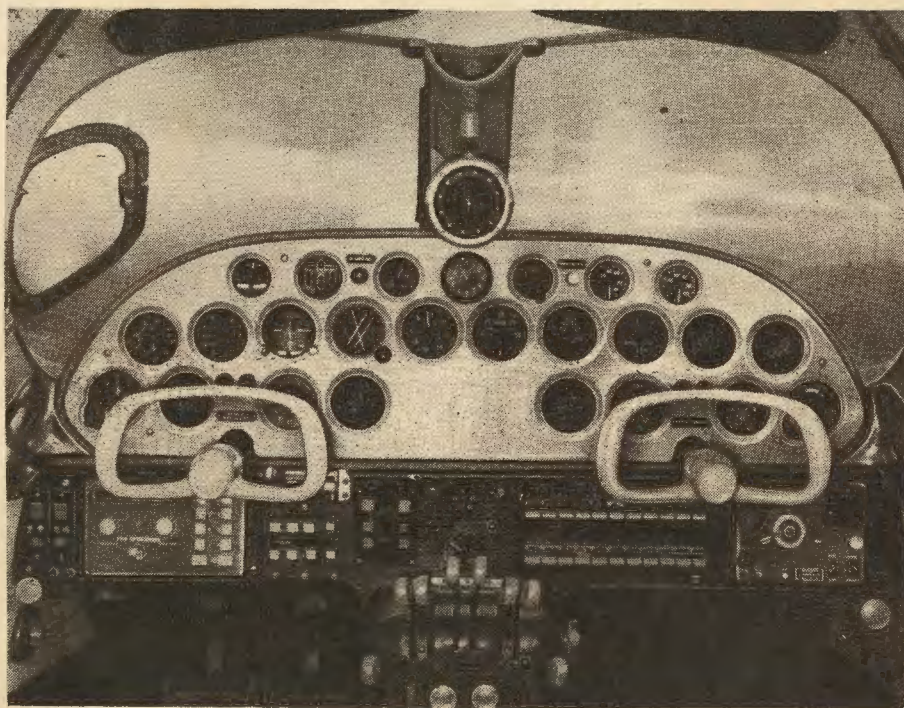


12

# TECHNIKA LOTNICZA

**MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH  
GRUDZIEŃ 1961**



**WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT**

# POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

## Stateczność płyt płaskich i zakrzywionych poddanych działaniu różnych obciążeń

Zebrał i opracował mgr inż. Z. Łapiński

Przez naprężenie krytyczne należy rozumieć, że jest to najmniejsza wielkość naprężenia, przy którym powstaje pierwsza jawa wybojczająca płytę. Wszystkie zależności na  $\sigma_{kr}$  ważne są tylko w granicach sprężystości. Rozpatrzono płyty o różnych sposobach zamocowania krawędzi, poddane działaniu różnych obciążeń.

Rys. 1. Naprężenia krytyczne — ze względu na wybojczenie płaskiej prostokątnej płyty ściskanej — oblicza się z zależności:

$$\sigma_{kr} = k \cdot E \left( \frac{t}{b} \right)^2 \text{ kG/cm}^2$$

gdzie:  $t$  — cm — grubość płyty,  
 $a$  — cm — długość płyty,  
 $b$  — cm — szerokość płyty,  
 $E$  — kG/cm<sup>2</sup> — moduł Younga,  
 $\nu$  — liczba Poissona,  
 $k$  — współczynnik naprężeń krytycznych przy wybojczeniu, zależny od sposobu podparcia brzegów płyty,

stosunku  $\frac{a}{b}$  i liczby Poissona.

Krzywe na rys. 1 odnoszą się do materiałów izotropowych i są wykreślone dla  $\nu = 0,33$ , to jest dla takich materiałów jak stal i dural. Krawędzie płyty obciążone na rys. 1 nazwano: „końce płyty”, a krawędzie równoległe do kierunku obciążenia: — „boki płyty”.

- Krzywa:
- 1) końce i boki płyty zamocowane sztywno,
  - 2) końce płyty swobodnie podparte, a boki płyty zamocowane sztywno,
  - 3) końce płyty zamocowane sztywno, a boki płyty swobodnie podparte,
  - 4) końce i boki płyty swobodnie podparte,
  - 5) końce płyty swobodnie podparte, jeden bok płyty sztywno zamocowany, a drugi swobodnie podparty,
  - 6) końce płyty swobodnie podparte, jeden bok płyty swobodnie podparty, a drugi całkowicie swobodny,
  - 7) końce płyty swobodnie podparte, boki płyty całkowicie swobodne.

Rys. 2. Naprężenia krytyczne dla prostokątnej płyty płaskiej obciążonej naprężeniami ścinającymi:

$$\tau_{kr} = kE \left( \frac{t}{b} \right)^2 \text{ kG/cm}^2$$

$k$  — współczynnik naprężeń krytycznych przy ścinaniu, zależny od sposobu podparcia brzegów płyty, stosunku  $\frac{a}{b}$  i liczby Poissona.

Krzywe na rys. 2 odnoszą się do materiałów izotropowych i są wykreślone dla  $\nu = 0,33$ , to jest dla takich materiałów, jak stal i dural. Krawędzie płyty na rys. 2 o długości „a” będą się nazywać: „bok a”, a krawędzie o długości „b” — „bok b”.

- Krzywa:
- 1) wszystkie boki płyty sztywno zamocowane,
  - 2) boki „a” sztywno zamocowane, boki „b” swobodnie podparte,
  - 3) boki „a” swobodnie podparte, a boki „b” sztywno zamocowane,
  - 4) wszystkie boki swobodnie podparte.

Rys. 3. Naprężenie krytyczne dla prostokątnej płyty płaskiej, obciążonej w obu kierunkach (dla  $\frac{a}{b} \geq 1$ ).

Płyta jest sztywno zamocowana na wszystkich czterech krawędziach.  
 $m$  — ilość półfal wzdłuż boku o długości  $a$ , gdy płyta ulegnie wybojczeniu.

$$\sigma_0 = \frac{\pi^2 E}{3(1-\nu^2)} \left( \frac{t}{b} \right)^2 \text{ kG/cm}^2$$

Dla zestawionych wielkości:  $\frac{a}{b}, \frac{c_y}{\sigma_0}, \frac{\sigma_{xkr}}{\sigma_0}$ , płyta przy wybojczeniu ma zawsze jedną półfalę wzdłuż boku o długości  $b$  i ma  $m$  półfal wzdłuż boku o długości  $a$ .

Każde z przyłożonych naprężeń  $\sigma_x$  i  $\sigma_y$  w przypadku, gdy jest naprężeniem ściskającym, musi być mniejsze od naprężenia krytycznego  $\sigma_{kr}$ , obliczonego wzdług rys. 1. Przy założeniu, że  $\sigma_x > \sigma_y$  wymiarującym płytę naprężeniem krytycznym będzie  $\sigma_{xkr}$ . Naprężenie  $\sigma_y$  może być naprężeniem ściskającym lub rozciągającym.

Przykład obliczenia  $\sigma_{xkr}$ :

Płyta:  $a = 30$  cm,  $b = 15$  cm,  $t = 0,1$  cm,  $E = 750\,000$  kG/cm<sup>2</sup>,  $\nu = 0,33$ , do której przyłożono naprężenia ściskające,  $\sigma_y = +87$  kG/cm<sup>2</sup> (dla tych wykresów przyjęto, że naprężenia ściskające mają znak +, a naprężenia rozciągające znak -).

$$\sigma_0 = \frac{\pi^2 \cdot 75 \cdot 10^4}{3(1-0,33^2)} \cdot \left( \frac{0,1}{15} \right)^2 = 124 \text{ kG/cm}^2; \frac{c_y}{\sigma_0} = + \frac{87}{124} = + 0,70.$$

Z wykresu dla danego  $\frac{a}{b} = \frac{30}{15} = 2$  i  $\frac{c_y}{\sigma_0} = + 0,70$  odnajduje się

stosunek  $\frac{\sigma_{xkr}}{\sigma_0} = 1,45$ , stąd

$$\sigma_{xkr} = 1,45 \cdot \sigma_0 = 1,45 \cdot 124 = 130 \text{ kG/cm}^2$$

### TREŚĆ

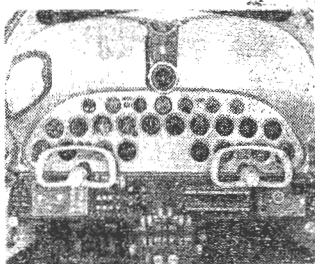
Rok 1962 w przemyśle lotniczym . . . . .	289
SZ. PILECKI — Statystyczna analiza zmiennych obciążeń zewnętrznych samolotu . . . . .	290
Z. ŁAPIŃSKI — Zagadnienie lotu rakiety w polu grawitacji . . . . .	299
J. KAPUSCINSKI — Wpływ parametrów zgrzewania na korozję połączeń zgrzewanych ze stopów lekkich . . . . .	304
T. RAJPERT — Hałas wywołany przez silniki współczesnych samolotów i sposoby jego zwalczania, cz. II . . . . .	307
Nowości Techniczne . . . . .	316
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa . . . . .	318
Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej: Z. ŁAPIŃSKI — Stateczność płyt płaskich i zakrzywionych poddanych działaniu różnych obciążeń . . . . .	okł.

### CONTENTS

1962 year in the polish aircraft industry . . . . .	page 289
SZ. PILECKI — Statistical analysis of aircraft external changing loads . . . . .	290
Z. ŁAPIŃSKI — The problem of rocket flight in gravitational field . . . . .	299
J. KAPUSCINSKI — Influence of pressure welding parameters on corrosion of welded junctions of light alloys . . . . .	304
T. RAJPERT — The noise made by engines of modern aircraft and means to suppress it, part II . . . . .	307
Technical News . . . . .	316
Aviation Documentation Review . . . . .	318
Designer's Data Sheets: Z. ŁAPIŃSKI — Stability of flat and swepted plates under operation of various loads on cover . . . . .	318

### СОДЕРЖАНИЕ

1962 год в авиационной промышленности . . . . .	Стр. 289
SZ. PILECKI — Статистический анализ знакопеременных внешних нагрузок самолёта . . . . .	290
Z. ŁAPIŃSKI — Проблемы полёта ракеты в поле гравитации . . . . .	299
J. KAPUSCINSKI — Влияние параметров сварки на коррозию свариваемых соединений из лёгких сплавов . . . . .	304
T. RAJPERT — Шум вызываемый двигателями современных самолётов и способы его преодоления, часть II . . . . .	307
Технические новости . . . . .	316
Документационный обзор авиации . . . . .	318
Конструкторские пособия авиационной техники: Z. ŁAPIŃSKI — Стабильность плоских и искривленных плит подвергнутых действию разных нагрузок . . . . .	окл.



### NASZA OKŁADKA

Tablica przyrządów pokładowych samolotu turystycznego „Morava”

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

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

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

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Warszawa 1961 r. Ark. druk. 4, Format A4. Nakład 800 egz. Papier druk. sat. kl. V, 70 g, 61 × 86. Wrocławska Drukarnia Dzielowa — Zam. 264/A — T-6





# TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XVI

GRUDZIEŃ 1961 R.

ZESZYT 12

## Rok 1962 w przemyśle lotniczym

Rok 1961, pierwszy rok planu pięcioletniego, dobiega już końca. Rozważaniom na temat realizacji założeń planowanych na ten rok dla przemysłu lotniczego poświęcimy specjalnie miejsce w jednym z przyszłych zeszytów naszego czasopisma. Obecnie natomiast zastanowimy się, jakie aktywność do gospodarki społecznej ma wnieść przemysł lotniczy w 1962 roku.

Rolnictwo i leśnictwo dla walki ze szkodnikami otrzyma dalsze partie znanych samolotów PZL. 101 „Gawron” oraz śmigłowców SM. 1.

Służba zdrowia zasilona zostanie serią śmigłowców łącznikowo-sanitarnych, pochodzących z tej samej rodziny sprzętu wielocelowego.

Aeroklub PRL w 1962 r. otrzyma serię produkcyjną szybowców akrobacyjnych „Kobuz”. Szybowce tego typu (posiadające wiele elementów z tworzyw sztucznych), o doskonałości około 27, nie ustępujące najlepszym jednostkom zagranicznym — przyczynią się do podniesienia klasy wyszkolenia pilotów szybowcowych w kraju. „Kobuzy” stanowiąc także atrakcyjny wyrób eksportowy.

W roku przyszłym aerokluby będą przejmować od przemysłu partie samolotów PZL. 104 „Wilga” oraz M. 4, które obecnie są w fazie uruchomienia produkcyjnego.

PZL. 104 — to lekki metalowy samolot wielocelowy, 4-osobowy, z silnikiem WN-6R, 220 KM, produkowany w wersji transportowej, rolniczej lub sanitarnej.

Samolot szkoleniowo-treningowy M. 4 — to 2—4-osobowa jednostka całkowicie metalowa z silnikiem WN-6, 180 KM.

Poza wyżej wymienionymi, w przygotowaniu produkcyjnym znajduje się dwumiejscowy szybowiec wyczynowo-treningowy „Kormoran”. Ten całkowicie metalowy szybowiec, przeznaczony do masowego szkolenia, pozwoli na wyeliminowanie jednego stopnia motorowego w szkoleniu pilotów. Typ ten należeć będzie do asortymentu eksportowego.

W roku przyszłym przemysł lotniczy zapowiada przedstawienie kilku interesujących prototypów. Należy tu wymienić poważnie zmodyfikowaną wersję samolotu rolniczego PZL. 104 B. Nowelizacja wprowadzi znaczne polepszenie widoczności, zastosowanie rotacyjnych dysz i pełne zabezpieczenie przeciwkorozyjne.

Poważnym osiągnięciem będzie wypuszczenie prototypu samolotu fotogrametrycznego, opartego na konstrukcji znanego samolotu pasażerskiego MD. 12.

W zakresie śmigłowców nowe konstrukcje reprezentować będzie prototyp wielozadaniowego śmigłowca 3-osobowego „Łątka” z silnikiem WN-68, 200 KM. Jak wynika z zestawienia parametrów, ten ekonomiczny, nowoczesny śmigłowiec dobrze wytrzymuje porównanie z jednostkami zachodnimi.

Nowe szybowce reprezentować będzie „Foka 2” o doskonałości 36. Szybowce tego typu wezmą udział w Szybowcowych Mistrzostwach Świata w początku 1963 r., w klasie „Standard”.

W biurach konstrukcyjnych powstawać będą projekty nowego sprzętu latającego. Wymienić tu przede wszystkim należy samolot rolniczy M. 12. Jak wiadomo, w ramach międzynarodowej współpracy RWPG, Polsce przypada obowiązek projektowania i budowy samolotów wielocelowych. Według założeń M. 12 ma charakterystykę następującą: silnik tłokowy Lit. 4, moc 575 KM, prędkość maks. 230 km/h, zasięg 700 km, pułap 5000 m, prędkość wznoszenia 4,0 m/sek, ciężar 3000 kG, ładowność 1000 kG.

W 1962 r. zostanie również zakończona konstrukcja szybowca zawodniczego w klasie otwartej „Zefir 3”, o doskonałości ponad 35.

Na uwagę zasługuje przyszłoroczny program prac rozwojowych w zakresie łopat nośnych z laminatów (żywica epoksydowa, wzmocniona włóknem szklanym). Łopaty takie zapewniają bardzo wysoką wytrzymałość na zmęczenie, dużą odporność na wpływy atmosferyczne, wytwarzanie nie wymagające kosztownych urządzeń.

Zrozumiałe jest, że plany przemysłowe 1962 r. przewidyują rozwój niezbędnej bazy silnikowej. Zostanie więc wyprodukowana seria 6-cylindrowych silników tłokowych układu „boxer”, chłodzonych powietrzem WN-6, 180 KM. Uruchomienia silnikowe obejmują wersję WN-6R, 220 KM z reduktorem oraz WN-6S, 220/200 KM z reduktorem i wentylatorem, wreszcie adaptowany silnik tłokowy, 7-cylindrowy, Lit. 4,575 KM. Równocześnie planuje się prowadzenie intensywnych prac, mających za cel zwiększenie rezerwu silników.

Należy się spodziewać, że w 1962 r. poważnie nadrobi się opóźnienie w dostawie wyposażenia dla sprzętu latającego przez zakłady osprzętowe. Za kilka miesięcy ukaże się, w partii prototypowej, sztuczny horyzont szybowcowy, zasilany z przetwornicy tranzystorowej. Oczekuje się opanowania produkcji nowoczesnych lotniczych układów hydraulicznych na ciśnienie robocze 210 kG/cm<sup>2</sup>. Ukaże się osprzęt silnikowy, jak: paliwomierze pojemnościowe, przepływomierze wydatku całkowitego i chwilowego, pompa wtryskowa pośredniego wtrysku, układy zapłonowe wysokiej energii, prądorozruszniki, manometry elektryczne dla wysokich ciśnień. Nie została niestety zapewniona produkcja krajowych urządzeń radiowych. Należy wyrazić nadzieję, że sprawa ta uzyska niezbędne decyzje i poparcie władz.

Plany Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego na 1962 r. przewidują poważne zwiększenie wydajności pracowników bezpośrednich oraz produkcji globalnej przy znacznie mniejszym wzroście zatrudnienia. Na takie wyniki wpłynąć powinno w pierwszym rzędzie polepszenie istniejącej technologii i wprowadzenie nowych procesów produkcyjnych. Zamierzenia w tym zakresie z każdym rokiem poszerzają się i pogłębiają.

Wzrastające zrozumienie ze strony kierownictwa i załóg zakładów gwarantują, że jeszcze szereg nowych, nie planowanych konstrukcji i procesów technologicznych uzupełni ambitny plan naszego przemysłu.

*Wszystkim pracownikom technicznym,  
naukowym oraz sympatykom lotnictwa*

*REDAKCJA „Techniki Lotniczej”*

*ZYCHY wesołych świąt i pomyślnego Nowego Roku*

# Statystyczna analiza zmiennych obciążeń zewnętrznych samolotu

## 1. Wpływ przypadkowych obciążeń zmiennych na wytrzymałość samolotu

Na wymaganą wytrzymałość samolotu decydujący wpływ wywierają obciążenia powstające w trzech zasadniczych odmianach ruchu: w lotach krzywoliniowych, w lotach w burzliwej atmosferze oraz podczas lądowania i startu. Obciążenia, powstające podczas lotów krzywoliniowych, lądowania i startu, można poddać ściślejszej i pewniejszej kontroli, gdyż w dużym stopniu zależą one od pilota, natomiast obciążenia wywołane burzliwością atmosfery w znacznie większym stopniu zależą od czynników zewnętrznych i często nie tylko nie można ich regulować lecz również nie łatwo dają się one z góry ustalić czy przewidzieć. Dla ułatwienia tego zadania chętnie korzysta się z metod statystycznych, jakkolwiek zastosowanie statystyki w badaniach wytrzymałościowych samolotu napotyka na trudności wynikające z faktu, iż liczba pęknięć, obserwowanych w eksploatacji, w sensie statystycznym jest stosunkowo niewielka, a ze względu na specyficzne warunki eksploatacji i awarii samolotów nie zawsze udaje się ustalić przyczyny złomów i towarzyszące im okoliczności. Z drugiej jednak strony trudności te powinny skłaniać do opracowywania uogólnionych metod, umożliwiających wykorzystanie stosunkowo skąpych danych doświadczalnych dla przewidywania wpływu eksploatacji na osłabienie konstrukcji i możliwości powstania pęknięć i dlatego czynniki te wpływają na wzrost zainteresowania metodami statystycznymi.

Wpływ obciążeń zewnętrznych na wymaganą wytrzymałość samolotu należy rozważać w dwóch aspektach — wytrzymałości doraźnej i wytrzymałości zmęczeniowej. W pierwszym zagadnieniu konstruktorzy zetknęli się znacznie wcześniej niż w drugim, jednak dotychczas żadne z nich nie jest opracowane ostatecznie.

### 1.1. Kształtowanie wymagań dotyczących wytrzymałości doraźnej

Kwestia wpływu zmiennych obciążeń zewnętrznych na wytrzymałość doraźną zarówno ze względu na to, iż jest dłużej badana, jak i na to, że kryje w sobie mniej obszernej problematykę, stanowi znacznie węższe pole poszukiwań. Ciągłemu unowocześnieniu kryteriów oceny tego zagadnienia, opartemu o stałe zwiększenie zasobu wiadomości dotyczących wartości obciążeń, poświęca się sporo uwagi, gdyż może ono prowadzić do udoskonalenia metod obliczeniowych i zwiększenia sprawności ciężarowej samolotu.

Konieczność uwzględnienia wpływu obciążeń, powstających w lotach krzywoliniowych i przy lądowaniu, na wymaganą doraźną wytrzymałość samolotu, stwierdzono na drodze teoretycznej i doświadczalnej w okresie poprzedzającym I wojnę światową. W pierwszych pracach, poświęconych analizie wpływu turbulencji atmosfery na wytrzymałość doraźną [lit. 1], dążono do zmierzenia w locie maksymalnych obciążeń wywołanych przez podmuchy. W rozwinięciu tych badań i w oparciu o statystyczne metody oceny obciążeń próbowano już ustalić przewidywany dopuszczalny czas eksploatacji (resurs) samolotu, uwarunkowany prawdopodobieństwem przekroczenia obciążeń dopuszczalnych, a tym samym przekroczenia doraźnej wytrzymałości konstrukcji [lit. 2]. Ujęcie zagadnienia było następujące. Na podstawie stosunkowo krótkotrwałych pomiarów odkształceń skrzydła wywołanych burzliwością atmosfery (rys. 1) i w wyniku uproszczonej ich analizy (drogą zastąpienia wykresów rzeczywistych przez schodkowe), Küssner wynioskował [lit. 2], iż rozkład obciążeń wywołanych turbulencją jest rozkładem normalnym (Gausa). Z kolei — w oparciu o równania rozkładu normalnego — zaproponował on metodę określania prawdopodobnej częstości ugięć skrzydła, przekraczających pewną określoną wartość, oraz prawdopodobieństwo wystąpienia w danym okresie eksploatacji samolotu obciążeń, przekraczających wartość dopuszczalną dla danej konstrukcji, a zatem powodujących jej zniszczenie.

W ten sposób próbowano określić dopuszczalny czas (resurs) eksploatacji samolotu ze względu na prawdopodobieństwo wystąpienia złomów doraźnych, wyrażany liczbą godzin lotu, w której należy oczekiwać przekroczenia obciążeń dopuszczalnych, przy czym przy nie zmienionych

pozostałych parametrach czas ten w bardzo silnym stopniu zależy od prędkości lotu samolotu i ze wzrostem jej bardzo szybko zmniejsza się (np. przy wzroście prędkości o 10% resurs zmniejsza się o 1000%). Jest jednak rzeczą bardzo istotną, że resurs ten pozostaje nie zmieniony, o ile wzrostowi prędkości towarzyszy proporcjonalne zwiększenie wytrzymałości konstrukcji (skrzydła) na zginanie [lit. 2].

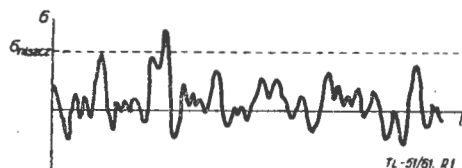
W oparciu o stosunkowo obszerne materiały statystyczne, dotyczące rozkładu turbulencji atmosfery, jakimi obecnie rozporządza konstruktor (rozdz. 4), ustalenie maksymalnych obciążeń, istotnych ze względu na wytrzymałość doraźną konstrukcji, nie przedstawia większych trudności. W niektórych przypadkach i warunkach lotu obciążenia te są znaczne<sup>1)</sup> i dla cięższych, nieakrobacyjnych samolotów mogą być wymiarujące. Dalsze badania w tej dziedzinie poprzez statystyczne ujęcie obciążeń zewnętrznych zmierzają również do uniknięcia stosowania niepotrzebnie dużych współczynników obciążenia dopuszczalnego, przyjmowanych jeszcze w pewnych kategoriach samolotów [lit. 4], i w pewnych przypadkach mogą przyczynić się do ewentualnego zmniejszenia tych współczynników, co jest pożądane ze względu na uzyskiwane tą drogą zmniejszenie ciężaru konstrukcji. W miarę dalszego gromadzenia danych statystycznych wyniki tych prac będą niewątpliwie coraz bardziej miarodajne.

### 1.2. Kształtowanie wymagań dotyczących wytrzymałości zmęczeniowej

Wówczas, kiedy resursy samolotów oraz prędkości lotu były stosunkowo niewielkie, zmienne obciążenia działające na samolot były niebezpieczne jedynie ze względu na możliwość przekroczenia ich wartości dopuszczalnej.

W wyniku przeszło dwukrotnego wzrostu prędkości samolotów komunikacyjnych i bombowych, który nastąpił w latach 1930-tych [lit. 5] oraz wskutek równoczesnego wzrostu resursu silników, w okresie tym następuje jednak szybki wzrost ilości zmiennych obciążeń, oddziałujących na samolot podczas przewidywanego okresu jego eksploatacji, co wywołuje już niebezpieczeństwo powstawania w płatowcu złomów zmęczeniowych. Pierwszymi sygnałami, świadczącymi o tym, iż zagadnienie zmęczenia dojrzało również i w lotnictwie, były wypadki zniszczenia kilkunastu bombowców angielskich, jakie miały miejsce w latach 1942—1944 wskutek pęknięć zmęczeniowych, występujących na dźwigarach skrzydłowych [lit. 6].

Wpływ przypadkowych zmiennych obciążeń na wytrzymałość zmęczeniową, w porównaniu z wpływem ich na wytrzymałość doraźną, jest znacznie bardziej skomplikowany i kryje w sobie o wiele więcej niewiadomych.



Rys. 1. Ocena maksymalnych naprężeń za pomocą pomiarów w locie

W tym okresie badania zmiennych obciążeń nabierają więc nowego znaczenia. Istotne staje się nie tylko, a nawet nie tyle, wykrycie maksymalnych wartości obciążeń, które mają znaczenie przy określaniu wymaganej wytrzymałości doraźnej, lecz określenie całego widma, to znaczy wartości i częstości wszystkich obciążeń działających na samolot podczas jego eksploatacji, obciążenia te decydują bowiem o możliwości występowania złomów zmęczeniowych.

## 2. Metody pomiaru zmiennych obciążeń zewnętrznych

Zmienne obciążenia mogą w samolocie powstawać z kilku powodów, na przykład wskutek nierównomiernej pracy zespołów napędowych, pulsacji ciśnienia wywołanej przez nieustalone przepływy, lotów krzywoliniowych (manew-

<sup>1)</sup> Podczas pomiarów na samolocie Lancaster uzyskano współczynniki obciążenia dopuszczalnego  $m = 2,5$  w środku ciężkości i  $m = 4,5$  przy końcu skrzydła [lit. 3].

rów), burzliwości atmosfery, oddziaływania ziemi podczas startu i lądowania, sił masowych wywołanych drganiami konstrukcji itp.

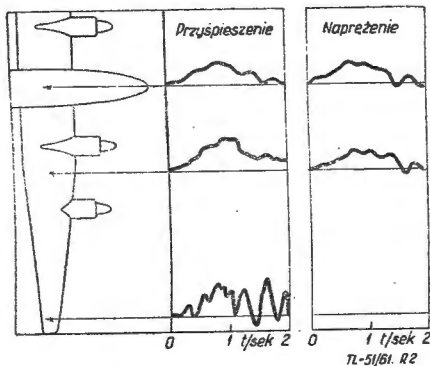
W rozważaniach, dotyczących wytrzymałości zmęczeniowej samolotu jako całości, najbardziej istotne są obciążenia występujące w lotach krzywoliniowych, w lotach w burzliwej atmosferze oraz podczas startu i lądowania. Wartości i częstotliwości tych obciążeń ustala się metodami doświadczalnymi — przy wykorzystaniu odpowiedniej aparatury, zabudowywanej na badanych samolotach. W dalszym ciągu rozważania ograniczą się do analizy obciążeń skrzydeł.

Ocena obciążeń, działających na skrzydło, może być dokonywana trzema sposobami:

- przez pomiar odkształceń lub naprężeń występujących w elementach składowych skrzydła, dokonywany za pomocą tensometrów i wykresną rejestrację wyników w czasie;
- przez pomiar prostopadłych do płaszczyzny skrzydła składowych przyspieszeń, występujących w środku ciężkości samolotu i wykresną rejestrację ich w czasie lub automatyczne zliczenie przyspieszeń, przekraczających odpowiednio dobrane wartości;
- przez pomiar przyspieszeń i prędkości lotu, a ostatnio również i wysokość lotu, za pomocą sprzężonych aparatów systemu V-g lub V-g-H i wykresną rejestrację wyników z pominięciem wpływu czasu.

### 2.1. Pomiar naprężeń

Na ogół nie ma jednoznacznego związku między naprężeniem występującym w dowolnym punkcie skrzydła, a przyspieszeniem zmierzonym w środku ciężkości samolotu. W związku z tym założenie, iż naprężenie to jest proporcjonalne do przyspieszenia, leżące u podstaw pierwszej metody oceny obciążeń, nie jest w zupełności słuszne. Szczególnie istotne jest to we współczesnych ciężkich i dużych samolotach, w których częstotliwości drgań własnych konstrukcji skrzydła mogą być zbliżone do częstotliwości możliwych obciążeń zewnętrznych, wywołanych burzliwością atmosfery i w związku z tym naprężenia w danym punkcie konstrukcji zależne są nie tylko od występujących w danej chwili przyspieszeń w środku ciężkości samolotu, lecz również i od powstałych przy tym sprężystych drgań



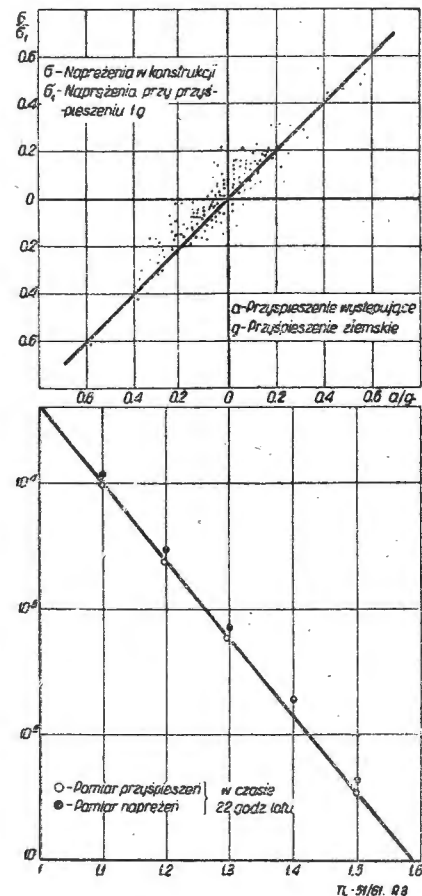
Rys. 2. Naprężenia zmierzone w tym samym czasie w różnych punktach skrzydła

skrzydła, wywołanych zwłaszcza dużym gradientem prędkości pionowej w podmuchu lub brutalnym sterowaniem. Różnice w naprężeniach, występujących w tym samym czasie w różnych punktach skrzydła, obrazuje rys. 2.

Współczesne doświadczalnie-teoretyczne metody obliczeniowe pozwalają wszakże z pewnym przybliżeniem powiązać naprężenia w dowolnym punkcie skrzydła sprężystego z przyspieszeniem w środku ciężkości samolotu. Przy określaniu obciążeń jakiejś konkretnej konstrukcji bardziej dokładne wyniki dałaby jednak metoda oparta na bezpośrednim doświadczalnym zbadaniu zmiennych naprężeń, gdyż umożliwia ona uwzględnienie dodatkowych wpływów wtórnych, ale z tych względów jest ona mniej przydatna wówczas, gdy za pomocą takich pomiarów dąży się do określenia rozkładu i wartości (widma) samych obciążeń zewnętrznych (np. podmuchów). Ponadto przeprowadzenie badań metodą pomiaru naprężeń wymaga zabudowania w samolocie wielkiej liczby tensometrów i aparatury pomiarowej, co jest dość kłopotliwe, ograniczanie natomiast ilości punktów pomiarowych jest niepożądane, gdyż dla określenia naprężeń w jakimś dowolnym punkcie zazwyczaj nie wystarcza znajomość naprężeń wystę-

pujących w jednym punkcie pomiarowym (różnice mogą być znacznie większe niż przy porównywaniu z wynikiem pomiarów w środku ciężkości samolotu).

Z badań dotyczących samolotów o średnich i małych wymiarach i o stosunkowo dużej sztywności skrzydła wy-

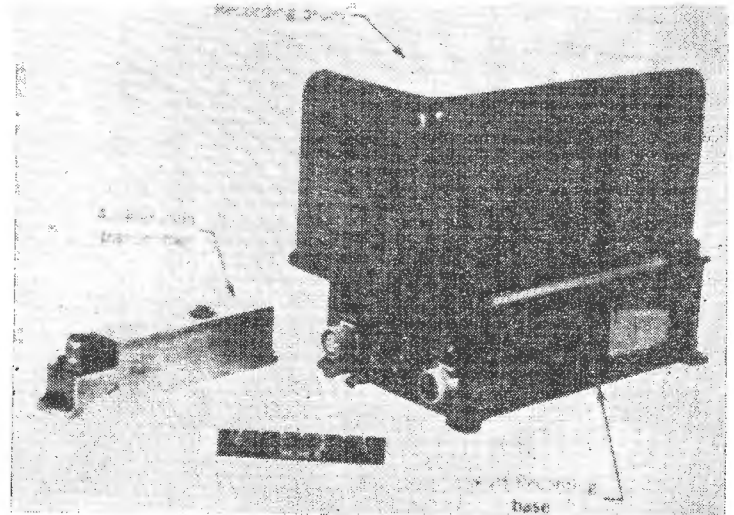


Rys. 3. Zależność między naprężeniami a przyspieszeniem w środku ciężkości samolotu

nika jednak [lit. 7, 18], że założenie, co do proporcjonalności między naprężeniami występującymi w konstrukcji a przyspieszeniami w środku ciężkości, może być dla tych samolotów przyjęte z wystarczającą dokładnością (rys. 3).

### 2.2. Pomiar przyspieszeń

Pomiary, dokonywane za pomocą przyspieszeniomierzy, dają się w większym stopniu uogólniać i przenosić na samoloty innej klasy, poza tym zaś zabudowa przyspieszeniomierzy na samolocie i ich obsługa jest łatwiejsza, a wymiary (rys. 4) i ciężar — mniejsze. Z tych względów określenie obciążeń samolotu za pomocą pomiaru przyspieszeń w jego środku ciężkości znajduje znacznie szersze zastosowanie, tym bardziej że ostatnio wprowadza się

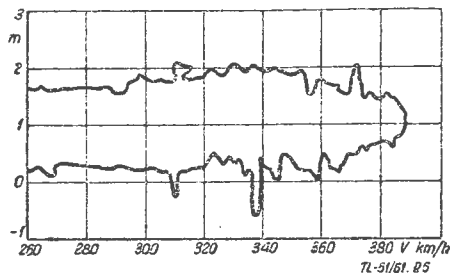


Rys. 4. Współczesny przyspieszeniomierz typu V-g-H

przyspieszeniomierze samoczynnie liczące ilości obciążeń o różnych zakresach (przedziałach) wartości [lit. 8], co znakomicie zmniejsza pracochłonność analizy wyników pomiarów. Zagadnienie to nieco szerzej omówiono w [lit. 9].

### 2.3. Pomiar przyspieszeń i prędkości

Ponieważ na obciążenie samolotu w burzliwej atmosferze, obok prędkości podmuchów, istotny wpływ wywiera również prędkość i wysokość lotu (rozdz. 3.2 i 4.1), pożądane jest uwzględnienie zmian tych wielkości przez przyrząd mierzący przeciążenie. Jest to dokonywane w urządzeniach oznaczanych symbolem V-g lub V-g-H, które rejestrują dwie lub (rzadziej) trzy wspomniane wielkości. Na wykresach typu V-g (rys. 5), wykonywanych rysikiem



Rys. 5. Typowy wykres uzyskany za pomocą przyrządu typu V-g

na zadymionej płytce szklanej o małym formacie, nie jest jednak bezpośrednio uwzględniana zmienność obciążeń w czasie, co utrudnia określenie widma obciążeń, szczególnie w zakresie małych ich wartości, przy których linie na polu wykresu są silnie zagęszczone. Niemniej jednak wiele danych statystycznych, dotyczących obciążeń, uzyskiwano tą metodą. Na wykresie takim otrzymuje się dane określające obwiednię obciążeń, jakim poddany jest samolot podczas stosunkowo dużego nalotu (najczęściej rzędu 100 godzin).

Urządzenia typu V-g nie posiadają zewnętrznych elementów instalacji elektrycznej czy mechanicznej, są zatem bardzo proste, niekłopotliwe w eksploatacji i bywają używane zwłaszcza na amerykańskich cywilnych liniach lotniczych. Są one szczególnie korzystne przy rejestracji podmuchów o dużej prędkości. Ponieważ podmuchy takie występują stosunkowo rzadko, dla ich statystycznej oceny należy dokonywać pomiarów w możliwie długim czasie, niezależność wykresów V-g od czasu jest więc cenną zaletą.

### 3. Metody oceny prędkości podmuchów i wartości obciążeń

Głównym czynnikiem, wywołującym zmianę obciążeń podczas lotu samolotu nieakrobacyjnego, są podmuchy, to znaczy szybkie zmiany kierunku i prędkości powietrza względem samolotu poruszającego się po swym torze. Od kilkudziesięciu lat prowadzone są badania rozkładu i prędkości podmuchów w atmosferze, jednak jest to zadanie bardzo trudne i skomplikowane, gdyż nie ma sposobów bezpośredniego pomiaru tych wielkości, szczególnie na większych wysokościach. Badania te z reguły prowadzi się więc drogą pośrednią, to znaczy przez pomiary reakcji samolotu na działające nań podmuchy, co zazwyczaj sprządza się do pomiaru naprężeń lub przyspieszeń, jakim pod wpływem podmuchów ulega samolot.

Metoda ta z natury rzeczy jest niedokładna, zawiera bowiem niewiadome związane nie tylko z samym podmuchem, lecz również z własnościami samolotu, które wpływają na jego reagowanie na podmuchy. Szczególnie istotne są takie parametry, jak ciężar samolotu, powierzchnia skrzydeł i usterzeń, prędkość lotu, gęstość powietrza (wysokość lotu), własności aerodynamiczne profilu, sztywności konstrukcji itp.

Szereg tych parametrów ulega podczas lotu zmianom, przy czym jedne zmiany są jednokierunkowe (np. ciężar zmniejsza się stopniowo w miarę zużycia paliwa), inne zaś mogą mieć charakter z góry nie określony i przypadkowy. Ponieważ dotychczas zmian tych często nie udaje się mierzyć w locie i rejestrować w sposób ciągły (ostatnio dąży się do tego przez stosowanie odpowiednich przyrządów), zachodzi więc konieczność przyjmowania obliczeniowych (np. dla ciężaru) lub uśrednionych wartości poszczególnych

parametrów. W niektórych przypadkach w celu zwiększenia obiektywności pomiarów i określenia rzeczywistej zależności między przyspieszeniem samolotu a intensywnością i strukturą podmuchu, przeprowadza się wstępne badania tunelowe modeli samolotów używanych do pomiarów, pod względem własności dynamicznych podobnych do swych oryginałów. Badań takich dokonuje się w tunelach, umożliwiających wytwarzanie strumieni imitujących działania podmuchów [lit. 15].

Dla umożliwienia przenoszenia wyników, uzyskanych w pomiarach burzliwości atmosferycznej na inne samoloty o odmiennych własnościach i parametrach, stosuje się odpowiednie metody przeliczeniowe.

Inne niedokładności omawianej metody badania turbulencji atmosfery wynikają z nieznaności struktury samych podmuchów, to znaczy rozkładu prędkości w ich przekrojach i gradientu prędkości w strefie przejściowej.

Pomijając zagadnienie zmian tych wielkości wzdłuż rozpiętości skrzydła, jako mniej istotnych dla naszych dalszych rozważań, należy naświetlić ich zmianę wzdłuż toru lotu samolotu, gdyż mają one duże znaczenie dla wartości obciążeń działających na konstrukcję. Ustalono bowiem, iż przy tej samej prędkości maksymalnej podmuchu przyspieszenie samolotu jest zależne od długości strefy przejściowej, a zatem od gradientu prędkości w tej strefie.

Przy ocenie reakcji samolotu na podmuch można oprzeć się na jednej z trzech rozpowszechnionych obecnie koncepcji:

- 1) podmuchu ostrego o nagłej zmianie prędkości pionowej;
- 2) podmuchu (rzeczywistego) o pewnej strefie przejściowej i uwzględnieniu własności samolotu;
- 3) podmuchu ostrego, zmodyfikowanego przez wprowadzenie współczynnika złagodzenia  $\eta$ .

#### 3.1. Podmuch ostry

W pewnych warunkach dogodnie jest wprowadzenie pojęcia podmuchu ostrego. Przez podmuch ostry rozumie się fikcyjny słup powietrza o prędkości  $u$ , nie posiadający strefy przejściowej (rys. 6). Wprowadza się przy tym następujące założenia upraszczające:

1. Podmuch jest ostry w kierunku lotu samolotu i odznacza się nagłą zmianą kierunku i prędkości powietrza, która pozostaje stała wzdłuż rozpiętości samolotu i prostopadła do jego osi poprzecznej.

2. Warunki lotu nie zostają zmienione wskutek działania podmuchu, to znaczy kierunek, wysokość i prędkość samolotu względem ziemi pozostają stałe.

3. Obciążenia usterzenia wysokości, wywołane przez podmuch są pomijalnie małe i nie wywołują momentu pochylającego samolot.

4. Istnienie podmuchu wywołuje zmianę siły nośnej skrzydła.

5. Pomija się efekt Wagnera, to znaczy przyjmuje się, iż współczynnik siły nośnej skrzydła jest jednoznacznie funkcją kąta natarcia, to jest pomija się wpływ czasu potrzebnego na ustalenie się przepływu w zmienionych warunkach.

Przy tych założeniach współczynnik obciążenia (przeciążenia) samolotu wyrazi się równaniem:

$$m = \frac{P_z}{Q} = 1 \pm \Delta m = \left[ 1 + \left( \frac{u}{v} \right)^2 + \frac{2u}{v} \cdot \cos \beta \right] = \left( 1 + \frac{dC_z}{d\alpha} \frac{S}{Q} \cdot \frac{\rho}{2} v^2 \operatorname{tg}^{-1} \frac{\frac{u}{v} \sin \beta}{1 + \frac{u}{v} \cos \beta} \right) \quad [1]$$

Wyrażenie w nawiasach kwadratowych przedstawia wpływ wzrostu prędkości wypadkowej, zaś wyrażenie w dużych nawiasach zwykłych — siłę nośną lotu poziomego, zwiększoną o przyrost siły nośnej, wywołanej zmianą kąta natarcia.

Jeżeli w szczególnym przypadku kąt  $\alpha$ , zawarty między kierunkiem podmuchu, a kierunkiem lotu, wynosi  $90^\circ$  (podmuch pionowy), to równanie [1] upraszcza się do postaci

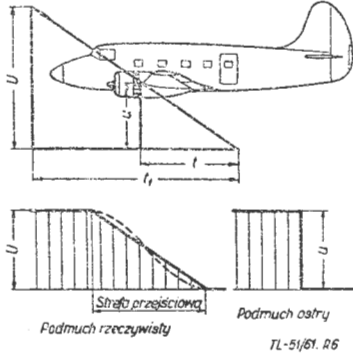
$$m = \frac{P_z}{Q} = 1 + \Delta m = 1 + \frac{dC_z}{d\alpha} \frac{S}{Q} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot UV \quad [2]$$

Często używane jest równanie zwane wzorem dla podmuchu ostrego, odnoszące się do kąta  $\beta = 90^\circ$  i gęstości powietrza na poziomie morza i zapisywane w postaci:

$$\Delta m = \frac{\rho_0 U_e V_e \cdot \frac{dC_z}{d\alpha}}{2 \frac{Q}{S}} \quad [3]$$

W przypadku, kiedy  $\beta = 0$  lub  $180^\circ$  (podmuch przedni lub tylny) otrzymamy:

$$m = 1 \pm \Delta m = 1 \pm \frac{2U}{V} \quad [4]$$

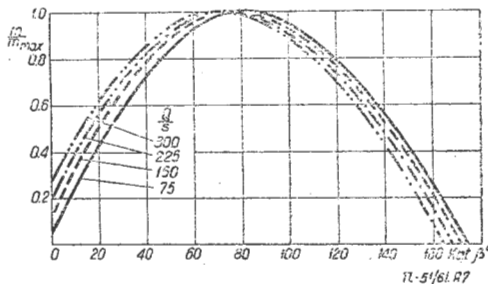


Rys. 6. Struktura podmuchu ostrego i ze strefą przejściową

Wpływ kierunku podmuchu na wartość współczynnika obciążenia jest przedstawiony na rys. 7. Wykresy sporządzono dla samolotów o obciążeniu powierzchni nośnej  $\frac{Q}{S} = 75$  do  $300 \text{ kg/m}^2$ , przelatujących z prędkością  $320 \text{ km/h}$  przez ostry podmuch o prędkości  $4,5 \text{ m/sek}$ . Z rysunku tego wynika, iż maksymalne przeciążenia powstają przy kącie  $\beta$  równym  $70-85^\circ$ , przy czym ze wzrostem obciążenia jednostkowego kąt ten zmniejsza się. Maksymalna wartość przeciążenia różni się jednak zaledwie o kilka procent od przeciążenia, powstającego przy podmuchu prostopadłym.

Podmuchy pionowe lub prawie pionowe — w porównaniu z podmuchami poziomymi — wywołują 5–15-krotne większe przeciążenia. Przy uogólnianiu wyników analizy obciążeń fakty te pozwalają z wystarczającą dokładnością przyjmować, iż znaczne przeciążenia samolotu pochodzą jedynie od podmuchów pionowych.

Przyjęte poprzednio założenia upraszczające w rzeczywistości nie są jednak spełnione, co wpływa na „fałszowanie” wyników uzyskanych za pomocą omawianego wzoru. W celu zapewnienia porównywalności wyników należy więc do równań tych podstawiać poszczególne wielkości według określonych zasad, wobec tego przy określaniu obciążeń przyjmuje się: startowy ciężar samolotu, całkowitą



Rys. 7. Wpływ kierunku podmuchu na obciążenia samolotu

powierzchnię skrzydła, prędkość wskazywaną (zakłada się, że jest ona równa  $V_e$ ) i gęstość powietrza na poziomie morza. Pochylenie krzywej  $c_z = f(\alpha)$  zazwyczaj określa się z zależności:

$$\left(\frac{dC_z}{d\alpha}\right)_{\text{samolotu}} = \left(\frac{dC_z}{d\alpha}\right)_{\text{skrzydła}} = \frac{6\lambda}{\lambda + 2} \quad [5]$$

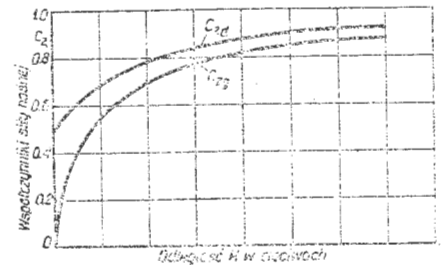
gdzie:  $\lambda$  — wydłużenie skrzydła ( $b^2/S$ ). O ile kształt skrzydła nie jest znany, to przyjmuje się, iż pochylenie to wynosi  $4,5$  na radian.

### 3.2. Podmuch ze strefą przejściową

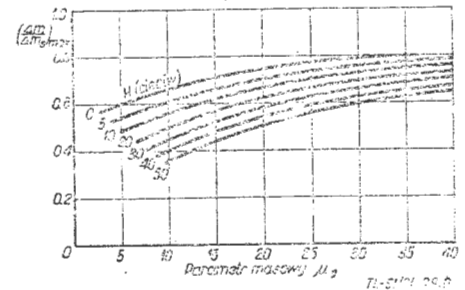
W przypadku stosowania omówionych wyżej założeń, wyniki bywają zbyt niedokładne, jeśli poszczególne parametry ( $Q$ ,  $S$ ,  $V$  i inne) samolotu, którego obciążenia należy określić, znacznie różnią się od parametrów samolotów, które początkowo służyły do określania efektywnej prędkości podmuchów.

Przy określeniu reakcji samolotu w takich warunkach należy zrezygnować zwłaszcza z założeń dotyczących nieskończonego wielkiego gradientu, braku pionowych przemieszczeń samolotu pod wpływem podmuchu oraz natychmiastowego ustalania się zmiany siły nośnej, wywołanej zmianą kąta natarcia. Przyjmujemy więc za Küssnerem [lit. 1] nieco zmodyfikowane założenia, przy których model podmuchu będzie zbliżony do rzeczywistego:

1. Prędkość podmuchu jest stała wzdłuż rozpiętości skrzydła i zmienia się liniowo wzdłuż toru lotu samolotu od zera do maksymalnej prędkości pionowej  $U$  (rys. 6b).
2. Pod wpływem podmuchu samolot może przemieszczać się w kierunku pionowym (wznosić się), jednak bez pochylenia względem horyzontu i bez zmiany prędkości.
3. Zmiana kąta natarcia nie wywołuje natychmiastowego ustalenia się nowej wartości siły nośnej; wartość ta ustala się dopiero po pewnym czasie, przy czym przyjmuje się, iż krzywe, uzyskane dla przepływu dwuwymiarowego (rys. 8), mogą być użyte również dla skrzydła o skończonej rozpiętości.
4. Maksymalne przyspieszenie samolotu występuje w końcu strefy przejściowej, kiedy pojawia się maksymalna prędkość podmuchu.



Rys. 8



Rys. 9

Rys. 8. Wartości współczynników siły nośnej przy wydłużeniu nieskończenie dużym

Rys. 9. Wpływ parametru masowego na stosunek przyspieszeń przy różnych długościach strefy przejściowej

Oznaczenie, dotyczące strefy przejściowej, podano na rys. 6b. Krzywa  $C_{zg}$  na rys. 8 dotyczy zmiany  $C_z$  w przypadku pochylenia skrzydła, zaś krzywa  $C_{z\alpha}$  — w przypadku stopniowego wchodzenia skrzydła w podmuch.

W tych warunkach równanie ruchu pionowego można napisać następująco:

$$\frac{Q}{g} \left(\frac{d^2z}{dt^2}\right)_1 = \int_0^{t_1} \frac{\rho SV^2}{2} \frac{dC_z}{d\alpha} C_{zg}(t_1 - t) \frac{du}{V dt} dt - \int_0^{t_1} \frac{\rho SV^2}{2} \frac{dC_z}{d\alpha} C_{z\alpha}(t_1 - t) \frac{d^2z}{dt^2} \frac{dt}{V} \quad [6]$$

gdzie pierwsza całka wyraża siłę wywołaną podmuchem, druga zaś uwzględnia wpływ pionowego przemieszczenia samolotu.



Ponieważ wartości  $C_{za}$  i  $C_{z\alpha}$  zależne są od wyrażonej w cięciwach odległości od początku strefy przejściowej poddmuchu, równanie to sprowadza się zazwyczaj do postaci, w której jako zmienna niezależna występuje przebyta odległość  $s = \frac{V}{l} t$ , a nie czas  $t$ .

A więc:

$$\left(\frac{\Delta m}{\Delta m_s}\right)_1 = \frac{l}{H} \int_0^{s_1} C_{zg}(s_1 - s) ds - \frac{1}{\mu_g} \int_0^{s_1} C_{za}(s_1 - s) \frac{\Delta m(s)}{\Delta m_s} ds \quad [7]$$

gdzie:

$l$  — cięciwa skrzydła,

$H$  — długość strefy przejściowej poddmuchu,

$s_1 = \frac{V}{l} t$  — odległość przebyta w strefie przejściowej,

$\mu_g = \frac{2Q}{\rho g S l \frac{dC_z}{d\alpha}}$  — parametr masowy samolotu,

$C_{za}$  — współczynnik siły nośnej przy przechodzeniu przez podmuch ostry,

$C_{za}$  — współczynnik siły nośnej przy gwałtownej zmianie kąta natarcia skrzydła.

Z zależności tej wynika, że stosunek przyrostów współczynników obciążenia  $\left(\frac{\Delta m}{\Delta m_s}\right)_1$  jest funkcją zmiany stosunku współczynnika  $C_z$ , parametru masowego i kształtu krzywej przyspieszeń.

Równanie [7] można rozwiązać metodą Fredholma, przy czym rozwiązanie to ma postać:

$$\left(\frac{\Delta m}{\Delta m_s}\right)_{max} = C - \frac{2B}{2\mu_g + H} \quad [8]$$

gdzie  $B$  i  $C$  stałymi, przedstawiającymi rozwiązania całek w równaniu [7], których wartości zależą tylko od odległości (drogi), na jaką samolot wszedł w podmuch.

Na rys. 9 przedstawiono to rozwiązanie dla strefy przejściowej o różnej długości i dla różnych wartości parametru masowego samolotu.

Rys. 9, w połączeniu z równaniem [3] dla poddmuchu ostrego, może być użyty do analizy zapisów przyspieszeniometry w celu określenia rzeczywistej prędkości poddmuchów. W oparciu o długość strefy przejściowej  $H = V \cdot t_1$  i parametr masowy samolotu, można z rys. 9 określić stosunek przyspieszeń (obciążeń). Podstawienie odpowiednich wielkości do wzoru [3] na podmuch ostry umożliwi określenie prędkości efektywnej poddmuchu, a po podzieleniu jej przez stosunek przyspieszeń otrzymujemy prędkość rzeczywistą. W tym przypadku we wzorze [3] dla poddmuchu ostrego należy posługiwać się rzeczywistą prędkością lotu i aktualną gęstością powietrza.

Ocenę długości strefy przejściowej i rzeczywistej prędkości poddmuchów na podstawie zapisów przyspieszeniometry, zawierających przyspieszenie samolotu i prędkość oraz wysokość lotu, przeprowadza się następująco:

Za przyrost przyspieszenia uważa się maksymalną wartość przyspieszenia w poddmuchu, zmniejszoną o przyspieszenie, występujące przed wejściem samolotu do poddmuchu. Dla określenia długości strefy przejściowej operuje się czasem, w jakim nastąpiła ta zmiana przyspieszenia, oraz rzeczywistą prędkością samolotu. Dla wyrażenia długości strefy przejściowej w cięciwach przyjmuje się średnią wartość geometryczną tej ostatniej.

Według danych statystycznych średnia długość strefy przejściowej wynosi około 30 m.

### 3.3. Współczynnik złagodzenia

Większość danych, dotyczących burzliwości atmosfery, uzyskanych na samolotach transportowych za pomocą przyrządów V-g, jak również niektóre wyniki specjalnych pomiarów nie mogą być analizowane za pomocą metody omówionej w rozdz. 3.2., gdyż mają one ograniczone lub niewy-

starczająco dokładnie zlokalizowane maksima przyspieszeń. W związku z tym należy przyjąć uogólniony sposób posługiwania się rozporządzalnymi danymi.

Ponieważ jednak w większości przypadków intensywność poddmuchów jest ustalana za pomocą danych z lotów komunikacyjnych i badań specjalnych, zatem wyniki, uzyskane omówioną w rozdz. 3.2. metodą poddmuchu ze strefą przejściową, są używane głównie do ustalenia zależności między prędkością efektywną, a wpływem pionowych przemieszczeń samolotu i efektu Wagnera (faktu, iż zmieniona siła nośna nie ustala się natychmiast).

Uzyskany w ten sposób współczynnik złagodzenia jest określony w oparciu o znajomość uśrednionych charakterystyk poddmuchów i reakcji typowych samolotów, za pomocą których dokonywano pomiarów.

Współczynnik złagodzenia wyraża więc stosunek reakcji dwóch samolotów, napotykających taki sam podmuch o długości strefy przejściowej, wyrażonej wielokrotnością cięciw. Przy danej strukturze poddmuchu i przy cechach samolotu, zbliżonych do cech samolotów używanych do pomiarów, efektywna prędkość poddmuchu może być wyrażona przez stosunek przyspieszeń tych samolotów. Jeżeli więc pomiary poddmuchów były dokonywane na samolocie nr 1 i średnie prędkości poddmuchów są znane, to między efektywnymi prędkościami poddmuchów, określonymi przez przyspieszenie oddziałujące na samolot nr 2, a podobnymi prędkościami, określonymi przez samolot nr 1, zachodzi zależność:

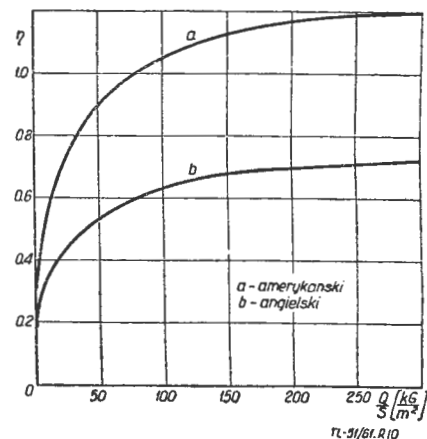
$$\frac{U_{e1}}{\left(\frac{\Delta m}{\Delta m_s}\right)_1} = \frac{U_{e2}}{\left(\frac{\Delta m}{\Delta m_s}\right)_2} = u \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} \quad [9]$$

Efektywną prędkością, określającą podmuch, jest więc  $U_{e1}$  lub — jeśli jest uzyskana z drugiego samolotu —

$$\frac{\left(\frac{\Delta m}{\Delta m_s}\right)_1}{\left(\frac{\Delta m}{\Delta m_s}\right)_2} U_{e2} \quad [10]$$

Stosunek licznika do mianownika w równaniu [10] jest współczynnikiem złagodzenia  $\eta$  i może być określony na drodze obliczeniowej lub doświadczalnej.

Jakkolwiek można współczynnik złagodzenia wyznaczyć na drodze analitycznej, wprowadzając parametr masowy i inne aktualne dla danego samolotu wielkości [lit. 23], to jednak we wszystkich praktycznych przypadkach najczęściej korzysta się z wartości współczynnika  $\eta$ , przedstawionych na rys. 10. Współczynnik ten obrazuje w sposób porównaw-



Rys. 10. Wartości współczynnika złagodzenia: a) amerykańskie, b) angielskie

czy stosunek przyspieszeń jakiegoś samolotu do stosunku przyspieszeń samolotu, za pomocą którego były przeprowadzone pomiary.

Przedstawiona na rys. 10 zależność współczynnika  $\eta$  od jednostkowego obciążenia powierzchni skrzydła została określona przy założeniu, że obciążenie jednostkowe jest proporcjonalne do parametru masowego, oraz że wpływ pochyleń samolotu na wzrost obciążenia skrzydła jest jednaki we wszystkich samolotach.



Trzeba tu zaznaczyć, że wartości współczynnika  $\eta$ , używanego w USA (rys. 10), a ustalonego w oparciu o pomiary na samolocie Boeing B-247, dla którego przyjęto  $\eta = 1$ , są w całym zakresie jednostkowych obciążeń skrzydła o  $\frac{10}{6}$  większe od wartości używanych w literaturze angielskiej (rys. 10b). Stąd wynikają również różnice w wartościach efektywnych prędkości podmuchów, podawanych przez różne źródła.

Wprowadzenie współczynnika złagodzenia  $\eta$  do wzoru na obciążenia wywołane podmuchem ostrym jest równoznaczne z uwzględnieniem wpływu strefy przejściowej na złagodzenie wartości obciążenia. W praktyce można więc posługiwać się następującym wyrażeniem na przyrost obciążenia samolotu:

$$\Delta m = \frac{\rho_0 \frac{dC_z}{d\alpha} \eta u_e v \sigma^2}{2 \frac{Q}{S}} \quad [11]$$

- gdzie:  $\Delta m$  — przyrost obciążenia (przyspieszenia) wyrażony jako wielokrotność  $g$   
 $\rho_0$  — gęstość powietrza na poziomie morza  
 $C_z$  — współczynnik siły nośnej  
 $\alpha$  — kąt natarcia skrzydła  
 $\eta$  — współczynnik złagodzenia  
 $u_e$  — efektywna prędkość podmuchu  
 $v$  — prędkość lotu (względem powietrza)  
 $\sigma$  — stosunek gęstości powietrza na wysokości  $H$  i  $H = 0$ .  
 $Q$  — ciężar samolotu  
 $S$  — powierzchnia skrzydła.

Przeliczenia, dokonywane za pomocą każdej z omówionych metod, na ogół nie są jednak zbyt dokładne. Niezależnie od tego, że sam wzór [11] czy [7] jest przybliżony, również wartości poszczególnych jego wyrazów mają zazwyczaj odchyłki od wartości, przyjmowanych do obliczeń. Urządzenia, używane dotychczas do pomiaru  $\Delta m$ , nie określają aktualnej wartości stosunku  $Q/S$ , a tylko niektóre z nich rejestrują  $V$  i  $H$ , toteż efektywną prędkość podmuchu  $u_e$  określa się w oparciu o startowe lub średnie wartości z całego lotu. Ponadto przyrządy rejestrują wartości przyspieszeń niezależnie od ich przyczyn, wyniki są więc w pewnym stopniu zniekształcane przez oddziaływanie pilota na stery. W związku z tym dane statystyczne, dotyczące obciążeń w burzliwej atmosferze, należy uzyskiwać za pomocą samolotów nieakrobacyjnych, które nie doznają ostrzejszych zmian warunków lotu w lotach na trasach.

#### 4. Statystyka zmiennych obciążeń samolotu

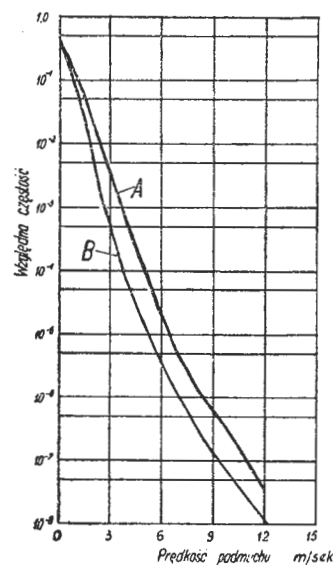
##### 4.1. Obciążenia w burzliwej atmosferze

Jak już wspomniano, doświadczalne badania burzliwości atmosfery i pomiary prędkości podmuchów zainicjowano w Niemczech w latach 30-tych [lit. 2, 7, 10, 11], jednak — siłą rzeczy — dane uzyskane z tych stosunkowo krótkotrwałych (ok. 600 godzin lotu) pomiarów były raczej wyrywkowe.

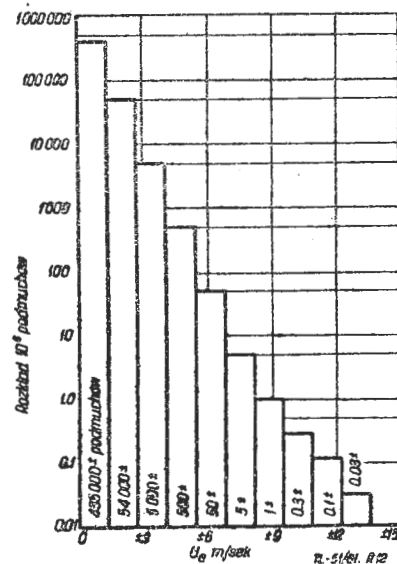
W okresie ostatniego dwudziestolecia intensywne badania tego typu prowadzone były również w wielu innych krajach, szczególnie w USA, Anglii i ZSRR. Wykonywano je bądź to w ramach specjalnie w tym celu zorganizowanych akcji [lit. 12,3], bądź też przez zakładanie odpowiedniej aparatury pomiarowej na samolotach eksploatowanych przez poszczególne towarzystwa i organizacje transportu lotniczego [lit. 14, 16, 21, 22]. W skali światowej czas trwania pomiarów, których wyniki już opublikowano, jest dziś rzędu wieluset tysięcy godzin lotu, jednak warunki ich przeprowadzania były nieraz bardzo różnorodne, zarówno pod względem szerokości geograficznej przebiegu poszczególnych tras, długości tych tras, rodzaju, jednolitości oraz ukształtowania podłoża jak i wysokości, prędkości oraz długości lotów. Nie bez znaczenia była również pora roku, zagęszczenie obszarów o wzmożonej turbulencji powietrza, wpływ burz itp. Różne założenia i cele, stawiane poszczególnym pomiarom, były również przyczyną różnic w metodach ich przeprowadzania.

Oddziaływanie tych licznych czynników nie pozostaje oczywiście bez wpływu na wyniki badań, które — szczególnie jeśli pochodzą z niezbyt długotrwałych pomiarów — mogą odznaczać się rozbieżnościami. Mimo to jednak dokładniejsza analiza tych wyników umożliwia wysunięcie pewnych uogólnionych wniosków.

Na rys. 11 przedstawiono względne częstości podmuchów o odpowiednich prędkościach. Dane te oparte są o wyniki pierwszych badań niemieckich [lit. 2, 7, 10], badań amerykańskiego instytutu NACA, a głównie pomiarów prowadzonych za pomocą sprzężonych przyspieszeniomierzy i prędkościomierzy (metodą V-g) na amerykańskich cywilnych liniach lotniczych [lit. 16]. Krzywe A i B stanowią obwied-



Rys. 11. Krzywe określające przybliżone granice rozkładu podmuchów



Rys. 12. Przybliżony rozkład częstości podmuchów przy przedziale 1,4 m/s, odzwierciedlający wartości wg górnej krzywej z rys. 11

nie rozkładów podmuchów o odpowiednich efektywnych prędkościach, uzyskane z tych wszystkich pomiarów, dokonanych na łącznej trasie około 15 mln km, i określają prawdopodobieństwo, iż prędkość podmuchu osiągnie daną obraną wartość.

Jest rzeczą istotną, że różnice między widmem podmuchów dodatnich i ujemnych są bardzo nieznaczne i w praktyce mogą być pominięte. Na rysunku tym przedstawiono więc jedynie jedne gałęzie krzywych, określające dodatnie i ujemne wartości podmuchów. Dane te można również przedstawić w postaci pokazanej na rys. 12.

Dane, zilustrowane na rys. 11, mają pewien rozrzut, zawarty między dwiema krzywymi, jednak same rozkłady są bardzo do siebie podobne i stosunek względnej częstości silniejszych podmuchów do słabszych w dość szerokim zakresie jest jednakowy. Jeżeli uwzględnimy fakt, że dane te zostały uzyskane za pomocą samolotów różnych typów, latających w różnym czasie, w różnorodnych warunkach i nad terenami znajdującymi się w różnych częściach świata, to okaże się, że wyniki odznaczają się dużym podobieństwem i potwierdzają słuszność samej metody badania. Wyniki te świadczą również, że przy uwzględnieniu wpływu różnorodnych czynników i warunków, rozkład częstości podmuchów przybiera określony kształt. Podobieństwo wyników, uzyskiwanych z pomiarów dokonywanych na samolotach o bardzo różnorodnych kształtach i wymiarach (od jednosilnikowej awionetki o ciężarze 350 kG i rozpiętości 11 m, do 4-silnikowego bombowca o ciężarze 25 000 kG i rozpiętości 45 m), świadczy o dużym ich obiektywizmie i wiarygodności.

Żeby jednak wniosków takich nie posuwać zbyt może daleko, należy stwierdzić, iż pomiary, w wyniku których uzyskano dane przedstawione na rys. 11, prowadzone były w stosunkowo wąskim przedziale wysokości, osiągniętych przez przedwojenne samoloty komunikacyjne i transportowe o kabinach nieciśnieniowych, to znaczy w zakresie od 1500 do 3000—3500 m.

Późniejsze i bardziej pod tym względem rozległe badania odznaczają się jednak mniejszą zbieżnością wyników.

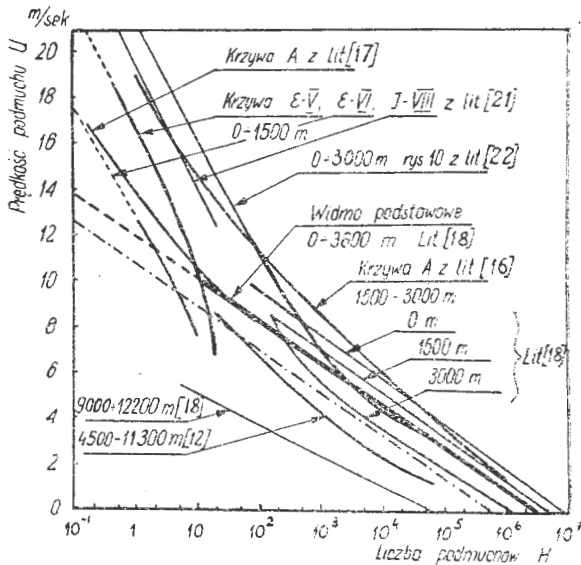
W celu zilustrowania ogólnego charakteru krzywych, ich zmiany z wysokością lotu oraz rozrzutu wywołanego inny-

mi czynnikami, na rys. 13 przedstawiono zaczerpnięte z kilku źródeł [lit. 12, 16—18, 21, 22] rozkłady częstości podmuchów o różnych prędkościach, przeliczone na trasę o długości 1,6 mln km.

Należy tu zaznaczyć, iż ze względu na występujące nieraz różnice w warunkach przeprowadzania pomiarów wyniki ich nie zawsze są bezpośrednio porównywalne. Szczególnie istotny wpływ wysokości lotu na częstość podmuchów obrazuje również rys. 14.

Z rysunku 13 widać, że ogólny rozrzut wyników w zakresie wysokości do 3000 m wyraża się stosunkiem o wartości rzędu 20, jednak dla wysokości powyżej 9000 m stosunek ten wzrasta do prawie 1000.

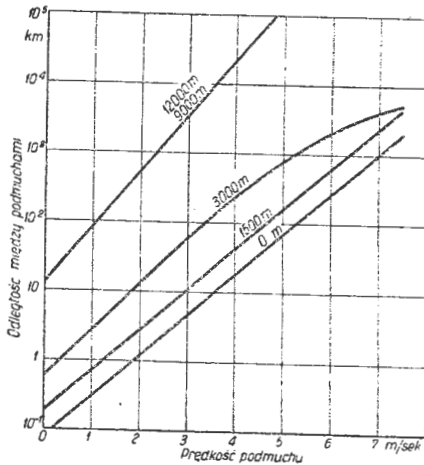
Jakkolwiek przy projektowaniu konkretnego samolotu najbardziej celowe byłoby opieranie się na rozkładzie podmuchów najbardziej odpowiednim dla przewidywanych



Rys. 13. Rozkłady podmuchów na trasie o długości 1,6 mln km

warunków jego eksploatacji, to jednak szereg autorów [lit. 18, 19, 20] dąży również do ustalenia bardziej uogólnionych równań, określających średnią częstość podmuchów.

Jedni autorzy określają te średnie częstości dla ograniczonego zakresu wysokości (Taylor, Chilver), inni zaś dążą do ustalenia jednego „podstawowego” rozkładu dla wszystkich warunków lotu (Lundberg). Wydaje się, iż pierwsza metoda jest w pełni racjonalna i — zwłaszcza po wprowadzeniu oceny przewidywanej lub zmierzonej odchyłki (dewiacji) od wartości średniej — może być stosowana w obliczeniach ilościowych, druga natomiast może mieć zastosowanie raczej w celu uproszczenia przykładowych równań określających obciążenia, wykorzystywanych w dalszych ogólnych rozważaniach i przykładach liczbowych. Jako uzasadnienie swego podejścia do zagadnienia Lundberg wyraża pogląd [lit. 20], iż występujące przy dużych prędkościach podmuchów znaczne rozbieżności między przyjętym przez



Rys. 14. Odległości między podmuchami na różnych wysokościach lotu

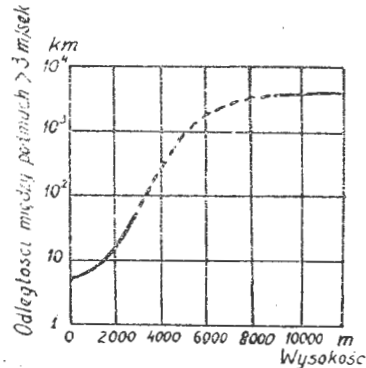
niego „podstawowym” rozkładem a rozkładami uzyskanymi z pomiarów (rys. 13) nie są zbyt ważne i istotne, gdyż podmuchy o prędkości większej od 7,5 m/s spotykane są bardzo rzadko i na skutek tego nie mają wpływu na wytrzymałość zmęczeniową.

Z analizy dostępnych materiałów można wysnuć wniosek, iż takie czynniki, jak geograficzne położenie tras, pory roku, rodzaj podłoża (woda lub ziemia) itp., mogą wywoływać pewien wpływ na rozbieżność wyników, dotyczących częstości podmuchów i ich intensywności. Wysokość lotu jest jednak podstawowym czynnikiem, decydującym o powyższych różnicach w częstości i prędkości podmuchów, na których działanie narażony jest samolot. Ilościowo zagadnienie to jest zobrazowane na rys. 14 i 15.

Z przebiegu krzywych, przedstawionych na rys. 14, które w zakresie małych prędkości podmuchów są prawie równoległe do siebie, wynika, iż charakter wykresu, przedstawionego na rys. 15 dotyczy podmuchów o prędkościach od 0 do ok. 5 m/s, przy czym odległości między podmuchami wzrastają ze wzrostem prędkości podmuchów. Tak np. na wysokościach w zakresie od 0 do 4000 m podmuchy o prędkości większej od 3 m/s przypadają przeciętnie 1 raz na 15 km drogi, ale na wysokościach powyżej 9000 m — zaledwie 1 raz na 3000 km drogi, to znaczy 200-krotnie rzadziej. Efekt ten jest bardzo istotny przy przewidywaniu trwałości zmęczeniowej samolotu lub jego części składowych.

Gwałtowny spadek częstości podmuchów ze wzrostem wysokości lotu, przedstawiony na rys. 16, wskazuje na korzyści odbywania lotów na wysokościach dużych. Nawet samoloty o dużej wysokości przelotowej są jednak silnie narażone na skutki wzmoczonej turbulencji powietrza podczas wznoszenia po starcie i opadania przed lądowaniem, mimo że czas tych faz lotu jest w porównaniu z całkowitym czasem lotu stosunkowo niewielki. Jeśli na przykład w 2,5-godzinnym locie (przelot na wysokości 4500 m) samolot znajduje się zaledwie przez 12 min na wysokości poniżej 1200 m, to w ciągu tego krótkiego czasu (8% całości) powstanie 65% uszkodzenia zmęczeniowego, wywołanego przez cały lot (przy założeniu słuszności hipotezy liniowej kumulacji uszkodzeń Minera [lit. 13]).

Ponieważ na wysokościach powyżej 4000—5000 m częstość podmuchów i stopień jej zmniejszania się są stosun-



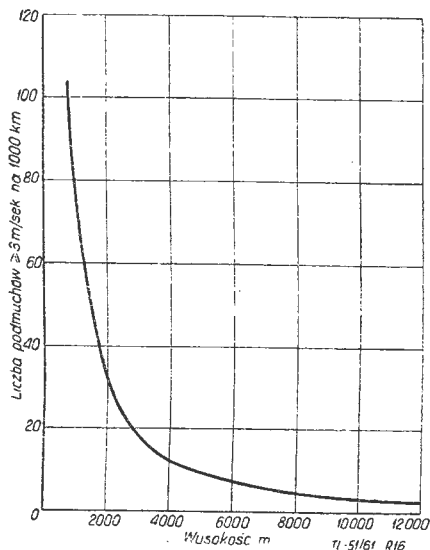
Rys. 15. Wpływ wysokości lotu na częstość podmuchów

kowo małe, zatem bezpośrednie korzyści ze zwiększenia wysokości lotu np. do 8—10000 m są raczej niewielkie; współczesne dalekodystansowe samoloty odrzutowe o dużym pułapie są jednak o tyle pod tym względem korzystne, iż dzięki dużej prędkości wznoszenia szybko przekraczają dolną warstwę atmosfery, co — w połączeniu z dużym czasem przelotu, wynikającym z długości tras — zmniejsza względny czas przebywania na małych wysokościach i zmniejsza ilość przenoszonych obciążeń zmęczeniowych.

W związku z powyższym ważną rzeczą staje się dokładność oceny przewidywanych warunków lotu danego samolotu. Na przykład zaniżenie prędkości lotu o 5% może spowodować błąd w ocenie trwałości samolotu rzędu 20%. Pięcioprocentowa niedokładność oceny czasu przebywania samolotu na wysokościach poniżej np. 1200 m (po starcie lub przed lądowaniem), w przeciętnych warunkach, może wpłynąć na zmniejszenie trwałości o około 20%.

Jakkolwiek z punktu widzenia samej wytrzymałości konstrukcji fakt ten ma raczej drugorzędne znaczenie, to jednak należy zaznaczyć, iż nasilenie częstości podmuchów występujących w atmosferze nie jest w niej równomiernie rozłożone na całych trasach. Badania wykazują [lit. 12, 15,

16], iż napotymane są obszary o wzmożonej turbulencji, na których częstość podmuchów o prędkości efektywnej  $U_e \geq 0,1$  m/sek jest bardzo duża, jak również występują obszary spokojne o turbulencji bardzo nieznacznej. Stosunek drogi, przebytej przez samoloty w obszarze o wzmożonej turbulencji do drogi całkowitej w przedwojennych lotach komunikacyjnych na różnych trasach (głównie amerykańskich), wynosił [lit. 16] od 0,24 do 0,006, przy czym średnia wartość wynosiła 0,1. Według powojennych źródeł [lit. 24] stosunek ten na małych wysokościach (od 0 do 4000 m) dochodzi średnio do 0,30, a podczas opadania samolotu przed



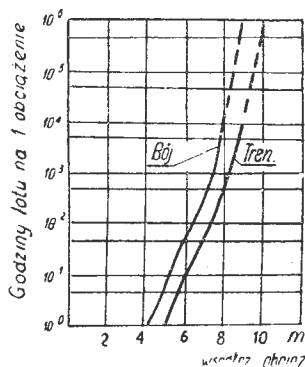
Rys. 16. Zmiana częstości podmuchów z wysokością lotu

lądowaniem sięga nawet wartości ok. 0,46. Dla szerszego zakresu wysokości (od 0 do 7500 m) McDougal [lit. 25] podaje wartość średnią 0,048. Ocena tego stosunku jest istotna, gdyż warunki lotu w większym stopniu wpływają na względny czas przebywania w obszarach o wzmożonej turbulencji niż na rozkładach względnej częstości podmuchów w tych obszarach, całkowita liczba obciążeń oddziałujących na konstrukcję może więc być bardziej zależna od tego pierwszego czynnika niż od drugiego. Jak wspomniano bowiem, stosunek drogi przebywanej w obszarach zaburzonych do drogi całkowitej w dużym stopniu zależy od wysokości lotu, podczas gdy odległości między podmuchami w obszarach burzliwych w znacznie mniejszym stopniu zmieniają się z wysokością lotu [lit. 16, 26].

#### 4.2. Obciążenia w lotach krzywoliniowych (w manewrach)

Obciążenia, działające na samolot w locie krzywoliniowym, w dużej mierze zależne są od parametrów geometrycznych, jak również własności aerodynamicznych, sterowności i stateczności płatowca i dlatego przenoszenie danych statystycznych, dotyczących obciążeń jednego samolotu na samolot o innych własnościach, jest ograniczone w znacznie większym stopniu niż w przypadku obciążeń wywołanych burzliwością atmosfery.

Samoloty akrobacyjne są w locie poddawane obciążeniom wynikającym zarówno z burzliwości atmosfery jak i krzywoliniowości torów lotu (manewrów), przy czym pomiary tych obciążeń przeprowadza się metodami omówionymi w rozdz. 1.2.



Rys. 17. Rozkłady obciążeń samolotów myśliwskich z okresu II wojny światowej

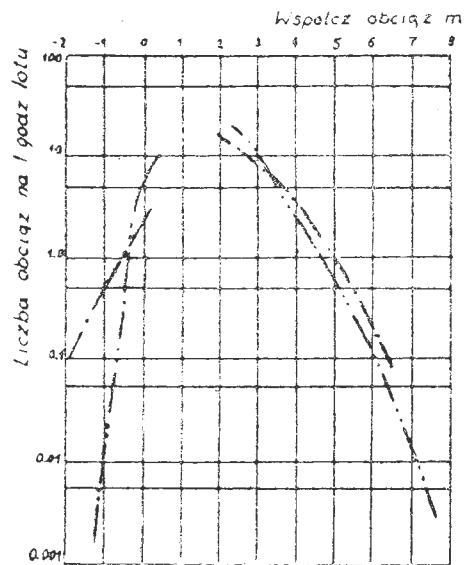
Ze względu na swą wartość i częstość, zasadniczą rolę w samolotach akrobacyjnych grają obciążenia spowodowane krzywoliniowością toru lotu. Obciążenia te można odzielić od obciążeń wywołanych burzliwością np. przez rejestrację i analizę kątów wychylenia sterów i lotek. Najczęściej jednak nie jest to konieczne, gdyż przy określaniu wytrzymałości konstrukcji jednego samolotu akrobacyjnego na podstawie pomiarów obciążeń, przeprowadzonych na innym samolocie akrobacyjnym o zbliżonych własnościach, ważne jest pełne widmo obciążeń zewnętrznych, niezależnie od ich źródeł, natomiast częściowych danych, dotyczących np. tylko obciążeń od manewrów, ze względów omówionych wyżej zazwyczaj nie można bezpośrednio wykorzystać w odniesieniu do samolotów odmiennego typu.

Opracowanie bardziej uogólnionych danych statystycznych, dotyczących samolotów akrobacyjnych, jest więc znacznie trudniejsze niż w samolotach nieakrobacyjnych i dla każdego typu samolotu akrobacyjnego trzeba przeprowadzać pomiary, przynajmniej częściowe — dla celów porównawczych.

Mimo pewnych różnic ilościowych, występujących zresztą również i w przypadku obciążeń wywołanych podmuchami (por. rys. 13), sam charakter widma obciążeń samolotów akrobacyjnych ograniczonych do grupy samolotów myśliwskich jest jednak raczej dość jednoznaczny.

Na przykład na rys. 17 przedstawione są obciążenia występujące w lotach treningowych i bojowych, ustalone z uogólnionych danych uzyskanych na samolotach myśliwskich z okresu II wojny światowej: Me-109, Taifun, Spitfire i in. [lit. 27].

Pomiary te przeprowadzono metodą V-g, toteż nie odzwierciedlają one powtarzalności stosunkowo małych obciążeń ( $m < 4$ ). Z danych tych wynika, iż w warunkach zwykłych lotów treningowych częstość obciążeń wywołanych krzywoliniowością torów (manewrami) jest 5—10-krotnie większa niż w warunkach bojowych. Należy przypuszczać, że w odniesieniu do współczesnych samolotów, dla których manewr nie stanowi tak zasadniczego elementu walki powietrznej jak dla samolotów z okresu II wojny światowej, przy ustaleniu widma obciążeń, wymiarujących konstrukcję, warunki treningowe również byłyby bardziej groźne.



Rys. 18. Rozkłady obciążeń współczesnych samolotów akrobacyjnych

Na rys. 18 przedstawiono wyniki pomiarów dotyczących samolotów amerykańskich [lit. 28, 29] uzyskane metodą V-g oraz metodą  $\Delta m = f(t)$ , w większym stopniu uwzględniającą mniejsze wartości przyspieszeń.

Sumaryczne wartości przeciążeń wywołanych manewrami i burzliwą atmosferą, jakie według danych NACA mogą być oczekiwane we współczesnym samolocie myśliwskim w czasie 4000 godz. lotu przedstawia rys. 19. Przyjęto tu, że podczas 80% tego czasu samolot leci z prędkością 1000 km/h, 16% — z prędkością 1100 km/h i 4% — z prędkością 1200 km/h.

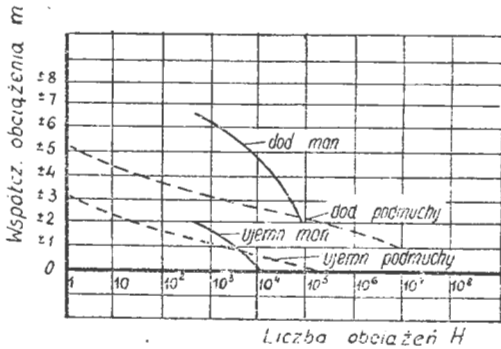
Z rozporządzalnych materiałów wynika, że jakkolwiek liczba dodatnich i ujemnych obciążeń wywołanych przez manewry (o większych wartościach bezwzględnych) jest tego samego rzędu, jednak wartość obciążeń ujemnych jest stosunkowo nieznaczna w porównaniu z obciążeniami dodatnimi, a po obciążeniach dodatnich o mniejszych wartoś-



ciach zazwyczaj nie następują równie częste obciążenia ujemne. Fakt ten upoważnia do przyjęcia typowego (uproszczonego) cyklu obciążenia, zmieniającego się w granicach od zera do maksimum.

Zachodzi tu więc istotna różnica w porównywaniu z obciążeniami samolotów nieakrobacyjnych; dla tych ostatnich liczby i wartości obciążeń dodatnich i ujemnych, wywołanych przez turbulencje atmosfery, są bowiem praktycznie jednakowe (rozd. 4.1, rys. 11).

Jak wynika z rys. 19, wartości dodatnich i ujemnych obciążeń samolotów akrobacyjnych, wywołanych burzliwością powietrza, są znacznie bardziej zróżnicowane. Przy ana-



Rys. 19. Obciążenia współczesnego samolotu myśliwskiego w czasie 4000 godz. lotu

lizie obciążeń tych samolotów uwzględnia się zarówno wpływ manewrów jak i podmuchów, jednak obliczenia wykazują, iż dla myśliwca podmuchy nie stanowią istotnego źródła uszkodzeń zmęczeniowych.

#### 4.3. Obciążenia podczas startu i lądowania

Ze względu na doraźną wytrzymałość płatowca warunki lądowania są znacznie groźniejsze niż warunki startu, w chwili przyziemienia występują bowiem znaczne obciążenia masowe. Podczas toczenia się samolotu po niezbyt gładkim lotnisku (szczególnie trawiastym) lub ruchu wodnosamolotu po sfalowanej powierzchni wody konstrukcja może doznawać dużej ilości impulsów zewnętrznych, stosunkowo ostrych i częstych, aczkolwiek o mniejszej wartości. Charakter tych obciążeń jest jednakowy przy starcie i przy lądowaniu, toteż pod względem statystycznym są one równoznaczne.

Obciążenia, występujące przy starcie i lądowaniu, mają wpływ głównie na wytrzymałość zmęczeniową konstrukcji podwozia i elementów jego zabudowy na płatowcu.

Statystyka obciążeń występujących w tych warunkach ruchu jest stosunkowo najbardziej szczupła, co znacznie ogranicza możliwość oceny ich wpływu na trwałość konstrukcji.

Jakkolwiek więc wpływ omawianych obciążeń na wytrzymałość skrzydła i kadłuba nie jest jeszcze wystarczająco dokładnie zbadany, jest jednak oczywiste, że zależy on od własności geometrycznych i masowych oraz sztywności konstrukcji.

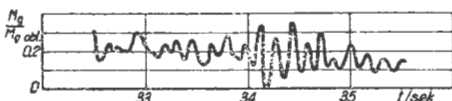
W odniesieniu do ciężkich i dużych maszyn mogą one być bardziej groźne ze względu na to, że częstotści drgań własnych skrzydła i kadłuba mogą być zbliżone do częstotści

się podczas lądowań i startów, mogą osiągać poważną wartość w porównaniu z naprężeniami obliczeniowymi (rys. 20).

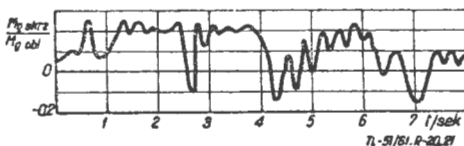
Na rys. 21 przedstawiono zapis częstotści i względnej wartości momentu gnącego w przekroju skrzydła wodnosamolotu podczas startu. Z przybliżonej oceny, dokonanej przy pewnych założeniach na korzyść wytrzymałości, wynika, iż w samolotach ciężkich ten rodzaj obciążeń może wywołać zmęczeniowe uszkodzenie materiału, stanowiące 25—30% uszkodzeń, spowodowanych wpływem burzliwej atmosfery. W odniesieniu do samolotów mniejszych, typu myśliwskiego, uważa się natomiast, iż obciążenia występujące podczas lądowania i startu nie mają większego wpływu na trwałość samego płatowca i kształtują tylko wytrzymałość podwozia lub jego elementów, również na zmęczenie.

#### LITERATURA

1. Küssner H. G. — Beanspruchung von Flugzeugflügeln durch Böen. Flugtechn. Bd. 22 (1931) S. 579—586, 605—615
2. Küssner H. G. — Häufigkeitsbetrachtungen zur Ermittlung der erforderlichen Festigkeit von Flugzeugen. Luftfahrtforsch. Bd. 12 (1935)
3. Burns A. — Notes on the Dynamic Response of an Aircraft to Gust and on the Variation of gust Velocity Along the Flight Path A. R. C. Rep. and Mem. No 2759, 1954
4. Bland R. B., Reiser T. D. — An Application of Statistical Data in the Development of Gust-Load Criteria. NACA TN 1268, 1947
5. Heinkel H. — Erhöhung der Geschwindigkeit der Flugzeuge in der letzten Jahren. Jahrbuch 1938 der deut. Luftfahrtforsch. — Ergänzt
6. Stephenson B. E. — Fatigue in Aircraft Design. Journ. of Roy. Aer. Soc. Sept. 1953
7. Kaul H. W. — Die erforderliche Zeit- und Dauerfestigkeit von Flugzeugtragwerken. Jahrbuch 1938 der Deutsch. Luftfahrtforschung
8. Lambie J. B. — The Counting Strain Gauge. Engineering Vol. 174, 1952
9. Pilecki S. — Zagadnienie zmęczenia w konstrukcjach lotn. Biulet. WAT nr 7:1955
10. Freise H. — Spitzenwerte und Häufigkeit von Böenbelastungen an Verkehrsflugzeugen. Jahrb. 1938 der deutsch. Luftfahrtforsch.
11. Kaul H. W. — Statistische Erhebungen über Betriebsbeanspruchungen von Flugzeugflügeln. Jahrb. 1938 der deutsch. Luftfahrtforsch. — Ergänzungsband
12. Hislop G. S. — Clear Air Turbulence over Europe. JRAES, April 1951
13. Miner M. A. — Cumulative Damage in Fatigue. Journ. of Appl. Mech. 1945 p. A-159
14. Walker W. G., Steiner R. — Summary of Acceleration and Air-Speed Data from Commercial Transport Airplanes during the Period from 1933 to 1945. NACA TR 2625, Febr. 1952
15. Donely P. — Summary of Information Relating to Gust Loads on Airplanes. NACA TR 997, 1950
16. Rhode R. V., Donely P. — Frequency of Occurrence of Atmospheric Gusts and of Related Loads on Airplane Structure. NACA ARR L4121, 1944
17. Williams K. — Fatigue Life of Wing Components for Civil Aircraft. JRAES, Nov. 1952
18. Taylor J. — Measurement of Gust Loads in Aircraft. JRAES Feb. 1953
19. Chilver A. H. — The Estimation of Fatigue Damage in Aircraft Wing Structures. JRAES June 1954
20. Lundberg Bo. — Fatigue Life of Aircraft Structures. JAES, June 1955
21. Walker W. G. — Summary of Revised Gust-Velocity Data Obtained from V-G Records Taken on Civil Transport Airplanes from 1933 to 1950. NACA TN 3041, Nov. 1953
22. Press H., McDougal R. L. — The Gust and Gust-Load Experience of Twin-Engine Low-Altitude Transport Airplane in Operation on a Northern Transcontinental Route. NACA TN 2663, April 1952
23. Taylor J. — Gusts and their Measurements. JRAES Dec. 1954
24. Steiner R., McDougal R. L. — Summary of Normal Accelerations, Gust Velocities and Operating Practices from April to August 1949 of a Twin-Engine Aeroplane in Commercial Transport Operations RM L50B02, 1950
25. McDougal R. L. — Summary of the First Sample of VGH Data of Normal Accelerations and Associated Operating Conditions on Two Four-Engine Transport Airplane in Commercial Operations. RM L50D28a, 1950
26. Dryden H. L., Rhode R. V., Kuhn P. — The Fatigue Problem in Airplane Structures. Symposium on Fatigue and Fracture of Metals, New York 1952
27. Reynolds A. — Summary of Flight Load Data Recorder in Tactical and Training Operation during the Period of World War II. JAE Preprint 1949, No 235
28. Mangurian — Brooks Effects of Operational Factors on Structural Fatigue in Fighter Type Airplane. SAE Preprint 1954, X No 387
29. Munier — Fatigue of Combat Aircraft. Aero-Digest, April 1955
30. Tye W. — The Outlook on Airframe Fatigue. JRAES, May 1955



Rys. 20



Rys. 21

Rys. 20. Zmiana momentu gnącego podczas startu ciężkiego samolotu

Rys. 21. Zmiana momentu gnącego skrzydła podczas startu wodnosamolotu

obciążeń występujących podczas toczenia się samolotu nawet po gładkiej (utwardzonej) nawierzchni lotniska. Występujące przy tym naprężenia, wielokrotnie powtarzające

# Zagadnienie lotu rakiety w polu grawitacji

Wszystkie ciała, znajdujące się w polu grawitacyjnym Ziemi, poddane są działaniu sił tego pola. Siłę, działającą między dwoma ciałami o masach  $M$  i  $m$  i odległości  $d$  między tymi ciałami, określamy z następującej zależności:

$$P = G \cdot \frac{M \cdot m}{d^2} \text{ dyn} \quad [1]$$

Masy  $M$  i  $m$  są wyrażone w gramach, a odległość  $d$  w cm,  $G$  jest stałą grawitacyjną i ma wartość  $G = 6,67 \cdot 10^{-8}$ . W tych rozważaniach masy  $M$  i  $m$  mogą być traktowane jako punkty, a siła przyciągania  $P$  przyłożona jest w środku masy.

W przypadku małych mas  $m$ , takich np. jak człowiek lub rakieta, siła przyciągania  $P$  na powierzchni Ziemi między masą  $m$  a Ziemią sprowadza się do zależności

$$P = 980 \cdot m \text{ dyn} \quad [2]$$

lub też ciało o masie  $m$ , swobodnie spadające w polu grawitacyjnym Ziemi, poddane jest przyspieszeniu

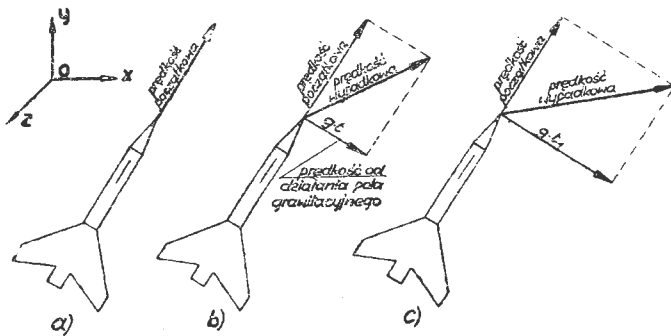
$$g = \frac{P}{m} = 980 \text{ cm/sek}^2 \quad [3]$$

Wielkość przyspieszenia ziemskiego  $g = 980 \text{ cm/sek}^2$  jest wielkością średnią. Dokładna wartość  $g$  jest różna dla różnych punktów Ziemi. Przyspieszenie na biegunach jest większe (ok.  $983 \text{ cm/sek}^2$ ), niż na równiku (ok.  $978 \text{ cm/sek}^2$ ), gdyż promień Ziemi jest mniejszy na biegunach. W miarę oddalania się od powierzchni Ziemi — przyspieszenie powodowane grawitacyjnym polem ziemskim maleje.

Ciało, swobodnie poruszające się w grawitacyjnym polu ziemskim (bez jakiegokolwiek napędu), będzie miało przyspieszenie  $g = P \cdot m$ , przy czym wektor przyspieszenia będzie miał kierunek pola grawitacyjnego.

Jeżeli rakieta uzyskała początkową prędkość nie od pola grawitacyjnego a np. od ciągu silników raketowych, to jej prędkość będzie wypadkową prędkości początkowej i prędkości powodowanej przez pole grawitacyjne.

Rys. 1 pokazuje 3 okresy rakiety poruszającej się w jednorodnym polu grawitacyjnym. W pierwszym okresie (a) dla



Rys. 1. Przyrost szybkości rakiety poruszającej się w grawitacyjnym polu

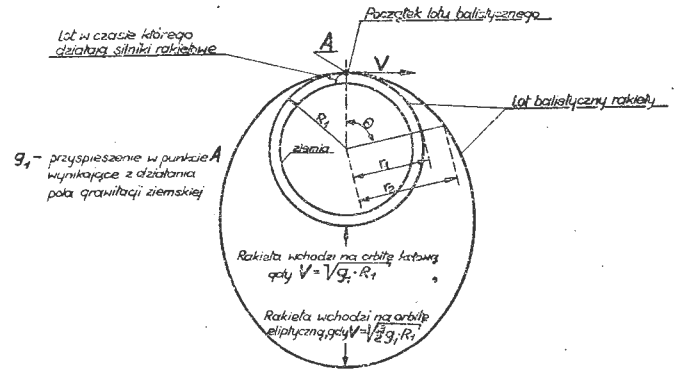
czasu  $t = 0$  rakieta ma tylko prędkość początkową, nadaną przez silnik, a prędkość powodowana przez pole grawitacyjne dla  $t = 0$  jest równa 0.

W drugim okresie (b)  $t = 0$  widzimy, że prędkość wypadkowa rakiety składa się z prędkości początkowej, pochodzącej od działania silnika i prędkości, spowodowanej przez jednorodne pole grawitacyjne o kierunku skośnym. W okresie trzecim (c) widzimy, że z biegiem czasu rośnie prędkość powodowana przez jednorodne pole grawitacyjne o kierunku skośnym. Oczywiście jest, że orientacja rakiety względem układu współrzędnych  $Oxyz$  nie zmienia się, a zmienia tylko kierunek jej ruchu.

Innym efektem działania ziemskiego pola grawitacyjnego jest krążenie satelitów wokół Ziemi. W przypadku, gdy satelita krąży po orbicie kołowej wokół Ziemi, tak jak to poka-

zано na rys. 2, to siła ziemskiej grawitacji, wywierana na satelita, równa się sile odśrodkowej skierowanej w stronę przeciwną i jest stała na całej orbicie. Gdy satelita obiega Ziemię po orbicie eliptycznej, to siła ziemskiej grawitacji, wywierana na satelita, zmienia się od perigeum do apogeum. Eliptyczny tor satelity, perigeum i apogeum, jest pokazany na rys. 2.

W przypadku lotu rakiety w przestrzeni międzyplanetarnej będzie ona zawsze poddana działaniu sił różnych pól grawitacji. W przypadku startu rakiety międzyplanetarnej z powierzchni Ziemi najpierw doznaje ona działania siły grawitacji ziemskiej, w miarę oddalania się od Ziemi siła gra-



Rys. 2. Orbity rakiety-satelity Ziemi: kołowa i eliptyczna

witacji ziemskiej maleje, a coraz większa staje się siła grawitacji Księżyca, a potem kolejno siły grawitacji innych planet. Na powierzchni innych planet siły pola grawitacji danej planety i przyspieszenia spowodowane tym polem różnią się od sił grawitacji i przyspieszenia na powierzchni Ziemi. Wielkość siły pola grawitacji i przyspieszenia, spowodowanego tym polem na powierzchni danej planety, zależy od wielkości masy planety i gęstości masy planety.

Przyspieszenie na powierzchni dowolnej planety, spowodowane jej polem grawitacji, możemy obliczyć z następującego równania:

$$m \cdot a = \frac{G \cdot M \cdot m}{r^2} \quad [4]$$

gdzie:

- $a$  — przyspieszenie na powierzchni planety,
- $M$  — masa planety,
- $r$  — promień planety,
- $m$  — masa ciała na powierzchni planety.

Stąd przyspieszenie na powierzchni planety po uproszczeniu równania [4] wyrazi się zależnością:

$$a = \frac{G \cdot M}{r^2} \quad [5]$$

W tabeli I zestawiono wielkości przyspieszeń Słońca, Księżyca, Ziemi oraz planet systemu słonecznego w funkcji przyspieszenia ziemskiego  $g$ .

Pojęcie prędkości orbitalnej satelity ma dwójakie znaczenie:

1. Prędkość satelity, którą mierzymy wzdłuż drogi satelity wokół planety (np. Ziemi) przy założeniu, że planeta, wokół której obiega satelita, pozostaje w spoczynku. Przy orbicie kołowej prędkość satelity jest stała wzdłuż całej orbity, przy orbicie eliptycznej (patrz rys. 2) prędkość satelity wzdłuż orbity zmienia się i jest największa w perigeum, a najmniejsza w apogeum.

2. Minimalna prędkość satelity, wyrzucanego poza Ziemię w kierunku horyzontalnym w punkcie A na rys. 2, to jest w chwili, gdy przestają działać silniki raketowe (rakieta w tym miejscu zaczyna swój lot balistyczny), potrzebna do wprowadzenia go na orbitę okołoziemską.

Po wejściu na orbitę satelita będzie wracał do punktu A (rys. 2) i krążyć po orbicie nieskończenie długo, ale tylko

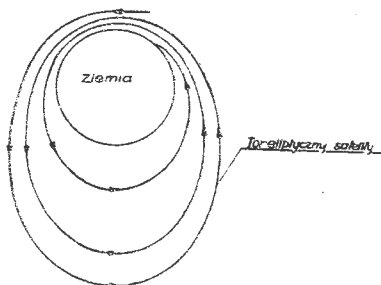
Tabela I

Dane planet układu słonecznego

Nazwa	Srednia odległość od Słońca w mln/km	Długość roku wg czasu ziemskiego	Długość dnia wg czasu ziemskiego	Srednica planety w km	Wielkość pola grawitacji na powierzchni planety, mierzona w funkcji przyspieszenia ziemskiego — $g$	Minimalna prędkość, przy której rakieta wyrzucona z pow. planety poleci w przestrzeni międzyplanetarnej w km/sek	Czas lotu <sup>1)</sup> z Ziemi na planetę
Słońce	0	—	—	1380000	28,0	616	—
Księżyc	382171 z Ziemi	27 godz. 7 min 43 sek (miesiąc)	27 godz. 7 min 43 sek	3460	0,17	2,4	2,3 dni
Mercury	58	87,97 dni	87,97 dni	4850	0,4	4,16	110 dni
Venus	108	224,70 dni	30 dni	12150	0,9	10,25	150 dni
Ziemia	149	365,26 dni	23 godz. 56 min	12700	1,00	11,22	—
Mars	226,5	686,98 dni	24 godz. 37 min	6760	0,4	5,12	260 dni
Jupiter	772	11,86 lat	9 godz. 50 min	139000	2,7	59,8	2,7 lat
Saturn	1420	29,46 lat	10 godz. 15 min	115200	1,2	38,2	6 lat
Uran	2850	84,0 lat	10 godz. 8 min	49500	1,0	20,8	16 lat
Neptun	4460	164,8 lat	16 godz.	52800	1,0	22,4	31 lat
Pluton	5860	247,7 lat	?	12800?	?	?	46 lat

<sup>1)</sup> Czas lotu z Ziemi na planetę obliczono przy założeniu, że rakieta leci cały czas ze stałą prędkością, potrzebną do wyrwania się rakiety z pola grawitacji ziemskiej, tj. 11,22 km/sek.

w tym przypadku, gdy punkt A (rys. 2) leży powyżej powierzchni Ziemi ok. 480 km. Gdy punkt A będzie leżał poniżej 480 km nad Ziemią, to opór atmosfery będzie redukować wielkość eliptycznej orbity satelity, tak jak to pokazano na rys. 3. W tym przypadku, po każdym obiegu satelity wokół Ziemi, perigeum i apogeum będą coraz niższe w wyniku działania oporu atmosfery. Satelita będzie poruszać się po torze spiralnym, aż w końcu wejdzie w gęste warstwy atmosfery i albo spłonie na skutek tarcia lub też wyląduje na Ziemi, jeśli jest odpowiednio zbudowany z uwzględnieniem lotu w gęstych warstwach atmosfery.



Rys. 3. Redukcja eliptycznej orbity sztucznego satelity Ziemi na skutek działania oporu atmosfery

Najlepszym przykładem prędkości orbitalnej w tym drugim znaczeniu, to jest prędkość potrzebnej do wprowadzenia rakiety na orbitę, jest lot rakiety napędzanej silnikami raketowymi. W punkcie A (rys. 2), dowolnie wybranym, silniki raketowe przestają pracować i rakieta od tego miejsca zaczyna swój lot balistyczny. Jeśli rakieta w punkcie A uzyska ściśle prędkość orbitalną w kierunku stycznym do koła zatoczonego promienia OA na rys. 2, to rakieta-satelita wejdzie na orbitę kołową o promieniu OA. Tę prędkość orbitalną dla orbity kołowej obliczamy z następującej zależności:

$$V = \sqrt{g_1 R_1} \quad [6]$$

gdzie:

- $g_1$  — przyspieszenie w punkcie A, wynikające z działania pola grawitacji. W przypadku jeśli rakieta wyrzucana jest z Ziemi, to będzie to przyspieszenie, jakie daje ziemskie pole grawitacji w punkcie A.
- $R_1$  — odległość punktu A (tj. punktu, w którym rakieta wchodzi na orbitę) od środka Ziemi, jeśli rakieta jest wyrzucana z Ziemi.

Równanie drogi rakiety-satelity, biegnącej po orbicie kołowej, możemy zapisać następująco we współrzędnych biegunowych:

$$r_1 = R_1 \quad [7]$$

gdzie  $r_1$  — jest promieniem wektorem orbity, po której biegnie satelita.

Czas obiegu rakiety-satelity wokół Ziemi po orbicie kołowej określany jest w sposób następujący: siła przyciągania ziemskiego rakiety-satelity na orbicie kołowej w każdym punkcie drogi musi się równać sile odśrodkowej i stąd:

$$\frac{m \cdot v^2}{R_1} = \frac{G \cdot M \cdot m}{R_1^2} \quad [8]$$

gdzie:

- $m$  — jest masą rakiety-satelity,
- $M$  — masa planety, wokół której krąży rakieta-satelita po orbicie kołowej,
- $v$  — prędkość satelity na orbicie.

Po redukcji równania [8] prędkość rakiety-satelity na orbicie można zapisać następująco:

$$v = \sqrt{\frac{G \cdot M}{R_1}} \quad [9]$$

Czas obiegu rakiety-satelity wokół Ziemi po orbicie kołowej określa się z następującej zależności:

$$T = \frac{S}{v} = \frac{2\pi R_1}{\sqrt{\frac{G \cdot M}{R_1}}} = \frac{2\pi}{\sqrt{G \cdot M}} \cdot R_1^{\frac{3}{2}} \quad [10]$$

Przyjmując promień Ziemi ok. 6400 km i  $g = 9,8 \text{ m/sek}^2$  znajduje się z zależności [9] i [10], że prędkość orbitalna rakiety-satelity na powierzchni Ziemi (oczywiście przy pominięciu oporu atmosfery) wynosi ok. 8 km/sek i czas obiegu wokół Ziemi po orbicie kołowej ok. 83 min.

Należy dodać, że punkt A (rys. 2), z którego rakieta-satelita zaczyna swój lot balistyczny, nazywany jest początkiem lotu balistycznego, gdyż w tym punkcie przestają działać silniki raketowe.



W przypadku, gdy rakieta-satelita w punkcie A (rys. 2) otrzyma w kierunku stycznym do koła o promieniu OA prędkość większą niż prędkość orbitalną określoną zależnością [6], to rakieta wejdzie na orbitę eliptyczną.

Na rys. 2 pokazano orbitę eliptyczną rakiety-satelity wyrzuconego z tego samego punktu A co i rakieta-satelita obiegający Ziemię po orbicie kołowej. Prędkość, przy której rakieta-satelita wyrzucony stycznie do koła o promieniu OA wejdzie na orbitę eliptyczną, określa się z następującej zależności:

$$V = \sqrt{\frac{3}{2} g_1 \cdot R_1} \quad [11]$$

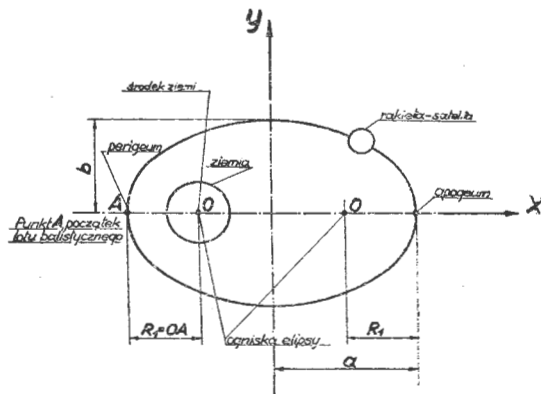
Równanie drogi rakiety-satelity, biegnącej po orbicie eliptycznej, można zapisać następująco we współrzędnych biegunowych:

$$r_2 = R_1 \cdot \frac{3}{2 + \cos \theta} \quad [12]$$

gdzie:

- $r_2$  — jest promieniem wektorem orbity, po której będzie satelita,
- $\theta$  — kąt między promieniem wektorem i promieniem punktu początku lotu balistycznego.

W przypadku lotu rakiety-satelity po orbicie eliptycznej — punkt A, to jest punkt początku lotu balistycznego, leży zawsze w perigeum, to jest w miejscu, gdzie orbita ma najmniejszą odległość od Ziemi. Punkt, leżący po stronie diametralnie przeciwnej, leży zawsze w apogeum, to jest w miejscu, gdzie orbita ma największą odległość od Ziemi. Opis orbity eliptycznej w stosunku do położenia Ziemi przedstawiono na rys. 4. Środek Ziemi przy orbicie eliptycznej



Rys. 4. Parametry orbity eliptycznej

zawsze będzie leżał w ognisku elipsy O, po której leci satelita. Jeśli elipsa, po której będzie rakieta-satelita, ma półosie a i b, tak jak to pokazano na rys. 4, to odległość z środka Ziemi do punktu A, to jest odległość ogniska elipsy do punktu A położonego na elipsie, wyrazi się zależnością:

$$\bar{OA} = R_1 = a - \sqrt{a^2 - b^2} \quad [13]$$

Rakieta-satelita, biegnący po torze eliptycznym, nigdy nie będzie opisywał dokładnej elipsy w znaczeniu matematycznym, określonej zależnością:

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1$$

gdyż orbita rakiety-satelity, na skutek działania pola grawitacji Słońca i innych planet, własnego pola grawitacji wytworzonego przez masę rakiety-satelity oraz praw mechaniki relatywnej, będzie miała pewne małe odchylenia od elipsy, określonej powyższym równaniem.

Ogólnie można powiedzieć, że prędkość orbitalna, przy której rakieta-satelita wchodzi na orbitę, jest funkcją pola grawitacji ziemskiej, wysokości punktu początku lotu balistycznego (punkt A na rys. 2) i kierunku lotu. Prędkość

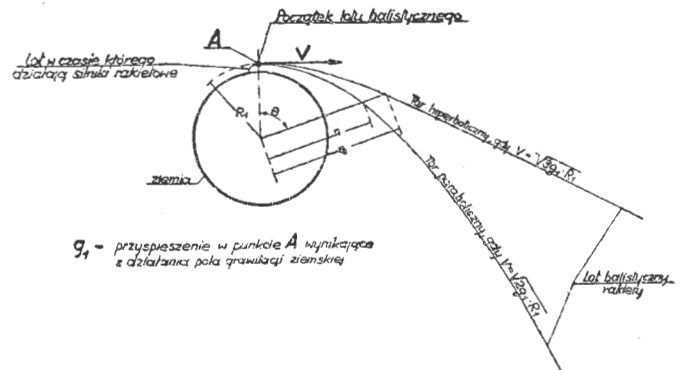
orbitalna, konieczna do wejścia na orbitę, maleje w miarę jak oddalamy się od powierzchni Ziemi.

W przypadku, gdy chcemy, by rakieta nie krążyła po orbicie wokół Ziemi, a poleciała w przestrzeń międzyplanetarną, to musimy jej nadać odpowiednią prędkość w chwili rozpoczęcia lotu balistycznego.

Gdy rakieta otrzyma prędkość:

$$V = \sqrt{2g_1 \cdot R_1} \quad [14]$$

W chwili rozpoczęcia lotu balistycznego w kierunku stycznym do koła o promieniu  $R_1$  (punkt A na rys. 5), to polecą ona w przestrzeń międzyplanetarną po torze parabolicznym,



Rys. 5. Tory lotu rakiety przy locie w przestrzeń międzyplanetarną

tak jak to pokazano na rys. 5. Wielkości  $g_1$  i  $R_1$  z zależności [14] mają takie samo znaczenie jak w zależności [6].

Równanie drogi rakiety, lecącej po paraboli, możemy zapisać następująco w układzie współrzędnych biegunowych:

$$r_1 = R_1 \cdot \frac{2}{1 + \cos \theta} \quad [15]$$

gdzie:

- $r_1$  — jest promieniem wektorem drogi, po której leci rakieta,
- $\theta$  — kąt między promieniem wektorem i promieniem punktu A, tj. promieniem punktu początku lotu balistycznego.

Gdy rakieta otrzyma prędkość:

$$V = \sqrt{3g_1 \cdot R_1} \quad [16]$$

w chwili rozpoczęcia lotu balistycznego w kierunku stycznym do koła o promieniu  $R_1$  (punkt A na rys. 5), to polecą ona w przestrzeń międzyplanetarną po torze hiperbolicznym, tak jak to pokazano na rys. 5.

Równanie drogi rakiety, lecącej po hiperboli, można zapisać następująco w układzie współrzędnych biegunowych:

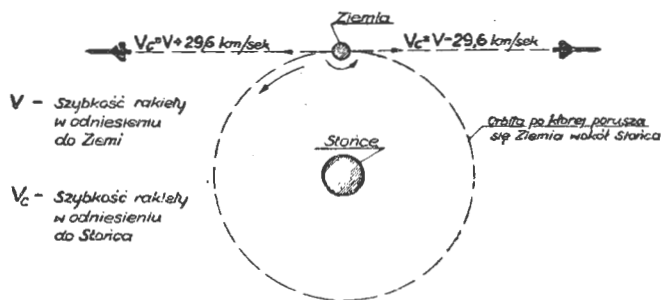
$$r_2 = R_1 \cdot \frac{3}{1 + 2 \cos \theta} \quad [17]$$

Oznaczenie  $R_1$  i  $\theta$  w zależności [17] mają te same znaczenia jak i w zależności [15].

Należy pamiętać, że prędkość konieczna do wejścia rakiety na orbitę, lub też do lotu w przestrzeń międzyplanetarną, inna jest dla Ziemi i inna jest np. dla Księżyca, gdyby z niego chciano wyrzucić rakieta. Przyspieszenie, spowodowane przez grawitacyjne pole Księżyca, wynosi 0,17 g (patrz tabela I), stąd też prędkość konieczna do wejścia rakiety na orbitę Księżyca lub też do lotu w przestrzeń międzyplanetarną, wyrzucanej z powierzchni Księżyca, jest wielokrotnie mniejsza w porównaniu z prędkością rakiety wyrzucanej z Ziemi. W technice raketowej jest to bardzo ważny fakt, bo w przypadku np. wyrzucania rakiety na Wenus z powierzchni Księżyca konieczna moc silników raketowych będzie znacznie mniejsza w porównaniu z mocą silników rakiety wyrzucanej na Wenus z powierzchni Ziemi. Zmniejszenie mocy silników raketowych wiąże się ściśle ze zmniejszeniem całkowitej masy rakiety. Z tabeli I widać, że prędkość konieczna do wejścia rakiety na orbitę Júpitera, lub też do lotu w przestrzeń międzyplanetarną z tej planety, jest znacznie

większa w porównaniu z odpowiednimi prędkościami rakiet startującej z Ziemi, gdyż przyspieszenie pola grawitacji Júpitera wynosi 2,7 g.

Wyrzucając raketę zgodnie z kierunkiem ruchu Ziemi po orbicie wokół Słońca, tak jak to pokazano na rys. 6, zwiększa się prędkość jej startu  $V$  o wielkość orbitalnej prędkości Ziemi, to jest w przybliżeniu o 29,6 km/sek. Gdy się raketę wyrzuci w kierunku przeciwnym do ruchu Ziemi po orbi-



Rys. 6. Wpływ obiegu Ziemi po orbicie wokół Słońca na szybkość startu rakiet wyrzucanej z Ziemi

cie Słońca, to zmniejsza się jej prędkość startu  $V$  w przybliżeniu o 29,6 km/sek. Oczywiście jest, że powyższe „zwiększone” lub „zmniejszone” prędkości startu rakiet są prędkościami odniesionymi do Słońca.

### Lot rakiet w świetle teorii względności

Prawa Newtonowskie są dość dobrym przybliżonym opisem zjawisk ruchu, zachodzących przy prędkościach znacznie mniejszych niż prędkość światła. W przypadku, gdy chcemy opisać prawa rządzące ruchem dla prędkości rzędu wielkości prędkości światła, to nie możemy tego zrobić za pomocą praw Newtonowskich, ale musimy zastosować prawa teorii względności.

W odniesieniu do rakiet i lotów międzyplanetarnych odnosi się przede wszystkim ta część teorii względności, która mówi, że miara czasu, masy i długości jest zmieniana przez pole potencjału grawitacyjnego. Innymi słowy, jeśli jeden obserwator porusza się względem drugiego obserwatora, to każdy z nich będzie wyznaczał inną masę i długość obserwowanego ciała oraz inny czas, zachodzący między dwoma obserwowanymi przez nich zjawiskami. Zjawisko „skracania się” albo „wydłużania się” przedziału czasu między dwoma układami, poruszającymi się z różnymi prędkościami, zostało po raz pierwszy sformułowane przez Einsteina w „Special Theory of Relativity”.

Jeżeli rakiet „A” porusza się z prędkością  $V$  względem Ziemi „B”, to przedział czasu  $t_B$  zmierzony na Ziemi będzie zmierzony jako  $t_A$  przez zegar umieszczony na rakiecie „A” i w myśl teorii względności będziemy mieli między tymi dwiema miarami czasu następującą zależność:

$$t_A = t_B \cdot \sqrt{1 - \frac{V^2}{C^2}} \quad [18]$$

gdzie  $C$  jest prędkością światła i  $C = 299\,770$  km/sek.

Również ciało o długości  $l_B$  według obserwatora na Ziemi będzie miało inną długość mniejszą  $l_A$ , widzianą przez obserwatora w rakiecie „A” i stąd mamy:

$$l_A = l_B \cdot \sqrt{1 - \frac{V^2}{C^2}} \quad [19]$$

W przypadku, gdy prędkość  $V$  jest mała, to czasy  $t_A$  i  $t_B$  są prawie równe, weźmy na przykład, że rakiet porusza się z prędkością względem Ziemi  $V = 10$  km/sek, a prędkość światła zaokrąglimy do  $3 \cdot 10^5$  km/sek, to będziemy mieli:

$$t_A = t_B \cdot \sqrt{1 - \frac{10^2}{(3 \cdot 10^5)^2}} = t_B \cdot \sqrt{1 - \frac{1}{3 \cdot 10^8}} \approx t_B$$

Gdy natomiast prędkość rakiet  $V$  będzie bliska prędkości światła  $C$ , to czas  $t_A$  będzie znacznie mniejszy od czasu  $t_B$ .

To zjawisko zmiany wielkości czasu będzie mogło być wykorzystane przy lotach statków kosmicznych na trasach międzygwiazdowych. Przy prędkości statku kosmicznego równej 99,5% prędkości światła zegar na statku kosmicznym pokaże 0,1 czasu tego, który przeszedł na Ziemi:

$$t_A = t_B \cdot \sqrt{1 - (0,995)^2} = 0,1 \cdot t_B$$

Stąd widzimy, że podróż, na którą trzeba np. 10 lat czasu mierzonego w układzie ziemskim „B”, wymaga tylko 1 roku w układzie statku kosmicznego „A”, poruszającego się z prędkością względem Ziemi  $V = 0,995 \cdot C$ .

Przy prędkości statku kosmicznego  $V = 0,99995 \cdot C$  względem Ziemi  $t_A = 0,01 \cdot t_B$ . W ten sposób ludzie mogliby w takim statku kosmicznym przebyć drogę do gwiazd w ciągu 1 roku.

Nie należy jednak sądzić, że tak duże prędkości mogą być zastosowane do rakiet przy dzisiejszym stanie techniki. Nawet gdyby przyjąć, że zastosujemy silniki atomowe do napędu rakiet i uzyskamy prędkość wylotową w dyszy wylotowej silnika raketowego rzędu 0,1 prędkości światła, to powstanie zagadnienie wzrostu masy rakiet zgodnie z prawem teorii względności. Masa rakiet  $M_0$ , poruszającej się z prędkością  $V$ , wzrośnie do wielkości  $M$  zgodnie z zależnością:

$$M = \frac{M_0}{\sqrt{1 - \frac{V^2}{C^2}}} \quad [20]$$

Loty międzyplanetarne mogą odbywać się za pomocą następujących sposobów:

1. Lot po torze balistycznym, który jest wyznaczony przez pole grawitacyjne Ziemi, pole grawitacyjne planety, do której leci rakiet, i pole grawitacyjne Słońca. W tym przypadku rakiet jest wprowadzona na tor balistyczny za pomocą silników raketowych, jak również silniki mogą być używane pod koniec podróży przy hamowaniu rakiet.

2. Lot rakiet napędzanej silnikami raketowymi przez cały czas podróży międzyplanetarnej. W tym przypadku tor rakiet nie jest torem balistycznym, a jest torem wyznaczonym przez silniki raketowe i pola grawitacyjne: Ziemi, Słońca i planety, do której leci rakiet.

3. Lot rakiet przez wytworzenie sztucznego pola grawitacji.

4. Lot rakiet przez wykorzystanie pola magnetycznego. W chwili obecnej znaczenie praktyczne mają tylko dwa pierwsze sposoby.

Sposób trzeci w chwili obecnej ma tylko znaczenie teoretyczne. Polegałby on na tym, że na torze, po którym ma polecieć rakiet, można by wytworzyć sztuczne pole grawitacyjne, które nadałoby odpowiednie przyspieszenia rakiecie zarówno co do kierunku jak i wielkości przyspieszenia. Mimo wprost nieprawdopodobności realizacji takiego lotu przy dzisiejszym stanie wiedzy i techniki, badania naukowe nad stworzeniem sztucznego pola grawitacji są prowadzone przez wielu uczonych i techników. Sposób czwarty jest jeszcze bardziej wątpliwy od trzeciego, polega na tym, że rakiet byłaby napędzana i kierowana przez siły pola magnetycznego, istniejącego w przestrzeni.

Sposób pierwszy, znajdujący obecnie praktyczne zastosowanie w lotach rakiet, jest bardzo praktyczny i można za pomocą niego osiągnąć duże prędkości — ale tylko przy założeniu, że lot odbywa się bez ludzi. W przypadku lotu rakiet balistycznej z ludźmi ma on dwie poważne wady: 1) ludzie przez dłuższą część lotu będą doznawać stanu nieważkości; i 2) prędkość podróży takiej rakiet nie przekracza kilku km/sek. Podróż na Księżyc rakietą balistyczną trwałaby parę dni, podróż na Marsa kilka miesięcy.

Gdyby zastosowano drugi sposób, to podróż na Księżyc trwałaby ok. 3,5 godz, a podróż na Marsa dwa dni (przy założeniu, że połowę drogi przebywa się przez cały czas z przyspieszeniem 1 g i drugą połowę drogi z opóźnieniem 1 g).

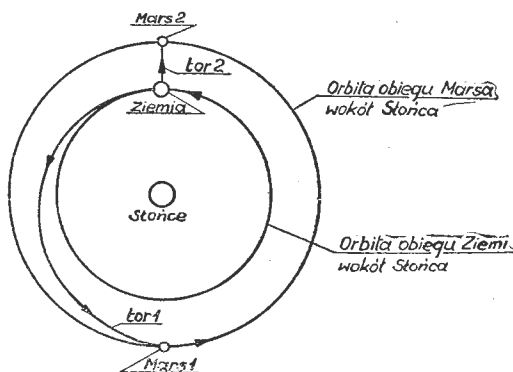
Sposób drugi ma jeszcze i tę przewagę nad pierwszym, że przez cały czas lotu pasażerowie nie doznają stanu nieważkości. Sposób drugi realizacji lotu rakiet znajdzie w pełni zastosowanie, gdy do silników raketowych zastosujemy paliwo atomowe.

Rys. 7 pokazuje możliwe tory lotu rakiet z Ziemi na Marsa przy użyciu sposobów pierwszego i drugiego. Zie-

nia jest pokazana w położeniu odpowiadającym początkowi lotu rakiety. Położenia Marsa: „Mars 1” i „Mars 2” odpowiadają położeniom Marsa w końcach lotu rakiet dla sposobu pierwszego i drugiego. Droga, którą na rys. 7 porusza się rakietka napędzana sposobem pierwszym (Mars 1) jest najekonomicznym torem balistycznym.

Po zastosowaniu paliwa atomowego do silników rakietowych sposób drugi podróży międzyplanetarnej w układzie słonecznym stanie się sposobem powszechnie stosowanym ze względu na szybkość osiągania celu i brak okresu stanu nieważkości.

Podróże poza nasz układ słoneczny pozostaną jednak nadal sprawą przyszłości. Najbliższa gwiazda od Ziemi znajduje się w odległości 4 lat świetlnych, a jeden rok świetlny odpowiada w przybliżeniu 9600 trylionom kilometrów. Loty do gwiazd staną się możliwe wtedy, gdy ludzkość potrafi praktycznie wykorzystać prawa teorii względności, to jest przede wszystkim prawo „kurczenia się” i „rozszerzania się” czasu, określone zależnością [18]. Podróż międzygwiazdowa, która według obliczeń miary ziemskiej czasu trwałaby 100 lat, mogłaby być w takim przypadku dokonana w ciągu paru miesięcy.



Rys. 7. Tory lotu rakiety z Ziemi na Marsa. Tor 1 — odpowiada raketce balistycznej; tor 2 — odpowiada raketce napędzanej przez silnik przez cały czas lotu

### Sztuczne satelity

Zadaniem sztucznych satelitów jest pomierzyć i przekazać na Ziemię dane o Ziemi i przestrzeni.

Sztuczny satelita może mierzyć następujące wielkości:

1. Pomiar natężenia promieniowania: promieni ultrafioletowych i promieni X, którego nie można dokonać na powierzchni ziemi ze względu na pochłanianie tych promieni przez otaczającą nas atmosferę.
2. Pomiar ziemskiego pola magnetycznego.
3. Intensywność pyłu meteorytów w przestrzeni.
4. Pomiar promieniowania kosmicznego.
5. Pomiar czasu na raketce-satelicie celem dokładniejszego poznania praw teorii względności.

Czas życia sztucznego satelity obiegającego Ziemię, jest ograniczony nie tylko przez tarcie, jakie doznaje satelita w osrodku atmosfery, lecz również przez grawitacyjny efekt, powstały w wyniku większego promienia Ziemi na równiku niż na biegunie. Efekt grawitacyjny większego promienia Ziemi na równiku powoduje precesję satelity, co pociąga za sobą zmniejszanie się orbity, po której leci satelita. Inną przyczyną, skracającą czas życia satelity, może być utrata pędu (ilości ruchu) na skutek pochłaniania jonów w jonosferze.

Przez pojęcie „stały satelita Ziemi” należy rozumieć satelitę obiegającego Ziemię wokół po orbicie położonej dokładnie w płaszczyźnie równikowej Ziemi i w odległości 41 500 km od środka Ziemi. Satelita, umieszczony na takiej orbicie i na takiej wysokości, będzie obiegał Ziemię dokładnie w ciągu 24 godz. W wyniku 24-godzinnego obrotu satelity wokół Ziemi (Ziemia też dokonuje jednego obrotu wokół własnej osi w ciągu 24 godz) będzie on poruszał się ciągle nad jednym stałym punktem Ziemi, leżącym na równiku. Rozmieszczenie trzech takich satelitów na orbicie w płaszczyźnie równika umożliwi ciągle przekazywanie wiadomości radiowych i telewizyjnych z każdego miejsca Ziemi. Dotychczas wyrzucono 13 satelitów; osiem było wyrzucanych przez Stany Zjednoczone i pięć wyrzucił ZSRR.

Satelity Ziemi w kolejności ich wyrzucania:

1. Sputnik I (ZSRR). Wyrzucony w październiku 1957 r.

Ciężar 85 kg. Kształt satelity — kula o średnicy 58 cm. Czas obrotu po orbicie wokół Ziemi 96 min. Prędkość na orbicie 28 800 km/godz. Wysokość w apogeum 890 km, wysokość w perigeum 200 km. Spłonął 4 stycznia 1958 r. w gęstych warstwach atmosfery.

2. Sputnik II (ZSRR). Wyrzucony 3 listopada 1957 r. Ciężar 500 kg. Kształt — stożek o długości 4,5 m. Czas obrotu po orbicie wokół Ziemi 103,7 min. Prędkość na orbicie 28 500 km/godz. Wysokość w apogeum 1630 km. Wysokość w perigeum 220 km. Spłonął 14 kwietnia 1958 r. w gęstych warstwach atmosfery.

3. Explorer I (USA). Wyrzucony 31 stycznia 1958 r. Ciężar 14 kg. Kształt — walec o długości 2 m. Czas obrotu po orbicie 30 000 km/godz. Wysokość w apogeum 2420 km. Wysokość w perigeum 350 km. Przypuszczalnie pozostanie na orbicie od 3 do 5 lat.

4. Vanguard I (USA). Wyrzucony 17 marca 1958 r. Ciężar 1,5 kg. Kształt — kula o średnicy 10 cm. Czas obrotu po orbicie wokół Ziemi 134,25 min. Prędkość na orbicie 29 400 km/godz. Wysokość w apogeum 3920 km. Wysokość w perigeum 655 km. Przypuszczalnie pozostanie na orbicie około 20 lat.

5. Explorer III (USA). Wyrzucony 26 marca 1958 r. Ciężar 14 kg. Kształt — walec o długości 2 m. Czas obrotu po orbicie wokół Ziemi 115,7 min. Prędkość na orbicie 28 800 km/godz. Wysokość w apogeum 3200 km. Wysokość w perigeum 160 km. Przypuszczalnie spłonął w czerwcu 1958 r. w gęstych warstwach atmosfery.

6. Sputnik III (ZSRR). Wyrzucony 15 maja 1958 r. Ciężar 1320 kg. Kształt — stożek o długości 3,6 m. Czas obrotu po orbicie wokół Ziemi 105,21 min. Prędkość na orbicie 23 600 km/godz. Wysokość w apogeum 1790 km. Wysokość w perigeum 225 km.

7. Explorer IV (USA). Wyrzucony 26 lipca 1958 r. Ciężar 17,2 kg. O kształcie pocisku — długość 2 m. Czas obrotu po orbicie wokół Ziemi 110 min. Wysokość w apogeum 2200 km. Przypuszczalnie pozostanie na orbicie od 5 do 10 lat.

8. Atlas (USA). Wyrzucony 18 grudnia 1958 r. Ciężar 4000 kg. Czas obrotu po orbicie wokół Ziemi ok. 1000 min. Maksymalna prędkość na orbicie 27 000 km/godz. Wysokość w apogeum 1470 km. Wysokość w perigeum 184 km. Spłonął w gęstych warstwach atmosfery.

9. Vanguard II (USA). Wyrzucony 17 lutego 1959 r. Satelita meteorologiczny, wyposażony w dwie fotokamery napędzane bateriami słonecznymi oraz urządzenie mierzące w sposób ciągły dane o pogodzie i przekazujące je na Ziemię. Ciężar 1,15 kg. Kształt — kula o średnicy 50 cm. Wysokość w apogeum 2560 km. Wysokość w perigeum 320—480 km. Przypuszczalnie pozostanie na orbicie od paru miesięcy do paru lat.

10. Discoverer I (USA). Wyrzucony 28 lutego 1959 r. Pierwszy satelita ziemski biegnący po orbicie, przechodzącej przez obydwie bieguny ziemskie. Nazwany powszechnie szpiegiem, gdyż z satelity poruszającego się po orbicie przechodzącej przez bieguny Ziemi: północny i południowy, można obserwować wszystkie miejsca na powierzchni kuli ziemskiej. Kształt — walec o długości 5,7 m. Ciężar 590 kg. Wyrzucony na orbitę przez dwustopniową raketę. Ciężar instrumentów znajdujących się na pokładzie satelity — 20 kg. Wysokość w apogeum 720 km. Wysokość w perigeum 240 km. Czas obrotu po orbicie wokół Ziemi 95,5 min. Przypuszczalnie spłonął między 5 a 18 marca 1959 r. w gęstych warstwach atmosfery.

Satelity Słońca w kolejności ich wyrzucenia:

1. Lunnik Miecztła (ZSRR). Wyrzucony 3 stycznia 1959 r. Wszedł na orbitę wokół Słońca. Pierwszy satelita na Ziemi, który poleciał w przestrzeń międzyplanetarną.

2. Pioneer IV (USA). Wyrzucony 3 marca 1959 r. Ciężar 6 kg. Kształt — cylinder o długości 50 cm. Wyposażony w dwie fotoelektryczne kamery celem przesłania sygnałów, gdy satelita będzie przelatywał koło Księżyca (kamery nie włączyły się). Po 47 godzinach od wyrzucenia satelita przeleciał koło Księżyca w odległości 59 000 km. Na orbitę okołosłoneczną wszedł około 17 marca 1959 r. Po przejściu poza Księżyc przesyłał dane o promieniowaniu kosmicznym w przestrzeni międzyplanetarnej. Na orbicie wokół Słońca: perihelium (satelita w najmniejszej odległości od Słońca) 147 000 km, aphelium (satelita w największej odległości od Słońca) 160 000 000 km. Na orbicie okołosłonecznej pozostanie nieskończenie długo.



# Wpływ parametrów zgrzewania na korozję połączeń zgrzewanych ze stopów lekkich

Zgrzewanie oporowe, punktowe i liniowe wywalczyło sobie prawo obywatelstwa w przemyśle lotniczym, wypierając stopniowo klasyczny rodzaj połączeń — nitowanie. Zdecydował o tym szereg czynników zarówno technologicznej, jak i ekonomicznej natury. Z bardziej ważkich można by wymienić:

- a) większą wydajność procesu i uniwersalność maszyn,
- b) lepszą gładkość szwów,
- c) korzystniejszy wytrzymałościowo sposób przenoszenia sił przez połączenia (brak otworów osłabiających przekroje blachy).

Zaaklimatyzowanie tego typu połączeń na gruncie stopów lekkich Al-Cu-Mg (durale) wymagało pokonania poważnej przeszkody, jaką jest problem zabezpieczenia połączeń zgrzewanych przed korozją. Powszechność stosowania ich za granicą świadczy jednak o pracach w tym kierunku uwieńczonych pomyślnym skutkiem.

W naszym przemyśle lotniczym zgrzewanie durali jest na razie sprawą przyszłości, trzeba mieć nadzieję — najbliższej. Odczuwany do niedawna brak odpowiednich maszyn — zgrzewarek, z przystosowanym dla zgrzewania durali-automatycznym sterowaniem procesu, uniemożliwił opracowanie technologii zgrzewania na skalę przemysłową. Należy zaznaczyć, że poza właściwym doбором parametrów, wiąże się z nią szereg dodatkowych zagadnień jak:

- 1) przygotowanie powierzchni,
- 2) kontrola samego cyklu zgrzewania,
- 3) zabezpieczenie połączeń przed korozją,
- 4) kontrola gotowych połączeń.

Doceniając wagę zagadnienia ujętego w p. 3, autor przeprowadził w ramach pracy naukowej w b. Katedrze Technologii Lotniczej PW badania, mające na celu w perspektywie opracowanie metody zabezpieczania przed korozją połączeń zgrzewanych ze stopów lekkich typu duralu.

Pierwszy ich etap, który jest właśnie przedmiotem niniejszego artykułu, miał na celu określenie wpływu parametrów zgrzewania:

- natężenia prądu I
- czasu przepływu prądu t
- siły nacisku elektrod P

na korozję połączeń zgrzewanych z blach duralowych. Interesujące było zarówno wykrycie jej ognisk, jak też i charakter przebiegu procesu niszczenia materiału.

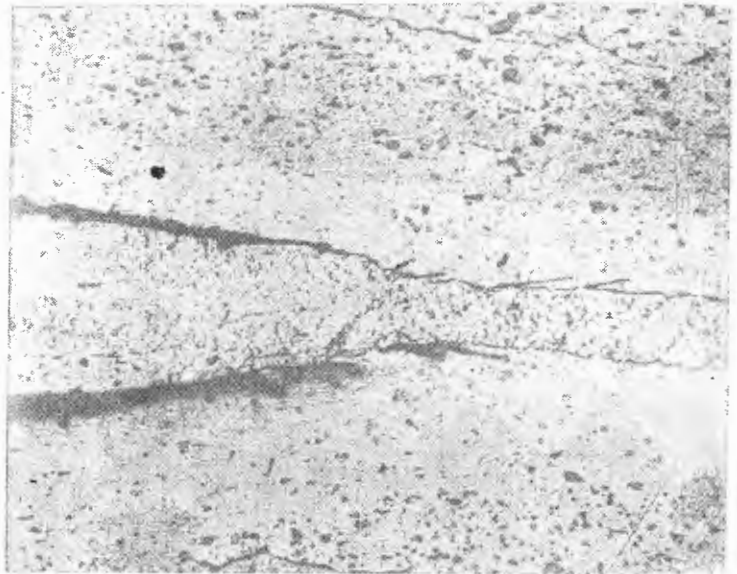
Jako obiekt tych badań wybrano blachy duralowe: D16T, o grubości  $s = 8$  mm, platerowane obustronnie warstwą czystego aluminium.

Durale, jak wiadomo, należą do grupy stopów wrażliwych na korozję międzykrystaliczną, którą nauka o korozji metalu zaszeregowuje do rodzaju korozji elektrochemicznej\*); rozróżnia się tu przy tym dwie grupy: korozję w płynach i korozję pod warstwą wilgoci (inaczej atmosferyczną). Autor zdecydował się stworzyć warunki dla tej pierwszej, gdyż płyn, jako bardziej agresywnie działający ośrodek, gwarantował skrócenie czasu trwania prób.

Kąpiel korozyjna odpowiadała wodzie morskiej o zasoleniu ok. 3,5%. (Dla porównania: stężenie soli w Oceanie Atlantyckim wynosi 3,51 do 3,8%, w Oceanie Spokojnym 3,44 do 3,7%, w Morzu Czerwonym do 4,1%, a w zwykłej wodzie rzecznej 0,01 do 0,03%). Jej skład chemiczny w gramach na 1 kg wody destylowanej przedstawiał się następująco:

NaCl	MgCl <sub>2</sub>	MgSO <sub>4</sub>	CaSO <sub>4</sub>	K <sub>2</sub> SO <sub>4</sub>	CaCO <sub>3</sub>	MgBr <sub>2</sub>
27,2	3,8	1,7	1,2	0,9	0,1	0,1

Badane próbki zgrzewane były na maszynie transformatorowej f-my Schlatter, z elektronowym sterowaniem. Dysponuje ona możliwością regulowania natężenia prądu w granicach od 3000 do ok. 32 000 A, pneumatycznego nacisku elektrod w zakresie od 200 do 1500 kg i czasu przepływu prądu od 0,02 sek. Niestety charakterystyka jej sterowania nie jest odpowiednia dla stopów lekkich, co zmusiło do zawężenia zakresu badań do połączeń zgrzewanych z typowymi dla tego procesu wadami zgrzein.



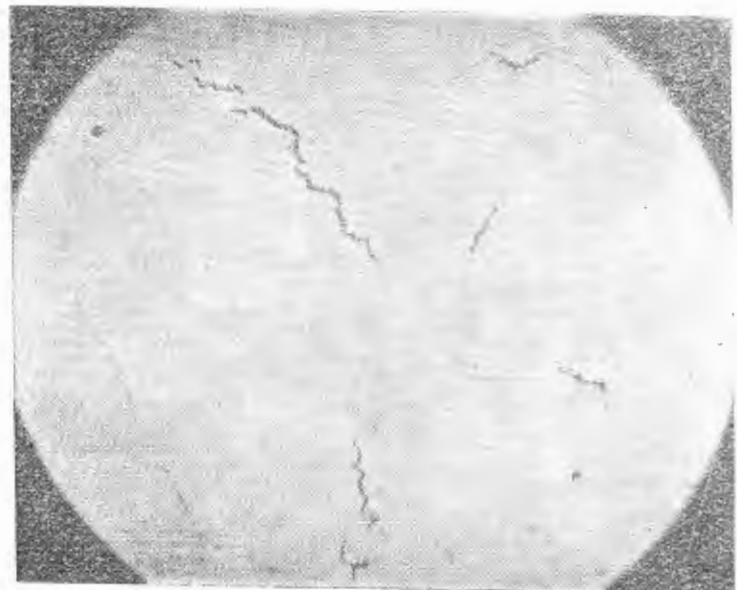
Rys. 1. Wyprysk materiału z jądra zgrzeiny (pow.  $\times 300$ )

Dlatego parametry zgrzewania zostały dobrane tak, by przynajmniej na pewnej części połączeń-próbek wystąpiły wypryski materiału z jądra oraz pęknięcia.

Kształtem swoim próbki reprezentowały typ połączenia blach „na zakładkę”, przy czym na każdej z nich znajdowały się 4 zgrzeiny po dwie w dwóch rzędach. Z jednej połowy ich partii warstwa tlenków z powierzchni blach usunięta została sposobem mechanicznym (przy pomocy drobnociarnistego papieru ściernego), z drugiej — chemiczną metodą trawienia w ługu. Zarówno w pierwszym, jak i w drugim przypadku, zgrzewanie nastąpiło bezpośrednio po przygotowaniu powierzchni.

Pewna ilość próbek przeznaczona została do badań w stanie wyjściowym, resztę umieszczono w szklanym naczyniu ze sztuczną wodą morską, z zamiarem zrealizowania następującego programu badań:

1. Wyjęcie z kąpeli określonej ilości próbek po upływie czasu:
  - a) 1 miesiąca,
  - b) 3 miesiące,
  - c) 4 miesiące.
2. Przeprowadzenie następujących prób, zarówno na partii



Rys. 2. Pęknięcia zgrzeiny (pow.  $\times 100$ )

\* Patrz G. W. Akimow „Podstawy nauki o korozji i ochronie metali”, PWT 1952.

próbek w stanie wyjściowym, jak okresowo wyjmowanych z kąpeli:

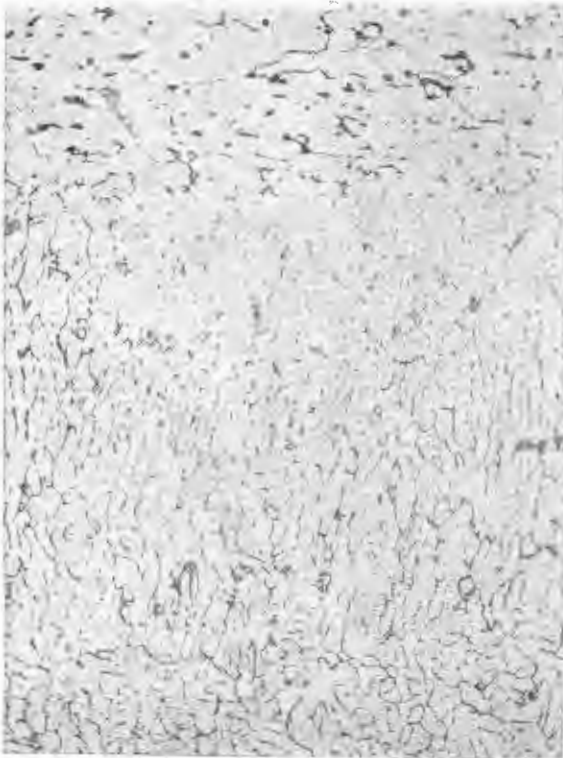
- rozciągania statycznego (ściananie zgrzein),
- prób technologicznych odrywania blach,
- analizy strukturalnej na polerowanych, jak również polerowanych i trawionych szlifach zgrzein.

Próby rozciągania statycznego zrealizowane były na maszynie wytrzymałościowej Louis Schepper 2,5 t, przy zakresie obciążeń 1,0 t i dokładności wskazań 2 kG. Obserwacje i zdjęcia mikrostruktury na mikroskopie metalograficznym Zeissa typu „Neophot”. Szlify zgrzein polerowane za pomocą zawiesiny tlenku glinu, trawione 0,5% roztworem wodnym HF, aż do lekkiego zmatowienia powierzchni (ok. 1 ÷ 2 min).

Wyniki tych badań były następujące:

- próby rozciągania statycznego połączeń

Jak widać z tabeli wyników, 1-miesięczny okres kąpeli nie wpłynął praktycznie na własności wytrzymałościowe zgrzein. Charakterystyczne jest, że próbki w stanie wyjściowym, jak i po 1-mies. kąpeli pękały w strefie przegrzania (blacha). Natomiast w pozostałych partiach próbek, po 3-mies. i 4-mies. kąpeli korozyjnej, zniszczenie próbek w większości przypadków nastąpiło drogą ścicia zgrzeiny.



Rys. 3. Struktura pogranicza jądra zgrzeiny (pow. × 300)

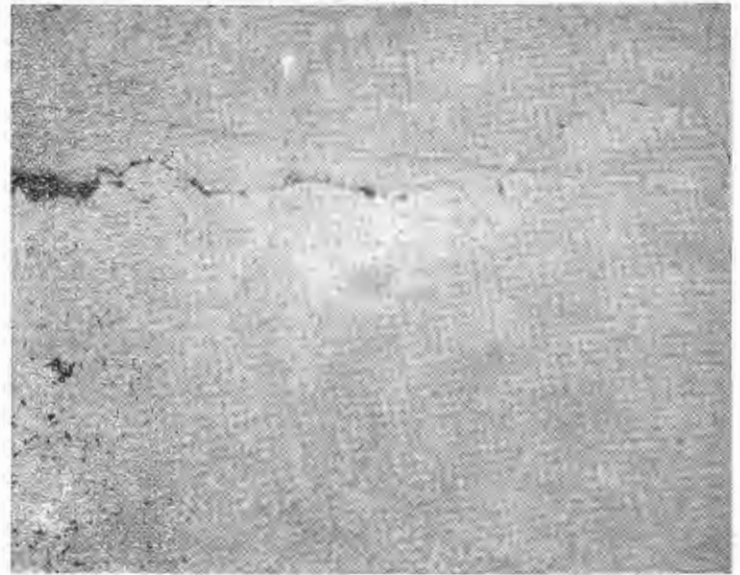
- próby technologiczne odrywania blach

I tu 1-mies. kąpiel nie wprowadziła wyraźnych anomalii. Jądra zgrzein wywlekały się z blachy wzdłuż strefy przegrzanej. W partiach próbek mających za sobą 3- i 4-mies. kąpiel, połączenia zachowywały się nieco inaczej. Obserwowało się mianowicie bądź łatwe „odklejanie się” blach, bądź też pośredni rodzaj zniszczenia: częściowo nadrywała się blacha, a częściowo puszczało jądro zgrzeiny.

- analiza strukturalna

W stanie wyjściowym niektóre szlify zgrzein wykazywały istnienie wyprysków roztopionego materiału jądra (na szlifie prostopadłym do powierzchni blachy), co uwidoczniło

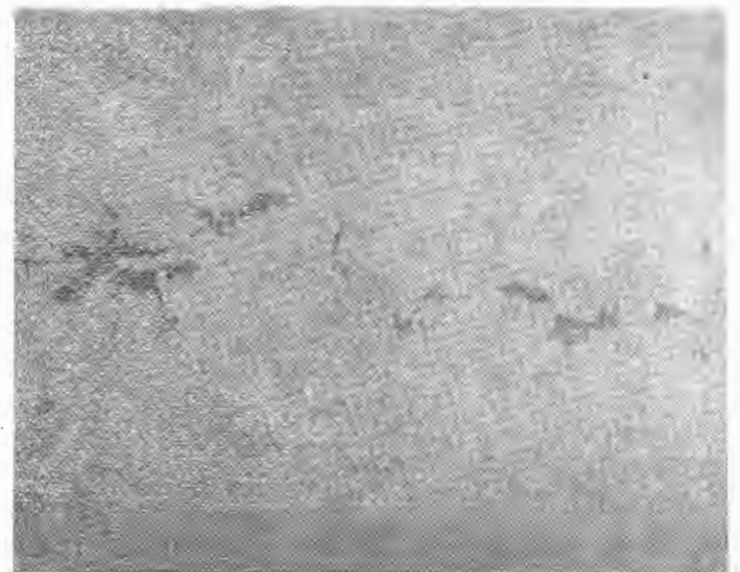
	Średnia wartość siły niszczącej, przypadająca na jedną zgrzeinę w kG			
	w stanie wyjściowym	po 1-mies. kąpeli	po 3-mies. kąpeli	po 4-mies. kąpeli
Siła	153	154	135	105
% w stosunku do wyjśc.	100	~100	87	68



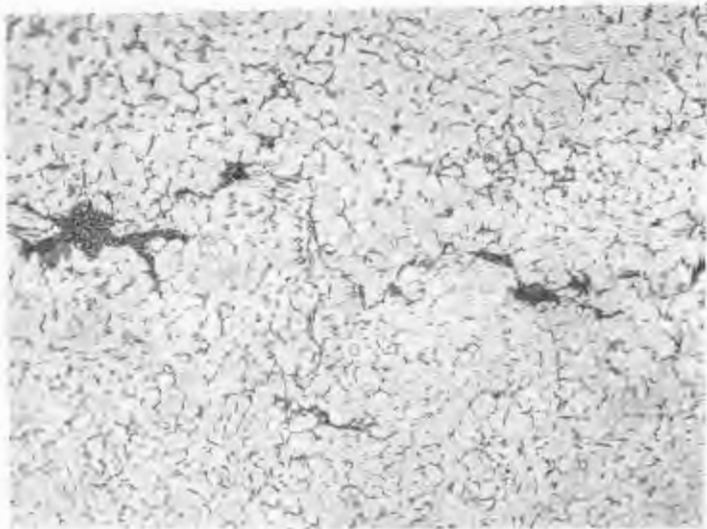
Rys. 4. Efekt działania korozji po 1-miesięcznym okresie kąpeli (szlif nie trawiony, pow. × 300)

na zdjęciu takiej wytrawionej powierzchni, niektóre zaś — obecność w charakterystyczny sposób usytuowanych pęknięć zgrzeiny (szlif równoległy do powierzchni blachy — rys. 2). Na rys. 3 przedstawione jest pogranicze jądra zgrzeiny. Widać na nim wyraźnie drobnoziarnistą, odlewniczą strukturę samego jądra, jego cienką otoczkę, złożoną z większych ziaren o wydłużonym kształcie, usytuowanych w kierunku odprowadzania ciepła, a poza nią strukturę przegrzanego duralu.

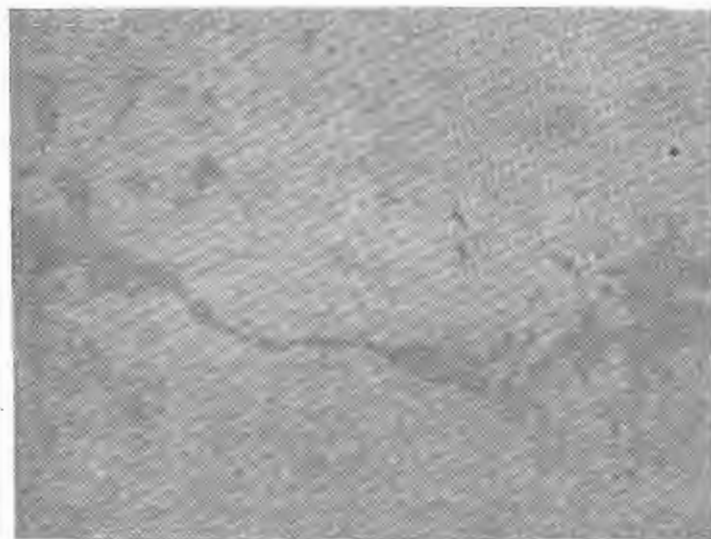
Pierwsze ślady działania korozji obserwuje się już po 1-mies. kąpeli. Na rys. 4 przedstawiony jest nie trawiony szlif próbki, na którym cienką, czarną nitką rysuje się jej droga. Ognisko korozji znajduje się na granicy jądra w miejscu, gdzie stykają się łączone ze sobą blachy. Stąd postępuje ona w głąb jądra mniej więcej równoległe do powierzchni blach. Efekt ten jest znacznie wyraźniejszy na szlifie próbki, mającej za sobą 3-mies. kąpiel w sztucznej wodzie morskiej. Zdjęcia na rys. 5 i 6 przedstawiają ten sam fragment jądra zgrzeiny, z tym, że pierwsze z nich dotyczy powierzchni tylko polerowanej, a drugie także i wytrawionej. Wszystkie trzy ostatnie fotografie zostały wykonane przy tym samym powiększeniu (300 ×), a więc dają możliwość jakościowego porównania stopnia skorodowania materiału. Oprócz tego ze zdjęcia na rys. 6 widać, że korozja atakuje w pierwszym rzędzie granice ziarn, a dopiero w miarę upływu czasu niszczy również same ziarna. Analogiczny obraz korozji jądra zgrzeiny po 4-mies. kąpeli przedstawia rys. 7. I na tej próbce ognisko korozji zlokalizowane było w tym samym co i poprzednio miejscu, gdzie zaobserwowano wyprysk materiału jądra między łączone



Rys. 5. Efekt działania korozji po 3-mies. kąpeli (szlif nie trawiony, pow. × 300)



Rys. 6. Efekt działania korozji po 3-mies. kąpieli (szlif trawiony, pow.  $\times 300$ )



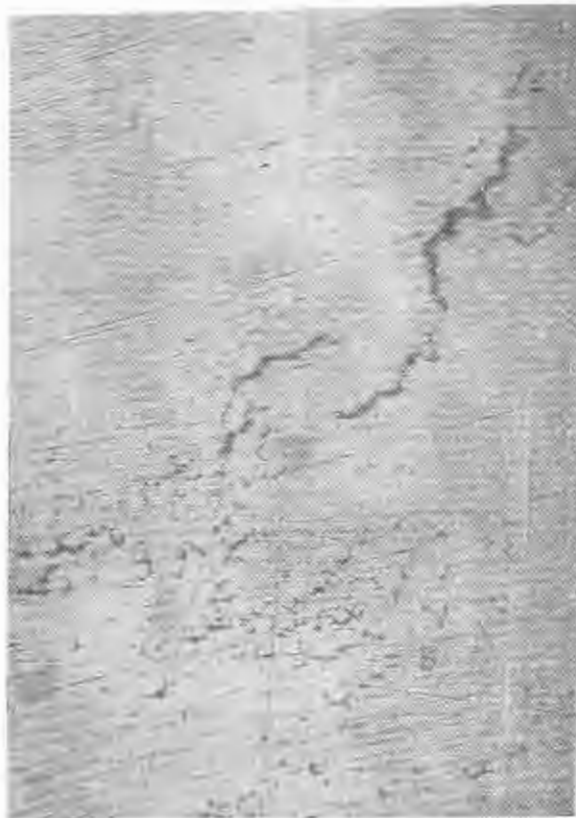
Rys. 7. Efekt działania korozji po 4-mies. kąpieli (szlif nie trawiony, pow.  $\times 300$ )



Rys. 8. Efekt działania kąpieli korozyjnej przez szczelinę pęknięcia zgrzeiny (szlif nie polerowany, pow.  $\times 300$ )

blachy. Stopień skorodowania z oczywistych względów jest znacznie większy.

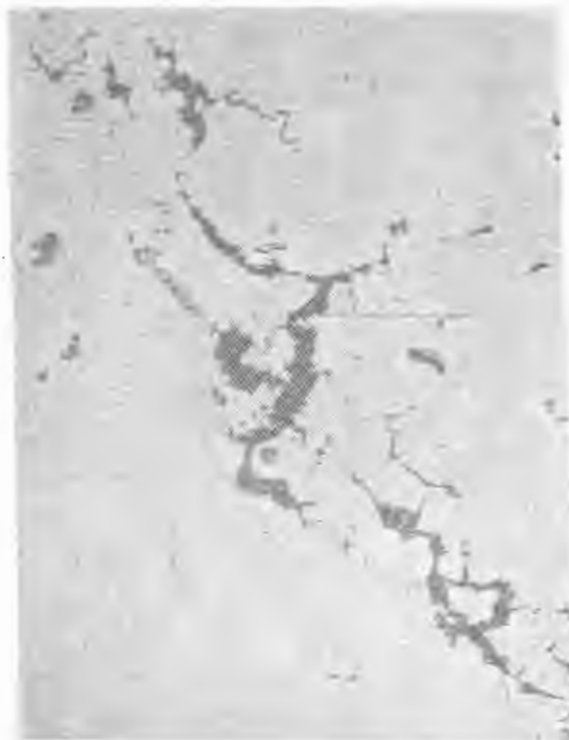
Jak należało się spodziewać, niszczące działanie sztucznej wody morskiej miało ułatwione zadanie w przypadku występowania pęknięć zgrzeiny. Rys. 8 przedstawia ślad ta-



Rys. 9. Korozja jądra zgrzeiny, spowodowana działaniem kąpieli korozyjnej przez szczelinę pęknięcia zgrzeiny (szlif nie trawiony, pow.  $\times 300$ )

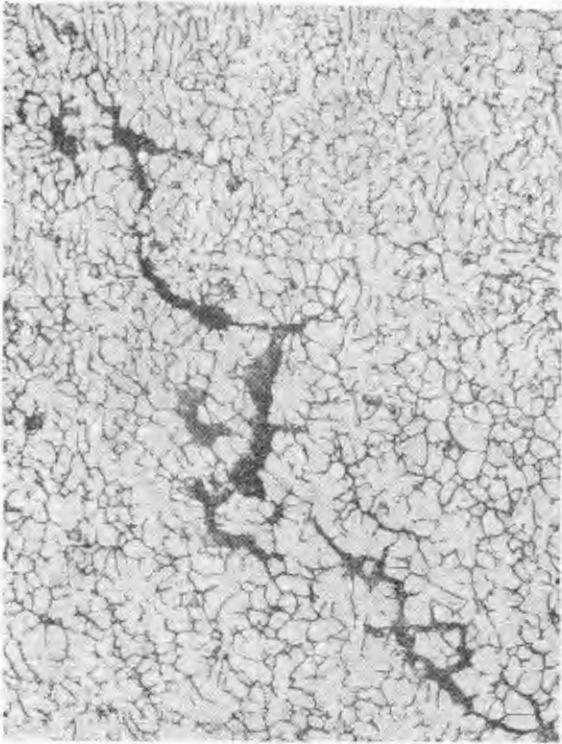
kiego pęknięcia na szlifie prostopadym do powierzchni blach próbki mającej za sobą 3-mies. kąpiel korozyjną. W tym okresie szczelina poszerzyła się, a równocześnie i pogłębiła w kierunku centrum jądra zgrzeiny. Ten końcowy jej fragment na tle wytrawionej powierzchni szlifu przedstawiony jest na rys. 9. Analogiczny do tego przypadek, tylko na próbce po 4-mies. kąpieli pokazują rysunki (rys. 10 i 11) (ten sam fragment nie trawionego i trawionego szlifu).

Przytoczone dotąd wyniki prób i obserwacji pozwalają wyciągnąć następujące wnioski:



Rys. 10. Korozja jądra zgrzeiny po 4-mies. kąpieli korozyjnej (szlif nie trawiony, pow.  $\times 300$ )





Rys. 11. Korozja jądra zgrzeiny po 4-mies. kąpieli korozyjnej (szlif trawiony, pow.  $\times 300$ )

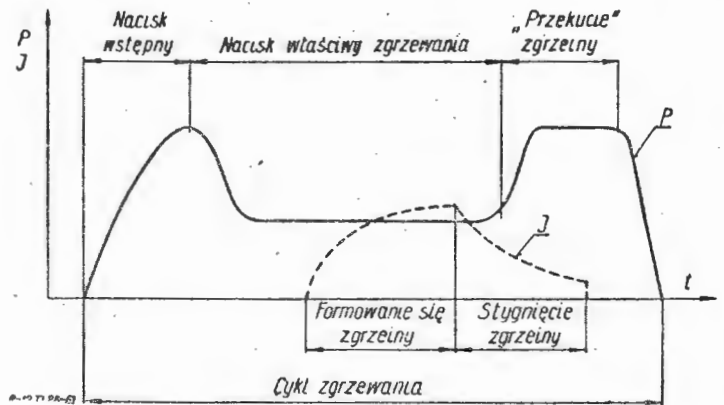
1. Newralgicznymi punktami połączeń zgrzewanych ze stopów lekkich typu durali ze względu na korozję są:

- a) pęknięcia zgrzeiny,
- b) wypryski stopionego materiału jądra między łączone blachy.

Pierwsze z zupełnie oczywistych względów, drugie, bo wypryski otwierają korozji „furtkę” w ochronnej barierze plateru.

2. Zarówno pęknięcia, jak i wypryski stanowią typowe wady zgrzewania. Przyczyny ich leżą bądź w wadliwie dobranych parametrach tego procesu, bądź też w niewłaści-

wej dla danego typu stopów charakterystyce automatycznego sterowania zgrzewarki. Wypryski powstają wówczas, gdy zbyt dużemu natężeniu prądu towarzyszą za małe naciski elektrod. Wówczas ciśnienie materiału jądra, związane ze zmianami objętościowymi przy topieniu, wyrzuca go na zewnątrz. Pęknięcia natomiast są na ogół wynikiem zbyt szybkiego stygnięcia zgrzeiny, czemu sprzyja w sposób naturalny duża przewodność cieplna aluminium.



Rys. 12. Program sterowania cyklem zgrzewarki do stopów aluminium

3. Zasadniczym krokiem na drodze zabezpieczenia połączeń zgrzewanych ze stopów aluminium przed korozją jest prawidłowy dobór parametrów zgrzewania oraz realizowanie tego procesu na maszynach o specjalnie do tego celu przystosowanym programie.

Rys. 12 przedstawia charakterystykę zgrzewarki, której automatyczne, elektronowe sterowanie cyklu uwzględnia specyfikę, wynikającą z własności stopów aluminium. Wiadąc z niej, że prąd nie jest wyłączany w sposób raptowny, a łagodnie spada do zera, co zapewnia „dogrzewanie” zgrzeiny po jej ukształtowaniu. Wzrost nacisku elektrod w końcowej fazie cyklu ma na celu przekucie jądra dla nadania mu lepszych własności wytrzymałościowych.

Mając spełnione oba te podstawowe warunki, można dopiero myśleć o dodatkowym zabezpieczeniu przed korozją gotowych połączeń zgrzewanych.

Mgr inż. T. RAJPERT  
Koło Zakładowe SITK  
Warszawa

534.83:621.45

## Hałas wywoływany przez silniki współczesnych samolotów i sposoby jego zwalczania

### Część II

*W pierwszej części artykułu, zamieszczonej w zeszycie poprzednim, omówiono zasadnicze wielkości charakteryzujące hałas oraz przeprowadzono analizę hałasu wywołanego przez silniki lotnicze.*

*W zeszycie bieżącym podano sposoby i środki zwalczania hałasu na samolotach i na lotniskach.*

#### Sposoby i środki zwalczania hałasu

Hałas wywoływany przez pracujące silniki samolotowe — z uwagi na duże jego natężenie oraz ujemny wpływ na pracę portów lotniczych i ich najbliższe otoczenie — musi być zwalczany za pomocą odpowiednich urządzeń i właściwie wykonanych konstrukcji budowlanych.

Rozpatrywane poniżej sposoby i środki zwalczania hałasu wywoływanego przez samoloty podzielono na dwie zasadnicze grupy:

- zwalczania hałasu w źródle jego powstawania, tj. na samolocie;
- zwalczania hałasu poza źródłem jego powstawania, tj. na lotnisku.

Podkreślano już kilkakrotnie, że źródłem wywoływanego hałasu są pracujące silniki samolotowe, toteż sposoby i środki zwalczania hałasu w źródle jego powstawania będą ograniczały się dla samolotów o różnych odmianach napę-

du odrzutowego, przede wszystkim do stosowania odpowiednich urządzeń zapobiegawczych, montowanych na silnikach, względnie do konstruowania nowych silników, odpowiadających wymaganiom tłumienia hałasu.

Prowadzone prace naukowo-badawcze przez producentów samolotów wojskowych i komunikacyjnych wykazują, że obniżenie hałasu wywoływanego przez silniki samolotowe można osiągnąć przez:

- zmniejszenie prędkości strumienia wyrzucanych z dyszy gazów spalinowych;
- zmniejszenie pasma częstotliwości drgań;
- podwyższenie stopnia wymiany energetycznej pomiędzy strumieniem wyrzucanych gazów spalinowych i otaczającym powietrzem.

Najczęściej stosowanymi urządzeniami do zwalczania hałasu w źródle jego powstawania, spełniającymi równocześnie wyżej przytoczone warunki, są samolotowe tłumiki hałasu o różnorodnej konstrukcji.



### Zwalczanie hałasu w źródle jego powstawania

Zaprojektowanie i wykonanie tłumików dla silników samolotowych turboodrzutowych, które dawałyby skuteczne obniżenie wywołanego hałasu w stosunku do hałasu wywołanego przez silniki nie uzbrojone w urządzenie tłumiące, należy do bardzo trudnych zadań.

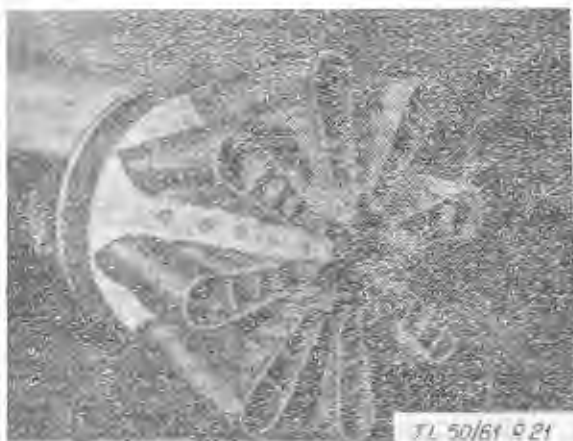
Na rys. 20—23 przedstawiono różne typy współczesnych tłumików hałasu montowanych bezpośrednio na silnikach samolotów turboodrzutowych. Przedstawione tłumiki powodują obniżenie hałasu wywołanego przez silniki o 3-10dB, w wyjątkowych przypadkach, przy bardzo starannym wykonaniu do 12 dB.

Bardziej idealnym tłumikiem, zamontowanym na turboodrzutowym silniku samolotowym, jest tak zwany tłumik sektorowy z przetryskiwaczem (ejektorem) przedstawiony na rys. 24. W tłumikach tego typu, dzięki zastosowaniu ejektorów, uzyskuje się zmniejszenie prędkości gazów spalinowych przy mieszaniu się ich z otaczającym powietrzem, gdyż zasysane powietrze osiąga prędkości zbliżone do prędkości i kierunku strumienia gazów.



Rys. 20. Samolotowy tłumik hałasu Rolls-Royce montowany na silnikach samolotu Douglas DC-8

Tłumiki sektorowe powodują istotną zmianę akustycznego widma hałasu. Za pomocą omawianych tłumików następuje przede wszystkim wytłumienie niskich częstotliwości, nawet do 20 dB przy częstotliwości 100 Hz, zaś intensywność częstotliwości najbardziej wysokich pozostaje niezmienna lub wzrasta. Przeprowadzono również badania ejektorów ze ściankami perforowanymi wewnątrz oraz ze

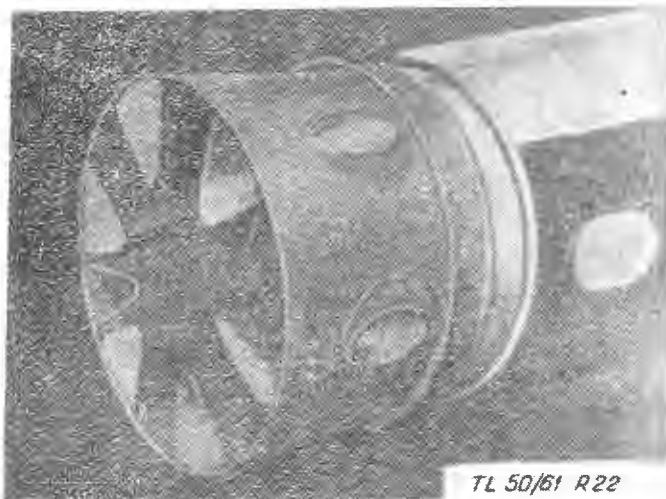


Rys. 21. Samolotowy tłumik hałasu Rolls-Royce montowany na silnikach samolotu Boeing B-707 (prace doświadczalne z tym silnikiem przeprowadzono na samolocie Canberra)

ściankami posiadającymi materiały tłumiące. Badania te wykazały, że może być osiągnięte obniżenie intensywności hałasu w pasmach wysokich częstotliwości (rzędu 500 Hz) przypuszczalnie o około 5 dB.

Prowadzone badania przez firmy Boeing i Douglas oraz Rolls-Royce wykazały, że rozdzielenie strumienia gazów odrzutowych na szereg strumieni z przesunięciem fal dźwiękowych na bardziej wysokie częstotliwości powoduje szybkie wytłumienie ich przez powietrze.

Firma Rolls-Royce skonstruowała dwuprzepływowy sil-



Rys. 22. Samolotowy tłumik hałasu Rolls-Royce montowany na silnikach samolotu Comet 4

nik odrzutowy, w którym osiągnięto zmniejszenie prędkości strumienia gazów spalinowych i znaczne zmniejszenie natężenia hałasu. Zmniejszenie prędkości strumienia gazów spalinowych ma poważne znaczenie oraz wzbudziło szerokie zainteresowanie i tak np. Towarzystwo Lotnicze Lufthansa wyposaża wszystkie zakupione samoloty Boeing 707 w silniki wspomnianego typu. Na samolotach Douglas DC-8 montowane są również silniki typu J-75, charakteryzujące się zmniejszoną prędkością wylotu gazów spalinowych, co zapewnia obniżenie natężenia głośności o 8 fon w porównaniu z silnikiem poprzedniego typu, przy maksymalnym obciążeniu samolotu.



Rys. 23. Wielostrumieniowy tłumik hałasu montowany na silnikach samolotu Boeing 707

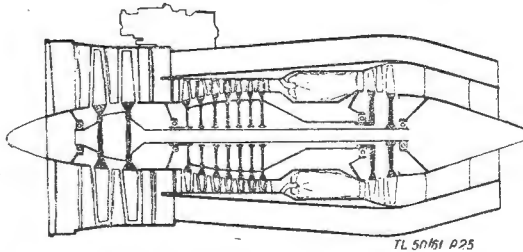
Należy nadmienić, że dalsze zmniejszenie prędkości i temperatury gazów spalinowych wiąże się nie tylko ze zmniejszeniem wywołanego hałasu, lecz powoduje zmniejszenie strefy oddziaływania spalin (rys. 1 — cz. I), co będzie sprzyjało podwyższeniu zdolności manewrowej samolotu na lotnisku oraz poważnie zmniejszy wpływ oddziaływania spalin na betonowe nawierzchnie lotniskowe, a szczególnie na masy zalewowe w szczelinach.



Rys. 24. Sektorowy tłumik hałasu z ejektorem

Firma Bristol-Siddeley zbudowała silnik dwuprzepływowy, którego przekrój przedstawiono na rys. 25. Silnik tego typu charakteryzuje się stosunkowo małą prędkością wylotową gazów spalinowych, która wynosi zaledwie 370 m/sek i w związku z tym znacznie zmniejsza się wywołany hałas, który wynosi 103 dB. Producenci uważają stosowanie silników dwuprzepływowych za swoisty sposób zwalczania hałasu w źródle jego powstawania. Na podstawie przeprowadzonych porównań różnych typów silników napędowych dla samolotów turboodrzutowych można stwierdzić, że silnik Bristol-Siddeley wywołuje hałas o około 10 dB niższy, od hałasu wywołanego przez obecne silniki uważane za silniki najwyższej jakości oraz o 15 dB niższy od hałasu wywołanego przez silniki napędowe przeciętnej jakości używane dla samolotów komunikacji cywilnej.

Rys. 26 i 27 przedstawiają porównawcze wykresy pól wywołanego hałasu przez samoloty w czasie startu, posiadające zwykle silniki turboodrzutowe oraz silniki dwuprzepływowe.

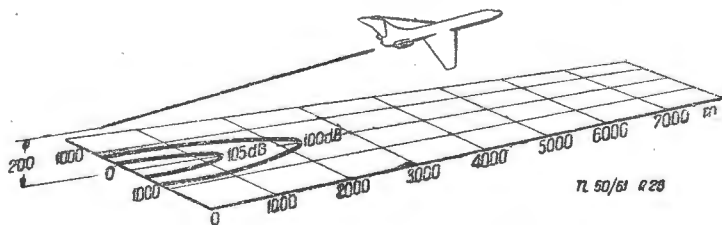


Rys. 25. Przekrój podłużny przez dwuprzepływowy silnik Bristol-Siddeley

Z prac badawczych, przeprowadzonych przez Rolls-Royce nad tłumikami wynika, że kosztem nieznacznego zmniejszenia siły ciągu osiąga się obniżenie natężenia hałasu o 15 dB.

W silnikach dla samolotów o napędzie turbośmigłowym, niezależnie od prędkości przelotowej samolotu, uzyskuje się zmniejszenie hałasu wywołanego przez śmigła, dzięki obniżeniu prędkości liniowej obrotu końców łopatek śmigła. Sposób ten sprzyja również podwyższeniu współczynnika działania użytkowego śmigła. W Anglii, w drodze zmiany rozkładu obciążeń śmigła przez odciążenie końców łopatek i dodatkowe obciążenie części centralnej, skonstruowano nową formę łopatek śmigła, które wywołują hałas zmniejszający o około 5 dB.

Z części pierwszej niniejszego artykułu wynika, że hałas wywołany wewnątrz kabiny pasażerskiej śmigłowca transportowego jest znacznie wyższy od hałasu dopuszczalnego (patrz cz. I. rys. 13a—d). Ostatnio dokonano szeregu



Rys. 26. Wykres pól hałasu na powierzchni ziemi w czasie startu samolotu wyposażonego w silniki Bristol-Siddeley z obudową płaszczową

prób obniżenia hałasu wewnątrz kabiny pasażerskiej, między innymi przez:

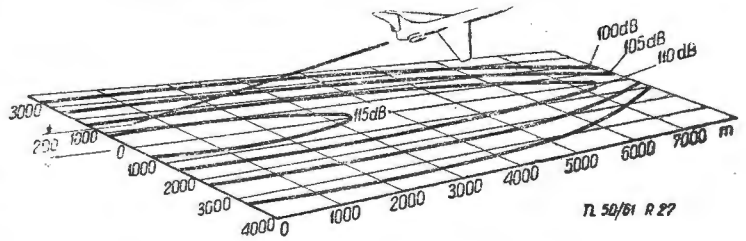
a) próby stosowania tłumików hałasu. Niedawno przeprowadzono próbę zastosowania tłumika hałasu na śmigłowcu Whirlwind Mk8 (rys. 28) zamontowanego na rurze wydechowej, który praktycznie nie spowodował żadnego obniżenia natężenia hałasu wewnątrz kabiny. Dokonano również próby wydłużenia rury wydechowej na wyżej wspomnianym śmigłowcu do długości 6 m (rys. 29), w celu obniżenia hałasu wewnątrz kabiny. Przez wydłużenie rury wydechowej uzyskano odsunięcie źródła hałasu od kabiny. W wyniku tego doświadczenia nastąpiło obniżenie natężenia hałasu z wewnątrz śmigłowca do 10—20 dB w pasmach średnich i wysokich częstotliwości, natomiast wewnątrz kabiny natężenie hałasu obniżyło się w sposób bardzo nieznaczny;

b) pogrubienie ścianek kabiny;

c) wprowadzenie do konstrukcji poszycia warstwy tłumiącej hałas;

ć) zapieczętowanie wszystkich szczelin i otworów w ścianach kabiny;

e) zastosowanie materiałów charakteryzujących się zdol-



Rys. 27. Wykres pól hałasu na powierzchni ziemi w czasie startu samolotu wyposażonego w silniki dotychczas używane

nością tłumienia dźwięków do wyłożenia kabiny od wewnątrz;

f) wprowadzenie urządzeń tłumiących wibrację wywołaną przez różne mechanizmy;

g) pokrycie wszelkich przewodów przechodzących w okienkach kabiny materiałami izolującymi dźwięki.

Były wykonane próby, z pozytywnymi wynikami, zastosowania podwójnie oszklonych okien kabiny przedzielonych warstwą powietrza grubości 100 mm. Zastosowano szkła wykonane z pleksiglasu grubości 3,2 mm, przy czym szkło zewnętrzne osadzono w uszczelce gumowej, natomiast wewnętrzne w specjalnej ramce z pianoplastu.



Rys. 28. Doświadczalny tłumik hałasu zamontowany na śmigłowcu Whirlwind Mk8

### Zwalczanie hałasu na lotnisku

Do podstawowych urządzeń, tłumiących hałas na lotnisku w czasie pracy silników samolotów turboodrzutowych, zalicza się lotniskowe tłumiki hałasu, które podzielono na trzy zasadnicze grupy:

- ruchome lotniskowe tłumiki hałasu;
- stacjonarne lotniskowe tłumiki hałasu;
- kombinację ruchomych i stacjonarnych tłumików hałasu.

Lotniskowe ruchome tłumiki hałasu przystawia się do obwodów wydechowych silników odrzutowych. Tłumiki te zapewniają zmniejszenie natężenia hałasu poniżej poziomu 90—80 dB (w zależności od typu i konstrukcji tłumika) w odległości 65 m za silnikiem.

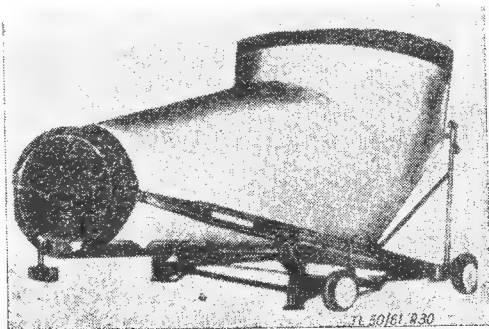


Rys. 29. Próba wydłużenia rury wydechowej na śmigłowcu Whirlwind Mk8 w celu zmniejszenia intensywności hałasu

Według danych jednej z firm francuskich, właściwie zaprojektowany lotniskowy tłumik hałasu powinien posiadać następujące zasadnicze elementy:

- wygięty szyb odbiorczy, sprzyjający rozchodzeniu się fal dźwiękowych w płaszczyźnie otworu dyszy wylotowej silnika, który równocześnie umożliwia ssanie powietrza do chłodzenia tłumika;
- rurę cylindryczną, w której wychodzące z silnika gazy mieszają się ze świeżym powietrzem, zasysanym przez szyb odbiorczy tłumika;
- komorę tłumienia dźwięków z dyfuzorem i wstawką cylindryczną, wewnątrz której rozmieszcza się właściwe tłumiące urządzenia z pofalowanymi ścianami tłumiącymi dźwięki;
- wysokiej jakości ekran odbijający, kierujący do góry gazy spalinowe.

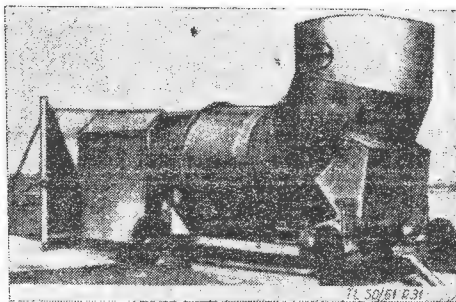
Poniżej podano kilka przykładów rozwiązań współczesnych lotniskowych tłumików hałasu, stosowanych ostatnio za granicą.



Rys. 30. Ruchomy lotniskowy tłumik hałasu firmy Emhart Mfg. Co. typu JEC-8, ustawiony za dyszą wylotową

Przedstawiony na rys. 30 tłumik hałasu wyprodukowała firma amerykańska Emhart Mfg. Co. Powoduje on zmniejszenie hałasu o 25–30 dB. Tłumik ten, typu JEC-8, skonstruowano w kształcie rury o zmienionym przekroju zwiększającym się w miarę oddalania od punktu wlotowego gazów spalinowych. Waży on 4536 kg i jest zamontowany na specjalnym wózku, wyposażonym w urządzenia umożliwiające podnoszenie względnie opuszczanie zasadniczej konstrukcji tłumika. Stosuje się go do wszystkich istniejących silników odrzutowych.

Tłumik przedstawiony na rys. 31 wykonała firma Koppers Co. Jest on zamontowany na czterokołowym wózku, wyposażonym również w mechanizm podnośnikowy. Uży-



Rys. 31. Ruchomy lotniskowy tłumik hałasu firmy Koppers Co. ustawiany za dyszą wylotową

skuje się za pomocą tego tłumika obniżenie natężenia hałasu, wywoływanego przez silnik obsługiwanej samolotu o 30–35 dB.

Na rys. 32 przedstawiono fotografię ruchomego urządzenia do tłumienia hałasu, wyprodukowanego przez niemiecką firmę W. Genest GmbH Stuttgart-Degerlach. Tłumik



Rys. 32. Ruchomy lotniskowy tłumik hałasu firmy Genest, ustawiany za dyszą wylotową

ten posiada długość 14,5 m i ciężar 12,5 t. Średnica części zewnętrznej (największy przekrój) 2,60 m. Zbudowano go z materiału o wysokiej temperaturze topliwości. Chłodzenie tłumika za pomocą zimnego powietrza. Wielkość tłumienia hałasu jest tego rzędu co w tłumikach poprzednich typów. Rys. 33 przedstawia ruchomy tłumik hałasu, wy-



Rys. 33. Ruchomy lotniskowy tłumik hałasu firmy Genest ustawiany za dyszą wylotową amerykańskiego samolotu wojskowego

produkowany również przez tę firmę, ustawiony w czasie pracy przy amerykańskim wojskowym samolocie odrzutowym.

Ruchomy tłumik hałasu, konstrukcji General Acoustics Corp., nazwany AE-15 (rys. 34) wybudowano całkowicie ze stali. Posiada on 8,50 m długości, 2,43 m szerokości i 2,74 m wysokości. Tłumika tego używa się bardzo często przy hamowaniu silników oraz w czasie przeprowadzania prób silników po dokonanych remontach i kontrolach technicznych.

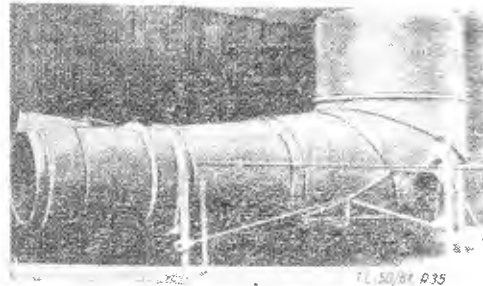
Rys. 35 przedstawia fotografię tłumika lotniskowego firmy Air Logistics Corp., zamontowanego na rolkach (wał-



Rys. 34. Ruchomy lotniskowy tłumik hałasu firmy General Acoustics Corp. typu AE-15, ustawiany za dyszą wylotową

kach) odpowiednio wytrzymałej konstrukcji. Tłumik ten, oznaczony symbolem modelowym 11020, można za pomocą podnośnika hydraulicznego dopasowywać do wysokości zawieszenia dysz wylotowych w stosunku do poziomu nawierzchni lotniskowej w granicach 1,07 do 2,74 m, różnych dla poszczególnych typów samolotów. Przedstawiony lotniskowy tłumik hałasu powoduje obniżenie wywoływanego hałasu przez pracujący silnik o 31 dB.

Ruchome lotniskowe tłumiki hałasu, przedstawione na rys. 30–35, są używane do zwalczania hałasu, powstającego za dyszą wylotową pracujących silników zamontowanych w samolotach turbodrzutowych.



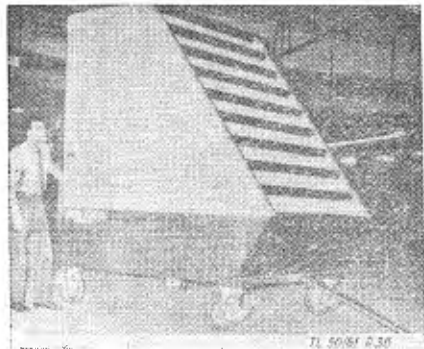
Rys. 35. Ruchomy lotniskowy tłumik hałasu firmy Air Logistics Corp. typu 11020, ustawiany za dyszą wylotową

Jak już wspomniano, w pewnych określonych warunkach pracy silnika hałas, wywoływany przy ssaniu powietrza do turbiny silnikowej, jest znacznie wyższy niż hałas wywoływany przez gazy spalinowe. Zjawisko to wymaga dodatkowego tłumienia hałasu przed silnikiem. Do tego celu używa się bardzo często również ruchomych lotniskowych tłumików.

mików hałasu o konstrukcji nieco innej od konstrukcji tłumików, używanych do zwalczania hałasu wywoływanego przez gazy spalinowe. Na rys. 36 przedstawiono fotografię lotniskowego tłumika hałasu, ustawionego przy wejściu do dyszy ssącej, używanego przez Towarzystwo Lotnicze United Air Lines. Tłumik ten znacznie zmniejsza hałas w pasmach wysokoczęstotliwych oraz zabezpiecza silnik przed dostawaniem się obcych ciał. Wspomniany tłumik jest 2,74 m długi, posiada 1,85 m szerokości i 3,05 m wysokości. Ciężar tłumika 900 kG.

Na rys. 37 przedstawiono schematycznie stacjonarny lotniskowy tłumik hałasu, używany w Związku Radzieckim, który daje obniżenie wywoływanego przez silnik hałasu o około 40 dB.

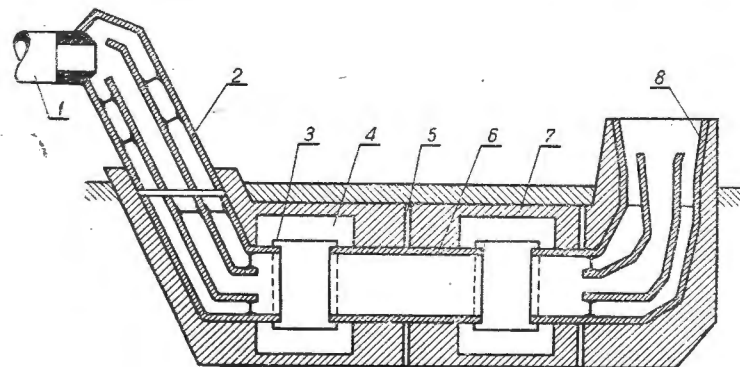
Rys. 38 przedstawia kombinowane tłumienie hałasu za pomocą stacjonarnego i ruchomego tłumika hałasu.



Rys. 36. Ruchomy lotniskowy tłumik hałasu używany przez Towarzystwo Lotnicze United Air Lines, ustawiany przy wejściu do dyszy ssącej

Ogólnie o lotniskowych tłumikach hałasu można powiedzieć że:

- efekt wytłumienia hałasu, charakterystyczny dla poszczególnego typu tłumika, jest w znacznym stopniu zależny od dokładnego i możliwie szczelnego dopasowania dysz wylotowych (względnie wlotowych) z początkową częścią urządzeń tłumiących;
- z punktu widzenia naziemnej obsługi portów lotniczych bardziej praktyczne w eksploatacji są ruchome tłumiki hałasu, gdyż mogą być łatwo i bardzo szybko przełożone od samolotu do samolotu, umożliwiając obsługę samolotów w dowolnym miejscu, podczas gdy przy tłumikach



Rys. 37. Stacjonarny lotniskowy tłumik hałasu używany w ZSRR: 1 — dysza wylotowa silnika odrzutowego; 2 — wstępny kanał prowadzący; 3 — siatka metalowa; 4 — komora rozprężania; 5 — ścianka działowa; 6 — rura pośrednia (łącząca); 7 — piasek; 8 — pionowo skierowana rura wylotu tłumika

stacjonarnych obsługa samolotów jest ściśle związana z miejscem zamontowania urządzenia tłumiącego;

- przez stosowanie stacjonarnych tłumików można uzyskać większe wytłumienie hałasu niż za pomocą ruchomych;
- stosowanie tłumików przedstawionych typów całkowicie zabezpiecza nawierzchnię lotniskową przed cieplnym i dynamicznym oddziaływaniem gazów spalinowych, wyrzucanych z dysz wylotowych silników turboodrzutowych.

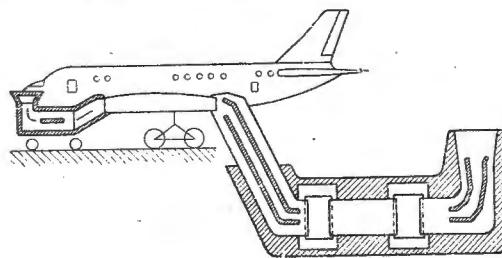
Oprócz zwalczania hałasu, wywoływanego przez pracujące silniki samolotów odrzutowych za pomocą samolotowych i lotniskowych tłumików hałasu, istnieje cały szereg innych sposobów walki z hałasem na lotniskach, a mianowicie przez:

Rodzaj materiału budowlanego	Izolacja dźwiękowa dB
Beton grubości 200 mm	61
Beton grubości 100 mm	59
50% płaszczyzny beton (gr. 100 mm) i 50% płaszczyzny przeszklonej podwójnym szkłem, gr. 6 i 8 mm, rozdzielonej warstwą powietrza 150 mm	56
Tynk piaskowo-gipsowy grubości 19 mm	55
Cegła ceramiczna grubości 100 mm, pokryta tynkiem grubości 19 mm	54
Podwójna warstwa szkła grubości 6 i 8 mm, rozdzielonego warstwą powietrza grubości 150 mm	53
Ścianka żużlobetonowa w dwóch warstwach po 7,5 cm, rozdzielona warstwą powietrza 50 mm, z zewnątrz obustronnie wyprawiona gipsem	51
Cegła szklana grubości 124 mm	46
Aluminium w arkuszach grubości 1,27 mm i izolacją z gipsowymi osłonami (9,5 mm), rozdzielonymi warstwą powietrza 100 mm	42
Bloki żużlowe grubości 100 mm i warstwa tynku z każdej strony po 12,7 mm	42
Cegła ceramiczna grubości 70 mm z obustronną wyprawą gipsową	42
Płyta gipsowa z warstwą 25 mm włókien szklanych między krokiewkami	42
75% płaszczyzny betonu (gr. 100 mm) i 25% płaszczyzny szkła (gr. 6 mm)	38
Aluminium grubości 1,27 mm i izolacja z tynkiem grubości 19 mm	36
1/2 płaszczyzny betonu (gr. 100 mm) i 1/2 płaszczyzny szkła (gr. 6 mm)	35
Thermopane grubości 25 mm i szkło grubości 6 mm	35
Płyta gipsowa 10 mm przybita po obu stronach zwykłych krokiewek	35
Szkło grubości 6 mm	32
Aluminium w arkuszach grubości 1,27 mm i suchy tynk gipsowy grubości 9,5 mm	32
Sklejka 6 mm obustronnie na kratownicy	26
Sklejka 6 mm obustronnie na kratowniczkach 2,5 × 7,5	25
Porowate bloki żużlowe grubości 100 mm	16—20

a) stosowanie właściwych materiałów budowlanych i izolacyjnych. W celu zapewnienia warunków akustycznych wewnątrz budynków wznoszonych w portach lotniczych, a szczególnie przeznaczonych dla pasażerów oraz pracowników naziemnej obsługi ruchu lotniczego i portów lotniczych, należy stosować właściwe materiały do wykonania ścian, stropów i dachów w tych budynkach.

W tabeli 4 podano zestawienie najpopularniejszych materiałów ostatnio używanych w tym celu oraz średnie wielkości izolacji dźwiękowej, charakteryzującej te materiały w skali częstotliwości hałasów, przeszkadzających prowadzeniu rozmowy.

W tabeli 5 podano współczynniki absorpcji różnych powierzchni wewnątrz pomieszczeń, w zależności od częstotliwości drgań pochłanianych dźwięków w Hz. Uwzględnienie tych danych jest konieczne przy projektowaniu pomieszczeń portów lotniczych oraz w urządzeniu i wyposażeniu wnętrza tych pomieszczeń.



Rys. 38. Kombinowany sposób tłumienia hałasu stosowany w ZSRR. Z przodu silnika odrzutowego ustawiono ruchomy lotniskowy tłumik hałasu, zaś z tyłu silnika — stacjonarny lotniskowy tłumik hałasu



Tabela 5

Rodzaj powierzchni lub materiału	Współczynnik absorpcji w zależności od częstotliwości drgań					
	125 Hz	250 Hz	500 Hz	1000 Hz	2000 Hz	4000 Hz
Ściana z cegły ceramicznej, nie pomalowana	0,02	0,02	0,04	0,05	0,05	0,05
Ściana z cegły ceramicznej pomalowana	0,01	0,01	0,02	0,02	0,02	0,02
Tynk gipsowy na siatce metalowej lub na macie z dranic	0,04	0,04	0,04	0,06	0,06	0,03
Beton nie pomalowany	0,01	0,01	0,02	0,02	0,02	0,03
Beton pomalowany	0,01	0,01	0,01	0,02	0,02	0,02
Parkiet na kleju	0,04	0,04	0,07	0,07	0,07	0,07
Parkiet na wpust	0,2	0,15	0,12	0,10	0,08	0,07
Szkła okienne	0,35	0,25	0,18	0,12	0,07	0,04
Marmur	0,01	0,01	0,01	0,01	0,02	0,02
Wygladzony gips	0,02	0,02	0,03	0,04	0,05	0,07
Wielniący plusz meblowy	0,15	0,16	0,22	0,45	0,60	0,68
Zastłona bawełniana z zakładkami	0,12	0,20	0,42	0,53	0,64	0,62
Miękki isorel grubości 1,5 cm	0,10	0,14	0,19	0,28	0,36	0,60
Pianizol	0,1	0,23	0,53	0,58	0,60	0,72
Styropian	0,18	0,25	0,26	0,26	0,53	0,61
Wellit	0,36	0,38	0,60	0,75	0,61	0,66
Włókno szklane grubości 2,5 cm	0,11	0,19	0,41	0,54	0,60	0,75
Sklejka gr. 6 mm w odległości 5 cm od ściany	0,63	0,42	0,35	0,12	0,08	0,08
Słedzący obserwatorzy maks. 1 człowiek/m <sup>2</sup> na 1 obserwatora	0,17	0,36	0,47	0,52	0,50	0,46
Orkiestra, włączając instrumenty muzyczne (na 1 muzykanta)	0,40	0,85	1,15	1,40	1,20	1,20
Krzesło drewniane	0,02	0,02	0,02	0,04	0,04	0,03
Krzesło obite skórą	0,10	0,12	0,17	0,17	0,12	0,10
Krzesło obite materiałem typu filcowego lub aksamitnego	0,14	0,22	0,31	0,40	0,52	0,60

Isolacja dźwiękowa nie będzie jednakowa dla wszystkich budynków wznoszonych na lotnisku i w zależności od ich przeznaczenia wykonanie właściwej izolacji dźwiękowej będzie tym trudniejsze i kosztowniejsze, im bardziej ma być ona skuteczna. Trudności wykonania izolacji dźwiękowej i związane z tym koszty wzrastają znacznie szybciej niż wielkość wytłumianych dźwięków uzyskiwanych przez ulepszenie izolacji dźwiękowej, szczególnie poczynając od 40 fon. Dlatego też, z wyjątkiem przypadków nieodzownej konieczności, należy unikać stawiania zadań projektantom i wykonawcom uzyskania izolacji dźwiękowej o zbyt wysokich charakterystykach absorpcyjnych;

b) właściwe zlokalizowanie budynków i urządzeń lotniskowych w stosunku do dróg startowych i manipulacyjnych oraz innych nawierzchni lotniskowych, przeznaczonych do ruchu samolotów z pracującymi silnikami. Szczególnej uwagi wymaga właściwe usytuowanie budynków w stosunku do podanych nawierzchni, których ściany posiadają znaczne ilości dużych otworów w postaci otworów okiennych i drzwiowych. Przekazywanie fal dźwiękowych do wnętrza budynków przez otwory w ścianach jest bardzo ważne i decydujące o wielkości hałasu przedostającego się do wewnątrz i przeszkadzającego swobodnemu prowadze-

niu rozmów telefonicznych i bezpośrednich. Należy zaznaczyć, że:

— energia dźwiękowa, przechodząca przez duży otwór, jest proporcjonalna do jego powierzchni;  
— fizyczne natężenie ciśnienia dźwiękowego, wyrażone w dB, wzrasta jak logarytm powierzchni otworu;  
— fizjologicznie, z jednej strony natężenia głośności wyrażone w fonach są różne w zależności od częstotliwości, z drugiej zaś strony — głośność zmienia się bardziej lub mniej szybko ze zmianą natężenia w fonach, w zależności od granic, w których znajdują się natężenia.

Ogólna zdolność izolacji dźwiękowej konstrukcji zewnętrznej z oknami i drzwiami z zasady określa się właściwościami izolacji przeciwdźwiękowej okien i drzwi. Dla okre-



Rys. 39. Makieta dworca lotniskowego z wyrostkami typu palczastego

ślenia ogólnej zdolności izolacji dźwiękowej konstrukcji zewnętrznych z oknami i drzwiami można wykorzystać wzór W. Zellera:

$$N = N_1 - 10 \lg \frac{S_1 + 10^{0,1(N_1 - N_2)}}{1 + \frac{S_1}{S_2}} \quad [7]$$

gdzie:  $N$  — ogólna zdolność izolacji dźwiękowej ściany zewnętrznej lub działowej z oknami lub drzwiami, wyrażona w dB;

$N_1$  — zdolność izolacji dźwiękowej bezotworowej ściany zewnętrznej lub działowej, wyrażona w dB;

$N_2$  — zdolność izolacji dźwiękowej okna lub drzwi, wyrażona w dB;

$S_1$  — powierzchnia ściany z wyłączeniem powierzchni otworów w m<sup>2</sup>;

$S_2$  — powierzchnia otworów w m<sup>2</sup>.

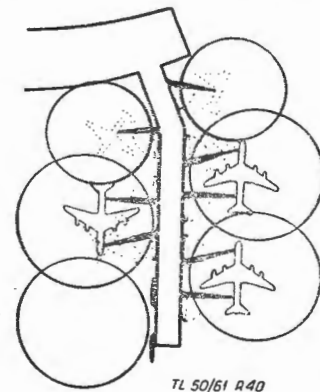
Większą zdolność izolacji okien i drzwi jak również ścian uzyskuje się przez stosowanie konstrukcji przedzielonych warstwą powietrza. Zasadniczymi wskaźnikami, określającymi przy obliczeniach średnią zdolność izolacji dźwiękowej wspomnianych konstrukcji są:

— ciężar ogólny 1 m<sup>2</sup> konstrukcji;

— grubość warstwy powietrza.

Do konstrukcji tego typu zalicza się, np. podwójne warstwy szkła, sklejki, aluminium, suche tynki itp., przedzielone pomiędzy sobą warstwą powietrza;

c) stosowanie właściwych typów budynków dworcowych. Ostatnio najczęściej są budowane w dużych międzynarodowych portach lotniczych dworce lotnicze typu palczastego. Rozwiązanie to polega na tym, że od głównej części budynku dworcowego odprowadzone są specjalne przybudówki w postaci krytego mola, nazywane często wyrostkami



Rys. 40. Schemat krytych przejść, łączących wyrostek dworca lotniskowego typu palczastego z samolotem

wych portach lotniczych dworce lotnicze typu palczastego. Rozwiązanie to polega na tym, że od głównej części budynku dworcowego odprowadzone są specjalne przybudówki w postaci krytego mola, nazywane często wyrostkami

(rys. 39), doprowadzające do miejsc postoju samolotów na płycie peronowej. Jak podała radziecka literatura fachowa, przedstawione rozwiązanie dworca lotniczego zatwierdzono jako typowe dla większych portów lotniczych Aeroflotu. Nowo budowany, największy i najnowocześniejszy stołeczny dworzec lotniczy Związku Radzieckiego Domodiedowo posiada rozwiązanie również typu palczastego.

Rozwiązania takie są bardzo powszechnie stosowane także w zachodniej Europie i Stanach Zjednoczonych. W dużych portach lotniczych, przeznaczonych dla ruchu transkontynentalnego, budowane są dworce typu wyspowego, a szczególnie w Stanach Zjednoczonych. Rozwiązanie tego typu polega na centralnym zlokalizowaniu zasadniczego dworca lotniczego i połączenie go, ostatnio za pomocą przejść podziemnych, z budynkami pomocniczymi, zlokalizowanymi na płytach peronowych. W obu przypadkach dworców lotniczych chodzi o możliwie jak najdalsze odsunięcie samolotów z pracującymi silnikami od zasadniczych budynków dworcowych oraz zabezpieczenie pasażerów między innymi od oddziaływania hałasu, przez umożliwienie im przejścia do i z samolotów w obudowie, a nie przejściami odkrytymi;

d) stosowanie właściwych urządzeń załadunkowych, zabezpieczających pasażerów przed oddziaływaniem hałasu w czasie przejścia z wyrostków dworców lotniczych typu palczastego, względnie z budynków pomocniczych dworców lotniczych typu wyspowego, do samolotów. W tym celu używane są przeważnie specjalne obudowane przejścia umożliwiające wejście, względnie wyjście z samolotu bez potrzeby dokonywania przejść po terenie odkrytym. Przejścia takie wyprowadzone są z poziomu pierwszego piętra i umożliwiają w nowszych rozwiązaniach równoczesny załadunek pasażerów z obu końców samolotu. Na rys. 40 przedstawio-



Rys. 41. Fotografia ruchomych krytych korytarzy przejściowych, łączących budynek dworcowy z samolotem (dworzec typu wyspowego)

no schemat rozmieszczenia krytych korytarzy przejściowych dla wyrostka dworca lotniczego typu palczastego, a na rys. 41 fotografii krytych korytarzy przejściowych dla dworca typu wyspowego. Podobny typ rozwiązania krytych korytarzy, doprowadzających pasażerów od wyrostka równocześnie do obu końców samolotu, będzie posiadał dworzec lotniczy Domodiedowo;

e) właściwy sposób ruchu samolotów na płytach peronowych (przeddworcowych). Badania przeprowadzone na lotnisku Orly we Francji wykazały, że natężenia hałasu wywołanego przez pracujące silniki samolotowe w miejscach postoju samolotów na płycie peronowej wahają się w granicach 90—106 dB. Hałas ten bardzo łatwo przenosi się do wnętrza przybudówek dworców lotniczych z uwagi na nieznaczną odległość od miejsc postoju do ścian zewnętrznych przybudówek. Niezależnie od oddziaływania hałasu na przybudówki oddziałują strumienie wyrzucanych gazów spalinowych. W celu zmniejszenia hałasu wewnątrz przybudówek oraz niszcących wpływów, powodowanych obdmuchiwaniami ścian i nawierzchni przez spaliny, Francuzi zalecają trzy sposoby ruchu samolotów po nawierzchni peronowej (rys. 42);

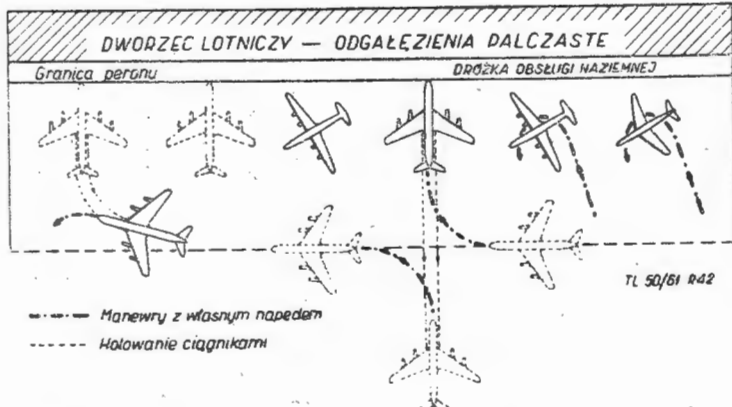
— samoloty, przybijające na płytę przeddworcową, w odpowiedniej odległości od dworca wyłączają swe silniki i począwszy od tego miejsca są holowane na perony za pomocą ciągników, przy odprawie są one również holowane z powrotem do położenia odlotowego, skąd dalej kołują za pomocą własnych silników;

— samoloty kołują na płytę przeddworcową samodzielnie

(o własnym napędzie), a przy odprawie są one holowane do miejsca zapuszczania silników lub do linii kołowania, gdzie zapuszczają silniki i dalej kołują za pomocą własnego napędu;

— samoloty mniejszych typów przykołowują i odkołowują o własnym napędzie;

f) stosowanie chociażby prymitywnych urządzeń tłumiących hałas w czasie postoju samolotów z pracującymi sil-



Rys. 42. Schemat ruchu samolotów po nawierzchni peronowej.

nikami na płytach przeddworcowych. W porcie lotniczym w Kopenhadze zastosowano stacjonarne lotniskowe ekrany odbijające, ustawione wzdłuż przybudówek (wyrostków) dworca lotniczego z tyłu, za miejscami postoju samolotów. Wykonane są one z blachy falistej. Odległość pomiędzy ekranami odbijającymi wynosi 71 m. Zadaniem wspomnianych ekranów odbijających jest właśnie skierowanie strumienia gazów spalinowych, przez co uzyskuje się częściowe zmniejszenie natężenia hałasu oraz zabezpieczenie przed oddziaływaniem spalin na przybudówki dworca lotniczego, nawierzchnię płyty peronowej i stojące w sąsiedztwie samoloty. Urządzenia tego typu są szczególnie pożądane w portach lotniczych, w których samoloty kołują o własnym napędzie płyty i na płytę przeddworcową;

g) stosowanie holowania samolotów ciężkiego typu z silnikami odrzutowymi z płyt peronowych aż na drogę startową do punktu startu, przez co uzyskuje się oprócz znacznego zmniejszenia hałasu poważne oszczędności paliwa i zabezpieczenie nawierzchni przed jej przedwczesnym niszczeniem. Taki sposób eksploatacji lotniska jest szczególnie zalecany dla dużych portów lotniczych oraz w stosunku do samolotów, charakteryzujących się znaczną hałaśliwością. Najbardziej ekonomicznymi ciągnikami, używanymi do holowania samolotów, są ciągniki o napędzie elektrycznym (akumulatorowym). Do ładowania akumulatorów wykorzystuje się nadmiar energii elektrycznej w okresie nocnym. Należy nadmienić, że holowniki tego typu charakteryzują się bardzo małą hałaśliwością;

h) ograniczenie ilości obrotów turbiny napędowej w czasie kołowania samolotu. Ograniczenie takie, w celu zmniejszenia natężenia hałasu, wprowadziło Towarzystwo Lotnicze Swissair;

i) ograniczenie startów samolotów ciężkich i hałaśliwych, zakaz przeprowadzania prób silników bez tłumików lub poza hałami przeznaczonymi do przeprowadzania takich badań w okresie nocnym, np. od godziny 23 do godziny 4;

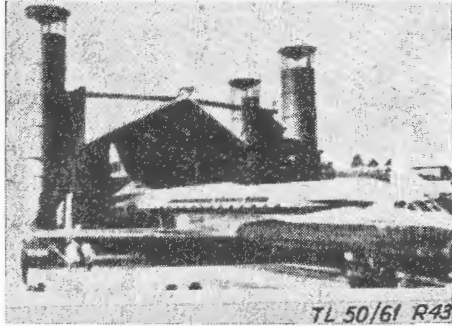
j) stosowanie specjalnych hal do przeprowadzania prób i docierania silników. W przypadku krótkotrwałych prób silników używano lotniskowych tłumików hałasu.

Jednakże w przypadkach konieczności przeprowadzenia prób długotrwałych, lotniskowe tłumiki hałasu dają za małe wytłumienie hałasu, personel zaś zatrudniony przy tych pracach, jak i silnik, jest narażony dodatkowo na oddziaływanie wpływów atmosferycznych. W tym celu ostatnio stosuje się hangary-boksy. Na rys. 43 przedstawiono fotografię takiego hangaru, przeznaczonego do prób silników samolotu Caravelle, wybudowanego przez Towarzystwo Lotnicze SAS w sztokholmskim porcie lotniczym Bromma, a na rys. 44 schemat typowego projektu hangaru-boksa dla samolotu Caravelle, przedstawionego również przez Towarzystwo Lotnicze SAS. Duże, nowoczesne urządzone stacje badania silników istnieją na lotniskach Hamburg i Zürich.

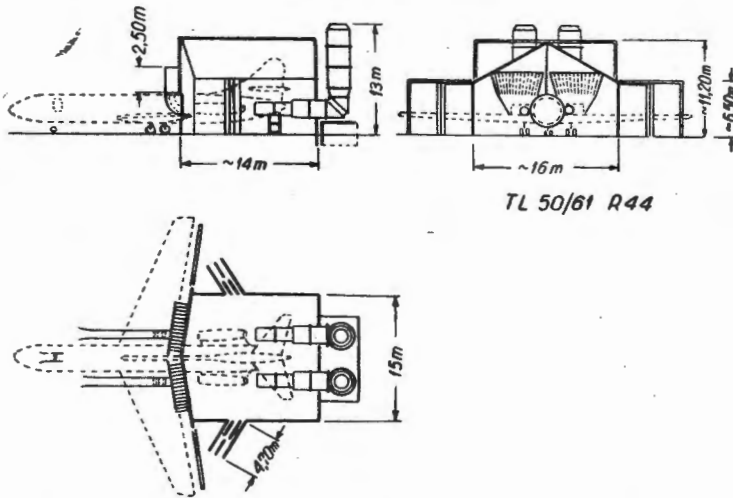
Konstrukcja urządzeń hangarów-boksów powinna zapewniać obniżenie hałasu na kanałach wyjściowych do natężenia minimum 70 dB;

k) stosowanie przez personel obsługi naziemnej, szcze-

gólnie narażony na oddziaływanie hałasu, indywidualnych środków ochrony przed wpływem oddziaływania hałasu. Do środków takich zalicza się: zakładanie do uszu specjalnej waty dźwiękochronnej, stosowanie tłumików hałasu zakładanych również do uszu, zakładanie specjalnych hełmów



Rys. 43. Hangar przeznaczony do przeprowadzania prób samolotów turbodrzutowych Caravelle



Rys. 44. Projekt typowego hangaru do przeprowadzania prób samolotów Caravelle (projekt przedłożony przez Towarzystwo Lotnicze SAS)

ochronnych itp. Naziemny personel techniczny Towarzystwa Lotniczego Swissair stosuje dla ochrony organów słuchu przed szkodliwym oddziaływaniem silnego hałasu wspomniane tłumiki hałasu zakładane do uszu, które obniżają odczuwalność hałasu wysokiej częstotliwości o 10–25 dB.

#### Sposoby zmniejszenia wpływu hałasu na sąsiedztwo lotnisk

Jak już zaznaczono poprzednio, pracujące silniki samolotów pozostających na lotnisku, jak też wykonujących start, względnie lądowanie, wywołują hałas oddziałujący również i na ludność zamieszkującą w bezpośrednim sąsiedztwie lotniska, a przede wszystkim na mieszkańców stref krążenia i podejść lotniczych.

Wpływ wywoływanego hałasu przez startujący samolot ogranicza się do pewnych terenów na powierzchni ziemi. Na rys. 45 przedstawiono granice oddziaływania hałasu na powierzchni ziemi dla startujących samolotów, w pasmach częstotliwości 300–600 Hz. W tych granicach oddziaływanie hałasu charakteryzuje się największą intensywnością.

To oddziaływanie hałasu ma szczególne znaczenie dla lotnisk zlokalizowanych w bezpośrednim sąsiedztwie dużych miast, a zwłaszcza wówczas, gdy podejścia do lotniska są od strony miast i strefy krążenia (oczekiwania) obejmują swym zasięgiem również miasta. O wielkości hałasu oddziałującego na bezpośrednie otoczenie lotnisk może świadczyć fakt, że w szczytowych godzinach ruchu lotniczego w dużych portach lotniczych często co 1,5–2,0 min następuje start względnie lądowanie samolotu.

Lotniska, obsługujące duże miasta, są często zlokalizowane od nich na znacznych odległościach.

Tereny pod budowę tych lotnisk stanowiły przeważnie nieużytki, bagniska, brzegi mórz, oceanów itp.

Takie rozwiązanie uważa się za radykalny środek zapewnienia spokoju w dużych miastach, obsługiwanych przez zlokalizowane w przytoczony sposób lotniska. Zbudowane

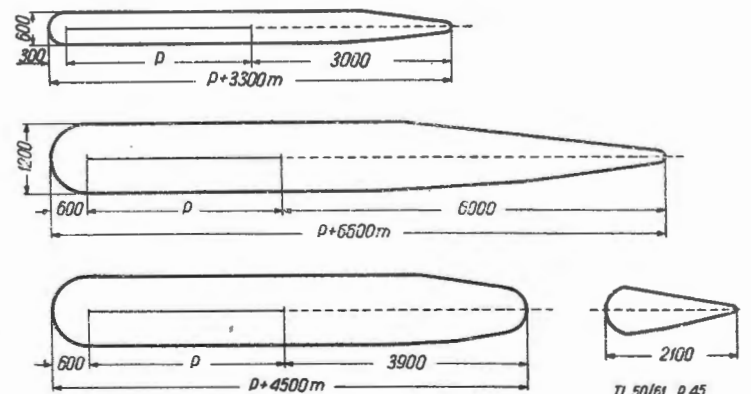
w ostatnich latach wielkie porty lotnicze zachowują wyżej podaną zasadę i tak np.:

- port lotniczy Gardermoen zlokalizowano 45 km od Oslo, które obsługuje;
- port lotniczy Luton zlokalizowano 45 km od centrum Londynu;
- port lotniczy Dules International Airport zlokalizowano 44 km od centrum Waszyngtonu;
- port lotniczy London — Gatwick zlokalizowano 40 km od Londynu;
- port lotniczy Berlin (Schönefeld) zlokalizowano 30 km od Berlina;
- port lotniczy Paris-Nord zlokalizowano 25 km od Paryża;
- port lotniczy International Airport New-York Ildewild zlokalizowano 23 km od Nowego Jorku;
- port lotniczy Wnukowo zlokalizowano 38 km od Moskwy.

Omawiane rozwiązanie posiada jedną i zasadniczą wadę, a mianowicie chodzi tu o zapewnienie szybkich i bezpośrednich połączeń drogowych i kolejowych z centrum miasta, ażeby pasażer przy tak olbrzymich prędkościach komunikacji lotniczej nie musiał tracić dużo czasu na dojazd z centrum miasta do lotniska w stosunku do czasu przeznaczanego przez pasażera na przelot samolotem.

A oto kilka innych, ostatnio dosyć powszechnie stosowanych sposobów zmniejszenia wpływu hałasu na najbliższe otoczenie przylotniskowe:

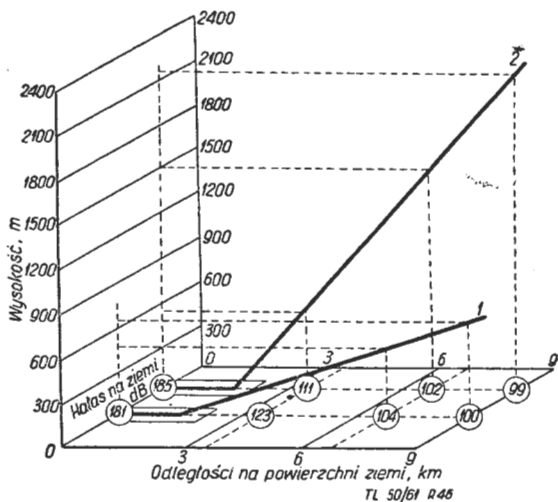
- stosowanie tłumików hałasu zamontowanych na silnikach samolotów, jeżeli samolot, pracując wszystkimi silnikami, wywołuje hałas na powierzchni ziemi przekraczający normy dopuszczalne, w strefach zaznaczonych na rys. 46 (zamontowane tłumiki powinny być tak skontrolowane, by hałas w omawianych strefach był wyeliminowany w takim stopniu, żeby nie przekraczał norm hałasu dopuszczalnego);
- stosowanie przerywanego wznoszenia się (jeżeli samolot pracujący wszystkimi silnikami wyposażonymi w tłumiki hałasu, wywołuje hałas na powierzchni ziemi, przekraczający normy dopuszczalne w strefach zaznaczonych na rys. 45), polegającego na tym, że po osiągnięciu wysokości 450 m nad poziomem ziemi, samolot nad zabudowanym rejonem dokonuje lotu poziomego (silniki pracują na mniejszej mocy i zmniejsza się wywoływany hałas) na wspomnianej wysokości, aż do osiągnięcia rejonów nie zabudowanych, po czym następuje dalsze wznoszenie się samolotu — aż do nabrania normalnej wysokości przelotowej (rys. 45 przypadek trzeci). Taki start i nabieranie wysokości jest dosyć kłopotliwe, jednak odnosi się tylko do bardzo ciężkich samolotów, których np. obecnie z lotnisk środkowej i zachodniej Europy w ciągu dnia startuje stosunkowo nieznaczna ilość;
- stosowanie odsunięcia miejsca startu, w przypadku jeżeli zasadniczym źródłem hałasu są starty samolotów, od otaczającej lotnisko zabudowy mieszkalnej, np. przez odsunięcie punktu startu o 1,6 km, dla samolotu Boeing 707 — 120 uzyskuje się zmniejszenie intensywności hałasu o 9–12 dB;
- stworzenie możliwości startującym samolotom jak najszybszego uzyskania minimalnej wysokości, tj. 450 m;
- utrzymywanie możliwie jak najdłużej samolotu na wysokości nie niższej niż 450 m, zanim samolot nie wejdzie na tor lądowania;



Rys. 45. Projekt granic stref hałasu na powierzchni ziemi o maks. natężeniu, w pasmach częstotliwości 300–600 Hz, wywoływanego w czasie startu samolotu pasażerskiego



- zniesienie stref oczekiwania na lądowanie rozciągających się nad rejonami mieszkalnymi, a szczególnie nad mieszkalnymi rejonami miast i przedmieść;
- zniesienie stref oczekiwania na lądowanie, rozciągających się nad rejonami odpoczynku oraz rejonami przemysłowymi a szczególnie rejonami przemysłu precyzyjnego, przy obciążeniu tych rejonów sześcioma i większą ilością ciężkich samolotów w godzinach ruchu szczytowego, jeżeli ruch szczytowy przekracza dwie godziny w ciągu doby;
- ustalenie właściwego ruchu samolotu na odpowiedniej wysokości w strefie (np. FAA — dla lotniska Los Angeles ustaliła strefę z promieniem 8 km od lotniska z ruchem na wysokościach poniżej 610 m);
- ograniczenie startów i lądowań w kierunku miast (np. FAA — dla lotniska Los Angeles ustaliło, że starty w bezwietrzną pogodę powinny być przeprowadzane z dróg startowych, posiadających kierunek na Ocean Spokojny);
- zamknięcie dla ruchu lotniczego dróg startowych w pewnych godzinach dnia lub nocy;
- zakaz lądowania i startu dla ciężkich typów samolotów, wywołujących hałas o natężeniu przekraczającym dopuszczalne normy.



Rys. 46. Wykres natężenia hałasu w płaszczyźnie toru lotu. 1 — poddźwiękowy, transportowy samolot odrzutowy z tłumikami hałasu; 2 — naddźwiękowy, transportowy samolot odrzutowy bez tłumików hałasu

### Problemy hałasu przy prędkościach naddźwiękowych

Hałas wywoływany przez naddźwiękowe i poddźwiękowe samoloty transportowe o napędzie odrzutowym będzie prawie jednakowy. Naddźwiękowy, transportowy samolot odrzutowy może wywołać hałas nawet o mniejszym natężeniu w czasie startu, gdyż samolot ten charakteryzuje się bardziej stromym torem nabierania wysokości.

Rys. 46 przedstawia wykres natężenia hałasu w zamieszkałym osiedlu w płaszczyźnie toru lotu, ustalony na podstawie pomiarów dokonanych dla poddźwiękowego odrzutowego samolotu transportowego, wyposażonego w tłumiki hałasu. Na wykresie tym — dla porównania — przedstawiono wielkości natężenia hałasu dla naddźwiękowego odrzutowego samolotu transportowego bez tłumików hałasu, ustalone drogą przeliczeń matematycznych.

Z wykresu tego można stwierdzić, że na powierzchni ziemi, w bezpośredniej bliskości samolotu, natężenie hałasu naddźwiękowego transportowego samolotu odrzutowego jest wyższe od natężenia hałasu samolotu poddźwiękowego z uwagi na znacznie większy ciąg.

W samolotach o prędkościach naddźwiękowych należy uwzględnić dodatkowe zjawisko uderzeniowej fali dźwiękowej.

Ostatnio przeprowadzone prace teoretyczno-eksperymentalne zwracają szczególną uwagę na dźwiękową falę uderzeniową.

Uderzenie dźwiękowe, powstające przy locie samolotu z prędkością naddźwiękową, jest poważnym problemem, przekraczającym znacznie problematykę związaną ze zwalczaniem hałasu, wywołwanego przez gazy spalinowe odrzutowych samolotów poddźwiękowych.

Przy locie samolotu z prędkością naddźwiękową nad rejonami gęsto zabudowanymi oddziaływanie dźwiękowej fali uderzeniowej rozprzestrzenia się na znaczną ilość mieszkańców, podczas gdy hałas wywołwany przez samoloty odrzutowe o prędkościach poddźwiękowych oddziaływał na znacznie mniejszych przestrzeniach, położonych w granicach lotnisk i ich najbliższego otoczenia. Jak wskazano poprzednio, istnieje cały szereg sposobów zwalczania hałasu wywołwanego przez poddźwiękowe samoloty odrzutowe, podczas gdy możliwości zwalczania uderzenia dźwiękowego są całkowicie ograniczone.

Intensywność uderzeniowej fali dźwiękowej jest funkcją licznych parametrów, między innymi: liczby Ma, maksymalnej powierzchni i formy przekroju poprzecznego, ciężaru samolotu, wysokości lotu itp., przy czym zasadniczymi parametrami jest ciężar i wysokość lotu samolotu. Z danych NASA wynika, że granica intensywności dźwiękowej fali uderzeniowej, której przekroczenie może spowodować fizyczne uszkodzenia organizmu ludzkiego, odpowiada ciśnieniu 4,9 kG/m<sup>2</sup>. Na podstawie przeprowadzonych prób i uzyskanych danych (zagranicznych) stwierdzono, że przy średniej wysokości lotu, wynoszącej dla naddźwiękowego samolotu transportowego 15—21 km, samolot o ciężarze przekraczającym 90 ton wywołuje uderzenie dźwiękowe, przy którym możliwe są fizyczne uszkodzenia organizmu ludzkiego.

Na podstawie uzyskanych danych doświadczalnych ustalono, że uderzenie dźwiękowe wywołwane przez samolot transportowy, poruszający się z prędkością 3 Ma na wysokości 21 km będzie słyszane na powierzchni ziemi wzdłuż linii lotu w pasmie o szerokości około 113 km. Przy próbach, wykonywanych z samolotem wojskowym, lecącym na wysokości 12 km z prędkością 1,5 Ma, stwierdzono, że uderzenie dźwiękowe rozprzestrzeniało się na odległość 32 km w obie strony od toru lotu.

Fala uderzeniowa w pewnych okolicznościach i odpowiednim ciśnieniu jest również niebezpieczna dla zabudowy naziemnej. Ustalono, że maksymalna dopuszczalna wielkość ciśnienia dźwiękowego, z punktu widzenia bezpieczeństwa różnych obiektów na powierzchni ziemi, równa się 9,7 kG/m<sup>2</sup>.

### LITERATURA

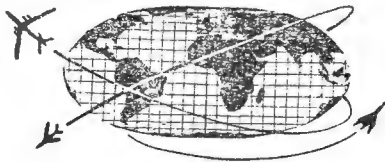
1. Deutsche Bauakademie — Verkehr und Stadtplanung, Berlin 1958
2. Eldred K. — Acoustical Factors in Jet Airport Design, J. Acoust. Soc. America nr 17/59
3. Furduev W. W. — Akusticzeskije osnovy wieszczanija, Moskwa 1960
4. Guillot J. — L'adaptation des aeroports aux besoins des avions commerciaux à réactions, Travaux nr 293/59
5. Hoover R. M., Miller L. N. — Noise characteristics of some jet ground operations, Noise Control nr 2/59
6. Lewis G. M. — Bristol-Siddeley-Mantelgebläsetriebwerke mit hohem Kalt-Warmstrom-Verhältnis, Luftfahrttechnik nr 6/60
7. Lina Lindsay, Maglieri Domenic, Hubbard Harvey — Supersonic transports-noise aspects with emphasis on sonic boom, Aeroplane and Astronaut, nr 2522/60
8. Romanow M. — Kakim budiet krupniejszij w stranie nowyj stolicznoj aeroport, Graždanskaja awiacija nr 3/61
9. Schulz R. W. — Erfolgreiche Strahltriebwerke-Schalldämpfer, Luftfahrttechnik nr 8/58
10. Skudrzyk E. — Die Grundlagen der Akustik, Wien 1954
11. Acoustical design for transport helicopters, Noise Control nr 2/59
12. Bremsprobenhallen zur Lärmbekämpfung, Der Flieger nr 3/60
13. Journal of the Helicopter Association of Great Britain, nr 4/58

### ERRATA

W artykule S. Kołodyńskiego „Hałas a środowisko ludzkie” (zesz. 9/61) zauważono następujące omyłki:  
1) przy nazwisku Autora podano: mgr inż. — powinno być: mjr rez.

pil.; 2) str. 214, szpalta lewa, ustęp trzeci, wiersz trzeci: zamiast „drGANiami” powinno być „droGami”; 3) str. 218, szpalta lewa, cztery-nasty wiersz od dołu: zamiast „3 dB” powinno być „0,3 dB”.

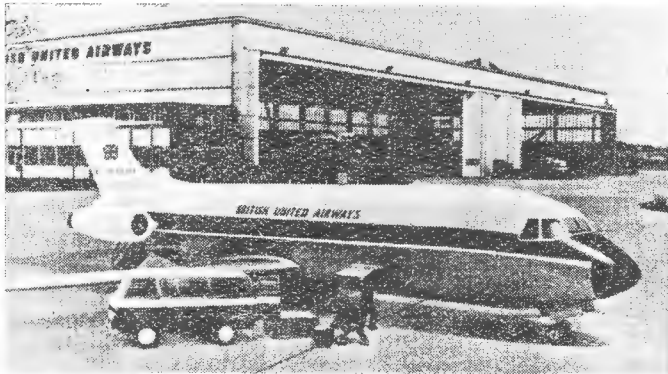




# NOWOŚCI TECHNICZNE

## BAC. 111 — PASAŻERSKI SAMOŁOT ODRZUTOWY NA KRÓTKIE TRASY

Firma British Aircraft Corp. buduje samolot pasażerski, napędzany dwoma silnikami dwuprzepływowymi Rolls-Royce RB. 163 „Spey”, który w niedalekiej przyszłości zastąpi na trasach o małej i średniej długości samoloty Vickers „Viscount”. Samolot jest dolnopłatem o kącie skoku skrzydła 20° (na 25% cięciwy), z silnikami zabudowanymi po bokach części ogonowej kadłuba i z usterzeniem w kształcie litery „T”. Wejście dla pasażerów stanowi od-



chylana do dołu kłapa w dolnej, ogonowej części kadłuba (podobnie jak w samolocie „Caravelle”). Liczba pasażerów 56—69. Dostawy samolotów mają rozpocząć się w końcu 1964 roku.

### Dane samolotu:

długość . . . . .	28,55 m
rozpiętość . . . . .	26,97 m
powierzchnia nośna . . . . .	91,1 m <sup>2</sup>
wydłużenie skrzydła . . . . .	8,0
największy ciężar całkowity . . . . .	31 100 kG
największy ciężar ładunku . . . . .	6 300 kG
ciężar paliwa . . . . .	8 160 kG
ciąg silników . . . . .	po 4 720 kG

Zdjęcie przedstawia makietę samolotu BAC. 111.

W.K.

## NOWY DOŚWIADCZALNY SAMOŁOT PIONOWEGO STARTU

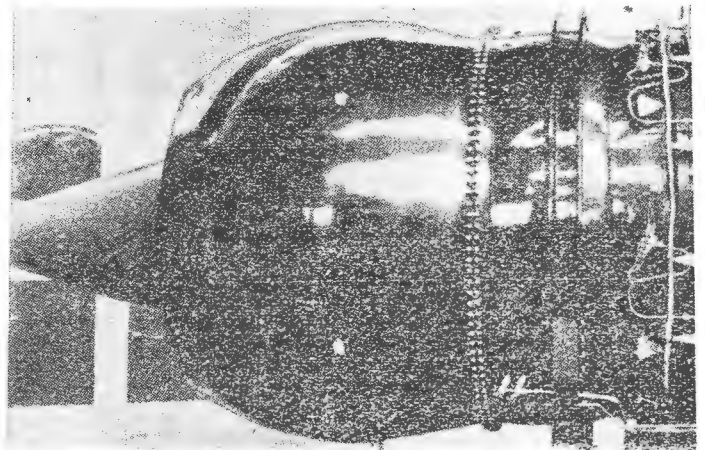
Wytwórnia Lockheed Aircraft pracuje na zlecenie armii amerykańskiej nad doświadczalnym, dwumiejscowym samolotem pionowego startu. Napęd mają stanowić dwa silniki Pratt and Whitney JT-12 o ciągu po 1360 kG. Podczas pionowego startu, zawisu i pionowego lądowania gazy wylotowe silników będą kierowane do specjalnych komór w kadłubie, w których będą mieszane z powietrzem zasysanym przez otwory w górnej części kadłuba. Gazy zmieszane z powietrzem będą uchodzić otworami w dolnej części kadłuba. W czasie lotu poziomego otwory wlotowe i wylotowe będą zamykane za pomocą żaluzji.

Rozpiętość samolotu, nazwanego „Hummingbird”, będzie wynosić 7,8 m, długość — 9,75 m.

W.K.

## NADDŹWIĘKOWY SILNIK ODRZUTOWY PRATT AND WHITNEY JT-11

Ostatnio wytwórnia Pratt and Whitney zbudowała cywilną odmianę naddźwiękowego silnika J 58, rozwijającego bez dopalania ciąg 13 600 kG. Ciąg odmiany cywilnej — JT-11 — wynosi 10 900 kG, z dopalaniem — 14 500 kG, jednostkowe zużycie paliwa z dopalaniem — 1,8 kG/kGh, średnica — 1372 mm, długość — 5717 mm, ciężar — 3175 kG. W dopalaczu zastosowano tak zwaną stożkową dyszę wylotową, dzięki czemu długość silnika uległa znacznemu skróceniu. Dalszy rozwojowy model silnika, z dziewięcioma zamiast ośmioma stopniami sprężarki i z dłuż-

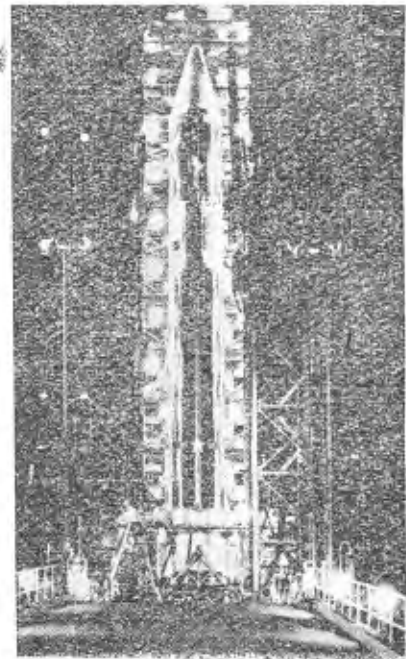


szym dopalaczem, ma rozwijać z dopalaniem ciąg 15 900 kG. Francuska wytwórnia Sud Aviation zamierza zastosować silnik JT-11 do naddźwiękowego samolotu pasażerskiego „Super Caravelle”.

W. K.

## PIERWSZA RAKIETA Z NAPĘDEM CIEKŁYM WODOREM

Firma General Dynamics dostarczyła do raketowej bazy doświadczalnej Cape Canaveral pierwszą raketę z silnikami pracującymi na płynnym wodorze (utleniaczem jest ciekły tlen). Jest to 32-metrowa raketa „Atlas-Centaur”,



której pierwszy stopień stanowi zmodyfikowana raketa międzykontynentalna „Atlas”, a drugi stopień — raketa „Centaur”. Oba stopnie zostały wyprodukowane przez General Dynamics. Próby w locie mają rozpocząć się jeszcze w roku 1961, w 1962 roku wyśle się za jej pomocą w przestrzeń międzyplanetarną urządzenia badawcze.

W. K.

## PÓŁPRZEWODNIKOWY WZMACNIACZ

Wytwórnia Raytheon Co. wyprodukowała półprzewodnikową diodę — „Varactor” — służącą do wzmacniania bardzo słabych impulsów. Dioda jest wykonana z gallium-arsenidu. Zastosowanie jej jako wstępnego wzmacniacza w urządzeniach radarowych zwiększa ich zasięg o 50%.

W. K.



**Woprosy proczności cylindryczeskich oboloczek.** Ried. W. M. Darieskij, Oborongiz, 1960 r., stron 331.

Jest to zbiór tłumaczeń na język rosyjski z literatury zachodniej z dziedziny wytrzymałości konstrukcji skorupowych cylindrycznych. Łącznie w zbiorze umieszczono dwadzieścia jeden prac w pięciu grupach zagadnień. W grupie pierwszej, omawiającej działanie obciążenia skupionych, w czterech pracach podano przykłady obciążenia liniowych przyłożonych wzdłuż tworzącej cylindra, obliczenie naprężeń od obciążenia skupionych w cylindrach pod ciśnieniem wewnętrznym oraz obliczenie naprężeń od obciążenia promieniowych i momentów zewnętrznych w cylindrach pod ciśnieniem. W drugiej grupie przedstawione są zagadnienia odkształceń i naprężeń powstających w konstrukcjach skorupowych podpartych w przypadku działania sił skupionych, wpływ zginania podłużniczek na odkształcenia, wpływ ścinania, rozciągania i mimośrodowości podpierających pierścieni. Z zagadnień stateczności cylindrycznych konstrukcji skorupowych podano utratę stateczności pod działaniem ściskania osiowego, wpływ ciśnienia wewnętrznego na stratę stateczności przy skręcaniu, metody badań doświadczalnych utraty stateczności, utrata stateczności trzywarstwowych cylindrów skorupowych. Przedstawiono też w trzech pracach zagadnienia drgań cylindrycznych konstrukcji skorupowych, ich swobodne drgania dla różnych warunków podparcia oraz drgania osiowo-symetryczne. W osobnej pracy omówiono metody elektrycznego modelowania do obliczania konstrukcji skorupowych, zbliżonych kształtem do cylindrycznych. Książka przeznaczona jest dla inżynierów konstruktorów i obliczeniowców oraz dla pracowników instytutów naukowych. L. S.

**Metody rascziota na proczność kieszonnych konstrukcji tipa kryła.** J. F. Obraczow, Oborongiz, 1960 r., stron 312.

Autor podał ogólne metody obliczeń wytrzymałościowych konstrukcji skorupowych o kształtach kesonu skrzydeł samolotów oraz dalsze rozwinięcie i uogólnienie metody wariacyjnej W. Z. Własowa. Stosowanej do obliczeń konstrukcji kesonowych. Treść książki podzielona jest na trzy części. Część pierwsza obejmuje zagadnienia zginania i skręcania konstrukcji skorupowych jednoobwodowych, zginania kesonów kadłuba, skręcanie kesonów typu skrzydła z uwzględnieniem sztywności żeber, sztywności zamocowania, lub czteropunktowego zawieszenia, obliczanie kesonów lekko stożkowych. W drugiej części podane są metody obliczeń kesonów z dużym skosem z sztywnym obrysem przekroju poprzecznego oraz z uwzględnieniem sztywności żeber. W trzeciej części zawarte są metody obliczeń kesonów wieloobwodowych, a w szczególności zginanie i skręcanie kesonów czteroobwodowych prostych oraz z dużym skosem. Szczegółowo przedstawiono wpływ czynnika zamocowania kesonu, tak prostego, jak i skośnego, na koncentrację miejscowych naprężeń. Podano wzory asymptotyczne dla wyznaczenia naprężeń normalnych w zamocowaniu i przekrojach sąsiednich, wygodne dla inżynierskich obliczeń. Książka przeznaczona jest dla konstruktorów i obliczeniowców biur konstrukcyjnych. L. S.

**Niekotoryje woprosy teorii i rascziota TRD.** K. W. Cholszcziewnikow, Oborongiz, 1960 r., stron 118.

W pracy tej przedstawione są zagadnienia doboru optymalnych parametrów silników turboodrzutowych, uzgodnienia hydraulicznych i konstrukcyjnych danych sprężarki i turbiny. Podano też podstawowe równania teoretyczne silników odrzutowych, równania ciągu całkowitego, równania jednostkowego zużycia paliwa, równania potrzebnej ilości paliwa i powietrza, równania optymalnych temperatur gazów i optymalnych stopni zwiększenia ciśnienia oraz ogólne dane o parametrach termodynamicznych, zapewniających minimalne zużycie paliwa. W części drugiej książki przedstawiono zasady doboru parametrów silnika dla obliczania warunków lotu, związek między parametrami silnika i warunkami lotu a wytrzymałościowymi danymi turbiny i prędkością obwodową sprężarki oraz wpływ stopnia zwiększenia ciśnienia i temperatury gazu na wymiary sprężarki i turbiny. Treść uzupełniona jest czterdziestu czterema wykresami. Podano też krótki wykaz literatury. Książka przeznaczona jest dla konstruktorów silników odrzutowych. L. S.

**Riedkije metally i spławy. Trudy pierwego wsesojuznowo sowieszczania po spławam riedkich metallow.** Mietałurgizdat. 1960 r., stron 440.

Jest to zbiór referatów wygłoszonych na Pierwszej Wszechniowej Konferencji w sprawie stopów metali rzadkich, która odbyła się w dniach 18-20.XI.1957 r. Łącznie zostało wygłoszonych trzydzieści siedem referatów w sześciu grupach tematycznych, obejmujących stan badań nad stopami metali rzadkich, stopy o podstawie tytanu i miedzi z dodatkami metali rzadkich, renium, wanadu, niobu, cyrkonu i stopy na ich podstawie, metale ziem rzadkich i ich wpływ na własności stopów magnezowych, metale rzadkie w stalach oraz stopy o specjalnych własnościach fizycznych. Z ciekawszych referatów wygłoszono: badanie stopów tytan-niob-aluminiem i tytan-molibden-aluminiem, pokrycia galwaniczne renium, stosowanie stopów wolframu z renium do wykonania kontaktów wyposażenia elektrycznego, własności wanadu, niobu i ich stopów, badanie fizyko-chemicznego oddziaływania metali ziem rzadkich na magnez, żelazo, chrom i tytan i ich stopy, stopy magnezu do obróbki plastycznej z metalami ziem rzadkich, wpływ dodatków metali ziem rzadkich na stale różnych gatunków oraz wpływ małych dodatków ceru, cyrkonu, boru i potasu na własności stali żaroodpornych. Książka przeznaczona jest dla inżynierów metalurgów, pracowników instytutów oraz konstruktorów. L. S.

**Wysokoprocznyje dieformirujemyje aluminijewyje spławy.** J. N. Fridlandier, Oborongiz, 1960 r., stron 292.

W pracy tej zebrane zostały wieloletnie doświadczenia prac badawczych nad otrzymaniem stopów aluminiowych o wysokiej wytrzymałości oraz produkcją i zastosowaniem tych stopów. Podane zostały materiały omawiające zależności zmiany własności mechanicznych, korozyjnych, eksploatacyjnych i technologicznych stopów aluminiowych o wysokiej wytrzymałości na podstawie doboru optymalnych składów stopów, ustaleniu optymalnych zakresów obróbki cieplnej, ustaleniu technologii produkcji półfabrykatów z nowych stopów w zakładach metalurgicznych i ich obróbki w zakładach budowy maszyn oraz zachowania się i właściwego zastosowania tych stopów w konstrukcjach. Opisane zostały własności mechaniczne i obróbka cieplna stopów podwójnych aluminium-cynk, aluminium-magnez i aluminium-miedź, stopów potrójnych aluminium-cynk-magnez i aluminium-cynk-miedź oraz stopów poczwójnych aluminium-cynk-magnez-miedź. Przedstawiono zagadnienia wytrzymałości zmęczeniowej statycznej, wytrzymałości przeciwkorozyjnej pod obciążeniem, wpływu dodatków manganu, chromu, żelaza, niklu i krzemu na wartości mechaniczne i technologiczne, badania hartowania, przesycań i wyzarcia dla stopów poczwójnych gatunków W 93, W 94, W 95 i W 96. W szczególności podano własności stopów W 95 i W 94 w niskich i wysokich temperaturach, zachowanie się stopów o wysokiej wytrzymałości przy obciążeniach dynamicznych o dużej częstotliwości, wpływu karbów przy obciążeniach statycznych, statycznych powtarzalnych i dynamicznych dużej częstotliwości, zasady stosowania stopu gatunku W 95 w konstrukcjach samolotów lekkich i dużych transportowych oraz charakterystyki stosowania nitów ze stopów gatunku W 94. Książka przeznaczona jest dla metalurgów i konstruktorów zakładów budowy samolotów oraz pracowników instytutów naukowych. L. S.

**Teoria awiacionnych dwigatielej. Czast' I. Osnovy tiermodinamiki i gazowej dinamiki.** Ja. Ju. Madorskij i E. W. Rowiński, Wojeńnoje Izdatielstwo Ministerstwa Oborony Sojuza. SSR, 1960 r., stron 212.

W części pierwszej tej pracy podane są teoretyczne podstawy termodynamiki i dynamiki gazów. W rozdziale pierwszym podano ogólne wiadomości o silnikach lotniczych, typy i klasyfikację silników odrzutowych, ich parametry jednostkowe oraz krótka charakterystykę poszczególnych typów silników odrzutowych. W dalszych rozdziałach opisane są podstawowe prawa gazów, równania stanu gazu idealnego, pojemność cieplna gazu, pierwsza zasada termodynamiki, zagadnienia energii wewnętrznej gazu, ogólne wiadomości o procesach termodynamicznych, podstawowe typy procesów termodynamicznych, jak izochora, izoterma, adiabata i politropa, druga zasada termodynamiki, obiegi zamknięte i termodynamiczny współczynnik sprawności działania oraz idealne cykle silników. Przedstawiono też podstawowe równania dynamiki gazów, przyspieszanie i hamowanie strumienia gazu, zależności prędkości dźwięku i liczby Ma od prędkości ruchu oraz własności strumienia nadzwiękowego. Książka przeznaczona jest do użytku szkolnego, mogą z niej też korzystać techniczne załogi eksploatacji silników. L. S.

**Powyszenie iznosostojkosti dietalej samolotow.** D. N. Garkunow, Oborongiz, 1960 r., stron 140.

Autor rozpatruje zagadnienie zwiększenia odporności elementów samolotu na zużycie, a zwłaszcza elementów najmniej odpornych. Rozpatruje też przyczyny niesprawności w pracy trących się elementów i podaje wskazówki zwiększenia jakości ich pracy. Autor przeprowadzał badania pracy i zużycia się połączeń zawiasowo-szporzwinowych, okuc mocowania rur wydechowych i charakter zużywania się łożysk węzłów zawieszenia goleni amortyzatorów podwoziowych. Podał też charakter zużywania się niektórych elementów zespołów oraz rodzaje zużywania się części trących. W dalszej części treści rozpatrzono drogi zwiększenia trwałości na zużycie i doskonałości pracy trących się elementów przy zastosowaniu wzajemnego oddziaływania molekularnego i mechanicznego. Na poszczególnych przykładach pokazano wyższość stosowania par odrotnych i zastosowania w połączeniach materiałów twardych. Podano ocenę wpływu na zatarcia pokryć anodowych i fosforowych oraz elektrolitycznego chromu. Opisano niektóre zależności zużycia metali w przypadku mechanicznego oddziaływania trących się powierzchni oraz sposoby zmniejszenia zużycia przez polepszenie warunków smarowania i ochrony przed pyłem. Książka przeznaczona jest dla konstruktorów i technologów. L. S.

**Woprosy rascziota awiacionnych priborow i sistiem uprawlenia.** Sbornik statiej, ried. B. A. Riabow, Oborongiz, 1960 r., stron 160.

Jest to kolejna, 120 praca z serii wydawanej przez Moskiewski Instytut Lotniczy. W skład zbioru tego wchodzi prace omawiające zagadnienia dynamicznych przebiegów sygnału wejściowego regulatora ekstremalnego, przybliżonego wyznaczenia drgań samowzbudnych w układach przekładnikowych automatycznej regulacji, przekładnikowo-stykowych układów z opóźnieniem i nieliniowym oddziaływaniem, oceny małych zmian pierwiastków charakterystycznego równania sterowania układu liniowego, metody modelowania silników sterujących małej mocy układów śledzących prądu zmiennego, wielokanałowego układu telepomiarowego, przekazywanie dane pomiarowe z obiektu ruchomego na nieruchomą aparaturę rejestrującą, radiostatopowej metody pomiaru wysokości lotu, obrotomierzy z temperaturową poprawką wskazań oraz wyznaczenia dynamicznych błędów przyrządów membranowych z nieliniowym elementem sprężystym. Książka przeznaczona jest dla inżynierów projektujących przyrządy. L. S.

# PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO MIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK XI

WARSZAWA, GRUDZIEŃ 1961 r.

ZESZYT 12

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

## HYDROAEROMECHANIKA

202\* 629.135.075:533.6.013.7 ILOt  
Neihouse A. I., Klinar W. J., Scher S. H.: Status of spin research for recent airplane designs. Stan badań korkociągów dla najnowszych projektów samolotów. NASA, Techn. Rep., R-57, 1960, ss. 54, rys. 27, tabl. 8, ods. 31.

Stan badań korkociągów ostatnich projektów samolotów w interpretacji w Centrum Badawczym w Langley, należącym do NASA. Oto najważniejsze przedyskutowane zagadnienia: 1. Interpretacja wyników badań modelowych nad zjawiskiem korkociągu. 2. Studia analityczne korkociągu. 3. Zastosowane metody dla pomiaru różnych parametrów występujących w korkociągu. 4. Skuteczność sterów w czasie korkociągu i wyprowadzenia (recovery). 5. Wpływ długich nosów, listew i układów kaskowych na charakterystykę korkociągu i wyprowadzenia. 6. Współzależność charakterystyk korkociągów i wyprowadzenia. J. Nikol

203\* 533.6.011.6 ILOt  
Osnowy ciepłopieriadczy w awiacionnoy i raketnoy tiechnike. Podstawy przenoszenia ciepła w technice lotniczej i raketowej. D. Moskwa, 1960, ss. 389, rys. 262, tabl. 23, ods. 24.

Zagadnienia wymiany ciepła przy dużych prędkościach i wysokich temperaturach strumienia gazu przy istnieniu chemicznych reakcji w warstwie przycienniej. Rozpatrzone hydrodynamiczne metody cieplnej ochrony powierzchni oraz zagadnienia nagrzewania uskrzydłych aparatów latających. Wymiana ciepła w gazach rozrzedzonych i w energetycznych reaktorach jądrowych. R. S.

204\* 533.697.4:621.454 ILOt  
Woods W. A.: Pressure forces on variable conical nozzles. Siły ciśnieniowe działające na zbieżne dysze o regulowanym polu przekroju. Aircraft Engineering, kwiecień 1961, t. 33, nr 386, s. 100—102, rys. 5, tabl. 1.

Zanalizowano siły działające na elementy dyszy zbieżnej dopalacza, o regulowanym polu przekroju. Wykazano, że siły te rosną ze wzrostem wymiarów dyszy, ciśnienia zewnętrznego stopnia rozprężenia w dyszy oraz z długością kłapy wychylnej (segmentu) dyszy. W rozważaniach oparto się na założeniu istnienia dwu sił tarcia: jednej stałej i drugiej — będącej funkcją otaczającego ciśnienia. Opracowano także metodę obliczania tych sił w warunkach wysokociśnieniowych, przy założeniu, że dwie stałe wielkości określone zostały doświadczalnie w wyniku prób na stoisku. A. Kowalewicz

205\* 533.6.013.12:551.554 ILOt  
Dubiel S.: Pionowy ruch swobodny w atmosferze ziemskiej z uwzględnieniem wpływu zmiany lepkości na opór aerodynamiczny. Biul. WAT, luty 1961, r. 10, nr 2(102), s. 37—55, rys. 5, ods. 7.

Rozwiązanie równania swobodnego ruchu pionowego w atmosferze ziemskiej jest dalszym rozwinięciem rozwiązania podanego w poprzedniej pracy autora (Biul. WAT, 1960, r. 9, nr 6, s. 39). Rozwinięcie to obejmuje przypadek ruchu pionowego w atmosferze zgodnej z modelem Atmosfery Wzorcowej, składającej się z warstw izotermicznych i nieizotermicznych, z uwzględnieniem wpływu zmiany lepkości na opór aerodynamiczny. Wykazano — na przykładzie — różnice parametrów ruchu dla tych samych warunków początkowych i tej samej charakterystyki aerodynamicznej, przy czym w jednym przypadku uwzględniono wpływ zmiany lepkości z wysokością na tę charakterystykę, w drugim zaś wpływ ten pominięto. R. S.

## ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE W KONSTRUKCJACH LOTNICZYCH

206\* 621.226.2:539.4.014.11 ILOt  
Rozenblum W. I.: K rasczotu tiempieraturnych napriazhenij w ochlazhajemoj łopatkie gazowej turbiny. Obliczanie naprężeń w chłodzonej łopatce turbiny gazowej. Inżyniero-Fiz. Żurnal, kwiecień 1961, t. 4, nr 4, s. 32—37, rys. 1, ods. 3.

Temperatura wzdłuż długości łopatki zmienia się liniowo. Autor, poszukując rozkładu naprężeń dla wyżej omówionego sposobu rozkładu temperatury, przechodzi z różniczkowych równań równowagi stanu naprężeń dla powłok cylindrycznych. Po rozwiązaniu równań różniczkowych równowagi dla danych warunków zamocowania łopatki podaje autor zależności, na podstawie których oblicza się wielkości naprężeń. Z. Łapiński

207\* 621.253.5:536.12:539.4.012.2 ILOt  
Lokaj W. I.: Tiempieraturnoje pole diskow i raboczich łopatok gazowych turbin pri wozdusznom ochlazhdeniji. Pole temperatur tarcz i łopatek wirników turbin spalinowych w przypadku chłodzenia powietrzem. Izv. Wyssh. Ucz. Zawied. Awiac. Tiechnika, 1961, nr 1, s. 97—104, rys. 5, ods. 6.

Obliczenia wytrzymałościowe oraz wybór dopuszczalnych naprężeń wymagają znajomości rozkładu temperatur w poszczególnych częściach turbiny. Omawiana praca zawiera stosunkowo prostą metodę

określenia temperatury łopatek wirnikowych oraz tarcz turbin spalinyowych chłodzonych wewnątrz powietrzem. Wychodząc z równania bilansu cieplnego zapisanego dla łopatki wirnikowej, tarczy wirnika, zewnętrznego pierścienia tarczy oraz korzystając ze wspólnych dla tych części zależności — autor wyprowadził wzory, pozwalające na określenie ich temperatur. Przy rozwiązywaniu odpowiednich równań różniczkowych wykorzystano zależności empiryczne. Podane w pracy porównania wyników obliczeń wykazują dość dużą dokładność metody. J. Kolarzyk

208\* 629.13.015.1:539.411 ILOt  
Kosko E.: The telescopic strut as a beam column. Teleskopy podwozi lotniczych rozpatrywane jako pręty ściskane. UTIA Report nr 66, styczeń 1960, ss. 33, rys. 11, tabl. 3.

Zagadnienie pracy teleskopu podwozia lotniczego z punktu widzenia wytrzymałości na wyoboczenie. Teleskop pracuje jako pręt ściskany siłami osiowymi oraz zginany momentem gnącym. Z. Łapiński

## AERODYNY

209\* 629.135.4:629.135.9 ILOt  
Hislop G. S.: The Fairey Rotodyne. Rotodyna Fairey'a. J. Helicopter Ass. of Great Britain, luty 1959, t. 13, nr 1, s. 1—56, rys. 42, ods. 13.

Przeгляд ogromnych potencjalnych możliwości tego statku latającego jako ekonomicznego, pionowo startującego środka transportu powietrznego, zdolnego do służby w każdej pogodzie. Omówione są zagadnienia aerodynamiki, wytrzymałości, napędów na końcach łopat, sterowania silnikami i wreszcie techniki pilotażu. Krótki opis poświęcony jest programom prób aerodynamicznych i zmęczeńowych, prób rezonansu przyziemnego, prób na stoisku w pełnej skali, badań układów oraz konstrukcji i rozwojowi tłumików dla dysz na końcach łopat. Artykuł kończy się przeglądem postępu dokonanego w przeciągu roku od chwili pierwszego lotu prototypu oraz wyczerpieniem oczekiwanych przyszłych możliwości rozwojowych tej konfiguracji, którą reprezentuje Rotodyna. R. Witkowski

210\* 629.135.9:629.135.4 ILOt  
Hislop G. S.: Mise au point du Rotodyne. Rozważania nad Rotodyną. Techn. et Science Aeron., 1960, nr 1, s. 23—32, rys. 19.

Autor przeprowadza porównanie zwykłych samolotów i śmigłowców. Zaletą skróconego czy pionowego startu jest eliminacja dużych lotników. Rotodyna łączy zalety szybkiego samolotu i śmigłowca. Przedstawiono badania związane z zagadnieniami konstrukcyjnymi ze szczególnym uwzględnieniem tłumienia hałasu. Z. Brodzki

211\* 629.135.9 ILOt  
Pontfarcy B., Labussiere A.: Perspectives de l'avion a soufflé d'helice deflechi. Rozwój samolotów z odchylnym ciągiem śmigła. Techn. et Science Aeron. 1960, nr 1, s. 33—41, rys. 16.

Omówiono różne rodzaje statków powietrznych o ciągu dającym siłę nosną. W oparciu o układ Breguet 940, rozważono zagadnienia aerodynamiczne kłap odchylających ciąg ku dołowi oraz stateczność dynamiczną i zagadnienia związane z napędem. Breguet 941 stanowi dalsze ulepszenie rotodyny, zapewniające pewność i regularność lotów. Z. Brodzki

212\* 629.135.4.001.12 ILOt  
Newbery T. G. G.: The programme of development testing for a helicopter. Program prób rozwojowych dla śmigłowca. J. Helicopter Ass. of Great Britain, październik 1959, t. 13, nr 5, s. 262—293, rys. 5, ods. 12.

Celem prób jest ustanowienie praktycznie możliwego wysokiego poziomu bezpieczeństwa i zdatności do służby załom jeszcze śmigłowiec oddany zostanie do normalnego użytku operacyjnego. Dane, zawarte w artykule, odnoszą się głównie do śmigłowców wojskowych, w szczególności zaś do ich układu przenoszenia mocy (transmisji). Opisany program obejmuje całość prób i w większości treści może być stosowany także do śmigłowców cywilnych, chociaż dodatkowe wymagania mogą odnosić się do poszczególnego typu lub jego zadań. Autor proponuje kilka możliwych linii postępowania przy próbach dla umożliwienia udoskonalenia badań w przyszłości. R. Witkowski

213\* 629.135.9 ILOt  
Hertel H.: Grundsätzliche Betrachtungen zur Vertikal und Steil-Technik. Zasadnicze rozważania nad techniką lotów ze startem pionowym i stromym. Flugwelt, 1961, r. 13, nr 1, s. 22—28, rys. 18.

Streszczenie referatu ogłoszonego przez autora na IV Europejskim Kongresie Lotniczym. Poruszone są zagadnienia bezpieczeństwa startów i lądowań samolotów VTO1 i STO1, hałasu i opłacalności różnych układów konstrukcyjnych. Autor dochodzi do wniosku, że współczynnik ładunku użytecznego, sprzecywanony jako stosunek ładunku użytecznego do ciężaru startowego nowoczesnych samolotów startujących pionowo lub stromo, może być nawet wyższy niż w budowanych obecnie samolotach klasycznych, a więc już dziś rozpatrywać można ich wprowadzenie do służby. R. Witkowski



214\* 629.135.9 ILot  
Short startet senkrecht. **Samolot Short startuje pionowo.** Flugwelt, 1961, r. 13, nr 1, s. 30—32, rys. 6.  
Krótka wzmianka techniczna na temat doświadczalnego samolotu firmy Short SC, przeznaczonego do pionowych startów i lądowań. Samolot ten wyposażony jest w 5 silników RB 108 o ciągu 966 kG każdy; 4 silniki służą do wytwarzania siły nośnej przy starcie i lądowaniu, a 1 dla wytwarzania ciągu do przodu. R. Witkowski

#### PRYZRĄDY POKŁADOWE

215\* 534.282:629.135.423.05 ILot  
Landfermann C. A.: Schwingungsisolierung von Bordgeräten bei Hubscharaubern. **Izolacja dźwiękowa przyrządów pokładowych w śmigłowcach.** Luftfahrttechnik 1961, t. 7, nr 2, s. 47—48, rys. 4.  
Izolacja dźwiękowa w śmigłowcach stawia szczególne wymagania. Pokazano jak powinien być zaprojektowany tłumik drgań oprawy przyrządów. J. Morawski

216\* 629.13.05:538.74 ILot  
Unterberger R.: Theorie des Ein- und Zweikreisellkompasses nach W. Bauersfeld. **Teoria jedno- i dwugiroskopowych układów busoli w oparciu o prace W. Bauersfelda.** Zeitschrift für Instrumentenkunde styчень 1961, r. 69, nr 1, s. 1—10, rys. 6, ods. 4.  
Omówiono wpływ prędkości liniowych i kątowych oraz wielkości tłumienia na działanie jednogiroskopowego układu busoli. W oparciu o teorię Bauersfelda (1959) autor analizuje zachowanie się układu dwugiroskopowego i porównuje go z układem jednogiroskopowym. Omówione konstrukcje stosowane są w morskich systemach nawigacyjnych. J. Morawski

217\* 629.13.054.6 ILot  
Simons W. R.: Miniature gيروسkopes for aircraft and guided Missiles. **Małogabarytowe giroskopowe układy samolotów i kierowanych pocisków.** Research, appl. Industry, 1960, t. 13, nr 2, s. 42—48, rys. 8, poz. bibl. 6.  
Zasadniczymi wymaganiami względem czujników giroskopowych stosowanych w urządzeniach stabilizujących i nawigacyjnych są: duża dokładność i pewność działania przy jednoczesnych ograniczeniach ciężaru i zajmowanej przestrzeni. Przedstawiono zasadnicze zagadnienia związane z konstrukcją i technologią miniatury przyrządów giroskopowych. J. Morawski

218\* 531.787.6 ILot  
Sušart F.: Pŕispěvek k teorii bublinového mikromanometru. **Przyrządek do teorii mikromanometru posiadającego powietrzny pęcherz.** Strojirenství, styчень 1961, t. 11, nr 1, s. 41—44, rys. 6, ods. 5.  
Wzory konieczne do określenia czasu potrzebnego do ustawienia się pęcherza powietrznego mikromanometru w położeniu równowagi. Mikromanometry z pęcherzem powietrznym (schemat ich podany jest w artykule) są przyrządami, które mogłyby być z powodzeniem stosowane w różnych zakładach, laboratoriach i instytutach prowadzących prace z dziedziny aerodynamiki. Pomimo swych zalet przyrządek ten nie jest tak rozpowszechniony jak na to zasługuje. J. Paczoski

#### SILNIKI LOTNICZE

219\* 621.45:629.138.5.03 ILot  
Jamison R. R.; Lane R. J.: Triebwerke für Überschall-Verkehrsluftzeuge. **Napędy naddźwiękowych samolotów komunikacyjnych.** Luftfahrttechnik, 1960, t. 6, nr 12, s. 345—361, rys. 40, poz. bibl. 3.  
Przedstawiony komunikat podaje wyniki badania, które bez uwzględnienia szczegółów mogą umożliwić wybór najlepszego rodzaju silnika dla samolotów naddźwiękowych w zakresie różnych prędkości. W tym celu rozpatrzono silniki turbinowo-odrzutowe bez i z dopalaniem, jak również kombinowane turbinowo-strumieniowe w konkretnym przystosowaniu do odpowiedniej jednostki latającej. Uzyskane osiągi, jak udział ciężaru użytecznego, zostały przedstawione dla prędkości lotu odpowiadających liczbom Macha 2, 3, 4 i 5. Oprócz tego poruszono zagadnienia najkorzystniejszej zabudowy silników.

220\* 621.45:621.433:303.697.2 ILot  
Triebnig H.; Schmidt G.: Zur rechnerischen Erfassung der Einlaufverluste bei Gasturbinen- und Stau-strahltriebwerken, insbesondere im Überschallflug. **Przyrządek do rachunkowego określenia strat wlotowych silników turbinowych i strumieniowych, zwłaszcza w strumieniu naddźwiękowym.** Luftfahrttechnik 1960, t. 6, nr 12, s. 369—374, rys. 22, poz. bibl. 4.

Analiza rachunkowa strat na wlocie silników turbinowych lub strumieniowych i przyczyny tych strat. Osobno wprowadzono dla strumienia naddźwiękowego sprawność dyfuzora, która uwzględnia straty w dyfuzorze w stosunku do rozporządzonej energii strumienia za falą uderzeniową. Wszystkie straty przepływu w fali uderzeniowej

i wewnątrz dyfuzora zostały potem łącznie objęte w wynikowej sprawności spiętrzenia strumienia. Pozwala to na określenie całkowitych parametrów przed wlotem sprężarki silnika turbinowo-odrzutowego, względnie przed wlotem do komory spalania silnika strumieniowego. A. K.

221\* 621.455 ILot  
Ruston G.: The reliability of multiple rocket engines. **Niezawodność działania wiązki silników raketowych.** Aeronaut. Quart. list, 1960, t. 11, cz. 4, s. 371—386, rys. 8, tabl. 1.

W pewnym, ściśle określonym przedziale czasu należy zaprojektować zespół napędowy o odpowiednim ciągu i możliwej do przyjęcia niezawodności działania. Powstaje zagadnienie — czy napęd powinien być rozwiązany przy pomocy jednego, dużego silnika, czy wiązki mniejszych silników (pracujących jednocześnie). W artykule przedstawiono matematyczną metodę podejścia do tego zagadnienia. R. Łapucha

#### WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

222\* 629.13.002:621.515 ILot  
Compressor-casing. **Kadłub sprężarki.** Cz. 2. Aircraft Production, 1961, t. 23, nr 6, s. 196—205, rys. 26.

Opis operacji wykonania kadłuba po przyspawaniu kołnierzy bocznych i czolowych. W operacjach tych podano parametry geometryczne, zamieszczając równocześnie tolerancje i warunki techniczne wykonania kadłuba. Wiele ciekawych szczegółów zawierają opisy operacji: wytaczania profilu wewnętrznego, wytaczania profilu ostatecznego, wiercenia otworów pod kierownicę o regulowanym kącie nastawiania i wiele innych. Zilustrowane są rysunki obrabiarek i przyrządów. Wreszcie zamieszczono opis nowego sposobu obsadzania kierownic stalych, bezzamkowych, w pierścieniach bandażowych wraz ze schematami urządzeń i sekwencją czynności: skręcenia pióra łopatk, przebijania bandaża i osadzania łopatk. A. Gołędzinowski

223\* 629.13.002:621.253 ILot  
Rotor-discs. **Tarcze wirnikowe.** Aircraft Production 1961, t. 23, nr 6, s. 216—225, rys. 15.

Wykonanie dokładnych otworów w kołnierzach tarcz o dużych średnicach stwarza wiele poważnych zagadnień, szczególnie, jeśli istnieje konieczność utrzymania ciasnych tolerancji położenia otworów. Przy produkcji seryjnej zwykle wiertarko-frezarki stają się nieekonomiczne. Firma Rolls-Royce opracowała własną metodę wykonania otworów w tarczach. W tym celu skonstruowano specjalną obrabiarkę, zbliżoną nieco w układzie do tokarki tarczowej. Jest to obrabiarka pracująca cyklem automatycznym, pozwalająca na: wiercenie, rozwiercenie i rozszczepianie otworów z gwarancją dokładnego położenia promieniowego, podziałki kątowej i jakości wymiarowej, kształtowej i gładkościowej samego otworu. Zamieszczono dokładne opisy automatu, przyrządów i narzędzi stosowanych. A. Gołędzinowski

224\* 629.13.002:621.793 ILot  
Plasma-jet coating. **Pokrywanie za pomocą strumienia plazmowego.** Aircraft Production, 1961, t. 23, nr 6, s. 206—208, rys. 7.

Strumień plazmowy tworzy się przy przepływie strumienia gazu w polu luku elektrycznego, dla wytworzenia bardzo wysokiej temperatury zjonizowanego strumienia gazu. Strumień plazmowy, poza innymi przeznaczeniami, znalazł zastosowanie do cięcia metalu i nakładania pokryć nieorganicznych na przedmioty stosowane w wybitnie wysokich temperaturach, jak dysze silników raketowych. Artykuł omawia odmiany strumienia, jak osiągalna temperatura rzędu 50 000 °K, moc, koncentracja mocy (około 0,5 megawata/cm<sup>2</sup>) itp. Autor omawia również niektóre własności takich pokryć, nakładanych metodą strumienia plazmowego i wreszcie widoki nowej metody technologicznej. A. Gołędzinowski

225\* 629.13.014.3:621.986 ILot  
Wing-skin forming. **Kształtowanie pokrycia skrzydła.** Airc. Prod., marzec 1961, t. 23, nr 3, s. 101—107, rys. 11.

Firma Vickers-Armstrongs adaptowała technikę kształtowania pod prasą do produkcji integralnych fragmentów pokrycia skrzydeł. Znamienny jest sposób, w jaki została zastosowana zasada trzypunktowego gięcia. Adaptowana prasa zapewnia łatwą i szybką obsługę, a jednocześnie umożliwia jej wykorzystanie w szerszym zakresie niż początkowo zakładano. Artykuł zawiera dokładny opis konstrukcji prasy, jej różnych elementów funkcjonalnych, zastosowanie przekładni łańcuchowych do sterowania ruchami różnicowymi, opis układów hydraulicznych itp. Poza tym sam proces obsługi urządzenia oraz zastosowanie oprzyrządowania. A. Gołędzinowski

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



(dokończenie z I str. okł.)

Rys. 4. Naprężenia krytyczne dla prostokątnej płyty płaskiej obciążonej w obu kierunkach (dla  $\frac{a}{b} \geq 1$ ).

Płyta jest swobodnie podparta na wszystkich czterech krawędziach.  
m — ilość półfal wzdłuż boku o długości a, gdy płyta ulegnie wy-  
boczeniu.

$$\sigma_0 = - \frac{\pi^2 \cdot E}{3 \cdot (1 - \nu^2)} \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2 \text{ kG/cm}^2$$

Dla zestawionych wielkości:  $\frac{a}{b}, \frac{\sigma_y}{\sigma_0}, \frac{\sigma_{xkr}}{\sigma_0}$  płyta przy wybocze-

niu ma zawsze jedną półfalę wzdłuż boku o długości b i ma m półfal wzdłuż boku o długości a.

Każde z przyłożonych naprężeń  $\sigma_x$  i  $\sigma_y$  w przypadku, gdy jest naprężeniem ściskającym, musi być mniejsze od naprężenia krytycznego  $\sigma_{xkr}$  obliczonego według rys. 1. Przy założeniu, że  $\sigma_x > \sigma_y$  wymiarującym płytę naprężeniem krytycznym będzie  $\sigma_{xkr}$ . Naprężenie  $\sigma_y$  może być naprężeniem ściskającym lub rozciągającym.

Przykład obliczenia  $\sigma_{xkr}$ :

Płyta: a = 30 cm, b = 15 cm, t = 0,1 cm, E = 750 000 kG/cm<sup>2</sup>,  $\nu = 0,33$ , do której przyłożono naprężenia rozciągające  $\sigma_y = -60$  kG/cm<sup>2</sup> (dla tych wykresów przyjęto, że naprężenia ściskające mają znak +, a naprężenia rozciągające znak -).

$$\sigma_0 = \frac{\pi^2 \cdot 75 \cdot 10^4}{3(1 - 0,33^2)} \cdot \left(\frac{0,1}{15}\right)^2 = 124 \text{ kG/cm}^2; \frac{\sigma_y}{\sigma_0} = -\frac{60}{124} = -0,484.$$

Z wykresu dla danego:  $\frac{a}{b} = \frac{30}{15} = 2$  i  $\frac{\sigma_y}{\sigma_0} = -0,484$ , znajdujemy sto-

sunek  $\frac{\sigma_{xkr}}{\sigma_0} = 1,38$ ,

stąd:

$$\sigma_{xkr} = \sigma_0 \cdot 1,38 = 124 \cdot 1,38 = 171 \text{ kG/cm}^2$$

Rys. 5. Naprężenia krytyczne dla prostokątnej płyty płaskiej obciążonej w obu kierunkach (dla  $\frac{a}{b} \geq 1$ ).

Płyta jest sztywno zamocowana wzdłuż boków o długości b i swobodnie podparta wzdłuż boków o długości a.

m — ilość półfal wzdłuż boku o długości a, gdy płyta ulegnie wy-  
boczeniu.

$$\sigma_0 = \frac{\pi^2 \cdot E}{3(1 - \nu^2)} \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2 \text{ kG/cm}^2.$$

Dla zestawionych wielkości:  $\frac{a}{b}, \frac{\sigma_y}{\sigma_0}, \frac{\sigma_{xkr}}{\sigma_0}$  płyta przy wyboczeniu ma zawsze jedną półfalę wzdłuż boku o długości b i ma m półfal wzdłuż boku o długości a.

Każde z przyłożonych naprężeń  $\sigma_x$  i  $\sigma_y$  w przypadku, gdy jest naprężeniem ściskającym, musi być mniejsze od naprężenia krytycznego  $\sigma_{kr}$  obliczonego według rys. 1.

Przy założeniu, że  $\sigma_x > \sigma_y$ , wymiarującym płytę naprężeniem krytycznym będzie  $\sigma_{xkr}$ . Naprężenie  $\sigma_y$  może być naprężeniem ściskającym lub rozciągającym.

Przykład obliczenia  $\sigma_{xkr}$ :

Płyta: a = 30 cm, b = 15 cm, t = 0,1 cm, E = 750 000 kG/cm<sup>2</sup>,  $\nu = 0,33$ , do której przyłożono naprężenia rozciągające  $\sigma_y = -62$  kG/cm<sup>2</sup> (dla tych wykresów przyjęto, że naprężenia ściskające mają znak +, a naprężenia rozciągające znak -).

$$\sigma_0 = \frac{\pi^2 \cdot 75 \cdot 10^4}{3(1 - 0,33^2)} \cdot \left(\frac{0,1}{15}\right)^2 = 124 \text{ kG/cm}^2; \frac{\sigma_y}{\sigma_0} = -\frac{62}{124} = -0,5.$$

Z wykresu dla danego:  $\frac{a}{b} = \frac{30}{15} = 2$  i  $\frac{\sigma_y}{\sigma_0} = -0,5$  znajduje się stosu-

nek  $\frac{\sigma_{xkr}}{\sigma_0} = 1,25$ ;

stąd:

$$\sigma_{xkr} = \sigma_0 \cdot 1,25 = 124 \cdot 1,25 = 155 \text{ kG/cm}^2$$

Rys. 6. Naprężenia krytyczne dla prostokątnej płyty płaskiej, obciążonej w obu kierunkach (dla  $\frac{a}{b} \geq 1$ ).

Płyta jest sztywno zamocowana wzdłuż boków o długości a i swobodnie podparta wzdłuż boków o długości b.  
m — ilość półfal wzdłuż boku o długości a, gdy płyta ulegnie wy-  
boczeniu.

$$\sigma_0 = \frac{\pi^2 \cdot E}{3(1 - \nu^2)} \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2 \text{ kG/cm}^2.$$

Dla zestawionych wielkości:  $\frac{a}{b}, \frac{\sigma_y}{\sigma_0}, \frac{\sigma_{xkr}}{\sigma_0}$  płyta przy wyboczeniu

ma zawsze jedną półfalę wzdłuż boku o długości b i ma m półfal wzdłuż boku o długości a. Każde z przyłożonych naprężeń  $\sigma_x$  i  $\sigma_y$  — jeśli jest naprężeniem ściskającym — musi być mniejsze od naprężenia krytycznego  $\sigma_{kr}$ , obliczonego według rys. 1. Przy założeniu, że  $\sigma_x > \sigma_y$ , wymiarującym płytę naprężeniem krytycznym będzie  $\sigma_{xkr}$ . Naprężenie  $\sigma_y$  może być naprężeniem ściskającym lub rozciągającym.

Przykład obliczenia  $\sigma_{xkr}$ :

Płyta: a = 30 cm, b = 15 cm, t = 0,1 cm, E = 750 000 kG/cm<sup>2</sup>,  $\nu = 0,33$ , do której przyłożono naprężenia rozciągające  $\sigma_y = +62$  kG/cm<sup>2</sup> (dla tych wykresów przyjęto, że naprężenia ściskające mają znak -, a naprężenia rozciągające znak +).

$$\sigma_0 = \frac{\pi^2 \cdot 75 \cdot 10^4}{3(1 - 0,33^2)} \cdot \left(\frac{0,1}{15}\right)^2 = 124 \text{ kG/cm}^2; \frac{\sigma_y}{\sigma_0} = \frac{62}{124} = 0,5$$

Z wykresu dla danego:  $\frac{a}{b} = \frac{30}{15} = 2$  i  $\frac{\sigma_y}{\sigma_0} = 0,5$ , znajduje się stosu-

nek  $\frac{\sigma_{xkr}}{\sigma_0} = 1,5$ , stąd

$$\sigma_{xkr} = \sigma_0 \cdot 1,5 = 124 \cdot 1,5 = 186 \text{ kG/cm}^2$$

Rys. 7. Naprężenia krytyczne dla prostokątnej płyty płaskiej, obciążonej w obu kierunkach (dla  $\frac{a}{b} \leq 1$ ).

Płyta jest sztywno zamocowana wzdłuż wszystkich czterech boków.

Na wykresie przedstawiono stosunek wielkości  $\frac{\sigma_{xkr}}{\sigma_0}$

od  $\frac{\sigma_{xkr}}{\sigma_{ykr}}$  dla różnych wielkości  $\frac{a}{b}$ .

$$\sigma_0 = \frac{\pi^2 E}{3(1 - \nu^2)} \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2 \text{ kG/cm}^2.$$

Dla zestawionych wielkości płyta zawsze przy wyboczeniu ma tylko jedną półfalę wzdłuż boku o długości a i tylko jedną półfalę wzdłuż boku o długości b, z wyjątkiem dla krzywych:  $\frac{a}{b} = 0,8$  i  $\frac{a}{b} = 1,0$  na lewo od punktu przecięcia się tych krzywych, gdzie płyta przy wyboczeniu ma dwie półfały wzdłuż boku o długości a i jedną półfalę wzdłuż boku o długości b. Każde z przyłożonych naprężeń  $\sigma_x$  i  $\sigma_y$ , jeśli jest naprężeniem ściskającym, musi być mniejsze od naprężenia krytycznego  $\sigma_{kr}$  obliczonego według rys. 1.

Naprężenie  $\sigma_y$  może być naprężeniem ściskającym lub rozciągającym.

Przykład obliczenia  $\sigma_{xkr}$  i  $\sigma_{ykr}$ :

Płyta: a = 10 cm, b = 25 cm, t = 0,2 cm, E = 750 000 kG/cm<sup>2</sup>,  $\nu = 0,33$ ,

stosunek winien być równy  $\frac{\sigma_{ykr}}{\sigma_{xkr}} = -0,5$ , to znaczy, że naprężenie  $\sigma_y$  jest naprężeniem rozciągającym (gdyby był +, to byłoby naprężeniem ściskającym).

$$\sigma_0 = \frac{\pi^2 \cdot 75 \cdot 10^4}{3(1 - 0,33^2)} \cdot \left(\frac{0,2}{25}\right)^2 = 176 \text{ kG/cm}^2$$

Z wykresu dla danego:  $\frac{a}{b} = \frac{10}{25} = 0,4$  i  $\frac{\sigma_{ykr}}{\sigma_{xkr}}$  znajduje się stosunek

$\frac{\sigma_{xkr}}{\sigma_{ykr}} = 7,6$ ; stąd

$$\sigma_{xkr} = 7,6 \cdot \sigma_0 = 7,6 \cdot 176 = 1340 \text{ kG/cm}^2$$

$$\sigma_{ykr} = -0,5 \cdot \sigma_{xkr} = -0,5 \cdot 1340 = -670 \text{ kG/cm}^2$$

Rys. 8. Naprężenia krytyczne dla prostokątnej płyty płaskiej, obciążonej w obu kierunkach (dla  $\frac{a}{b} \leq 1$ ).

(dokończenie z I str. okł.)

Rys. 4. Naprężenia krytyczne dla prostokątnej płyty płaskiej obciążonej w obu kierunkach (dla  $\frac{a}{b} \geq 1$ ).

Płyta jest swobodnie podparta na wszystkich czterech krawędziach.  
m — ilość półfal wzdłuż boku o długości a, gdy płyta ulegnie wyboczeniu.

$$\sigma_0 = - \frac{\pi^2 \cdot E}{3 \cdot (1 - \nu^2)} \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2 \text{ kG/cm}^2$$

Dla zestawionych wielkości:  $\frac{a}{b}, \frac{\sigma_y}{\sigma_0}, \frac{\sigma_{xkr}}{\sigma_0}$  płyta przy wybocze-

niu ma zawsze jedną półfalę wzdłuż boku o długości b i ma m półfal wzdłuż boku o długości a.

Każde z przyłożonych naprężeń  $\sigma_x$  i  $\sigma_y$  w przypadku, gdy jest naprężeniem ściskającym, musi być mniejsze od naprężenia krytycznego  $\sigma_{xkr}$  obliczonego według rys. 1. Przy założeniu, że  $\sigma_x > \sigma_y$  wymiarującym płytę naprężeniem będzie  $\sigma_{xkr}$ . Naprężenie  $\sigma_y$  może być naprężeniem ściskającym lub rozciągającym.

Przykład obliczenia  $\sigma_{xkr}$ .  
Płyta: a = 30 cm, b = 15 cm, t = 0,1 cm, E = 750 000 kG/cm<sup>2</sup>,  $\nu = 0,33$ , do której przyłożono naprężenia rozciągające  $\sigma_y = -60$  kG/cm<sup>2</sup> (dla tych wykresów przyjęto, że naprężenia ściskające mają znak +, a naprężenia rozciągające znak -).

$$\sigma_0 = \frac{\pi^2 \cdot 75 \cdot 10^4}{3(1 - 0,33^2)} \cdot \left(\frac{0,1}{15}\right)^2 = 124 \text{ kG/cm}^2; \frac{\sigma_y}{\sigma_0} = -\frac{60}{124} = -0,484.$$

Z wykresu dla danego:  $\frac{a}{b} = \frac{30}{15} = 2$  i  $\frac{\sigma_y}{\sigma_0} = -0,484$ , znajdujemy sto-

sunek  $\frac{\sigma_{xkr}}{\sigma_0} = 1,38$ ,

stąd:

$$\sigma_{xkr} = \sigma_0 \cdot 1,38 = 124 \cdot 1,38 = 171 \text{ kG/cm}^2$$

Rys. 5. Naprężenia krytyczne dla prostokątnej płyty płaskiej obciążonej w obu kierunkach (dla  $\frac{a}{b} \geq 1$ ).

Płyta jest sztywno zamocowana wzdłuż boków o długości b i swobodnie podparta wzdłuż boków o długości a.

m — ilość półfal wzdłuż boku o długości a, gdy płyta ulegnie wyboczeniu.

$$\sigma_0 = \frac{\pi^2 \cdot E}{3(1 - \nu^2)} \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2 \text{ kG/cm}^2.$$

Dla zestawionych wielkości:  $\frac{a}{b}, \frac{\sigma_y}{\sigma_0}, \frac{\sigma_{xkr}}{\sigma_0}$  płyta przy wyboczeniu ma zawsze jedną półfalę wzdłuż boku o długości b i ma m półfal wzdłuż boku o długości a.

Każde z przyłożonych naprężeń  $\sigma_x$  i  $\sigma_y$  w przypadku, gdy jest naprężeniem ściskającym, musi być mniejsze od naprężenia krytycznego  $\sigma_{kr}$  obliczonego według rys. 1.

Przy założeniu, że  $\sigma_x > \sigma_y$ , wymiarującym płytę naprężeniem krytycznym będzie  $\sigma_{xkr}$ . Naprężenie  $\sigma_y$  może być naprężeniem ściskającym lub rozciągającym.

Przykład obliczenia  $\sigma_{xkr}$ .  
Płyta: a = 30 cm, b = 15 cm, t = 0,1 cm, E = 750 000 kG/cm<sup>2</sup>,  $\nu = 0,33$ , do której przyłożono naprężenia rozciągające  $\sigma_y = -62$  kG/cm<sup>2</sup> (dla tych wykresów przyjęto, że naprężenia ściskające mają znak +, a naprężenia rozciągające znak -).

$$\sigma_0 = \frac{\pi^2 \cdot 75 \cdot 10^4}{3(1 - 0,33^2)} \cdot \left(\frac{0,1}{15}\right)^2 = 124 \text{ kG/cm}^2; \frac{\sigma_y}{\sigma_0} = -\frac{62}{124} = -0,5.$$

Z wykresu dla danego:  $\frac{a}{b} = \frac{30}{15} = 2$  i  $\frac{\sigma_y}{\sigma_0} = -0,5$  znajduje się stosu-

nek  $\frac{\sigma_{xkr}}{\sigma_0} = 1,25$ ;

stąd:

$$\sigma_{xkr} = \sigma_0 \cdot 1,25 = 124 \cdot 1,25 = 155 \text{ kG/cm}^2$$

Rys. 6. Naprężenia krytyczne dla prostokątnej płyty płaskiej, obciążonej w obu kierunkach (dla  $\frac{a}{b} \geq 1$ ).

Płyta jest sztywno zamocowana wzdłuż boków o długości a i swobodnie podparta wzdłuż boków o długości b.  
m — ilość półfal wzdłuż boku o długości a, gdy płyta ulegnie wyboczeniu.

$$\sigma_0 = \frac{\pi^2 \cdot E}{3(1 - \nu^2)} \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2 \text{ kG/cm}^2.$$

Dla zestawionych wielkości:  $\frac{a}{b}, \frac{\sigma_y}{\sigma_0}, \frac{\sigma_{xkr}}{\sigma_0}$  płyta przy wyboczeniu

ma zawsze jedną półfalę wzdłuż boku o długości b i ma m półfal wzdłuż boku o długości a. Każde z przyłożonych naprężeń  $\sigma_x$  i  $\sigma_y$  — jeśli jest naprężeniem ściskającym — musi być mniejsze od naprężenia krytycznego  $\sigma_{kr}$  obliczonego według rys. 1. Przy założeniu, że  $\sigma_x > \sigma_y$  wymiarującym płytę naprężeniem krytycznym będzie  $\sigma_{xkr}$ . Naprężenie  $\sigma_y$  może być naprężeniem ściskającym lub rozciągającym.

Przykład obliczenia  $\sigma_{xkr}$ :

Płyta: a = 30 cm, b = 15 cm, t = 0,1 cm, E = 750 000 kG/cm<sup>2</sup>,  $\nu = 0,33$ , do której przyłożono naprężenia rozciągające  $\sigma_y = +62$  kG/cm<sup>2</sup> (dla tych wykresów przyjęto, że naprężenia ściskające mają znak -, a naprężenia rozciągające znak +).

$$\sigma_0 = \frac{\pi^2 \cdot 75 \cdot 10^4}{3(1 - 0,33^2)} \cdot \left(\frac{0,1}{15}\right)^2 = 124 \text{ kG/cm}^2; \frac{\sigma_y}{\sigma_0} = \frac{62}{124} = 0,5$$

Z wykresu dla danego:  $\frac{a}{b} = \frac{30}{15} = 2$  i  $\frac{\sigma_y}{\sigma_0} = 0,5$ , znajduje się stosu-

nek  $\frac{\sigma_{xkr}}{\sigma_0} = 1,5$ , stąd

$$\sigma_{xkr} = \sigma_0 \cdot 1,5 = 124 \cdot 1,5 = 186 \text{ kG/cm}^2$$

Rys. 7. Naprężenia krytyczne dla prostokątnej płyty płaskiej, obciążonej w obu kierunkach (dla  $\frac{a}{b} \leq 1$ ).

Płyta jest sztywno zamocowana wzdłuż wszystkich czterech boków.

Na wykresie przedstawiono stosunek wielkości  $\frac{\sigma_{xkr}}{\sigma_0}$

od  $\frac{\sigma_{xkr}}{\sigma_y}$  dla różnych wielkości  $\frac{a}{b}$ .

$$\sigma_0 = \frac{\pi^2 E}{3(1 - \nu^2)} \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2 \text{ kG/cm}^2.$$

Dla zestawionych wielkości płyta zawsze przy wyboczeniu ma tylko jedną półfalę wzdłuż boku o długości a i tylko jedną półfalę wzdłuż boku o długości b, z wyjątkiem dla krzywych:  $\frac{a}{b} = 0,8$  i  $\frac{a}{b} = 1,0$  na lewo od punktu przecięcia się tych krzywych, gdzie płyta przy wyboczeniu ma dwie pół fale wzdłuż boku o długości a i jedną półfalę wzdłuż boku o długości b. Każde z przyłożonych naprężeń  $\sigma_x$  i  $\sigma_y$ , jeśli jest naprężeniem ściskającym, musi być mniejsze od naprężenia krytycznego  $\sigma_{kr}$  obliczonego według rys. 1.

Naprężenie  $\sigma_y$  może być naprężeniem ściskającym lub rozciągającym.

Przykład obliczenia  $\sigma_{xkr}$  i  $\sigma_{ykr}$ :

Płyta: a = 10 cm, b = 25 cm, t = 0,2 cm, E = 750 000 kG/cm<sup>2</sup>,  $\nu = 0,33$ , stosunek winien być równy  $\frac{\sigma_{ykr}}{\sigma_{xkr}} = -0,5$ , to znaczy, że naprężenie  $\sigma_y$  jest naprężeniem rozciągającym (gdyby był +, to byłoby naprężeniem ściskającym).

$$\sigma_0 = \frac{\pi^2 \cdot 75 \cdot 10^4}{3(1 - 0,33^2)} \cdot \left(\frac{0,2}{25}\right)^2 = 176 \text{ kG/cm}^2$$

Z wykresu dla danego:  $\frac{a}{b} = \frac{10}{25} = 0,4$  i  $\frac{\sigma_{ykr}}{\sigma_{xkr}}$  znajduje się stosunek

$\frac{\sigma_{xkr}}{\sigma_{ykr}} = 7,6$ ; stąd

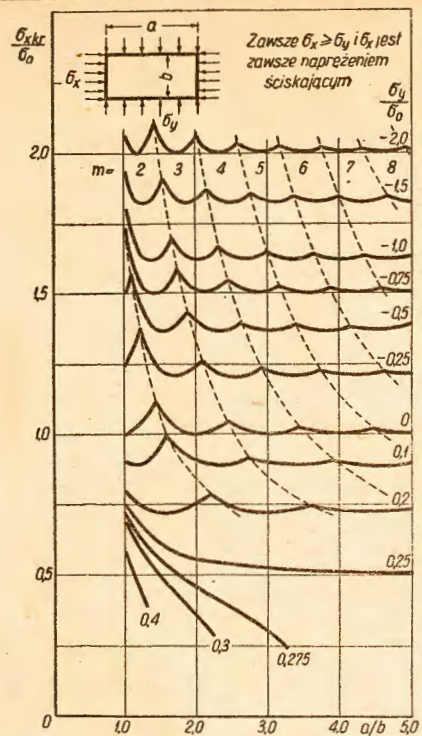
$$\sigma_{xkr} = 7,6 \cdot \sigma_0 = 7,6 \cdot 176 = 1340 \text{ kG/cm}^2$$

$$\sigma_{ykr} = -0,5 \cdot \sigma_{xkr} = -0,5 \cdot 1340 = -670 \text{ kG/cm}^2$$

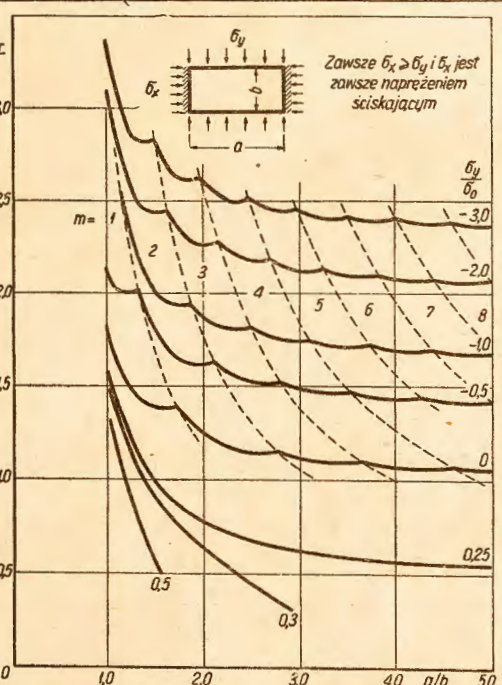
Rys. 8. Naprężenia krytyczne dla prostokątnej płyty płaskiej, obciążonej w obu kierunkach (dla  $\frac{a}{b} \leq 1$ ).



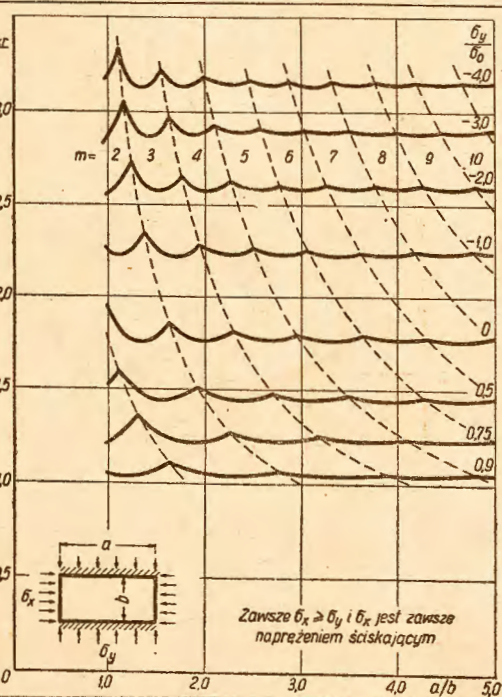
Rys. 4 Naprężenia krytyczne prostokątnej płyty płaskiej obciążonej w obu kierunkach (dla  $a/b > 1$ ). (Płyta swobodnie podparta na wszystkich czterech krawędziach)



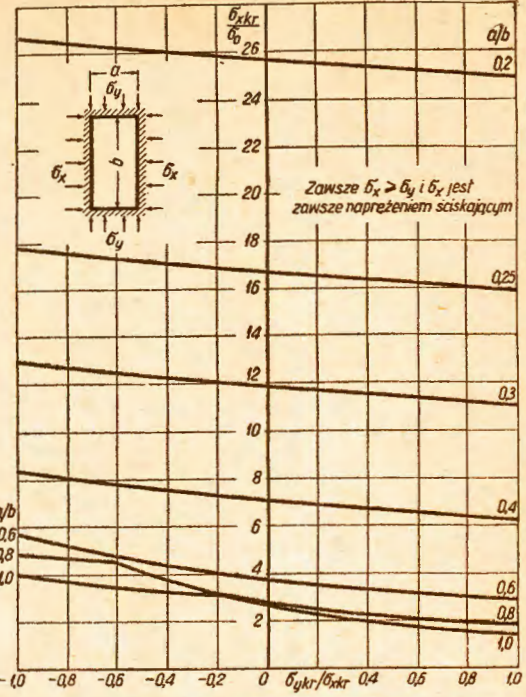
Rys. 5 Naprężenia krytyczne prostokątnej płyty płaskiej obciążonej w obu kierunkach (dla  $a/b > 1$ ). (Płyta sztywno zamocowana wzdłuż boków  $b$ , swobodnie podparta wzdłuż boków  $a$ )



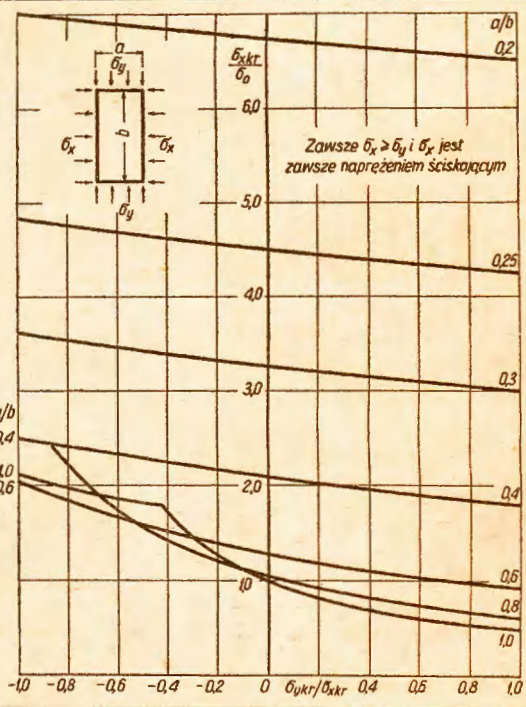
Rys. 6 Naprężenia krytyczne prostokątnej płyty płaskiej obciążonej w obu kierunkach (dla  $a/b > 1$ ). (Płyta sztywno zamocowana wzdłuż boków  $a$ , i swobodnie podparta wzdłuż boków  $b$ )



Rys. 7 Naprężenia krytyczne prostokątnej płyty płaskiej obciążonej w obu kierunkach (dla  $a/b < 1$ ). (Płyta sztywno zamocowana wzdłuż czterech boków)



Rys. 8 Naprężenia krytyczne prostokątnej płyty płaskiej obciążonej w obu kierunkach (dla  $a/b < 1$ ). (Płyta swobodnie podparta wzdłuż czterech boków)



Rys. 9 Naprężenia krytyczne dla prostokątnej płyty płaskiej obciążonej w obu kierunkach (dla  $a/b < 1$ ). (Płyta swobodnie podparta wzdłuż boków  $a$ , sztywno zamocowana wzdłuż boków  $b$ )

