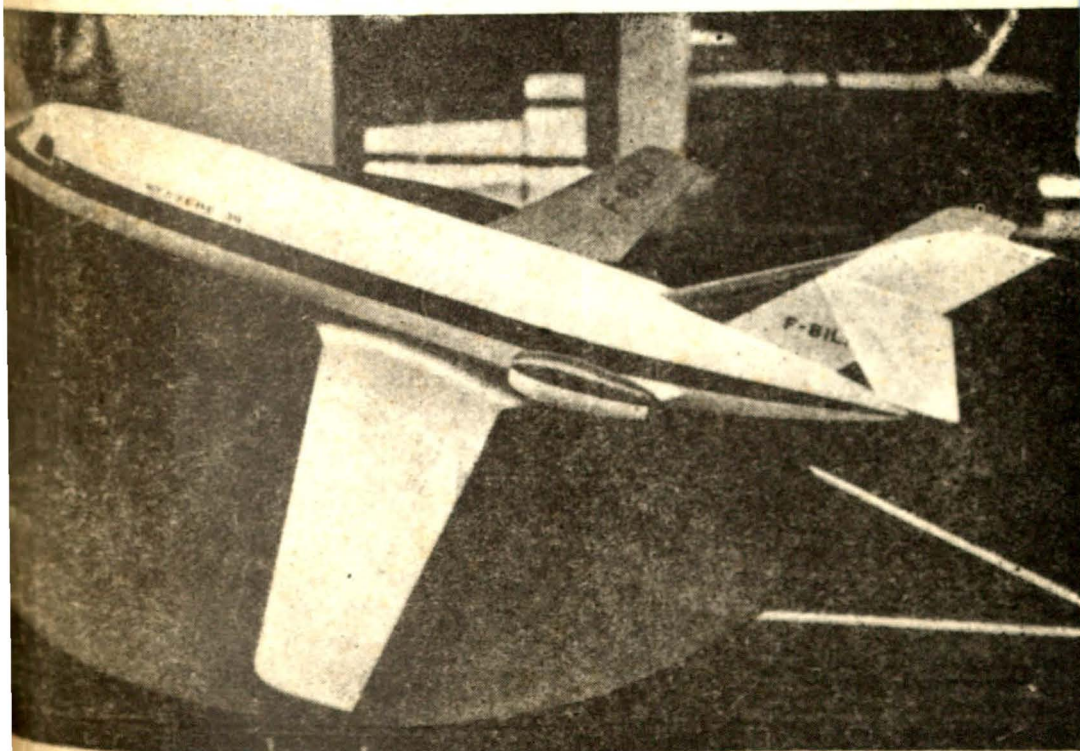


# TECHNIKA LOTNICZA



12

1964

WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH. NOT

# POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ“

## Opory interferencyjne gondol silnikowych

Zebrała i opracowała mgr inż. E. Lewalska

Tabela 3. Współczynnik oporu bez śmigła  $C_x \frac{x}{qS}$

Pozycja gondoli	80 km/h; $Re = 2,150,000$					113 km/h; $Re = 3,220,000$					161 km/h; $Re = 4,300,000$				
	-5°	0°	5°	10°	12°	-5°	0°	5°	10°	12°	-5°	0°	5°	10°	12°
Gondola izolowana <sup>1)</sup>	0,0058	0,0058	0,0059	0,0061	0,0066	0,0049	0,0049	0,0050	0,0055	0,0062	0,0039	0,0040	0,0041	0,0050	0,0058
Skrzydło izolowane	0,0180	0,0425	0,0830	0,1440	—	0,0175	0,0415	0,0825	0,1440	—	0,0165	0,0405	0,0825	0,1440	0,1740
A-3-A	0,0275	0,0515	0,0945	0,1580	—	0,0260	0,0490	0,0925	0,1565	—	0,0250	0,0480	0,0920	0,1560	0,1875
B-3-A	0,0270	0,0505	0,0950	0,1560	—	0,0260	0,0490	0,0925	0,1560	—	0,0250	0,0475	0,0920	0,1560	0,1910
C-3-A	0,0245	0,0480	0,0905	0,1540	—	0,0240	0,0470	0,0900	0,1540	—	0,0230	0,0450	0,0890	0,1500	0,1815
A-2-A	0,0245	0,0500	0,0945	0,1555	—	0,0235	0,0490	0,0925	0,1565	—	0,0220	0,0480	0,0920	0,1570	0,1890
B-2-A	0,0250	0,0490	0,0920	0,1560	—	0,0230	0,0470	0,0910	0,1555	—	0,0235	0,0465	0,0905	0,1540	0,1900
C-2-A	0,0240	0,0470	0,0915	0,1520	—	0,0225	0,0460	0,0900	0,1525	—	0,0220	0,0445	0,0885	0,1535	0,1830
A-1-A <sup>2)</sup>	0,0260	0,0520	0,1080	0,1810	—	0,0250	0,0510	0,1070	0,1780	—	0,0240	0,0500	0,1060	0,1760	0,2105
B-1-A <sup>3)</sup>	0,0230	0,0480	0,0965	0,1620	—	0,0220	0,0470	0,0945	0,1610	—	0,0220	0,0455	0,0940	0,1605	0,1910
B-1-A	0,0300	0,0580	0,1100	0,1795	—	0,0290	0,0565	0,1070	0,1775	—	0,0280	0,0545	0,1060	0,1740	0,2055
C-1-A	0,0230	0,0480	0,0930	0,1605	—	0,0220	0,0465	0,0920	0,1585	—	0,0220	0,0460	0,0920	0,1595	0,1925
A	0,0210	0,0445	0,0855	0,1510	—	0,0200	0,0420	0,0845	0,1470	—	0,0190	0,0410	0,0840	0,1450	0,1760
B	0,0205	0,0440	0,0890	0,1530	—	0,0200	0,0425	0,0880	0,1525	—	0,0195	0,0420	0,0870	0,1520	0,1830
C	0,0230	0,0460	0,0910	0,1565	—	0,0210	0,0435	0,0890	0,1550	—	0,0205	0,0430	0,0885	0,1545	0,1865
A-1-B <sup>2)</sup>	0,0260	0,0460	0,0850	0,1570 <sup>4)</sup>	—	0,0240	0,0425	0,0825	0,1525 <sup>4)</sup>	—	0,0230	0,0420	0,0815	0,1510 <sup>4)</sup>	0,1820 <sup>4)</sup>
B-1-B <sup>2)</sup>	0,0225	0,0410	0,0810	0,1425	—	0,0225	0,0410	0,0810	0,1425	—	0,0225	0,0410	0,0810	0,1425	0,1700
C-1-B	0,0260	0,0440	0,0830	0,1420	—	0,0245	0,0430	0,0825	0,1420	—	0,0230	0,0425	0,0820	0,1420	0,1700
A-2-B	0,0245	0,0455	0,0825	0,1410	—	0,0240	0,0440	0,0825	0,1410	—	0,0235	0,0425	0,0820	0,1410	0,1720
B-2-B	0,0235	0,0440	0,0835	0,1405	—	0,0230	0,0430	0,0825	0,1405	—	0,0220	0,0420	0,0820	0,1405	—
C-2-B	0,0280	0,0465	0,0850	0,1415	—	0,0245	0,0430	0,0830	0,1415	—	0,0235	0,0425	0,0820	0,1415	0,1710
A-3-B	0,0260	0,0465	0,0870	0,1440	—	0,0250	0,0455	0,0855	0,1440	—	0,0250	0,0445	0,0845	0,1440	0,1720
B-3-B	0,0260	0,0460	0,0860	0,1440	—	0,0250	0,0450	0,0840	0,1435	—	0,0245	0,0490	0,0830	0,1420	0,1710
C-3-B	0,0255	0,0460	0,0840	0,1445	—	0,0245	0,0450	0,0840	0,1445	—	0,0240	0,0440	0,0840	0,1445	0,1730

<sup>1)</sup> - adnieszione do powierzchni skrzydła, <sup>2)</sup> - opofilowane przejście skrzydło-gondola, <sup>3)</sup> - dokładność wlotowa, <sup>4)</sup> - wartość średnia

### TREŚĆ ZESZYTU

H. Krajewski — Niektóre problemy niestabilnego spalania w komorze silnika raketowego na ciekły środek napędowy, cz. I	302
R. Rowiński — Badanie eksperymentalne przepływów hipersonicznych, cz. I	305
K. D. Raithby — Metoda obliczania czasu pracy skrzydła samolotu transportowego	311
T. Rajpert — Hałas wywoływany strumieniem gazu spalnikowego (dokończenie)	317
Konferencja Naukowo-Techniczna w Instytucie Lotnictwa na temat „Miernictwo dynamicznych wielkości mechanicznych”	321
Kronika	322
Nowości techniczne	323
Spis treści za rok 1964	325
Pomoce Konstruktorskie — E. Lewalska: Opory interferencyjne gondol silnikowych	okł.

str.

### CONTENTS

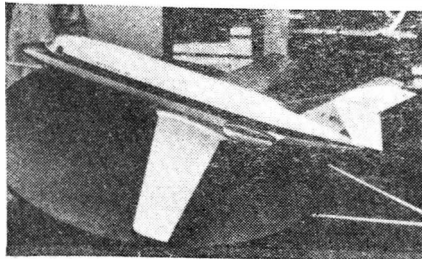
H. Krajewski — Some problems of combustion instability in liquid propellant rocket engine, part I	302
R. Rowiński — Experimental investigations of hypersonic flows, part I	305
K. D. Raithby — A method of calculation of the wing life time of transport aircraft	311
T. Rajpert — Noise developed by gas stream (continuation). The scientific-technical conference held in Aviation Institute on measurement dynamic mechanical magnitudes	317
Chronicle	322
Technical news	323
Index for 1964	325
Designer's Data Sheets — E. Lewalska	on cover

page

### СОДЕРЖАНИЕ

H. Krajewski — Некоторые проблемы неустойчивого сгорания в камере ракетного двигателя на текучее приводное средство часть I	302
R. Rowiński — Экспериментальные исследования сверхзвуковых течений, часть I	305
K. D. Raithby — Метод вычисления времени работы крыла транспортного самолета	311
T. Rajpert — Шум вызываемый потоком отходящих газов (оконч.)	317
Научно-Техническая конференция в Институте Авиации на тему „Измерение динамических механических величин”	321
Хроника	322
Технические новости	323
Список содержания за 1964 г.	325
Конструкторские пособия — E. Lewalska	обл.

Стр.



### NASZA OKŁADKA

Francuski samolot pasażerski na krótkie trasy „Mystere” 30

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

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 26-74-61.

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

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł

Prenumerata roczna 144.— zł

Półroczna 72.— zł

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



# TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XIX

GRUDZIEŃ 1964 R.

ZESZYT 12

## „Technika Lotnicza” na tle 15-lecia Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT

W roku bieżącym mija 15 lat od powstania Administracji Czasopism Technicznych NOT, obecnie — Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT.

Piętnaście lat temu została zrealizowana decyzja NOT, aby scentralizować, ujedynolnić, a jednocześnie usprawnić i poszerzyć wydawanie czasopism naukowo-technicznych, które dotychczas były wydawane przez Instytuty Wydawnicze poszczególnych stowarzyszeń naukowych.

Przeprowadzona poniżej analiza tego okresu na tle działalności czasopisma „Technika Lotnicza”, organu Sekcji Lotniczej SIMP, prowadzi do obiektywnego wniosku, że zaszło w nim szereg korzystnych zmian, które zawdzięcza się bezpośrednio działalności Wydawnictw Czasopism Technicznych.

„Technika Lotnicza”, w momencie zorganizowania Administracji Czasopism Technicznych NOT, rozpoczęła już V rok wydawniczy. Zaczęła bowiem ukazywać się w r. 1938 pod redakcją mgr inż. Jana Tuszyńskiego jako miesięcznik ówczesnego Związku Polskich Inżynierów Lotniczych. W okresie przedwojennym czasopismo ciągle powiększało swą objętość przy równoczesnej obniżce ceny. Liczba artykułów oryginalnych i ich poziom znacznie wzrastał. Czasopismo było bogato subsydiowane przez przemysł lotniczy, któremu doceniał poważne korzyści, jakie ono przynosi poprzez kształcenie nowego narybku inżynierskiego. Druga wojna światowa przerwała działalność Związku i ukazywanie się „Techniki Lotniczej” na okres dziewięciu lat. W r. 1948, z inicjatywą kilkunastu aktywistów lotniczych powstała Sekcja Lotnicza przy Stowarzyszeniu Inżynierów i Techników Mechaników Polskich, która odtąd skupia fachowców lotniczych. Od samego powstania Sekcji zrodziła się myśl wydawania własnego czasopisma. Poważne koszty z tym związane zostały sfinansowane przez Dowództwo Wojsk Lotniczych i Departament Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji. Powołano Komitet Redakcyjny pod przewodnictwem prof. inż. Władysława Fiszdana. Sprawy wydawnicze powierzono Instytutowi Wydawniczemu SIMP. W r. 1948 wznowiono wydawanie „Techniki Lotniczej” jako kwartalnika. Z chwilą przejęcia spraw wydawniczych przez Naczelną Organizację Techniczną powołano stały płatny miesięczny zespół redakcyjny pod kierownictwem mgr inż. Jana Paczosińskiego. Nowa organizacja wydawnictwa wykazała szereg zalet, jak ustalenie źródła finansowania literatury lotniczej, zapewnienie miejsca w drukarni, poprawę szaty graficznej czasopisma itp. Mimo podjęcia przez Radę Główną NOT uchwały zobowiązującej każdego członka Stowarzyszenia do prenumerowania jednego branżowego czasopisma po cenie ulgowej, nakład „Techniki Lotniczej” utrzymuje się w granicach 1100 egzemplarzy. Czasopismo pokonało szereg trudności, okrzepło, pozyskało szereg poważnych autorów (nie tylko krajowych, ale i zagranicznych), przyskało uznanie czytelników i zrozumienie oraz poparcie ze strony Administracji Czasopism Technicznych, co umożliwiło przejście w 1952 r. z kwartalnika na dwumiesięcznik oraz znaczny wzrost nakładu.

Jednak od roku 1957, to jest od chwili podwyższenia ceny zeszytu do zł 12.— i przejścia kolportażu przez P.P. „Ruch” rozpoczyna się stały spadek liczby nabywców czasopisma, która w r. 1959 spadła poniżej opłacalności dalszego jego wydawania. W 1959 r. nastąpiła zmiana Komitetu Redakcyjnego, który pełni swą funkcję do chwili obecnej. Redaktorem naczelnym jest mgr inż. Stefan Sulikowski, redaktorem

rami działowymi: mgr inż., mgr inż.: Antoni Gołędzinowski, Walerian Kordziński, Stanisław Lassota i Waław Zarembo. Stanowisko sekretarza redakcji pełni od 1951 r. kol. Jarosława Berżyńska. Funkcję redaktora technicznego pełni obecnie kol. Kazimierz Walczyński.

W wyniku energicznej akcji, przy poparciu czynników zainteresowanych rozwojem lotnictwa — zespół redakcyjny uzyskał ze strony Dyrekcji Wydawnictw Czasopism Technicznych zapewnienie dalszego wydawania czasopisma, a nawet przejście na miesięcznik, pod warunkiem radykalnego wzrostu prenumeratorów.

Zarząd Sekcji Lotniczej, w oparciu o wypowiedzi instytucji odpowiedzialnych za stan i poziom lotnictwa polskiego, zwrócił się do Prezydium NOT z prośbą o przekształcenie organu Sekcji w miesięcznik. Atmosfera zrozumienia dla potrzeb prasy technicznej, panująca przed IV Kongresem Techników Polskich wśród instytucji decydujących w tej sprawie, wraz z Dyrekcją Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT, ułatwiła powzięcie decyzji przejścia na miesięcznik od 1 maja 1961 r. Osiągnięcie to zostało przyjęte przez Czytelników z dużym uznaniem. Gdy minął niepokój o przyszłość, zespół redakcyjny przystąpił do reorganizacji czasopisma, mając na celu zwiększenie jego użyteczności i poczytności. Przyjęto nowe założenia dla merytorycznego i procentowego udziału materiału redakcyjnego w zeszytach, zmieniono okładkę i układ zeszytu, zwiększono ilość działów stałych, rozszerzono dział nowości technicznych i wiadomości ogólnych oraz wprowadzono notatki „Z lotnictwa komunikacyjnego”. Nawiązano współpracę z nowymi autorami i rozpoczęto wydawać zeszyty specjalne. Wysiłki te dały efekty w postaci wzrostu nakładu.

Wydawnictwa Czasopism Technicznych przejęły od 1963 r. w celu usprawnienia i uaktywnienia kolportażu czasopism technicznych od P.P. „Ruch” organizując własny zakład kolportażu. Decyzja ta jest bardzo cenna zarówno dla czytelników, jak i dla Redakcji, gdyż umożliwia bliższy kontakt między nimi i wydawnictwem przyspiesza dostawę zeszytów.

W 1963 r. w celu bliższego dopasowania tematyki artykułów do potrzeb poszczególnych środowisk lotniczych, została powołana Rada Programowa „Techniki Lotniczej”, która rozpoczęła swoją działalność w 1964 r.

Rok 1964 jest pierwszym rokiem, w którym poszczególne zeszyty ukazywały się terminowo, co jest zasługą lepszego dopracowania umów z drukarnią przez WCT. Niestety rok ten był również rokiem przykrego ograniczenia czasopism technicznych, a między innymi „Techniki Lotniczej”. Obniżenie objętości zeszytów czasopisma z 32 na 28 stron odbiło się ujemnie na ilości abonentów, a ograniczenie funduszu na honoraria — na werbowaniu autorów.

W związku z 15-leciem działalności należy życzyć Dyrekcji Wydawnictw Czasopism Technicznych dalszych sukcesów w uzasadnianiu władzom nadrzędnym konieczności zapewnienia czasopismem technicznym większej swobody w gospodarce papierem (jakość i ilość), ustalaniu wysokości stawek autorskich i redakcyjnych oraz w wyborze drukarni o odpowiednim wyposażeniu i przepustowości — dla postawienia zarówno redagowanych czasopism, jak i wydawnictw na najwyższym poziomie, odpowiadającym wysokim wymaganiom, stawianym prasie naukowo-technicznej szerzącej wiadomości naukowe i postęp techniczny wśród polskich kadr technicznych.

# Niektóre problemy niestatecznego spalania w komorze silnika raketowego na ciekły środek napędowy

## Cz. I

### Uwagi ogólne

Zagadnienie niestatecznego spalania w komorze silnika raketowego na ciekły środek napędowy odgrywa decydującą rolę w objawach niestatecznej pracy całego zespołu napędowego. Charakter przebiegu procesu spalania — czy będzie ono stateczne, czy też niestateczne i jakiego rodzaju będzie ta niestateczność — ma zasadniczy wpływ na to, czy silnik raketowy pracuje na danym zakresie pewnie, czy też mają miejsce takie zmiany jego podstawowych parametrów roboczych, które mogą w efekcie spowodować zniszczenie zespołu napędowego. Oczywiście, że celem badania niestateczności spalania jest określenie warunków obniżających drgania do takiego stopnia, aby nie wpływały one ujemnie na pracę zespołu napędowego. Chodzi więc o związek i wpływ określonych parametrów.

Zagadnienie jest więc nie tylko bardzo ważne, ale i ciekawe. Nic więc dziwnego, że w literaturze fachowej autorzy poświęcają mu ostatnio wiele miejsca i uwagi. Należy jednak zauważyć, że choć mają miejsce regularne sympozja międzynarodowe dotyczące problemów spalania i opublikowane materiały są dość pokaźne objętościowo, jednak na temat niestateczności spalania w silnikach raketowych ilość monograficznych opracowań, które ukazały się w ostatnich latach, można policzyć na palcach. W języku polskim parę publikacji, które na ten temat ukazały się dopiero w 1963 r., jest opracowaniem tylko fragmentu zagadnienia.

Charakterystyczny jest również fakt, że autorzy opublikowanych referatów, artykułów i książek podkreślają szereg problemów, które dotychczas pozostały otwarte jako nie dość zbadane lub wyjaśnione.

Przyczyną jest nie tylko to, że rozwiązanie tych problemów wymaga długotrwałych i kosztownych badań i prób oraz opracowania nowych metod i środków pomiarowych, zapewniających odpowiednią wiarygodność i dokładność, ale również trudność i złożoność samych problemów. Zagadnienia spalania bowiem obejmują wiele gałęzi wiedzy, z których — jako najważniejsze — wymienić należy aerodynamikę, termodynamikę i chemię. Tylko na bazie tych nauk, na bazie aerotermodemii (twórcą tej nauki jest T. Kármán) można wyjaśnić kinetykę procesów przebiegających w komorze spalania silnika raketowego<sup>1)</sup>.

Niniejsze opracowanie stawia sobie za cel omówienie tylko niektórych problemów niestatecznego spalania w komorze silnika raketowego, a mianowicie rodzajów niestateczności, ich przejawów, przyczyn i możliwych skutków dla napędu, kryteriów stateczności i wniosków.

Przede wszystkim, co uważa się za „niestateczne spalanie”<sup>2)</sup>.

Za niestateczne spalanie uważa się trwałe — bez tendencji powrotu do stanu wyjściowego — i znaczne odchylenie od normalnych wartości podstawowych parametrów towarzyszących przekształcaniu składników środka napędowego w gazowe produkty spalania. Odchylenia te mogą przybierać charakter pulsacji (drgań) poprzecznych i podłużnych, o różnej formie sygnału, o różnym rozkładzie, amplitudzie i częstotliwości, przy stałej lub rosnącej wartości średniej tych parametrów. Mówiąc o podstawowych parametrach roboczych pracy silnika raketowego ma się na myśli ciąg

i prędkość wypływu czynnika z dyszy wylotowej oraz w odniesieniu do procesu i warunków spalania — ciśnienie w komorze i spadki ciśnień, temperaturę, wydatek jednostkowy paliwa i utleniacza oraz spalin, prędkość reakcji chemicznej i opóźnienie zapłonu.

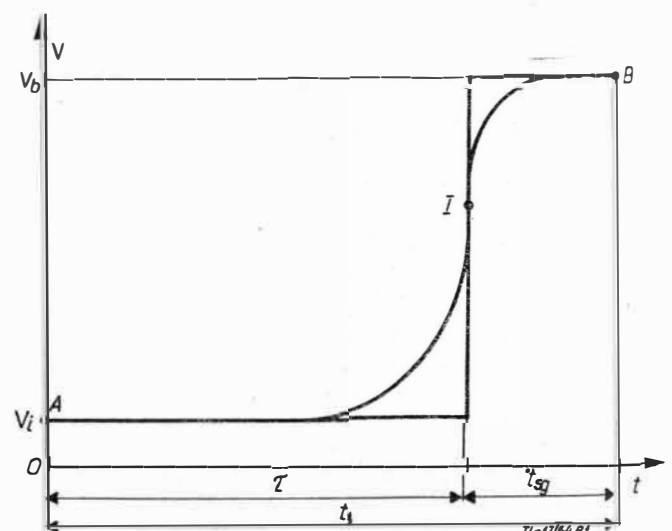
Ostatni z wymienionych parametrów  $\tau$  jest szczególnie ważny. Jest to czas niezbędny do nagrzania mieszanki od temperatury początkowej do temperatury zapłonu. Jego zmienna wartość związana jest z rodzajem i wzajemnym stosunkiem ilościowym składników środka napędowego; prawa ich przekształcenia w spaliny odgrywają bardzo ważną rolę w mechanizmie niestatecznej pracy silnika raketowego;  $\tau$  ma wpływ na możliwość niestatecznego procesu spalania w okresie zmiany warunków pracy silnika, to jest przy rozruchu, a w przypadku silnika o regulowanym ciągu — również przy zmianie ciągu.

Rys. 1 ilustruje opóźnienie zapłonu  $\tau$  w czasie przebiegu procesu spalania. Rys. 2 przedstawia związek tego parametru z temperaturą  $\tau$  i szybkością reakcji  $u$ . Szaulow i Lerner twierdzą (1961), że brak jest dotychczas autorytatywnych danych dotyczących pomiarów czasu opóźnienia, jak i związku jego ze znanymi tezami teorii spalania.

Gdy czas opóźnienia zapłonu wzrośnie do niedopuszczalnych granic, a wydatek składników środka napędowego jest nadmiernie duży, to w wyniku nagromadzenia tego ostatniego w komorze spalania (KS) może wskutek nadmiernego wzrostu ciśnienia (rys. 3) nastąpić rozerwanie komory spalania. Dlatego rozruch należy do najbardziej niebezpiecznych i skomplikowanych zakresów pracy silnika raketowego.

Zasadniczym parametrem jest ciśnienie w komorze spalania. Wartość ciśnienia i jego zmiana jest związana z wartością innych parametrów.

Zakres zagadnień niestateczności jest zbyt szeroki, żeby można było wyczerpać go w tak szczupłych ramach. Toteż jedni autorzy zajmują się tylko zagadnieniem rozruchu, inni analizą stateczności „frontu płomienia”, jeszcze inni — zakresem różnych rodzajów niestateczności — według klasyfikacji, która jest na ogół jednolita, choć w literaturze podkreśla się, że mechanizm powstawania drgań różnego zakresu częstotliwości nie jest dostatecznie zbadany. We-



Rys. 1. Zmiany objętości ciał aktywnych w cylindrycznej części KS.  $\tau$  — czas opóźnienia,  $t_{sg}$  — czas przebywania,  $t_s$  — całkowity czas przebywania

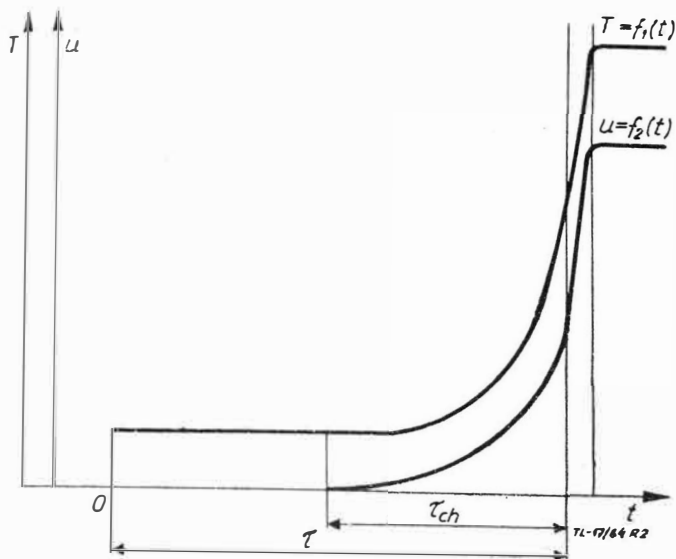
<sup>1)</sup> Podstawowe równania aerotermodemii przytoczył autor w artykule „Kryteria podobieństwa komór spalania silników raketowych na ciekły środek napędowy” — Technika Lotnicza, zesz. 11, 1963.

<sup>2)</sup> Crocco i Cheng zakładają, że spalanie przebiega normalnie, gdy obserwowane drgania zależą tylko od zjawisk o charakterze miejscowym i rozkładają się przypadkowo w różnych miejscach KS w ten sposób, że zakłócenie pojawiające się w jednym miejscu nie wpływa na pracę w punktach dostatecznie oddalonych.

dług przyjętej nomenklatury można podzielić niestateczne spalanie na spalanie niskiej częstotliwości i spalanie wysokiej częstotliwości.

Za spalanie niestateczne:

– niskiej częstotliwości uważa się spalanie o drganiach od 30–50 do 180–220 Hz (wahania ciśnienia z częstotliwością własną procesu spalania środka napędowego), pojawiających się w wyniku opóźnienia pomiędzy procesami dopływu składników paliwa i utleniacza do komory spalania a ich spalaniem,



Rys. 2. Wykres temperatury  $T$  i szybkości reakcji  $u$  w funkcji  $t$ .  $\tau$  – czas opóźnienia zapłonu,  $\tau_{ch}$  – czas od początku reakcji chemicznej do pojawienia się płomienia

– wysokiej częstotliwości — uważa się spalanie o drganiach 600–1200 Hz i w ogóle wyższych od 1000 Hz, przedstawiających rezonansowe, akustyczne drgania podłużne gazu, wypełniającego komorę spalania.

Poza tym istnieje jeszcze spalanie detonacyjne (bardzo mało poznane) pojawiające się w chwili rozruchu silnika.

Trzeba zastrzec z góry, że wymienione zakresy niestateczności procesu spalania nie występują nigdy w postaci czystej, lecz zwykle nakładają się wzajemnie i są ze sobą powiązane.

Częstotliwość i amplitudy oscylacji wszystkich typów — w większym lub mniejszym stopniu — zależą od:

- 1) konstrukcji i parametrów głowicy i komory spalania, kształtu komory i wzajemnego stosunku jej parametrów geometrycznych,
- 2) konstrukcji i parametrów systemu zasilania składnikami środka napędowego i elementów pomocniczych zespołu napędowego,
- 3) dokładności wykonania silnika i współdziałania wszystkich jego elementów,
- 4) chemicznych i fizycznych właściwości składników środka napędowego,
- 5) konstrukcji i parametrów aparatu latającego, na którym jest zabudowany napęd oraz warunków jego lotu,
- 6) warunków pracy silnika raketowego.

### Obraz fizyczny niestateczności niskiej częstotliwości

U podstaw mechanizmu niestateczności niskiej częstotliwości leży naruszony, opóźniający się układ sprzężenia zwrotnego pomiędzy ciśnieniem w komorze spalania i wydatkiem składników środka napędowego oraz zależność czasu opóźnienia zapłonu od ciśnienia. Amplituda pulsacji dochodzi do 50% średniej wartości ciśnienia (rys. 6). Przyczyną ich pojawienia się (według zgodnej interpretacji autorów radzieckich i zachodnich, z wyjątkiem Mebusa) jest to, że paliwo i utleniacz przekształcają się w gazy spalinywe nie błyskawicznie, ale po upływie pewnego czasu, zwanego czasem przekształcenia lub opóźnienia zapłonu  $\tau$  (rys. 2 i 3).

Należy dodać, że według ostatnich badań (Zeldowicz) najistotniejsza dla kinetyki reakcji chemicznej czynnika jest

nie temperatura zapłonu, lecz temperatura spalania składników środka napędowego (rys. 4).

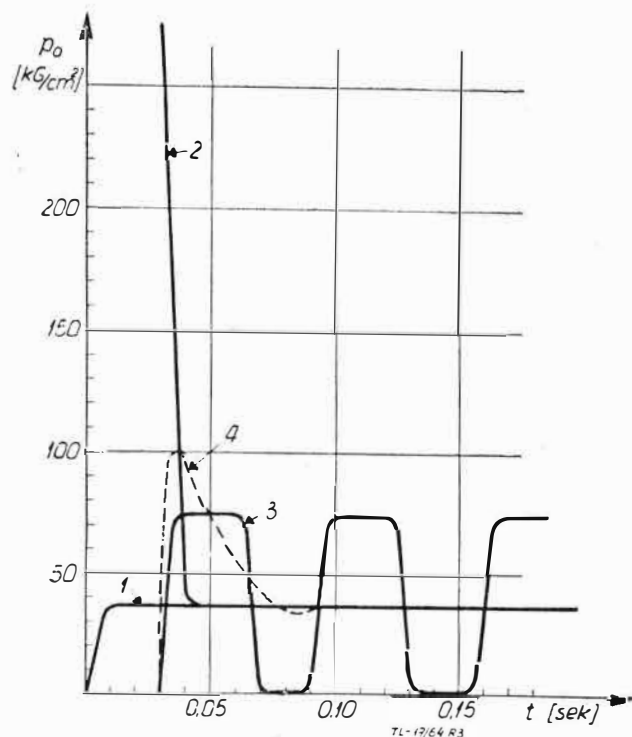
Można objaśnić sposób powstawania niestateczności niskiej częstotliwości wykresem, przedstawiającym (w sposób uproszczony) zależność objętości właściwej spalin  $v_2$  od objętości właściwej ciekłych składników  $v_0$  w postaci krzywej lamanej, jak na rys. 5.

Gdy w chwili  $t$  — w wyniku działania przyczyn przypadkowych — ciśnienie w komorze spalania spadnie do wartości mniejszej niż początkowa  $p_2 \text{ pocz.}$ , spadek ciśnienia na wtryskiwaczu wzrośnie do

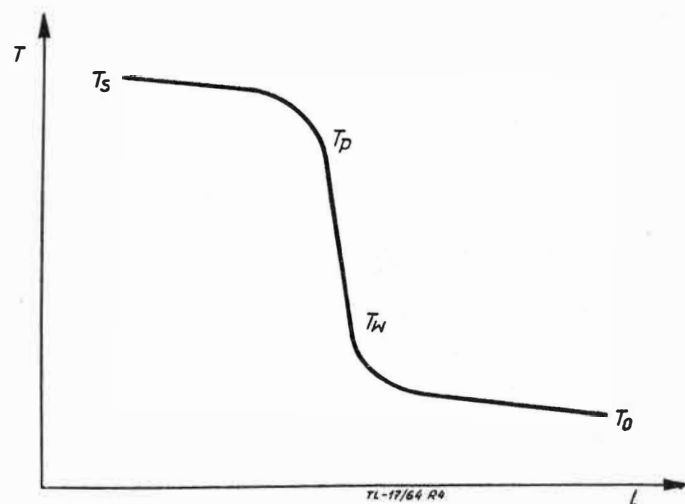
$$\Delta p_{f1} > \Delta p_{f \text{ pocz.}}$$

Zwiększenie spadku ciśnienia wywoła wzrost wydatku jednostkowego składników środka napędowego do komory spalania

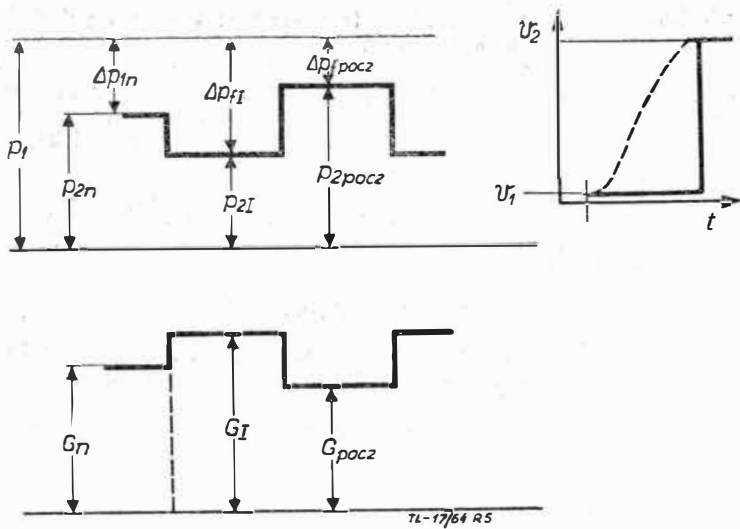
$$G_1 > G_{\text{pocz.}}$$



Rys. 3. Krzywe zmian ciśnienia w KS przy rozruchu. 1 — bez opóźnienia zapłonu, 2 — z opóźnieniem zapłonu przy szybkim (wybuchowym) spalaniu nagromadzonych składników w KS, 3 — każda cząstka zapala się w określonym czasie od chwili dostania się do KS, 4 — opóźnienie zapłonu zależy od  $p_0$  i  $T_0$



Rys. 4. Charakter rozkładu temperatury  $T$  na głębokości frontu płomienia  $l$  przy spalaniu.  $T_0$  — temperatura początkowa mieszanki,  $T_w$  — temperatura wybuchu czynnika ( $300 \div 500^\circ\text{C}$ ),  $T_p$  — temperatura początku reakcji egzotermicznej,  $T_s$  — temperatura spalania ( $1000 \div 2000^\circ\text{C}$ )



Rys. 5. Schemat mechanizmu powstawania pulsacji spalania niskiej częstotliwości.  $p_1$  — ciśnienie wtrysku,  $p_2$  — ciśnienie w KS,  $\Delta p$  — spadek ciśnienia na wtryskiwaczach

Wzrost wydatku spowoduje wzrost ciśnienia w komorze spalania. Zjawisko to nastąpi jednak nie natychmiast, lecz będzie powtarzać się okresowo po upływie czasu  $\tau$ ,  $2\tau$ ,  $3\tau$  itd. W pewnych warunkach drgania mogą zaniknąć, w pewnych zaś spotęgować się. Szczególnie sprzyja powstawaniu drgań nie gasnących system regulacji ciągu przez zmniejszanie wydatku składników środka napędowego. Spadki ciśnienia na wtryskiwaczach wówczas zmniejszają się i silnik łatwo wpada w obszar pracy niestatecznej.

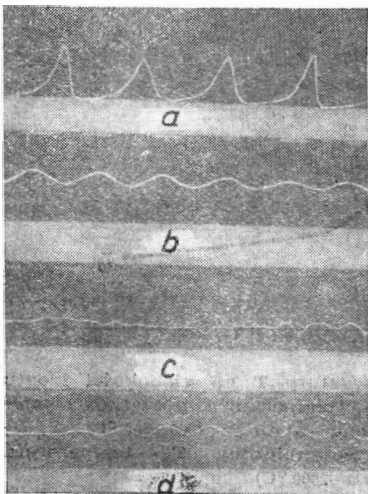
Oczywiście, mają miejsce drgania nie tylko ciśnienia, ale i wydatku oraz temperatury w komorze spalania i na wyjściu z dyszy wylotowej. Wahania prędkości strumienia i ciśnienia w przewodach zasilających mają tę samą częstotliwość co  $p_2$ , ale mniejszą amplitudę. Autorzy wiążą zjawiska te z niskim ciśnieniem w komorze spalania i małym spadkiem ciśnienia na wtryskiwaczach. Temperatura i ciśnienie w różnych punktach KS zgadzają się w fazie.

Drgania niskiej częstotliwości mogą być dwóch rodzajów:

1) drgania z dużą amplitudą — duży wzrost ciśnienia w ciągu 0,001 sek (rys. 6), a następnie jego spadek po krzywej wykładniczej wskutek przerwy w dopływie środka napędowego.

Ten spadek ciśnienia trwa dopóki w wyniku dopływu składników środka napędowego znów ono nie wzrośnie. Komora spalania jakiś czas będzie „pusta”, ponieważ z powodu opóźnienia zapłonu składniki nie od razu się zapalą. Stała czasu stopniowego spadku ciśnienia odpowiada tak zwanemu czasowi przebywania (składnika środka napędowego w komorze spalania),

2) drgania z małą amplitudą — jeżeli zwiększyć średnie ciśnienie w komorze spalania drogą zwiększenia ciśnienia w układzie zasilania, to częstotliwość drgań wzrośnie, amplituda zaś zmaleje. Nie będzie gwałtownych spadków



Rys. 6. Oscylogramy sygnałów drgań ciśnienia przy spalaniu niestatecznym niskiej częstotliwości

ciśnienia, lecz ulegnie ono modulacji. Forma sygnałów będzie sinusoidalna (rys. 6b).

Poza tymi dwoma przypadkami mogą mieć miejsce zjawiska mieszane (rys. 6c), w których amplituda nie jest stała, oraz nałożenie kilku częstotliwości przypadkowo zaistniałych (może to mieć miejsce przy  $p_2 > 25$  kG/cm<sup>2</sup>).

W okresie rozruchu często obserwuje się drgania o wzrastającej amplitudzie (rys. 6d). Drgania te następnie gasną. Przyczyna ich nie jest dotychczas wyjaśniona.

Pierwsze teorie, powstałe już w 1941 r., które sprowadziły przyczyny pulsacji do czasu opóźnienia zapłonu, wiązały powstanie niestateczności niskiej częstotliwości z rodzajem środka napędowego, to znaczy składnikiem samo- i nie samozapłonowym. Błędem jednak było rozpatrywanie zjawiska jako oscylacji ciśnienia niezmiennego w czasie. Później wykazano wpływ na zjawisko niestatecznego spalania miejscowych zmian ciśnienia i temperatury, gdyż czas opóźnienia jest od nich zależny.

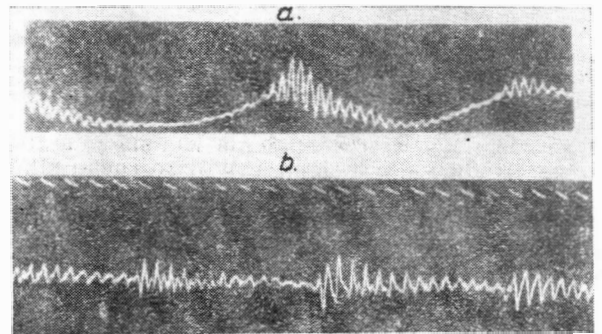
Dając podobny obraz mechanizmu niestateczności niskiej częstotliwości (chugging) Crocco i Cheng zwracają ponadto uwagę na jeszcze jeden rodzaj mechanizmu — niestateczność wewnątrzkomorową, stanowiącą drgania samowzbudne, niezależne od charakterystyk układu zasilania.

Jest to proces relaksacyjny w komorze spalania, powstały przez oddziaływanie wahań parametrów fizycznych na prędkość spalania. Eksponentyjalne gaśnięcie zakłóceń z czasem charakteryzuje się specyficzną stałą czasu — czasem relaksacji komory. Jest to czas, w którym zakłócenie zmniejsza się e-krotnie.

Wszystkie te rodzaje drgań niskiej częstotliwości mogą działać jednocześnie, wzmacniając się wzajemnie.

### Obraz fizyczny niestateczności wysokiej częstotliwości

Niestateczność wysokiej częstotliwości charakteryzuje się obecnością podłużnych fal sprężenia gazu, okresowo poruszających się wzdłuż komory spalania od głowicy do dyszy wylotowej i z powrotem. Procesy fizyko-chemiczne zach-



Rys. 7. Oscylogramy sygnałów drgań ciśnienia przy spalaniu niestatecznym wysokiej częstotliwości (wzrost amplitudy do  $\pm 50\%$ )

dzące w komorze spalania w czasie opóźnienia rozwijają się z prędkościami, na które oddziałuje ciśnienie i temperatura gazów i cieczy, ich względne prędkości wzdłuż KS itd. Przy zmianie wymienionych czynników zmieniają się również prędkości, a wraz z nimi i czas opóźnienia.

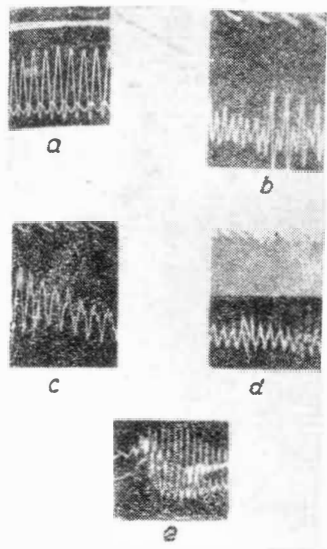
Oscylacje wymienionych parametrów względem ich średniej wartości dają oscylacje czasu opóźnienia odpowiednich objętości cząsteczek środka napędowego. Jeżeli na przykład w określonym miejscu KS czas opóźnienia wzrośnie, to wywoła to rozciągnięcie procesu w czasie i w przestrzeni, więc zmniejszenie prędkości spalania. Odwrotnie — prędkość spalania wzrośnie, gdy czas opóźnienia zmniejszy się. W wyniku tego w KS mogą pojawiać się okresowe podłużne impulsy ciśnienia (fale sprężenia) od głowicy do dyszy wylotowej (DW), odbicie ich i ruch powrotny. O ile te impulsy osiągną dużą wartość, to tworzą się warunki samoistnego wzmocnienia się oscylacji własnych i podłużnych fal. Praca KS staje się przy tym niestateczna. Okres cyklu tych drgań jest w przybliżeniu równy czasowi opóźnienia i czasowi rozprzestrzenienia impulsu ciśnienia od głowicy do DW i z powrotem. Nadmienić wypada, że drgania temperatury w KS i na wyjściu DW nie są w fazie.

Częstotliwość drgań podłużnych wysokiej częstotliwości jest odwrotnie proporcjonalna do długości KS.

Należy też podkreślić, że oscylacje ciśnienia w KS różnie wpływają na wydatek jednostkowy składników środka na-

pedowego, to jest paliwa i utleniacza, w wyniku czego na skutek zmiany ich stosunku ciężarowego zmienia się czas opóźnienia, prędkość spalania, temperatura i ciśnienie gazów, co znów w sposób bardzo istotny wpływa na naruszenie statecznej pracy silnika.

Częstotliwość omawianych drgań jest bardzo wysoka, rzędu drgań fali dźwięku. Pomimo małej amplitudy są one bardzo niebezpieczne. Niestateczność wysokiej częstotliwości



Rys. 8. Oscylogramy sygnałów drgań ciśnienia przy spalaniu niestatecznym wysokiej częstotliwości (wzrost amplitudy do  $\pm 100\%$ )

zazwyczaj nie występuje w „czystej” postaci, lecz w formie nakładania się wysokiej częstotliwości na niską częstotliwość (rys. 7a i b), przy czym niestateczność wysokiej częstotliwości występuje głównie przy maksimum ciśnienia przy niskiej częstotliwości, to znaczy, że wzrost ciśnienia powoduje wzmocnienie tego zjawiska.

W przeciwieństwie do drgań niskiej częstotliwości, gdzie może występować tak mała amplituda, że można jej nie

uwzględniać, w przypadku niestateczności wysokiej częstotliwości mają miejsce amplitudy dochodzące do  $\pm 50 \div \pm 100\%$  (rys. 8a-e); kształt sygnału jest bardzo różnorodny: od czystej sinusoidy do stromych skoków ciśnienia. Ten ostatni rodzaj niestateczności jest — rzecz jasna — najbardziej niebezpieczny. Wyniki obserwacji (np. Summerfieldda, Siemionowa, Szaułowa i innych) stwierdzają zgodnie, że czas rozchodzenia się fali ciśnienia jest współmierny z okresem drgań. W pobliżu strzałki wytworzonej przez falę stojącą — w wyniku interferencji fali od głowicy do DW i falą powrotną od DW ku głowicy — obserwuje się największe odchylenie prędkości spalania, więc największą skłonność do niestateczności.

### Skutki niestateczności spalania

Kilkakrotnie wspomniano o tym, że oscylacje spalania mogą być niebezpieczne. Należy krótko wyjaśnić, na czym polega to niebezpieczeństwo. Może ono mieć różny charakter:

a) wzrost amplitud ciśnienia do dużych wartości, mający charakter niespodziewanych skoków, grozi zniszczeniem komory spalania silnika i aparatu latającego oraz stwarza niebezpieczeństwo dla ludzi;

b) przy pulsacjach ciśnienia w KS oddawanie ciepła do ścianek może być 1,5÷2,5-krotnie większe niż przy pracy statecznej, co może spowodować ich przegrzanie i przepalenie;

c) pulsacje prędkości spalania, temperatur i jednostkowego wydzielania ciepła i rozkładu prędkości przepływu czynnika mogą wywołać miejscowe przegrzanie i przepalenie ścianek KS;

d) oscylacje spalania, powodując pulsację ciągu, zakłócają pracę napędu, zmniejszając osiągi aparatu latającego;

e) pulsacje ciągu, w przypadku rezonansu z częstotliwością własną całej konstrukcji, mogą wywołać zniszczenia mocowania przewodów zasilających oraz całej konstrukcji:

*c.d. w nast. zeszytzie*

Mgr inż. ROBERT ROWIŃSKI  
Instytut Lotnictwa

533.6.011.55

## Badania eksperymentalne przepływów hipersonicznych

### Cz. I

#### Streszczenie

Rozwój techniki raketowej i otrzymany dzięki niej bardzo znaczny wzrost prędkości i wysokości lotu stworzył konieczność przeprowadzania w tunelach aerodynamicznych i innych stoiskach badawczych szeregu nowych prac eksperymentalnych nad przepływami określonymi mianem — hipersonicznych. Nie można ściśle określić liczby Macha, od której możemy traktować przepływ jako hipersoniczny, ponieważ w dużym stopniu charakter opływu zależy od kształtu ciała i na przykład dla modeli z tępym noskiem pewne zjawiska klasyfikujące przepływ jako hipersoniczny występują już przy liczbie Macha rzędu 3, a dla ciał wysmukłych z bardzo ostrymi krawędziami natarcia przy liczbie Macha 9—10.

Istnieje szereg definicji. Często określa się tę klasę przepływów jako taką, w której nie wolno już traktować powietrza jako gazu doskonałego o stałym ciepłe właściwym i stałym  $\gamma$ . Aerodynamika teoretyczna definiuje przepływ

hipersoniczny jako pole, w którym niemożliwe jest dalsze stosowanie zlinearyzowanych równań teorii przepływu nadźwiękowego.

Ogólnie przyjmuje się, że przepływy z prędkościami przekraczającymi liczbę Macha 5, dokonywane w szerokim pasie wysokości (do około 300 km), określane są jako hipersoniczne.

Ta klasa przepływów stanowi w dość dużym swym zakresie pole zupełnie inne jakościowo w stosunku do przepływów naddźwiękowych i w związku z tym odtworzenie (symulowanie) go w warunkach ziemskich wymaga budowy tuneli i stoisk badawczych, znacznie odbiegających od konwencjonalnych tuneli aerodynamicznych.

W artykule podjęto próbę klasyfikacji tuneli hipersonicznych i innych stoisk badawczych oraz dokonano krótkiego opisu ich pracy i stopnia, w jakim umożliwiają one odwzorowanie warunków lotu rzeczywistego.

#### Wstęp

Wzrost prędkości lotu do prędkości satelitarnych prowadzi do bardzo znacznego podniesienia energetycznego poziomu przepływu. Wysoka energia kinetyczna przepływu

<sup>1)</sup> Artykuł stanowi część II pracy opublikowanej w Pracach Instytutu Lotnictwa nr 23 z 1964 r. pt. „Przepływy hipersoniczne”, a dotyczącej zagadnień teoretycznych.

niezaburzonego powoduje, że w trakcie opływu ciała, tak w fali uderzeniowej, jak i na jego powierzchni, następuje znaczny wzrost temperatury. Na skutek tego powietrze z gazu neutralnego o stałym cieple właściwym staje się gazem, którego skład i własności fizykochemiczne zmieniają się. Wyższe temperatury powodują, że główną rolę zaczyna odgrywać energia ruchu drgającego cząstek. Następnie przy temperaturach około 3000 °K występuje dysocjacja atomów tlenu, a przy 7000 °K energia jest tak wielka, że prowadzi do jonizacji atomów tlenu i azotu. Powyższe zmiany chemiczne powodują wzrost ilości cząstek na jednostkę masy i zmianę molekularnego ciężaru gazu. Zjonizowany gaz zachowuje się jak ośrodek przewodzący i podlega prawom magneto-elektrycznym.

Zachodzące procesy prowadzą do tego, że gaz nie jest w równowadze termodynamicznej. Wyrównywanie się energii wewnętrznej gazu, a co za tym idzie — uzyskanie stanu równowagi termodynamicznej zachodzi często dużo wolniej, aniżeli czas, w którym cząstka przebywa drogę wzdłuż profilu ciała. W związku z tym istotny jest tak czas, jak i strefa relaksacji. Z drugiej strony, obok procesów zachodzących w samym gazie, ma miejsce oddziaływanie tego ostatniego na materiał pokrycia pojazdu, który bardzo często nie wytrzymuje powstających obciążeń cieplnych i topi się lub wręcz odparowuje.

W warunkach lotu na dużych wysokościach, w obrębie których ze względu na znaczne rozrzedzenia obowiązują prawa aerodynamiki molekularnej, powstaje konieczność poznania fizyki zjawisk opływu ciała wstrzemiem swobodnym molekuł, a przede wszystkim wzajemnego oddziaływania między cząstkami gazu a powierzchnią pojazdu. Powyższe problemy zostały szeroko omówione w pracach [1], [2], [3].

### Główne parametry

Jasną jest rzeczą, że nie można uzyskać pełnego podobieństwa przepływu dla wszystkich tych zjawisk jednocześnie. W związku z tym w aerodynamice eksperymentalnej utarła się dobra zasada badania osobno wpływu poszczególnych parametrów na przepływ, a następnie określenie ich wzajemnej interferencji. Jako główne parametry przyjmujemy sie  $Ma$ ,  $Re$ ,  $i$ ,  $\rho$ , choć nie we wszystkich przypadkach musi być zachowane pełne podobieństwo wszystkich czterech. Na przykład przy opływie teponosych ciał, pomiar w okolicy punktu śniętzenia nie wymaga ścisłego podobieństwa w liczbie  $Ma$ , ponieważ przy przepływach z dużymi liczbami Macha charakter przepływu staje się niezależny od tej liczby. Dla badań nad warstwą przyścinną najistotniejszym parametrem jest liczba  $Re$ , zaś na

przykład dla problemów lepkości parametr  $\frac{M^3 \alpha}{\sqrt{Re}}$ . Modelowa-

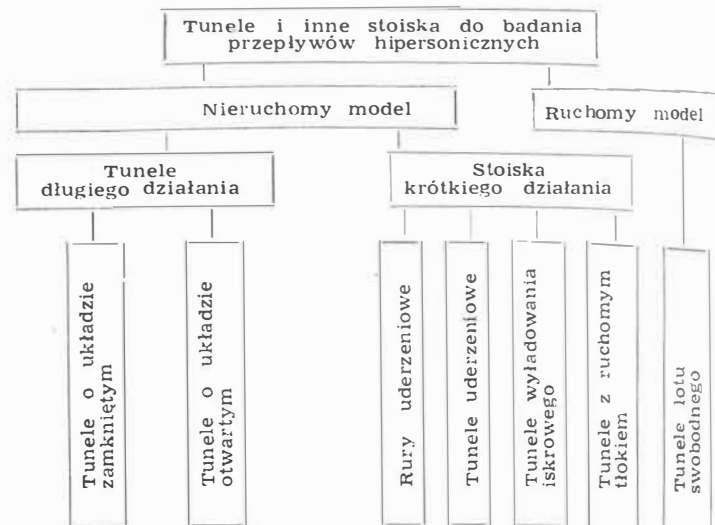
nie zjawisk przepływu nie będącego w równowadze chemicznej jest dużo trudniejsze. Wynika to stad, że sama kinetyka zachodzących procesów chemicznych nie jest w pełni poznana i określona i wobec tego przyjmowane parametry podobieństwa nie są w pełni adekwatne.

Oczywiście badanie fizyki zjawisk tak różnorodnych i skomplikowanych wymaga nowej techniki eksperymentalnej, wymaga ściślejszej współpracy, czy wręcz zastosowania metod i urządzeń, którymi posługiwała się dotychczas tylko fizyka czy chemia — dla potrzeb badań aerodynamicznych.

### Podział urządzeń badawczych

Różnorodność problematyki prowadzi do różnorodności aparatury badawczej, dlatego też bardzo trudne jest dokonanie podziału oraz klasyfikacja tuneli i stoisk służących do badań przepływów hipersonicznych. Można tego dokonać biorąc za punkt wyjścia czas pracy urządzenia. — Czas pracy w tym sensie, że sama zasada działania tunelu czy stoiska umożliwia prowadzenie badań bądź przez okres rzędu kilku (kilkunastu) minut, bądź też w przeciągu ułamka sekundy. Powoduje to odmienną tematykę dla tych grup (np. nie można prowadzić badań nad ablacją<sup>2)</sup> w ru-

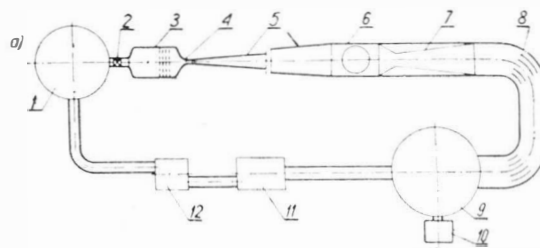
rach uderzeniowych), jak również konieczność stosowania innej aparatury kontrolno-pomiarowej. Biorąc czas pracy urządzenia jako kryterium klasyfikacji (lecz zdając sobie sprawę o dużej umowności takiego założenia)<sup>3)</sup> — tunele i stoiska badawcze można podzielić następująco:



### Tunele długiego działania

#### 5.1. Tunele o układzie zamkniętym.

Tunele hipersoniczne tak o układzie zamkniętym jak i otwartym (o działaniu nieciągłym, w którym gaz zgromadzony w zbiornikach po przejściu przez rurę tunelu wdmuchiwany jest do atmosfery lub w układzie — przepływ z atmosfery do zbiorników próżniowych) są prawie identyczne z typowymi tunelami stosowanymi do badań przepływów naddźwiękowych [4]. Często tunele naddźwiękowe są przystosowywane do badań w zakresie niskich prędkości hipersonicznych, jak na przykład ma to miejsce w Szwecji (SFA)<sup>4)</sup>.



Rys. 1a. Schemat tunelu hipersonicznego o obiegu zamkniętym. Czynnik roboczy — hel. 1 — zbiornik ciśnieniowy z czystym helem, 2 — system zaworów, 3 — komora stabilizacyjna z siatkami, 4 — gardło dyszy, 5 — dysza hipersoniczna, 6 — komora pomiarowa, 7 — dyfuzor naddźwiękowy, 8 — kierownice, 9 — zbiornik próżniowy, 10 — pompy próżniowe, 11 — kompresor, 12 — oczyszczacz helu

Jak wiadomo, ograniczenie prędkości w tunelach tego typu do liczb Macha rzędu 4 spowodowane jest skraplaniem się powietrza na skutek bardzo silnego rozprężania w dyszy naddźwiękowej. Ponieważ zależy na uzyskaniu w tych tunelach dużo większych prędkości, można uciec się do dwóch rozwiązań:

1. Stosować inny gaz — nie powietrze.
2. Podgrzewać powietrze do odpowiednio wysokich temperatur.

Dokonano bardzo wielu interesujących eksperymentów stosując jako czynnik hel [5], który umożliwia prowadzenie badań do liczb  $Ma = 20$ , bez konieczności podgrzewania

<sup>2)</sup> Ablacja — topienie się pokrycia. Ogólnie rozumie się w aerodynamice jako badania prowadzone nad zmniejszeniem obciążeń cieplnych powstałych w czasie lotu, na drodze topienia się pokrycia pojazdu. Określenie najlepszych materiałów i najkorzystniejszych kształtów.

<sup>3)</sup> Np. pomijamy w niej istotne dla badań — tunele niskiej gęstości (o których mowa na końcu artykułu), a które w praktyce mogą się rekrutować z każdej z wyżej wymienionych grup.

<sup>4)</sup> SFA — Svenska Flygmotor Aktiebolaget — dalej, patrz spis w II części artykułu.



czynnika. Stosowanie helu jest bardzo korzystne z tego względu, że chroni przed budową skomplikowanych i drogich urządzeń grzewczych, a tym samym obniża koszty eksperymentu. Oczywiście hel, jako gaz jednoatomowy, nie daje odpowiedzi na szereg zagadnień dotyczących przepływu hipersonicznego. Niemniej jednak, przy zachowaniu tych samych wielkości liczb  $Ma$ ,  $Re$ ,  $Nu$  i wprowadzeniu poprawek związanych z różnym ciepłem właściwym można bezpośrednio porównywać uzyskane rezultaty (w niektórych

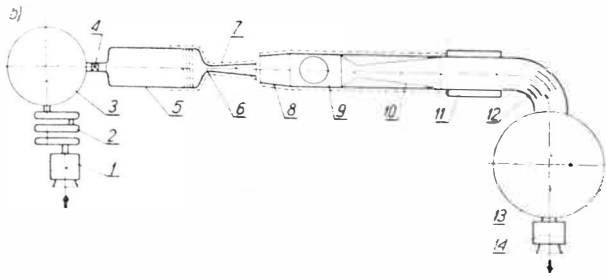
i temperatury 2800 °K. Wadą tej metody jest niekontrolowany przebieg procesu.

Z punktu widzenia uzyskiwanych temperatur, jednym z częściej stosowanych materiałów na elementy grzewcze jest grafit, ponieważ posiada temperaturę topienia około 4000 °K (przy ciśnieniu 100 ata), ponadto jest stosunkowo tani i daje się obrabiać mechanicznie. Rys. 4 przedstawia konstrukcję elektrycznej komory grzewczej z wkładką grafitową oraz części składowe wkładki.

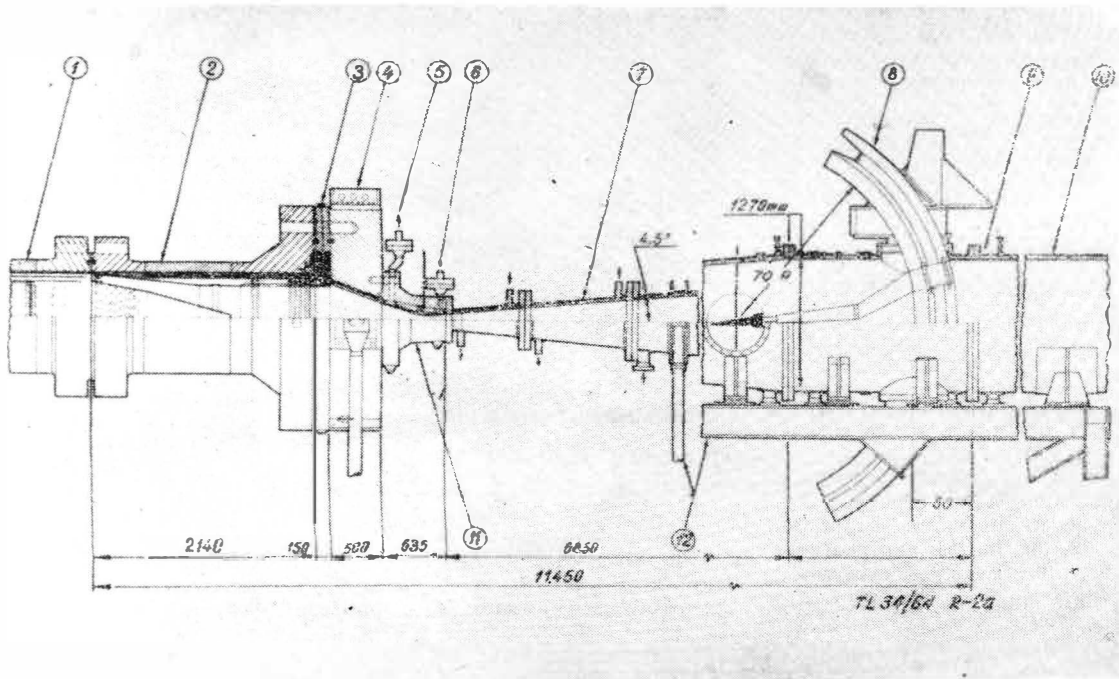
Pomimo to, że obecnie można już uzyskać w tunelach tego typu wysokie temperatury, a tym samym duże liczby Macha, niemniej jednak parametry termodynamiczne powietrza są zbyt niskie i nie odpowiadają warunkom lotu rzeczywistego. Na przykład temperatury w komorze pomiarowej są rzędu 1/5 temperatur rzeczywistych.

Dla zobrazowania tego problemu służyć będzie następujący przykład [7]. Zakłada się, że trzeba odwzorować w tunelu aerodynamicznym, w którym dysponuje się ciśnieniem  $p_0 = 2000$  ata, lot z prędkością  $V = 6500$  m/sek na wysokości  $H = 18\,200$  m; warunkom tym odpowiada  $Ma = 22,09$ ,  $p_\infty = 0,07137 \frac{\text{kG}}{\text{cm}^2}$ ,  $\rho_\infty = 1,185 \frac{\text{kG sek}^2}{\text{m}^3}$ ,  $T_\infty = 216,7$  °K,  $i_\infty = 5,18 \cdot 10^3 \frac{\text{kcal}}{\text{kg}}$

Pełne odwzorowanie warunków tego lotu wymaga ciśnienia rzędu  $10^6$  ata (określone z diagramów Moliera dla po-



Rys. 1b. Schemat tunelu hipersonicznego o obiegu otwartym. Czynnik roboczy — powietrze, 1 — kompresor, 2 — układ oczyszczania i osuszania powietrza, 3 — zbiornik ciśnieniowy, 4 — system zaworów, 5 — komora grzewcza i stabilizacyjna, 6 — gardło dyszy, 7 — obszar chłodzony lub wykonany z żaroodpornych materiałów, 8 — dysza hipersoniczna, 9 — komora pomiarowa, 10 — dyfuzor nadźwiękowy, 11 — chłodnica, 12 — kierownice, 13 — zbiornik próżniowy, 14 — pompy próżniowe



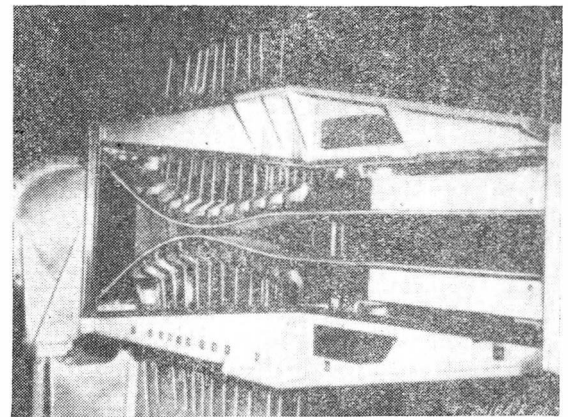
Rys. 2a. Tunel hipersoniczny (głównie zespoły), 1 — elektryczny nagrzewacz, 2 — komora mieszania, 3 — pierścień z urządzeniami pomiarowymi, 4 — korpus dyszy, 5 — układ chłodzenia wodnego — wlot, 6 — wylot, 7 — dysza stożkowa, 8 — blok zmiany kąta natarcia modelu, 9 — komora pomiarowa — część tylna z urządzeniami mocującymi model, 10 — dyfuzor nadźwiękowy, 11 — gardło dyszy nadźwiękowej, 12 — suporty (dla orientacji podano główne wymiary)

ośrodkach, jak na przykład w Uniwersytecie Princeton lub w LRC, stale rozwija się badania z helum jako czynnikiem roboczym. W tym ostatnim zbudowano tunel helowy o średnicy komory pomiarowej 56 cm).

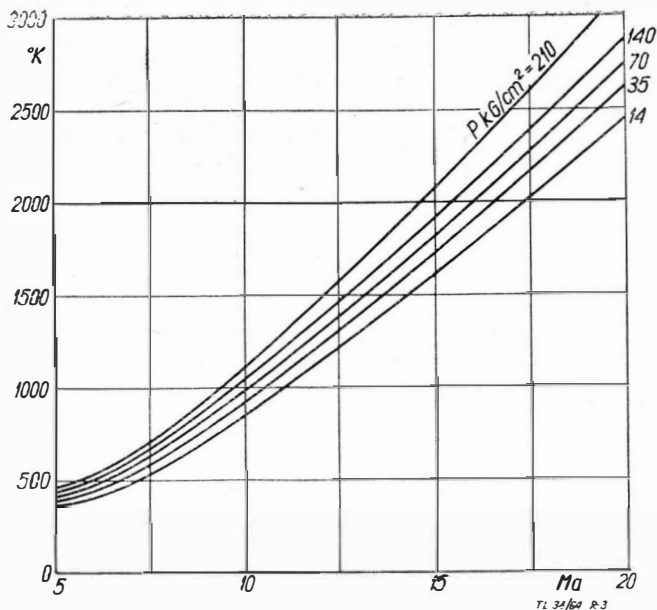
Stosuje się również inne gazy, jak na przykład argon.

Rysunek 3 przedstawia temperatury, do jakich należy podgrzać powietrze, by przy danej liczbie Macha i ciśnieniu nie zachodziło skraplanie. Z wykresu wynika, że dla badań w zakresie liczb Mach = 10 potrzebna jest temperatura rzędu 1000 °K. Istnieje szereg metod umożliwiających uzyskanie tych temperatur od zwykłych przemysłowych urządzeń grzewczych dla niższych temperatur, poprzez grzejniki elektryczne (np. dla temperatur rzędu 1500 °K stosowano jako element grzewczy drut Kanthalowy nawinięty na rdzeń z  $Al_2O_3$ , izolowany Fiberfraxem) do wymienników ciepłych. Dla przykładu w tabeli 1 [6] podano skład chemiczny, temperatury topienia oraz maksymalne temperatury pracy w powietrzu, jako ośrodka odbierającym ciepło dla kilku wymienników, które ogrzewano spalinami lub elektrycznie.

Inną metodą stosowaną czasami jako drugi stopień ogrzewania powietrza jest sprężanie go do ciśnień rzędu 150 ata



Rys. 2b. Elastyczne dysze i komora pomiarowa tunelu nadźwiękowego



Rys. 3. Zależność ciśnienia i temperatury w funkcji liczby  $Ma$ , przy których następuje skraplanie powietrza w komorze pomiarowej

wietrza). Ponieważ dysponuje się 2000 ata, trzeba spróbować określić możliwe warianty odwzorowania przyjmując, że gaz jest cały czas w równowadze termodynamicznej.

parametry odwzorowywane	$V = 6500$ $P = 0,07137$	$V = 6500$ $Ma = 22,09$ $T = 216,7 \text{ } ^\circ\text{K}$	$Ma = 22,09$ $\rho = 1,185 \cdot 10^{-2}$
parametry spiętrzenia	$i_s = 6,06 \cdot 10^3$ $T_s = 10\,080 \text{ } ^\circ\text{K}$	$i_s = 5,18 \cdot 10^3$ $T_s = 10,050 \text{ } ^\circ\text{K}$	$i_s = 1,575 \cdot 10^3$ $T_s = 650 \text{ } ^\circ\text{K}$
parametry w kom. pomiar.	$T = 2780 \text{ } ^\circ\text{K}$ $\rho = 0,923 \cdot 10^{-3}$ $Ma = 6,72$	$p = 3,668 \cdot 10^{-6}$ $\rho = 0,61 \cdot 10^{-5}$	$T = 6,5 \text{ } ^\circ\text{K}^*)$ $p = 2,14 \cdot 10^{-3}$ $v = 1128$

\*) Nastąpi skroplenie.

Z tych rozbieżności jasno wynika ograniczenie w stosowności tego typu tuneli.

Dalsze ograniczenia wynikają z tego, że parametry termodynamiczne gazu są zbyt niskie, żeby badać efekty gazu rzeczywistego. Niemniej jednak w przepływach hipersonicznych istnieje szerokie pole do badań aerodynamicznych w zakresie gazu doskonałego, gdzie tunele te są nieodzowne.

W tabeli 2 przytoczono pewne dane dla tego typu tuneli.

Tabela 2

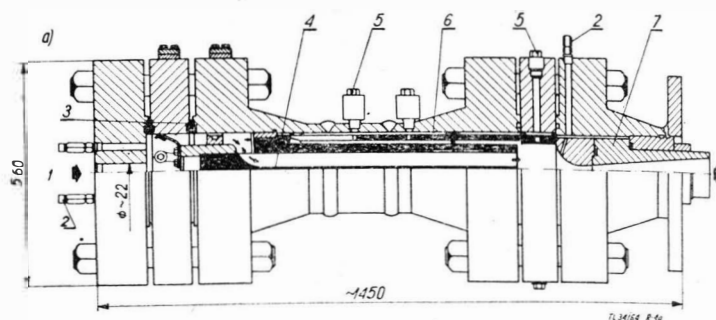
Tunele hipersoniczne o obiegu zamkniętym i otwartym

Nazwa ośrodka	Zakres liczby $Ma$	Parametry spiętrzenia		Wymiar kom. pom. cm	Czynnik	Rodzaj pracy
		$p$ (ata)	$T^\circ$ (K)			
NPL	0—7	1—15	288—620	25,4 × 38,0	powietrze	otwarty
NPL	1,5—5,5	1—25	288—720	15,2 × 15,2	powietrze	zamknięty
NPL	5—20	50—120	288	$\phi$ 12,7	hel	
NPL	0—8	20—100 mmHg	288—800	$\phi$ 17,8		zamk. o małej gęstości
APL	10—16		950		azot <sup>*)</sup> , hel	otwarty $t = 30''$
AEDC	10		1400	100 × 100	powietrze	zamknięty $N = 101\,000 \text{ KM}$
CALTECH	10		750	12,7 × 12,7	powietrze	zamknięty
MIT	7	210	560	5,7 × 5,7	powietrze	otwarty
NASA	6,9	53	640	28,0 × 28,0		otwarty
NASA	12,0			25,4 × 35,6		
NOL	8,25	210	810	12,0 × 12,0		otwarty
Univ. Princeton	15	105	300	10,2 × 10,2	hel	otwarty
LRC	15—26	280		$\phi$ 56,0	hel	zamknięty

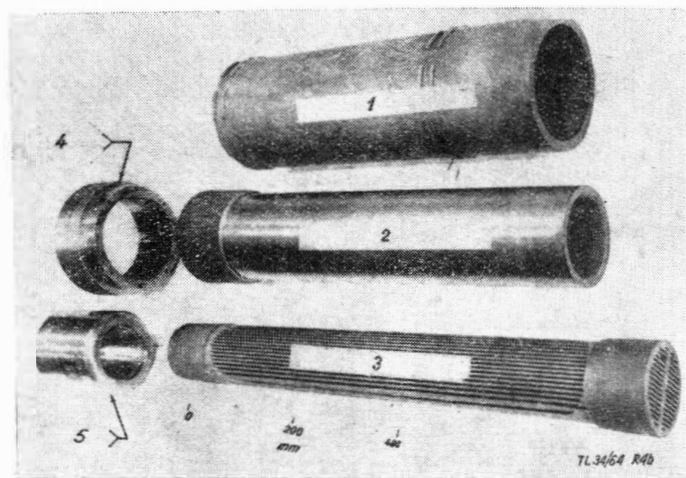
\*) Stosowany w tunelach z tego względu, że ma  $\gamma$  niższe niż powietrze, oraz w tunelach plazmowych jako gaz neutralny.

Tabela 1

Skład chemiczny	$\text{ThO}_2$	$\text{ZrO}_2 + 5\% \text{CaO}$	MgO	$\text{Al}_2\text{O}_3$
Temp. top. $^\circ\text{K}$	3240	2550	2800	2200
Temp. maksymalna pracy $^\circ\text{K}$	2700	2500	2400	1900



Rys. 4a. Przekrój elektrycznego nagrzewacza z grafitowymi elementami oporowymi. 1 — wlot azotu, 2 — termopary, 3 — izolacja termiczna, 4 — wkładka grafitowa, 5 — otwory dla pirometrów, 6 — izolacja, 7 — dysza



Rys. 4b. Grafitowy element grzewczy. 1 — osłona termiczna, 2 — elektroda zewnętrzna, 3 — elektroda wewnętrzna, 4 — pierścień elektrody zewnętrznej, 5 — pierścień elektrody wewnętrznej

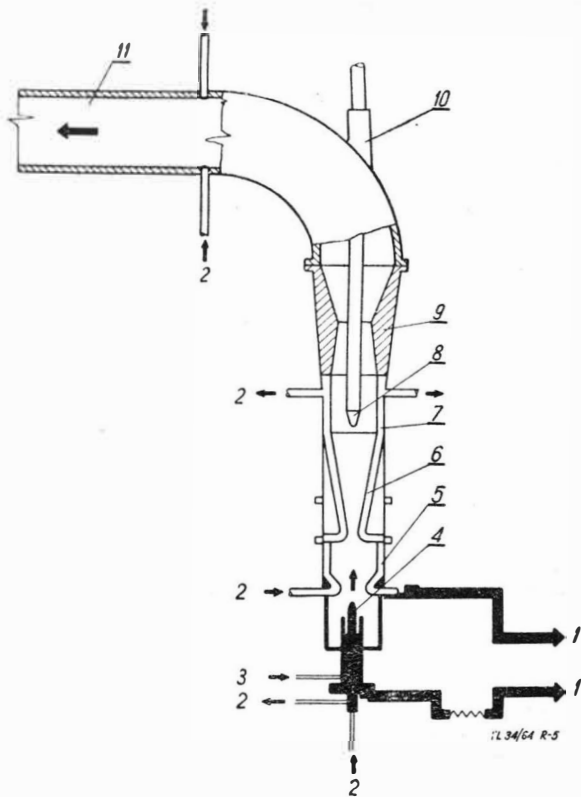
## 5.2. Tunele plazmowe.

W 1929 r. Irving Langmuir pierwszy sformułował pojęcie plazmy jako gazu zjonizowanego, zachowującego się nie jak mieszanina indywidualnych dodatnich i ujemnych cząstek, ale jak płyn obojętny. Badania nad plazmą absorbują całą szereg dyscyplin, od problemów fizyki plazmy wysokoenergetycznej ogniskowanej polem magnetycznym, przez eksperymentalne silniki odrzutowe o napędzie plazmowym, aż do bardziej prozaicznych zagadnień spawalnictwa. Siłą rzeczy omówiony zostanie tylko jeden problem, mianowicie stosowanie plazmy jako czynnika w tunelach hipersonicznych. Powstaje pytanie, w jakim celu potrzebne są aerodynamiczne tego typu badania?

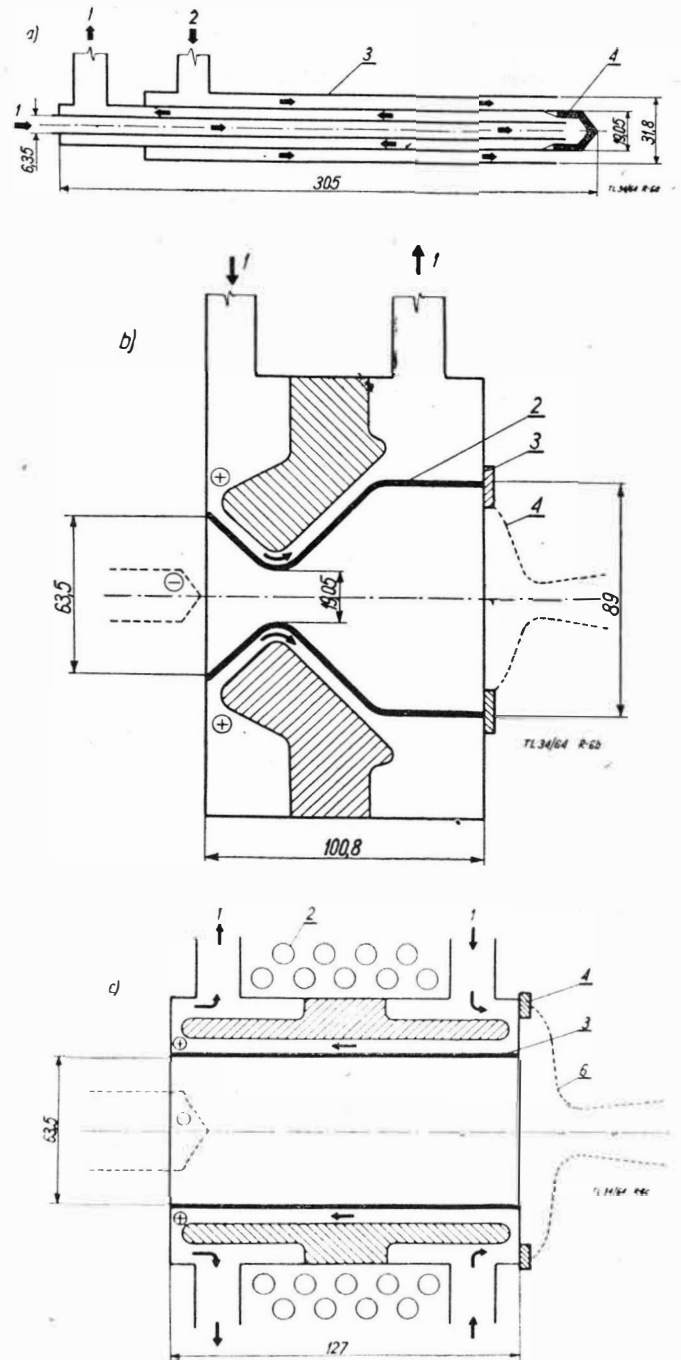
Jak już powiedziano, jedną z wad wyżej omówionych tuneli jest to, że gaz ma w nich zbyt niskie parametry termodynamiczne. W związku z tym powstała konieczność budowy tuneli, w których można by uzyskać wysoką temperaturę. W rezultacie zbudowano tunele plazmowe jako kompromis, w tym sensie, że dysponuje się w nich małymi prędkościami, ale otrzymana wysoka entalpia strumienia oraz stosunkowo długi okres działania umożliwiają prowadzenie badań nad efektami gazu rzeczywistego, nad zagadnieniami wymiany ciepła na nosku i powierzchni opływającego ciała, badań problemów ablacji, roli pola magnetycznego w sterowaniu opływem, jak również badań nad zachowaniem się materiałów pokryciowych w wysokich temperaturach.

Rys. 5 przedstawia jeden z tuneli plazmowych ośrodka NASA [8]. Prowadzono w nim studia nad materiałem, kształtem elektrod oraz stratami cieplnymi. Stosowane elektrody, katodę oraz dwa rodzaje anod przedstawia rys. 6a, b i c.

Materiałem najczęściej stosowanym na katody jest grafit lub wolfram, natomiast anody wykonuje się z miedzi z układem chłodzącym lub z grafitu, można też stosować nikiel lub stале żaroodporne najwyższej jakości. Ponieważ anoda jest bardzo silnie obciążona cieplnie główny problem polegał na takim ukształtowaniu komór, żeby do minimum zmniejszyć nagrzewanie, a z drugiej strony (o czym będzie mowa poniżej) zmniejszyć zanieczyszczenie strumienia cząstkami topiących się elektrod. W pierwszym przypadku można — obok układu chłodzącego anodę — zastosować regulację aerodynamiczną (przez styczny wypływ gazu) lub za



Rys. 5. Schemat tunelu plazmowego. 1 — zasilanie, 2 — układ chłodzenia wodnego, 3 — wlot azotu, 4 — katoda, 5 — anoda, 6 — dysza naddźwiękowa, 7 — komora pomiarowa, 8 — model, 9 — dyfuzor naddźwiękowy, 10 — suport modelu, 11 — komora próżniowa

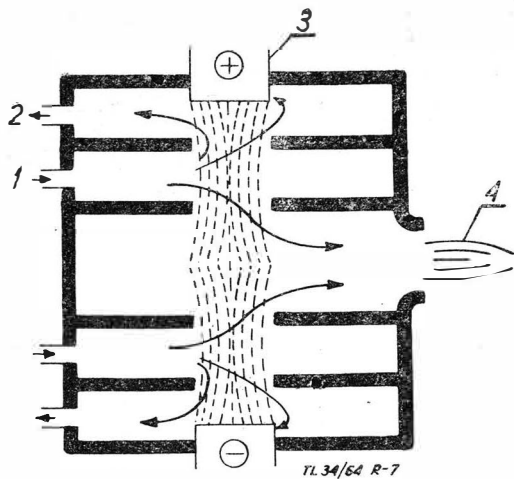


Rys. 6. Elektrody tunelu plazmowego (dla orientacji podano główne wymiary). a. Katoda: 1 — układ chłodzenia wodnego, 2 — wlot azotu, 3 — rurka miedziana, 4 — głowica tungstenowa. b. Anoda zbieżno-rozbieżna: 1 — układ chłodzenia wodnego, 2 — ścianka miedziana, 3 — pierścień izolacyjny, 4 — dysze naddźwiękowe. c. Anoda rurowa: 1 — układ chłodzenia wodnego, 2 — cewka, 3 — ścianka miedziana, 4 — pierścień izolacyjny, 5 — dysza naddźwiękowa

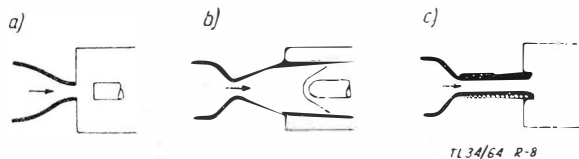
pomocą pola magnetycznego wywołanego przez spiralny solenoid, jak to ma miejsce w przypadku anody na rysunku 5b.

Korzyść w tym przypadku jest znaczna, ponieważ następuje bardziej równomierne obciążenie cieplne anody.

Rys. 7 przedstawia komorę opracowaną w General Electric w Philadelphii, mającą na celu ograniczenie do minimum zanieczyszczenia strumienia przez erozję elektrod. Gaz wchodzący do komory łuku rozdziela się na dwa strumienie. Pierwszy, wraz z elementami elektrody jest odsysany na zewnątrz, a czysty gaz wchodzi do dyszy lub wcześniej do komory stabilizacyjnej. Ponieważ strumień po przejściu przez łuk jest bardzo silnie zaburzony, z reguły wszystkie tunele są wyposażone w te komory. Wadą ich jest odbiór ciepła, a co za tym idzie — zmniejszenie entalpii strumienia. Pomiarów dokonuje się w komorze pomiarowej.



Rys. 7. Komora łukowa tunelu plazmowego. 1 — wlot gazu zanieczyszczanego, 3 — elektrody, 4 — czysty strumień



Rys. 8. Typowe kształty komór pomiarowych tuneli plazmowych. a — do badań przepływów poddźwiękowych, b — naddźwiękowych, c — do badań specjalnych (np. parametrów gazu na wylocie z dyszy silnika raketowego)

Rys. 8 przedstawia schematy trzech typowych komór pomiarowych w tunelach plazmowych. Pierwsza, obejmująca zakres poddźwiękowy, jest szczególnie korzystna do badań zachowania się materiału na nosku pocisku lub sputnika w przypadku istnienia wysokich temperatur i ciśnienia. Drugi układ służy do badań opływu plazmy z prędkością naddźwiękową. Stosowane ciśnienie w komorze stabilizacyjnej — około 3 ata.

W trzecim typie, przy użyciu odpowiedniej mieszanki gazu, można symulować warunki na wylocie z dyszy silnika raketowego.

Istotne byłoby podanie pewnych podstawowych parametrów, w jakich pracują tunele plazmowe (oczywiście są to dane orientacyjne).

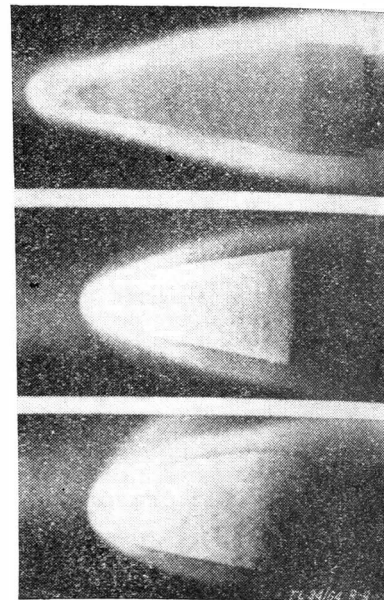
moc	j	U	P	i	stosowany gaz	czas pracy
5 kW 10 MW	10 000	do 2000	do 100	3—6 · 10 <sup>3</sup>	powietrze azot argon hel	30'' <sup>a)</sup>

<sup>a)</sup> Dla przedłużenia czasu pracy stosuje się komory próżniowe na wylocie.

Stosuje się również tunele z dużo wyższą entalpią rzędu  $1,2 \cdot 10^4$  kcal/kg, ale ciśnienie jest tu ograniczone do około 2 ata. W USA dla badań wymiany ciepła i problemów

ablacji zbudowano wiele tuneli z entalpią rzędu  $6 \cdot 10^3$  kcal/kg.

Dla przykładu rys. 9 przedstawia zdjęcie ablacji noska modelu robione co 10 sek. w strumieniu gazu o  $V = 3000$  m/sek i  $T = 1500$  °K. Mimo istotnej roli, jaką w badaniach hipersonicznych odgrywają tunele plazmowe, należy zwrócić uwagę na szereg ich ujemnych cech natury gazodynamicznej i technologiczno-konstrukcyjnej. Przede wszystkim strumień jest niejednorodny, zanieczyszczony elementami stapianych elektrod. Zanieczyszczenia te powodują:



Rys. 9. Zdjęcia ablacji noska modelu wykonane co 10 sek

po pierwsze — istnienie cząstek mechanicznych w strumieniu, oddziałujących w sensie mechanicznym na model i pomiary,

po drugie — zmianę chemicznego składu gazu.

Na przykład w przypadku elektrod grafitowych węgiel reaguje z tlenem znajdującym się w powietrzu zmniejszając jego zawartość w gazie. W trakcie tego procesu zachodzi reakcja egzotermiczna, co prowadzi do wzrostu entalpii. Zanieczyszczenia wynikłe z erozji elektrod miedzianych, które posiadają dużą przewodność cieplną i niską temperaturę jonizacji, powodują spadek temperatury strumienia.

Zaobserwowano również fluktuacje strumienia, wynikające z niepełnej stabilności łuku.

W tunelach plazmowych straty ciepłe wynoszą około 40% mocy doprowadzanej do elektrod, z tym, że gros strat skoncentrowanych jest na anodzie.

Do problemów technologiczno-konstrukcyjnych zaliczyć należy sprawę materiałów na elektrody i elementy tunelu, układ chłodzenia, a przede wszystkim ogniskowania łuku za pomocą pola magnetycznego. Ogólnie można powiedzieć, że dzięki pracom nad stabilizacją łuku, czystością strumienia (doprowadzono stopień zanieczyszczeń do rzędu kilku procent), jednorodnością przepływu — tunele plazmowe coraz częściej służą szczegółowym badaniom aerodynamicznym, a nie ogólnym badaniom fizyki zjawisk ablacji i materiałów pokrywowych, jak to miało miejsce dotychczas [9].

d.c. w nast. numerze

## PRZYPOMINAMY!

Czas odnowić prenumeratę

„Techniki Lotniczej”

na I kwartał 1965 r.

# Metoda obliczania czasu pracy skrzydła samolotu transportowego

Jednym z ważnych problemów obecnej techniki lotniczej, to wytrzymałość zmęczeniowa konstrukcji lotniczych. Zagadnienie to doczekało się już szeregu opracowań teoretycznych oraz zastosowań technicznych, jak i wypracowania metod badań i prób programowych. W uzupełnieniu dotychczasowych publikacji (Technika Lotnicza nr 10/1961 r. i nr 2/1962 r.) omówiono w tej pracy zasady wyznaczania czasu pracy zespołów konstrukcji z uwzględnieniem zagadnień zmęczeniowych. Pracę tę tłumaczono z tekstu rosyjskiego podanego w Ekspres-Informacji (Transportowe samoloty, śmigłowce i ich obsługa) nr 18 z dnia 18. V. 1962 r. Oryginał publikowany był w J. Roy. Aeronaut. Soc. 1961, 65, nr 611.

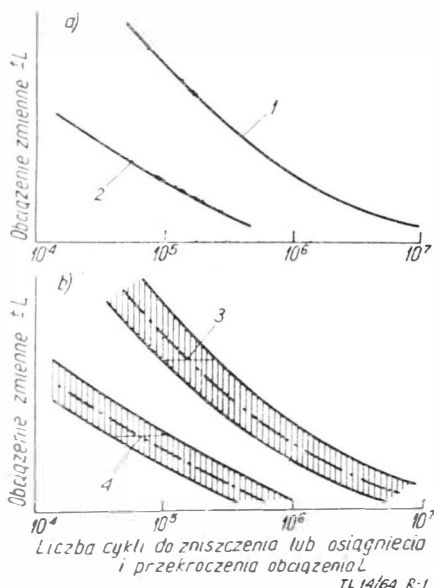
Określenie zmęczeniowej trwałości konstrukcji samolotu jakiegokolwiek typu wykonuje się w następujący sposób: wstępna ocena czasu pracy na podstawie obliczenia wytrzymałości zmęczeniowej poszczególnych, najbardziej narażonych elementów konstrukcji, bardziej dokładna ocena czasu pracy próbnych zespołów na podstawie wyników laboratoryjnych badań zmęczeniowych próbek odtwarzających niebezpieczne pod względem wytrzymałości zmęczeniowej szczegóły konstrukcji, ostateczne obliczenia oparte na podstawie wyników badań zmęczeniowych całej konstrukcji.

Jak wykazało doświadczenie, niezbędne są badania konstrukcji rzeczywistej w skali naturalnej, ponieważ bardzo trudno jest wyznaczyć charakterystykę jej wytrzymałości zmęczeniowej tylko na podstawie teoretycznych badań rozkładu naprężeń i laboratoryjnych badań osobnych szczegółów konstrukcji. Ustalono także, że w licznych przypadkach wyniki badań szczegółów konstrukcji znacznie obniżają wskaźniki trwałości całej konstrukcji.

Przedstawioną metodę można zastosować w każdym z rozpatrzonych etapów obliczenia trwałości zmęczeniowej w zależności od tego, czy obliczenia te oparte są na wynikach badań poszczególnych elementów konstrukcji, czy też całej konstrukcji.

Dla wytrzymałości zmęczeniowej skrzydeł samolotów transportowych najważniejsze są dwie grupy obciążeń: obciążenia w postaci podmuchów w burzliwej atmosferze i obciążenia występujące w czasie ruchu samolotu na lotnisku i przy przejściu z postoju do lotu (cykl „ziemia-lot”).

Niszczące działanie takiego lub innego złożenia się obciążeń oblicza się na podstawie charakterystyki zmęczeniowej wytrzymałości konstrukcji i danych o powtarzających się obciążeniach, działających w eksploatacji.



Rys. 1. Typowe krzywe zmęczenia i krzywe powtarzalności obciążeń: a — krzywe średnie; b — powierzchnie rozrzutu; 1 — krzywa zmęczenia; 2 — widmo obciążeń; 3 — powierzchnia rozrzutu niszczącej liczby cykli obciążenia; 4 — powierzchnia rozrzutu działających cykli obciążeń

Charakterystyki zmęczeniowej wytrzymałości podane są w postaci zwykłej krzywej zmęczenia. Krzywa 1 (rys. 1a) daje niszczącą liczbę cykli obciążenia zmiennego o amplitudzie  $\pm L$ ; krzywa 2 przedstawia liczbę obciążeń osiągających lub przekraczających amplitudę  $\pm L$  w rozpatrywanym czasie. Dane rys. 1a odnoszą się do średnich warunków. Na skutek rozrzutu charakterystyk wytrzymałości zmęczeniowej i powtarzalności w eksploatacji obciążeń o różnej wielkości, zamiast podanych krzywych należy rozpatrzeć określone pola wielkości tych charakterystyk (patrz rys. 1b).

Przy wyznaczaniu obrazu obciążeń od burzliwej atmosfery przyjęto następujący stan obciążeń: kolejność podmuchów jest taka, że po każdym podmuchu z prędkością dodatnią (do góry) następuje podmuch z tą samą co do absolutnej wielkości prędkością, lecz o przeciwnym znaku (do dołu); efektywna liczba podmuchów o danej prędkości, z rozpatrywaną kolejnością następowania na przyjętej odległości lotu, równa jest 0,85 odpowiedniej liczby obciążeń otrzymanej na podstawie wskazań liczników obciążeń (stosunek taki uzyskano na podstawie zestawienia danych o obciążeniach zarejestrowanych za pomocą przyrządów z nieprzerwanym zapisem i wskazań liczników obciążeń); wzajemny stosunek liczby podmuchów o różnych prędkościach na wszystkich wysokościach jest ten sam, natomiast absolutna liczba podmuchów o danej prędkości zmniejsza się z wysokością, co można uwzględnić odpowiednim współczynnikiem.

Przy wyznaczaniu naprężeń wywołanych podmuchami w konstrukcji skrzydła przyjęto następujące dane: przyrost siły nośnej od podmuchu powstaje tylko na skrzydle, przy czym uzyskuje on maksimum przed przesunięciem się wpływu podmuchu na usterzenie; naprężenia dynamiczne w skrzydle wywołane nagłą zmianą siły nośnej od podmuchu są proporcjonalne do obciążeń od podmuchów wyznaczonych na podstawie wskazań liczników obciążeń, związek między prędkością podmuchu i obciążeniem wywołanym przez podmuch wyznacza się za pomocą wzorów uwzględniających długość odcinka wzrastania prędkości podmuchu przez wprowadzenie parametru masy samolotu.

Obciążenia cyklu „ziemia-lot” działają jeden raz w czasie każdego lotu i mają specjalnie ważne znaczenie w tym przypadku, gdy zbiorniki paliwa znajdują się w skrzydłach, za goleniami podwozia. Przyjmuje się, że obciążenia tego cyklu zmieniają się od ich maksymalnej wielkości (do dołu) przy starcie z pełnym zapasem paliwa, do maksymalnej wielkości (do góry) w locie poziomym. Dla samolotów eksploatowanych na specjalnie przygotowanych pasach startowych, maksymalne obciążenia startowe w czasie kołowania i rozbiegu równe jest w przybliżeniu 1,2, zaś dla samolotów eksploatowanych na lotniskach trawiastych to obciążenie wskazane jest przyjmować równe 1,5.

Określiwszy na podstawie wyników badań pewnych próbek wzorcowych wytrzymałość zmęczeniową konstrukcji dla dowolnej wielkości amplitudy obciążenia zmiennego, można w przybliżeniu ustalić wytrzymałość zmęczeniową tej konstrukcji dla innych wielkości obciążenia zmiennego, przyjmując najbardziej prawdopodobny kształt krzywej zmęczenia i prowadząc ją przez średni punkt otrzymany z badań próbek.

Dane statystyczne o częstości powtarzalności obciążeń różnej wielkości odnoszą się do średnich warunków eksploatacji. Warunki te dla poszczególnych samolotów mogą się okazać bardziej niesprzyjające, dla uwzględnienia tego zaleca się wprowadzić odpowiednie współczynniki, równe 1,5

w stosunku do średniej statystycznej liczby obciążeń cyklu „ziemia-lot”. Dla uwzględnienia zmiany obciążenia na skrzydło w locie poziomym, które określa także średnie naprężenie cyklu obciążeń powtarzanych od podmuchów, można przyjąć, że przy przyjętej wielkości zmiennych obciążeń zmęczenia trwałość konstrukcji jest odwrotnie proporcjonalna do średniego obciążenia.

Dla obliczenia zmęczeniowej trwałości konstrukcji stosuje się teorię liniowej kumulacji uszkodzeń zmęczeniowych. Według teorii tej, zniszczenie zmęczeniowe dowolnego elementu lub konstrukcji z powodu działania nakładających się obciążeń powtarzanych o różnej amplitudzie nastąpi wtedy, gdy wielkość

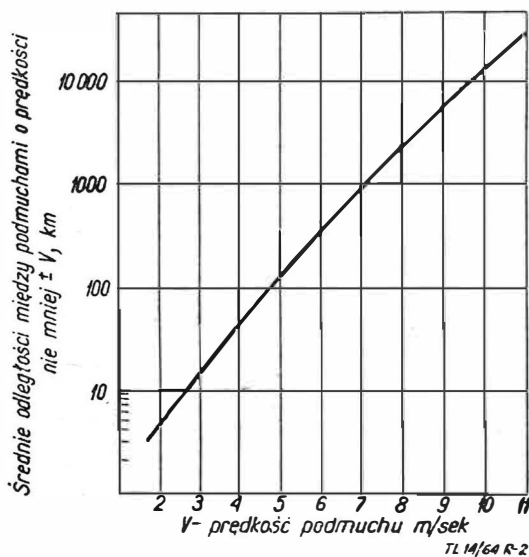
$$\sum \frac{n_i}{N_i} = \frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} + \frac{n_3}{N_3} + \dots$$

będzie równa jedności. We wzorze tym  $n_i$  — rzeczywista liczba cykli powtórzenia obciążenia o rozpatrywanej amplitudzie,  $N_i$  — niszcząca liczba cykli przy izolowanym działaniu obciążeń odpowiedniej amplitudy. Główna część sumarycznego uszkodzenia zmęczeniowego powstaje pod działaniem powtarzanych obciążeń od podmuchów, których prędkość pionowa równa jest od 1,53 m/sek do 6,12 m/sek. Są podstawy do przyjęcia, że przy obciążeniach wywołanych podmuchami o takich prędkościach, teoria liniowej kumulacji uszkodzeń zmęczeniowych nie daje wyraźnych błędów. **Badania** wytrzymałości zmęczeniowej próbek przy zwyczajnie następujących i programowanych obciążeniach powtarzanych wykazały, że omawiana teoria obniża nieco bezpieczną trwałość zmęczeniową konstrukcji skrzydła, a więc jest ona pewna.

Liczbę podmuchów, których prędkość jest nie mniejsza od  $v$  m/sek, odniesioną do liczby podmuchów z prędkością wskaźnikową nie mniejszą od 3,06 m/sek, wyznacza się dla dowolnej wysokości według wzoru

$$F = 27,8 \exp\left(-\frac{v}{2,906}\right) + 0,878 \exp\left(-\frac{v}{4,803}\right) \quad [1]$$

Na rys. 2 przedstawiono wykres średniej powtarzalności podmuchów o różnej prędkości dla wysokości lotu około 1530 m. Na wysokości tej średnio jeden podmuch, którego



Rys. 2. Normalny rozkład podmuchów (średnia częstotliwość powtarzalności podmuchów na wysokości 1530 m)

prędkość jest nie mniejsza od 3,06 m/sek, następuje co każde 16,1 km lotu i odpowiednio jeden podmuch skierowany do góry i jeden do dołu o takiej prędkości występuje na odcinku 32,2 km.

Dla uwzględnienia wpływu wysokości i właściwości stanu lotu na częstotliwość powtarzalności podmuchów o różnej prędkości, można posługiwać się danymi przedstawionymi na rys. 3.

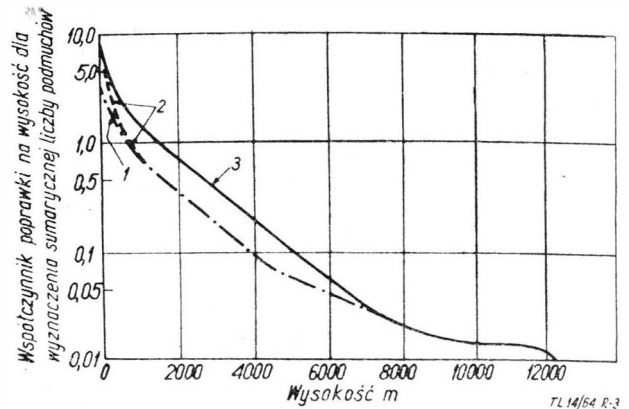
W przypadku lotu nad terenem górzystym, jako wysokość odniesienia przyjmuje się średnią wysokość nad lądem.

Ponieważ przy danym ciężarze samolotu i prędkości lotu naprężenie w pasie dźwigara skrzydła jest proporcjonalne do prędkości podmuchów, to z równania [1] dla liczby cykli obciążenia powtarzanego można otrzymać wzór

$$E_o = 1\,390\,000 \exp\left(-\frac{\sigma}{0,2906\sigma_3}\right) + 43\,900 \exp\left(-\frac{\sigma}{0,4803\sigma_3}\right) \quad [2]$$

gdzie:

$E_o$  — liczba cykli obciążenia powtarzanego, wywołująca naprężenie  $\sigma$ , które występuje średnio na  $1,61 \cdot 10^6$  km drogi



Rys. 3. Wykres dla określenia współczynnika poprawki, uwzględniającego zmianę częstości powtarzalności podmuchów ze zmianą wysokości lotu: 1 — przelot nad morzem; 2 — przelot nad lądem; 3 — lot wznoszący i schodzący. Uwaga: w przypadku lotu nad górami do obliczeń wprowadza się średnią wysokość nad poziomem lądu; przy wyznaczaniu obciążeń według prędkości podmuchu wprowadza się parametr masy samolotu; zakłada się, że obciążenie od podmuchów działa tylko na skrzydło

lotu na takiej wysokości lotu, że jednemu podmuchowi z prędkością nie mniejszą od 3,06 m/sek odpowiada odległości lotu 16,1 km;

$\sigma_3$  — naprężenie, które zostało wywołane podmuchem o prędkości 3,06 m/sek.

Dla obliczeń w ograniczonym zakresie naprężeń można stosować równanie krzywej zmęczenia elementu skrzydła

$$\sigma = \sigma_\infty \left(1 + \frac{C}{\sqrt{N}}\right) \quad [3]$$

lub

$$N = C^2 \left(\frac{\sigma_\infty}{\sigma - \sigma_\infty}\right)^2 \quad [4]$$

gdzie:

- $\sigma$  — naprężenie zmienne, działające na powierzchnię netto poprzecznego przekroju;
- $\sigma_\infty$  — naprężenie maksymalne, które jeszcze nie wywołuje uszkodzenia zmęczeniowego;
- $N$  — liczba cykli obciążenia niszczącego;
- $C$  — stała, określająca kształt krzywej zmęczeniowej.

Na podstawie wyników badań typowych połączeń skrzydła ze stopu aluminiowego, przeprowadzonych przy średnim naprężeniu cyklu 910 kG/cm<sup>2</sup>, zostały zalecane następujące wielkości  $\sigma_\infty$  i  $C$ :  $\sigma_\infty = 105$  kG/cm<sup>2</sup>,  $C = 1000$ ,  $C^2 = 10^6$ .

Wtedy otrzymuje się

$$\sigma_o = 105 \left(1 + \frac{1000}{\sqrt{N_o}}\right) \quad [5]$$

Odpowiadającą temu równaniu krzywą oznacza się jako średnią krzywą wytrzymałości zmęczeniowej połączenia, które dla dowolnego elementu konstrukcji można wyznaczyć w następujący sposób. Przyjęto:  $N_T$  — średnia geometryczna wielkość niszczącej liczby cykli, otrzymana na podstawie wyników pewnej liczby badań przy zmiennym naprężeniu  $\sigma_T$  i średnim naprężeniu cyklu  $\sigma_m$ ;  $N'_T$  — wielkość odpowiadająca średniemu naprężeniu cyklu 910 kG/cm<sup>2</sup>;  $\sigma'_o$  — amplituda naprężenia średniej krzywej wytrzymałości zmęczeniowej połączenia, odpowiadająca niszczącej liczbie cykli  $N'_T$ . Zakłada się, że niszcząca liczba cykli jest odwrotnie proporcjonalna do średniego naprężenia cyklu; stąd wynika, że

$$N'_T = \frac{N_T \sigma_m}{910}$$

Jeżeli dla rozpatrywanej wielkości średniego naprężenia cyklu  $\sigma_m$  wielkość  $C$  przyjęta została jako stała, to

$$\frac{\sigma_\infty}{105} = \frac{\sigma_T}{\sigma_0} = r;$$

przy średnim naprężeniu cyklu 910 kG/cm<sup>2</sup> równanie średniej krzywej wytrzymałości zmęczeniowej połączenia, poprawione dla tego naprężenia, przyjmie postać

$$\sigma = 105 r \left( 1 + \frac{1000}{\sqrt{N}} \right) \quad [6]$$

Sposób wykreślenia tej krzywej podany jest na rys. 4.

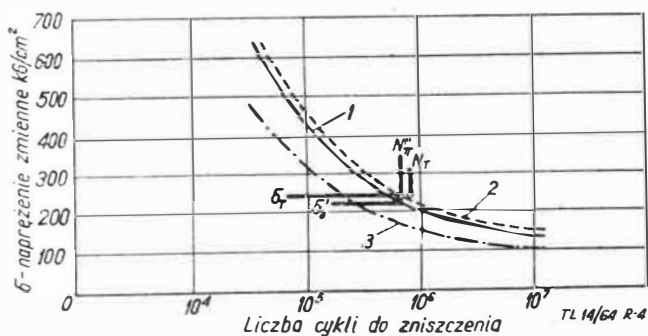
W odróżnieniu od większości metod obliczeniowych wyznaczenia na podstawie warunków wytrzymałości zmęczeniowej dopuszczalnego okresu pracy konstrukcji samolotów, które uwzględniają rozrzut charakterystyk wytrzymałości zmęczeniowej dla nominalnie identycznych próbek przez wprowadzenie odpowiedniego współczynnika pewności względem niszczonej liczby cykli, przedstawiona metoda wprowadza współczynnik pewności względem amplitudy naprężenia zmiennego, odpowiadającej danej wielkości niszczonej liczby cykli  $N$ . Do obliczenia wprowadza się krzywą wytrzymałości zmęczeniowej, której amplituda naprężenia powtarzanych jest mniejsza od amplitudy naprężeń średniej krzywej wytrzymałości zmęczeniowej o wielkość równa trzem średnim kwadratowym odchyłkom odpowiedniego rozkładu statystycznego. Jak wykazała analiza, rozkład wytrzymałości zmęczeniowej zgodny jest w przybliżeniu z krzywą Gaussa. Dlatego prawdopodobieństwo jeszcze mniejszej wytrzymałości zmęczeniowej poszczególnych próbek jest bardzo małe i w praktycznych obliczeniach można je pominać.

Równanie wymienionej krzywej dla wyznaczenia bezpiecznej trwałości zmęczeniowej dla wielkości naprężenia  $\sigma_m = 910$  kG/cm<sup>2</sup> będzie miało postać

$$\sigma = \frac{1}{K_n} \cdot 105 r \left( 1 + \frac{1000}{\sqrt{N}} \right) \quad [7]$$

gdzie  $K_n$  — współczynnik rozrzutu wyników badań, który zależy od liczby badanych próbek (tab. 1).

Wyniki badań zmęczeniowych poszczególnych elementów konstrukcji w całości wykazały, że współczynnik zmien-



Rys. 4. Krzywe zmęczenia na podstawie wyników badań pod obciążeniem o stałej amplitudzie:  $\oplus$  — średnia geometryczna wielkość niszczonej liczby cykli  $N_T$  według danych z sześciu prób dla wielkości  $\sigma_m = 773$  kG/cm<sup>2</sup>;  $\times$  — wielkość  $N'_T$  poprawiana dla średniego naprężenia  $\sigma_m = 912$  kG/cm<sup>2</sup>; 1 — średnia krzywa zmęczenia połączenia dla  $\sigma_0 = 105 \left( 1 + \frac{1000}{\sqrt{N_0}} \right)$ ,  $\sigma_m = 912$  kG/cm<sup>2</sup>; 2 — średnia krzywa zmęczenia szczegółu dla  $\sigma_m = 912$  kG/cm<sup>2</sup>;  $\sigma = 105 r \left( 1 + \frac{1000}{\sqrt{N}} \right)$ ; 3 — krzywa dla wyznaczenia bezpiecznej trwałości zmęczeniowej szczegółu  $\sigma_m = 912$  kG/cm<sup>2</sup>,  $\sigma = \frac{105 r}{K_n} \left( 1 + \frac{1000}{\sqrt{N}} \right)$

ności wytrzymałości zmęczeniowej ma wielkość rzędu 0,1, a współczynnik zmienności wytrzymałości statycznej jest rzędu 0,02—0,06, a więc jest znacznie mniejszy.

Z tabeli 1 wynika, że przy zwiększeniu liczby badanych próbek powyżej sześciu, współczynnik  $K_n$  zmniejsza się nieznacznie. Dlatego też dalsze zwiększanie liczby próbek jest niecelowe. W większości przypadków współczynnikowi  $K_n$  równemu 1,43 będzie odpowiadać współczynnik trwałości zmęczeniowej, odniesiony do niszczonej liczby cykli, w granicach od 3 do 4.

Wzór na sumowanie uszkodzeń zmęczeniowych można przedstawić w formie całkowej

$$D = - \int_0^\infty \frac{dE}{N} = - \int_0^\infty \frac{1}{N} \frac{dE}{dL} dL \quad [8]$$

gdzie:

$D$  — wielkość proporcjonalna do „zużytej” części wyjściowej trwałości zmęczeniowej;

$E$  — liczba cykli obciążenia z amplitudą nie mniejszą od  $\pm L$ ;

$N$  — niszcząca liczba cykli z amplitudą obciążenia równą  $\pm L$ .

Równanie [2] może mieć postać

$$E_0 = A \exp(-a\sigma) + B \exp(-b\sigma) \quad [9]$$

a równanie [7] w formie równania [4]

$$N = C^2 \left( \frac{\sigma - \sigma_\infty}{\sigma - \sigma_\infty} \right)^2$$

gdzie  $C^2 = 10^6$ ;

$$\sigma_\infty = \frac{105 r}{K_n}$$

Podstawiając równanie [4] i [9] do równania [8], otrzymuje się wyrażenie dla sumarycznego uszkodzenia zmęczeniowego, występującego na odległość  $1,61 \cdot 10^6$  km.

$$D_0 = - \int_{\sigma_\infty}^\infty \frac{1}{N} \cdot \frac{dF}{d\sigma} \cdot d\sigma = \int_{\sigma_\infty}^\infty \frac{1}{C^2} \left( \frac{\sigma - \sigma_\infty}{\sigma_\infty} \right)^2 \times [aA \exp(-a\sigma) + bB \exp(-b\sigma)] d\sigma = \frac{1}{C^2 \sigma_\infty^2} \left[ \frac{2A}{a^2} \exp(-a\sigma_\infty) + \frac{2B}{b^2} \exp(-b\sigma_\infty) \right] \quad [10]$$

Dla normalnego spektrum obciążeń od podmuchów i krzywej zmęczenia, w celu określenia bezpiecznego okresu pracy, należy przyjąć następujące wielkości stałych:

$$A = 1\,390\,000; \quad a = \frac{1}{0,2906 \sigma_3}$$

$$B = 43\,900; \quad b = \frac{1}{0,4803 \sigma_3}$$

wtedy

$$D_0 = \frac{\sigma_3^2}{10^9} \left( \frac{K_n}{r} \right)^2 \left[ 105 \exp\left(-\frac{5160 r}{\sigma_3 K_n}\right) + 9,01 \exp\left(-\frac{9120 r}{\sigma_3 K_n}\right) \right] \quad [11]$$

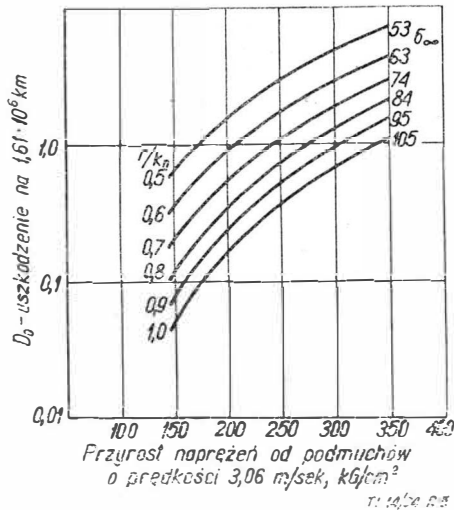
Na rys. 5 przedstawione są krzywe zmęczeniowych uszkodzeń, występujących na drodze  $1,61 \cdot 10^6$  km, w formie naprężenia  $\sigma_3$  przy różnych wielkościach stosunku  $\frac{r}{K_n}$ . Krzywe wykreślono przy założeniu, że pełny cykl obciążeń od

Tabela 1

Wielkości współczynnika rozrzutu wyników badań  $K_n$ , wyznaczone z warunku, że minimalna wytrzymałość zmęczeniowa jest mniejsza od średniej o trzy średnie kwadratowe odchyłki (współczynnik wariacji równy jest 0,1)

Liczba badanych próbek	1	2	3	4	6	10	20	100	1000
$K_n$	1,56	1,50	1,48	1,46	1,45	1,445	1,44	1,43	1,43

podmuchów o prędkości 3,06 m/sek jest osiągany lub przekraczany jeden raz na odcinku drogi 32,2 km. Krzywe przedstawione na rys. 5 sporządzone są dla wysokości lotu 1530 m; dla obliczenia zmęczeniowych uszkodzeń, powstających w locie na innych wysokościach, trzeba wprowadzić odpowiedni współczynnik korekcyjny  $h$ . Ponieważ wielkość  $\sigma_3$  zależna jest od ciężaru w locie, prędkości lotu i rozmieszczenia materiałów pędnych, to powinna być ona wyznaczona dla poszczególnych odcinków lotu.



Rys. 5. Krzywe uszkodzeń zmęczeniowych od obciążeń wywołanych normalnym widmem podmuchów:  $\sigma_m$  — średnie naprężenia cyklu 912  $\text{kg/cm}^2$

Dla obliczenia wprowadza się też współczynnik zwiększenia średniej liczby cykli obciążeń od podmuchów, równy  $1,5 \cdot 0,85 = 1,275$  i do wyznaczenia zmęczeniowych uszkodzeń na drodze  $1,61 \cdot 10^6$  km można stosować wzór

$$D = 1,275 \sum \left( ph \frac{\sigma_m}{910} D_0 \right) \quad [12]$$

gdzie:

- $p$  — odległość, którą przeleciał samolot w rozpatrywanym odstępie czasu, wyrażona w procentach ogólnej długości lotu;
- $h$  — współczynnik korekcyjny, uwzględniający średnią wysokość lotu w tymże odstępie czasu;
- $\sigma_m$  — średnie naprężenie cyklu, odpowiadające temu odstępowi czasu.

W długotrwałym przelocie nad lądem można przyjąć mniejsze wielkości współczynnika  $h$ , ponieważ w tych warunkach pilot może w określonym stopniu uniknąć odcinka trasy z silną turbulencją. W lotach na małych wysokościach nad morzem można przyjmować mniejszą częstotliwość powtarzalności podmuchów, niż w lotach na tych samych wysokościach nad lądem. W locie nad górami zamiast wysokości nad poziomem morza przy wyznaczaniu współczynnika  $h$  należy przyjmować średnią wysokość nad poziomem ładu (patrz rys. 3).

Uszkodzenie zmęczeniowe w czasie lotu w typowych warunkach z uwzględnieniem współczynnika niezawodności określa się ze wzoru

$$D_T = \frac{DV}{1,61 \cdot 10^6}$$

a uszkodzenie zmęczeniowe w czasie całego lotu równe jest

$$D_F = \frac{DVT}{1,61 \cdot 10^6}$$

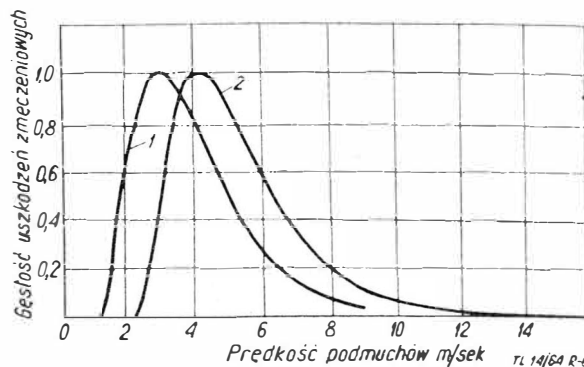
gdzie:

- $V$  — średnia rzeczywista prędkość w rozpatrywanym locie,
- $T$  — czas trwania lotu, godz.

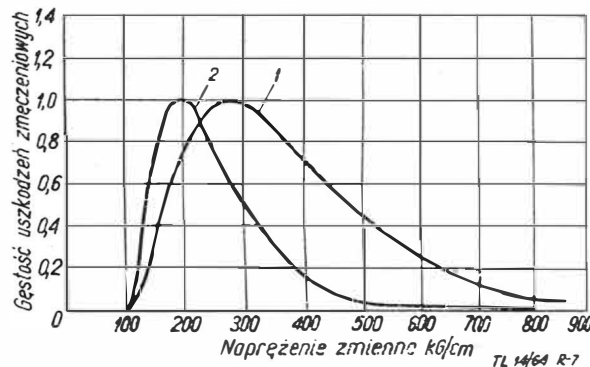
W celu uwzględnienia wpływu obciążeń cyklu „ziemia-lot” może zająć potrzeba przeprowadzenia badań specjalnych. Zazwyczaj jednak dla samolotów z wystarczająco du-

żym zasięgiem lotu badania wpływu tych obciążeń wykonywane są wraz z badaniami oddziaływania obciążeń od podmuchów. Jeśli obciążenia cyklu „ziemia-lot” są przyłożone w oddzielnych badaniach, to spowodowane przez nie uszkodzenia zmęczeniowe winny być dodane do uszkodzeń zmęczeniowych, spowodowanych obciążeniami od podmuchów. Zaleca się w celu uwzględnienia rozrzutu charakterystyk zmęczeniowej trwałości w stosunku do obciążeń cyklu „ziemia-lot”, wprowadzić współczynnik 3, a w celu uwzględnienia różnic w stosunku do rzeczywistych warunków obciążeń w czasie ruchu po ziemi od obciążeń średnich, wprowadzić współczynnik 1,2. Przy tym obciążenie zmęczeniowe w czasie jednego lotu (pomnożone przez współczynnik niezawodności — od obciążeń cyklu „ziemia-lot”) będzie równe

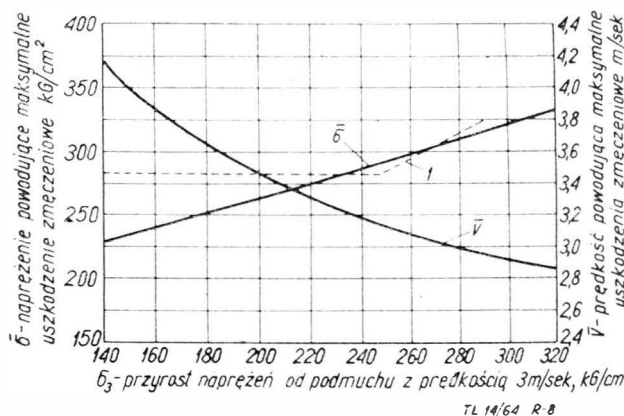
$$DG = \frac{3,6}{N_G}$$



Rys. 6. Zmiana gęstości (intensywności) uszkodzeń zmęczeniowych w funkcji prędkości podmuchu: 1 — przypadek a,  $\sigma_3 = 280 \text{ kg/cm}^2$ ; 2 — przypadek b,  $\sigma_3 = 140 \text{ kg/cm}^2$



Rys. 7. Zmiana gęstości (intensywności) uszkodzeń zmęczeniowych w funkcji zmiennych naprężeń: 1 — przypadek a,  $\sigma_3 = 280 \text{ kg/cm}^2$ ; 2 — przypadek b,  $\sigma_3 = 140 \text{ kg/cm}^2$



Rys. 8. Krzywe naprężeń i prędkości podmuchu, wywołujące maksymalne uszkodzenia zmęczeniowe, w funkcji  $\sigma_3$ : 1 — w przypadku badań ze stałą amplitudą przyjmując się większą z dwu wielkości naprężeń —  $246 \text{ kg/cm}^2$  lub  $\sigma_3$



gdzie:  $N_G$  — wielkość zmęczenia (niszcząca liczba cykli) odpowiedniego szczegółu konstrukcji w odniesieniu do obciążeń cyklu „ziemia-lot”.

Sumaryczne uszkodzenie zmęczeniowe w czasie jednego lotu, pomnożone przez współczynnik niezawodności, będzie równe

$$\frac{DVT}{1,61 \cdot 10^6} = 3,6 N_G$$

a odpowiedni bezpieczny okres eksploatacji

$$\text{liczba lotów} = \frac{1}{\frac{DVT}{1,61 \cdot 10^6} + \frac{3,6}{N_G}}$$

lub czas lotu

$$T = \frac{DVT}{1,61 \cdot 10^6} + \frac{3,6}{N_G}$$

Jeżeli badania pod działaniem obciążenia cyklu „ziemia-lot” są wykonywane wraz z badaniami oddziaływania obciążeń od podmuchów, to zmęczenie konstrukcji należy wyznaczać jak wskazano powyżej.

Poniżej podano wskazania doboru wielkości obciążenia do badań zmęczeniowych konstrukcji skrzydła samolotu transportowego.

Jeśli znany jest dokładnie kształt krzywej zmęczenia dla jakiegokolwiek szczegółu skrzydła, to badania mogą być przeprowadzone przy dowolnej wielkości obciążenia zmiennego. W praktyce jednak kształt tej krzywej nie jest dokładnie znany. Dlatego też wielkość obciążenia przyjęta do badań powinna być wyznaczona tak, by błąd związany z przyjęciem kształtu tej krzywej był minimalny. Celem jest, by obciążenie to było bliskie do obciążenia, które wywołuje maksymalne uszkodzenie zmęczeniowe.

Poprzednio w Anglii skrzydła były badane pod obciążeniem 7,5% obliczeniowego obciążenia statycznego wyznaczanym na podstawie prędkości podmuchu 15,3 m/sek. Następnie zaczęto przyjmować obciążenie wywołane podmuchem o prędkości 3,06 m/sek przy średniej przelotowej prędkości lotu. Obciążenie wyznaczone zgodnie z tymi kryteriami jest wystarczająco bliskie do obciążenia, które wywołuje największe uszkodzenia większości samolotów transportowych, projektowanych przy uwzględnieniu głównie wymagań wytrzymałości statycznej. Jednak dla samolotów zaprojektowanych na podstawie zmniejszonych wielkości dopuszczalnych naprężeń, dla zwiększenia trwałości zmęczeniowej, obciążenia wywołane podmuchami o prędkości 3,06 m/sek mogą okazać się znacznie mniejsze od tych, które wywołują maksymalne uszkodzenie zmęczeniowe.

Na rys. 6 i 7 dane są krzywe zmiany intensywności uszkodzeń zmęczeniowych w zależności od zmiennego naprężenia i prędkości podmuchu dla dwu typowych przypadków: skrzydło zaprojektowane tylko dla warunków wytrzymałości statycznej i skrzydło obliczone na zmniejszone naprężenia dla zwiększenia trwałości zmęczeniowej. Przy wykreślaniu tych

**Tabela 2**  
Obliczanie bezpiecznej trwałości zmęczeniowej samolotu pasażerskiego średniego zasięgu

Stan lotu	Zakres wysokości m	Wysokość średnia m	Prędkość mierzona km/godz.	Prędkość rzeczywista wista km/godz.	Czas lotu na danym zakresie wysokości min	Długość odcinka lotu km	część całkowitej odległości lotu	$\sigma_3$ naprężenie od podmuchu o prędkości 3,06 m/sek kG/cm <sup>2</sup>	$\sigma_m$ naprężenie średnie w poziomie kG/cm <sup>2</sup>	Uszkodzenie zmęczeniowe na 1,61·10 <sup>6</sup> km $\sigma_m = 915$ kG/cm <sup>2</sup> (patrz rys. 5)	h współczynnik poprawki na wysokość (patrz. rys. 3)	$\frac{\sigma_m}{915}$	Sumaryczne uszkodzenie zmęczeniowe od podmuchów na 1,61 · 10 <sup>6</sup> km
Wznoszenie	0—1524	762	298	306	6	31,4	0,017	218*	1055	1,18	2,0	1,15	0,0461
	1524—3048	2286	298	322	6	33,4	0,018	218	1055	1,18	0,62	1,15	0,0152
	3048—4572	3810	298	358	6	35,1	0,019	211	1055	1,05	0,62	1,15	0,0051
	4572—6096	5334	298	387	8	51,5	0,027	211	1055	1,05	0,081	1,15	0,0026
Przelot	6096	6096	370	507	60	507	0,271	253	1055	1,80	0,04	1,15	0,0195
	6096	6096	370	507	60	507	0,271	246	995	1,65	0,04	1,08	0,0193
	6096	6096	370	507	60	507	0,271	239	915	1,52	0,04	1,00	0,0190
Schodzenie	6096—4572	5334	330	435	6	44,3	0,024	232	915	1,40	0,081	1,00	0,0027
	4572—3048	3810	330	402	5	33,3	0,018	232	915	1,40	0,22	1,00	0,0055
	3048—1524	2286	330	370	5	31,4	0,017	225	845	1,29	0,62	0,92	0,0125
	1524—0	762	330	345	5	29,5	0,016	225	845	1,29	2,0	0,92	0,0830
Oczekiwanie na zezwolenie do lądowania	610	610	277	287	10	48,3	0,025	190	773	0,76	2,4	0,85	0,0387
Podejście do lądowania	305	152	225	225	3	11,8	0,006	155	773	0,39	5,0	0,85	0,0100
Razem						4 godz.	1871,0						0,2342

V — średnia rzeczywista prędkości lotu około 467 km/godz.  $\frac{r}{K_n} = 0,6$

1. Sumaryczne uszkodzenie zmęczeniowe na drodze  $1,61 \cdot 10^6$  km  $1,275 \cdot 0,2342 = 0,299$  (z uwzględnieniem współczynnika niezawodności).
2. Sumaryczne uszkodzenie zmęczeniowe od podmuchów w czasie jednego lotu  $\frac{0,299 \cdot 1871}{1,61 \cdot 10^6} = 3,48 \cdot 10^{-4}$ .
3. Uszkodzenie zmęczeniowe od obciążeń cyklu „ziemia-lot”  $0,18 \cdot 10^{-4}$ .
4. Sumaryczne uszkodzenie zmęczeniowe w czasie jednego lotu od wszystkich obciążeń  $3,66 \cdot 10^{-4}$ .
5. Bezpieczna trwałość zmęczeniowa 2730 lotów lub 10 920 godz.

krzywych była wykorzystania średnia krzywa zmęczenia dla konstrukcji ze stopów lekkich. Dane przedstawione na rys. 6 wskazują, że w drugim przypadku dla skrzydła, na którym podmuch o prędkości 3,06 m/sek wywołuje naprężenia 140 kG/cm<sup>2</sup>, obciążenia od takiego podmuchu wyraźnie różnią się od obciążeń wywołujących maksymalne uszkodzenia zmęczeniowe. Prócz tego, przy tak małym obciążeniu zmiennym, krzywa zmęczenia ma wyraźnie mały kąt nachylenia do osi i badania pod działaniem powtarzanych obciążeń o stałej amplitudzie, odpowiadającej temu odcinkowi krzywej, mogą dać znaczne błędy.

Na rys. 8 podane są krzywe zmiany naprężeń i prędkości podmuchu, wywołujących maksymalne uszkodzenia zmęczeniowe w zależności od naprężeń występujących od podmuchu z prędkością 3,06 m/sek.

W praktyce nie zawsze można wybrać do badań obciążenie wystarczająco zbliżone do obciążenia wywołującego maksymalne uszkodzenia zmęczeniowe, ponieważ przekrój, w którym powstaje zniszczenie oraz działające w nim naprężenia nie są znane aż do przeprowadzenia takich badań. Dlatego zaleca się przeprowadzać badania na obciążeniu nie mniejsze od tego, które wywołuje maksymalne uszkodzenie zmęczeniowe, przy czym to obciążenie maksymalne wyznacza się według średniej krzywej zmęczenia dla naprężenia na powierzchni przekroju netto w miejscu, gdzie z największym prawdopodobieństwem wystąpi zniszczenie zmęczeniowe (to znaczy w miejscu z najmniejszą powierzchnią przekroju poprzecznego). Dla konstrukcji ze stopów lekkich jako dalszą granicę zmiennego naprężenia w czasie badań zaleca się przyjmować wielkość 246 kG/cm<sup>2</sup>, dlatego, ażeby nie trafić na całkowicie poziomą część krzywej zmęczeniowej. Równocześnie przy tym skraca się czas badań (naprężenia wywołane podmuchem z prędkością 3,06 m/sek są w granicach 140—290 kG/cm<sup>2</sup>).

A więc obciążenie zmienne, przyjmowane do badań konstrukcji ze stopów lekkich, wybiera się jako większe z dwu następujących:

1 — obciążenie powstające przy spotkaniu z podmuchem mającym prędkość 3,06 m/sek. przy średniej przelotowej prędkości lotu i średnim rozkładzie ciężarów ładunku i materiałów pędnych,

2 — obciążenie wywołujące na powierzchni netto przekroju poprzecznego naprężenia 246 kG/cm<sup>2</sup>.

Jako średnie obciążenie w czasie badań w obu przypadkach przyjmuje się równe średniemu obciążeniu w typowym locie poziomym. Zgodnie z ustaloną praktyką badania zespołu obciąża się początkowo siłą równą podwójnemu obciążeniu w locie poziomym.

Poniżej podane są przykłady wyznaczenia bezpiecznej trwałości zmęczeniowej skrzydeł samolotów transportowych.

### 1. Wyznaczenie bezpiecznej trwałości zmęczeniowej samolotu pasażerskiego średniego zasięgu, zaprojektowanego dla warunków wytrzymałości statycznej.

Średni czas trwania lotu przyjęto równy 4 godziny. Prędkość przelotowa na wysokości 6100 m równa jest 370 km/godz. Prędkość lotu i czas trwania lotu na poszczególnych odcinkach trasy podane są w tabeli 2. W tabeli tej podane są też wielkości naprężeń w najbardziej niebezpiecznym przekroju skrzydła, wywołane obciążeniami od podmuchów z prędkością 3,06 m/sek. Naprężenia podane są dla powierzchni poprzecznego przekroju netto i wyznaczone są z uwzględnieniem zmiany zginającego momentu w locie.

Badania zmęczeniowe szeregu szczegółów skrzydła były przeprowadzone dla następujących obciążeń:

a — naprężenia od podmuchów przy średnim naprężeniu cyklu 985 kG/cm<sup>2</sup> i amplitudzie naprężenia zmiennego 246 kG/cm<sup>2</sup>. Średnia geometryczna wielkość niszczonej liczby cykli na podstawie wyników sześciu badań okazała się równa 334 000;

b — obciążenia cyklu „ziemia-lot”. Średnia wielkość niszczonej liczby cykli tych obciążeń okazała się równa 200 000. Średnia geometryczna wielkość niszczonej liczby cykli, przeliczona dla średniego naprężenia cyklu 912 kG/cm<sup>2</sup> równa jest 360 000. Odpowiadające temu naprężenie według średniej krzywej zmęczenia równe jest 281 kG/cm<sup>2</sup> (patrz

rys. 4), a współczynnik  $r = \frac{246}{281} = 0,875$ . Współczynnik  $K_n$

dla sześciu próbek równy jest 1,45 (patrz tab. 1), a stąd  $\frac{r}{K_n} = 0,6$ . Uszkodzenie zmęczeniowe wyznacza się za pomocą

odpowiedniej krzywej, przedstawionej na rys. 5. Uszkodzenie zmęczeniowe w czasie jednego lotu od obciążeń cyklu „ziemia-lot” równe jest z uwzględnieniem współczynnika niezawodności

$$DG = \frac{1,2 \cdot 3}{200\,000} = 0,18 \cdot 10^{-4}.$$

Wielkość ta powinna być dodana do uszkodzeń zmęczeniowych wywołanych obciążeniami od podmuchów. W wyniku otrzymuje się bezpieczną trwałość zmęczeniową 2730 lotów lub 10 920 godzin.

### 2. Wyznaczenie bezpiecznej trwałości zmęczeniowej samolotu transportowego z uwzględnieniem wymagań wytrzymałości zmęczeniowej.

Założono, że samolot ten jest użytkowany dla przewożenia ładunków na nieduże odległości. Średni czas lotu 30 min. przelot wykonywany jest w zakresie wysokości 300—600 m.

W tabeli 3 podano wielkości naprężeń, powstające w ustalonym locie poziomym i naprężeń spowodowanych podmuchami z prędkością 3,06 m/sek.

Przeprowadzono badania zmęczeniowe trzech typowych próbek, odtwarzających konstrukcje skrzydła. W czasie badań było przyłożone średnie obciążenie (odpowiadające ustalonemu lotowi poziomemu), które wywoływało naprężenie 632 kG/cm<sup>2</sup> i obciążenie zmienne, wywołujące naprężenie 246 kG/cm<sup>2</sup>. Były też realizowane obciążenia cyklu „ziemia-lot”. Średnia geometryczna niszcząca liczba cykli obciążeń od podmuchów na podstawie wyników trzech badań okazała się równa 1,45 · 10<sup>6</sup>. Współczynnik  $K_n$  przy-

Tabela 3

Obliczanie bezpiecznej trwałości zmęczeniowej samolotu transportowego krótkiego zasięgu

Stan lotu	Wznoszenie	Przelot	Schodzenie i podejście do lądowania	
Zakres wysokości m	0-305	305-610	305-0	
Wysokość średnia m	152	457	152	
Prędkość mierzona km/godz	298	330	330	
Prędkość rzeczywista km/godz	298	340	336	Razem
Czas lotu na danym zakresie wysokości min	3	22	5	30 min
Długość odcinka lotu km	14,8	125,5	27,7	168 km
Część całkowitej odległości lotu p	0,088	0,747	0,165	1,0
Naprężenie od podmuchu o prędkości 3,06 m/sek. $\sigma_3$ kG/cm <sup>2</sup>	155	176	176	
Naprężenie średnie w locie poziomym $\tau_m$ kG/cm <sup>2</sup>	632	632	632	
Uszkodzenie zmęczeniowe na 1,61 · 10 <sup>6</sup> km $\sigma_m = 915$ kG/cm <sup>2</sup> (patrz rys. 5)	0,145	0,228	0,228	
Współczynnik poprawki na wysokość (patrz rys. 3) h	5,0	2,0	5,0	
$\frac{\sigma_m}{915}$	0,692	0,692	0,692	
Sumaryczne uszkodzenie zmęczeniowe od podmuchów na 1,61 · 10 <sup>6</sup> km	0,0442	0,2350	0,1300	0,4092
$\frac{r}{K_n} = 0,6$				
Sumaryczne uszkodzenie zmęczeniowe na drodze 1,61 · 10 <sup>6</sup> km (z uwzględnieniem współczynnika niezawodności) 1,275 · 0,4092 = 0,521.				
Sumaryczne uszkodzenie zmęczeniowe w czasie jednego lotu $0,521 \cdot 168 = 5,47 \cdot 10^{-5}$ (wpływ obciążeń cyklu „ziemia-lot” uwzględniono w czasie prób zmęczeniowych).				
Bezpieczna trwałość zmęczeniowa 18 300 lotów lub 9150 godz.				

jęto równy 1,48, a wielkość  $\frac{r}{K_n} = 0,8$ . Ponieważ w dalszym przypadku w czasie badań były przyłożone także obciążenia cyklu „ziemia-lot”, w obliczeniach obciążeń tych nie należy uwzględniać. Bezpieczna trwałość zmęczeniowa konstrukcji skrzydła tego samolotu okazała się równa liczbie 18 300 lotów lub 9150 godzin (patrz tabela 3).

#### LITERATURA

1. Prof. dr inż. Waclaw Moszyński — Wytrzymałość zmęczeniowa części maszynowych, PWT, 1953 rok.
2. Praca zbiorowa — Zmęczenie metali, tłumaczył mgr inż. Andrzej Turno, WNT, 1962 r.

3. Pilecki S. — Zagadnienie zmęczenia w konstrukcjach lotniczych, Biuletyn WAT, nr 7/1955 r.
4. Mgr inż. Wanda Szemplińska-Stupnicka — Statystyczne pomiary dynamicznych obciążeń samolotu w locie, TL, V, 1961, str. 31—85
5. Mgr inż. Zdzisław Łapiński — Wytrzymałość konstrukcji pracujących na zmęczenie, TL, X, 1961, str. 226—236
6. Mgr inż. Szymon Pilecki — Statystyczna analiza zmiennych obciążeń zewnętrznych samolotu, TL, XII, 1961, str. 290—298
7. Mgr inż. Bohdan Jancelewicz — Próby zmęczeniowe samolotu SE-210 Caravelle, TL, II, 1962, str. 46—51
8. Mgr inż. Bohdan Jancelewicz — Porównawcze próby zmęczeniowe połączenia nitowego, TL, VII, 1962, str. 201—206
9. Mgr inż. Zdzisław Łapiński — Dobór obciążeń badawczych w laboratoryjnych badaniach zmęczeniowych, TL, Cz. I—IX, 1962, str. 261—265, Cz. II — X, 1962, str. 297—305
10. Kpt. mgr inż. E. Cichosz — Problemy wytrzymałości zmęczeniowej konstrukcji lotniczych, Wojskowy Przegląd Lotniczy, I, 1964, str. 38—50

Mgr inż. TADEUSZ RAJPERT

534.83

## Hałas wywoływany strumieniem gazu spalinowego

(dokończenie)

W części poprzedniej (zesz. 9—10) rozpatrzono niektóre zagadnienia aerodynamiczne wypływu z dysz samolotów odrzutowych gazu spalinowego z prędkością poddźwiękową do ośrodka nieruchomego i związane z tym zagadnienia akustyczne. W części niniejszej podano kilka szczegółów informacyjnych, dotyczących wypływu z dysz samolotów odrzutowych gazu spalinowego o ponaddźwiękowych prędkościach i związane z tym zagadnienie akustyczne.

### Hałasy wywoływane przez strumienie ponaddźwiękowe

W lotnictwie z ponaddźwiękowymi wypływami gazu spalinowego spotyka się w silnikach odrzutowych przy zastosowaniu dopalania, jak również przy silnikach rakietowych.

W przypadku, gdy stosunek ciśnienia zewnętrznego do ciśnienia w przelotni (końcowym odcinku dyszy wylotowej) jest mniejszy od określonej wartości krytycznej, to wypływający z dyszy strumień jest strumieniem ponaddźwiękowym. Strumienie ponaddźwiękowe charakteryzują się tym, że powstają w nich fale rozrzedzenia i zgęszczenia, powodujące zjawisko fal uderzeniowych. W określonych warunkach fale te wielokrotnie się powtarzają w miarę oddalania się strumienia od dyszy wylotowej. Efektem akustycznym fal uderzeniowych są słyszalne wybuchy o różnych formach i intensywnościach.

Jeżeli dysza wylotowa jest w kształcie kanału cylindrycznego, to w przypadku przepływu ustalonego w równaniu ciągłości przepływu, posiadającym postać:

$$\rho u A = m \quad [39]$$

wielkości  $A$  i  $m$  są stałe ( $A$  — powierzchnia przekroju poprzecznego dyszy, która może być zmienna na długości dyszy,  $u$  — prędkość,  $m$  — masa gazu przepływającego przez dyszę w jednostce czasu). Przez zlogarytmowanie i zróżniczkowanie równania otrzyma się następujące wyrażenie:

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{du}{u} = 0 \quad [40]$$

Z teorii ilości ruchu (pędu) dla jednorodnego przepływu ustalonego cieczy ściśliwej w dyszy wiadomo, że

$$\frac{dp}{\rho} + u du = 0 \quad [41]$$

albo

$$\int_1^2 \frac{dp}{\rho} + \frac{u_2^2 - u_1^2}{2} = 0 \quad [42]$$

Wstawiając wyrażenie [40] do równania [41] uzyska się:

$$u^2 = \frac{dp}{d\rho} \quad [43]$$

Funkcja  $\frac{dp}{d\rho}$  jest funkcją zmiennej  $p$  i  $\rho$ . Funkcję tę można rozpatrywać jako prędkość krytyczną, z którą powinno następować rozprzestrzenianie się małych zakłóceń. Wielkość  $\frac{dp}{d\rho}$  można nazwać prędkością dźwięku, oznaczając ją literą  $a$  i wówczas

$$a = \sqrt{\frac{dp}{d\rho}} \quad [44]$$

Z różnych prac doświadczalnych wiadomo jest, że sprężenie i rozrzedzenie gazu następuje na skutek zmiany temperatury. Rozpatrując tzw. gaz idealny albo gaz rzeczywisty stwierdza się, że termodynamiczne charakterystyki tego gazu są określone w pełni następującymi równaniami:

$$p = R \cdot \rho T \quad [45]$$

$$E = c_v T \quad [46]$$

$$\nu = \frac{c_p}{c_v} = 1 + \frac{2}{n} \quad [47]$$

gdzie:

$p$  — ciśnienie,

$\rho$  — gęstość,

$T$  — temperatura absolutna,

$R$  — stała gazowa,

$E$  — energia wewnętrzna,

$c_p$  i  $c_v$  — jednostkowe pojemności cieplne odpowiadające stałemu ciśnieniu i stałej objętości,

$n$  — liczba stopnia swobody molekuly gazu.

Dla procesów izotropowych równanie stanu [45] może być przedstawione w następującej postaci:

$$p\rho^{-\nu} = \text{const.} \quad [48]$$

Wstawiając do równania [48] wielkość [44] uzyska się:

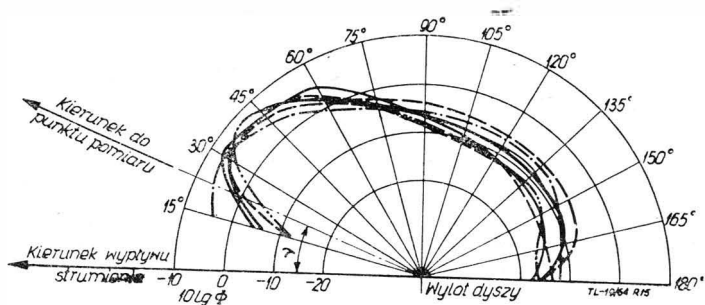
$$a = \sqrt{\frac{\nu p}{\rho}} = \sqrt{\nu RT} \quad [49]$$

Ze wzoru tego wynika, że  $a$  jest funkcją tylko temperatury. Jeżeli przez  $p_0$  i  $\rho_0$  oznaczy się odpowiednio absolutne ciśnienie i gęstość zahamowanego strumienia gazu, to prędkość dźwięku będzie równa:

$$a_0 = \sqrt{\frac{\nu p_0}{\rho_0}} \quad [50]$$

Za pomocą wyrażenia na prędkość dźwięku określonego wzorem [50] można przedstawić w sposób następujący równanie energii

$$a^2 = a_0^2 - \frac{\nu - 1}{2} u^2, \quad [51]$$



Rys. 15. Charakterystyki kierunkowości ogólnego hałasu

które określają zmianę miejscowej prędkości dźwięku w zależności od prędkości przepływu  $u$ .

Ze wzoru [51] uzyskuje się również następujące wyrażenia:

$$u^2 = \frac{2\nu}{\nu - 1} \cdot \frac{p}{\rho_0} \left[ 1 - \left( \frac{p}{p_0} \right)^{\frac{\nu - 1}{\nu}} \right] = \frac{2a_0^2}{\nu - 1} \left[ 1 - \left( \frac{p}{p_0} \right)^{\frac{\nu - 1}{\nu}} \right] \quad [52]$$

$$p = p_0 \left( 1 - \frac{\nu - 1}{2} \cdot \frac{u^2}{a_0^2} \right)^{\frac{\nu}{\nu - 1}} \quad [53]$$

Obecnie możemy określić prędkość przepływu, odpowiadającą miejscowej prędkości dźwięku. Zakładając w równaniu [51], że  $u = a$ , przy  $\nu = 1,4$  uzyskuje się:

$$a^* = u = \sqrt{\frac{2}{\nu + 1}} a_0 = 0,913 a_0 \quad [54]$$

Wielkość  $a^*$  we wzorze [54] niektórzy autorzy nazywają krytyczną wielkością dźwięku. Odpowiednie ciśnienie przy  $u = a$  powinno być równe krytycznej wielkości

$$p^* = p_0 \left( \frac{\nu + 1}{2} \right)^{\frac{\nu}{\nu - 1}} \quad [55]$$

Wielkość  $u$  osiąga maksymalną wartość dla  $p = 0$ .

Ze wzoru [53] przy  $\nu = 1,4$  uzyskuje się

$$u_{max} = \sqrt{\frac{2}{\nu - 1}} a_0 = 2,236 a_0 \quad [56]$$

Tak więc przepływ jest poddźwiękowy, jeżeli

$$0 < u < \sqrt{\frac{2}{\nu + 1}} a_0 = a^* \quad [57]$$

i ponaddźwiękowy, jeżeli:

$$a^* = \sqrt{\frac{2}{\nu + 1}} a_0 < u < \sqrt{\frac{2}{\nu - 1}} a_0 \quad [58]$$

Bezwymiarowa wielkość, która charakteryzuje wpływ ściśliwości, nazywa się liczbą Macha i określa się wzorem

$$M = \frac{u}{a} \quad [59]$$

Liczba Macha dla przepływu poddźwiękowego  $M < 1$ , a dla ponaddźwiękowego  $M > 1$ .

Niekiedy w literaturze spotyka się jeszcze jedną bezwymiarową wielkość, określoną jako krytyczna liczba Macha o następującej postaci:

$$M^* = \frac{u}{a^*} \quad [60]$$

Łatwo można wykazać, że:

$$M^* = \frac{u^2}{a^{*2}} = \frac{(\nu + 1) M^2}{(\nu - 1) M^2 + 2} \quad [61]$$

$$M^2 = \frac{2M^{*2}}{(\nu + 1) - (\nu - 1) M^{*2}} = \frac{2u^2}{(\nu + 1) a^{*2} - (\nu - 1) u^2} \quad [62]$$

$$M^2 = \frac{2}{\nu - 1} \left[ \left( \frac{p_0}{p} \right)^{\frac{\nu - 1}{\nu}} - 1 \right] \quad [63]$$

Zależność pomiędzy ciśnieniem i prędkością dla różnych liczb Macha może być określona ze wzoru [41], a mianowicie:

$$\frac{dp}{du} = -\rho q$$

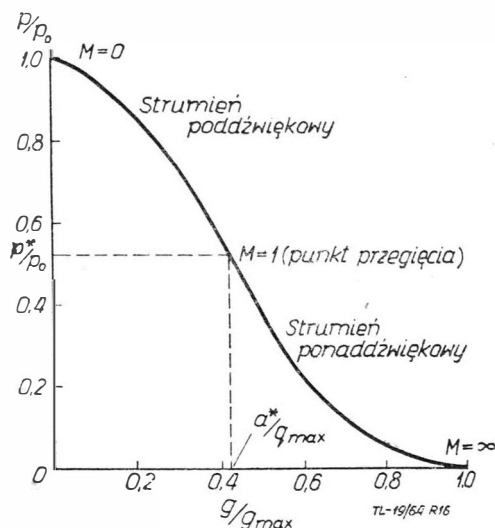
$$\frac{d^2p}{du^2} = -\rho - p \frac{d\rho}{dp} \cdot \frac{dp}{dq} = -\rho \left( 1 - \frac{u^2}{a^2} \right) = -$$

$$-\rho \left( 1 - M^2 \right) = \begin{cases} < 0 & M < 1 \\ = 0 & \text{jeżeli } M = 0 \\ > 0 & M > 1 \end{cases} \quad [64]$$

Zależność matematyczna pomiędzy ciśnieniem i prędkością przepływu podana we wzorze [64] jest przedstawiona graficznie na rys. 16.

Punkt przegięcia krzywej przedstawionej na rys. 16 odpowiada wartości  $M = 1$ . Ze wzoru [64] wynika, że odcinki krzywej położone na prawej i lewej strony punktu przegięcia ( $M = 1$ ), odpowiadające przepływowi poddźwiękowemu ( $M < 1$ ) i ponaddźwiękowemu ( $M > 1$ ), posiadają przeciwne znaki.

Jak już wspomniano, wielkość hałasu zależy od stosunku ciśnienia  $p/p_0$  i jeżeli  $p/p_0 < 1,89$ , to wówczas przepływ gazu jest całkowicie poddźwiękowy, jeżeli natomiast stosunek  $p/p_0 > 1,89$ , to wówczas w obszarze mieszania się strumienia z otaczającym powietrzem istnieje miejscowy ponaddźwiękowy przepływ i powstają fale uderzeniowe. W pierwszym wypadku hałas wywoływany przez wypływające spaliny składa się tylko z przypadkowych hałasów składowych, wywołanych tym strumieniem.



Rys. 16. Wykres zależności pomiędzy ciśnieniem  $p$  i prędkością  $u$  przy wypływie

A. Powell po raz pierwszy zwrócił uwagę na to, że w wypadku drugim, dzięki mechanizmowi łączności odwrotnej wzajemne oddziaływanie wspomnianych fal uderzeniowych z turbulencją, w strumieniu gazu w określonych warunkach może doprowadzić do wypromieniowania dodatkowej składowej hałasu. Działalność wspomnianego zjawiska rezonansowego posiada wpływ na intensywność wywoływanego hałasu oraz na jego częstotliwość.

Z licznych danych wynika, że w strumieniach ponaddźwiękowych, a zwłaszcza w ponaddźwiękowych strumieniach rakietowych, nie jest zachowana zasada ósmej potęgi (moc akustyczna wypromieniowanego hałasu proporcjonalna do ósmej potęgi prędkości wypływu strumienia).

Przy omawianiu wypływu poddźwiękowego stwierdzono, że duża część dźwięku wypromieniowana jest w odległości sześciu średnic od dyszy wylotowej. Wypromieniowanie dźwięku przez strefę położoną poza granicą dziesięciu średnic jest bardzo małe. Przy wypływie ponaddźwiękowym zakłada się, że przede wszystkim hałas pochodzi od strefy mieszania się strumienia ponaddźwiękowego z otaczającym go powietrzem, która leży pomiędzy 20 i 40 średnicami od końca dyszy.

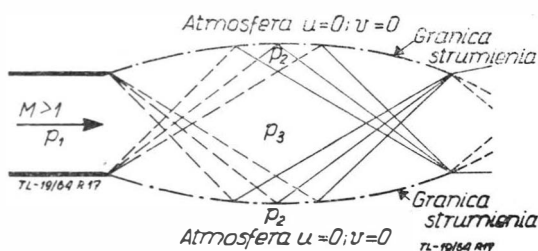
W oparciu o przytoczone wyżej zależności ciśnienia, można stwierdzić istnienie zasadniczych różnic pomiędzy charakterystykami rozprzestrzeniania się poddźwiękowych i ponaddźwiękowych strumieni w obszarze początkowego przekroju dyszy, z której następuje wypływ strumienia, a mianowicie:

a) w przypadku strumienia poddźwiękowego zmiana ciśnienia w otaczającym ośrodku, do którego wypływa strumień, może spowodować zmianę wewnętrznego przepływu, dlatego też ciśnienie statyczne w płaszczyźnie wypływu jest bardzo bliskie ciśnieniu zewnętrznemu,

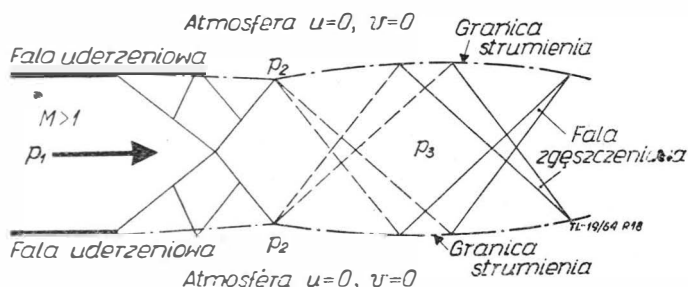
b) w przypadku strumienia ponaddźwiękowego nie następują wspomniane zmiany przepływu wewnętrznego i w związku z tym możliwe są istotne zmiany ciśnienia statycznego na odcinku od jądra potencjalnego aż do granicy strumienia gazu spalinowego.

Oznaczono przez  $p_1$  ciśnienie w przekroju wyjściowym dyszy, przez  $p_2$  ciśnienie w otaczającym ośrodku, do którego wydostaje się strumień spalinowy i przez  $p_3$  ciśnienie w środkowej części strumienia spalinowego. Przy tak przyjętych oznaczeniach należy rozpatrzyć, jak zachowuje się strumień wypływającego gazu:

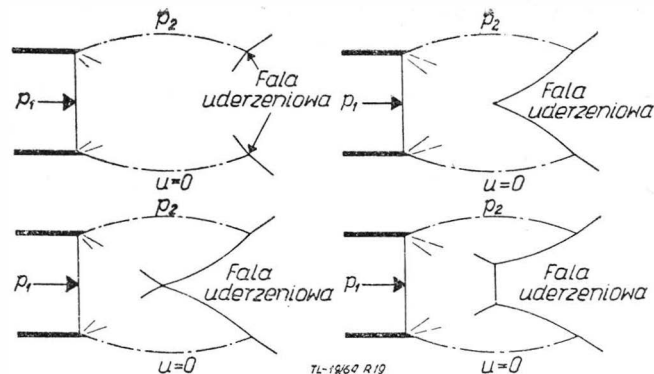
— *Przypadek pierwszy*  $p_1 > p_2$ . Ma się tu do czynienia z wypływem ponaddźwiękowym o nadmiernym ciśnieniu, nazywanym również wypływem nierozszerzonym lub wypływem o niepełnym rozszerzeniu. Schematycznie wypływ taki przedstawiono na rys. 17, na którym liniami przerywanymi oznaczono powstające w strumieniu fale rozrzedzenia, a liniami ciągłymi fale ściskania. W rozpatrywa-



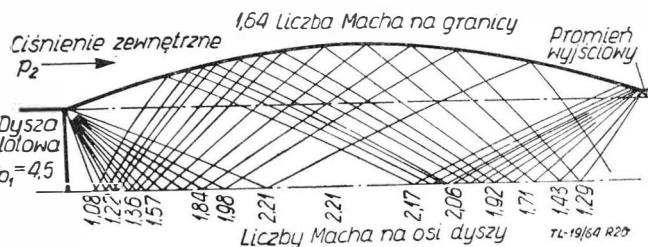
Rys. 17. Schemat płaskiego strumienia ponaddźwiękowego w ośrodku nieruchomym — wypadek niepełnego rozszerzenia ( $p_1 > p_2$ )



Rys. 18. Schemat płaskiego strumienia ponaddźwiękowego w ośrodku nieruchomym — wypadek przeszerzenia ( $p_1 < p_2$ )



Rys. 19. Schematy powstawania fal uderzeniowych w strumieniu ponaddźwiękowym przy  $p_1 > p_2$



Rys. 20. Rozprzestrzenianie się strumienia płaskiego w spokojnym powietrzu

nym przepływie, ciśnienie  $p_3$  w środkowej części obszaru falistego osiąga tym mniejszą wielkość, im większa jest szerokość wypływającego strumienia.

— *Przypadek drugi*  $p_1 < p_2$ . Ma się tu do czynienia z wypływem ponaddźwiękowym do ośrodka z przeciwnym ciśnieniem, nazywanym również wypływem przeszerzonym. Schematycznie wypływ ten zilustrowano na rys. 18, z którego wynika, że poza przekrojem granicznym dyszy wylotowej powstają strome przyrosty ciśnienia, odbijające się od granicy strumienia w wiązki fal rozrzedzenia. Jeżeli różnica ciśnień  $p_1$  i  $p_2$  jest nieznaczna, to w wypływającym strumieniu obserwuje się strukturę periodyczną, przy czym długość fali wzrasta w miarę zwiększania liczby Macha wypływu strumienia.

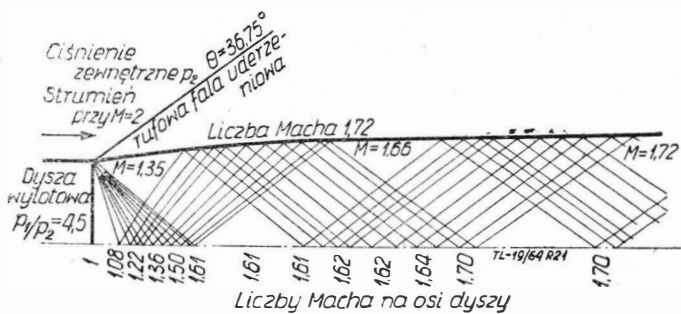
W zależności od różnic ciśnień  $p_1$  i  $p_2$ , przepływ strumienia ponaddźwiękowego staje się coraz bardziej skomplikowanym zjawiskiem. Jeżeli różnice tych ciśnień są nieznaczne, to strumień wypływającego gazu posiada prawie charakter periodyczny i fale uderzeniowe nie występują. Jeżeli ciśnienie  $p_2$  utrzymuje stałą wartość, natomiast ciśnienie  $p_1$  podwyższa się, to początkowo na granicy strumienia powstaje fala uderzeniowa o ograniczonej długości.

Dalsze zwiększanie wielkości ciśnienia  $p_1$  przy utrzymaniu stałej wartości ciśnienia  $p_2$  prowadzi do wydłużenia fali uderzeniowej, aż do przecięcia się jej z osią strumienia, a przy dalszym zwiększaniu ciśnienia  $p_1$  — do przyjmowania różnych form powstającą falę uderzeniową, przedstawionych na rys. 19.

Na rys. 20 przedstawiono przykładowo wykres charakterystyk dla strumienia dźwiękowego z nadmiernym ciśnieniem. Można zauważyć tu przede wszystkim, że wypływający strumień pod wpływem ciśnienia zewnętrznego w ośrodku otaczającym ten strumień podlega miejscowemu rozszerzeniu się, w zależności od przepływu Prandla-Meyera. Przy wypływie strumienia z prędkościami poddźwiękowymi miejscowe rozszerzanie się strumienia występuje dopóty, dopóki ciśnienie na granicy ośrodka otaczającego i strumienia nie stanie się równe. Uzyskiwane w ten sposób charakterystyki przecinają się wewnątrz strumienia spalinowego, rozszerzając przepływ do czasu ponownego osiągnięcia przeciwnieległej granicy strumienia. Tu fale rozrzedzenia powinny odbić się jako fale zgęszczenia, gdyż w przeciwnym wypadku na granicy strumienia ciśnienie w otaczającym ośrodku i wewnątrz strumienia nie będzie równe. Dlatego też rozszerzający się strumień gazu spalinowego wyrównuje się i z kolei zaczyna się zwaćcać, a granica tego strumienia

przyjmuje kształt beczkowy, charakterystyczny dla ponaddźwiękowych i dźwiękowych dysz z nadmiernym ciśnieniem.

Prędkość ponaddźwiękowa wypływu swobodnego strumienia może wykazywać istotny wpływ na charakterystyki rozprzestrzeniających się strumieni. Pod wpływem prędkości ponaddźwiękowych w strumieniu odchylają się przepływy wewnętrzne, doprowadzając do powstawania fal uderzeniowych na wyjściu strumienia z dyszy oraz zwiększenia miejscowego ciśnienia statycznego. Jak wynika z powyższego, ponaddźwiękowy wypływ swobodnego strumienia



Rys. 21. Rozprzestrzenianie się strumienia płaskiego, w którym  $M = 2$

powoduje zmniejszenie wielkości rozprężenia ciśnienia w strumieniu oraz odpowiednie zmniejszenie wielkości obszaru zajętego przez rozprzestrzeniający się strumień gazu.

Na rys. 21 przedstawiono wykres ponaddźwiękowego wypływu swobodnego strumienia, z którego widać, że ciśnienie wzdłuż linii granicznej strumienia, rozdzielającej otaczający ośrodek od gazu spalinowego jest różne dla obu tych ośrodków. Pomimo to, że ciśnienie wewnętrzne w obu przypadkach (rys. 20 i 21) jest jednakowe, to z porównania kształtów wypływu strumieni wynika teoretyczny wpływ przepływu wewnętrznego o liczbie  $M=2$  na charakterystyki rozprzestrzeniania się strumienia przy dwuwymiarowym potencjalnym przepływie.

Na rys. 17 — 21 granicę wypływającego strumienia pomiędzy otaczającym ośrodkiem a gazem spalinowym, oznaczono pojedynczą linią. W rzeczywistości przedstawiona granica strumienia jest warstwą bezpośredniego mieszania się spalin z powietrzem.

Na podstawie własnych obserwacji personelu naziemnej obsługi samolotów i pasażerów trzeba stwierdzić, że personel ten jest zorientowany w granicach strumienia wypływającego gazu spalinowego, gdyż z dużą łatwością można je zaobserwować optycznie. Personel ten jest dokładnie zorientowany o niebezpieczeństwie grożącym ze strony spalin pod względem ich oddziaływania dynamicznego i termicznego. Na podstawie obserwacji personelu obsługi na-

ziemnej należy stwierdzić, że w zasadzie jest on całkowicie niezorientowany o niebezpieczeństwie oddziaływania hałasu wywołanego przez te strumienie gazu spalinowego i co gorsza, bardzo często przebywa on w strefach hałasu o największych poziomach natężenia, które pod względem dynamicznego i termicznego oddziaływania spalin są strefami bezpiecznymi.

Wydaje się, że w oparciu o wyżej przytoczone wnioski należy wyznaczyć strefy na stanowiskach operacyjnych przewidzianych do postoju samolotów z pracującymi silnikami, w których przebywanie personelu obsługi naziemnej ze względów zdrowotnych powinno być surowo zabronione. Dla każdego portu lotniczego należy opracować dokładną instrukcję obsługi naziemnej samolotów, uwzględniając oprócz różnego rodzaju zagadnień ruchowo-eksploatacyjnych, również zagadnienia hałasowe.

Dzięki właściwemu opracowaniu warunków technicznych pracy silników samolotowych w poszczególnych miejscach portu lotniczego, jak również w poszczególnych przypadkach ruchowo-eksploatacyjnych (np. zapuszczania silników, start samolotu, kołowanie samolotu, przegląd silników itp.), wynikających z przedstawionych wniosków, można w bardzo prosty sposób doprowadzić do ograniczenia hałasu w portach lotniczych.

Przytoczone wnioski są bardzo istotne przy rozwiązywaniu zagadnień ruchowych na płytach peronowych, przy projektowaniu stanowisk operacyjnych dla samolotów na płytach peronowych, przy ustawianiu samolotu na stanowisku operacyjnym w stosunku do innych samolotów i budynków, przy rozwiązywaniu zagadnień przejść na płytach peronowych dla pasażerów oraz obsługi naziemnej itp.

#### LITERATURA

1. Clarkson B. L. — The desing of structures to resist jet noise fatigue, J. Ruy. Aeronaut, Soc. nr 622/62
2. Dahlen H., Lohse W. — Schalldämpfung von Forschungs- und Entwicklungsanlagen für Strahltriebwerke, Luftfahrttechnik, nr 4/59
3. Lienard P. — Les etudes ONERA relatives aux problemes acoustiques application a l'avion Caravelle, Techn. et sci. aeronaut, nr 6/60
4. Nunin A. G., Skripacz B. K. — Pribliżennyj rasciet szuma swobodnej strui gaza, sbornik statiej, Moskwa 1959
5. Munin A. G. — Swiaz aerodynamiczeskich i akusticzeskich paramietrow dozrukowej strui, sbornik statiej, Moskwa 1962
6. Rajpert T. — Hałas wywołwany przez silniki współczesnych samolotów i sposoby jego zwalczania cz. I i II, Technika Lotnicza nr 11 i 12/61
7. Rajpert T. — Zwalczanie hałasu samolotów, Wojskowy Przegląd Lotniczy nr 4/63
8. Rajpert T. — Problem hałasu i wibracji związany z pracą portów lotniczych, referat wygłoszony w ramach X Jubileuszowego Seminarium Otwartego z Akustyki, lipiec 63 r.
9. Richards E. J. — Some thoughts on noise suppression nozzle design, Third AGARD Colloquium, London 1958
10. Sanders N. D., North W. J. — Jet engine noise, Third AGARD Colloquium, London 1958
11. Shih-I Pai — Fluid Dynamics of Jets, D. Van Nostrand Company Inc.
12. Technical aspects of sound — Volume II, Elsevier Publishing Company 1957
13. Aerodinamika czastiej samolietu pri bolszych skorostiach, Moskwa 1959

#### Sprostowanie

W art. mgr inż. J. Perlińskiego pt. „Opóźnienia wskazań podstawowych pilotażowych przyrządów ciśnieniowych”, trzeba wprowadzić następujące poprawki: w cz. I zes. 11/63, str. 310 — wyrażenie w nawiasie wzoru [20b] winno mieć postać:  $V'_{ppr} = h_{ppr} B_2$ ; w cz. II zes. 9/64, str. 236, lewa szpalta, wiersz 27 i 28 od góry — w nawiasie powinno być: „w przypadku gdy  $\lambda_{co} = f(\delta p_{co}) \neq \text{const}$  ilość punktów

pomiarowych należy zwiększyć do minimum sześciu”; str. 236, lewa szpalta, wiersz 32, zamiast „filmowym” powinno być „filmowanym”; str. 241, tab. T. 12, w kolumnach 3—6 powinno być: „Jak w tabeli T. 11”, str. 241, tytuł tabeli T. 13, w nawiasie powinno być: tj.  $h_r = -278 \frac{m}{sek}$

# Konferencja Naukowo-Techniczna w Instytucie Lotnictwa na temat „Miernictwo dynamicznych wielkości mechanicznych”

Maj 1964

## Uwagi ogólne

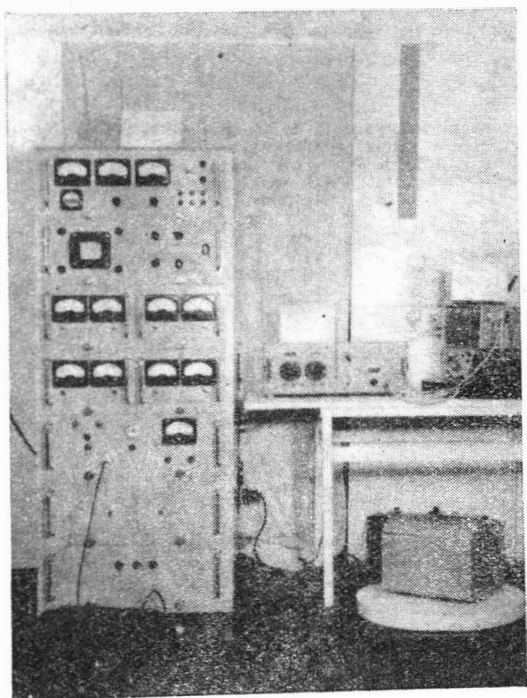
Miernictwo dynamicznych wielkości mechanicznych — to jeden z działów metrologii, przeżywający swój okres burzliwego rozwoju. Przyczyną tego stale wzrastającego zainteresowania problemami pomiaru szybko zmieniających się wielkości takich, jak naprężenia, drgania, prędkości i przyspieszenia w ruchu obrotowym, momenty skręcające, ciśnienia, temperatury itp. są dwa zasadnicze elementy: pierwszy — to rozwój automatyzacji procesów technologicznych, wymagającej ciągłych pomiarów i kontroli szeregu parametrów w czasie pracy obiektu sterowanego, drugi — to rozwój konstrukcji maszyn o wysokich wskaźnikach technicznych pod względem jakości, niezawodności i ekonomiczności produkcji, wymagający nowych układów pomiarowych oraz różnorodnej aparatury o bardzo wysokiej jakości, pewności pracy i dokładności.

W tym właśnie fakcie, że problem badania skomplikowanych i odpowiedzialnych konstrukcji wkroczył nie tylko do instytutów i placówek naukowo-badawczych, ale także do biur konstrukcyjnych i laboratoriów zakładów przemysłowych, upatrywać należy szerokie zainteresowanie tym specjalistycznym działem metrologii i w konsekwencji wzrastającym zapotrzebowaniu na metody i urządzenia pomiarowe.

Faktorem sprzyjającym rozwojowi tej gałęzi miernictwa jest równoległy rozwój metod, układów i przyrządów wykorzystujących znane opracowania z dziedziny miernictwa elektrycznego i elektronicznego, które przeniesione w sferę miernictwa wielkości mechanicznych pozwoliły wyjść naprzeciw wzrastającym wymaganiom i sprostać im.

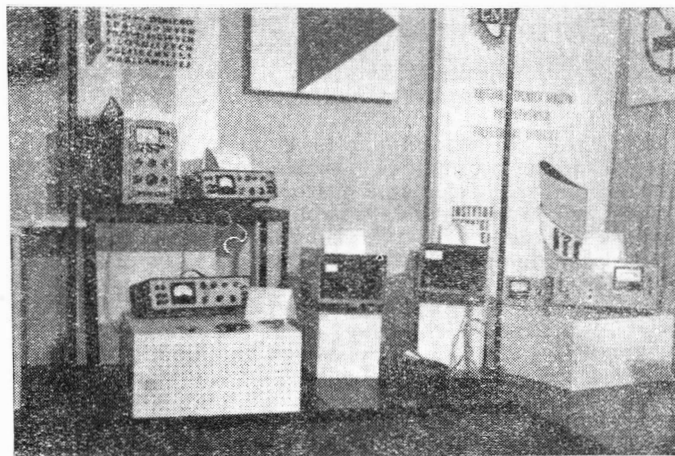
Rozszerzający się krąg zainteresowanych miernictwem dynamicznym wielkości mechanicznych z jednej strony, a brak szerzej dostępnej krajowej aparatury pomiarowej i trudności dewizowe zakupu jej na drodze importu oraz rozproszenie wysiłków w kierunku opracowań — z drugiej strony, wymagały zorganizowania szerokiej dyskusji na te tematy, tak istotne i ważne dla niemal wszystkich dziedzin techniki maszynowej w kraju.

Nie było rzeczą przypadku, że właśnie Instytut Lotnictwa podjął inicjatywę zwołania konferencji poświęconej zagadnieniom miernictwa dynamicznych wielkości mechanicznych, przyjmując równocześnie na siebie obowiązki organizatora. Sprawy te najjaskrawiej występują bowiem w lotnictwie, które wiezie prym w postępie technicznym, i w którym najwcześniej zaistniała potrzeba mierzenia szeregu zmiennych wielkości mechanicznych.



Obrazy konferencji, które toczyły się w dniach 21—23 maja br. poprzedzone były długim, bo przeszło rocznym okresem przygotowawczym, koniecznym do tego, aby nieliczny zespół organizatorów, rekrutujący się w zasadzie z pracowników Zakładu Awioniki Ośrodka Osprzętu Instytutu Lotnictwa, mógł wykonać olbrzymią pracę zapewnianą konferencji spełnienie stojących przed nią zadań.

Powodzenie konferencji, a więc jej aktualność, rzeczowość i użyteczność dla uczestników, przy tak szerokim wachlarzu zagadnień, jakim jest miernictwo dynamicznych wielkości mechanicznych, zależało od wielu czynników, czasem nawet o przeciwstawnych dążeniach. Decydującym tutaj czynnikiem powodzenia była właściwa organizacja oraz wycucie najistotniejszych spraw nurtujących szerokie grono uczestników przy często różnych podejściach do zagadnienia. Te elementy były głównym, ambitnym dążeniem organizatorów.



Wartość samej konferencji, jak i ocena jej przebiegu przez uczestników, przeszły oczekiwania organizatorów, dając im pełną satysfakcję i nagrodę za włożony olbrzymi trud w jej przygotowaniu i przeprowadzeniu.

## Tematyka konferencji

Dyskutowane referaty i komunikaty obejmowały następujące dziedziny miernictwa:

- Elektryczną tensometrię oporową i jej zastosowanie do pomiaru naprężeń.
- Metody i aparaturę elektroniczną do pomiaru drgań mechanicznych.
- Cyfrową technikę pomiarową w zastosowaniu do miernictwa wielkości mechanicznych.
- Urządzenia elektroniczne do pomiaru liczby obrotów, prędkości i przyspieszenia obrotowego.
- Nowoczesne metody i urządzenia pomiarów zdalnych.
- Aparaturę rejestrującą, stosowaną przy pomiarach wielkości mechanicznych metodami elektrycznymi.
- Pomiary momentów skręcających i obrotowych.
- Pomiary ciśnień, przepływów, wydatków cieczy i zużycia paliwa płynnego.
- Metody i aparaturę do pomiaru temperatur szybko zmiennych oraz kompensacji bezwładności cieplnej termopar.

Przy doborze tematów 25 referatów i 15 komunikatów, które miały być przedmiotem dyskusji podczas obrad, należało się kierować pewnym kompromisem, aby ustrzec się bądź jednostronności, bądź splotenia tematu. Pamiętać bowiem należy, że uczestnicy tego rodzaju konferencji reprezentowali różne specjalności. W konferencji brali przecież udział zarówno mechanicy, jak i elektrycy i to reprezentujący w swych pracach mocno zróżnicowane zainteresowania — od eksploatacyjno- i badawczo-pomiarowych do bezpośredniego opracowania i wykonawstwa aparatury. Oczywiście jest rzeczą, że tematyka konferencji musiała uwzględniać zainteresowania obu tych grup uczestników, lecz jednocześnie musiała się strzec przed sprowadzeniem dyskusji na wąskie tory specjalistyczne, co byłoby równo-

znaczne z wyeliminowaniem z kręgu zainteresowanych uczestników spoza danej specjalności.

Ten kompromis, godzący zainteresowania wszystkich uczestników konferencji, udało się organizatorom uzyskać kilkoma metodami:

1) przez bardzo różnorodny przekrój referatów i komunikatów, uwzględniający wszystkie główne kierunki pomiarów dynamicznych wielkości mechanicznych,

2) przez tematyczne zgrupowanie referatów i komunikatów w poszczególnych dniach obrad, umożliwiające uczestnikom wybór najbardziej ich interesujących,

3) przez wcześniejsze, poprzedzające o około jeden miesiąc konferencję, wydrukowanie i rozesłanie pełnych tekstów referatów i komunikatów. Pozwoliło to uczestnikom na wnikliwe zapoznanie się z poruszanymi zagadnieniami poszczególnych dziedzin, a organizatorom na poświęcenie całego czasu konferencji wyłącznie na dyskusję omawianych tematów,

4) przez wcześniejsze przygotowanie koreferatów opracowanych przez specjalistów, poddających krytycznej ocenie tezy referatów bądź je uzupełniające i jednocześnie stanowiące zapoczątkowanie dyskusji.

Tak dobrana i usystematyzowana tematyka obrad przy jej wcześniejszym opracowaniu i udostępnieniu uczestnikom sprawiła, że dyskusja była bardzo ożywiona, rzeczowa i konstruktywna, o czym świadczy ilość 338 głosów w dyskusji.

Blisko 400 uczestników konferencji z 75 zakładów przemysłowych i 43 placówek naukowo-badawczych znalazło w sali obrad wspólne forum wymiany poglądów, podzielenia się zdobytymi doświadczeniami, a także krytycznej, lecz koleżeńskie oceny osiągnięć poszczególnych placówek, pracujących nad zagadnieniami wdrażania miernictwa dynamicznych wielkości mechanicznych w codziennej praktyce.

Omówić szczegółowiej chociażby najciekawsze referaty, będące przedmiotem obrad konferencji w ramach krótkiego artykułu, przy ich bogactwie zagadnień — nie sposób. Zainteresowanych czytelników informujemy, że Branżowy Ośrodek Informacji Technicznej i Ekonomicznej przy Instytucie Lotnictwa dysponuje jeszcze pewną ilością egzemplarzy materiałów konferencyjnych. Również materiały pokonferencyjne będą do nabycia.

### Wystawa aparatury pomiarowej

W czasie trwania konferencji została zorganizowana ekspozycja najnowszych opracowań krajowych, aparatury przeznaczonej do przeprowadzania pomiarów dynamicznych wielkości mechanicznych. Ekspozycja ta miała do spełnienia wielorakie zadania.

Przede wszystkim była ona konkretnym uzupełnieniem i tłem samej konferencji, a ponadto obrazowała osiągnięcia poszczególnych placówek konstrukcyjno-badawczych i ich możliwości rozwojowe.

Zorganizowanie wystawy łącznie z konferencją umożliwiło nawiązanie bezpośrednich kontaktów i ewentualnej współpracy pomiędzy rozszerzającym się gronem potencjal-

nych użytkowników a placówkami badawczymi i wytwórcami, zgromadzonych jednocześnie. Ma to tym większe znaczenie, że informacja o pracach poszczególnych placówek i ich koordynacja ciągle jeszcze nie jest wystarczająca.

Dodatkowym, ubocznym aspektem wystawy była możliwość oceny opracowań krajowych i ich użyteczności. Wyrażone nieoficjalnie bądź w wystąpieniach dyskusyjnych głosy ubolewania, że demonstrowane eksponaty nie mają swego odbicia w seriach produkcyjnych, wskazują na fakt stałego rosnącego zapotrzebowania na aparaturę pomiarową, której charakter jest niemal całkowicie antyimportowy.

Ogółem w wystawie wzięło udział 11 instytucji, demonstrując 66 różnych aparatów pomiarowych. W tym organizatorzy wystawili 29 eksponatów, dając najliczniejszy i najszerszy profil opracowań.

Przy okazji konferencji i omawianej wystawy, organizatorzy przeprowadzili wśród uczestników konferencji ankietę, która dała odpowiedź na pytanie, na jakie przyrządy odczuwa się największe zapotrzebowanie.

Eksponaty przedstawione uczestnikom konferencji dowodzą, że istnieją możliwości potencjalne do opracowań aparatury unikalnej, która przy odpowiedniej koordynacji i stworzeniu zaplecza produkcyjnego byłaby w stanie uniezależnić w poważnym stopniu rynek krajowy od importu zagranicznego.

### Wnioski konferencji

Uczestnicy obrad wysunęli następujące wnioski:

1. Konieczność powołania instytucji wiodącej dla koordynacji prac w dziedzinie przyrządów badawczo-pomiarowych, obejmującej grupę przyrządów do pomiarów dynamicznych wielkości mechanicznych.

2. Konieczność opracowania zaleceń dla unifikacji podstawowych charakterystyk przyrządów badawczo-pomiarowych tego samego typu.

3. Konieczność zorganizowania małoseryjnej produkcji przyrządów badawczo-pomiarowych w zakładzie specjalnie do tego przystosowanym.

4. Należy jak najprędzej podjąć decyzję opracowania prototypu oscylografu pętlicowego na podstawie posiadanych wzorów (K-12-21, NEP lub innych) lub przez zakup licencji.

5. Należy rozpocząć prace nad analizatorami wyników pomiarów z możliwością cyfrowej rejestracji wyniku analizy oraz współpracy z maszynami liczącymi.

6. Konieczność stworzenia na wyższych uczelniach wydziałów kształcących inżynierów pomiarowców, a więc mechaników — znających zasady elektroniki i elektroników — znających zasady mechaniki.

7. Konieczność okresowego organizowania konferencji na temat miernictwa dynamicznych wielkości mechanicznych w okresach dwuletnich.

\* \* \*

Organizatorom tak wartościowej konferencji należą się wyrazy szczerego uznania.

## KRONIKA

■ Ary Szternfeld — wybitny specjalista w zakresie kosmonautyki i popularyzator astronautyki — odwiedził swe rodzinne miasto Sieradz, gdzie spotkał się z mieszkańcami. Społeczeństwo ofiarowało uczonemu dyplom honorowego obywatela Sieradza. Spotkanie z polskimi fachowcami i młodzieżą miało miejsce w auli Uniwersytetu Warszawskiego. Profesor wygłosił odczyt pt. „Spotkanie ze „Wstępem do kosmonautyki”. Szternfeld urodził się w 1905 r., uczył się w Łodzi, a studiował na Uniwersytecie Jagiellońskim. W 1935 r. opuścił Polskę i wyjechał do Zw. Radzieckiego; „Wstęp do kosmonautyki” ukazał się w Moskwie w 1937 r. Powojenne prace prof. Szternfelda miały 60 wydań w 25 językach.

■ Tegoroczny XV — Jubileuszowy Lot Południowo-Zachodniej Polski im. Fr. Żwirki zakończyło zwycięstwo załogi Aeroklubu Śląskiego (II miejsce uzyskał Aeroklub Warszawski). Uczestnicy chwalą oryginalność i atrakcyjność imprezy. Wprowadzone konkurencje (loty w górach i nawigacja nocna na długich trasach) oceniana jako trudne, lecz wartościowe i ciekawe.

■ Piękne zwycięstwo odniósł przedstawiciel Polski J. Ziobro na VI Międzynarodowych Mistrzostwach Szybowcowych we Vrchlabi w Czechosłowacji — uzyskując I lokatę. W zawodach brało udział 41 pilotów na szybowcach produkcji CSRS „Orlik”, w tym 10 pilotów zagranicznych, po dwóch — z NRD, Węgier, Bułgarii, ZSRR i Polski. Cztery dalsze miejsca uzyskała CSRS.

■ W Szybowcowych Mistrzostwach Węgier zawodniczka polska P. Majewska uplasowała się na piątym miejscu. Podstawowy sprzęt mistrzostw stanowiły szybowce „Mucha-Standard” (10) i „Foka” (8 szybowców).

■ A. Dankowska pobiła w lipcu szybowcowy rekord świata przelatując 625 km na trasie Krosno Odrzańskie — Hrubieszów. Prymat w tej konkurencji utraciła pilotka radziecka, posiadaczka rekordu na 608 km.

■ W Erfurcie odbyły się II Mistrzostwa NRD w Akrobacji Samolotowej. Wzięło w nich udział 23 zawodników z NRD, Czechosłowacji, Węgier i Polski. Dwa pierwsze miejsca przyznano Czechom, dwa drugie — pilotom NRD, piąte miejsce zajął nasz doskonały pilot Kasperek, 14 i 15 — Ackerman i Wiland. Drużynowo Polacy zajęli czwarte miejsce na pięć startujących zespołów.

■ Dalekie miejsca uzyskane przez Polaków w Erfurcie jeszcze raz udowodniły, że bez oparcia o właściwy i w niezbędnej ilości sprzęt nie można szkolić pilotów i zwyciężać w akrobacji samolotowej. Trzeźwa ocena sytuacji spowodowała, że zrezygnowano z wystąpienia ekipy zawodników do Hiszpanii na III Mistrzostwa Świata w tej dyscyplinie. Ta bolesna kapitulacja uprzytomni może czynnikiem odpowiedzialnym za sport i przemysł lotniczy w Polsce, że zagadnienie jest problemowe i wymaga pospiesznych i pozytywnych decyzji. Na marginesie informujemy, że Czechosłowacja wysłała do Hiszpanii ekipę złożoną z 5 pilotów i pilotki.

■ Komisja Szybowcowa APRL ustaliła już skład polskiej reprezentacji na mistrzostwa szybowcowe świata, które odbędą się w W. Brytanii w maju — czerwcu 1965 r. W skład ekipy wejda: Fr. Kępka (Bielsko-Biała), E. Makula (Katowice), J. Popiel (Jelenia Góra) i J. Wróblewski (Bydgoszcz) oraz pilot rezerwy — J. Adamek (Warszawa).

■ Kadry zawodników wyznaczonej na mistrzostwa świata w W. Brytanii polecono zgrupować się w Gotartowicach (Rybnicki Okręg Węglowy). Szybowisko w tej miejscowości bowiem ma warunki klimatyczne podobne do panujących w środkowej Anglii.

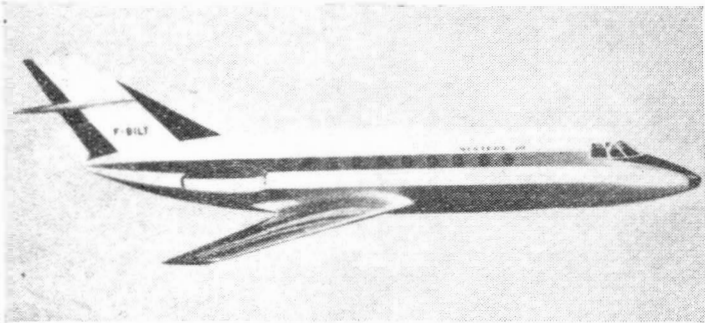
■ W. Soleżyński — spadochroniarz z Wrocławia, zdobył nowy rekord Polski (0,917 m) w skoku z 1500 m z natchmiastowym otwarciem spadochronu. Trzej spadochroniarze jeleniogórscy ustanowili rekord Polski (5,55 m) w grupowym skoku w powyższej konkurencji.



## PROJEKTY ODRZUTOWYCH SAMOLOTÓW PASAŻERSKICH NA KRÓTKIE TRASY

W ostatnich miesiącach ujawniono istnienie szeregu projektów odrzutowych samolotów pasażerskich na krótkie trasy.

Wymienić tu należy przede wszystkim samolot Marcel Dassault „Mystere” 30, będący pochodną samolotu służbowego „Mystere” 20. Samolot ten, którego model pokazano na ostatniej wystawie w Hanowerze, ma być budowany wspólnie przez Francję i Niemcy (firma Siebel). Będzie zabierał 40÷44 pasażerów i latał na trasach o długości od 200 do 1500 km. Według najnowszych danych „Mystere” 30 ma być napędzany dwoma silnikami dwuprzeplywowymi Rolls-Royce RB.172-57 o ciągu startowym 2720 kG i jednostkowym zużyciu paliwa około 0,56 kG/kGh; maksymalny ciąg trwały silników wynosi 2400 kG. Na życzenie silniki



mogą być zaopatrzone w odwracacze ciągu. Mówi się również o zastosowaniu silników SNECMA M-45 „Mars”. Wymiary: rozpiętość 21,0 m; długość 22,5 m; wysokość 6,6 m. Ciężary: maksymalny ciężar całkowity 16 500 kG; maksymalny ciężar przy lądowaniu 15 700 kG. Osiągi: prędkość przelotowa 800 km/h na wysokości 9150 m; zasięg (z pozostawieniem rezerwy paliwa) z 40 pasażerami i z 900 kG ładunku 550 km lub z 40 pasażerami i 225 kG ładunku 1000 km; długość startu ponad 10,7 m przeszkodą około 1200 m. Samolot pokazano na zdjęciu.

Podobny do samolotu „Mystere” 30 jest projektowany przez firmę Hawker Siddeley 35÷40-osobowy samolot HS.136.

Firma Short Brothers and Harland projektuje samolot na 30 pasażerów. Do jego napędu mają służyć dwa silniki dwuprzeplywowe Lycoming PLF1B-2 o dużym stosunku wydatków (6:1) i ciągu 2360—2500 kG. Ciężar całkowity samolotu, noszącego oznaczenie PD. 65, wynosi 14 500 kG, ciężar handlowy 3175 kG, prędkość przelotowa 650 km/h, prędkość minimalna 100 km/h, zasięg około 800 km. Dzięki podwójnym kołom może korzystać z nieutwardzonych pasów startowych o długości 1100 m.

W ramach konkursu ogłoszonego przez FAA (Federal Aviation Agency) amerykańska firma Lear Jet Corp. opracowała projekt samolotu na 23 pasażerów (plus dwie osoby

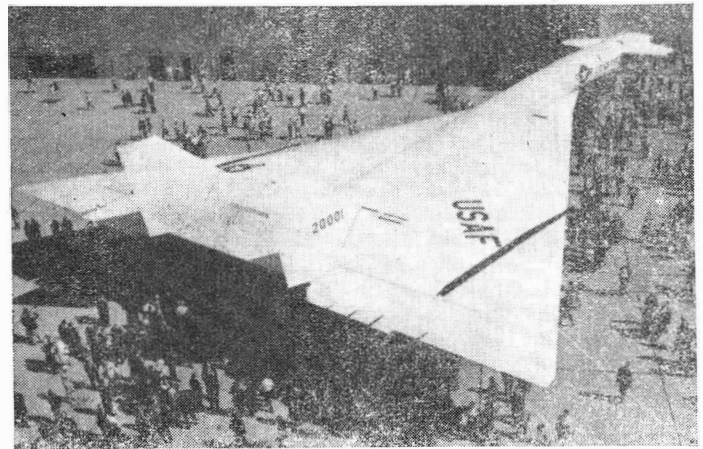
załogi). Do napędu samolotu — o oznaczeniu Modell 28 — przewiduje się zastosowanie dwóch silników dwuprzeplywowych General Electric CF700-2B o ciągu 1900 kG. Układ samolotu jest konwencjonalny: dolnopłatowiec o lekkim skosie skrzydła, usterzenie w kształcie T, silniki zabudowane po bokach ogonowej części kadłuba. — Wymiary: rozpiętość 19,7 m; długość 20,1 m; powierzchnia skrzydła 48,3 m<sup>2</sup>; wydłużenie skrzydła 8. — Ciężary: ciężar samolotu pustego 5160 kG; maksymalny ciężar całkowity 10 570 kG; maksymalny ciężar przy lądowaniu 10 115 kG. Osiągi: prędkość maksymalna 760 km/h na wysokości 6100 m; ekonomiczna prędkość przelotowa 520 km/h na wysokości 6100 m lub 620 km/h na wysokości 10 970 m; prędkość wznoszenia na poziomie morza 16,8 m/sek; pułap praktyczny 11 280 m; długość startu ponad 10,7 m przeszkodą 380 m; zasięg z maksymalnym ciężarem handlowym (2210 kG) i z pozostawieniem rezerwy paliwa 1745 km.

Trochę większy od opisanych samolotów jest samolot Potez 93 oraz samolot Boeing 737. Pierwszy ma ciężar całkowity 19 400 kG, zabiera 50 pasażerów, a jego zasięg wynosi około 1500 km; drugi samolot, Boeing 737, ma przewozić 54 pasażerów. Oba samoloty mają być napędzane silnikami dwuprzeplywowymi Rolls-Royce RB. 183 „Spey Junior” o ciągu około 4000 kG. W.K.

## UKOŃCZENIE BUDOWY PIERWSZEGO EGZEMPLARZA SAMOLOTU XB-70

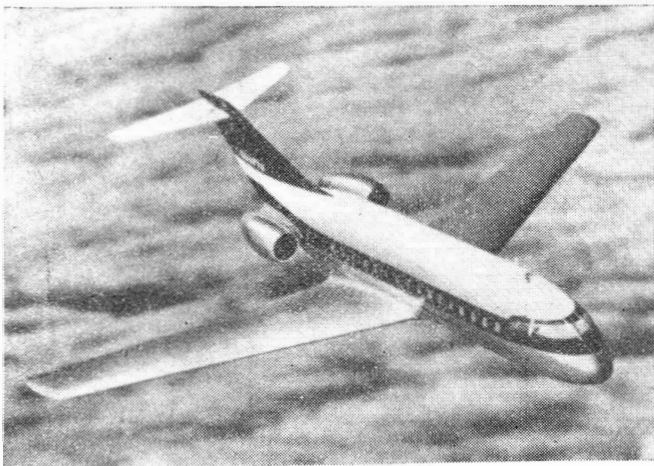
11 maja 1964 r. opuścił halę montażową firmy North American w Palmdale pierwszy egzemplarz samolotu XB70-A, budowanego początkowo jako bombowiec strategiczny i „zdegradowanego” ostatnio do roli samolotu doświadczalnego, który ma dostarczyć danych potrzebnych do rozwoju naddźwiękowych samolotów pasażerskich.

Samolot XB-70 jest nie tylko najdroższym (koszt budowy dwóch egzemplarzy wynosi 1,5 miliarda dolarów), lecz również najcięższym samolotem świata — jego ciężar całkowity wynosi 232 000 kG. W samolocie tym po raz pierwszy wykorzystano falę uderzeniową do zwiększenia siły nośnej —



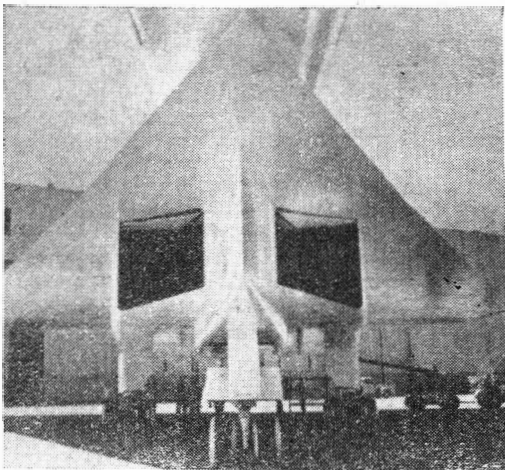
prędkość powietrza w fali uderzeniowej powstającej na krawędzi gondoli silnikowej ulega zmniejszeniu z  $Ma = 3$  do  $Ma = 2,3$ , co powoduje — w związku z odpowiednim położeniem fali uderzeniowej — znaczny wzrost ciśnienia pod skrzydłem. Zwiększa się dzięki temu doskonałość samolotu, a tym samym zmniejsza się zapotrzebowanie mocy i zwiększa zasięg lotu. Końce skrzydła są w locie odchylane do dołu pod kątem 65° w celu zwiększenia stateczności kierunkowej. Pozwala to również na zmniejszenie oporów związanych z wyważeniem samolotu, ponieważ przy odchyleniu końców skrzydła środek ciężkości przesuwa się do przodu, co zapobiega jego wędrowce przy naddźwiękowych prędkościach lotu. Kłapy na krawędzi spływu skrzydła służą równocześnie jako ster wysokości, jako lotki i jako kłapy do lądowania. Są one podzielone na sześć segmentów, aby zapewnić równomierny rozkład obciążeń napędów (dwa na segment) i aby zwiększyć pewność pracy sterów. Wychylenia kłap są ograniczone do  $\pm 30^\circ$ .

Konieczne przy dużych prędkościach lotu i przy lądowaniu siły wyważające są wytwarzane przez dodatkowe płasz-



czyzny nośne umieszczone w nosowej części kadłuba (układ „kaczka”). Płaszczyny te są przestawiane w zakresie od 0 do +6°, a poza tym są zaopatrzone w kłapy wychylane o 25°, które służą do wyważenia samolotu przy lądowaniu, gdy wychylone są kłapy skrzydła.

W związku z tym, że przy prędkości  $Ma = 3$  temperatury konstrukcji dochodzą do 315 °C, do budowy samolotu zastosowano głównie stal nierdzewną (70%), a poza tym stal narzędziową (17%), stopy tytanu (9,5%) oraz specjalne stopy niklu i kobaltu. Szeroko używano lutowane konstrukcje przekładkowe, a nitowanie zastąpiono spawaniem i zgrzewaniem.

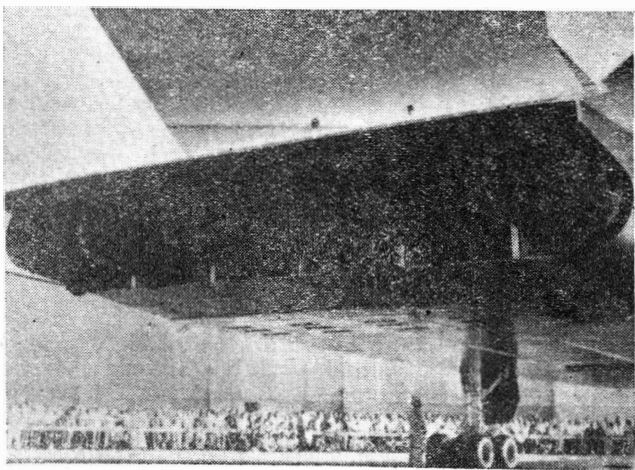


Zabudowane na samolocie silniki General Electric YJ93-GE-3 (paliwo JP-6) nie przechodziły prób w locie. Ograniczono się do 4500 godzin prób na stoisku w warunkach naśladujących różne wysokości i prędkości lotu i do 660 godzin ciągłej pracy w warunkach  $Ma > 2$ . Silniki pracują w zasadzie z dopalaniem rozwijając ciąg 13 600 kG — ciąg łączny 81 600 kG, tj. 34% całkowitego ciężaru samolotu. Stosunek ciągu do ciężaru silnika wynosi 6 : 1. Temperatura przed turbiną jest o kilkaset stopni wyższa niż w konwencjonalnych silnikach. Na chłodzone powietrzem łopatki turbinowe zastosowano specjalny materiał. Trzy hydraulicznie przestawiane płyty w kanale wlotowym gondoli silnikowej regulują wydatek powietrza i odprowadzają na zewnątrz warstwę przyścienną; położenie poszczególnych fal uderzeniowych jest regulowane otworami upustowymi na górnej powierzchni skrzydła.

Kabina załogi jest chłodzona urządzeniem freonowym oraz ścianami transpiracyjnymi. Nie są potrzebne kombinezony ciśnieniowe i maski tlenowe. Urządzenia hydrauliczne pracują przy temperaturach 330° i ciśnieniach 280 kG/cm<sup>2</sup>. Napięcie sieci elektrycznej wynosi 440 V.

Golenie główne podwozia mają po cztery koła. Między kołami każdej pary znajduje się 20 tarcz hamulcowych. „Piąte koło” jest częścią urządzenia zapobiegającego blokowaniu kół przy hamowaniu. Opony Goodrich są pokryte odpornym na temperatury materiałem.

— Wymiary: długość 56,4 m; wysokość 9,1 m; rozpiętość 32,0 m; powierzchnia skrzydła ok. 565 m<sup>2</sup>. — Ciężary: ciężar bez silników i wyposażenia ok. 57 000 kG; ciężar całko-



wity 238 000 kG. — Osiągi: prędkość przelotowa 3200 km/h na wysokości 21 000 km; prędkość lądowania < 280 km/h; zasięg > 12 000 km.

Przed próbami w locie, których rozpoczęcie było zaplanowane na wrzesień, samolot miał być poddany następującym próbom naziemnym: próba obciążeń, próba drgań, badanie urządzeń ciśnieniowych i klimatyzacyjnych, badanie układu napędowego, badanie przyrządów, próby kołowania z małymi i dużymi prędkościami. Próby w locie są obliczone na 180 godzin.

W.K.

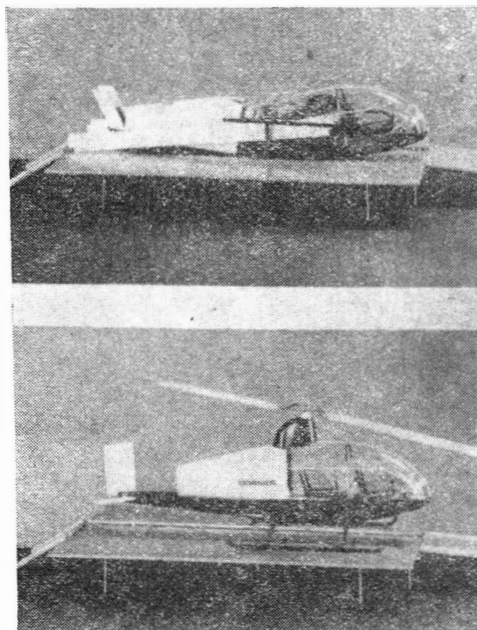
## NOWE ŚMIGŁOWCE NIEMIECKIE

Na ostatniej wystawie w Hanowerze pokazano modele dwóch nowych śmigłowców niemieckich. Pierwszy z nich — pięcioosobowy śmigłowiec wielocelowy Boelkow Bo 105 — jest zaopatrzone w wirnik, którego łopatki są sztywno zamocowane do piasty; konstrukcja łopatki wykazuje dużą elastyczność dzięki wykonaniu ich z tworzywa sztucznego.



Wirnik jest obecnie poddawany systematycznym próbom. Do napędu śmigłowca są przewidziane dwa silniki turbino-we BMW 6022 o mocy 250 KM. Prototyp będzie latać w przyszłym roku.

Drugi śmigłowiec — dwuosobowy Dornier Do32Z — jest rozwinięciem jednoosobowego śmigłowca Do32. Dzięki składanemu wirnikowi śmigłowiec jest przystosowany do transportu na przyczepie samochodowej. Jako napęd ma służyć



wytwornica powietrza BMW 6022L, która doprowadza sprężone powietrze do dysz na końcach łopatek wirnika. — Ciężar nominalny 700 kG, udźwig 390 kG, prędkość maksymalna 140-km/h, zasięg 300 km.

W.K.

# TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

## Działowy spis treści za rok 1964

Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona
<b>Zagadnienia ogólnolotnicze</b>			
E. Jungowski	O wykorzystanie prasy naukowo-technicznej do doszkalania kadr technicznych	1	1
J. Tyrcha	Z historii lotnictwa polskiego	3	80
S. Berżyńska	Z żałobnej karty	3	81
	Poduszkowce	4	92
	Z Międzynarodowych Targów w Brnie	5	132
J. Grzegorzewski	Synteza dwudziestolecia	7	169
W. Kordziński	Przeciwpancerne rakiety pociski kierowane	8	201
	Rozwój egipskiego przemysłu lotniczego	10/11	298
<b>Aerodynamika i mechanika lotu</b>			
E. Lewalska	Opory interferencyjne	2	okł.
J. Tomecka	Nowy czechosłowacki odrzutowiec szkoleniowy C-29	1	2
P. Kwiatkowski	Angielsko-francuskie porozumienie w sprawie naddźwiękowego samolotu pasażerskiego „Concorde”	3	62
J. Wysocki	O własnościach aerodynamicznych skrzydeł z klapami czolowymi (nosowymi)	4	85
A. Rudiuk	Ustroje tłumiące i izolacyjne w lotnictwie	4	103
E. Lewalska	Opory interferencyjne	7	okł.
E. Lewalska	Opory interferencyjne zespołów skrzydło-kadłub-usterzenie	8	okł.
E. Lewalska	Opory interferencyjne układów skrzydeł i gondol silnikowych	9	okł.
W. Łanecka-Makaruk, J. Maryniak	Zagadnienie flatteru skrzydeł szybowców	10/11	253
R. Rowiński	Badania eksperymentalne przepływów hipersonicznych, cz. I	12	305
E. Lewalska	Opory interferencyjne gondol silnikowych	12	okł.
<b>Silniki lotnicze</b>			
M. Łyżwiński, J. Barzykowski	Rakietowe silniki elektryczne, cz. I	1	3
M. Łyżwiński, J. Barzykowski	Rakietowe silniki elektryczne, cz. II	2	29
L. Zapalowicz	Generator harmonicznej składowej przepływu cieczy zasilającej	3	65
J. Polkowski	Modelowanie przepływu w maszynach wirnikowych	4	98
J. Pytliński	Pomiar temperatur płomieni metodą odwróconych linii spektralnych	5	120
	Sprostowanie do art. mgr inż. W. Kordzińskiego	5	131
B. Wiślicki	Procesy spalania paliw węglowodorowych w silnikach przepływowych	6	142
J. Jarosiński, R. Łapucha	Spalanie w turbulentnym strumieniu, cz. I	6	150
J. Grzegorzewski	Badania strefy spalania komory z odparowaniem paliwa lotniczego silnika turbinowego	6	155
V. Pimsner, C. A. Vasilescu, J. Spahiu	Badanie wpływu chemicznych własności paliw na proces spalania w silnikach turbinowych	6	159
B. Wiślicki	Ciepło właściwe niektórych paliw węglowodorowych	6	okł.
J. Jarosiński, R. Łapucha	Spalanie w turbulentnym strumieniu, cz. II	7	176
S. Szczeciński	Przebieg zmian parametrów termodynamicznych podczas rozruchu silnika rakietowego na ciekły środek napędowy	8	197
A. Gołędzinowski, M. Rabenda	Warunki konstrukcyjne i technologiczne, polepszające charakterystykę drganiową silników turbinowych	9	225
E. Sychowicz	Przygotowania do pomiarów drgań łopatek turbin gazowych	9	245
B. Kułakowski	Metody wyznaczania stałej czasowej jednowalowego turbinowego silnika odrzutowego	10/11	266
T. Rajpert	Hałas wywoływany strumieniem gazu spalinowego, cz. I	10/11	272
H. Krajewski	Niektóre problemy niestatecznego spalania w komorze silnika rakietowego na ciekły środek napędowy, cz. I	12	302
R. Rowiński	Badania eksperymentalne przepływów hipersonicznych, cz. I	12	305
T. Rajpert	Hałas wywoływany strumieniem gazu spalinowego, cz. II	12	317
<b>Wytrzymałość</b>			
Arsen Butt-Hussaim	Statyczna wytrzymałość laminatów wzmocnionych włóknem szklanym w podwyższonych i wysokich temperaturach	3	57
A. Gołędzinowski	Warunki konstrukcyjne i technologiczne, polepszające charakterystykę drganiową silników turbinowych	9	225
M. Rabenda	Przygotowania do pomiarów drgań łopatek turbin gazowych	9	245
E. Sychowicz	Technika pomiarów tensometrycznych o wysokiej dokładności	10/11	284
R. Zarzycki	Badania eksperymentalne przepływów hipersonicznych, cz. I	12	305
R. Rowiński	Metoda obliczania czasu pracy skrzydła samolotu transportowego	12	311
K. D. Raithby	Konferencja Naukowo-Techniczna w Instytucie Lotnictwa na temat „Miernictwo dynamicznych wielkości mechanicznych”	12	321
<b>Technologia i materiałoznawstwo</b>			
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. VI	1	okł.
Arsen Butt-Hussaim	Statyczna wytrzymałość laminatów wzmocnionych włóknem szklanym w podwyższonych i wysokich temperaturach	3	57
Z. Poniewierski	Nowy odlewniczy stop aluminium Al Zn 5. MgFe (AC5)	3	72
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. VII	3	okł.

Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. VIII	4	okł.
Z. Rogalski, E. Sychowicz	Własności grubych pokryw anodowych na stopie lekkim AK 6-1	5	124
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. IX	5	okł.
B. Wiślicki	Ciepła właściwe niektórych paliw węglowodorowych	6	okł.
A. Dworak, Z. Moroz, R. Zieliński	Frezarka FYA-31 ze sterowaniem liczbowym ciągłym	7	189
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. X	8	okł.
A. Gołędzinowski, M. Rabenda	Warunki konstrukcyjne i technologiczne, polepszające charakterystykę drganiową silników turbinowych	9	225
S. Pomykała, L. Bukowski	Uniwersalna zgrzewarka punktowa do bardzo cienkich drutów i blach	10/11	283
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. XI	10/11	okł.
<b>Konstruowanie maszyn latających</b>			
J. Tomečka	Nowy czechosłowacki odrzutowiec szkoleniowy C-29	1	2
P. Kwiatkowski	Angielsko-francuskie porozumienie w sprawie naddźwiękowego samolotu pasażerskiego „Concorde”	3	62
A. Rudiuk	Ustroje dźwiękochłonne i izolacyjne w lotnictwie	4	103
R. Witkowski	Długość bezpiecznego startu śmigłowca	5	113
J. Grzegorzewski	Przeciwpancerne rakiety pociski kierowane	8	201
E. Lewalska	Dane aerodynamiczne stosowane przy projektowaniu samolotów. Opory interferencyjne zespołów skrzydło-kadłub-usterzenie	8	okł.
E. Lewalska	Opory interferencyjne układów skrzydeł i gondol silnikowych	9	okł.
W. Łanecka-Makaruk, J. Maryniak	Zagadnienia flatteru skrzydeł szybowców	10/11	253
W. M. Chałdiejew	Wybór racjonalnych parametrów mechanizmów przy projektowaniu szybkich aparatów latających	10/11	259
K. D. Raithby	Metoda obliczania czasu pracy skrzydła samolotu transportowego	12	311
<b>Produkcja</b>			
A. Dworak, Z. Moroz, R. Zieliński	Frezarka FYA-31 ze sterowaniem liczbowym ciągłym	7	189
W. Kordziński	Rozwój egipskiego przemysłu lotniczego	10/11	298
<b>Osprzęt i wyposażenie</b>			
M. Jeżo	Układy przetwornic tranzystorowych stosowanych w lotnictwie	1	12
R. Staniszewski	Dobór optymalnych parametrów dla pomp lotniczych typu odśrodkowego	2	36
L. Zapalowicz	Generator harmonicznej składowej przepływu cieczy zasilającej	3	65
T. Missala	Konferencja naukowo-techniczna ILOT	5	134
T. Missala	Przetworniki pomiarowe przyrządów żyroskopowych, cz. I	7	182
J. Perliński	Przetworniki pomiarowe przyrządów żyroskopowych, cz. II	8	207
W. M. Chałdiejew	Opóźnienia wskazań podstawowych pilotażowych przyrządów ciśnieniowych, cz. II	9	234
	Wybór racjonalnych parametrów mechanizmów przy projektowaniu szybkich aparatów latających	10/11	259
	Konferencja naukowo-techniczna ILOT	12	321
<b>Eksplatacja</b>			
A. Rudiuk	Z frontu walki z hałasem	2	47
S. Augustyniak	Hałasy lotnicze	7	171
T. Rajpert	Hałas wywołany strumieniem gazów spalinowych, cz. I	10/11	272
T. Rajpert	Hałas wywołany strumieniem gazów spalinowych (dokończenie)	12	317
<b>Komunikacja lotnicza</b>			
S. Kołodyński	Zapobieganie zderzeniom samolotów w powietrzu	1	17
A. Chomiński	O pewnej metodzie zastosowania uniwersalnej maszyny cyfrowej do analizy bezpieczeństwa lotów w ruchu lotniczym	2	40
R. Aleksandrowicz	Równoważna długość lotniska	2	47
R. Witkowski	Długość bezpiecznego startu śmigłowca	5	113
R. Aleksandrowicz	Z lotnictwa komunikacyjnego	5	132
	Niektóre organizacyjne i ekonomiczno-techniczne problemy transportu lotniczego	10/11	289
	Z lotnictwa komunikacyjnego	10/11	299
	<b>Lotnicze słownictwo techniczne</b>	1	23
	<b>Nowości techniczne</b>	1	21
		2	50
		3	76
		4	107
		5	127
		6	163
		7	192
		8	214
		9	247
		10/11	294
		12	323
	<b>Nowości patentowe</b>	2	48
	<b>Z lotnictwa komunikacyjnego</b>	2	55
		5	132
		10/11	299
	<b>Na półkach księgarskich</b>	3	81
		5	137
		8	217
	<b>Wiadomości SIMP</b>	4	111
		5	135
		7	195
		8	221
	<b>Kronika</b>	2	56
		3	84
		6	167
		7	196
		8	221
		9	251
		12	322

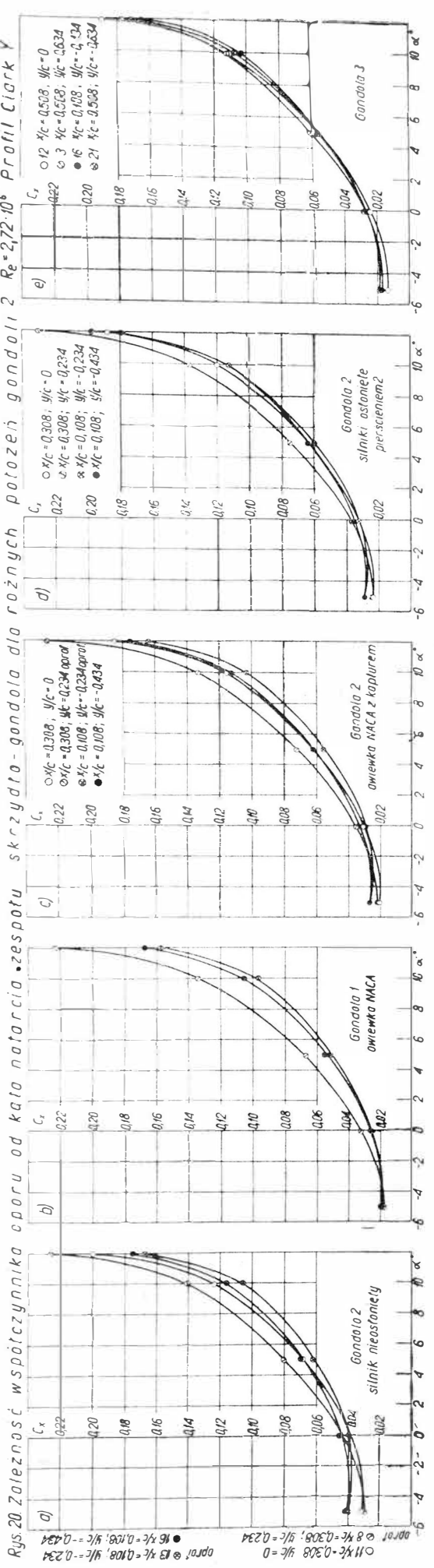
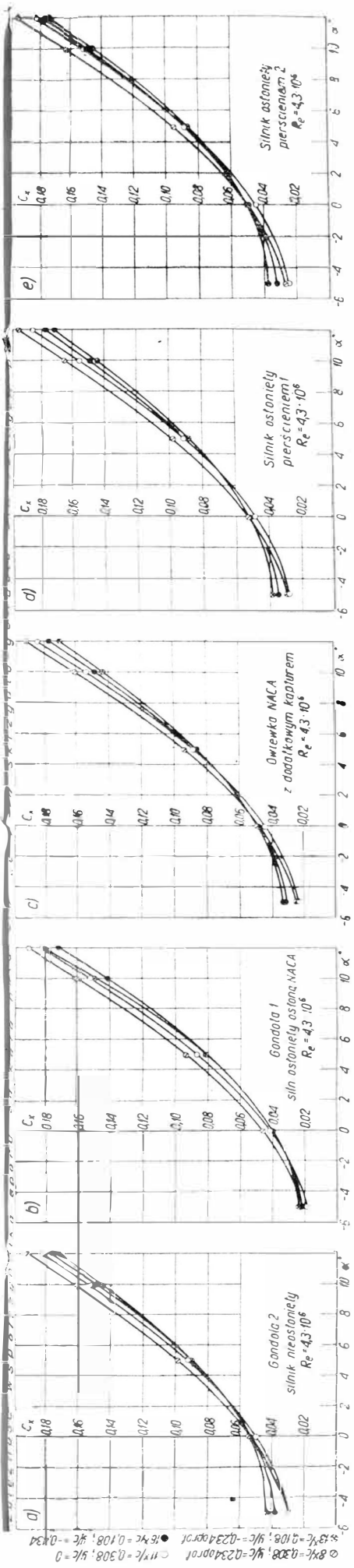
Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona
	<b>Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa</b>	4	112
		5	139
		6	167
		8	223
	<b>Pomoce Konstruktorskie „Techniki Lotniczej”</b>		
A. Ciszewski, T. Radomski E. Lewalska	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. VI: Stopy niobu i molibdenu	1	okł.
	Opory interferencyjne (c.d.). Interferencja skrzydło-kadłub w transonicznym zakresie prędkości	2	okł.
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. VII — Stopy wolframu i tantalu oraz tworzywa ceramiczno-metalowe (cermety)	3	okł.
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. VIII — Aluminium i jego stopy konstrukcyjne	4	okł.
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. IX — Stopy aluminium	5	okł.
B. Wiślicki	Ciepła właściwe niektórych paliw węglowodorowych	6	okł.
E. Lewalska	Opory interferencyjne	7	okł.
E. Lewalska	Opory interferencyjne zespołów skrzydło-kadłub-usterzenie	8	okł.
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. X — Stopy aluminium (c. d.)	8	okł.
E. Lewalska	Opory interferencyjne układów skrzydeł i gondol silnikowych	9	okł.
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. XI — Stopy aluminium (c. d.)	10/11	okł.
E. Lewalska	Opory interferencyjne gondol silnikowych	12	okł.

## SPIS TREŚCI ZA ROK 1964

wg zeszytów

Zeszyt 1	str.		str.
O wykorzystanie prasy naukowo-technicznej do doszkalania kadr technicznych		E. Jungowski — Z historii lotnictwa polskiego . . .	80
J. Tomecka — Nowy czechosłowacki odrzutowiec szkoleniowy C-29	1	Z żałobnej karty . . . . .	81
M. Łyżwiński, J. Barzykowski — Rakietowe silniki elektryczne, cz. I	2	Na półkach księgarskich . . . . .	81
M. Jeżo — Układy przetwornic tranzystorowych stosowanych w lotnictwie	3	Kronika . . . . .	84
S. Kołodyński — Zapobieganie zderzeniom samolotów w powietrzu	12	A. Ciszewski, T. Radomski — Pomoce Konstruktorskie TL: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. VII — Stopy wolframu i tantalu oraz tworzywa ceramiczno-metalowe (cermety)	okł.
Nowości techniczne	17	<b>Zeszyt 4</b>	
Terminologia lotnicza	21	J. Wysocki — O własnościach aerodynamicznych skrzydeł z klapami czołowymi (nosowymi)	85
Spis treści za rok 1963	23	J. Tyrcha — Poduszki	92
A. Ciszewski, T. Radomski — Pomoce Konstruktorskie TL: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. VI: Stopy niobu i molibdenu	25	J. Polkowski — Modelowanie przepływu w maszynach wirnikowych	98
<b>Zeszyt 2</b>		A. Rudiuk — Ustroje dźwiękochłonne i izolacyjne w lotnictwie	103
M. Łyżwiński, J. Barzykowski — Rakietowe silniki elektryczne, cz. II	29	Nowości techniczne	107
R. Staniszewski — Dobór optymalnych parametrów dla pomp lotniczych typu odśrodkowego	36	Wiadomości SIMP	111
A. Chomiński — O pewnej metodzie zastosowania uniwersalnej maszyny cyfrowej do analizy bezpieczeństwa lotów w ruchu lotniczym	40	Przegląd dokumentacyjny lotnictwa	112
R. Aleksandrowicz — Równoważna długość lotniska	44	A. Ciszewski, T. Radomski — Pomoce Konstruktorskie TL: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. VIII — Aluminium i jego stopy konstrukcyjne	okł.
A. Rudiuk — Z frontu walki z hałasem	47	<b>Zeszyt 5</b>	
Nowości patentowe — S. M.	48	R. Witkowski — Długość bezpiecznego startu śmigłowca	113
Nowości techniczne	50	J. Pytliński — Pomiar temperatur płomieni metodą odwróconych linii spektralnych	120
Z lotnictwa komunikacyjnego	55	Z. Rogalski, E. Sychowicz — Własności grubych pokryć anodowych na stopie lekkim AK 6-1	124
Kronika	56	Nowości techniczne	127
E. Lewalska — Pomoce Konstruktorskie TL: Opory interferencyjne (c.d.). Interferencja skrzydło-kadłub w transonicznym zakresie prędkości	okł.	Sprostowanie do art. mgr inż. W. Kordzińskiego	131
<b>Zeszyt 3</b>		Z Międzynarodowych Targów w Brnie w 1963 r. — S. Ber.	132
Arsen Butt-Hussaim — Statyczna wytrzymałość laminatów wzmocnionych włóknem szklanym w podwyższonych i wysokich temperaturach	57	Z lotnictwa komunikacyjnego	132
P. Kwiatkowski — Angielsko-francuskie porozumienie w sprawie naddźwiękowego samolotu pasażerskiego „Concorde”	62	Konferencja naukowo-techniczna ILOT	134
L. Zapałowicz — Generator harmonicznej składowej przepływu cieczy zasilającej	65	Wiadomości SIMP	135
Z. Poniewierski — Nowy odlewniczy stop aluminium AlZn5MgFe (AC5)	72	Na półkach księgarskich	137
Nowości techniczne	76	Przegląd dokumentacyjny lotnictwa	139
		A. Ciszewski, T. Radomski — Pomoce Konstruktorskie TL: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. IX — Stopy aluminium	okł.

	str.	str.
<b>Zeszyt 6</b>		
B. Wiślicki — Procesy spalania paliw węglowodorowych w silnikach przepływowych . . . . .	142	
J. Jarosiński, R. Łapucha — Spalanie w turbulentnym strumieniu, cz. I . . . . .	150	
J. Grzegorzewski — Badania strefy spalania komory z odparowaniem paliwa lotniczego silnika turbino- wego . . . . .	155	
V. Pimsner, C. A. Vasilescu, J. Spahiu — Badanie wpływu chemicznych własności paliw na proces spalania w silnikach turbinowych . . . . .	159	
Nowości techniczne . . . . .	163	
Kronika . . . . .	167	
Przegląd dokumentacyjny lotnictwa . . . . .	167	
B. Wiślicki — Pomoce Konstruktorskie TL: Ciepła właściwe niektórych paliw węglowodorowych . . . . .	okł.	
<b>Zeszyt 7</b>		
Synteza dwudziestolecia . . . . .	169	
S. Augustyniak — Hałasy lotnicze . . . . .	171	
J. Jarosiński, R. Łapucha — Spalanie w turbulentnym strumieniu, cz. II . . . . .	176	
T. Missala — Przetworniki pomiarowe przyrządów żyroskopowych, cz. I . . . . .	182	
A. Dworak, Z. Moroz, R. Zieliński — Frezarka FYA-31 ze sterowaniem liczbowym ciągłym . . . . .	189	
Nowości techniczne . . . . .	192	
Z działalności naszego Stowarzyszenia . . . . .	195	
Kronika . . . . .	196	
E. Lewalska — Pomoce Konstruktorskie TL: Opory interferencyjne, cz. IV . . . . .	okł.	
<b>Zeszyt 8</b>		
S. Szczeciński — Przebieg zmian parametrów termodynamicznych podczas rozruchu silnika raketowego na ciekły środek napędowy . . . . .	197	
J. Grzegorzewski — Przeciwpancerne raketowe pociski kierowane . . . . .	201	
T. Missala — Przetworniki pomiarowe przyrządów żyroskopowych, cz. II . . . . .	207	
Nowości techniczne . . . . .	214	
Na półkach księgarskich . . . . .	217	
Z działalności WCT i SIMP . . . . .	221	
Kronika . . . . .	221	
Przegląd dokumentacyjny lotnictwa . . . . .	223	
E. Lewalska — Pomoce Konstruktorskie TL: Dane aerodynamiczne stosowane przy projektowaniu samolotów. Opory interferencyjne zespołów skrzydło- -kadłub-usterzenie . . . . .	okł.	
A. Ciszewski, T. Radomski — Pomoce Konstruktorskie TL: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. X — Stopy aluminium (c.d.) . . . . .	okł.	
<b>Zeszyt 9</b>		
A. Gołędzinowski, M. Rabenda — Warunki konstrukcyjne i technologiczne, polepszające charakterystykę drganiową silników turbinowych . . . . .	225	
J. Perliński — Opóźnienia wskazań podstawowych pilotażowych przyrządów ciśnieniowych, cz. II . . . . .	234	
E. Sychowicz — Przygotowania do pomiarów drgań łopatek turbin gazowych . . . . .	245	
Nowości techniczne . . . . .	247	
Kronika . . . . .	251	
E. Lewalska — Pomoce Konstruktorskie TL: Opory interferencyjne układów skrzydeł i gondol silnikowych . . . . .	okł.	
<b>Zeszyt 10—11</b>		
W. Łanecka-Makaruk, J. Maryniak — Zagadnienia flatteru skrzydeł szybowców . . . . .	253	
W. M. Chałdiejew — Wybór racjonalnych parametrów mechanizmów przy projektowaniu szybkich aparatów latających . . . . .	259	
B. Kułakowski — Metody wyznaczania stałej czasowej jednowałowego turbinowego silnika odrzutowego . . . . .	266	
T. Rajpert — Hałas wywoływany strumieniem gazów spalinowych, cz. I . . . . .	272	
S. Pomykała, L. Bukowski — Uniwersalna zgrzewarka punktowa do bardzo cienkich drutów i blach . . . . .	283	
R. Zarzycki — Technika pomiarów tensometrycznych o wysokiej dokładności . . . . .	284	
R. Aleksandrowicz — Niektóre organizacyjne i ekonomiczno-techniczne problemy transportu lotniczego . . . . .	289	
Nowości techniczne . . . . .	294	
Z lotnictwa komunikacyjnego . . . . .	299	
Rozwój egipskiego przemysłu lotniczego — W.K. . . . .	298	
A. Ciszewski, T. Radomski — Pomoce Konstruktorskie TL — Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. X — Stopy aluminium (c.d.) . . . . .	okł.	
<b>Zeszyt 12</b>		
H. Krajewski — Niektóre problemy niestatecznego spalania w komorze silnika raketowego na ciekły środek napędowy, cz. I . . . . .	302	
R. Rowiński — Badania eksperymentalne przepływów hipersonicznych, cz. I . . . . .	305	
K. D. Raithby — Metoda obliczania czasu pracy skrzydła samolotu transportowego . . . . .	311	
T. Rajpert — Hałas wywoływany strumieniem gazu spalinowego (dok.) . . . . .	317	
Konferencja Naukowo-Techniczna w Instytucie Lotnictwa na temat „Miernictwo dynamicznych wielkości mechanicznych” . . . . .	321	
Kronika . . . . .	322	
Nowości techniczne . . . . .	323	
Spis treści za rok 1964 . . . . .	341	
E. Lewalska — Pomoce Konstruktorskie TL: Opory interferencyjne gondol silnikowych . . . . .	okł.	



**Opory interferencyjne układów skrzydeł i gondoli silnikowych**

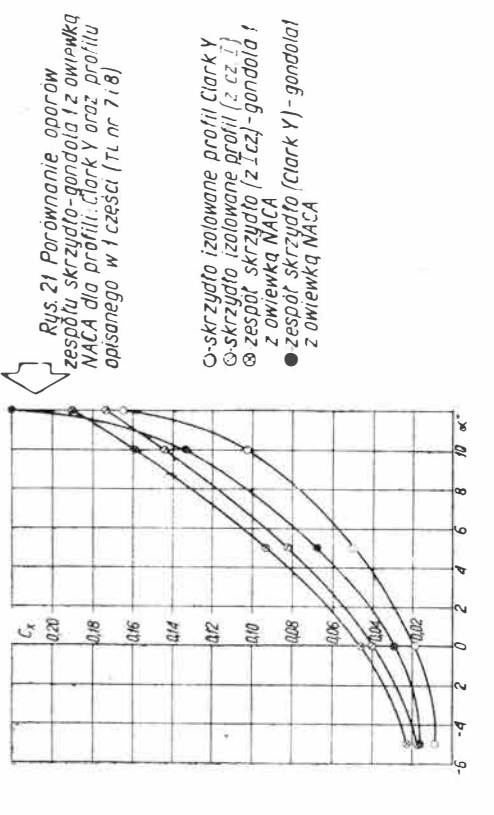
2. Opory interferencyjne konwencjonalnego układu skrzydła i gondoli z uwzględnieniem wpływu geometrii gondoli i owiewków silnikowych. Badania przeprowadzono na modelu i w warunkach opisanych w punkcie 1 (TL nr 7 i 8 z lipca i sierpnia 1964r.). Dodatkowo uwzględniono nowy typ gondoli określany dalej symbolem „2”.

Geometria gondoli 2 jest pokazana na rys. 15. Wykresy na rys. 16 a, b, c, d przedstawiają wpływ różnych rodzajów osłon silnika (umieszczonego w gondoli nr 2) na zależność  $C_x = f(\alpha)$  przy różnych położeniach gondoli względem skrzydła. Tabela 1 podaje wartości współczynnika oporu, zespołu skrzydła-gondola w zależności od położenia gondoli względem skrzydła, kąta natarcia i liczby Reynoldsa.

W tabeli 2i podano wartości współczynnika oporu dla różnych rodzajów owiewek silnika (umieszczonego w gondoli 2) przy różnych położeniach gondoli względem skrzydła, różnych kątach natarcia oraz różnych liczbach Reynoldsa. Na rys. 17 a, b przedstawiono oba rodzaje pierścieni osłaniających silnik (na rys. a - pierścien 1 i na rys. b - pierścien 2). Kapłur na osłonie NACA jest pokazany na rys. 18 a, b.

Uzupelniające badania wpływu geometrii owiewki na opór interferencyjny skrzydła-gondola przeprowadzono na zmieniłym profilu skrzydła o profilu Clark Y (grubość 16,8%, cięciwie 96,5 mm oraz rozpiętości 4829 cm daje wydłużenie  $\lambda = 5$ ). Model silnika bazował nie zmieniony. Badania te obejmowały dodatkowo jeszcze jeden typ gondoli (gondole 3), której schemat jest pokazany na rys. 19. Gondola 3 jest w kształcie prostokątnej bryły o wydłużonym kształcie. Tabela 7 i rys. 20 a, b, c, d przedstawiają wpływ różnych rodzajów osłon silnika na zależność  $C_x = f(\alpha)$  przy różnych położeniach gondoli względem skrzydła. Badane pierścienie oraz kapłur na osłonie NACA są pokazane na rys. 16 a, b i 17 a, b. Położenia gondoli względem skrzydła wyjaśniono schematem na rys. 3.

Rys. 21 przedstawia porównanie krzywych  $C_x = f(\alpha)$  dla zesp. skrzydła-gondola z osł. silnika typu NACA dla profilu Clark Y oraz dla profilu opisanego w 1 cz. (TL nr 7 i 8) z zespołu skrzydła-gondola.



Rys. 21 Porównanie oporów zespołu skrzydła-gondola 1 z owiewką NACA dla profilu Clark Y oraz profilu opisanego w 1 części (TL nr 7 i 8)

- skrzydło izolowane profil Clark Y
- ⊙ skrzydło izolowane profil (z cz. 1)
- ⊗ zespół skrzydła (z 1 cz.) - gondola 1 z owiewką NACA
- zespół skrzydła (Clark Y) - gondola 1 z owiewką NACA

Tabela V

Rodzaj gondoli i osłony silnika	Polozenie gondoli		$V_{\infty} = 22,2 \text{ m/sek}; R_e = 2,15 \cdot 10^6; V_{\infty} = 33,5 \text{ m/sek}; R_e = 3,22 \cdot 10^6; V_{\infty} = 44,6 \text{ m/sek}; R_e = 4,3 \cdot 10^6$																
	Symbol	$\gamma/c$	$\alpha = -5^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = 15^\circ$	$\alpha = 20^\circ$	$\alpha = 25^\circ$	$\alpha = 30^\circ$	$\alpha = 35^\circ$	$\alpha = 40^\circ$	$\alpha = 45^\circ$	$\alpha = 50^\circ$	$\alpha = 55^\circ$	$\alpha = 60^\circ$	$\alpha = 65^\circ$	$\alpha = 70^\circ$	
Skrzydło izolowane			0,180	0,2425	0,2830	0,1440	0,175	0,0415	0,0825	0,1440	0,2155	0,0405	0,0825	0,1440	0,2155	0,0405	0,0825	0,1440	0,2155
Gondola 2	11	0,308	0	0,0325	0,0550	0,1580	0,0925	0,1545	0,0300	0,0500	0,1525	0,0300	0,0500	0,1525	0,0300	0,0500	0,1525	0,0300	0,0500
Silniki nieosłonięte	8	0,308	0,234	0,0315	0,0555	0,0990	0,1640	0,0305	0,0545	0,0980	0,1605	0,0305	0,0545	0,0980	0,1605	0,0305	0,0545	0,0980	0,1605
Gondola 2	13	0,108	-0,234	0,0400	0,0575	0,0915	0,1450	0,0435	0,0550	0,0910	0,1450	0,0435	0,0550	0,0910	0,1450	0,0435	0,0550	0,0910	0,1450
Owiewka NACA z kapturem	16	0,108	-0,434	0,0400	0,0585	0,0930	0,1490	0,0385	0,0560	0,0930	0,1490	0,0385	0,0560	0,0930	0,1490	0,0385	0,0560	0,0930	0,1490
Gondola 2	11	0,308	0	0,0270	0,0485	0,0920	0,1610	0,0245	0,0455	0,0890	0,1565	0,0245	0,0455	0,0890	0,1565	0,0245	0,0455	0,0890	0,1565
Owiewka NACA z kapturem	8	0,308	0,234	0,0270	0,0520	0,0980	0,1680	0,0260	0,0495	0,0955	0,1640	0,0260	0,0495	0,0955	0,1640	0,0260	0,0495	0,0955	0,1640
Gondola 2	13	0,108	-0,234	0,0355	0,0510	0,0880	0,1440	0,0340	0,0505	0,0865	0,1430	0,0335	0,0495	0,0860	0,1420	0,0335	0,0495	0,0860	0,1420
Silniki osłonięte pierścieniem 1	16	0,108	-0,434	0,0340	0,0520	0,0900	0,1500	0,0315	0,0490	0,0890	0,1480	0,0310	0,0490	0,0885	0,1480	0,0310	0,0490	0,0885	0,1480
Gondola 2	11	0,308	0	0,0335	0,0525	0,0945	0,1675	0,0295	0,0503	0,0920	0,1575	0,0285	0,0490	0,0905	0,1562	0,0285	0,0490	0,0905	0,1562
Silniki osłonięte pierścieniem 1	8	0,308	0,234	0,0410	0,0533	0,0910	0,1446	0,0385	0,0520	0,0886	0,1446	0,0380	0,0520	0,0875	0,1447	0,0380	0,0520	0,0875	0,1447
Gondola 2	13	0,108	-0,234	0,0387	0,0550	0,0918	0,1527	0,0365	0,0500	0,0900	0,1500	0,0355	0,0500	0,0890	0,1492	0,0355	0,0500	0,0890	0,1492
Silniki osłonięte pierścieniem 2	16	0,108	-0,434	0,0270	0,0480	0,0910	0,1530	0,0260	0,0460	0,0895	0,1520	0,0250	0,0465	0,0890	0,1510	0,0250	0,0465	0,0890	0,1510
Gondola 2	8	0,308	0,234	0,0280	0,0480	0,0980	0,1720	0,0270	0,0510	0,0965	0,1670	0,0270	0,0510	0,0965	0,1660	0,0270	0,0510	0,0965	0,1660
Silniki osłonięte pierścieniem 2	13	0,108	-0,234	0,0405	0,0530	0,0880	0,1465	0,0385	0,0505	0,0865	0,1460	0,0380	0,0500	0,0860	0,1460	0,0380	0,0500	0,0860	0,1460
Gondola 2	16	0,108	-0,434	0,0335	0,0520	0,0910	0,1500	0,0325	0,0500	0,0900	0,1500	0,0320	0,0495	0,0890	0,1490	0,0320	0,0495	0,0890	0,1490

Uwaga: W polozeniu gondoli: 8 i 13 zastosowano aprofilowane przejście skrzydła - gondola.

Tabela VI

Rodzaj gondoli i osłony	Polozenie gondoli		$V_{\infty} = 22,2 \text{ m/sek}; R_e = 2,15 \cdot 10^6; V_{\infty} = 33,5 \text{ m/sek}; R_e = 3,22 \cdot 10^6; V_{\infty} = 44,6 \text{ m/sek}; R_e = 4,3 \cdot 10^6$															
	Symbol	$\gamma/c$	$\alpha = -5^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = 15^\circ$	$\alpha = 20^\circ$	$\alpha = 25^\circ$	$\alpha = 30^\circ$	$\alpha = 35^\circ$	$\alpha = 40^\circ$	$\alpha = 45^\circ$	$\alpha = 50^\circ$	$\alpha = 55^\circ$	$\alpha = 60^\circ$	$\alpha = 65^\circ$	$\alpha = 70^\circ$
Gondola 2	11	0,308	0	0,0055	0,0065	0,0045	-0,0030	0,0065	0,0035	0,0020	0,0020	0,0070	0,0055	0,0030	0,0015	0,0010	0,0010	0,0010
Silniki osłonięte pierścieniem 2	8	0,308	0,234	0,0045	0,0035	0,0010	-0,0040	0,0045	0,0025	-0,0015	0,0025	0,0050	0,0045	0,0020	0,0015	0,0005	0,0005	0,0005
Gondola 2	13	0,108	-0,234	0,0085	0,0065	0,0010	-0,0095	0,0045	0,0025	0,0020	0,0070	0,0055	0,0030	0,0020	0,0015	0,0010	0,0010	0,0010
Silniki osłonięte pierścieniem 2	16	0,108	-0,434	0,0060	0,0045	0,0030	-0,0010	0,0070	0,0040	0,0010	0,0070	0,0055	0,0030	0,0020	0,0015	0,0010	0,0010	0,0010
Gondola 2	11	0,308	0	-0,0010	0,0025	0,0020	-0,0095	0,0015	0,0015	-0,0042	0,0042	0	0,0030	0,0025	0,0020	0,0020	0,0020	0,0020
Silniki osłonięte pierścieniem 2	8	0,308	0,234	-0,0020	0,0003	-0,0100	-0,0055	0	0,0015	-0,0042	0,0042	0	0,0030	0,0025	0,0020	0,0020	0,0020	0,0020
Gondola 2	13	0,108	-0,234	0,0030	0,0042	0,0005	0,0004	0,0050	0,0030	0,0024	0,0060	0,0060	0,0030	0,0020	0,0015	0,0010	0,0010	0,0010
Silniki osłonięte pierścieniem 2	16	0,108	-0,434	0,0015	0,0015	0,0012	-0,0037	0,0020	0,0040	0,0030	0,0025	0,0050	0,0045	0,0030	0,0025	0,0025	0,0025	0,0025
Gondola 2	11	0,308	0	0,0055	0,0070	0,0055	0,0050	0,0050	0,0050	0,0050	0,0050	0,0050	0,0050	0,0050	0,0050	0,0050	0,0050	0,0050
Silniki osłonięte pierścieniem 2	8	0,308	0,234	0,0035	0,0025	0,0010	-0,0060	0,0035	0,0035	0,0015	0,0045	0,0015	0,0035	0,0025	0,0025	0,0025	0,0025	0,0025
Gondola 2	13	0,108	-0,234	0,0035	0,0045	0,0035	-0,0015	0,0050	0,0035	0,0015	0,0060	0,0060	0,0035	0,0025	0,0025	0,0025	0,0025	0,0025
Silniki osłonięte pierścieniem 2	16	0,108	-0,434	0,0065	0	0,0020	-0,0010	0,0060	0,0030	-0,0010	0,0060	0,0060	0,0030	0,0020	0,0020	0,0020	0,0020	0,0020

Uwaga: Podane w tabelce liczby stanowią różnice obrotów zespołu skrzydła z obrotą gondoli i owiewką w stosunku do zespołu skrzydła z gondolą 2 bez owiewki.

Tabela VII

Rodzaj gondoli i osłony	Polozenie gondoli		$V_{\infty} = 22,2 \text{ m/sek}; R_e = 1,35 \cdot 10^6; V_{\infty} = 33,5 \text{ m/sek}; R_e = 2,04 \cdot 10^6; V_{\infty} = 44,6 \text{ m/sek}; R_e = 2,72 \cdot 10^6$															
	Symbol	$\gamma/c$	$\alpha = -5^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = 15^\circ$	$\alpha = 20^\circ$	$\alpha = 25^\circ$	$\alpha = 30^\circ$	$\alpha = 35^\circ$	$\alpha = 40^\circ$	$\alpha = 45^\circ$	$\alpha = 50^\circ$	$\alpha = 55^\circ$	$\alpha = 60^\circ$	$\alpha = 65^\circ$	$\alpha = 70^\circ$
Skrzydło izolowane			0,0095	0,0210	0,0522	0,1011	0,0092	0,0202	0,0509	0,1012	0,0086	0,0192	0,0492	0,1013	0,1656	0,1013	0,1656	0,1656
Gondola 2	11	0,308	0	0,0320	0,0390	0,0555	0,1260	0,0310	0,0360	0,0555	0,1010	0,0263	0,0305	0,0555	0,1010	0,1640	0,1650	0,1650
Silniki nieosłonięte	8	0,308	0,234	0,0475	0,0490	0,0625	0,1430	0,0425	0,0465	0,0802	0,1415	0,0280	0,0340	0,0550	0,1010	0,1640	0,1650	0,1650
Gondola 2	13	0,108	-0,234	0,0400	0,0400	0,0630	0,1070	0,0380	0,0390	0,0620	0,1060	0,0375	0,0375	0,0600	0,1040	0,1670	0,1670	0,1670
Silniki nieosłonięte	16	0,108	-0,434	0,0425	0,0450	0,0710	0,1150	0,0442	0,0442	0,0620	0,1150	0,0430	0,0430	0,0690	0,1150	0,1750	0,1750	0,1750
Gondola 2	11	0,308	0	0,0215	0,0320	0,0625	0,1400	0,0207	0,0312	0,0615	0,1400	0,0190	0,0290	0,0600	0,1400	0,1840	0,1840	0,1840
Silniki nieosłonięte	8	0,308	0,234	0,0230	0,0375	0,0530	0,1330	0,0222	0,0365	0,0725	0,1320	0,0210	0,0350	0,0705	0,1320	0,1840	0,1840	0,1840
Gondola 2	13	0,108	-0,234	0,0310	0,0315	0,0555	0,1010	0,0263	0,0305	0,0555	0,1010	0,0260	0,0290	0,0550	0,1010	0,1590	0,1590	0,1590
Silniki nieosłonięte	16	0,108	-0,434	0,0300	0,0345	0,0570	0,1100	0,0285	0,0340	0,0622	0,1100	0,0260	0,0330	0,0610	0,1100	0,1750	0,1750	0,1750
Gondola 2	11	0,308	0	0,0235	0,0335	0,0630	0,1290	0,0227	0,0325	0,0635	0,1290	0,0215	0,0310	0,0625	0,1290	0,1750	0,1750	0,1750
Silniki nieosłonięte	8	0,308	0,234	0,0260	0,0400	0,0785	0,1370	0,0253	0,0385	0,0770	0,1363	0,0240	0,0360	0,0740	0,1360	0,1920	0,1920	0,1920
Gondola 2	13	0,108	-0,234	0,0310	0,0340	0,0590	0,1110	0,0295	0,0343	0,0690	0,1110	0,0270	0,0320	0,0690	0,1110	0,1700	0,1700	0,1700
Silniki nieosłonięte	16	0,108	-0,434	0,0300	0,0350	0,0595	0,125	0,0290	0,0348	0,0625	0,125	0,0275	0,0345	0,0625	0,125	0,1790	0,1790	0,1790
Gondola 2	11	0,308	0	0,0210	0,0230	0,0550	0,1100	0,0210	0,0230	0,0550	0,1100	0,0210	0,0230	0,0550	0,1100	0,1680	0,1680	0,1680
Silniki nieosłonięte	8	0,308	0,234	0,0200	0,0225	0,0565	0,1150	0,0200	0,0225	0,0565	0,1150	0,0200	0,0225	0,0565	0,1150	0,1700	0,1700	0,1700
Gondola 2	13	0,108	-0,234	0,0200	0,0215	0,0565	0,1035	0,0200	0,0215	0,0565	0,1035	0,0200	0,0215	0,0565	0,1035	0,1655	0,1655	0,1655
Silniki nieosłonięte	16	0,108	-0,434	0,0220	0,0235	0,0585	0,1070	0,0205	0,0235	0,0570	0,1065	0,0200	0,0235	0,0560	0,1050	0,1710	0,1710	0,1710
Gondola 2	11	0,308	0	0,0185	0,0350	0,0690	0,1365	0,0170	0,0320	0,06								