączonymi ze sobą elementem skrętnym (4), na który nałożona jest cewka (5) wprowadzona do zacisków (6). Przez element skrętny (4) przechodzi cewka toroidalna (7) wyprowadzona do zacisków (8). Rura (1) pod

wplywem doprowadzonego do jej wnętrza ciśnienia usiłuje rozwinąć się, powodując skręcanie elementu skrętnego (4). Cewka toroidalna (7) jest zasilana zmiennym prądem wzbudzenia. Skręcanie elementu (4) powoduje deformację cylindrycznego pola magnetycznego o tyle, że powstaje składowa pozioma indukująca w cewce (5) siłę elektromotoryczną, proporcjonalną do doprowadzonego ciśnienia.

Manometr przedstawiony na rys. 2 zawiera element skrętny (9) połączony kołnierzem z tuleją (10), posiadającą śrubowe nacięcia (11), pokrytą przewodnikiem (12) i przyłączoną do jednego z zacisków (13). Tuleja (10) jest przymocowana do elementu (9) śrubą (14), pod którą znajduje się podkładka izolująca (15), tak że tuleja i element są odizolowane od siebie w tym końcu, na drugim końcu prąd może mię-



Rys. 1

Rys. 2

dzy nimi przepływać. Izolowany koniec elementu skrętnego (9) jest dołączony do drugiego z zacisków (13). Na elemencie tym jest nałożona cewka (16) przyłączona do zacisków (17). Pod wpływem ciśnienia doprowadzonego do elementu

skrętnego (9) następuje jego rozszerzanie się powstrzymywane przez tuleję (10), która swymi wycięciami śrubowymi (11) wytwarza moment obrotowy zmuszający do skrętu elementu skrętnego (9). Przebieg dalszy jest identyczny jak opisany poprzednio. Dla wskazywania zmian ciśnienia element skrętny (9) wykonuje się z cylindrycznie namagnesowanego magnesu trwałego, przez co odpada konieczność zastosowania obwodu wzbudzającego, przy czym wyjściowa siła elektromotoryczna jest proporcjonalna do szybkości zmian ciśnienia.

Patent polski nr 43193

Klasa 62 b, 25/01

### URZĄDZENIE USTATECZNIAJĄCE DO ŚMIGŁOWCÓW Z WIRNIKAMI WIELOŁOPATOWYMI

Výzkumný a zkušební letecký ústav, Letnany koło Prahi, Czechosłowacja

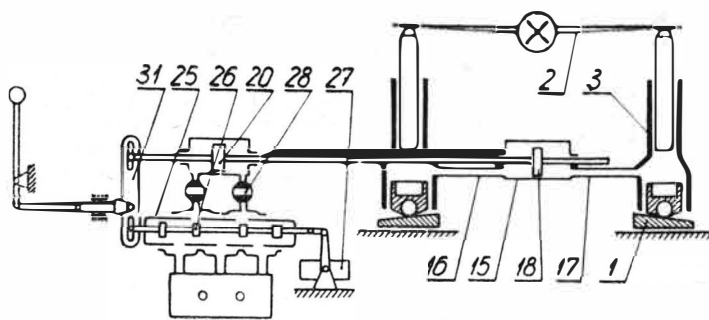
Twórca: Richard Schön

Patent trwa od dnia 7 marca 1957 r.

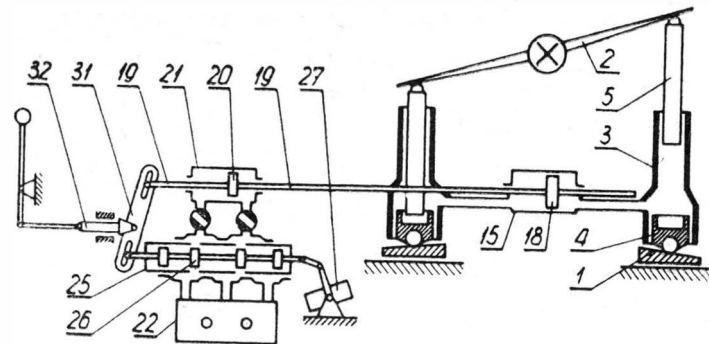
Opublikowany dnia 20 lipca 1960 r.

Urządzenia ustateczniające są dotychczas głównie stosowane w śmigłowcach z wirnikami dwułopatkowymi. Stosowanie takich urządzeń w przypadku wielołopatkowych wirników jest konstrukcyjnie trudne, a częstokroć niemożliwe.

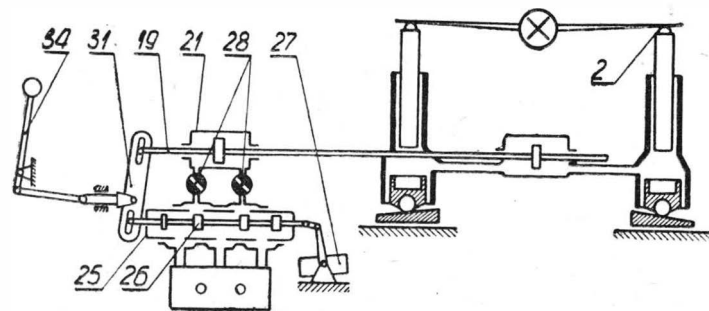
Urządzenie ustateczniające według omawianego patentu może być zastosowane do wirników bez względu na liczbę łopat. Stosuje się w nim hydrauliczne rozpory okresowego sterowania, w których przestrzeń z cieczą jest połączona



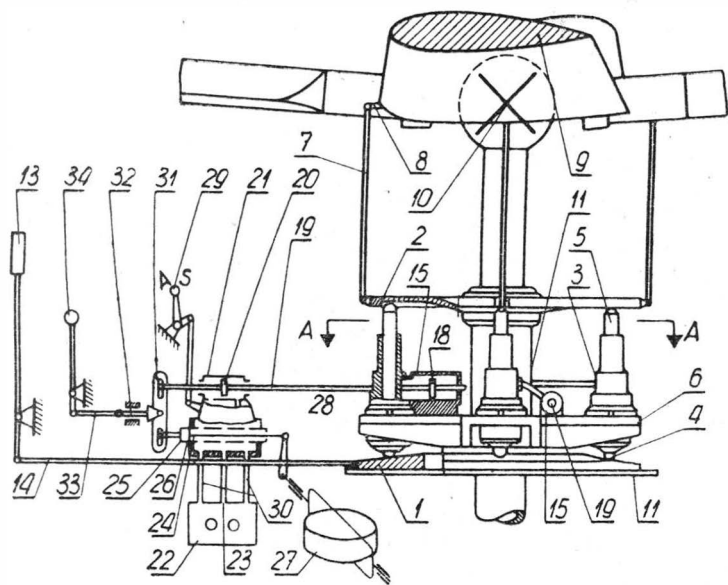
Rys. 3



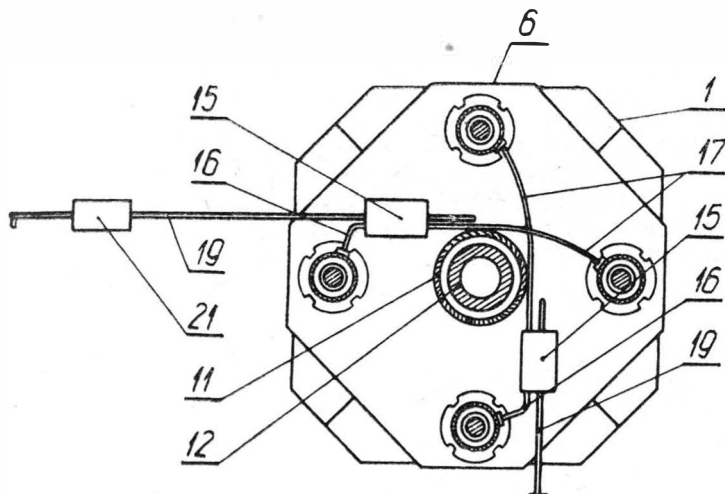
Rys. 4



Rys. 5.



Rys. 1



Rys. 2

z hydraulicznym dźwignikiem, którego tłok jest regulowany przez urządzenie regulacyjne sterowane przez giroskop.

Jako rozpory zastosowano (rys. 1, 2) hydrauliczne rozpory redukcyjne (3) ustawione pomiędzy słupkiem (1) piramidy i tarczą sterującą (2), posiadającą u dołu tłok (4) o większej średnicy, u góry zaś — tłok (5) o mniejszej średnicy, i ułożyskowane we wsporniku (6). Dwie rozpory są ustawione w głównym kierunku lotu, drugie zaś dwie — w kierunku prostopadłym do tego pierwszego kierunku. Tarcza sterująca (2) jest połączona drążkami (7) z dźwigniami (8) łopat (9) wirnika zawieszonych na głowicy (10). Mechanizm okresowego sterowania podtrzymuje podporę (11), przez którą przechodzi oś (12) wirnika. Słupek (1) piramidy zostaje przedstawiony przez pilota dźwignią sterowniczą (13) i drążkiem (14). Dźwignik (15) połączony przewodami (16) i (17) z przestrzeniami cieczowymi dwóch przeciwległych rozpór (3). Tłok (18) w dźwigniku (15) jest połączony drążkiem (19) z tłokiem (20) cylindra (21). Ciecz z pompy (22) przewodem (23) przechodzi do hydraulicznego urządzenia sterowniczego, składającego się z rozdzielacza (24), cylindra (25), cylindrycznej zasuwy (26) połączonej z giroskopem (27), dwóch zaworów dławiących (28) uruchomionych za pomocą ręcznej dźwigni (29) oraz z przewodu powrotnego (30). Dwuramienna dźwignia (31) jest ułożyskowana wahlwie na drążku prowadniczym (32) połączonym za pośrednictwem łącznika (33) z dźwignią sterującą (34) służącą do ustawiania cylindra rozdzielczego (21) w położeniu neutralnym.

Na rys. 3—5 pokazano schematycznie sposób działania mechanizmu ustateczniającego. Na rys. 3 urządzenie ustateczniające jest w położeniu środkowym, przy czym przy środkowym położeniu giroskopu tłok (18) dzieli na dwie równe części przestrzeń cieczową w obydwu przeciwległych rozporach hydraulicznych (3); zamknięcie zaś zaworów dławiących (28) zostaje ustatecznione położeniem tłoków (18) i (20). Na rys. 4 pokazano schematyczne wyrównanie hy-



draulicznego sterowania przy wychylnym giroskopie (27), przy czym położenie takie występuje w śmigłowcach przy zmianach prędkości lotu, w których następuje pochylenie całego śmigłowca. Na rys. 5 pokazano właściwe działanie urządzenia ustateczniającego, w którym giroskop (27) wykazuje odchylenie w stosunku do pozostałego mechanizmu. W rzeczywistości giroskop pozostaje w swym pierwotnym położeniu, natomiast pochylił się cały śmigłowiec.

Patent polski nr 43190  
Klasa 62 b, 25/01

**URZĄDZENIE USTATECZNIAJĄCE ŚMIGŁOWIEC I REGULUJĄCE LICZBĘ OBROTÓW JEGO WIRNIKA W CELU SAMOCZYNNEGO PRZEJŚCIA DO AUTOROTACJI**

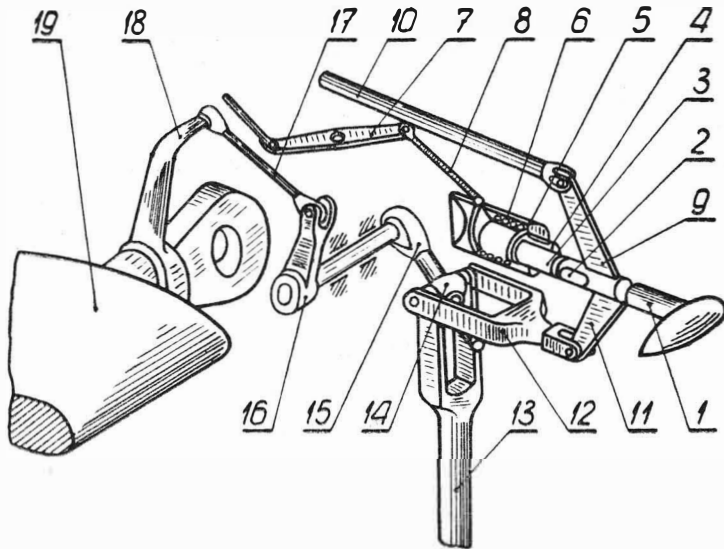
Výzkumný a zkušební letecký ústav, Letnany koło Prahi, Czechosłowacja

Twórca: Richard Schön

Patent trwa od dnia 7 lutego 1957 r.

Opublikowany dnia 11 lipca 1960 r.

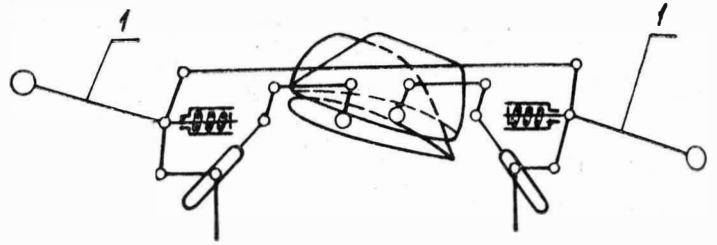
Dotychczas stosowane urządzenia ustateczniające wbudowane w układ okresowego sterowania łopatek wirnika nośnego nie zwalniają całkowicie uwagi pilota śmigłowca od sterowania podczas lotu. W przypadku uszkodzenia i zatrzy-



Rys. 1

mania się silnika pilot powinien w czasie 2—3 sekund zmniejszyć kąt nastawienia łopatek wirnika do wartości określonej dla autorotacji (samokrętu) przy użyciu dźwigni skoku ogólnego tak, aby następnie móc wylądować wykorzystując autorotację. Stosuje się również samoczynną regulację liczby obrotów wirnika działającą przy spadku obrotów do określonej wartości granicznej i powodującą zmianę kąta nastawienia łopatek przez co jest zapewnione łagodne przejście do lotu z autorotacją. Wykorzystuje się moment giroskopowy tarczy sterującej lub działanie aerodynamiczne pomocniczych łopatek sterujących.

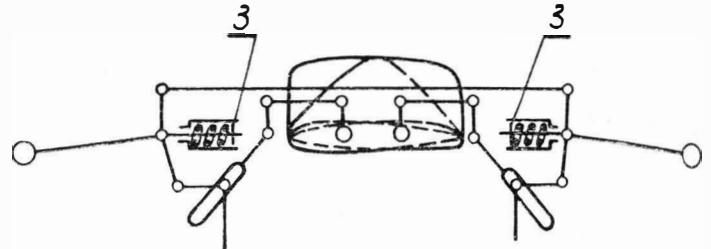
Urządzenie według omawianego patentu zwiększa stateczność śmigłowca podczas lotu i równocześnie zabezpiecza samoczynnie przed zatrzymaniem się wirnika śmigłowca. Impulsy do zmiany kąta nastawienia łopatek wirnika pochodzące od przesuwanych ramion tarczy sterującej przenoszone są na łopaty wirnika za pomocą dźwigni ustawio-



Rys. 2

nej ukośnie do kierunku działania tych impulsów, przy czym na dźwignię tę działa równocześnie człon nastawniczy sterowany przez pilota.

Przesuwne ramię (1) tarczy sterującej jest połączone za pomocą przegubu (2) z prowadnicą pręta (3) ułożyskowanego w tulei (4). Osiowy ruch pręta (3) jest ograniczony przez pierścienie (5). Sprężyna (6) jest umieszczona między drugim



Rys. 3

końcem pręta (3) i tuleją (4). Leżące na przeciw siebie pręty (3) są ze sobą połączone drążkami (8) poprzez dźwignię dwuramienną (7) umieszczoną na głowicy wirnika. Z ramienia (1) przy przegubie (2) wystają dwie dźwignie (9) i (11). Dźwignia górna (9) jest połączona ciągiem (10) z dźwignią (9) przeciwnego ramienia (1) tarczy sterującej. Dolna dźwignia (11) podtrzymuje cięgiło rozwidlane (12) połączone przegubowo z dźwignią sterowniczą (13) tarczy sterującej lub innego urządzenia sterowniczego dla okresowego przestawiania łopatek wirnika. Wspólny przegub (14) cięgiła (12) i dźwigni (13) posiada prowadnicę dla kulisy (15) stanowiącej część urządzenia sterowniczego (16) umieszczonego na głowicy wirnika i połączonego ukośnym ciągiem (17) z dźwignią nastawczą (18) łopaty (19). Ramię (1) jest obrócone względem łopaty w płaszczyźnie wirowania o kąt prosty. Kulisa (15) dzieli kąt utworzony przez cięgiło (12) ramienia (1) i dźwignię sterowniczą (13), przy czym cięgiło rozwidlane (12) jest równoległe do pręta (3) albo tworzy z nim kąt ostry.

Gdy wirnik jest w spoczynku, sprężyny (6) wciągają pręty (3) do tulei (4) całkowicie tak, że przeguby (2) pozostają na najmniejszym promieniu obrotu co sprowadza się do zbliżenia przegubów (14) i obniżenia ramion kulisy (15), a w następstwie uzyskania najmniejszego kąta nastawienia łopatek (19). Przy obracaniu się wirnika siła odśrodkowa powoduje zwiększenie promienia obrotu przegubów (2) i w następstwie uzyskanie największego kąta nastawienia łopatek (19). Na schemacie pokazanym na rys. 3 zilustrowano włączenie urządzenia regulującego obroty w celu samoczynnego przejścia do lotu z autorotacją, kiedy przy zbliżaniu się obrotów do dolnej granicy bezpieczeństwa sprężyny pokonują siłę odśrodkową tarczy sterującej i wciągają pręty (3) w kierunku osi obrotu. Wówczas urządzenie nastawia łopaty na mniejszy kąt, to znaczy na kąt właściwy dla lotu z autorotacją.

S. M.

# WIADOMOŚCI SIMP

Prezydium Zarządu Głównego SIMP, występuje z propozycją zwiększenia składek członkowskich do 10 zł miesięcznie, począwszy od 1966 r.

Poniższe zestawienie obejmuje wydatki w oddziałach planowane na 1966 r. oraz faktyczne za rok 1964. W planie założono stan 28 tys. członków SIMP oraz 90% ściągłości składek.

Wydatki	Faktyczne w 1964 r. zł	Planowane na r. 1966 zł
1. Koszty administracyjne	428 856	520 000
2. Odczyty, wystawy, konkursy	199 315	250 000
3. Nagrody rzeczowe dla działaczy SIMP	5 786	50 000
4. Dopłata do prenumeraty czasopism technicznych i terminarzy technika dla członków	—	450 000
5. Spotkania towarzyskie	—	100 000
6. Dopłata do wycieczek	—	300 000
7. Bezpłatne kursy dla członków	—	150 000
8. Dopłata do bezpł. narad środowiskowych i koszt biuletynów	—	150 000
9. Fundusz Pomocy Koleżeńskiej	—	150 000
Razem	633 957	2 120 000

Z preliminarza wynika, że podwyższenie składek członkowskich pozwoli na poważne poszerzenie i pogłębienie działalności oddziałów i kół zakładowych SIMP.

Podajemy kilka wyjaśnień do preliminarza:

do p. 1: przewiduje się poważne podwyższenie kwot na delegacje,

do p. 2: akcja imprez zostanie znacznie rozwinęta,

do p. 3: prawie 10-krotnie powiększą się możliwości wręczania zasłużonym kolegom upominków,

do p. 4: przewiduje się pokrywanie z tej kwoty części prenumeraty i wprowadzenie dopłat lub zakupu terminarzy dla członków,

do p. 5: po raz pierwszy planuje się kwotę na rozwój życia towarzyskiego,

do p. 6: koszt wycieczek przewiduje się w granicach 600 tys. zł; tak zwane techniczne wycieczki zagraniczne realizować będą tylko biura turystyczne; ZG SIMP może pośredniczyć w staraniach o zwiedzanie zakładów.

## KRONIKA

■ Zarząd Główny APRL odbył swe kolejne posiedzenie w Krośnie, w siedzibie Aeroklubu podkarpackiego, Centrum Wyszkożenia Lotniczego i Lotniczych Zakładów Naprawczych. Zebraniu przewodniczył prezes APRL St. Antosiewicz. W dyskusji podniesiono znaczny postęp w działalności propagandowej, sportowej i szkoleniowej miejscowych ośrodków lotniczych oraz rozwój kół lotniczych. SHRD

■ Polska ekipa na X Szybowcowe Mistrzostwa Świata dn. 17 maja opuściła Centralny Ośrodek Szybowcowy w Lesznie Wlkp. W skład reprezentacji Polski weszli: mistrz i wicemistrz świata Makula i Popiel, mistrz Polski Kępka i b. mistrz Wróblewski. Cała ekipa składała się z 16 osób z przedstawicielem APRL Rejniakiem i trenerem kadry narodowej Dankowskim. Przejazd zmotoryzowanej ekipy odbył się przez NRD, NRF, Holandię, po czym promem przez kanał La Manche.

■ Dużą popularnością cieszył się w kraju IV Rajd Pilotów i Dziennikarzy zorganizowany pod protektorem wicepremiera Z. Nowaka. Rajd rozpoczął się złotem gwiazdzistym 37 samolotów w Elblągu i — po przebyciu przez uczestników ok. 2 tys. kilometrów i zwiedzeniu kilkunastu miejscowości Ziemi Północnych i Zachodnich — zakończył się we Wrocławiu. Pierwszą (i drugą) lokatę zdobyła załoga warszawska.

Zwycięzca załoga — pilot Kwiatkowski i red. Stępień (z „Kurierza Polskiego”).

■ Aeroklub Wrocławski należy do przodujących w spadochroniarstwie:

— tytuł zwycięzcy w VII Całorocznych Zawodach Spadochronowych „Skrzydlatej Polski” przypadł członkowi tego aeroklubu — W. Soleżyńskiemu,

— rekordowy wynik uzyskała drużyna z Wrocławia w czasie zawodów w Czechosłowacji, w konkurencji skoków z wysokości 600 m.

■ Aeroklub Gdański może się poszczycić trzema rekordami kobiecymi na celność lądowania w skoku grupowym z wysokości 1000 m.

■ Polscy spadochroniarze wezmą w tym roku udział w zawodach w Jugosławii i NRD. W 1966 r. wyślemy ekipę na mistrzostwa świata w Lipsku.

■ Jak już alarmowaliśmy, sport lotniczy w Polsce przechodzi kryzys w dyscyplinie akrobacji samolotowej. Przyczyną jest brak własnego i właściwego sprzętu. Obecnie na łamach „Skrzydlatej Polski” toczy się interesująca dyskusja fachowców na temat: „budować, czy kupować” samoloty akrobacyjne.

■ W „Dniu Transportowca i Drogowca” otrzymali odznaczenia zasłużeni pracownicy „Lotu”. Order szlankaru pracy II klasy przyznany został nestorowi mistrzów działu silnikowego seniorowi lotnictwa komunikacyjnego — Juliuszowi Kochowi.

■ Oficerska Szkoła Lotnicza w Dęblinie obchodzi XX-lecie. Przypomnijmy, że jest to szkoła z chlubną tradycją. To przecież „Szkoła Orłąt”, o której z takim sentymentem pisał J. Meissner. Zyczymy Jubilatce wielu sławnych prymusów.

■ Odżyła sprawa warszawskiego „pomnika lotnika”, o którego odbudowę niezmordowanie walczył płk. Pietraszek — jako prezes Klubu Seniorów. Z inicjatywą przywrócenia dzieła Wittiga Warszawie wystąpił tygodnik „Stolica” oraz radni dzielnicy Ochota. Jednak pomnik nie stanie już na placu Unii Lubelskiej, lecz przy Alei Zwirki i Wigury.

■ W Krakowie odbyły się 3-dniowe obrady konferencji naukowej na temat wykorzystania obserwacji sztucznych satelitów Ziemi. Organizatorem konferencji był Komitet Międzynarodowej Współpracy Geofizycznej i Komitet Badania Przestrzeni Kosmicznej PAN. Pracami zespołu organizacyjnego kierował doc. dr K. Kordylewski z Uniwersytetu Jagiellońskiego. W obradach wzięli udział, obok przedstawicieli polskich stacji obserwacyjnych (m. in. profesorów Manczarskiego, Milberta, Zonna, Opalskiego), również reprezentanci ZSRR, NRD, CSRS, Węgier, Bułgarii i Rumunii — w ogólnej liczbie 115 uczonych i specjalistów z dziedziny fizyki, astrofizyki, astronomii, geofizyki, geodezji, techniki i meteorologii. Polska prowadzi od 1957 r. obserwacje sztucznych satelitów Ziemi. Obecnie posiadamy 12 stacji zarejestrowanych w międzynarodowej sieci. Są tu dwa typy obserwacji: tzw. pozycyjne typu astronomicznego oraz radiowe — obserwacje sygnałów nadawanych przez satelity, które są wykorzystywane do badania górnych warstw atmosfery. Dr L. Cichowicz jest koordynatorem Polskiej Służby Satelitarnej. Stacje naszej sieci pracują z ogólnosiwiatową siecią COSPAR. W sumie dokonano już około 30 tys. obserwacji.

■ Dwóch uczonych polskich prof. M. Łunc oraz prof. W. Fiszdun zostało wybranych członkami Międzynarodowej Akademii Astronautycznej w Paryżu. Uczeni ci, obok prof. M. Lachsa, który jest członkiem honorowym Akademii — są jedynymi Polakami wybranymi w jej skład.

■ Krakowski Oddział Polskiego Towarzystwa Astronautycznego zorganizował studium Astronautyczne, prowadzące regularne kursy na poziomie wykładów uniwersyteckich, z zakresu astronomii, medycyny i biologii kosmicznej oraz raketowych i satelitarnych badań meteorologicznych.

CZYTAJCIE I PRENUMERUJCIE PRASĘ TECHNICZNĄ

■ Znany radziecki konstruktor śmigłowców dr inż. Michaił Mil podczas swej bytności w Polsce otrzymał od min. Spychalskiego Odznakę Braterstwa Broni, zaś w Urzędzie Rady Ministrów został udekorowany — przyznany przez Radę Państwa — Krzyżem Komandorskim Odrodzenia Polski.

■ Odybła się w Genewie konferencja gen. sekretarzy aeroklubów narodowych, zrzeszonych w FAI. Na spotkaniu tym omówiono m. in. przygotowania do „Lotu Europejskiego”. Lot (zaprojektowany na wrzesień br.) odbędzie się trasą Dubrownik — Sofia — Warna — Constanza — Bukareszt — Budapeszt — Wiedeń — Salzburg — Monachium. Na posiedzeniu poruszono też sprawę organizacji olimpiady lotniczej. Ponadto wysunięto wniosek w sprawie wyłonienia w FAI komisji do spraw B.I.H.L.

■ Komisja Szybówkowa FAI podjęła uchwałę o przyznawaniu tytułu „Szybówkowa Mistrzyni Świata”. Dla zorganizowania mistrzowskich zawodów trzeba dziesięciu kandydatek. Przed naszymi, 12 „pełno-diamantowymi” szybowniczkami otwierają się atrakcyjne możliwości.

■ Panuje powszechna opinia, że najgroźniejszymi konkurentami polskich szybowników są piloci NRF. Niemieccy piloci pokazali już na kilku mistrzostwach świata wysoką klasę wyszkolenia. Dysponują oni dobrym, drogim sprzętem (seryjny szybowiec typu HK5-3, w cenie 10 tys. dolarów) oraz dużym doświadczeniem.

■ Teren X Szybówkowych Mistrzostw Świata w South Cerney w Anglii został starannie przygotowany dla zawodników. Zorganizowano tu bank, pocztę, ośrodek lekarski RAF oraz targi, na których można było nabyć wyposażenie szybówkowe (przyrządy, radiostacje), a nawet całe szybowce.

■ Niezwykłego wyczynu dokonał szybownik z Chile. Przeleciał on na „Blaniku” ponad Andami. Przelot trwał około 6 godz., przy temperaturze  $-16^{\circ}\text{C}$ ; osiągnięta największa wysokość — 5580 m.

■ Spadochroniarze amerykańscy udowodnili możliwość zeglowania bez spadochronu. Ten budzący grozę eksperyment rozpoczął zawodnik Allen wyskakując z samolotu na wysokości 4300 m., trzymając przed sobą spadochron dla skoczka Packa. Pack wyskoczył nie mając spadochronu, lecz przemieścił się w locie i odebrał spadochron od Allena na wysokości 3200 m. Emocjonujące zdjęcia z przebiegu eksperymentu podała w maju za „Life'm” — „Skrzydła Polska”.

■ Dużego wyczynu dokonało 5 spadochroniarek radzieckich. Ustanowiły one nowy rekord świata w skoku grupowym z opóź-

nionym otwarciem spadochronu. Skacząc z wysokości 9 tys. m — przeleciały w powietrzu 8 tys. m bez otwierania spadochronów.

■ W związku z tragicznym wypadkiem, który się zdarzył przed kilku laty, gdy niewielka awaria samolotu DC-8, — wynikała podczas lądowania — spowodowała uduszenie się 16 pasażerów (na ogólną liczbę 122) — przedsiębiorstwo „United Air Lines” przeprowadziło próby ewakuacji pasażerów z samolotu tego typu w warunkach zadymienia. Przeprowadzone próby dzienne i nocne wykazały, że pomimo ośmiu wyjść awaryjnych ewakuacja trwała od 2 do 5 minut.

■ Nad Północnym Atlantykiem na wysokościach 9000—13000 m, zaczyna brakować poziomów bezpiecznych lotów, powoduje to zaburzenia w planowaniu regularności ruchu lotniczego. Aby temu choć w części zaradzić ICAO i IATA oraz niektóre przedsiębiorstwa lotnicze wszczęły studia nad możliwością zmniejszenia pionowego rozdziału samolotów w lotach w górnej przestrzeni powietrznej. Przeprowadzono przeszło 15000 odczytów i pomiarów wysokości za pomocą wysokościomierzy ciśnieniowych i radiowych. Po przeanalizowaniu tych pomiarów, wykonanych w warunkach rzeczywistych, stwierdzono, że stosując wysokosciomierze II i III klasy, można bez obawy zmniejszyć odstęp do 600 i 300 m. aż do wysokości 15000 m. Zaplanowana jest konferencja ICAO Rejonu Północnego Atlantyku, na której będą ustalone nowe poziomy lotów dla regularnej komunikacji.

■ Włoski minister komunikacji zezwolił na uruchomienie nocnej obsługi pocztowej. Obsługa ta obejmie sześć miast, a mianowicie: Mediolan — Turyn — Genuę — Rzym — Neapol i Palermo.

■ „Air France” unowocześnia swoją flotę do transportu towarów. Ostatnio zamówiono samolot Boeing 707-320 C, który przy ciężarze startowym 145 ton, zabierać może 40 ton ładunku. Samolot zostanie oddany do eksploatacji w sierpniu 1965 r.

■ Poważne fundusze przeznaczają się obecnie na rozbudowę urządzeń pomocniczych w portach lotniczych. Mają one na celu ułatwienie prac ładunkowych przy obsłudze towaru i skrócenie do maksimum czasu postoju samolotów na ziemi, w szczególności w portach tranzytowych. Obecnie ładuje się 45 ton towaru (taka jest przeciętna pojemność współczesnych turbodrutowych samolotów cargo) w rekordowym czasie 26 minut. Jest to możliwe dzięki uproszczonemu opakowaniu towaru, standardowym paletom i kontenerom, hydraulicznym podnośnikom oraz zaplanowanemu uprzednio dokładnie rozmieszczeniu towaru w lukach ładunkowych samolotu. Obecnie eliminuje się ciągniki, zaś towar ładuje się wprost z magazynu do samolotu przy pomocy ruchomej taśmy.

## NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

**Konstruowanie upravlajenych snariadov**, pod ried. A. E. Pukieta (Puckett) i S. Ramo, Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Oborony SSSR, Moskwa 1963 r., stron 560, cena 1 rb 93 kop.

Książka tłumaczona jest z oryginalnego wydania amerykańskiego. Tłumaczenie wykonali A. G. Rusin, G. M. Smachtin i N. M. Kołpakow. Książka daje przegląd podstawowych zagadnień różnych dziedzin nauki i techniki, odnoszących się do sterowanych pocisków. Celem tego jest dać inżynierowi konstruktorowi pełny przegląd podstawowych zagadnień sterowania pocisków z zastosowanych dziedzin tak, by w czasie projektowania mógł zapewnić optymalne rozwiązanie zadań w swej specjalności. Wyjaśniono w książce zagadnienia aerodynamiki pocisków, stateczności pocisku i sterowania nim w locie, silników rakietowych, silników przepływowych, teorii informacji i naprowadzania sterowanych pocisków, rozwiązywania zadań nawigacyjnych, wyznaczania dokładności naprowadzania i sterowania, układów śledzących i zależności zwrotnej, żyroskopów przyrządowych, rozchodzenia się fal radiowych, techniki wysokich częstotliwości, techniki radiolokacyjnej, urządzeń modelujących, maszyn matematycznych cyfrowych, analizy toru lotu i modelowania lotu oraz projektowania układów pocisków sterowanych. Książka przeznaczona jest dla konstruktorów sterowanych pocisków, załóg jednostek eksploatujących oraz studentów wyższych szkół technicznych.

L. S.

**Aluminiowyje spławy**, ried. I. N. Fridlandier, Wypusk 1, Litiejnyje spławy, Oborongiz, Moskwa 1963 r., stron 236, cena 1 rb 3 kop.

Opublikowany zbiór pod tytułem ogólnym — odlewnicze stopy aluminiowe — zawiera szereg prac o nowych stopach konstrukcyjnych, odpornych na wysokie temperatury, oraz stopach szczelnych. W kolejnych pracach podano własności stopu o wysokiej wytrzymałości WAŁ2, stopu MWU-1, własności mechaniczne i odlewnicze stopów układu Al-Si-Cu, własności stopu typu siluminu dla tłoków silników spalinowych, zasady lania półfabrykatów z pniącego się aluminium, wyniki badań na mikroskopie elektronowym stopów

układu Al-Cu, Al-Cu-Mn, Al-Cu-Mn-Ni, wpływ dodatków metali na własności aluminiowych stopów odlewniczych, jakość pierwotnego aluminium, zwiększenie stałości wymiarów odlewów ze stopu AŁ9 za pomocą obróbki cieplnej, wpływ ceru i cyrkonu na własności i strukturę stopu AŁ19, ustalenie optymalnego stanu obróbki cieplnej dla stopu AŁ19, wyznaczenie optymalnego stanu łamliwości cieplnej w podwójnych układach typu eutektycznego, parametry kolejnej krystalizacji odlewów oraz metod odgazowania stopów aluminiowych za pomocą heksachloroetanu. W dalszych pracach opisano metody opanowania wykonania odlewów o dużych wymiarach ze stopów AŁ8, odlewanie stopów aluminiowych w kokilach z zastosowaniem skorupowych trzpieni, metody odlewania stopu AŁ19 w formy metalowe, metody wykonania odlewów w skorupowych formach przygotowanych na drewnianym oprzyrządowaniu modelowym, sporządzenie detali z aluminiowych stopów ze skomplikowanymi kanałami wewnętrznymi, dokładne metody wykonania odlewów w produkcji drobnoseryjnej i prototypowo-dowodzącej, technologiczne wskazówki mechanizacji procesu odlewania w kokilach, opracowanie nowych materiałów wiążących przy wykonaniu trzpieni, oczyszczanie odlewów ze stopów aluminiowych i magnezowych za pomocą piasku aluminiowego oraz wpływ czynników technologicznych na jakość odlewów aluminiowych. Poszczególne prace uzupełnione są licznymi rysunkami, wykresami, tabelami danych technicznych, fotografiami oraz mikro-fotografiami. Zbiór prac przeznaczony jest dla pracowników instytutów, inżynierów-technicznych pracowników zakładów oraz wykładowców i studentów wyższych szkół technicznych.

L. S.

**Aluminiowyje spławy**, ried. I. N. Fridlandier, Wypusk 3, Dieformirujemyje spławy, Izdatielstwo Maszynostrojenje, Moskwa 1964 r., stron 408, cena 1 rb 73 kop.

Trzeci zbiór prac z cyklu stopów aluminiowych — stopy plastyczne — obejmuje szereg prac z zakresu opracowania i zastosowania nowych oraz ulepszenia istniejących wysokowytrzymałych

aluminiowych stopów plastycznych, spawalnych i odpornych na korozję. Rozpatrzono zagadnienia krystalizacji wlewka, wyboru optymalnej technologii produkcji półfabrykatów, wyboru stanów obróbki cieplnej oraz zwiększenia odporności na wysoką temperaturę. W poszczególnych pracach omówiono badania własności stopów układu Al-Mg-Si, własności spawalnych połączeń stopów aluminiowych AD31 i AD33, wpływ dodatku berylu na własności stopów plastycznych układu Al-Mg z 9% Mg, zależności zmiany własności mechanicznych i przeciwkorozyjnych oraz spawalności stopów układów Al-Zn-Mg, własności aluminiowego stopu spawalnego W 92 oraz jego połączeń spawanych, technologię produkcji półfabrykatów ze stopu W92, wpływ technologicznych czynników na strukturę i własności odkuwek ze stopu W93, wpływ stanów obróbki cieplnej na mechaniczne własności stopu W93, badanie dyfuzji składników stopowych w stopach aluminium oraz opracowanie i badanie odpornego na temperaturę kujnego stopu aluminium D21. W dalszych pracach zostały opisane różne własności i zagadnienia metalurgiczne stopów aluminiowych WAD23, AK4 (grupy RR), W95, D16, D19, AK4-1, AMg6, AW, AMg, AMc. Zamieszczono liczne zestawienia tabelaryczne składów chemicznych, własności wytrzymałościowych oraz innych dla poszczególnych materiałów, wiele danych zestawiono w postaci wykresów i nomogramów. Treść poszczególnych prac uzupełniają rysunki, schematy, fotografie i mikrofotografie.

Zbiór prac przeznaczony jest dla pracowników instytutów naukowych, inżynierów przemysłu metalurgicznego i maszynowego oraz wykładowców i studentów wyższych uczelni technicznych.

L. S.

**Giroskopiczskie przyrządy i awtopiloty**, D. S. Pielpor, Izdatelstwo Maszinstrojenje, Moskwa, 1964 r., stron 389, cena 95 kop.

W książce przedstawiono podstawy stosowanej teorii żyroskopów, różnych przyrządów i układów żyroskopowych oraz metody automatycznego ustępczenia i sterowania samolotów za pomocą pilotów automatycznych. Rozpatrzono dynamiczne własności i błędy żyroskopów astatycznych, urządzeń żyroskopowych kalkulujących i różniczkujących, żyroskopowych wskaźników pionu i kursu. W kolejnych rozdziałach opisano zasady działania żyroskopów w zawieszaniu kardanowym, z uwzględnieniem wpływu bezwładności ram zawieszania kardanowego na ruch procesyjny żyroskopu oraz wpływu tarcia na ruch żyroskopów, kilka typów żyroskopowych wskaźników pionu z korekcją proporcjonalną, korekcję typu przekąźnikowego, wskaźniki ze zwiększoną dokładnością, wskaźniki oparte na zasadzie siłowej stabilizacji żyroskopowej oraz żyroskopowe wskaźniki pionu dla samolotów wykonujących figury wyższego pilotażu. Wyjaśniono też zagadnienia nawigacji bezwładnościowej w zastosowaniu do pomiaru prędkości lotu i drogi przebytej przez samolot za pomocą przyspieszeniomierzy. W rozdziale o pilotach automatycznych omówiono związane z tym zagadnienia aerodynamiki i równania ruchu samolotu oraz opisano podstawowe typy pilotów automatycznych, jak działania bezpośredniego i pośredniego ze sprzężeniem zwrotnym sztywnym i elastycznym, układy pilota automatycznego stateczności poprzecznej i podłużnej, jak i elektryczne bez sprzężenia i ze sprzężeniem zwrotnym. Przytoczone obliczenia poszczególnych błędów przyrządów uzupełniono przykładami liczbowymi. Zamieszczono liczne rysunki, schematy, wykresy i tabele. Książka może być wykorzystana przez inżynierów i techników zajmujących się projektowaniem przyrządów żyroskopowych i pilotów automatycznych.

L.S.

**Goriaczaja szlampowka zagotowok iz titanowych splawow**, Ł. A. Nikolskij, Izdatelstwo Maszinstrojenje, Moskwa 1964 r., stron 228, cena 80 kop.

W książce przedstawiono podstawowe zagadnienia technologii wykonania tłoczonych na gorąco półfabrykatów ze stopów tytanowych, rozpatrzono termomechaniczne stany tłoczenia. Podano krótkie wiadomości o tytanie i jego fizycznych, chemicznych i mechanicznych własnościach, ogólne charakterystyki własności technologicznych, termomechaniczne parametry obróbki ciśnieniem w stanie gorącym — technologiczna plastyczność, nagrzewanie i ochładzanie półfabrykatów, skuteczność nagrzewania tłoczników. Omówiono konstrukcyjne elementy tłoczonych półfabrykatów, jak promienie przejść i połączeń, grubości żeber i ścianek, ukosy tłoczeń i właściwy kształt elementu oraz dopuszczalne odchyłki wykonania. Opisano też zasady kucia i tłoczenia na prasach, obróbkę cieplną półfabrykatów, jak wyżarzanie próżniowe i homogenizację oraz wstępne przygotowania półfabrykatów, zasady przyjęcia, metody badań, znakowanie, pakowanie i dokumentowanie, niektóre specjalne zagadnienia projektowania, obróbki i eksploatacji wytłoczników z opisem stosowanych typów maszyn do tłoczenia oraz zasady oczyszczania tłoczonych półfabrykatów od zgorzeliny. Przedstawiono zasady bezpieczeństwa pracy przy nagrzewaniu, obróbce cieplnej

i oczyszczaniu powierzchni półfabrykatów. Zamieszczono liczne rysunki, wykresy, tabele, fotografie i mikrofotografie oraz obszerny wykaz literatury. Książka przeznaczona jest dla inżynierów, techników i pracowników zakładów produkcyjnych i biur konstrukcyjnych, jak i dla studentów szkół technicznych.

L.S.

**Awiacionnyje filtry i oczystiteli gidrawliczeskich sistem**, P. N. Bielaniń, Z. S. Cziernienko, Izdatelstwo Maszinstrojenje, Moskwa, 1964 r., stron 294, cena 98 kop.

W książce pod tytułem — filtry i oczyszczacze lotnicze układów hydraulicznych — przedstawiono podstawy teorii, metody obliczeń i konstruowania filtrów lotniczych do oczyszczania cieczy, opartych na różnych zasadach działania. Podano klasyfikację sposobów i środków oczyszczania roboczych cieczy układów hydraulicznych, teoretyczne podstawy procesu filtracji i charakterystyki filtrów, opisano własności i zasady wyboru materiałów filtrujących, zasady obliczania filtrów, teoretyczne podstawy oczyszczania cieczy w polu sił elektrostatycznych lub sił odśrodkowych. Opisano też specyficzne własności wykonania i produkcji filtrów i oczyszczaczy, typy konstrukcji filtrów szczelinowych, siatkowych, z materiałami porowatych, magnetycznych, elektrostatycznych, odśrodkowych i innych oraz metody badań i zasady eksploatacji filtrów; omówiono również metody przemycania instalacji hydraulicznych w warunkach produkcyjnych i w czasie remontów samolotów, stanowiska dla napełniania i przemycania instalacji oraz eksploatację i obsługę takich stanowisk. Przedstawiono zasady subiektywnej i obiektywnej kontroli czystości cieczy roboczych, warunki pracy filtrów w instalacjach hydraulicznych lotniczych oraz wpływ wymiarów, rodzaju i koncentracji zanieczyszczeń na właściwą pracę i resurs agregatów instalacji hydraulicznych. W zakończeniu rozpatrzono perspektywę rozwoju środków filtrujących oraz metod oczyszczania cieczy. W książce przedstawiono wyniki prac i badań radzieckich oraz zagranicznych. Książka przeznaczona jest dla konstruktorów i techników w zakresie opisanych zagadnień.

L.S.

**Dinamika polota, ustojcziwost i upravlaemost**, B. Etkin, tłum. Je. P. Bogucziewa i Ł. Je. Wasiljew, pod ried. W. G. Mikieladze, Izdatelstwo Maszinstrojenje, Moskwa 1964 r., stron 494, cena 1 r 92 kop.

Książkę napisał profesor uniwersytetu w Toronto Bernard Etkin, w roku 1958. Przedstawiono w niej obszernie podstawowe zagadnienia teorii, stateczności, sterowności i dynamiki lotu samolotów i pocisków latających o różnych układach aerodynamicznych. Rozpatrzono też wpływ podstawowych parametrów geometrycznych i konstrukcyjnych na stateczność i sterowność oraz zmianę sił na organach sterowych w zależności od zmiany jednostki obciążenia. W dalszych rozdziałach umieszczono ogólnie równania ruchu nieustalonego i tak zwane pochodne stateczności wchodzące w te równania, rozpatrzono stateczność niesterowanego ruchu podłużnego z zablokowanym układem sterowym oraz ze sterem wysokości wolno puszczone. Omówiono przy tym granice oraz kryteria stateczności. W następnym rozdziale rozpatrzono stateczność niesterowanego ruchu boczego ze sterami zablokowanymi i wolno puszczone. Dalej podano podstawowe metody matematyczne szeroko stosowane przy obliczaniu charakterystyk dynamicznych, a zwłaszcza przy analizie reakcji samolotu na wychylenia sterów. W dalszym rozdziale rozpatrzono lot w burzliwej atmosferze, zagadnienia związane ze statecznością i sterownością automatyczną, przy zastosowaniu podstawowych metod teorii automatycznej regulacji i porównawczej analizie układów otwartych i ze sprzężeniem zwrotnym. Jako przykład przeanalizowano stateczność samolotu z pilotem automatycznym i tłumikiem odchylenia od kierunku. Przedstawiono też podstawowe własności dynamiki lotu sterowanych pocisków, z uwzględnieniem wpływu obrotu pocisku około osi podłużnej. W ostatnim rozdziale podano podstawowe wiadomości o szybko działających maszynach liczących i urządzeniach modelowania, które są szeroko stosowane w analizie dynamiki lotu. W dodatkach podano potrzebne wykresy i pomocnicze tabele, które można stosować przy wyznaczaniu podstawowych charakterystyk aerodynamicznych i pochodnych stateczności aparatów latających. Przytoczono też szereg przykładów liczbowych dla metod obliczeń i analizy. Każdy rozdział książki zawiera obszerną bibliografię z zakresu omawianych zagadnień. Cała książka napisana jest na wysokim poziomie naukowym. Przeznaczona jest ona dla inżynierów i pracowników naukowych przemysłu lotniczego i raketowego oraz dla studentów wyższych technicznych szkół lotniczych.

**Dopplorowskije izmieriiteli skorosti i ugla snosa samolota**, G. K. Dudko, G. B. Riecznikow, Izdatelstwo Sowietskoje Radio, Moskwa, 1964 r., stron 344, cena 96 kop.

W książce przedstawiono zasady teorii i budowy dopplerskich przyrządów pomiarów prędkości i kąta znoszenia samolotu, opartych na zastosowaniu zjawiska Dopplera oraz wyjaśniono własności

i zasady pracy poszczególnych zespołów takich urządzeń pomiarowych. Opisano wielopromieniowe urządzenia pomiarowe, zasady pracy takich urządzeń dla różnych stanów promieniowania — nieprzerwanego z częściową modulacją i promieniowaniem impulsowym. Opisano też typy anten, warunki i wymagania stawiane antenom oraz zasady ich konstrukcji, elementy generatorów bardzo wysokich częstotliwości, indykatory częstotliwości dopplerowskich typu śledzącego. Podano przykłady budowy schematów urządzeń dopplerowskich z nieprzerwanym stanem promieniowania, z promieniowaniem impulsowym i pseudoimpulsowym oraz z częstotliwą modulacją sygnałów. Rozpatrzono zagadnienia sprawdzania urządzeń dopplerowskich, ich kalibrowania i dokumentowania oraz dane opisy konstrukcji zespołów i zasady ich rozmieszczenia na samolocie. Przedstawiono też sposoby sumowania przebytej drogi za pomocą nawigacyjnych urządzeń dopplerowskich oraz zasady współpracy takich urządzeń z bezwładnościowymi układami nawigacyjnymi. Załączono obszerny (116 pozycji) wykaz literatury. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników zajmujących się eksploatacją radionawigacyjnego wyposażenia na samolotach oraz dla studentów wyższych szkół technicznych. L.S.

**Sowietskoje wiertłotostrojenje, A. M. Izakson, Izdatelstwo Maszynostrojenje, Moskwa, 1964 r., stron 311, cena 1 rb 34 kop.**

Książka opisuje historię budowy śmigłowców w Związku Radzieckim, przedstawiając ją w kolejnych etapach. Przedstawiono istniejące układy śmigłowców i ich własności oraz zasady klasyfikacji śmigłowców, podstawowe etapy rozwoju budowy radzieckich śmigłowców, początki powstania śmigłowców w Rosji i w innych krajach. Opisano pierwsze kroki wykonania śmigłowców radzieckich oraz pierwsze osiągnięcia uzyskane w instytucie CAGI, radzieckie autożyra i okres wstępny właściwego rozwoju radzieckich konstrukcji śmigłowcowych z udziałem konstruktora I. P. Bratuchina. W następnym rozdziale opisano właściwy etap rozwoju radzieckich śmigłowców, powstanie odrębnych biur konstrukcyjnych projektowania śmigłowców pod kierunkiem konstruktorów Miła, Kamowa i Jakowlewa oraz dano przegląd zagranicznych osiągnięć w budowie śmigłowców w ostatnim dziesięcioleciu. W zakończeniu omówiono nowe zadania, które należy wypełnić przy projektowaniu i wykonaniu nowych śmigłowców, jak zapewnienie bezpieczeństwa lotu na śmigłowcu, osiągnięcie ekonomiczności eksploatacji i mak-

symalnej prędkości, osiągnięcie maksymalnej sprawności ciężarowej, zwiększenie rezerwy wszystkich podstawowych zespołów śmigłowca. Przedstawiono też istniejące obecnie tendencje w dalszym rozwoju budowy śmigłowców. Dano szczegółowe informacje o przejściu radzieckich śmigłowców z silników tłokowych na silniki turbiny. Przedstawiono w tabelach dane techniczne śmigłowców radzieckich i zagranicznych oraz tabelę światowych rekordów technicznych. Załączono obszerny wykaz literatury, jak i wykaz śmigłowców, o których wspomniano w książce. W treści zamieszczono liczne rysunki szczegółów konstrukcyjnych oraz fotografie konstruktorów radzieckich i wykonanych śmigłowców. Książka przeznaczona jest dla przekazania wiadomości o radzieckim przemyśle śmigłowcowym pracownikom przemysłu lotniczego, załogom jednostek eksploatujących sprzęt lotniczy, członkom aeroklubów oraz studentom wyższych szkół lotniczych. L.S.

**Issledowanja w oblasti izgotowlenja triochslojnykh konstrukcij s logkimi zapolnitelami, A. Ł. Abibow, Trudy Instituta, Izdatelstwo Maszynostrojenje, Moskwa 1964 r., stron 152, cena 68 kop.**

Jest to 156 zeszyt prac Moskiewskiego Instytutu Lotniczego, w którym podano przegląd zastosowania lekkich wypełniaczy w trójwarstwowych płytach stosowanych w różnych dziedzinach techniki. Przedstawiono metody wykonania trójwarstwowych konstrukcji oraz stosowane przy ich wykonaniu materiały, podstawowe czynniki procesu technologicznego wykonania trzywarstwowych konstrukcji z wypełniaczem — jak optymalne stany obróbki cieplnej, dobór ciśnień, zastosowanie dielektrycznego nagrzewania i określenie przewodności cieplnej półfabrykatów. Omówiono też podstawowe wymagania, jakie winny spełniać zapelniane konstrukcje, ograniczające oprzyrządowanie, stykowe urządzenia elektryczne nagrzewające do oprzyrządowania ograniczającego, zasady badań trzywarstwowych konstrukcji z wypełniaczami typu FK oraz metody kontroli jakości konstrukcji trójwarstwowych. W pracy tej przytoczono wyniki badań przeprowadzonych przez autora w instytucie. W książce przedstawiono liczne fotografie oprzyrządowania, stanowisk pomiarowych, jak i badanych konstrukcji oraz podano w tabelach i wykresach wyniki rozmiarów. Dołączono też obszerny wykaz literatury. Praca przeznaczona jest dla naukowych pracowników instytutów, inżynierów konstruktorów i technologów. L.S.

## SPROSTOWANIE

W artykule prof. L. Dulęby „Uwagi o obliczaniu obciążeń poziomych usterzeń samolotów”, zamieszczonym w zeszyt. 2/65 „Techniki Lotniczej”, zauważono następujące błędy:

a. Na rys. 1 brak jest wyjaśnienia, która krzywa z jakich źródeł pochodzi. Winno być:

$$1. \text{ D.S.Controls 08.01.01, } \operatorname{tg} \frac{T\alpha}{2} = 0,2, R = 10^\circ, \text{ punkt przejścia na krawędzi natarcia, } \frac{(a_1)_O}{(a_1)_{OT}} = 0,687.$$

$$2. \text{ D.S.Controls 08.01.01, } \operatorname{tg} \frac{T\alpha}{2} = 0,04, R = 10^\circ, \text{ punkt przejścia nie ma wpływu, } \frac{(a_1)_O}{(a_1)_{OT}} = 0,950.$$

3. Wood, Aerodynamika Techniczna.

4. Janik, Zeszyty I. Lot.

b. W tabeli 1 w tytule kolumny pierwszej zamiast rys. 1 powinno być rys. 2.

c. Na rys. 2 po prawej stronie u dołu odnośnik „4” winien odnosić się do najwyższej krzywej, zaś odnośnik „1” do drugiej od góry.

d. Zdanie na str. 33, lewa kolumna, wiersze od 24 do 15 od dołu jest nieślusne, gdyż po dokładnym rozpatrzeniu okazało się, że na arkuszu D.S. Flaps 08.01.01 współczynnik momentu

odniesiony jest do średniej ciężewy geometrycznej (stosunek powierzchni do rozpiętości), zaś przy posłużeniu się arkuszem Controls 08.01.01 i współczynnikiem Glauerta  $T$  odnosimy współczynnik momentu do średniej ciężewy aerodynamicznej (pierwiastek kwadratowy ze stosunku  $[c'dy]$  wzdłuż rozpiętości do rozpiętości). Ponieważ dla płata trapezowego ta druga ciężewa jest dłuższa, więc dla tego samego płata odniesiony do niej współczynnik musi być mniejszy.

Prócz tego zauważono drobne usterki drukarskie:

str. 29. Oznaczenia, kolumna lewa, przy  $c_{mH}$  opuszczono  $\frac{1}{4}$ , winno

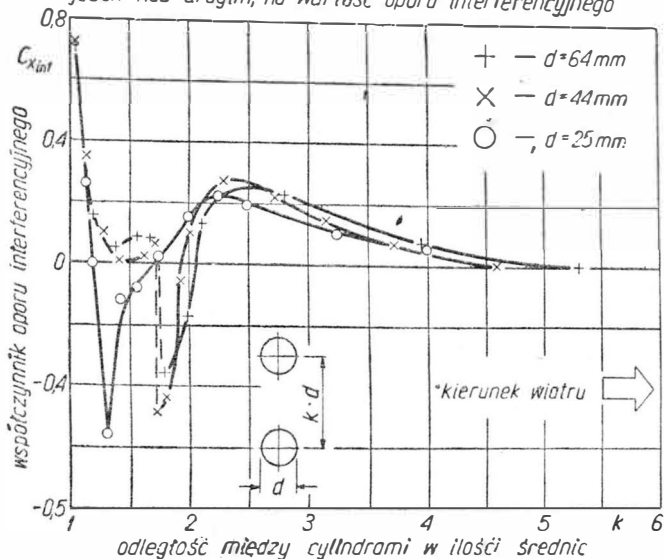
być:  $c_{mH}$  — współczynnik momentu usterzenia względem  $\frac{1}{4}$  jego ciężewy.

str. 31, lewa kolumna, drugi wzór od góry,  $e$  nie powinno być dzielone przez 2.

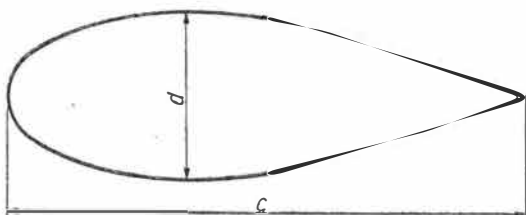
str. 31, prawa kolumna, wiersz 13 od dołu: zamiast  $C_1$  winno być  $c_f$ , wiersz 12 od dołu: zamiast  $C$  winno być  $c$ .

str. 32, lewa kolumna, wiersz 9 od góry: zamiast „wydłużeniach” powinno być „obciążeniach”.

Rys 2 Wpływ odległości między dwoma cylindrami w układzie jeden nad drugim, na wartość oporu interferencyjnego

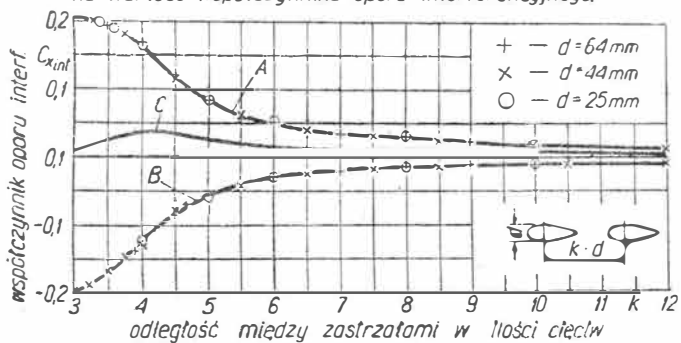


Rys 3 Geometria profilu kropłowego



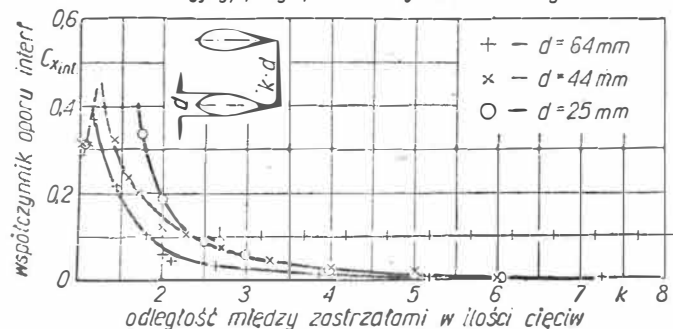
% c	12,5	2,5	5	7,5	10	12,5	15	20	25	30
% d	26,0	37,1	52,5	63,6	72,0	78,5	83,6	91,1	95,9	98,8
c, d										
% c	35	40	50	60	70	80	90	95	98	100
% d	100,0	99,5	95,0	86,1	73,2	56,2	33,8	19,0	7,8	0,0

Rys 4 Wpływ odległości między zastrzałami w układzie tandem na wartość współczynnika oporu interferencyjnego.



Krzywa A odnosi się do tylnego zastrzału w obec. przedniego  
Krzywa B odnosi się do przedn. zastrzału w obec. tylnego  
Krzywa C - całkowity opór interferencyjny

Rys 5 Wpływ odległości między zastrzałami na ich opór interferencyjny, przy położeniu jeden nad drugim

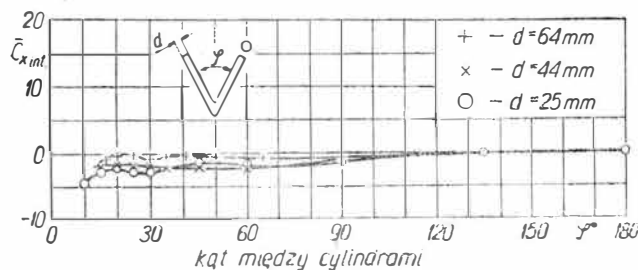


Rys.6 Współczynnik oporu dla różnych zestawień dwu płaskowników tworzących profile.

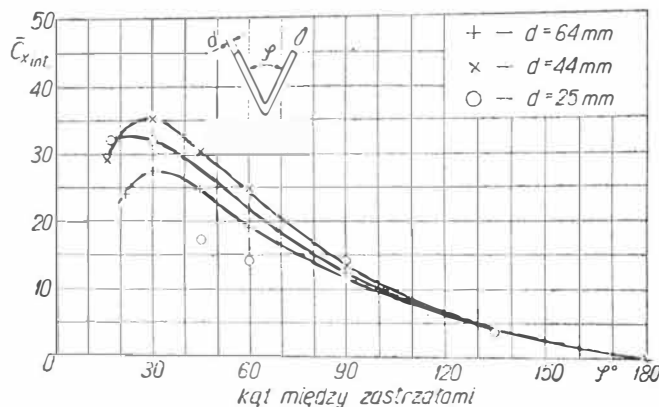
Badane profile							
$C_x$	1,98	2,00	1,65	2,05	1,98	1,82	1,45
$C_{x,int}$		+0,02	-0,33	+0,07	0	-0,16	-0,53

$C_{x,int} = C_x$  dla profilu badanego  
 $- C_x$  dla prostokątnej płytki

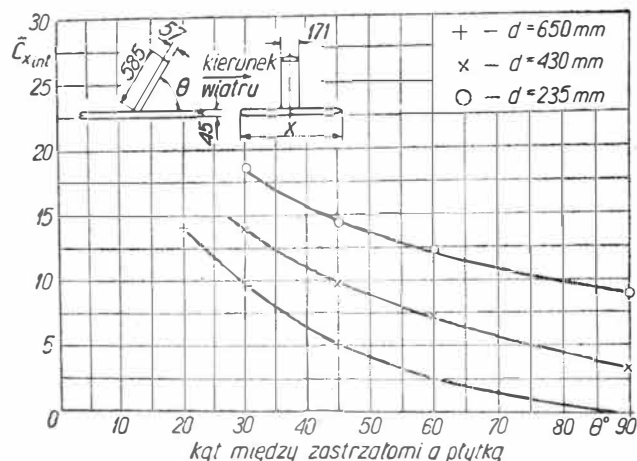
Rys 7 Opór interferencyjny dwu zastrzałów cylindrycznych tworzących między sobą zmienny kąt  $\varphi$ .



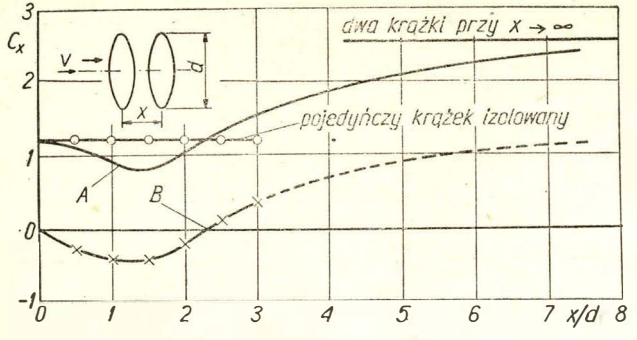
Rys 8 Opór interferencyjny dwu zastrzałów kropłowych tworzących między sobą zmienny kąt  $\varphi$ .



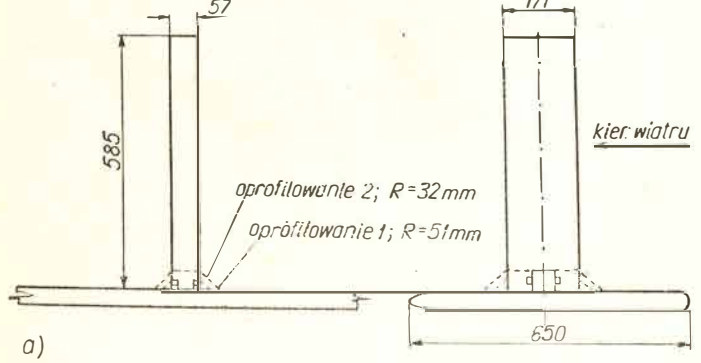
Rys.9 Opór interferencyjny zastrzału kropłowego ustawionego pod zmiennym kątem  $\theta$  do płaskiej płytki.



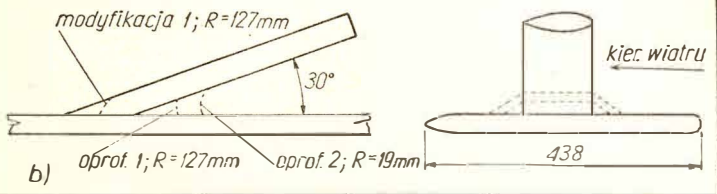
Rys.10 Wpływ odległości między dwoma krążkami ustawionymi osiowo i prostopadle do kierunku wiatru, na opór.



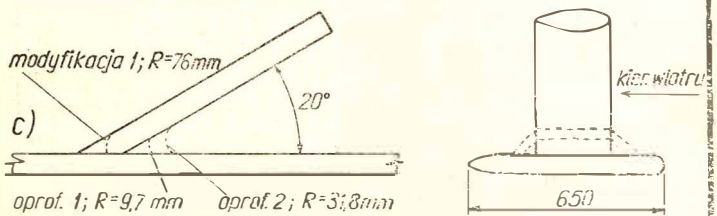
Rys.11 Wpływ stosowanych oprofilowań na opór interferencyjny połączeń zastrzałów z bliskimi stykami



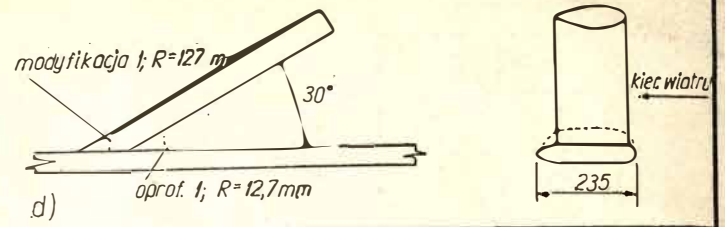
Opis układów badanych	Opór interferencyjny kG	$C_{x.int}$	Zmniejszenie oporu interferencyjnego spowodowane modyf. %
połączenie nieoprof.	0,15	6,4	
oprofilowanie 1	0,0	0,0	0,0
oprofilowanie 2	0,03	1,1	



Opis układów badanych	Opór interferencyjny kG	$C_{x.int}$	Zmniejszenie oporu interferencyjnego spowodowane modyf. %
bez modyfikacji	0,34	13,9	
modyfikacja 1	0,27	11,3	19
modyf. 1; oprof. 1	0,21	8,8	37
modyf. 1; oprof. 2	0,17	7,0	50

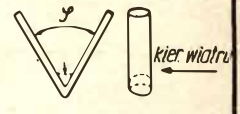


Opis układów badanych	Opór interferencyjny kG	$C_{x.int}$	Zmniejszenie oporu interferencyjnego spowodowane modyf. %
bez modyfikacji	0,34	14,1	
modyfikacja 1	0,23	9,6	31
modyf. 1; oprof. 1	0,23	9,6	31
modyf. 1; oprof. 2	0,23	9,6	31



Opis układów badanych	Opór interferencyjny kG	$C_{x.int}$	Zmniejszenie oporu interferencyjnego spowodowane modyf. %
bez modyfikacji	0,44	18,5	
modyfikacja 1	0,38	15,6	15
modyf. 1; oprof. 1	0,38	15,6	15

Tabela 1 Wpływ oprofilowania dwu zastrzałów kropkowych, na wartość oporu interferencyjnego (dla różnych wymiarów c i d) ustawionych pod kątem  $\psi$



Wymiary zastrzałów mm	$\psi$ °	Promień oprofilowania mm	Opór interferencyjny kG	$C_{x.int}$	Zmniejszenie oporu inter. spowodowane oprofilowaniem %
d=25,4 d=44; c=133,5 d=63,5; c=191	90	00	0,062	142	24
		12,7	0,047	107	
		00	0,167	134	
d=25,4 d=44; c=133,5 d=63,5; c=191	60	00	0,294	123	22
		25,4	0,228	96	
		00	0,062	142	
d=25,4 d=44; c=133,5 d=63,5; c=191	45	00	0,093	214	-51
		12,7	0,093	214	
		00	0,308	249	
d=25,4 d=44; c=133,5 d=63,5; c=191	30	00	0,185	117	40
		12,7	0,145	117	
		19,0	0,130	104	
d=25,4 d=44; c=133,5 d=63,5; c=191	17,3	00	0,454	190	27
		25,4	0,330	139	
		00	0,077	178	
d=25,4 d=44; c=133,5 d=63,5; c=191	15,5	00	0,102	234	-31
		12,7	0,377	304	
		19,0	0,278	224	
d=25,4 d=44; c=133,5 d=63,5; c=191	21,5	00	0,334	269	11
		25,4	0,593	249	
		00	0,516	217	
d=25,4 d=44; c=133,5 d=63,5; c=191	15,5	00	0,139	320	0,0
		48	0,139	320	
		6,4	0,154	35,5	
d=25,4 d=44; c=133,5 d=63,5; c=191	21,5	00	0,438	35,3	25
		9,5	0,330	266	
		15,9	0,340	274	
d=25,4 d=44; c=133,5 d=63,5; c=191	17,3	00	0,654	275	16
		19,0	0,548	230	
		25,4	0,638	26,8	
d=25,4 d=44; c=133,5 d=63,5; c=191	15,5	00	0,164	37,7	-18
		48	0,139	320	
		6,4	0,164	37,7	
d=25,4 d=44; c=133,5 d=63,5; c=191	21,5	00	0,361	291	6
		6,4	0,340	274	
		12,7	0,382	30,8	
d=25,4 d=44; c=133,5 d=63,5; c=191	17,3	00	0,577	242	3
		12,7	0,561	23,6	
		12,7	0,561	23,6	