

# TECHNIKA LOTNICZA

KWARTALNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH  
(KOŁO LOTNICZE SIMP)

## TREŚĆ ZESZYTU

Zagadnienie lotnictwa na Kongresie Nauki . . . . .		29
Od redakcji . . . . .		30
Szybka metoda obliczania podłużnej stateczności statycznej płatowca . . . . .	WŁADYSŁAW NOWAKOWSKI . . . . .	31
Właściwości eksploatacji samolotów z napędem strumieniowo-odrzutowym . . . . .	HENRYK KRAJEWSKI . . . . .	34
Podłużna stateczność dynamiczna w locie z dużą prędkością . . . . .	JAN ROŚCISZEWSKI . . . . .	40
Przy rysownicy — Stateczność płyt w konstrukcjach cienkościennych . . . . .	RYSZARD ORŁOWSKI . . . . .	44
Skrzynka Techniczna . . . . .	STANISŁAW MADEYSKI . . . . .	49
Nowości techniczne . . . . .	R. L., DG., PAC. . . . .	50
Na półkach księgarskich . . . . .		52
Kronika ZPIL . . . . .		55
Nowe normy . . . . .		56

## BIULETYN GŁÓWNEGO INSTYTUTU LOTNICTWA

Tensometry oporowe . . . . .	JERZY HARAŻNY . . . . .	5
------------------------------	-------------------------	---

## PRZEGLĄD BIBLIOGRAFICZNY LOTNICTWA

**2**

**1951**

CZERWIEC

ROK VI

WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ



Pismo ogólne Nr 7  
z dnia 17 lutego 1951 r.

W związku ze stale powtarzającymi się wypadkami niewłaściwego zgłaszania wynalazków i usprawnień, Departament Techniki PKPG wyjaśnia:

1. Całokształt spraw związanych z ruchem wynalazczości normuje Dekret z dnia 12 października 1950 r.

2. Uchwała K. E. R. M. z 9. VIII. 49 r. ustala następujący bieg zgłaszania usprawnień pracowniczych:

a) wynalazek wg usprawnienia zgłaszać należy do komórki wynalazczości tego zakładu w którym projektodawca pracuje, niezależnie od tego czy usprawnienie może być w danym zakładzie zastosowane czy nie;

b) o ile usprawnienie nie może być zastosowane w zakładzie pracy w którym pracuje projektodawca, Komisja Usprawnień ma obowiązek przekazania projektu wraz z całą dokumentacją Centralnemu Zarządowi celem przesłania zainteresowanej usprawnieniami jednostce.

3. Art. 4 dekretu z dn. 12. X. 1950 r. ustala obowiązek ze strony zakładu pracy udzielania swoim pracownikom pomocy i opieki potrzebnej dla dokonania wynalazku, udoskonalenia technicznego lub usprawnienia.

Art. 14 pkt. 1 zobowiązuje zakład pracy do dokonania niezbędnych czynności dla uzyskania patentu na wynalazek pracowniczy przyjęty do wykorzystania. Koszty związane z uzyskaniem patentu pokrywa zakład pracy.

4. Zgłaszanie projektów z pominięciem poszczególnych instytucji oceniających usprawnienie, względnie przysyłanie ich bezpośrednio do PKPG opóźnia jedynie realizację usprawnień.

5. Procedurę zgłaszania usprawnień przez osoby nie będące pracownikami gospodarki uspołecznionej unormuje osobne zarządzenie Przewodniczącego PKPG.

6. Zaleca się Ministerstwu wydania podległym jednostkom polecenia podania treści powyższego pisma do ogólnej wiadomości przez wywieszenie go na widocznych miejscach we wszystkich podległych zakładach pracy.

Dyrektor Departamentu:  
(—) inż. Ignacy Bursztyn.

СОДЕРЖАНИЕ

C O N T E N S

	стр.
Вопросы авиации на Конгрессе Науки	29
От редакции	30
<b>WŁADYSŁAW NOWAKOWSKI</b>	
Быстрый метод проверки продольной статистической устойчивости самолёта	31
<b>HENRYK KRAJEWSKI</b>	
Особенности эксплуатации самолётов	34
<b>JAN ROŚCISZEWSKI</b>	
Продольная динамическая устойчивость при полёте с большой (дозвуковой) скоростью	40
<b>RYSZARD ORŁOWSKI</b>	
За чертёжной доской — Устойчивость пластин в тонкостенных конструкциях	44
Технический почтовый ящик	49
Технические новости	50
На книжных полках	52
Хроника ЗПИЛ	55
Новые нормы	56
<b>БЮЛЛЕТЕНЬ ГЛАВНОГО ИНСТИТУТА АВИАЦИИ</b>	

	Page
Aviation Problems on the Congress of Sciences	29
Editors Note	30
<b>WŁADYSŁAW NOWAKOWSKI</b>	
A Quick Method of Computing the Longitudinal Static Stability of an Aircraft	31
<b>HENRYK KRAJEWSKI</b>	
Jet Aircraft Exploitation Problems	34
<b>JAN ROŚCISZEWSKI</b>	
Longitudinal Dynamic Stability of an Aircraft Flying at High (Subsonic) Speed	40
<b>RYSZARD ORŁOWSKI</b>	
At the Drawing Board — Stability Problems in Stressed-Skin constructions	44
Technical Letter Box	49
Technical News	50
On Booksellers Shelves	52
ZPIL — Chronicle	55
New Standarts	56

THE GIL BULLETIN

	стр. бюлл.
<b>JERZY HARAŻNY</b>	
Электрические тенсометры	5
<b>БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ ОБЗОР АВИАЦИИ</b>	

	Bull. Page
<b>JERZY HARAŻNY</b>	
The Resistance Strain Ganges	5
<b>AVIATION BIBLIOGRAPHY</b>	

### Zagadnienia lotnictwa na Kongresie Nauki



Nowa rzeczywistość — Władza Ludowa, przejście na nowy socjalistyczny styl pracy, sojusz i współpraca z krajem przodującą techniki Związkiem Radzieckim — stwarza nowe, znacznie potężniejsze niż przed wojną możliwości dla polskiej nauki. Dzięki zrozumieniu i poparciu najwyższych Czynników Państwowych zdołaliśmy nie tylko odbudować w najcięższym powojennym okresie zniszczone uczelnie i laboratoria, lecz dysponujemy obecnie większymi możliwościami badawczymi niż przed wojną.

Zadaniem obecnie realizowanego Kongresu Nauki jest analiza naszego dotychczasowego dorobku naukowego, stworzenie planu dalszych prac w zakresie Nauki Polskiej oraz przekształcenie dotychczasowego systemu pracy naukowej przez przyswojenie dialektycznej metody badań naukowych. Kongres Nauki ma też wskazać najbardziej palące zagadnienia i zaprojektować sposoby ich zrealizowania.

Już we wstępnych pracach kongresowych grupy lotniczej poruszono poniższe sprawy.

Jedną z najważniejszych jest sprawa kadr pracowników naukowych, toteż należy zwrócić szczególną uwagę na kwestię szkolenia tych kadr oraz na właściwe wykorzystanie szczupłych kadr czynnych obecnie pracowników naukowych.

Dla usprawnienia akcji szkolenia kadr należy:

a) ustalić ostatecznie strukturę organizacyjną wyższych studiów lotniczych (dwa ośrodki szkolenia na poziomie inżynierskim i jedno studium stopnia magisterskiego) przez wydanie odpowiednich zarządzeń i ustalenie programów nauczania.

b) wprowadzić na wybranych wydziałach mat.-przyrodniczych uniwersytetów wykłady w zakresie podstawowych dyscyplin lotniczych (np. aerodynamika, dynamika gazów, teoria sprężystości), położyć większy nacisk na matematykę stosowaną dla umożliwienia wykorzystania absolwentów tych wydziałów do prac badawczych w dziedzinie lotnictwa,

c) uruchomić i przeprowadzić akcję wydawniczą dzieł tłumaczonych i oryginalnych dających pogląd o stanie obecnym rozwoju najważniejszych zagadnień wiedzy w dziedzinie lotnictwa, co umożliwi i ułatwi dokończenie i szkolenie fachowe potrzebnych kadr,

d) stworzyć kadrom pracowników naukowych takie warunki pracy, któreby umożliwiły im całkowite oddanie się pracy naukowej.

Inną palącą kwestią jest nawiązanie ścisłej współpracy z naukowymi ośrodkami Z.S.R.R. w dziedzinie studiów i badań lotniczych. Współpraca ta winna przejawiać się w udostępnieniu publikacji fachowych radzieckich naszym ośrodkom badawczym, otwarciu aspirantur w dziedzinie studiów lotniczych na uczelniach Z.S.R.R. dla naszych młodych kadr, zorganizowaniu stażów naukowych i wycieczek naukowych oraz nawiązaniu osobistych kontaktów z uczonymi radzieckimi.

Według opinii Grupy Lotniczej Kongresu Nauki należy skompletować urządzenia badawcze niezbędne do wykonywania prac zleconych przez poszczególne resorty i rozwijać specjalnie dobrze wyposażone laboratoria tylko w obranych kierunkach prac naukowo badawczych.

Istnieje konieczność powiązania planowania badań naukowych ośrodków uczelnianych z planem prac Głównego Instytutu Lotnictwa (Ministerstwa Przemysłu Ciężkiego) zgodnie z potrzebami długofalowego planu gospodarczego.

Koordinacja całokształtu planów prac badawczych, naukowych i inwestycji w dziedzinie lotnictwa powinna być powierzona odpowiednio przeorganizowanej lub nowej Radzie Naukowej Głównego Instytutu Lotnictwa.

Wskazane jest również, aby istniała ogólnopaństwowa organizacja koordynująca prace wszystkich placówek naukowo-badawczych i umożliwiająca odpowiednią wymianę wyników gotowych prac i możliwości ich wykonania.

Planowanie w dziedzinie badań naukowych wogóle, a lotniczych w szczególności powinno obejmować okresy dłuższe aniżeli okresy normalnych planów gospodarczych, gdyż okres czasu dzielący techniczne wykorzystanie wyników prac naukowych od chwili rozpoczęcia

pracy naukowej w danej dziedzinie często przekracza okres pięciu lat. Prace naukowe winny zawsze wyprzedzać i być podstawą do planowania prac techniczno-przemysłowych.

Ze względu na szeroki zakres i kosztowność prac naukowych z całego zakresu lotnictwa należy prowadzić je tylko w kilku obranych kierunkach w zależności od potrzeb i możliwości kadr naukowych i poprzedzić prace doświadczalne odpowiednią podbudową teoretyczną, co zapewni ich racjonalny i ekonomiczny rozwój.

W najbliższych latach należałoby zdaniem Grupy Lotniczej prowadzić prace w następujących kierunkach:

w dziedzinie aerodynamiki:

przepływy laminarne,  
aerodynamika dużych prędkości,  
aerosprężystość i stateczność samolotów,  
aerodynamika wiroplątów,

w dziedzinie konstrukcji płatowców i osprzętu:

wytrzymałość konstrukcji lotniczych o powłokach grubościennych,  
zagadnienia sztywności i stateczności konstrukcji lotniczych,  
osprzęt do szybkich samolotów,

w dziedzinie zespołów napędowych:

sprężarki osiowe,  
turbiny gazowe,  
silniki odrzutowe (przelotowe i raketowe),  
paliwa i procesy spalania,

w dziedzinie technologii lotniczej:

materiały żaroodporne,  
specjalne materiały dla powłok sztywnych.

Należy stwierdzić, że już w trakcie przygotowań do Kongresu rozpoczęto realizację niektórych zagadnień wysuniętych w pracach wstępnych. Przykładem niech będą: wprowadzenie aspirantów w politechnikach, prace wstępne dla zakrojonej na szeroką skalę akcji wydawniczej, polepszenie warunków materialnych pomocniczego personelu naukowego wyższych szkół technicznych itp.

Jesteśmy przekonani, że Kongres którego organizacja dobiega końca w chwili oddania niniejszego materiału do druku, przyczyni się do usprawnienia naszych poczynań w dziedzinie badań naukowych i skoordynuje wysiłki dla naszego wspólnego dobra — dla naszej Ludowej Ojczyzny.

Koordinacja taka jest szczególnie ważna dla lotnictwa, które w obecnej chwili rozbite jest jeszcze pomiędzy różne resorty gospodarki państwowej.

## Od Redakcji

Od Żony ś. p. prof. M. T. Hubera otrzymaliśmy list treści następującej:

„Dziękuję najuprzejmiej za przestanie mi marcowego zeszytu pisma z zamieszczonym artykułem ku pamięci męża.

Szkoda tylko, że wkradły się niedokładności w treści artykułu.

Mąż mój nie był nigdy emerytem. W marcu 1949 przeniósł się z Gdańska do Krakowa, gdzie w Akademii Górniczo-Hutniczej stworzono dla niego (ad personam) Katedrę Wyższych Zagadnień Mechaniki i na tym stanowisku prowadził seminaria naukowe dla Kolegów-profesorów i młodszych pracowników naukowych aż do października 1950. Pracował więc w Krakowie prawie 2 lata.

W roku 1951 Państwowe Wydawnictwa Techniczne wydały „Kinetykę i Dynamikę“, a Państwowe Zakłady Wydawnictw Szkolnych w tymże roku „Stereomechanikę techniczną w 4 częściach. Na rynku już jest cz. I. — Obecnie kończy się drukować w Szwecji „Mechanika Ogólna“.

Proszę przyjąć wyrazy poważania i podziękowania.

Janina Huberowa

Jednocześnie stwierdziliśmy, że w końcowym zdaniu naszego wspomnienia wkradła się pomyłka drukarska zniekształcająca skrót naszego Stowarzyszenia: ZPIL — Związek Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych.

Zamieszczając powyższe wyrażamy ubolewanie, że we wspomnienie o Drogim Zmarłym wkradły się nieścisłości i pomyłki.



Mgr Inż. NOWAKOWSKI WŁADYSŁAW  
Szybowcowy Zakład Doświadczalny  
Bielsko Śl.

## Szybka metoda obliczania podłużnej stateczności statycznej płatowca

„Klasyczna“ analityczno-graficzna metoda sprawdzania stateczności statycznej podłużnej płatowca jest wprawdzie dokładną, lecz wymaga stosunkowo wiele pracy i nie pozwala na szybkie przedyskutowanie wpływu poszczególnych wielkości na stateczność i sterowność płatowca.

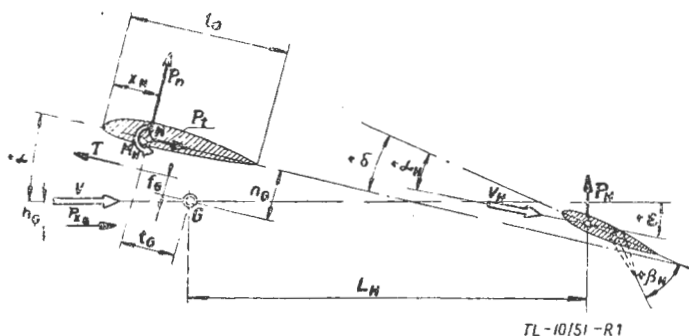
Znane metody analityczne wprowadzają najczęściej zbyt daleko idące uproszczenia, tak że dokładność ich znacznie odbiega od dokładności metody „klasycznej“.

Celem tej notatki jest omówienie prostej, szybkiej, a równocześnie dokładnej metody sprawdzania stateczności statycznej podłużnej płatowca, opracowanej w S. Z. D.

### 1. WYPROWADZENIE PODSTAWOWEJ ZALEŻNOŚCI

Ograniczając problem do zakresu pomiędzy krytycznym kątem natarcia w locie na plecach, a krytycznym kątem natarcia w locie normalnym, można wyprowadzić kilka zależności, które pozwalają nie tylko na szybkie i stosunkowo ściśle sprawdzenie stateczności, ale również na uchwycenie wpływu poszczególnych parametrów konstrukcyjnych płatowca na jego stateczność i sterowność.

W tym celu oznaczamy na rysunku 1 oraz w dalszych rozważaniach przez:



Rys. 1.

- $G$  . . . . . środek ciężkości płatowca,
- $N$  . . . . . punkt neutralny\*) skrzydła,
- $P_n = c_n \cdot S \cdot q$  siła normalna skrzydła,
- $P_t = c_t \cdot S \cdot q$  siła styczna skrzydła,
- $P_H = c_H \cdot S_H \cdot q_H$  siła na usterzeniu wysokości,
- $P_{x_s} = c_{x_s} \cdot S \cdot q$  opór szkodliwy płatowca,
- $P_{x_p} = c_{x_p} \cdot S \cdot q$  opór profilowy skrzydła,
- $T$  . . . . . ciąg śmigła,
- $M_N = c_{m_0} \cdot S \cdot q \cdot t_a$  moment skrzydła wzgl. punktu neutralnego,
- $M_G = c_{m_G} \cdot S \cdot q \cdot t_a$  moment płatowca wzgl. środka ciężkości,
- $S$  . . . . . powierzchnia skrzydła,

- $S_H$  . . . . . powierzchnia usterzenia wysokości,
- $t_a$  . . . . . średnia cięciwa aerodynamiczna skrzydła,
- $t_G$  . . . . . ramię siły normalnej wzgl. „G“,
- $n_G$  . . . . . ramię siły stycznej wzgl. „G“,
- $L_H$  . . . . . ramię usterzenia wysokości wzgl. „G“,
- $h_G$  . . . . . ramię oporu szkodliwego wzgl. „G“,
- $f_G$  . . . . . ramię ciągu śmigła wzgl. „G“,
- $\Lambda = b^2/S$  . . . . . wydłużenie skrzydła,
- $\alpha$  . . . . . kąt natarcia skrzydła,
- $\alpha_0$  . . . . . kąt wyporu zerowego ( $c_z = 0$ ),
- $\alpha_H$  . . . . . kąt natarcia usterzenia wysokości,
- $\beta_H$  . . . . . kąt wychylenia steru wysokości,
- $\delta$  . . . . . kąt zaklinowania statecznika wysokości,
- $\epsilon$  . . . . . kąt odgięcia strug w okolicy usterzenia.

Po przyjęciu tych oznaczeń moment podłużny płatowca względem jego środka ciężkości można wyrazić zależnością:

$$M_G = M_N - P_n \cdot t_G - P_t \cdot n_G + P_H \cdot L_H + P_{x_s} \cdot h_G + T \cdot f_G$$

Przyjmując, że ciąg śmigła jest w przybliżeniu równy oporowi płatowca (lot poziomy), oraz oznaczając dla uproszczenia:

$$t = \frac{t_G}{t_a}; \quad n = \frac{n_G}{t_a};$$

$$L = \frac{L_H}{t_a} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot \frac{q_H}{q}; \quad \dots \dots \dots (1)$$

$$h = \frac{h_G}{t_a}; \quad f = \frac{f_G}{t_a}$$

możemy poprzednio podaną zależność na moment podłużny płatowca napisać w postaci:

$$c_{m_G} = c_{m_0} - c_n \cdot t - c_t \cdot n + c_H \cdot L + c_{x_s} \cdot h + c_{x_{plat}} \cdot f \quad \dots \dots \dots (2)$$

\*) „Środek równowagi obojętnej“ por. „T. L.“ Nr 2 (5) z r. 1949 „Lotnicze Słownictwo Techniczne“. (Red.).



Do zależności tej wprowadzimy kilka uproszczeń, a mianowicie przyjmujemy, że:

$$1^0 c_n \cong c_z$$

$$2^0 c_t = c_x \cdot \cos \alpha - c_z \cdot \sin \alpha \cong c_x - c_z \cdot \bar{\alpha} =$$

$$= c_{x_p} + c_{x_i} - c_z \cdot \bar{\alpha} = c_z^2 \left( \frac{1}{\pi \cdot \Lambda} - \frac{\partial \bar{\alpha}}{\partial c_z} \right) -$$

$$- c_z \cdot \bar{\alpha}_0 + c_{x_p}$$

$$3^0 c_H = \frac{\partial c_H}{\partial \bar{\alpha}_H} \left( \bar{\alpha}_H + \frac{\partial \alpha_H}{\partial \beta_H} \cdot \hat{\beta}_H \right), \quad \text{a ponieważ:}$$

$$\bar{\alpha}_H = \bar{\alpha} - \bar{\varepsilon} + \hat{\delta} = \frac{\partial \bar{\alpha}}{\partial c_z} \cdot c_z + \bar{\alpha}_0 - \frac{\partial \bar{\varepsilon}}{\partial c_z} \cdot c_z + \hat{\delta}$$

$$c_H = \frac{\partial c_H}{\partial \bar{\alpha}_H} \left[ c_z \left( \frac{\partial \bar{\alpha}}{\partial c_z} - \frac{\partial \bar{\varepsilon}}{\partial c_z} \right) + \right. \\ \left. + \frac{\partial \alpha_H}{\partial \beta_H} \cdot \hat{\beta}_H + \bar{\alpha}_0 + \hat{\delta} \right]$$

$$4^0 c_{x_{\text{plat}}} = c_x + c_{x_s} = c_{x_i} + c_{x_p} + c_{x_s} =$$

$$\cong c_z^2 \frac{1}{\pi \cdot \Lambda} + c_{x_p} + c_{x_s}$$

Wprowadzając te uproszczenia do zależności (2), oraz porządkując w niej wyrazy według rosnących potęg współczynnika wyporu otrzymujemy ostatecznie:

$$c_{m_G} = A \cdot c_z^2 + B \cdot c_z + C \cdot \hat{\beta}_H + D(\bar{\alpha}_0 + \hat{\delta}) + E \quad (3)$$

przyczem dla uproszczenia zewnętrznej formy zależności oznaczono przez:

$$A = \left( \frac{\partial \hat{\alpha}}{\partial c_z} - \frac{1}{\pi \cdot \Lambda} \right) \cdot n + \frac{1}{\pi \cdot \Lambda} \cdot f$$

$$B = \frac{\partial c_H}{\partial \bar{\alpha}_H} \left( \frac{\partial \hat{\alpha}}{\partial c_z} - \frac{\partial \bar{\varepsilon}}{\partial c_z} \right) \cdot L + \hat{\alpha}_0 \cdot n - t$$

$$C = \frac{\partial c_H}{\partial \bar{\alpha}_H} \cdot \frac{\partial \alpha_H}{\partial \beta_H} \quad \dots \quad (4)$$

$$D = \frac{\partial c_H}{\partial \bar{\alpha}_H} \cdot L$$

$$E = (f - n) \cdot c_{x_p} + (f + h) \cdot c_{x_s} + c_{m_0}$$

## 2. ANALIZA STATECZNOŚCI STATYCZNEJ PODŁUŻNEJ

Z zależności (3) można otrzymać wszystkie interesujące konstruktora dane np.:

1<sup>0</sup> Kąt zaklinowania „ $\delta$ “ statecznika wysokości, potrzebny dla wyrównoważenia płatowca ( $c_{m_G} = 0$ ), przy nie wychylnym sterze wysokości ( $\beta_H = 0$ ), na danym współczynniku wyporu „ $c_z$ “:

$$\hat{\delta}_H^0 = -57,3 \frac{A \cdot c_z^2 + B \cdot c_z + E}{D} - \alpha_0^0 \quad \dots \quad (5)$$

2<sup>0</sup> Zależność pomiędzy kątem wychylenia steru wysokości, „ $\beta_H$ “, a osiągniętym współczynni-

kiem wyporu, dla którego zachodzi równowaga momentów podłużnych ( $c_{m_G} = 0$ ):

$$\beta_H^0 = -57,3 \frac{A \cdot c_z^2 + B \cdot c_z + D(\hat{\alpha}_0 + \hat{\delta}^1 + E)}{C} \quad (6)$$

3<sup>0</sup> Współczynnik stateczności statycznej\*) podłużnej otrzymujemy przez zróżniczkowanie zależności (3), przy założeniu  $\beta_H = \text{const}$ ,  $c_{x_p} = \text{const}$ ,  $c_{x_s} = \text{const}$ :

$$\frac{\partial c_{m_G}}{\partial c_z} = 2 \cdot A \cdot c_z + B \quad \dots \quad (7)$$

4<sup>0</sup> Współczynnik sterowności podłużnej płatowca otrzymujemy przez zróżniczkowanie zależności (6) przy założeniu  $c_{x_p} = \text{const}$ ,  $c_{x_s} = \text{const}$ :

$$\frac{\partial c_z}{\partial \hat{\beta}_H} = - \frac{C}{2 \cdot A \cdot c_z + B} = - \frac{C}{\frac{\partial c_{m_G}}{\partial c_z}} \quad \dots \quad (8)$$

Jeżeli wyżej obliczony współczynnik stateczności, względnie sterowności chcemy odnieść nie do współczynnika wyporu skrzydła, lecz do jego kąta natarcia, to współczynniki te należy pomnożyć przez  $\partial c_z / \partial \alpha$ , względnie przez  $\partial \alpha / \partial c_z$ .

Jeżeli współczynniki stateczności i sterowności chcemy odnieść nie do współczynnika wyporu skrzydła „ $c_z$ “ lecz do współczynnika wyporu płatowca „ $c_{z_{\text{plat}}}$ “, to należy je pomnożyć przez  $\partial c_z / \partial c_{z_{\text{plat}}}$ , względnie przez  $\partial c_{z_{\text{plat}}} / \partial c_z$ .

Wielkość tą możemy łatwo obliczyć, pamiętając, że:

$$c_{z_{\text{plat}}} = c_z + c_H \cdot \frac{S_H}{S} \cdot \frac{q_H}{q}, \quad \text{a więc}$$

$$\frac{\partial c_{z_{\text{plat}}}}{\partial c_z} = 1 + \frac{\partial c_H}{\partial c_z} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot \frac{q_H}{q} = 1 + \frac{\partial c_H}{\partial c_z} \cdot L \cdot \frac{t_a}{L_H}$$

Ponieważ:

$$\frac{\partial c_H}{\partial c_z} = \frac{\partial c_H}{\partial \hat{\beta}_H} \cdot \frac{\partial \hat{\beta}_H}{\partial c_z} = - \frac{\partial c_H}{\partial \hat{\beta}_H} \cdot \frac{2 \cdot A \cdot c_z + B}{C},$$

$$\text{a z zależności (4)} - \frac{\partial c_H}{\partial \hat{\beta}_H} = \frac{C}{L},$$

$$\frac{\partial c_{z_{\text{plat}}}}{\partial c_z} = 1 - \frac{t_a}{L_H} (2 \cdot A \cdot c_z + B) \quad \dots \quad (9)$$

W tej krótkiej notatce nie przedyskutujemy otrzymanych poprzednio zależności, zwrócimy jedynie uwagę na najważniejsze wnioski, widoczne od razu z zależności (7) oraz (8), a mianowicie:

1<sup>0</sup> Współczynnik stateczności oraz sterowności nie zmienia się w całym zakresie użytecznych kątów natarcia, gdy stała  $A = 0$ . Zachodzi to, jak widać z zależności (4) gdy u szybowców  $n = 0$ , w przypadku zaś samo-

\*) „Zapas stateczności statycznej“ por. „T. L.“ Nr 2 (5) z r. 1949 „Lotnicze Słownictwo Techniczne“.



lotów, gdy  $n = f = 0$ , względnie gdy w locie poziomym:

$$\frac{f}{h} = 1 - \pi \cdot \Lambda \frac{\partial \hat{\alpha}}{\partial c_z}$$

- 2<sup>o</sup> Współczynnik stateczności płotowca rośnie gdy jego środek ciężkości przesuwamy w dół oraz do przodu cięciwy, oraz rośnie ze wzrostem powierzchni, ramienia i wydłużenia usterzenia wysokości, bo jak widać z zależności (4), rośnie wtedy stała B.
- 3<sup>o</sup> Bezwzględna wartość współczynnika sterowności płotowca rośnie ze spadkiem współczynnika stateczności, oraz rośnie ze wzrostem procentowego podziału usterzenia wysokości na ster i statecznik, bo wzrasta wtedy stała C.

### 3. DODATKOWE WYJAŚNIENIA

Otrzymane poprzednio zależności, służące do przeanalizowania stateczności statycznej podłużnej płotowca, są tak proste, że nie wymagają właściwie żadnych wyjaśnień. Jedynie gdy mamy do czynienia ze skrzydłem ze wzniosem (układem V) oraz skosem (strzałą), względnie gdy skrzydło złożone jest z kilku profili obliczenie stałych A, B, C, D oraz E może budzić pewne wątpliwości.

Gdy skrzydło posiada duży skos, względnie wznios i skos złożony, to wielkość i położenie średniej cięciwy aerodynamicznej, oraz położenie punktu neutralnego wymaga obliczeń przy pomocy specjalnych metod, których nie omówimy w tej krótkiej notatce.

Najczęściej jednak mamy do czynienia ze skrzydłem o obrysie trapezowym, z niewielkim skosem oraz wzniosem. Wtedy — z wystarczającą dla naszych celów dokładnością — możemy przyjąć, że średnia cięciwa aerodynamiczna „t” jest rzutem na płaszczyznę symetrii płotowca, cięciwy, przechodzącej przez środek ciężkości powierzchni jednej połowy skrzydła i że punkt neutralny skrzydła leży na tej cięciwie, w odległości (rys. 1):

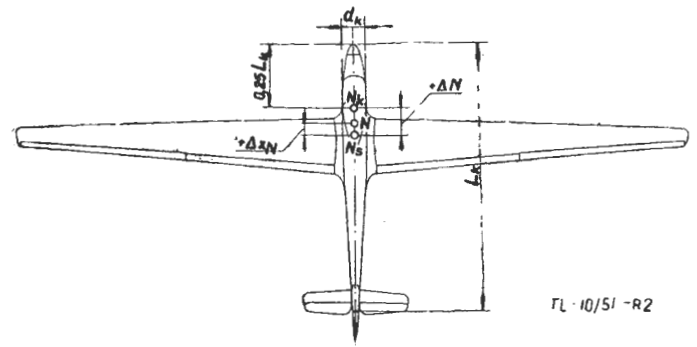
$$x_N = \frac{\partial c_m}{\partial c_z} \cdot t_a, \dots \dots \dots (10)$$

mierząc od punktu, względem którego zdefiniowany został w laboratorium współczynnik momentu  $c_m$ .

Gdy wymiary kadłuba są stosunkowo duże w porównaniu z wymiarami skrzydła, obliczając położenie punktu neutralnego skrzydła, należy uwzględnić oddziaływanie (interferencję) kadłuba na skrzydło

Oznaczywszy jak na rys. 2 przez:

- $\Delta x_N$  — przesunięcie punktu neutralnego skrzydła, wywołane oddziaływaniem kadłuba,
- $\Delta N$  — odległość punktu neutralnego skrzydła, określonego zależnością ( $l_o$ ), od punktu leżącego w 25% długości kadłuba, mierząc od przodu kadłuba,
- $L_k$  — długość kadłuba,
- $d_k$  — szerokość kadłuba w partii skrzydłowej,
- $t_a$  — średnia cięciwa aerodynamiczna skrzydła,
- $S$  — powierzchnia skrzydła,



Rys. 2.

przesunięcie punktu neutralnego skrzydła, wywołane obecnością kadłuba, można z dobrym przybliżeniem obliczyć z zależności:

$$\Delta x_N = (0,066 \cdot t_a + 0,105 \cdot \Delta N) \cdot \frac{L_k \cdot d_k}{S} \quad (11)$$

Jeżeli skrzydło złożone jest z kilku profili, dla obliczenia stałych z zależności (4) należy użyć danych jak np.  $\alpha_o$ ,  $c_{x_p}$ ,  $c_{m_o}$ , z biegunowej mieszanej skrzydła.

Pochodne  $\partial c_z / \partial \alpha$  oraz  $\partial c_H / \partial \alpha_H$  należy obliczyć z biegunowej mieszanej skrzydła, oraz biegunowej usterzenia.

Pochodną  $\partial \bar{\epsilon} / \partial c_z$  można obliczyć przy pomocy dowolnego wzoru na odgięcie strug, np. wzór *Toussainta* (uproszczony) daje:

$$\frac{\partial \bar{\epsilon}}{\partial c_z} = \frac{1}{\Lambda} \left( 0,75 - 0,06 \cdot \frac{a}{t_k} \right)$$

przyczem przez „a” oznaczono odległość krawędzi natarcia usterzenia od krawędzi spływu skrzydła, przez „t<sub>k</sub>” oznaczono przykadłubową cięciwę skrzydła.

Jeżeli nie dysponujemy wynikami pomiarów usterzenia wysokości, to pochodną  $\partial \alpha_H / \partial \beta_H$  można z dobrym przybliżeniem obliczyć z prostej zależności:

$$\frac{\partial \alpha_H}{\partial \beta_H} = 1,1 \sqrt{\frac{t_s}{t_H}}$$

przyczem przez  $t_s/t_H$  oznaczono średni stosunek cięciwy steru do cięciwy usterzenia wysokości.

Dla obliczenia stałej E należy przyjąć średnią wartość współczynników  $c_{x_p}$  oraz  $c_{x_s}$ .

Należy zwrócić również uwagę na to, że w zależnościach przez nas podanych wszystkie kąty wprowadzone są w mierze łukowej, chyba, że wyraźnie zaznaczono co innego, jak np. w zależnościach (5) oraz (6).

Jeżeli stateczność płotowca chcemy sprawdzić również i przy wychylonych klapach, to do obliczeń należy wprowadzić zmienione przez wychylenie klap wartości dla  $\alpha_o$ ,  $c_{x_p}$  oraz  $c_{m_o}$ .

Omówiona powyżej metoda „SZD” wymaga wielokrotnie mniejszego nakładu czasu i pracy na sprawdzenie stateczności statycznej podłużnej płotowca, niż metoda „klasyczna”, nie ustępując jej — praktycznie biorąc — co do dokładności.



Inż. Henryk Krajewski

## Właściwości eksploatacji samolotów z napędem strumieniowo – odrzutowym

*Autor omawia charakterystyczne dla samolotów z silnikami strumieniowo-odrzutowymi turbinowo-sprężarkowymi, zagadnienia obsługi naziemnej, jak hangarowanie, przygotowanie do lotu, napętnianie, rozruch i próbę silnika — na przykładzie silnika niemieckiego ze sprężarką osiową i angielskiego ze sprężarką odśrodkową, bezpieczeństwo pracy, pracochłonność różnych czynności na sprzęcie, oraz specyficzne momenty obsługi w powietrzu.*

Dla uniknięcia nieporozumień, które wynikały i mogą wynikać na tle różnej interpretacji pojęcia „eksploatacja sprzętu lotniczego“, zastrzegam, że dla użytkowników tego sprzętu pojęcie to oznacza szeroki kompleks zagadnień, obejmujący całość kształt planowania, organizacji oraz napraw bieżących sprzętu lotniczego a przede wszystkim samej obsługi technicznej na ziemi i w powietrzu, dokonywanej przez personel techniczny i latający.

Celem niniejszej pracy jest omówienie wąskiego wycinka wymienionych zagadnień, a mianowicie niektórych problemów obsługi technicznej sprzętu lotniczego o napędzie strumieniowo-odrzutowym, w odniesieniu do samolotów wyposażonych w silniki turbinowo-sprężarkowe, w takim skrócie na jaki pozwalają szczupłe ramy artykułu, w założeniu, że nie wymaga w tym miejscu wyjaśnienia zasada działania silnika strumieniowo-odrzutowego, turbo-sprężarkowego (ani raketowego).

Każdy z punktów poruszonych może być tematem oddzielnego opracowania, zwłaszcza w odniesieniu do konkretnych typów samolotów, przy czym szczegóły, niezbędne do ich eksploatacji technicznej zawierają specjalne instrukcje. Natomiast praca niniejsza dotyczy zagadnień charakterystycznych dla wyżej wymienionego sprzętu w ogóle, oparta zaś jest na literaturze fachowej — radzieckiej i angielskiej.

Pojawienie się sprzętu odrzutowego w większości państw posiadających lotnictwo postawiło przed personelem, którego zadaniem jest przechowywanie, obsługa i utrzymanie w stałej gotowości samolotów, nowe specyficzne zagadnienia, począwszy od sprawy przechowywania ich i organizacji miejsca postoju.

Wybór i przygotowanie miejsca postoju, ważny dla każdego sprzętu lotniczego w ogóle nabiera szczególnego znaczenia dla samolotów odrzutowych, ze względu na:

1. większą możliwość pożarów niż w przypadku silników tłokowych,
2. konieczność zachowania wolnej strefy zarówno strumienia gorących gazów wychodzących z dyszy wylotowej, jak i strumienia powietrza zasysanego do silnika, w czasie pracy silnika na ziemi,

3. potrzebę maksymalnego zmniejszenia odległości, jaką musi samolot odrzutowy przebyć na ziemi do miejsca startu.

Samoloty odrzutowe winny być rozmieszczane na powierzchni betonowej. Takim również powinien być pas startowy. O ile jest to niemożliwe w danych warunkach — miejsce postoju, teren kołowania i startu oczyszcza się starannie z trawy i wszelkiej innej roślinności. Pożądane jest ubicie gruntu przy pomocy walców. W ogóle grunt winien być dość twardy i gęsty, oraz przepuszczać wilgoć, aby nie dawał błota po deszczu. Konieczny jest brak wody zaskórnej płytko pod powierzchnią.

Rozmieszczenie samolotów powinno być takie, aby była możliwość uruchomienia i wypróbowania silników. Nie zapominając o konieczności zapatrzenia stoiska w środki przeciwpożarowe i sprawdzenia przed uruchomieniem silnika czy w pobliżu samolotu nie ma paliwa rozlanego na powierzchni, należy przy rozmieszczaniu samolotów pamiętać o odległości pomiędzy samolotami, określonymi instrukcją dla danego typu. Chodzi w ogóle o to, aby:

1. w strefie strumienia zasysanego powietrza nie było suchych liści, gałęzi, drobnych lekkich przedmiotów, które mogą być zassane do silnika i wywołać uszkodzenie sprężarki. W czasie próby silnika nie wolno nikomu z obsługi znajdować się w strefie strumienia zasysanego powietrza, w odległości mniejszej niż 20 metrów,
2. w strefie gazów wychodzących z dyszy wylotowej nie mogą w czasie pracy znajdować się materiały łatwopalne ani ludzie, ze względu na wysoką temperaturę gazów, w odległości mniejszej niż 30 metrów,
3. rozmieszczanie samolotów, uwzględniające powyższe, musi dbać o to, aby do silników nie były zasysane wraz z powietrzem gazy wylotowe samolotów, stojących z przodu, co pogorszyłoby znacznie warunki rozruchu silników samolotów, znajdujących się w tyle.

Wreszcie pożądane jest, zwłaszcza w miejscach obfitujących w pył i piasek, stosować pokrowce i poduszki, zakrywające w czasie postoju otwory,

przez które zasysane jest powietrze.

Rozmieszczenie samolotów odrzutowych winno uwzględniać jak najwydatniejsze skrócenie kołowania na start. Pożądane jest nawet takie ustawienie, które umożliwiłoby start wprost z miejscy. To dotyczy przede wszystkim myśliwców. Wzгляд skrócenia kołowania wypływa z uwagi na duży rozchód jednostkowy paliwa przy małych obrotach silnika i małych prędkościach samolotu, jak i z uwagi na gorszą zdolność samolotu odrzutowego manewrowania na ziemi, niż samolotu z napędem śmigłowym gdzie usterzenie znajduje się w strefie strumienia śmigła. Skrócenie kołowania poza względami taktycznymi daje również efekt ekonomiczny, zmniejszając zastosowanie ciągników do wyprowadzania samolotów na start. Ze względu na łatwość rozruchu silników i startu pożądane jest ustawienie samolotów w kierunku przeciwnym do panujących na lotnisku wiatrów.

Napełnianie (tankowanie) samolotów odrzutowych materiałami pędnymi, mało różniąc się w zasadzie od napełniania samolotów śmigłowych, posiada jednak pewne, warte omówienia, specyficzne cechy.

Przed wszystkim przypominamy, że do silników odrzutowych turbo-sprężarkowych jako paliwo zasadniczo stosowana jest nafta lotnicza pochodzenia parafinowego, z granicą wrzenia  $150^{\circ} \div 300^{\circ}\text{C}$ , o temperaturze zamarzania — około  $-40^{\circ}\text{C}$ .

Do niektórych silników używa się jej z dodatkiem 1% oleju mineralnego dla smarowania precyzyjnej aparatury systemu wtrysku.

Pomimo tego, że stosowanie nafty jest b. wygodne ze względów ekonomicznych i bezpieczeństwa, jednak nie jest rzeczą wykluczoną, że w przyszłości, w pewnych wypadkach, nafta zostanie zastąpiona zwykłą benzyną niskooktanową, zarówno w celu ułatwienia eksploatacji w warunkach niskich temperatur, jak i dla uzyskania większej pewności działania silników na wielkich wysokościach.

Jako paliwo rozruchowe, stosuje się niskooktanową benzynę lotniczą lub samochodową z dodatkiem 1  $\div$  2% oleju mineralnego dla smarowania pomp paliwowych. Do silników zaopatrzonych w specjalne rozpylacze rozruchowe nie stosuje się specjalnych paliw rozruchowych, bo rozpylają one tak dobrze ciężkie paliwa, że podpalanie go w komorach spalania w chwili rozruchu, przy normalnych temperaturach powietrza, nie sprawia trudności.

Jeżeli turbo-sprężarkowy silnik odrzutowy zaopatrzone jest w silnik rozruchowy benzynowy, stosuje się do niego benzynę niskooktanową lub samochodową, z dodatkiem 3 — 5% oleju mineralnego. Często dla ułatwienia napełniania używa się tej samej benzyny jako paliwa rozruchowego oraz dla silnika rozruchowego.

Wreszcie dla smarowania silników turbo-sprężarkowych używa się olejów turbinowych o lepkości  $E_{50} = 2,8 - 3,2^{\circ}$  i temperaturze zamarzania nie wyższej niż  $-15^{\circ}\text{C}$  lub olejów wrzeciono-

wych o tych samych wskaźnikach lepkości i temperaturze zamarzania.

Trzeba w tym miejscu dodać, że nie ma tu decydującego znaczenia ściśle przestrzeganie norm lepkości i własności smarowniczych, ponieważ olej nie jest poddany bardzo wysokiej temperaturze i ciśnieniu, nie zanieczyszcza się produktami niezupełnego spalania lub nagarem, ani też nie zanieczyszcza się w tym stopniu jak w silniku tłokowym cząstkami metalu otrzymanego ze zużycia części trących się. Poza tym warunki zewnętrzne zwłaszcza niskie temperatury powietrza, nie mają takiego wpływu na smarowanie silnika odrzutowego, bo jego system olejowy albo zupełnie nie ma konturów zewnętrznych, jak to ma miejsce w silnikach tłokowych (zbiornik, chłodnica, przewody) albo też są one prostszego kształtu.

Natomiast olej dla smarowania silnika turbosprężarkowego musi być znacznie staranniej oczyszczony od zanieczyszczeń mechanicznych.

Pod względem ilościowym, na ogół dla tych samych typów samolotów, ilość paliwa, którą napełnia się samolot odrzutowy, jest większa, niż w wypadku silników tłokowych. Natomiast ilość oleju jest znacznie mniejsza. Odpada zupełnie ciecz chłodząca.

Napełnianie samolotów odrzutowych jest czynnością bardziej skomplikowaną, niż sprzętu z napędem śmigłowym, ponieważ wymaga ono większej ilości dystrybutorów i trwa dłużej. Proces ten komplikuje się jeszcze bardziej, o ile samoloty są zaopatrzone dodatkowo w silniki rakietowe, stosowane jako przyspieszacze startowe. Chodzi tu nie tylko o dodatkowe straty w czasie z racji napełniania innym paliwem i utleniaczem, ale o względy bezpieczeństwa i higieny pracy.

Prawda, że do silników strumieniowo-odrzutowych turbo-sprężarkowych nie ma zastosowania benzyna z trującym silnie antydetonatorem (np. czteroetylkim ołowiu), ale należy pamiętać o tym, że nafta, działając systematycznie na naskórek, wywołuje podrażnienie go i choroby skórne u personelu obsługi samolotów, szczególnie w okresie chłódów. Stąd elementarne wymagania, dotyczące ciepłej wody i mydła, rękawic i kombinezonów dla obsługi. Zagadnienie bezpieczeństwa i higieny pracy zaostrza się z zastosowaniem silników rakietowych jako napędu pomocniczego, lub samodzielnego.

Napełnianie silników rakietowych paliwem i utleniaczem, ewentualnie i katalizatorem, to operacja bardzo odpowiedzialna i winna być przeprowadzona z wielką ostrożnością. Przed wszystkim utleniacz, przyskając na ręce i twarz personelu, wywołuje silne oparzenia. Dlatego czynność tę wykonuje się w specjalnych ubraniach, rękawicach i okularach ochronnych. Powtóre, w celu zapobieżenia możliwym wybuchom, nie należy nigdy napełniania wymienionymi środkami wykonywać jednocześnie. Najpierw napełnia się zbiorniki paliwowe paliwem, potem po usunięciu dystrybutorów i śladu rozlanego paliwa — utleniaczem, na koniec zaś katalizatorem (o ile jest stosowany).



Krople utleniacza działają bardzo szkodliwie na pokrycie samolotu i części, osłabiając ich przekrój. O ile utleniacz ma właściwości łatwego ulatniania się, napełnia się nim zbiornik bezpośrednio przed startem.

Większa lepkość nafty w porównaniu z benzyną i obecność w niej smoły działa w kierunku zmniejszenia wydajności napełniania, co znów przedłużałoby czas tankowania. To zjawisko szczególnie jasno występuje przy rozpatrywaniu filtrowania nafty.

Jak wiadomo przepustowość każdego filtra zależy od lepkości filtrowanej cieczy. Droga badań i obliczeń ustalono, że w normalnych warunkach pracy dystrybutorów benzynowych i naftowych, przepływ każdego paliwa lotniczego przez tkaninę filtru zachowuje charakter laminarny, przy którym przepustowość filtru jest odwrotnie proporcjonalna do lepkości cieczy. Dlatego też opór hydrauliczny przy przepływie nafty przez filtr będzie większy, niż przy przepływie benzyny. Aby zachować wydajność napełniania, należy zamienić tkaninę filtru, której właściwości określają specjalne warunki techniczne, ewentualnie powiększyć przekrój filtru.

Co dotyczy napełniania olejem, to na skutek małej ilości nalewanego oleju tankowanie samolotów odrzutowych nie odznacza się dodatkowymi trudnościami, prócz potrzeby starannego filtrowania oleju. Dla dokładnego oczyszczania oleju stosuje się siateczki z ilością otworów 10 000 na 1 cm<sup>2</sup>, lub tkaniny te same, co dla nafty. Należy jeszcze dodać, że wszystkie filtry z tkaniny, należy przemywać nie rzadziej niż po przepuszczeniu 25 000 litrów, zamieniać zaś po 50 000 litrów.

Rozruch silników odrzutowych turbo-sprężarkowych, charakteryzuje cały szereg nowych, specyficznych czynników.

Gdy silnik turbo-sprężarkowy normalnie pracuje, gazy spalinowe po drodze do dyszy wylotowej obracają turbinę, ta zaś sprężarkę. Gazy spalinowe wytwarzane są w komorach spalania, gdzie następuje na skutek wysokiej temperatury zapłon rozpylonego paliwa zmieszanego ze sprężonym powietrzem.

W chwili rozruchu temperatura komór jest zbyt niska, aby mógł nastąpić zapłon, nie ma produktów spalania, turbina się nie obraca, ani sprężarka nie spręża powietrza. Dlatego zadanie rozruchu polega przede wszystkim na rozkręceniu wału turbiny i sprężarki przy pomocy innego źródła mocy. Poza tym — zasadnicze paliwo, nafta słabo paruje i przy niskiej temperaturze trudno się zapala. Dlatego zadanie rozruchu polega ponadto na stworzeniu początkowego płomienia w komorach spalania, drogą zapalenia przy pomocy świec rozruchowych paliwa zasadniczego rozpylonego przy pomocy specjalnego urządzenia, albo też specjalnie użytego do rozruchu paliwa łatwo parującego np. benzyny, również dobrze rozpylonej. Dlatego też dla pracy samodzielnej silnik turbo-sprężarkowy jest wyposażony w:

- 1) rozrusznik, tj. silniczek elektryczny lub spalinowy, benzynowy, dwusuwowy,
- 2) rozruchową instalację paliwową dla przygotowania mieszanki rozruchowej,
- 3) system rozruchowy zapłonu dla podpalania mieszanki paliwa z powietrzem w chwili rozruchu.

Dla rozruchu silnika turbo-sprężarkowego trzeba go rozkręcić do chwili, gdy turbina rozwinięta moc niezbędną dla obracania sprężarki. Na istniejących silnikach zjawisko to ma miejsce przy obrotach równych 15 — 25% nominalnych.

Dla rozruchu silnika trzeba podać do komór spalania określoną ilość powietrza sprężonego, które zmieszane z paliwem rozruchowym, po podpaleniu da taką ilość gazu, która zapewniłaby niezbędną moc turbiny, potrzebną dla obracania sprężarki.

Dla rozruchu silnika tłokowego wystarczy obrócić wał korbowy 1,5 ÷ 2 obrotów z prędkością kątową 50 ÷ 60 obr./min., bo wystarczy dać mu małą liczbę obrotów po to, aby moc rozwijana przy tych obrotach znacznie przewyższała moc pochłanianą przez śmigło. Nadmiar mocy traci się na to, aby silnikowi dać przyśpieszenie. Moc rozrusznika idzie w silniku tłokowym na przewyciężenie kompletnego tarcia i osiągnięcie obrotów, potrzebnych dla otrzymania mieszanki niezbędnej jakości.

W silnikach odrzutowych turbo-sprężarkowych moc rozrusznika w zasadzie użytkuje się na sprężenie i przepędzenie powietrza do komór spalania i stworzenia w nich odpowiedniego ciśnienia. Tylko bardzo nieznaczna część mocy rozrusznika zużywa się na pokonanie tarcia w łożyskach i poruszanie zespołów. W silniku turbo-sprężarkowym moc rozwijana przez turbinę, która obraca sprężarkę i zespół jest prawie równa mocy potrzebnej dla obracania sprężarki. Tylko przy dość dużych obrotach turbina może dać moc większą, niż potrzebna dla obracania sprężarki. Nadmiar mocy zużyty zostaje na pokonanie sił bezwładności turbiny i sprężarki, dzięki czemu silnik zyskuje pewne przyśpieszenie i zaczyna powiększać obroty.

W silnikach tłokowych moment rozruchowy ma znaczenie pierwszorzędnej wagi, szczególnie w niskich temperaturach. Np. wielkość jego w silnikach nowoczesnych przy —15°C wynosi 100 — 120 kGm.

W silnikach odrzutowych turbo-sprężarkowych moment ten jest znikomy — mniejszy od 1 kGm, a moment oporu przy 1500 — 2000 obr./min. nie przewyższa 15 — 20 kGm. Natomiast prędkość kątowna niezbędna dla rozruchu jego jest znacznie większa, niż ta, która jest niezbędna dla rozruchu silnika tłokowego. Wałowi zespołu turbo-sprężarki trzeba dla rozruchu dać bardzo wysokie obroty, do 1500 — 2000 obr./min., przy czym proces rozruchu trwa znacznie dłużej niż u silnika tłokowego.

W czasie rozruchu silnika tłokowego zasadnicza uwaga zwrócona jest na zmniejszenie mo-

mentu potrzebnego do rozruchu, który należy zmniejszyć specjalnymi zabiegami przy niskich temperaturach np. przez podgrzanie lub rozcieńczenie oleju benzyną.

W silniku turbo-sprężarkowym chodzi głównie o uzyskanie jak najkorzystniejszych procesów spalania w komorach i stworzenie takich warunków, aby turbina jak najprędzej uzyskała dostateczny nadmiar mocy i zapewniła szybki wzrost prędkości kątowej.

*Parę uwag odnośnie urządzeń dla rozruchu silników odrzutowych turbo-sprężarkowych.*

Jako źródło mocy dla rozkręcenia wału turbiny i sprężarki stosuje się silnik rozruchowy elektryczny lub benzynowy dwusuwowy, z tym, że może on być uruchamiany ręcznie lub przy pomocy rozrusznika elektrycznego. W jednym i drugim wypadku źródłem prądu jest akumulator pokładowy, lub lotniskowy. Tablica Nr 1 pokazuje na jakich typach silników, jakie są zastosowane rozruszniki.

TABLICA NR 1

Państwo	Firma	Typ Silnika	Typ rozrusznika
USA	General Electric	I — 16	rozrusznik elektryczny bezpośredniego działania
Anglia	Rolls-Royce	„Dervent“ -5 Nene — 1	„
„	De Haviland	„Goblin“	„
Niemcy	BMW	BMW—003	Rozrusznik benzynowy
„	Junkers	Jumo 004	„

Z punktu widzenia eksploatacji wygodniejszy i pewniejszy w działaniu jest rozrusznik benzynowy, nie wymaga bowiem dużej ilości energii elektrycznej i w wypadku nieudanego rozruchu nie grozi zniszczeniem akumulatora. Energia elektryczna, potrzebna dla rozrusznika benzynowego silnika rozruchowego jest bardzo nieznaczna. Inne względy przemawiają natomiast na korzyść rozruszników elektrycznych.

Szczegóły urządzeń instalacji rozruchowej paliwowej i zapłonowej, wykraczają poza ramy tematu. Natomiast nasuwa się kilka uwag, dotyczących tych urządzeń.

Przewody benzynowe instalacji rozruchowej należy starannie sprawdzać w procesie przygotowania silnika do rozruchu, albowiem drgania mogą spowodować ich zniszczenie. Brak szczelności połączeń w magistrali od pomp tłoczących do rozpylacza jest szczególnie niebezpieczny i może wywołać pożar w locie. Szczególną uwagę należy zwracać na szczelność połączenia przewodów benzynowych do rozpylacza oraz połączenia rozpylacza do kołnierza komory spalania (BMW — 003 i Jumo — 004). W ogóle jednak trzeba pod-

kreślić, że system rozruchowy paliwowy i zapłonowy w zasadzie pracują bez usterek.

Dlatego zasadniczym elementem, od którego zależy szybkość i pewność rozruchu jest silnik rozruchowy. W procesie eksploatacji silniczka benzynowego silnika BMW — 003 i Jumo 004 miały miejsce wypadki spadku napięcia na cewce rozruchowej do 20,5 V (normalnie 24 V) co powodowało spadek napięcia wtórnego potrzebnego dla świecy, przy odległości elektrod 0,38 mm. Jeżeli odległość pomiędzy nimi wzrośnie powyżej 0,42 mm potrzebne napięcie wtórne będzie zbyt małe, nawet przy normalnym napięciu pierwotnym cewki. Dlatego przy eksploatacji silniczka rozruchowego wymienionych typów silników ważną rolę odgrywa kontrola szczeliny pomiędzy elektrodami, która nie powinna być większa niż 0,4 mm.

Dla zapewnienia rozruchu i normalnej pracy benzynowego silniczka rozruchowego, należy oczyszczać świece od nagaru po 10 godzinach pracy ich na silniku.

Świece rozruchowe silnika Jumo — 004 odróżniają się pewnymi własnościami od świec silników tłokowych. Są to świece typu rozbieralnego, ekranowanego z izolacją ceramiczną centralnej elektrody. Ale odległość pomiędzy elektrodami wynosi 3 mm. Szczelina ta nie podlega regulacji w procesie eksploatacji.

Przygotowanie silnika do rozruchu sprowadza się do:

1. sprawdzenie szczelności połączeń instalacji paliwowej rozruchowej i zasadniczej oraz olejowej,
2. sprawdzenia połączeń w instalacji elektrycznej,
3. sprawdzenia czy nie ma deformacji dyfuzora i dyszy wylotowej,
4. sprawdzenia napełnienia zbiorników i w razie potrzeby uzupełnienia ich,
5. przeglądu zewnętrznego, przy czym w szczególności sprawdza się czy nie ma ciał obcych w dyfuzorze lub dyszy wylotowej,
6. sprawdzenia napięcia akumulatora (24 V),
7. pożądane ustawienie samolotu pod wiatr.

Przy temperaturze niskiej, w zimie, dochodzą do powyższego dodatkowe zabiegi, które jednak omówimy w punkcie poświęconym eksploatacji zimowej.

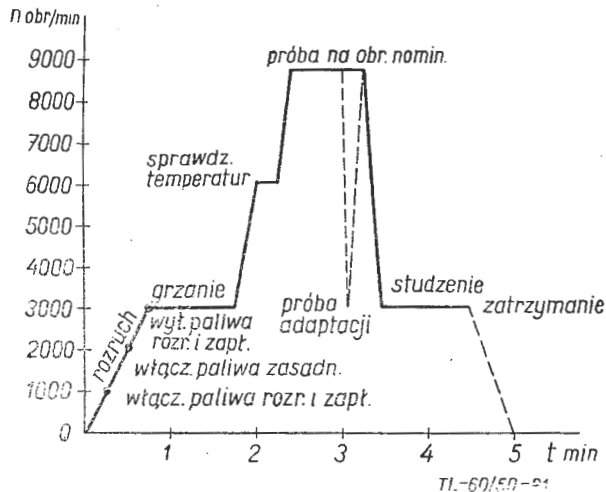
Krany paliwa zasadniczego, rozruchowego oraz zapłon rozruchowy winny być wyłączone w czasie rozkręcania silnika silniczkiem rozruchowym. Dla konkretnego zaobserwowania przebiegu rozruchu, grzania, próby i zatrzymania silnika rozpatrzmy ten proces na przykładzie:

1. silnika niemieckiego Jumo 004 ze sprężarką osiową — ośmiostopniową,
2. silnika angielskiego „Dervent“ V ze sprężarką odśrodkową dwustronną.

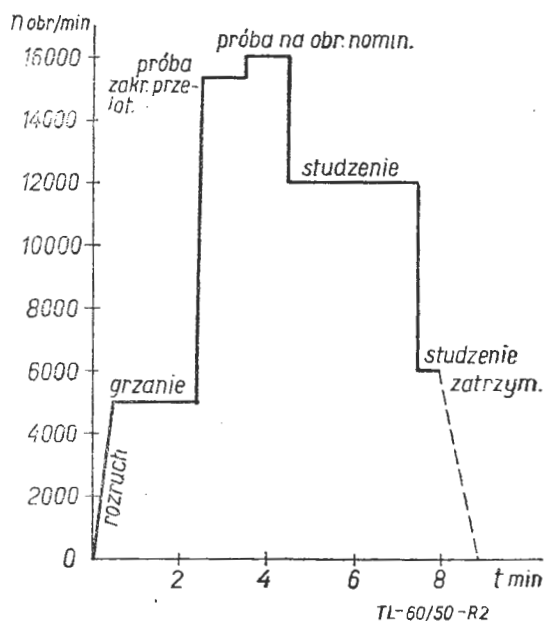
Rysunek 1 i rysunek 2 przedstawiają wykres próby tych silników. Rys. 3 zawiera wykres próby dowolnie wybranego silnika tłokowego, w ce-



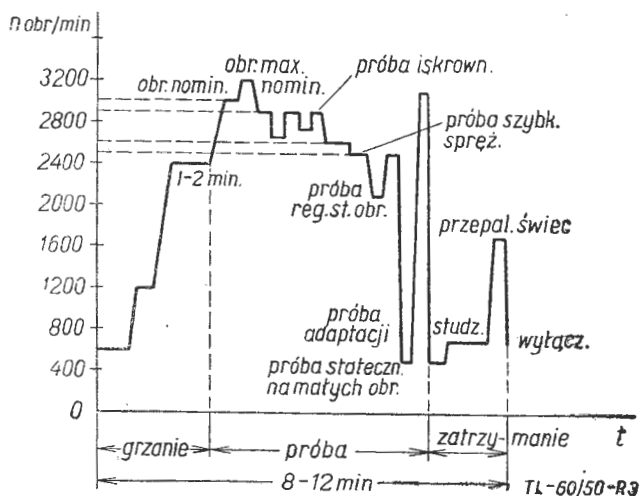
## 1. SILNIK JUMO — 004



Rys. 1. Wykres próby silnika strumieniowo-odrzutowego turbo-sprężarkowego ze sprężarką osiową.



Rys. 2. Wykres próby silnika strumieniowo-odrzutowego turbo-sprężarkowego ze sprężarką odśrodkową.



Rys. 3. Wykres próby silnika tłokowego ze sprężarką dwustopniową.

Rozruchowy silniczek benzynowy, posiadający automatyczne sprzężenie z wałem silnika zaczyna pracować. Rozkręca on silnik do  $1800 \div 2000$  obr/min. Po osiągnięciu  $800 \div 1000$  obr/min. włącza się paliwo rozruchowe, oraz zapłon rozruchowy. Od tej chwili wał silnika rozkręca się jednocześnie silniczkem rozruchowym i turbiną gazową, której moc rośnie stopniowo. Przejściu na paliwo rozruchowe towarzyszy charakterystyczny, głuchy dźwięk bulgocący, wzrost obrotów silnika, zjawienie się wydechu dymowego oraz szybki wzrost temperatury gazów za turbiną.

Nie należy włączać paliwa rozruchowego na obrotach niższych, niż 800, bo, z powodu braku powietrza mieszanka silnie wzbogaci się (co przejawia się płomieniem z dyszy wylotowej) i na skutek przedłużenia procesu spalania się paliwa, temperatura za turbiną i w dyszy wylotowej silnie rośnie tak, że może uszkodzić turbinę.

Gdy obroty wzrosną do  $1700 \div 2000$ , należy wyłączyć silniczek rozruchowy, bo moc turbiny wystarcza dla dalszej pracy silnika. Ciśnienie benzyny wynosi przy tym  $1,5 - 2,5$  kG/cm<sup>2</sup>. W tym okresie otwiera się kran dopływu nafty, a dźwignię sterowania silnika tj. regulację dopływu paliwa do silnika i położenia igły dyszy wylotowej ustawia się w położeniu „stop“, a następnie „bieg luzem“ oraz uruchamia pompy zbiornikowe (podające) samolotu.

Przy 3000 obr/min. wyłącza się pompę benzynową i zapłon rozruchowy. Przy wyższych obrotach praca na benzynie jest nie wskazana, bo powoduje przegrzanie silnika.

Przy wcześniejszym przejściu na naftę obserwuje się zjawisko charakteryzujące bogatą mieszankę: języki płomienia z dyszy wylotowej i czarny dym.

Przejściem na paliwo zasadnicze — naftę, kończy się rozruch.

Grzanie silnika Jumo — 004 odbywa się na obrotach 5000 — 6000. Temperatura oleju wychodzącego z silnika nie powinna być niższa, niż 50°C. Ciśnienie oleju — co najmniej 0,5 kG/cm<sup>2</sup>. Temperatura gazów w dyszy wylotowej max. 680°C.

Powiększając płynnie obroty dźwignią sterowania silnikiem w ciągu 6 — 8 sek. do 8700 na minutę powiększa się temperaturę oleju do 70°C. Są to obroty nominalne. Na nich wolno pracować na ziemi tylko 1 minutę. Przejście na obroty nominalne bez nagrzania silnika jest niedopuszczalne. Na obrotach nominalnych sprawdza się wskazania wszystkich przyrządów, a mianowicie:

1. ciśnienie gazu w dyszy wylotowej — min.  $0,460$  kG/cm<sup>2</sup> (temperatura powietrza zewnętrznego  $+15^{\circ}\text{C}$ . Ciśnienie atmosferyczne 760 mm sł. rtęci),
2. ciśnienie oleju  $1 \div 4$  kG/cm<sup>2</sup>,
3. temperaturę oleju  $70 - 100^{\circ}\text{C}$ ,
4. ciśnienie paliwa w magistrali rozpylaczy  $55 \pm 5$  kG/cm<sup>2</sup>,
5. temperaturę w dyszy wylotowej  $660 \div 680^{\circ}\text{C}$ ,

lu porównania. Uproszczenie procesu próby silnika wprost rzuca się w oczy i nie wymaga komentarzy.

6. obroty 8700 obr/min.

Po zakresie nominalnym sprawdza się adaptację silnika: normalnie pracujący silnik winien osiągnąć obroty nominalne — od 6000 obr/min w ciągu 8 ÷ 13 sek., zaś od 300 obr/min., — w ciągu 11 ÷ 17 sek.

Niektóre typy silników sprawdza się również na obrotach eksploatacyjnych, lub przelotowych zależnie od wymagań instrukcji.

## 2. SILNIK „DERVENT“ — V.

### a) bieg luzem:

obroty sprężarki i turbiny 5000 — 6000 obr/min.  
temperatura w dyszy wylotowej 550°C.

ciśnienie paliwa w przewodzie rozpylacz (stałe) 0,7 kG/cm<sup>2</sup>.

temp. oleju (najwyższa) 80°C.

temp. oleju normalna 30 — 40°C.

Ciśnienie oleju normalne, stałe 2,4 — 3,2 kG/cm<sup>2</sup>.

Ciśnienie oleju minimalne 0,7 kG/cm<sup>2</sup>.

### b) zakres przelotowy:

obroty 15.000 — 15.400 obr/min.

temperatura w dyszy wylotowej 600°C.

Ciśnienie oleju minimalne 2,1 kG/cm<sup>2</sup>.

### c) zakres nominalny:

obroty 16.000 obr/min.

temperatura w dyszy wylotowej 690°C.

W czasie próby silnika należy zwracać baczniejszą uwagę na nienormalne szумы, świadczące zwykle o początku zniszczenia łożyska wału, łopatek turbiny itp. Jeżeli silnik pracuje normalnie słycać szum równomierny a bieg jest spokojny bez trzęsienia.

Silnika nie należy zatrzymywać gwałtownie. Należy go ostudzić na „biegu luzem“ w ciągu 0,5 — 1 min. O ile stosowane jest paliwo rozruchowe, należy przeprowadzić silnik, przed zatrzymaniem, na to paliwo, w celu uniknięcia zabryzania świec i utrudnienia następnego rozruchu.

Próba silnika trwa 5 ÷ 8 minut. Po zatrzymaniu i po zdjęciu osłon silnik szybko stygnie i można przy nim pracować.

Po zatrzymaniu silnika należy sprawdzić, czy nie ma resztek paliwa w dyszy wylotowej. Defekt ten, częsty w silnikach ze sprężarką osiową, rzadziej ma miejsce w silnikach ze sprężarką odśrodkową.

Parę słów o osobliwościach eksploatacji zimowej.

W ramach przygotowania do uruchomienia silnika, o ile temperatura powietrza wynosi mniej, niż + 5°C., należy zapełnić system olejowy olejem gorącym o temperaturze 80° — 90°C.

Stosuje się też podgrzewanie systemu olejowego i korpusów zespołów, używających oleju jako napędu.

Podgrzania dokonuje się przy pomocy ciepłego powietrza ze specjalnych podgrzewaczy. Należy unikać długiego podgrzewania ze strony wlotowej, bo nagrzewanie wpływa ujemnie na silniczek benzynowy rozruchowy. Natomiast dobre wyniki daje szybkie nagrzanie silnika ze strony dyszy wylotowej, na skutek podgrzania komór spalania.

W warunkach niskich temperatur, poniżej —10°C. silniki odrzutowe turbo-sprężarkowe zdrażają szereg usterek w pracy i rozruchu. Przyczyny tego zjawiska są następujące:

1. przy dopływie paliwa rozruchowego, tj. benzyny, do komór spalania przy obrotach 800 — 1000 obr/min. benzyna nie zapala się i silnik nie rozkręca. W celu zapewnienia rozruchu zaleca się stosowanie w tym wypadku benzyny z domieszką 2 — 3% oleju,

2. silniczek rozruchowy rozwija obroty przy niskiej temperaturze bardzo powoli, skutkiem czego czas jego pracy przedłuża się do 1,5 minuty. W tym wypadku należy uważnie śledzić za studzeniem silniczka rozruchowego, albowiem może ulec uszkodzeniu na skutek przegrzania,

3. przejście z zasilania silnika benzyną na zasilanie naftą jest utrudnione a czasem niemożliwe, ponieważ obroty jego przy pracy na benzynie nie wzrastają do 2000 obr/min. Obniżenie temperatury powiększa ponadto moc, niezbędną dla sprężarki. W ten sposób brak mocy silniczka rozruchowego dla osiągnięcia 2000 obr/min. W tym wypadku można spróbować zmienić zasilanie przy 1500 obr/min.,

4. przy niskiej temperaturze, w czasie długiego postoju możliwe jest zamarzanie wody w rurkach drenażowych zbiorników benzynowych i pompy benzynowej, poza tym zamarzanie filtrów i oblodzenie dyfuzora. Obmarzanie filtrów jest wywołane obecnością wody w paliwie (nafcie), zaś dyfuzora, — wilgotnością powietrza. Oblodzenie dyfuzora zmniejsza sprawność silnika, a także wywołuje wzrost temperatury gazów za turbiną itd.

Ponieważ eksploatacja sprzętu lotniczego dotyczy nie tylko obsługi naziemnej, przez personel techniczny, ale i obsługi na ziemi i w powietrzu przez personel latający, nasuwają się pewne krótkie uwagi dotyczące eksploatacji samolotów odrzutowych przez pilotów.

Wspominaliśmy poprzednio o tym, że na zakresie nominalnym, wolno próbować silnik odrzutowy na ziemi (konkretnie silnik *Jumo* — 004) nie dłużej, niż 1 minutę. W powietrzu wolno latać na tych obrotach tylko 15 minut. Ciągła praca silnika dozwolona jest tylko na zakresie eksploatacyjnym tj. 8400 obr/min. W razie konieczności uruchomienia silnika w czasie lotu pilot wykorzystuje strumień nabiegającego powietrza, który może rozkręcać silnik. Silniczek rozruchowy nie należy używać. Potrzebna ilość obrotów dla rozruchu tj. 1000 — 1200 obr/min. odpowiada prędkości około 300 km/godz. W celu rozruchu silnika należy ustawić dźwignię sterowania silnikiem na „stop“ włączyć zapłon i paliwo rozruchowe, zmienić położenie dźwigni sterowania silnikiem na „bieg luzem“ i po osiągnięciu 1500 obr/min. otworzyć kran paliwa zasadniczego i pomp zbiorników. Po osiągnięciu 3000 — 3100 obr/min. pilot wyłącza środki rozruchu i silnik pracuje normalnie.

Należy jednak zastrzec się, że silnika tego typu nie należy nigdy całkowicie zatrzymywać w locie.



Na skutek małej adaptacji należy pamiętać o konieczności powolnego zwiększania i zmniejszania obrotów. Przy gwałtownym powiększeniu dopływu paliwa silnik może nie tylko nie „zabrać“, ale i ulec poważnemu uszkodzeniu łopatek turbiny gazowej.

Na wielkich wysokościach silnik odrzutowy turbo-sprężarkowy pracuje bardzo niestannie i może zupełnie zatrzymać się.

Na skutek małej mocy przy małej prędkości, małej adaptacji silnika, oraz dużego obciążenia jednostkowego skrzydła, wynikłego z dużego ciężaru startowego, innymi słowami — na skutek małej mocy jednostkowej (na jednostkę ciężaru) przy starcie, niektóre samoloty odrzutowe mają start utrudniony. Przeciążenie silników na starcie (forsowanie), przez powiększenie obrotów, wywołuje przeciążenie termiczne, wzrost temperatury gazów, łopatek turbiny i nawet możliwość wypalania ich.

Wobec tego, że przeciążanie silników jest niewskazane, stosuje się na niektórych typach samolotów rakiety startowe (przyśpieszacze).

Obsługa silnika z kabiny przez pilota jest na samolocie odrzutowym prostsza niż na samolocie z silnikiem tłokowym ze śmigłem. Pilot steruje silnikiem przy pomocy jednej dźwigni. Liczba przyrządów kontroli silnika zmalała, przybył natomiast nowy przyrząd aeronawigacyjny, *wskaznik liczby Macha*.

Na zakończenie, kilka danych porównawczych, dotyczących pracochłonności niektórych czynności na samolotach z różnymi typami silników w czasie ich eksploatacji.

Jeżeli wziąć średnio dziennie przeglądy przed lotem i po locie, to wg danych ang. czasopisma *Flight* dla silnika „*Derwent*“ na samolocie „*Meteor*“, zajmują one około 0,5 — 0,7 roboczo-godzin

ny, natomiast przeglądy analogicznie wzięte dla zespołu śmigło-silnikowego z silnikiem tłokowym — 3,5 roboczo-godzin. Wg danych tegoż czasopisma, przegląd okresowy silnika odrzutowego turbo-sprężarkowego ze sprężarką odśrodkową, wykonywany co 30 godzin pracy silnika, zajmuje 10 — 12 roboczo-godzin. Analogiczny przegląd zespołu śmigło-silnikowego — około 60 roboczo-godzin.

Wg poniżej wymienionej książki *Rozenowicza i Osokina z 1949 r.* czas wykonania niżej wymienionych prac przez dwóch ludzi wynosi:

- |  |                   |
|--|-------------------|
| a) zdjęcie silnika tłokow.                         | — od 210—300 min. |
| zamontowanie go                                    | — od 320—480 min. |
| razem  | — od 530—780 min. |
| b) zdjęcie silnika odrzutowego turbo-sprężarkowego | — 100 minut       |
| ustawienie go                                      | — 150 minut       |
| razem  | — 250 minut       |

Oczywiście, jeżeli mówić o kosztach eksploatacji, nie można pominąć czynnika tak poważnego, jak czasokres pracy silnika pomiędzy remontami. Pod tym względem dotychczas silnik odrzutowy turbo-sprężarkowy nie wytrzymuje konkurencji silnika tłokowego.

Za to koszty wytwarzania silnika odrzutowego są w opanowanej, seryjnej produkcji znacznie niższe od kosztów wytwarzania silnika tłokowego tej samej mocy.

#### LITERATURA

1. *Rozenowicz i Osokin* „Technicesoje obsłuziwaniye samolotów i ich siłowych ustanowok“ — 1949 r.
2. *Sieniczkin i Musijenko* „Zapusk awiacyjnych dwigatielej“ — 1948 r.
3. *Paszinin* „Reaktiwnyje dwigatiele i samoloty Anglii“ — 1946 r.
4. „Wiestnik wozdusznowo flota“, wybrane materiały.
5. „Stalinskij Sokoł“, wybrane materiały.
6. „Flight“, wybrane materiały.
7. „Aeroplane“, wybrane materiały.

JAN ROŚCISZEWSKI  
Asystent Katedry Mechaniki Lotu  
Politechniki Warszawskiej

## Podłużna stateczność dynamiczna w locie z dużą prędkością (poddźwiękową)

Wpływ odkształceń części samolotu na stateczność dynamiczną:

- a) wpływ odkształceń skrzydeł; b) wpływ odkształcenia usterzenia: Pęcznienie, skręcanie statecznika;  
b) współczynniki aerodynamiczne usterzenia.  
Zakończenie.

Wpływ aerosprężystych właściwości na stateczność dynamiczną.

W dotychczasowych rozważaniach traktowaliśmy samolot jako konstrukcję doskonale sztywną. Przy małych prędkościach założenie to nie prowadziło do większych błędów.

W rozważaniach stateczności dynamicznej przy dużych prędkościach, odkształcenia konstrukcji grają równie ważną rolę jak ściśliwość powietrza, toteż pominięcie związanych z nimi zjawisk aerosprężystych prowadziło do znacznych błędów.

Wpływ aerosprężystych właściwości na stateczność samolotu możemy rozważać pod kątem:

- 1) odkształceń i związanych z nimi zmian współczynników aerodynamicznych;
- 2) zmniejszenia efektywności steru aż do odwrotności jego działania;
- 3) drgań rezonansowych (zwykle usterzenia) wskutek wzbudzającego działania uderzeń wirowych;
- 4) drgań samowzbudnych (flutter'u).

W pracy niniejszej zajmiemy się tylko pierwszym z powyższych punktów.

W wielu zagadnieniach dynamiki samolotu odkształcenia występują powoli, wobec czego odpowiednie siły bezwładności mogą być zaniedbane. Dla ruchu określonego o pulsacji  $k$  będzie to słuszne, gdyż stosunek tej pulsacji drgań własnych

$$k/k_1 < 0,1$$

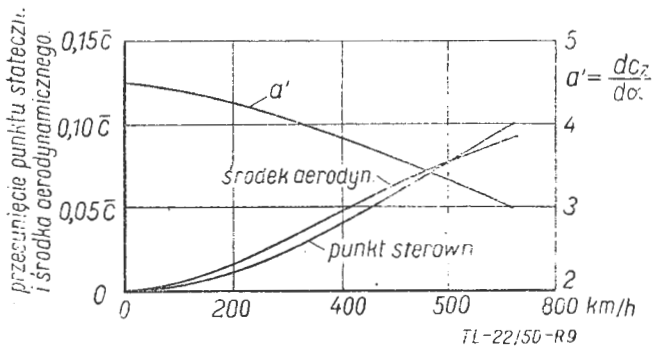
Wówczas dla każdego typu ruchu jest uzasadnione założenie, że odkształcenia są liniowymi funkcjami odchylenia od położenia równowagi samolotu. Odpowiednio również zmiany sił i momentów aerodynamicznych są liniowymi funkcjami odchylenia.

a) WPLYW ODKSZTAŁCENIA SKRZYDEŁ

Ugięcia i skręcenia powierzchni nośnych, szczególnie dla dużych kątów skosu, powodują wzrost zmiany kąta natarcia, przy czym gięcie prowadzi do jego zmniejszenia, a skręcanie do powiększania.

Osie oraz sztywność odkształceń giętych i skrętnych można byłoby dobrać tak, aby powyższe zmiany dawały zerową wypadkową; ponieważ jednak gięcie daje znacznie większe odkształcenia na końcu skrzydła niż skręcanie, skonstruowanie takiego skrzydła pociągnęłoby za sobą konieczność zmniejszenia wydłużenia i zbieżności trapezowej, co nie zawsze jest korzystne.

Widzimy, że na zmniejszenie pochylenia krzywej siły nośnej ma decydujący wpływ zginanie skrzydła.



Rys. 9. Wpływ odkształceń: na pochylenie krzywej siły nośnej, przesunięcie osi aerodynamicznej (tj. punktu dla którego  $C_{mo} = \text{Const.}$  i przesunięcie punktu sterowności.

Stosowanie powyższych wykresów jest ograniczone, ponieważ nie był wzięty pod uwagę wpływ ściśliwości, niemniej jednak, wskutek odkształceń może wystąpić spadek zapasu stateczności nawet o 10%. Spadek ten może spowodować niestateczność, w związku z wywołanym ściśliwością przesuwaniem się do przodu punktu sterowności.

b) WPLYW ODKSZTAŁCENIA USTERZENIA

Pęcznienie

Przy niezbyt sztywnym pokryciu statecznika i steru może przy wzroście prędkości nastąpić ich pęcznienie, powodujące zmianę pochylenia krzywej siły nośnej i współczynnika momentu. Wpływ pęcznienia jest szczególnie ważny przy małych współczynnikach siły nośnej i tylnych położeniach środka ciężkości, a to z następujących przyczyn:

- 1) do wyważenia jest konieczne większe wychylenie steru;
- 2) pęcznienie profilu występuje w pobliżu krawędzi spływu, zwiększając jej kąt (co powoduje zmianę momentu zawiasowego w ujemnym kierunku).

Skręcanie statecznika.

Rozważmy wpływ skręcania statecznika na współczynniki usterzenia przy następujących uproszczeniach:

- 1<sup>o</sup>. usterzenie jest proste, prostokątne,
- 2<sup>o</sup>. kadłub jest uważany za bardzo sztywny,
- 3<sup>o</sup>. usterzenie jest traktowane jako półsztywne (tzn. postać odkształcenia nie zależy od miejscowych obciążeń) o liniowym prawie skręcenia, mającego prostą oś odkształceń równoległą do krawędzi natarcia,
- 4<sup>o</sup>. ster uważany jest za sztywny,
- 5<sup>o</sup>. zaniedbujemy własny moment usterzenia.

Rozważania dotyczą jednej części usterzenia przy czym rozpiętość usterzenia oznaczamy przez  $2b$ , odległość osi skręcenia od osi położonej w  $1/4$  cięciwy przez  $e$  oraz bieżącą współrzędną przez  $y$ .

Zgodnie z założeniem (2<sup>o</sup>), gdy  $\vartheta_r$  jest skręceniem usterzenia, wywołanym obciążeniem aerodynamicznym w rozważanym przekroju, wówczas skręcanie w bieżącym przekroju jest  $\frac{y}{r} \cdot \vartheta_r$  gdzie  $r$  jest odległością rozpatrywanego przekroju od osi samolotu.

Gdy więc  $\alpha_{OH}$  jest kątem natarcia przy nasadzie i  $\delta_o$  odpowiednim wychyleniem steru, wówczas w bieżącym przekroju, kąt natarcia usterzenia i kąt steru są odpowiednio

$$\alpha_{OH} + \frac{y}{r} \vartheta_r \quad \text{i} \quad \delta_o - \frac{y}{r} \vartheta_r \quad \dots \dots (44)$$

Współczynnik siły nośnej i momentu względem osi odkształceń napiszemy w postaci:

$$c'_{ZH} = a_1 \left( \alpha_{OH} + \frac{y}{r} \vartheta_r \right) + a_2 \left( \delta_o - \frac{y}{r} \vartheta_r \right) \quad (45)$$

$$c'_{mH} = e \cdot c_{ZH} - m \left( \delta_o - \frac{y}{r} \vartheta_r \right) \quad \dots \dots (46)$$

gdzie:

$$m = \frac{dc_{mH}}{d\delta}$$

Wpływ odkształceń na stateczność dynamiczną rozpatrujemy z punktu widzenia zmiany zapasu stateczności, sterowności i współczynników aerodynamicznych. Przepisując równanie (14) dla steru trzymanego i wstawiając  $c'_{ZH}$  zamiast  $c_{ZH}$  (tj. wartość  $c_{ZH}$  dla odkształcalnego statecznika) i zamiast  $\alpha_H$  analogiczną wartość  $\alpha'_H$  otrzymamy:

$$K_n = - \frac{dc_m}{dc_z} = - \frac{dc_{mo}}{dc_z} - \frac{h}{c} + \bar{V} \frac{c'_{ZH}}{a \cdot \alpha'_H} \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \dots \dots (47)$$

gdzie:

$$c'_{ZH} = (a_1 \alpha_{OH} + a_1 \alpha'_H) \frac{A}{C} + a_2 \delta_o \frac{B}{C} \dots \dots (48)$$

A, B i C są funkcjami prędkości (a więc i kąta natarcia) wyrażającymi się wzorami słusznymi w założeniu, że oś odkształceń znajduje się w odległości  $\frac{1}{4} \bar{c}_H$  od krawędzi statecznika:

$$\begin{aligned} A &= K - 4m = \alpha'_H \cdot f - k_1 \\ B &= K - m \left( 1 + 3 \frac{a_1}{a_2} \right) = \alpha'_H \cdot f - k_2 \\ C &= K - 4m = \alpha''_H \cdot f - k_3 \end{aligned} \quad (49)$$

$$K = 12 \left( \frac{r}{b_H} \right)^2 \frac{m_g}{\frac{1}{2} \rho V^2 \bar{c}_H^2 \cdot b_H} = \alpha''_H \cdot f$$

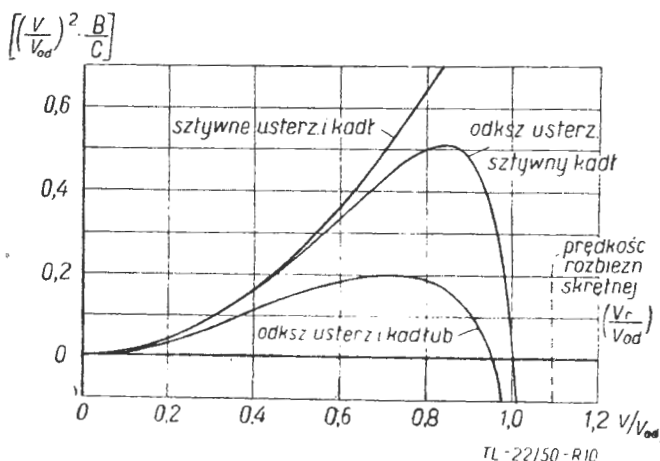
We wzorach (49)  $m_g$  jest sztywnością, mierzoną w rozważanym przekroju (moment sprężystości  $M_g = m_g \delta_r$ ), zaś współczynnik  $f$  jest proporcjonalny do sztywności usterzenia. Współczynniki  $k_1, k_2, k_3$  zależą od charakterystyk aerodynamicznych usterzenia.

Efektywność steru zależy przy pewnej prędkości od stosunku  $\frac{B}{C}$ . Zmianę więc momentu pochylającego od usterzenia w zależności od prędkości (stąd  $\frac{dc_m}{dV}$ ) można wyrazić jako funkcję zmiany

$\frac{B}{C}$  w zależności od prędkości

$$\frac{B}{C} = \frac{1 - \left( \frac{V}{V_{od}} \right)^2}{1 + 3 \frac{a_1}{a_2} \left( \frac{V}{V_{od}} \right)^2} \dots \dots \dots (50)$$

gdzie  $V_{od}$  jest prędkością odwrotnego działania steru.



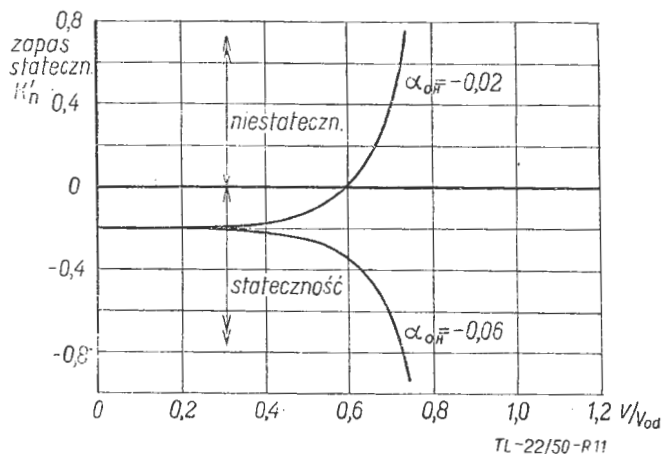
Rys. 10. Zmiana wyrażenia  $\left[ \left( \frac{V}{V_{od}} \right)^2 \cdot \frac{B}{C} \right]$  proporcjonalnego do momentu pochylającego na jednostkę kąta wychylenia steru dla ustawienia odkształcalnego i nieodkształcalnego z zaznaczeniem wpływu odkształceń kadłuba.

Nowy zapas stateczności z uwzględnieniem wpływu odkształceń napiszemy w postaci:

$$\begin{aligned} K'_n &= \left( - \frac{dc_m}{dc_z} \right)' = - \frac{dc_{m0}}{dc_z} - \frac{h}{c} + \\ &+ \bar{V} \left[ \frac{(a_1 \alpha_{OH} + a_1 \alpha'_H) \left( 1 + \frac{k_2 - k_1}{\alpha'_H f - k_2} \right)}{a \alpha_{OH}} + \right. \\ &\left. + \frac{a_2 \delta_o \left( 1 + \frac{k_2 - k_3}{\alpha'_H f - k_2} \right)}{a \alpha_{OH}} \right] \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \end{aligned} \quad (51)$$

$$\begin{aligned} K'_n &= \left( - \frac{dc_m}{dc_z} \right)' = K_{no} + \frac{\bar{V}}{a \alpha_{OH}} \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \cdot \\ &\cdot \left[ (a_1 \alpha_{OH} + a_1 \alpha'_{OH}) \frac{k_2 - k_1}{\alpha'_H f - k_2} + a_2 \delta_o \frac{k_2 - k_3}{\alpha'_H f - k_2} + \right. \\ &\left. + a_1 \alpha'_H + a_1 \alpha_{OH} + a_2 \delta_o \right] \end{aligned}$$

Widzimy, że zapas stateczności  $K_{no}$  samolotu idealnie sztywnego został zastąpiony przez zapas, zależny od  $f$ . Zbliżając się do prędkości odwrotnego działania steru ( $\alpha'_H f = k_2$ ) nowy zapas sterowności dąży do  $+\infty$  albo do  $-\infty$ , zależnie od znaku nawiasu równania (51).



Rys. 11. Wpływ odkształceń skrzydła na zapas stateczności przy różnych prędkościach wyrażonych ułamkiem prędkości działania odwrotnego steru (dla  $f = 350$ ) przy różnych kątach zaklinowania.

Widzimy, że dla  $\alpha_{OH} = -0,06$  zapas stateczności rośnie z prędkością, podczas gdy dla  $\alpha_{OH} = -0,02$  maleje i zanika przy  $V/V_{od} = 0,06$ . Wzrost sztywności w połączeniu z większym ujemnym kątem zaklinowania mogą spowodować zwiększanie stateczności ze wzrostem szybkości.

Wpływ odkształceń na zapas sterowności.

Z równania (44) widzimy, że zapas sterowności zmienia się dodatkowo ze zmianą współczynnika pochylenia krzywej siły nośnej na usterzeniu.

Przyrost zapasu sterowności, wywołany zmianą współczynnika  $a_1$  możemy wyrazić w postaci:

$$\delta H_m = \left( H_m - H_o \right) \left( \frac{a'_1}{a_1} - 1 \right)$$



### c) WSPÓŁCZYNNIKI AERODYNAMICZNE USTERZENIA

Współczynniki aerodynamiczne usterzenia zmieniają się w miarę zbliżania się do prędkości krytycznej odwrotnego działania steru (zmniejszenie współczynnika) oraz w miarę zbliżania się do prędkości krytycznej, rozbieżności skrętnej, powodującej zwiększenie się współczynników.

Dla jednego stopnia swobody odkształceń mamy:

$$\frac{a'_1}{a_1} = \frac{c_R - R_1}{c_R - D_o}; \quad \frac{b'_1}{b_1} = \frac{c_R - r_1}{c_R - D_o};$$

$$\frac{a'_2}{a_2} = \frac{c_R - R_2}{c_R - D_o}; \quad \frac{b'_2}{b_2} = \frac{c_R - r_2}{c_R - D_o};$$

gdzie  $c_R = D_o$  przy prędkości krytycznej rozbieżności skrętnej, zaś  $c_R = R_1, R_2, r_1$ , itp. przy prędkości odwrotnego działania steru.

### 7. ZAKOŃCZENIE

Z powyższej uproszczonej analizy stateczności dynamicznej widzimy, że stateczność dynamiczną możemy rozważać pod kątem zmiany znaków współczynników  $E_1$  i  $C_1$ , a więc zapasu stateczności i zapasu sterowności oraz zmiany współczynnika *Routha*.

Tłumienie ruchów fugoidalnych zależne jest od zapasu stateczności, a tłumienie szybkich oscylacji od zapasu sterowności.

Niewielki ujemny zapas stateczności (brak tłumienia ruchów fugoidalnych) jest w niektórych momentach lotu dopuszczalny ze względu na powolny charakter wzrastania amplitud drgań fugoidalnych. Brak tłumienia szybkich oscylacji (ujemny zapas sterowności) jest niedopuszczalny, gdyż pociąga za sobą powstanie bardzo dużych przyspieszeń, zagrażających bezpieczeństwu konstrukcji.

### WPŁYW ŚCIŚLIWOŚCI

Wpływ ściśliwości powinniśmy rozważać w zakresie prędkości:

- 1)  $V < V_{hr}$
- 2)  $V > V_{hr}$  ale  $V < V_{hrH}$  (usterzenia).
- 3)  $V > V_{hr}$  i  $V > V_{hrH}$  (usterzenia),

dla usterzenia

Rozpatrzmy kolejno poszczególne punkty.

*Przypadek*  $V < V_{hr}$

- A. Zapas stateczności zmniejsza się z powodu:
  - a) wzrostu odchylenia strug za płatem na usterzeniu,
  - b) wzrostu pochodnej współczynnika momentu dla skrzydła względem współczynnika siły nośnej  $\left(\frac{dc_{mo}}{dc_z}\right)$
- B. Zapas sterowności zmienia się wskutek:
  - a) zmniejszenia zapasu stateczności (patrz wzór 44),
  - b) zwiększenia  $a_{1c}$

Wypadkowy wpływ działa zwykle w kierunku zmniejszenia zapasu sterowności.
- C. Współczynnik *Routha*.

Z analizy równania (4) z uwzględnieniem zależności (36), (27), (30), (33) wynika, że współczynnik *Routha* zmniejsza się, gdy liczba *Macha* rośnie do liczby krytycznej dla skrzydła.

Analizując wpływ powyższych czynników widzimy, że ze wzrostem prędkości samolotu do wartości krytycznej stateczność dynamiczna samolotu w zakresie  $V < V_{hr}$  ulega zmniejszeniu, w porównaniu ze statecznością bez uwzględnienia wpływu ściśliwości powietrza.

W celu uniknięcia dużego spadku stateczności należałoby:

- 1) zmniejszyć kąt odchylenia strug przez podniesienie usterzenia poziomego,
- 2) zwiększyć  $a_{1c}$  przez zwiększenie wydłużenia usterzenia.

*Przypadek*  $V > V_{hr}$  ale  $V < V_{hrH}$  (dla usterzenia).

- A) Zapas stateczności statycznej wzrasta z następujących przyczyn:

- 1) zmniejszenia odchylenia strug,
- 2) zwiększenia sprawności usterzenia,
- 3) zmniejszenia  $a = \frac{dc_z}{d\alpha}$  dla skrzydła,

- 4) zmniejszenia  $\frac{dc_{mo}}{dc_z}$  dla skrzydła,

- 5) przesunięcia środka parcia do tyłu (zmniejszenie  $h$ ).

- B) Zapas sterowności wzrasta ponieważ:

- 1) wzrasta zapas stateczności statycznej,
- 2) wzrasta  $a_{1c}$  na usterzeniu.

- C) Współczynnik *Routha* zwiększa się tym bar-

dziej, im  $\frac{dc_x}{dMa}$  jest większe oraz im  $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$  jest mniejsze.

Ogólnie widzimy poprawę stateczności aż do przekroczenia prędkości krytycznej na usterzeniu.

*Przypadek*  $V_{hr} > V_{hrH}$

Po przekroczeniu krytycznej liczby *Macha* na usterzeniu następuje znaczne pogorszenie stateczności dynamicznej, ponieważ:

- A. Zapas stateczności zmniejsza się z powodu gwałtownego zmniejszenia  $a_{1c} = \frac{dc_z}{d\alpha_H}$  na usterzeniu.

- B. Zapas sterowności zmniejsza się, gdyż:

1. zmniejsza się zapas stateczności,
2. zmniejsza się  $a_{1c}$  na usterzeniu.

- C. Współczynnik *Routh'a* zmniejsza się.

Należy więc jaknajbardziej zwiększyć prędkość krytyczną dla usterzenia, co można osiągnąć przez:

- 1) stosowanie profilów o małej grubości procentowej,
- 2) zastosowanie większego kąta skosu usterzenia poziomego.

### WPŁYW ODKSZTAŁCEŃ KONSTRUKCJI SAMOLOTU

- 1) Wpływ odkształcenia skrzydła przejawia się poprzez zmniejszenie zapasu stateczności i sterowności, powoduje więc pogorszenie się stateczności dynamicznej. Pogorszeniu temu zapobiega zmniejszenie wydłużenia i zbieżności trapezowej skrzydła.
- 2) Pęcznienie statecznika zmniejsza stateczność dynamiczną poprzez zmniejszenie zapasu stateczności i sterowności. Zwiększenie sztywności pokrycia może bardzo zmniejszyć powyższy wpływ.

3) Wpływ prędkości odwrotnego działania steru przejawia się już przy 80%  $V_{od}$ , zmniejszając moment pochylający usterzenia i powodując zmniejszenie zapasu stateczności i sterowności.

Warto nadmienić, że zmiana rozkładu ciśnień, wywołana ściśliwością, może sama również doprowadzić do odwrotnego działania steru.

Odształcalność steru powiększa na ogół prędkość odwrotnego działania steru.

Odształcenia kadłuba powodują zwiększenie stateczności zwłaszcza przy prędkościach mniejszych od prędkości krytycznych odwrotnego działania steru; mogą natomiast spowodować zjawisko *flutteru*.

Dla większych ujemnych kątów natarcia zapas stateczności rośnie z prędkością, dla mniejszych zaś — może maleć. Zwiększenie sztywności i ujemne zaklinowanie statecznika mogą spowodować wzrost stateczności.

Na zapas sterowności ma wpływ dodatkowo zmiana współczynnika pochylecia krzywej siły nośnej.

Artykuł wpłynął w czerwcu 1950.

#### LITERATURA

1. H. M. Lyon, P. M. Trucett. R & M Nr. 2075/A Theoretical Analysis of Longitudinal Dynamic Stability in Gliding Flight.
2. W. G. A. Perring — High Speed Performance, Aeronautical Conference 1947.
3. Liepman H. & Pucket — Introduction to the Aerodynamics of a Compressible Fluid. New York 1948.

4. R. Sauer — Wwiedzenie w gazodynamiku, Moskwa 1947.
5. J. Staszek — Ogólne rozważania o przepływie z wielką prędkością. Technika Lotnicza Nr 1 (4) 1949.
6. F. Feldman — Untersuchung von symmetrischen Tragflügelprofilen beim hohen Unterschallgeschwindigkeiten in einem geschlossenem Windkanal, Zurich 1948.
7. J. Staszek — Optyw profilu przy nadkrytycznych liczbach Macha, Technika Lotnicza Nr 2 (5), 3 (6) 1949.
8. H. Davies — Badania w locie przy prędkościach poddźwiękowych, Technika Lotnicza 1949.
9. J. Hasek — Aerodynamika vysokych rychlosti, Praha 1949.
10. Goroszczenko — Aerodynamika skorostnowo samolota, Moskwa 1948.
11. Pressure and Wake Measurements up to Mach Number 0,85 on an EC 1250 Section with 25 per cent. Control R & M 2065.
12. B. Gothert — Einfluss der Kompressibilität auf die Statische Längsstabilität von Flugzeugen Jahrbuch 1942 der Deutschen Luftfahrtforschung.
13. S. B. Gates and H. M. Lyon M. A. — A Continuation of Longitudinal Stability and Control Analysis. Part I & II R & M 2027, 2028.
14. The Problem of Longitudinal Stability and Control at High Speeds, NACA Rep. Nr 267.
15. W. N. Turner — Compressibility Effects on the Longitudinal Stability of a Pursuit — Type Airplane as Measured in Flight. NACA Rep. No. 854.
16. E. S. Richards — Practical Design Problems Arising from Sweepback. Aeronautical Conference 1947.
17. A. R. Collar, F. Grinstead — The Effects of Structural Flexibility of Tailplane, Elevator and Fuselage on Longitudinal Control and Stability R & M 2010 1942.



## PRZY rysowniczy

### 106. OBLICZANIE PŁYT USZTYWNIONYCH PODŁUŻNICAMI, PoddANYCH ŚCISKANIU JEDNOKIERUNKOWEMU.

Rozpatrzmy blachę prostokątną, usztywnioną przy pomocy podłużnic, równoległych do kierunku działania obciążenia.

Podłużnice są wykonane z takiego samego materiału co płyta i przytwierdzone do niej przez nitowanie lub elektryczne spawanie punktowe. Tego typu elementy są często spotykane w konstrukcjach lotniczych. Obliczenie takich elementów należy podzielić na dwie części:

- 1) przed utratą stateczności blachy (patrz 107),
- 2) po utracie stateczności blachy (patrz 108 i dalsze).

### 107. NAPRĘŻENIE PRZED UTRATĄ STATECZNOŚCI.

Przed utratą stateczności naprężenie ściskające w blasze i podłużnicach jest jednakowe i wielkość naprężenia wynosi

$$\sigma_c = \frac{F}{S + S_p}$$

gdzie  $S$  powierzchnia przekroju blachy  
 $S_p$  powierzchnia przekroju podłużnicy

Mgr inż. RYSZARD ORŁOWSKI

## Stateczność płyt w konstrukcjach cienkościennych

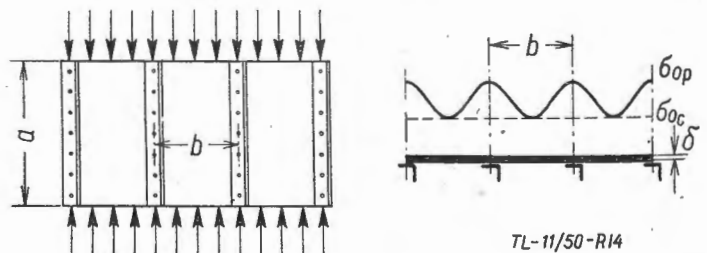
$F$  siła działająca na element o szerokości  $b$  (patrz Rys. 14).

Naprężenie krytyczne należy określić dla poszczególnych szerokości blach wg danych z wykresu na Rys. 5.

### 108. NAPRĘŻENIE PO UTRACIE STATECZNOŚCI.

Po przekroczeniu naprężeń krytycznych w blaszę, przy dalszym wzroście obciążenia, stwierdzono przy pomocy tensometrów założonych na blachę i podłużnicę, że rozkład naprężeń przyjmuje postać zbliżoną do sinusoidy (patrz rys. 14).

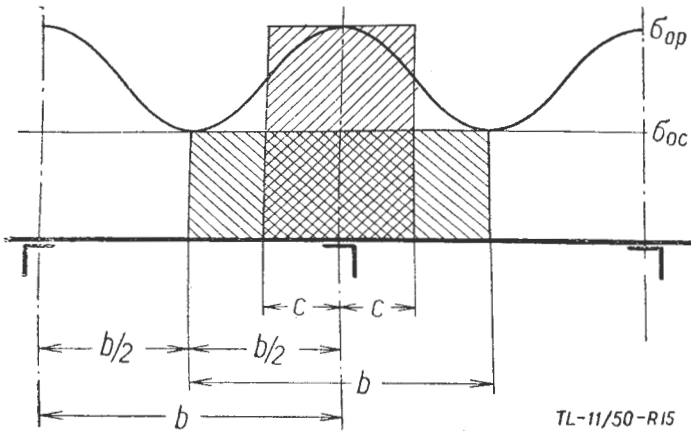
Przyjmujemy, że w środku blachy nie mamy



TL-11/50-R14

Rys. 14. Schemat obciążenia, stanu naprężeń i deformacji elementu cienkościennego usztywnionego podłużnicami poddanego ściskaniu jednostronnemu.

większego naprężenia niż krytyczne. W płaszczyźnie podłużnicy naprężenia w blasze i podłużnicy są równe i przy wzroście obciążenia wzrastają aż do osiągnięcia wartości naprężenia wyboiczającego podłużnicę. Przyjmujemy, że takie samo naprężenie jak podłużnica posiada pasek blachy o tak zw. szerokości współpracującej  $2c$ . (patrz rys. 15).



Rys. 15. Rzeczywisty i schematyczny rozkład naprężeń w elemencie konstrukcji z rys. 14 po utracie stateczności blachy.

Szerokością współpracującą nazywamy szerokość fikcyjnego pasa blachy, w którym naprężenie jest takie samo jak w podłużnicy. Naprężenie krytyczne dla szerokości współpracującej jest takie samo jak wartość naprężenia powodującego wyboiczenie podłużnicy. Stwierdzono, że stosunek szerokości współpracującej do całkowitej szerokości blachy pomiędzy podłużnicami  $\frac{c}{b}$  jest funkcją  $\frac{\sigma_{oc}}{\sigma_p}$  gdzie  $\sigma_{oc}$  jest naprężeniem krytycznym blachy a  $\sigma_p$  jest naprężeniem w podłużnicy.

109. OBLICZANIE SZEROKOŚCI WSPÓLPRACUJĄCEJ.

Wzór Karmana podaje zależność:

$$\left(\frac{c}{b}\right)^2 = 0,25 \frac{\sigma_{oc}}{\sigma_{op}}$$

skąd  $c = 0,5b \sqrt{\frac{\sigma_{oc}}{\sigma_{op}}}$ . Wzór ten można stosować dla blach płaskich i zakrzywionych.

Dla ściskania jednokierunkowego wzór Karmana można uprościć ponieważ

$$\sigma_{oc} = k_c E \left(\frac{\delta}{b}\right)^2; \text{ zatem } c = 0,5\delta \sqrt{\frac{k_c \cdot E}{\sigma_{op}}};$$

wg Rys. 5 dla blachy zamocowanej przegubowo mamy  $k_c = 3,64$  a zatem

$$c = 0,95\delta \sqrt{\frac{E}{\sigma_{op}}};$$

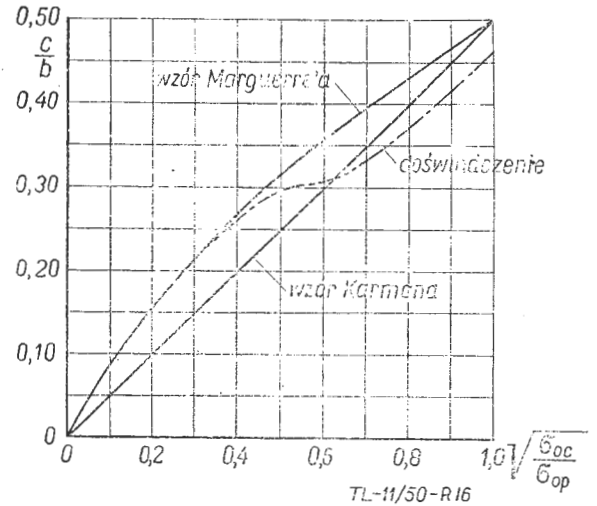
Dla blachy ściskanej jednokierunkowo przy praktycznych warunkach zamocowania  $k_c = 5$  i wtedy szerokość współpracująca wyraża się wzorem

$$c = 1,12\delta \sqrt{\frac{E}{\sigma_{op}}};$$

Wzór Marguerre'a podaje zależność:

$$c = 0,5b \sqrt[3]{\frac{\sigma_{oc}}{\sigma_{op}}};$$

Na Rys. 16 podano krzywe szerokości współpracującej wyliczone przy pomocy wzorów Karmana i Marguerre'a oraz krzywą doświadczalną.



Rys. 16. Zależność szerokości współpracującej od stosunku naprężeń krytycznych dla ściskanej blachy i podłużnicy.

110. PRZEBIEG OBLICZENIA SZEROKOŚCI WSPÓLPRACUJĄCEJ\*)

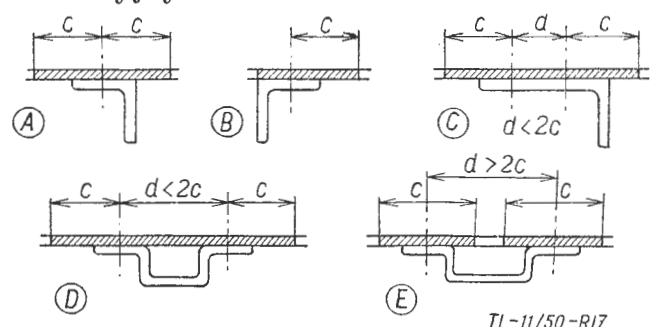
Ze wzoru Karmana wynika, że dla znalezienia szerokości współpracującej musimy znać  $\sigma_{op}$ . Można je wyliczyć z zależności

$$\sigma_{op} = \frac{F}{S' + S_p}$$

jednak i tutaj posiadamy niewiadomą  $S'$  (powierzchnia przekroju szerokości współpracującej). W wypadku ogólnym można to obliczyć przy pomocy metody kolejnych przybliżeń. Należy założyć  $\sigma_{op}$  lub  $c$  i sprawdzić. Wystarczy zazwyczaj dwu lub trzykrotne przeliczenie. Dla szybkiego rachunku można przyjąć  $\sigma_{op}$  i stąd wyliczyć wartość szerokości współpracującej.

111. PRZYPADKI NIETYPOWYCH SZEROKOŚCI WSPÓLPRACUJĄCEJ.

Na rys. 17 podane są przykłady określenia szerokości współpracujących dla różnych rozwiązań konstrukcyjnych.



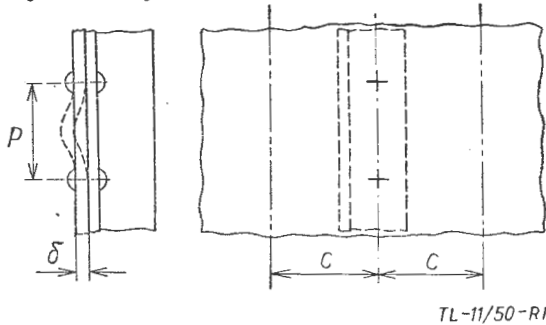
Rys. 17. Przykłady określenia szerokości współpracującej.

\*) przy obciążeniach poniżej granicy plastyczności.



112. WYBOCZENIE BLACHY POMIĘDZY NITAMI.

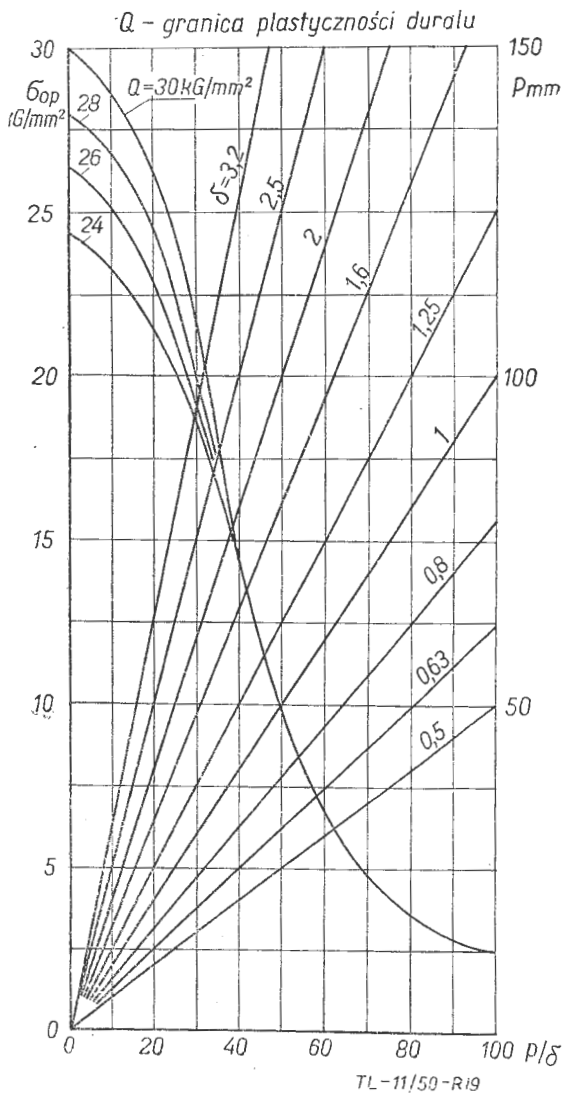
Po przeprowadzeniu zasadniczych obliczeń dla blachy i podłużnicy należy sprawdzić czy pas blachy o szerokości współpracującej nie posiada tendencji do wyboczenia lokalnego na odcinku



TL-11/50-R18

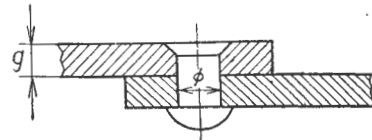
Rys. 18. Schemat odkształcenia partii blachy pomiędzy nitami.

pomiędzy nitami. Odległości nitów (podziałka) powinny być takie, by utrata stateczności paska blachy nastąpiła dopiero po osiągnięciu naprężenia krytycznego dla podłużnicy. Wyniki praktyczne dla określenia podziałki nitowania p podaje Rys. 19.



Rys. 19. Wykres do wyznaczania podziałki nitowania dla blach ściskanych usztywnionych podłużnicami.

Wymiary średnicy nitów  $\phi$  dla poszczególnych grubości blach podaje tabliczka na Rys. 20.



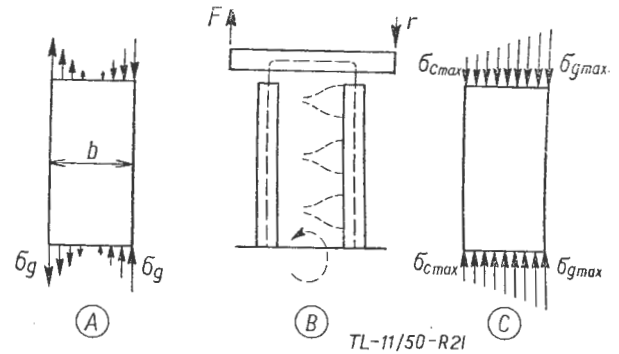
g	$\phi$
5+5	6,4
3,2+3,2	5
1,6+1	3,2

TL-11/50-R20

Rys. 20. Zależność średnicy nitu od grubości nitowanych blach.

200. STATECZNOŚĆ CIENKICH PŁYT PODDANYCH ZGINANIU.

Zginanie płyty w jej płaszczyźnie może być zrealizowane w sposób podany na Rys. 21B.



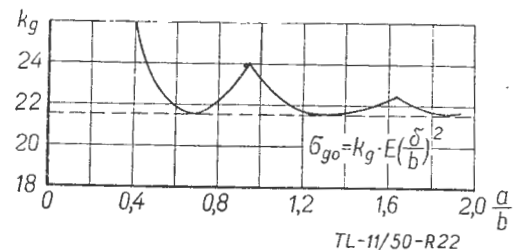
TL-11/50-R21

Rys. 21. Schemat odkształcenia i rozkładu naprężeń w zginanej blasce.

W wyniku przyłożonego momentu zginającego na części ściskanej płyty następuje pofałdowanie. Naprężenie krytyczne podaje wzór

$$\sigma_{og} = k_g E \left( \frac{\delta}{b} \right)^2$$

Wartość bezwymiarowego współczynnika  $k_g$  w zależności od stosunku wymiarów płyty  $\frac{a}{b}$  jest podana na Rys. 22. Uwidoczniono tu wartości  $k_g$



TL-11/50-R22

Rys. 22. Wskaźnik stateczności blachy poddanej obciążeniu gącemu.

dla blachy zamocowanej przęgubowo. Wartość  $k_g$  zbliża się asymptotycznie wraz ze wzrostem  $\frac{a}{b}$  do 21,6. Jest to wartość sześciokrotnie większa niż dla ściskanego paska blachy zamocowanego przęgubowo. Znajdziemy analogicznie wartość  $k_g$  dla paska sztywno osadzonego. Wyniesie ona  $k_g = 6 : 6,35 = 38,2$ . Dla praktycznych warunków zamocowania blachy przyjmuje się  $k_g = 30$ .

201. STATECZNOŚĆ PŁYTY ŚCISKANEJ I GIĘTEJ.

Rys. 21C podaje przykład takiego obciążenia. Naprężenie krytyczne przedstawia wzór

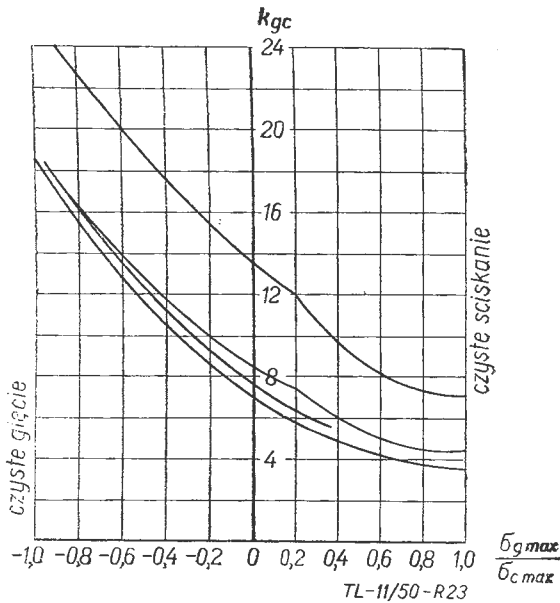
$$\sigma_{ogc} = k_{gc} E \left( \frac{\delta}{b} \right)^2$$

gdzie

$$\sigma_{ogc} = \sigma_g + \sigma_c$$

tutaj  $\sigma_g$  oznacza naprężenie zginające max, a  $\sigma_c$  naprężenie ściskające. Dla takiego wypadku wartość współczynnika  $k_{gc}$  jest podana na Rys. 23 w funkcji  $\frac{\sigma_g}{\sigma_c}$  gdzie  $\sigma_g$  i  $\sigma_c$  — maksymalna i minimalna wartość naprężeń na brzegach płyty.

Zasadniczo można przyjmować podane wartości dla wydłużeń płyt większych od 1,5.



Rys. 23. Wskaźnik stateczności blachy płaskiej giętej i ściskanej jednocześnie.

202. PŁYTY ZAKRZYWIONE ZGINANE.

Praktycznie można przyjmować naprężenie krytyczne o 30 do 40% większe od naprężenia krytycznego blach obciążonych czystym ściskaniem.

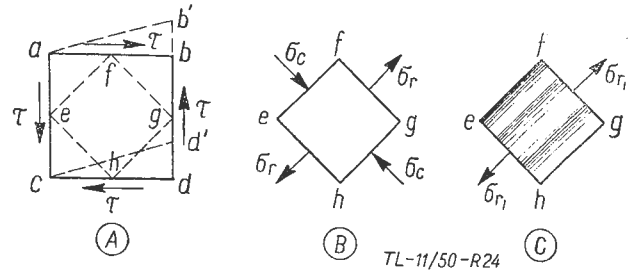
300. STATECZNOŚĆ BLACH OBCIĄŻONYCH ŚCINANIEM.

Rozpatrywany będzie stan naprężeń blachy przed i po utracie stateczności.

301. STAN NAPRĘŻENIA PRZED UTRATĄ STATECZNOŚCI.

Wytnijmy mały element kwadratowy  $abcd$  o bokach równoległych do krawędzi płyty podanej czystemu ścinaniu. Element (Rys. 24A), którego boki  $ac$  i  $bd$  są prowadzone ma tendencje do odkształcenia się  $ab'd'c$ . Przekątna  $ad$  skraca się, natomiast przekątna  $bc$  wydłuża się.

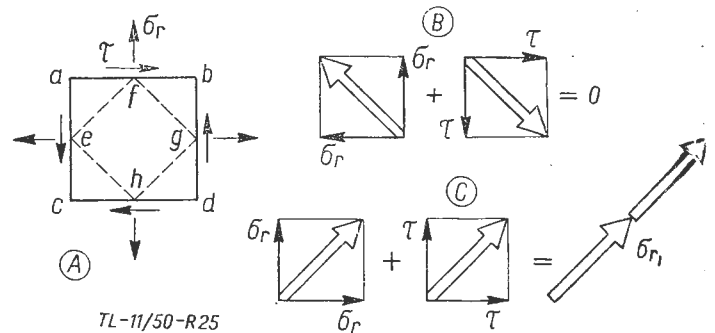
Jeśli z tego elementu wytnijmy kwadrat pod kątem  $45^\circ$  (Rys. 24B) to będzie on pod wpływem czterech naprężeń normalnych do boków. Element taki będzie ściskany i rozciągany w przekrojach do siebie prostopadłych.



Rys. 24. Stan napięć w elemencie ścinanym.

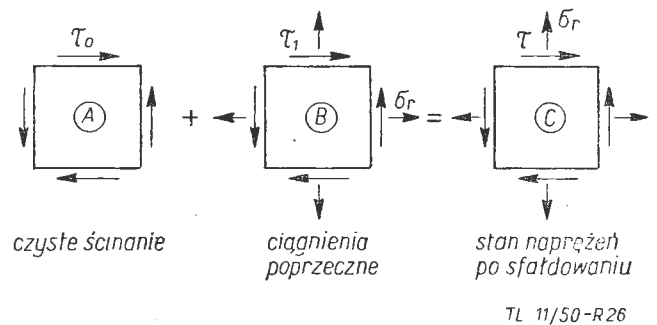
302. STAN PO UTRACIE STATECZNOŚCI.

Przy wzrastającym obciążeniu ścinającym naprężenie ściskające osiągnie wartość naprężenia krytycznego i nastąpi pofałdowanie blachy (Rys. 24C). Naprężenie rozciągające powiększy się. Jeśli na element  $efgh$  z Rys. 24C nałożymy kwadrat  $abcd$  to jego stan napięć przedstawi nam po utracie stateczności Rys. 25A.



Rys. 25. Stan napięć w tzw. polu ciągnięć elementu blachy ściennej.

Ten układ wektorów jest równoważny ze stanem wynikającym z Rys. 24C co uwidaczniają rysunki 25B i C. Ponieważ element  $abcd$  przed utratą stateczności posiadał naprężenie krytyczne ścinające  $\tau_0$  więc możemy narysować sumarycznie stan napięć jak podaje Rys. 26.



Rys. 26. Stan napięć wypadkowych w elemencie blachy ścinanej po utracie stateczności.

303. KRYTYCZNE NAPRĘŻENIE ŚCINAJĄCE DLA PŁYT PŁASKICH.

Ogólnie

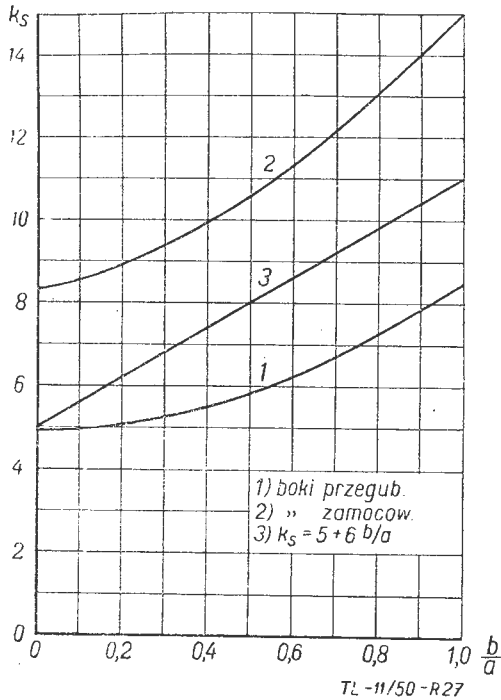
$$\tau_0 = k_s E \left( \frac{\delta}{b} \right)^2$$

gdzie  $b$  oznacza mniejszy wymiar płyty. Wartości współczynnika  $k_s$  są wyższe niż dla ściskania.

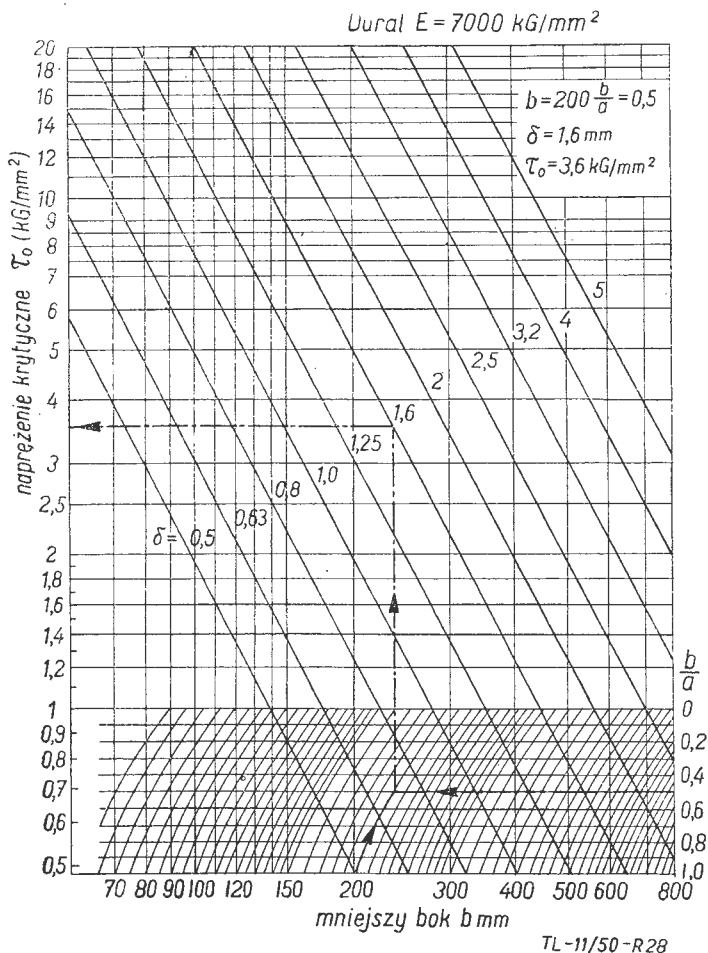
Praktycznie można przyjmować wielkość

$$k_s = 5 + 6 \frac{b}{a}$$

Wartości współczynnika  $k_s$  podaje Rys. 27.



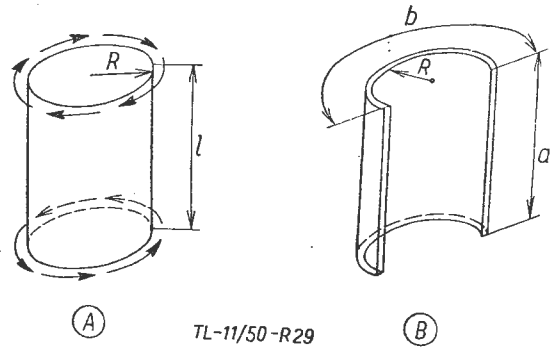
Rys. 27. Wskaźnik stateczności płaskich blach ścinanych.



Rys. 28. Nomogram do wyznaczania naprężeń krytycznych dla płaskich duralowych ( $R_r = 40 \text{ kg/mm}^2$ ) blach ścinanych.

Rys. 28 podaje wartości  $k_s$  dla duralu dla którego przyjęto  $E = 7000 \text{ kg/mm}^2$ .

304. WYZNACZANIE NAPRĘŻEŃ KRYTYCZNYCH ŚCINAJĄCYCH DLA PŁYT ZAKRZYWIONYCH.



Rys. 29. Schemat obciążenia ścinającego płaszcza cylindrycznego i wycinka powierzchni walca.

Według *Wagnera i Ballerstedta* naprężenie ścinające krytyczne dla walca Rys. 29A wyraża się wzorem

$$\tau'_{0i} = k'_s E \left( \frac{\delta}{l} \right)^2 + 0,1 E \left( \frac{\delta}{R} \right)$$

Dla wartości  $\frac{R}{\delta} = 250 \div 4000$  i  $\frac{l}{R} = 0,25 - 5$

można przyjmować  $k'_s = 7,05$  dla boków zamocowanych sztywno. Czynniki  $k'_s \left( \frac{\delta}{l} \right)^2$  przedstawia naprężenie krytyczne bez uwzględnienia zakrzywienia, a czynniki  $0,1 E \left( \frac{\delta}{R} \right)$  przedstawia wpływ stabilizujący zakrzywienia. Według *Ebnera* krytyczne naprężenie ścinające dla wycinka walcowego przedstawia wzór

$$\tau''_0 = \frac{\tau_0}{2} + \sqrt{\left( \frac{\tau'_0}{2} \right)^2 + \left( \frac{\tau_0}{2} \right)^2}$$

gdzie  $\tau_0$  naprężenie krytyczne dla płaskiej płyty  
 $\tau'_0$  naprężenie krytyczne dla walca o promieniu  $R$ .

Przykład liczbowy (wg Rys. 29B).

$R = 1500 \text{ mm}$ ;  $\delta = 1 \text{ mm}$ ;  $b = 150 \text{ mm}$ ;  $a = 500 \text{ mm} = l$   
 $\frac{b}{a} = 0,3$ ; z Rys. 28 odczytujemy  $\tau_0 = 2,1 \text{ kg/mm}^2$ ;

$$\tau'_0 = 7,05 \cdot 7000 \left( \frac{1}{500} \right)^2 + 0,1 \cdot 7000 \frac{1}{1500} = 0,663 \text{ kg/mm}^2;$$

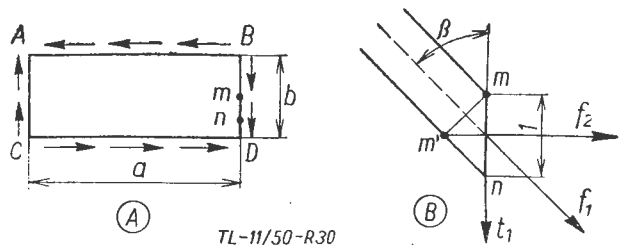
$$\tau''_0 = 1,05 + \sqrt{(0,663)^2 + 1,05^2} = 2,29 \text{ kg/mm}^2$$

305. NAPRĘŻENIE PO UTRACIE STATECZNOŚCI PŁASKIEJ PŁYTY PODDANEJ ŚCINANIU.

Niech płaska płyta ABCD pozostaje pod działaniem wydatku naprężeń  $t > t_0$ . Mamy zatem

$$\tau > \tau_0 \quad \text{gdzie} \quad \tau = \frac{t}{\delta} \quad \tau_0 = \frac{t_0}{\delta}$$





Rys. 30. Schemat stanu napięć pola ciągnięć.

Przez  $\beta$  będziemy oznaczać kąt jaki utworzą fale na powierzchni blachy. Można przyjmować praktycznie, że kąt ten wynosi  $\beta = 45^\circ$ . Po przekroczeniu naprężenia krytycznego w płycie pojawiają się ciągnięcia których wydatek  $t_1 = t - t_0$ . Bliższym rozpatrywaniem stanu blachy po utracie stateczności zajmuje się tzw. teoria pola ciągnięć. Ze względu na charakter artykułu podaje się wzory przybliżone, słuszne jedynie pod założeniem, że kąt pofałdowania się blachy po utracie stateczności wynosi  $45^\circ$ . Jest to przybliżenie, z technicznie wystarczającą dokładnością.

Rozpatrzmy Rys. 30B. Jeśli przyjąć, że odcinek  $mn = 1$ , to  $f_1 = \frac{t_1}{\cos \beta}$ ;  $f_2 = t_1 \tan \beta$

$$s = (mm') \delta = mn \delta \sin \beta = \delta \sin \beta$$

dla jednostki długości. Naprężenie rozciągające

$$\sigma_{r_1} = \frac{f_1}{s} = \frac{t_1}{\delta \sin \beta \cos \beta}; \quad \sigma_{r_1} = \frac{2(\tau - \tau_0)}{\sin 2\beta}$$

i dla  $\beta = 45^\circ$

$$\sigma_{r_1} = 2(\tau - \tau_0)$$

jest to naprężenie rozciągające wywołane pofałdowaniem się blachy. Istnieje również składowa rozciągająca od ścinania. Jeśli jej wartość dodać do ciągnięć poprzecznych to dla  $\beta = 45^\circ$

$$\sigma_{r_1} = 2(\tau - \tau_0)$$

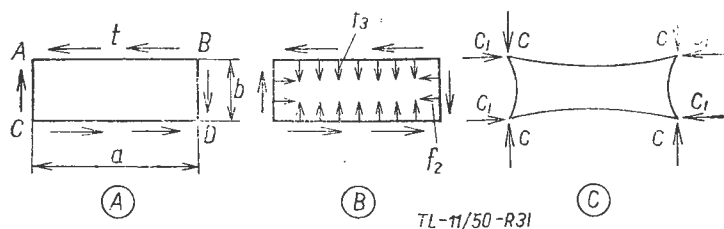
Boki pionowe AC i BD są zatem pod wpływem sił normalnych skierowanych do wewnątrz płyty. Siły te na jednostkę długości są

$$f_2 = t_1 \tan \beta \quad \text{dla} \quad \beta = 45^\circ \quad f_2 = t - t_0$$

Na boki poziome AB i CD działa obciążenie na jednostkę długości dla  $\beta = 45^\circ$

$$j_3 = f_2 = t - t_0$$

Po pofałdowaniu blachy na skutek ścinania wytwarza się tzw. pole ciągnięć powyżej opisane.



Rys. 31. Obciążenie obramowania wywołane polem ciągnięć.

Pole ciągnięć oddziałuje na wręgi i podłużnice wywołując w nich ściskanie i gięcie. Słuszne to jest jedynie dla płyt płaskich.

### 306. ŚCISKANIE OBRAMOWANIA PŁYTY NA SKUTEK POFAŁDOWANIA BLACHY PODDA-NEJ ŚCISKANIU.

Boki AC i BD są poddane ściskaniu (Rys. 31C).

$$C = f_3 \frac{a}{2}; \quad C = \frac{a}{2}(t - t_0)$$

Boki AB i CD są poddane również ściskaniu siłami.

$$C_1 = f_3 \frac{b}{2}; \quad C_1 = \frac{b}{2}(t - t_0)$$

### 307. GIĘCIE OBRAMOWANIA PŁYTY NA SKUTEK POFAŁDOWANIA BLACHY PODDA-NEJ ŚCINANIU.

Boki pionowe AC i BD są obciążone momentem

$$M_{max} = \frac{f_3 \cdot b^2}{8} \quad \text{i dla} \quad \beta = 45^\circ \quad M_{max} = \frac{b^2}{8}(t - t_0)$$

Boki poziome AB i CD są obciążone momentem.

$$M_{max} = \frac{a^2}{8}(t - t_0)$$

Często ciągnięcie poprzeczne przedstawia się w sposób jeszcze bardziej uproszczony, przyjmując, że blacha od początku pracuje na ciągnięcia. Zakładamy tutaj, że takie przybliżenie jest dopuszczalne jeśli naprężenie krytyczne jest daleko mniejsze niż naprężenie wywołane obciążeniem.

#### LITERATURA

Cours de resistance des Materiaux appliquee a l'aviation. SNCASE par P. Vallat. (Menard - Editeurs.) 1945.  
Journal of the Aeronautical Sciences, April, 1937.  
Precis d'aerotechnique, f. Rd. 1 - 6.  
Luftfahrtforschung 20.9.1936.  
Luftfahrtforschung vol. 13, Nr 8. 20.8. 1936.

## SKRZYŃKA TECHNICZNA

Zgodnie z przyjętym przez nas zwyczajem prostujemy błędy zauważone w poprzednich zeszytach:

W zeszycie Nr 4(11) „Techniki Lotniczej“ z grudnia 1950 r. w artykule mgr inż. B. Krajewskiego pt. „Przepływ cieczy nieściśliwej przez stopień maszyny wirnikowej osiowej w świetle równań aero- i hydrodynamicznych“ Autor znalazł błędy w następujących wzorach, które powinny mieć postać:

$$(1,1) \quad P_r + \frac{\partial E}{\partial r} = \frac{c_u}{r} \cdot \frac{\partial [r \cdot c_u]}{\partial r} - c_a \left[ \frac{\partial c_r}{\partial x} - \frac{\partial c_a}{\partial r} \right]$$

$$(1,2) \quad P_x + \frac{\partial E}{\partial x} = c_r \left[ \frac{\partial c_r}{\partial x} - \frac{\partial c_a}{\partial r} \right] + c_u \frac{\partial c_u}{\partial x}$$

$$(1,7) \quad \frac{\partial E}{\partial r} = c_u 2\omega_x - c_a 2\omega_u$$

W tym samym zeszycie w artykule mgr inż. R. Orłowski pt. „Stateczność płyt w konstrukcjach cienkościennych“ wkradły się następujące omyłki. Na rysunku 8 na lewej stronie wykresu płyta winna być ściskana i rozciągana. Należy więc zmienić kierunek strzałek poziomych tak, aby szkic tej płyty był zgodny ze szkicem znajdującym się na prawej stronie rysunku 7, co zresztą wynika z prawidłowo umieszczonych oznaczeń  $v_{r2}$  W

tym samym artykule na rysunku 12, górny wzór wskazany w prawej części wykresu powinien być zgodny z wzorem (8) ze str. 156, II kolumna. Należy więc wstawić cyfrę „3“ bezpośrednio za znakiem równości. W podpisie tego samego rysunku 12 należy uzupełnić wymiar w nawiasach do postaci  $kG/mm^2$ .

Mgr inż. St. Madeyski.

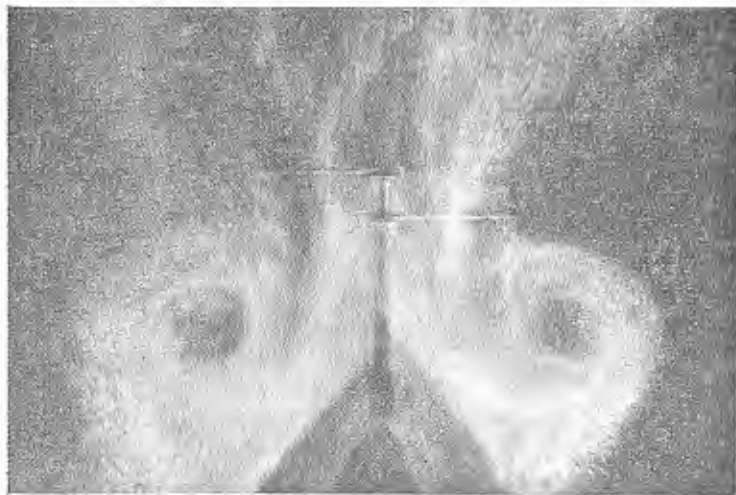
## NOWOŚCI TECHNICZNE

### NOWY SPOSÓB UWIDOCZNIANIA PRZEPLYWU

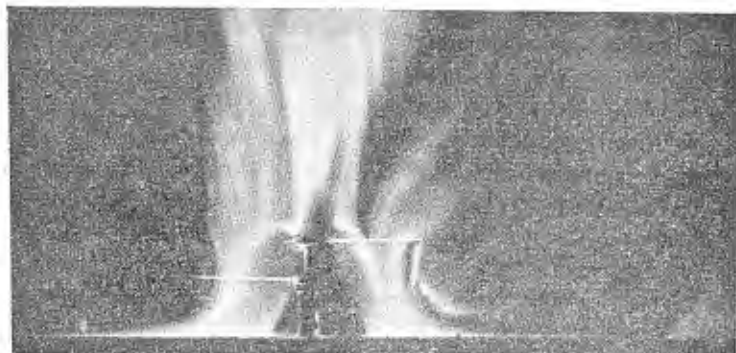
W badaniach aerodynamicznych bardzo często zachodzi potrzeba uwidaczniania przepływu. Przy ustalaniu np. kształtu elementu samolotu interesujemy się opływem wokół niego. Widząc nieregularny przepływ strug łatwo można zmienić ukształtowanie elementu dochodząc w ten sposób do najlepszego jego uformowania.

Przy śmigłach i rotorach śmigłowców, zwłaszcza w takich przypadkach gdy oddziałuje bliskość ziemi lub też ciało znajduje się w strumieniu zaśmigłowym obliczenia teoretyczne nie są wystarczające i dopiero uwidocznienie przepływu pozwala na zorientowanie się w charakterze zjawiska.

Próbowano szeregu sposobów uwidaczniania przepływu jak np. wprowadzanie pasemek dymu czy też zabarwianie strug wody w tunelach hydrodynamicznych jednakże napotymano na wiele trudności laboratoryjnych.



Ostatnio została opracowana nowa metoda odznaczająca się wielką prostotą i taniością instalacji. Do uwidaczniania przepływu posługujemy się tu bardzo subtelnym pyłem otrzymanym z przecierania balzy (bardzo lekkie drewno znane powszechnie z modelarstwa lotniczego). Użyte cząsteczki pyłu posiadają bardzo małą masę (ich prędkość swobodnego spadku wynosi około  $0,3$  m/sek) — oraz odznaczają się dużą zdolnością odbijania światła. Jeżeli strumień powietrza z zawieszoną pyłu z balzy zo-



stanie oświetlony snopem światła skierowanym prostopadle do kierunku obserwacji to bardzo dobrze stają się widoczne linie prądu.

Aparatura składa się z następujących części:

- zbiornik z pyłem posiadający od dołu urządzenie do rozpraszania z sitkami i mieszadłem,
- aparat foto,
- oświetlenie.

Załączone fotografie przedstawiają przepływ spowodowany rotorami współosiowymi typu stosowanego na śmigłowcach.

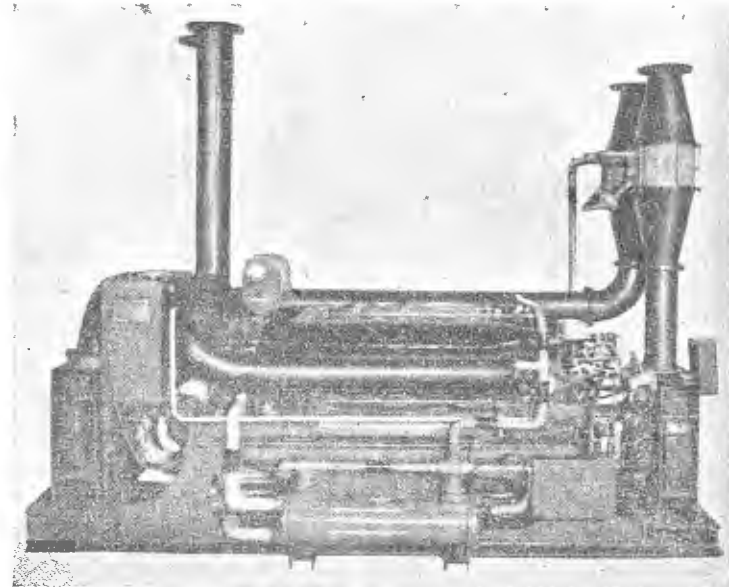
Przy pomocy tej prostej metody można badać warunki przepływu w ruchu ustalonym jak też i w ruchu nietrwałym, oddziaływanie bliskości ziemi i elementów płatowca i t. d.

„Aviation week“ July 3, 1950.

### LABORATORYJNY ZESPÓŁ SILNIKOWO-SPRĘŻARKOWY

Znamienną dla obecnej sytuacji w dziedzinie silników lotniczych ciekawostką jest ukazanie się na rynku zagranicznym budowanych seryjnie zespołów sprężarkowych, mających dostarczać sprężonego powietrza pod ciśnieniem i w ilościach wystarczających do badania różnych typów komór spalania silników odrzutowych.

Zespoły te przeznaczone w pierwszym rzędzie do prac rozwojowych nad silnikami odrzutowymi (a mogące oczywiście znaleźć zastosowanie i przy wielu innych pracach badawczych w dziedzinie aerodynamiki) zbudowane są z normalnych elementów tłokowych silników lotniczych, a mianowicie 12-cylindrowego silnika Allison V-1710-111, napędzającego dwie jednostopniowe odśrodkowe sprężarki Allison V-1710-109, służące normalnie do doładowywania silnika.



Jak widać z fotografii, całość zmontowana jest na specjalnej podstawie z normalnych dwuteowników. Sam silnik w porównaniu z „normalnym“ wykonaniem (tj. przeznaczonym do zabudowy na płatowcu) wykazuje tę tylko-

różnicę, że końcówka napędu przedniego — połączona normalnie przekładnią z wałem wykorbionym — została sprzężona z nim bezpośrednio, tak, że obydwa napędy przedni i tylny dają tę samą ilość obrotów. Umożliwia to wymienną pracę sprężarek połączonych z końcówkami napędowymi przekładnią w stosunku 7,25:1. Przy normalnych obrotach silnika — 2800 na min. wirniki sprężarek posiadają 20244 obr./min.

Silnik w zespole pracuje bez doładowania. Zespoły budowane są w dwóch wersjach różniących się tylko układem przewodów powietrznych: w jednej wersji obydwie sprężarki tłoczą powietrze do wspólnego przewodu wylotowego, w drugiej połączone są szeregowo.

Przy połączeniu równoległym każda sprężarka dostarcza około 2,6 kg/sek powietrza pod ciśnieniem 2,1 kg/cm<sup>2</sup> przy prędkości przepływu powyżej 85 m/sek.

Przy połączeniu szeregowym otrzymuje się ciśnienie prawie dwukrotnie wyższe, ale wydatek tylko nieznacznie większy od wydatku jednej sprężarki przy połączeniu równoległym. Przy tym układzie jedna sprężarka tłoczy powietrze przez chłodnicę wodną do przewodu wlotowego drugiej sprężarki. Ten dwustopniowy układ przy międzystopniowym ochładzaniu powietrza do temperatury 35—40°C daje około 2,9 kg/sek powietrza przy ciśnieniu ca 4,2 kg/cm<sup>2</sup>.

Po raz pierwszy zastosowano opisane zespoły w laboratorium silników odrzutowych firmy General Electric Co. Dziesięć zespołów ustawiono w dwóch grupach z których pierwsza zawiera 6 a druga 4 zespoły. Przy pomocy odpowiedniego ustawienia zaworów można cały układ łączyć dwojako:

1) Przy połączeniu równoległym dowolnej ilości zespołów sprężarki tłoczą powietrze do wspólnego przewodu wylotowego. Przy uruchomieniu wszystkich zespołów otrzymuje się wówczas około 45 kg/sek powietrza o ciśnieniu około 2,1 kg/cm<sup>2</sup> i temperaturze 75—80°C.

2) Przy połączeniu „szeregowym“ grupa 6 zespołów posiada sprężarki połączone równolegle; wydatek tych 12 sprężarek tłoczony jest do równolegle połączonej grupy 4 zespołów o sprężarkach sprzężonych w każdym zespole szeregowo. Taki układ daje około 27 kg/sek powietrza pod ciśnieniem ca 4,2 kg/cm<sup>2</sup> i o temperaturze ca 180°C.

D. G.

**Przyrząd zapewniający optymalne hamowanie**

Jest rzeczą znaną, że zahamowane koło zaczyna się ślizgać po przekroczeniu pewnego określonego momentu hamującego. Przypadek ten szczególnie łatwo zachodzi podczas hamowania na mokrym betonie, asfalcie lub tp. nawierzchni i grozi awarią.

W celu zapobieżenia tego rodzaju wypadkom oraz dla wykorzystania do maksimum układu hamulcowego jedna z amerykańskich firm osprzętowych wyprodukowała urządzenie nazwane decelostatem umożliwiające wyłączenie hamulców z chwilą przekroczenia optymalnego momentu hamulcowego i natychmiastowe ponowne ich włączenie dla kontynuowania hamowania.

Działanie decelostatu widoczne jest z rys. 1. Po prawej stronie pokazany jest nadajnik decelostatu, po lewej zawór sterujący umieszczony na przewodzie prowadzącym do hamulca. Korpus nadajnika przymocowany jest za pomocą kołnierza do piasty koła i obraca się wraz z nią. W korpusie ułożyskowane jest koło zamachowe L, którego piasta tworzy równocześnie centralne koło zębate K przekładni planetarnej. Koło K ząbąbia się poprzez trzy satelity H z kołem F o uzębieniu wewnętrznym. Satelity osadzone są na tarczy J, od której prowadzi wałek skrzętny M połączony drążkiem z zaworem decelostatu. Wałek M przechodzi na wylot przez oś koła lotniczego. Zawór decelostatu osadzony jest na podwoziu płatowca.

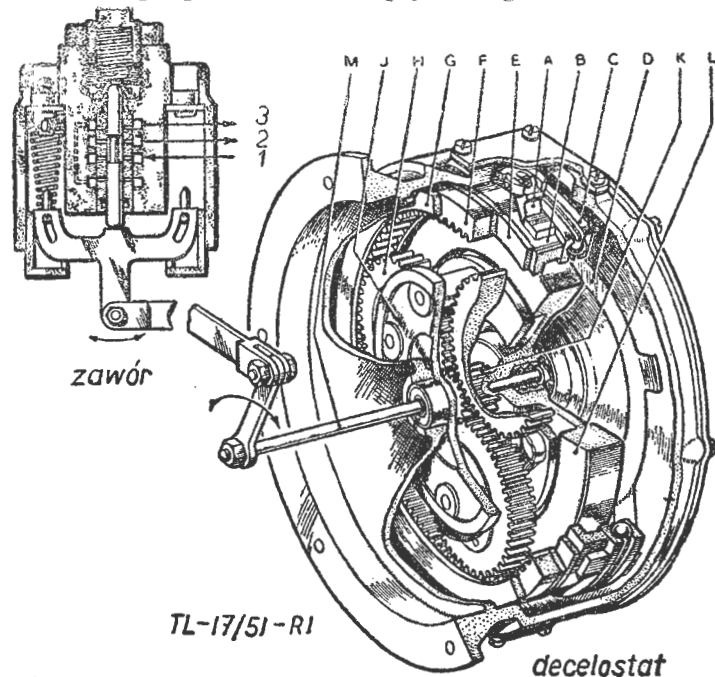
Koło F, mogące się swobodnie obracać względem korpusu, opiera się jednym bokiem o umocowane kołkami do korpusu pierścien oporowy G, na drugi zaś bok koła F ciśnie sprężyna D — poprzez łożysko oporowe C, pierścien zapadkowy B i fosforobrazową okładzinę E. Pierścien B posiada dwa występy współpracujące z dwiema zapadkami A osadzonymi w korpusie.

Z chwilą, gdy koła samolotu dotkną ziemi podczas łą-

dowania, zapadki A poczynają atakować występy na pierścieniu B, który zaczyna obracać się razem z piastą. Dzięki tarczi pomiędzy okładziną E i kołem F zostaje ono stopniowo przyspieszone aż do obrotów piasty a poprzez przekładnię planetarną zostaje przyspieszone koło zamachowe L. Na tarczę J oraz wałek skrzętny M działa wówczas moment obrotowy przestawiający zawór decelostatu z neutralnego położenia pokazanego na rysunku. Gdyby teraz hamulce były włączone, to znaczy gdyby do zaworu decelostatu był doprowadzony olej pod ciśnieniem z instalacji hamulcowej to byłby on cofnięty przez zawór z powrotem do przewodu powrotnego; do hamulca ciśnienie by nie doszło.

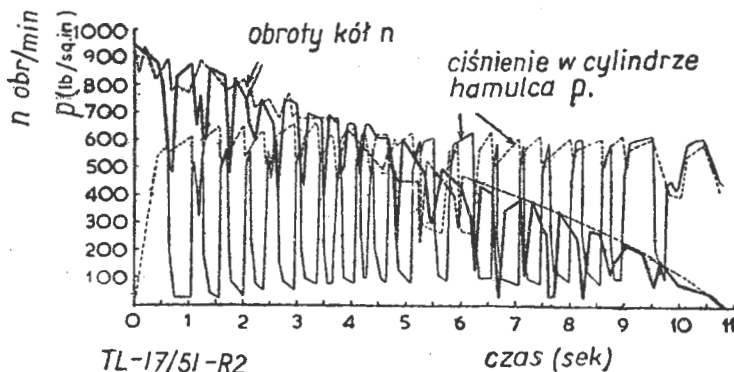
Taki stan rzeczy trwa do chwili, gdy koło zamachowe osiągnie pełne obroty. Wówczas na wałek M przestaje działać moment skrzęcający, zawór wraca do położenia środkowego i hamulce otrzymują pełne ciśnienie. Z chwilą, gdy skutkiem poślizgu opony piasta koła zatrzyma się, to na wałek skrzętny zadziała moment odwrotnego znaku powodujący również przestawienie i odhamowanie zaworu koła podwozia. W rzeczywistości nie potrzeba doprowadzać koła lotniczego aż do zatrzymania. Do przestawienia zaworu wystarcza określone przyspieszenie, względnie opóźnienie koła zamachowego.

Zespół decelostatu działa bardzo szybko. Podczas prób ładowania jedno z kół zostało w przeciągu zatrzymania trwającego 11 sekund 55 razy zahamowane i odhamowane po przekroczeniu optymalnego momentu.



Rys. 1. Działanie decelostatu

Oznaczenia: 1 — dopływ oleju pod ciśnieniem, 2 — przewód do cylindra hamulcowego, 3 — przewód powrotny.



Rys. 2. Wykres pracy decelostatu.

Rysunek 2 przedstawia wykres zmiany ciśnienia w cylindrze rozpierającym hamulca oraz wykres zmiany obrotów koła lotniczego podczas zatrzymania płatowca B-26 na mokrym betonie.

Na podstawie czasopisma „Flight“ opracował Pac.



## Na półkach księgarskich

W bieżącym numerze dotychczasowy dział „Nowe książki“ zmieniając nieco swoją formę ukazuje się pod zmienionym tytułem. Zdecydowaliśmy się zmienić postać drukowanych w „Technice Lotniczej“ recenzji książek. Dotychczas zamieszczaliśmy w zeszycie obszernie omówienia krytyczne książek, które mogą interesować Czytelników. Jednak ze względu na szczupłość miejsca w poszczególnym numerze mogły się zmieścić jedynie recenzje 2—3 książek. W przeciągu całego roku 1950 podaliśmy omówienia tylko dziewięciu książek.

Obecnie przejdziemy na system drukowania jedynie krótkich wzmianek bibliograficznych mających na celu jedynie zwrócenie uwagi zainteresowanych Czytelników na pewne książki i publikacje. Wydaje się nam przy tym, iż dzięki wprowadzonej ostatnio jednolitej organizacji rozprowadzania książek przez „Dom Książki“ nawet tak zwana ongiś „głęboka prowincja“ ma obecnie możliwość wygodnego zaopatrywania się w nowości krajowe i zagraniczne. Niejednokrotnie o tym mogliśmy się sami przekonać.

W zeszycie niniejszym — dla wyczerpania posiadanego opracowanego materiału — podajemy także i recenzje obszernie, dawnego typu.

Spodziewamy się, że zmiana ta będzie przychylnie przyjęta przez naszych Czytelników.

Prof. C. Witoszyński „Śmigło“ VIII Zeszyt prac Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie pod redakcją prof. J. Bukowskiego.

Ukazał się VIII a pierwszy powojenny zeszyt „Prac Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie“ pod redakcją prof. J. Bukowskiego; zawiera on metodę obliczania śmigieł opracowaną przez śp. prof. C. Witoszyńskiego.

Autor przeprowadza rozważania nad przepływem przez płaszczyznę obrotu śmigła i wyprowadza wzory na przybliżoną składową osiową i styczną prędkości ośrodka względem przekroju śmigła.

Następnie przeprowadzone jest obliczenie ciśnień prędkości w płaszczyźnie obrotu śmigła, wprowadzając rzeczywisty kąt natarcia i zakładając istnienie kierownicy.

Dalszym założeniem jest przyjęcie teoretycznej wielkości współczynnika wyporu. Moment oblicza się z zasady zachowania ilości ruchu zaś ciąg ze średniej różnicy ciśnień. Dalsze obliczenie uwzględnia wpływ współczynnika oporu profilowego. Dla uwzględnienia wpływu kadłuba wprowadzono współczynnik uwzględniający spadek prędkości w pobliżu kadłuba. Wielkości teoretyczne tego współczynnika podano pg. pracy inż. Ziemińskiego.

Jako uzupełnienie praca zawiera obliczenie śmigła w przepływie skośnym i wzajemny wpływ łopatek. Przykład obliczenia przedstawia nam jak po wstępnym doborze śmigła z katalogu, dla danej geometrii, obliczono dla różnych posuwów współczynniki momentu dla przekrojów, a przez całkowanie graficzne dla całej łopatki.

Następnie obliczono współczynnik momentu od oporu profilowego. W podobny sposób obliczono współczynnik ciągu.

Pewna niezgodność wyników obliczeniowych i doświadczalnych wynikają głównie z niedość dokładnych danych współczynników oporu profilowego.

Ostatnia część zeszytu VIII zawiera rozważania wpływu kształtu profilu i liczby *Macha* na współczynnik siły nośnej łopatki śmigła — opracował ją inż. S. Kuczewski.

Metoda śp. prof. Witoszewskiego została już sprawdzona na obliczeniach kilku śmigieł, wykazała ona swą przydatność i lepsze wyniki niż „metoda pasków“. Zamiast obliczenia wpływu współczynnika oporu profilowego, konstruktorzy niekiedy stosują współczynniki doświadczalne, uzyskując dobre wyniki. Metodę tę stosowano również z powodzeniem do obliczania młynków do hamowania silników, wprowadzając poprawkę doświadczalną.  
Z. B.

J. J. Jorisz. *Zaszczyta samolotnego oborudowania ot wibracji*. 222 str. Gosudarstwiennoj izdatelstwo oboronoj promyszlennosti. Moskwa 1949.

Książka zawiera zasadnicze problemy obliczeń, montażu i użytkowania amortyzujących konstrukcji i ich części. Techniczne zagadnienia są rozwiązane na podstawie teoretycznych i doświadczalnych badań kompleksu specjalnych zagadnień z teorii drgań i stosowanej teorii sprężystości.

Dzieło jest przeznaczone dla konstruktorów pracujących przy projektowaniu samolotów i osprzętu lotniczego, dla pracowników naukowo-badawczych instytutów lotniczych, oraz dla inżynierów i pracowników naukowych, zajętych badaniami drgań i walką z nimi w innych gałęziach. Książka może być pomocą dla studentów odpowiednich wydziałów wyższych uczelni technicznych.

Treść książki jest następująca:

Rozdział I. *Silnikowe drgania samolotu*. Autor wskazuje przyczyny silnikowych drgań, podaje metody ich rejestracji i badań; określa parametry i przytacza charakterystyczne formy drgań; wspomina o drganiach samolotów odrzutowych.

Rozdział II. *Sprężyste zawieszenie w ogólnym przypadku sześciu stopni swobody*. Poza częścią teoretyczną rozdział omawia ogólne wymagania montażu amortyzatorów i podaje przykład racjonalnego zawieszenia tablicy przyrządów na czterech amortyzatorach.

Rozdział III. *Sprężyste zawieszenie z jednym stopniem swobody*. Rozdział ten jest poświęcony zagadnieniom łączenia amortyzatorów i innych sprężystych części.

Rozdział IV. *Amortyzatory o stałej częstotliwości*. Godna uwagi jest podana tu metoda Popowa obliczania sprężyn z nieliniową charakterystyką oraz technologia przygotowywania takich sprężyn.

Rozdział V. *Uzupełniająca amortyzacja*. Jest to własne określenie autora, który w ten sposób nazywa t. zw. „indywidualną amortyzację“ np. pilota automatycznego, montowanego na amortyzatorach na wspólnej tablicy przyrządowej, posiadającej własną amortyzację.

Ogólny przypadek uzupełniającej amortyzacji daje 12 stopni swobody. Autor wskazuje, w jakich warunkach zagadnienie daje się sprowadzić do przypadku prostego (2 stopnie swobody) i ten przypadek szczegółowo omawia.

Rozdział VI. W rozdziale tym jest rozpatrzony przypadek wstrząsów w czasie kołowania samolotu, a w szczególności w chwili lądowania, z uwzględnieniem działania amortyzatorów podwozia i pneumatyków oraz sprężystych ograniczników ruchu.

Rozdział VII. *Drgania wymuszone w systemie ze sprężystymi ogranicznikami ruchu*. Ciekawe jest zestawienie wyników doświadczalnych, których dane pokrywają się z krzywymi teoretycznymi.

Rozdział VIII. *Podharmoniczny rezonans w układzie ze sprężystymi ogranicznikami ruchu*. We wszystkich konstrukcjach amortyzatorów osprzętu samolotowego, posiadających sprężyste ograniczniki ruchu, występują duże drgania o częstotliwości n razy mniejszej od częstotliwości zewnętrznej siły harmoniczej. Drgania te mogą powodować uszkodzenia osprzętu, co niejednokrotnie zachodzi na trzęsionkach. Nie należy jednak przeceniać niebezpieczeństwa tych drgań, w rzeczywistych warunkach eksploatacji. Zwykle niewielkie niedokładności montażowe amortyzatorów, a także przewody wszelkiego rodzaju powodują dodatkowe tłumienie drgań, co w znacz-

nej mierze zmniejsza możliwość powstawania w/w dużych drgań.

Rozdział IX. *Metody laboratoryjnych pomiarów parometrycznych amortyzatorów.* Rozdział zawiera szczegółowy spis metod i stoisk do badań amortyzatorów.

Rozdział X. *Konstrukcja amortyzatorów osprzętu samolotowego.* Autor opisuje większość spotykanych konstrukcji amortyzatorów produkcji światowej, wyrabianych jako fabrykaty i stosowanych na samolotach różnych państw. Dla niektórych spośród nich podaje autor wyniki badań i prób.

Rozdział XI. *Wpływ na izolację drgań połączeń przewodami obiektów osprzętu.* Zalecenia dotyczące montażu amortyzatorów. Wszelkiego rodzaju przewody powodują powiększenie drgań własnych układu i mogą same podlegać drganiom, pogarszając izolację drgań zamontowanych przyrządów. Można tego uniknąć, montując amortyzatory według wskazówek zawartych w końcowym paragrafie rozdziału.

Rozdział XII. *Zasadnicze wymagania, stawiane amortyzatorom osprzętu samolotowego.* W ostatnim rozdziale książki są zestawione zasadnicze żądania stawiane konstrukcji i użytkowaniu amortyzatorów osprzętu samolotowego.

Książka, zawierając w sobie całość zagadnienia izolacji od drgań, łączy w harmonijną całość teorię z doświadczeniem. Bogato ilustrowana, zaopatrzona w tablice, wykresy i nomogramy stanowi cenny materiał dla wszystkich, którzy zajmują się badaniem drgań od strony teorii i praktyki.

S. L.

W. F. Bołotnikow. *Elementarnyj kurs aerodinamiki samolota.* Wydawnictwo Oborongiz. 400 str. Moskwa 1950.

Miłą niespodzianką było ukazanie się na polskim rynku księgarskim nowego wydania książki znanego radzieckiego naukowca W. F. Bołotnikowa. Jest to drugie z kolei, uzupełnione wydanie książki, przeznaczonej specjalnie dla pilotów i pracowników lotnictwa mniej zaawansowanych w matematyce.

Pomimo tego jednak — jak to nazywa autor — elementarnego charakteru, książka ta podaje w głębokim ujęciu zjawiska związane z lotem samolotu. Połączenie dwóch elementów — jasności i zarazem wnikliwości — jest cechą charakterystyczną całej książki.

Począwszy od przypomnienia zasadniczych wiadomości z fizyki i mechaniki, autor podaje charakterystyki: atmosfery, współczynników aerodynamicznych i sposoby ich pomiaru oraz zmiany właściwości powierzchni nośnych w ośrodku ściśliwym i nieściśliwym.

W dalszych rozdziałach omówione są zagadnienia: wychynów samolotów z uwzględnieniem charakterystyk napędów (śmigłowych i odrzutowych), równowagi oraz stateczności podłużnej i bocznej. Dużo uwagi poświęca autor zagadnieniom mechaniki lotu szybkich samolotów o napędzie odrzutowym, nie ograniczając się tylko do zakresu prędkości poddźwiękowych, ale podając zmianę charakterystyk aerodynamicznych w obszarze naddźwiękowym.

Osobnym zagadnieniem poruszonym w ostatnim rozdziale książki jest sprawa pomiarów w locie z dużymi szybkościami. Autor omawia nowy dwuzakresowy sposób pomiaru prędkości; jeden, w zakresie do 400 km/godz polega na zwykłym pomiarze ciśnienia prędkości, drugi zaś, w zakresie ponad 400 km/godz uwzględnia poprawki na zmianę gęstości i temperatury atmosfery.

Książka Bołotnikowa zawiera cenny i bardzo nowoczesny materiał zaopatrzonej w liczne przykłady i tablice. Książka ta powinna znaleźć się w rękach zarówno pilotów i konstruktorów samolotów i silników, jak również i studentów szkół techniczno-lotniczych.

Dobrze byłoby, aby czynniki miarodajne (np. Liga Lotnicza) zajęły się przetłumaczeniem tak wartościowej książki, udostępniając tym samym jej poznanie szerszemu rzeszom pracowników lotnictwa.

J. R.

*Miechaniczieskije ispytanija mietalłow, D. O. Stawin i D. M. Szapiro, Metallurgizdat 1950 r., stron 230.*

W książce podane są zasadnicze metody mechanicznych badań metali; statyczne, dynamiczne i zmęczeniowe. Podany jest też opis metod badania, używanych maszyn i przyrządów, jak również spotykanych przy tym zadań i problemów kontrolnych. Całość zawarta jest w ośmiu rozdziałach, z których osobne podają określenie twardości, udarności i pełzania metali. Książka przeznaczona dla słuchaczy szkół technicznych jest również cenną pomocą dla pracowników laboratoriów mechanicznych.

L. S.

*Podręcznik fotogrametrii, dr M. Zeller, tłum. z franc. inż. B. Piasecki i inż. W. Sztomko, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1950 r., stron 294.*

Praca zawiera podstawowe wiadomości z dziedziny fotogrametrii, przy czym dwie trzecie książki traktuje o aerofotogrametrii. Na treść składają się następujące rozdziały: kamery do zdjęć lotniczych, sposoby wykonywania zdjęć, przyrządy do stereoskopowego opracowania zdjęć lotniczych, wyznaczanie zewnętrznej orientacji stereogramów lotniczych, teoria błędów zewnętrznej orientacji zdjęć prawie pionowych, odczytywanie i opracowywanie, aerotriangulacja przestrzenna, zastosowanie aerofotogrametrii. Książka przeznaczona jest dla inżynierów geodetów, studentów wydziałów geodezyjnych politechnik oraz inżynierów innych specjalności, w których fotogrametria i aerofotogrametria znajdują zastosowanie.

S. M.

*Radionawigacja mgr inż. Jarosław Jarocki Państwowe Zakłady Wydawnictw Szkolnych, 1950 r., stron 193, Format A4, wydane systemem powielania.*

Książka stanowi treść wykładów wygłoszonych przez autora na Wydziale Elektrycznym Politechniki Warszawskiej. Omawia rzuty kartograficzne i mapy, kierunkowe urządzenia odbiorcze, radiolatarnie, urządzenia goniometryczne lotnicze, urządzenia do lądowania samolotów, systemy hiperboliczne radionawigacji oraz urządzenia radarowe. Książka przeznaczona jest dla słuchaczy wyższych uczelni technicznych, mogą z niej również mieć wiele korzyści technicy i inżynierowie interesujący się zagadnieniami nowoczesnych urządzeń dla nawigacji lotniczej.

S. M.

*Elektriczieskije awiacionnyje pribory, N. I. Czistiakow, Oborongiz, 1950 r., stron 536.*

Celem pracy autora było stworzenie podręcznika dla studentów wyższych szkół technicznych. Ponieważ proces rozwoju i elektryfikacji wyposażenia samolotów jest bardzo intensywny oraz ze względu na charakter książki — autor największą uwagę zwrócił na ogólne zasady i metody pomiarów w lotnictwie, które bądź już się przyjęły, bądź będą stosowane w najbliższej już przyszłości. Rozpatrywane są zasady obliczania elektrycznych i magnetycznych obwodów w przyrządach, teoria i zasady nadajników, przekaźników, układów i urządzeń kontrolnych oraz przyrządów nawigacyjnych. Rozpatrzone są między innymi obrotomierze, paliwomierze, busole magnetyczne i żyroskopowe, urządzenia kalkujące do określania położenia samolotu oraz urządzenia radionawigacyjne. Książka stanowi dużą pomoc dla pracujących nad produkcją oraz użytkowników elektrycznych przyrządów lotniczych.

R. S.

*Wytrzymałość konstrukcji lotniczych, Dr inż. Jarosław Naleszkiewicz, Państwowe Zakłady Wydawnictw Szkolnych, 1950r., stron 428 + 4 wykresy, Format A4, Wydane systemem powielania.*

Część pierwsza obejmuje uzupełnienie wykładów normalnego programu politechnicznego z wytrzymałości i dotyczy w szczególności zagadnienia stateczności belek i blach, mechaniki układów statycznie niewyznaczalnych oraz zagadnień związanych z pracą elementów po przekroczeniu granicy stateczności. Obok wprowadzenia teoretycznego przytoczono zastosowanie do obliczenia elementów samolotu. Część druga zajmuje się obliczeniem kątów skreślenia skrzydła.

L. K.

*Statyka lotnicza, Dr inż. Zbigniew Brzoska, Państwowe Zakłady Wydawnictw Szkolnych, 1950 r., stron 372, Format A4, Wydane systemem powielania.*

Książka jest opracowana według wykładów wygłoszonych przez autora z przedmiotu wymienionego w tytule na Politechnice Warszawskiej. Część pierwsza traktuje o wytrzymałości w zastosowaniu do szczególnych zagadnień spotykanych w konstrukcjach lotniczych. Część druga obejmuje zagadnienia stateczności prętów i płyt w zastosowaniu do elementów konstrukcji lotniczych. Część trzecia zajmuje się pracą elementów po utracie stateczności. Poza tym rozpatrzono zagadnienie obliczania kratownic przestrzennych.

L. K.

*Płaskie zadaczi gidrodinamiki i aerodinamiki, Ł. I. Siedow, Gostechizdat, 1950 r., stron 444.*

Treść książki została podzielona na dziesięć rozdziałów, z których pierwsze omawiają ruch i teorię skrzydła oraz pęków profili. W dalszych rozdziałach omówiono teorię uderzenia o ciecz nieściśliwą, teorię strug i kawitacji, problem dwupłatów, ślizganie po powierzchni cieczy; ostatnie zaś trzy rozdziały zawierają teorię ustalonego ruchu gazów łącznie z problemem prędkości poddźwiękowych i naddźwiękowych. Całość zawiera podane w treści problemy wzbogacone i oparte na badaniach przeprowadzonych po roku 1939 i uzupełniona jest rozwiązaniem licznych konkretnych zadań.

L. S.

*Priessowanije drierwiesiny, P. N. Chuchranskij, Goslesbumizdat, 1949 r., stron 160.*

Obecnie jeden z najbardziej skutecznych sposobów podniesienia wytrzymałości drewna polega na jego prasowaniu przy równoczesnym ogrzewaniu. Daje to materiały odbiegające swymi właściwościami od materiału wyjściowego. Zagadnienia z tym związane tworzą nową gałąź technologii drewna. W pierwszej części książki autor omawia podstawy termicznych właściwości drewna, sposoby ogrzewania oraz fizyczno-chemiczne właściwości termiczne obrabianego drewna. W części drugiej opisuje procesy prasowania drewna, właściwości sprasowanego drewna oraz przykłady zastosowania.

R. S.

*Issledowanija w oblasti chemii i tiechnologii obłagożennoj drierwiesiny i drierwiesnych plastikieskich mass, A. A. Berlin, Goslesbumizdat, 1950 r., stron 176.*

Książka poświęcona jest badaniu zmiany niektórych fizycznych i mechanicznych właściwości drewna (oklein) pod działaniem rozlicznych czynników, organicznych i nieorganicznych. Obok obszernego materiału doświadczalnego autor stara się podać naukowe uzasadnienie procesów chemicznych, które nadają drewnu nowe, nieznanne dotychczas właściwości jak wodoodporność, giętkość i znaczne podwyższenie wytrzymałości mechanicznej.

R. S.

*Zarys radiografii przemysłowej, inż. Maciej Radwan, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1950 r., stron 148.*

W książce omówiono promienie X (Roentgena), ich otrzymywanie oraz aparaty do ich otrzymywania. Dalej poruszono zasady radiografii, badanie spoin, odlewów i różnych przedmiotów przy pomocy promieni X. Omówiono specjalne metody badań radiograficznych i mikroradiografię. Opisane laboratorium radiograficzne oraz wskazano zasady bezpieczeństwa pracy w takich laboratoriach. Praca przeznaczona jest dla techników i inżynierów zatrudnionych przy kontroli produkcji.

S. M.

*Technologia drewna, Tom I, Cz. I. Mechaniczna obróbka, Narzędzia i maszyny, Cz. II. Suszarnictwo, dr inż. Stanisław Stryła, Ludowa Spółdzielnia Wydawnicza, 1950 r., stron 205.*

Tom pierwszy zawiera dwie części z zapowiadanych sześciu. W przystępnym wykładzie, wynikającym z przeznaczenia książki — dla studentów oraz uczniów średnich szkół zawodowych — omawia autor kurs technologii ogólnej drewna. Bogaty wykaz literatury przedmiotu uzupełnia pracę.

S. M.

*Kazeina i jej wyrób, inż. Zygmunt Żeromski, Centrala Spółdzielni Mleczarsko-Jajczarskich, 1950 r., stron 64.*

W książce poruszono określenie kazeiny, ogólne zasady wyrobu kazeiny, szczegółowe metody wyrobu, magazynowanie i badanie kazeiny oraz wady i ich przyczyny.

S. M.

*Kleje syntetyczne, A. Z. Kozłowski, tłum. z ros. inż. W. Żółkiewski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1950 r., stron 122.*

Książka omawia substancje wiążące i kleje, kleje fenolowoaldehydowe, kleje na podstawie żywic termoplastycznych, żywic alkidowych oraz estrów i eterów celulozy, kleje furfulewne i kauczukowe. Dalej porusza zagadnienia przyspieszenia procesu klejenia przez ogrzewanie spoiny klejowej oraz badanie klejów. Daje przegląd podstaw produkcji, surowców wyjściowych, procesów technologicznych i właściwości użytkowych. Książka jest przeznaczona dla inżynierów i techników.

S. M.

*Zwukoizolacja samolotów, B. Pawłowski i N. M. Liwerchejn, Oborongiz, 1950 r., stron 108.*

Książka poświęcona jest zagadnieniom walki z hałasem w samolocie. Podane są w niej podstawowe zasady akustyki konieczne dla projektowania izolacji dźwiękowej samolotu. Podane są metody obliczeń izolacji dźwiękowej oraz charakterystyki specjalnych materiałów izolacyjnych. Zwięźle rozpatrzone są metody badań poszczególnych materiałów, konstrukcje tłumików hałasu oraz metody badań akustycznych przeprowadzanych w samolotach na ziemi i w locie. Książka jest przeznaczona dla inżynierów i techników zajmujących się zagadnieniami zwalczania hałasu w samolotach.

R. S.

Redakcja nasza pragnąc skompletować swą bibliotekę chętnie zakupi wszelkie czasopisma w języku polskim z dziedziny lotnictwa z przed roku 1939 w szczególności „Technikę Lotniczą”  
Oferty z podaniem tytułów i ceny prosimy kierować na adres redakcji: Warszawa 1, Nowowiejska 24  
Redakcja „Techniki Lotniczej”

## Kronika ZPIL

### DO WSZYSTKICH CZŁONKÓW NOT I STOWARZYSZEŃ

Podajemy niżej treść wytycznych udziału stowarzyszeń technicznych w ruchu współzawodnictwa i wynalazczości pracowniczej. Wytyczne, opracowane przez Główną Komisję Współzawodnictwa Pracy NOT i uzgodnione z Centralną Radą Związków Zawodowych, stwarzają nowe warunki rozwoju tej, tak doniosłej dziedziny, stojącej nie tylko na czele zagadnień statutowych NOT, lecz będącej również jednym z centralnych zagadnień Planu 6-letniego w drugim roku jego realizacji.

Torowanie nowych dróg dla rozwoju ruchu współzawodnictwa pracy i wynalazczości pracowniczej, walka o osiągnięcie przez realizację postępu technicznego usprawnienia produkcji, wzrostu wydajności pracy i obniżki kosztów własnych, to są zadania w realizacji których powinny się koncentrować i mobilizować wysiłki i prace inżynierów i techników, a więc i organizacji świata technicznego.

Uchwała Prezydium Rady Głównej NOT z dnia 20 lutego br., podjęte prace przygotowawcze do organizacji Krajowej Narady Aktywu Technicznego, dla których wytyczne niniejsze mają znaczenie kluczowe, stanowią ważny moment zwrotny w kierunku zaktywizowania prac stowarzyszeń technicznych i powiązania ich bezpośrednio z walką o wykonanie i przekroczenie drugiego roku Planu 6-letniego.

Wytyczne udziału Stowarzyszeń Technicznych NOT w ruchu współzawodnictwa i wynalazczości pracowniczej.

I. Wykonanie Planu 6-letniego budowy podstaw Socjalizmu w Polsce, a w szczególności przyspieszenie jego wykonania, wymaga wszechstronnego rozwoju współzawodnictwa i wynalazczości pracowniczej. Ruch ten, podjęty przez najbardziej świadomych i ofiarnych przedstawicieli klasy robotniczej, przekształcił się w ruch masowy.

Do ruchu współzawodnictwa i wynalazczości pracowniczej włączyła się świadoma i postępową część inteligencji technicznej, rozwijając i pogłębiając go razem z klasą robotniczą. Błędne byłoby sformułowanie roli inteligencji technicznej tylko, jako czynnika pomocniczego w wielkim ruchu współzawodnictwa pracy i wynalazczości pracowniczej. Inżynierowie i technicy nie tylko winni przodować we współzawodnictwie i wynalazczości pracowniczej, lecz winni również torować nowe drogi dla rozwoju tego ruchu.

Czynne włączenie się ogółu inżynierów i techników do ruchu współzawodnictwa i wynalazczości pracowniczej pozwoli na szybsze pokonywanie przeszkód natury technicznej i da szersze podstawy rozwoju tego ruchu, przyspieszy wprowadzenie nowej techniki do naszych warsztatów pracy, oraz otworzy drogę nowym, rewolucyjnym metodom pracy.

Współzawodnictwo i wynalazczość robotników, inżynierów i techników rodzi się z jednego pnia, z nowego, socjalistycznego stosunku do pracy.

II. W celu zapewnienia pełnego włączenia się inżynierów i techników do masowego ruchu współzawodnictwa i wynalazczości pracowniczej Naczelna Organizacja Techniczna w porozumieniu z Centralną Radą Związków Zawodowych zaleca wszystkim członkom NOT pod-

jęcie natychmiastowej aktywnej, działalności w tym kierunku przez:

1. Wzmoczenie i rozwinięcie bezpośredniego udziału w akcji technicznego szkolenia i doskonalenia zawodowego.
2. Wzmoczenie działalności odczytowej przez opracowywanie i wygłaszanie referatów przede wszystkim o tematyce opartej o postęp techniczny, a w szczególności o przodującą naukę i technikę radziecką.
3. Zasilanie prasy związkowej artykułami z dziedziny naukowo-technicznej.
4. Czynny udział i konkretna pomoc w organizowaniu zjazdów, konferencji, pokazów, wycieczek itp.
5. Roztaczanie stałej opieki i udzielanie konkretnej pomocy Klubom Techniki i Racjonalizacji oraz Gabinetom Technicznym itp.
6. Opracowywanie tematów i programów dla kierowanej wynalazczości pracowniczej.
7. Rozpracowywanie z przodownikami pracy i racjonalizatorami nowych form współzawodnictwa i wynalazczości pracowniczej oraz ich rozwoju i upowszechnienia.
8. Tworzenie brygad inżyniersko-robotniczych dla likwidacji wąskich gardeł i usuwania wszelkich przeszkód w produkcji i organizacji pracy.

III. Ustala się następujące szczeble współpracy techniczno-związkowej:

1. Naczelna Organizacja Techniczna z Centralną Radą Związków Zawodowych.
2. Oddziały NOT z Okręgowymi Radami Zw. Zawodowych.
3. Zarządy Główne Stowarzyszeń Techn. z Zarządami Głównymi Zw. Zaw.
4. Oddziały względnie Koła Stowarzyszeń Technicznych, z Zarządami Okręgowymi (Oddziałami) Zw. Zawodowych.
5. Przedstawiciele Oddziałów, względnie Kół (łącznie) Stowarzyszeń Technicznych z Radami Zakładowymi — Miejscowymi.

Niezwłoczne pełne włączenie się inżynierów i techników do ruchu współzawodnictwa i wynalazczości pracowniczej oraz systematyczna i stała praca w tej ważnej dziedzinie, przyczyni się do przedterminowego wykonania Planu 6-letniego, budowy podstaw socjalizmu w Polsce i zapewnienia Pokoju.

### Wybory nowego Zarządu Koła

Dnia 23 lutego odbyło się w Instytucie Aerodynamicznym Politechniki Warszawskiej Ważne Zebranie członków ZPIL (Koła Lotniczego SIMP) na którym udzielono absolutorium dotychczasowemu Zarządowi i obrano nowy Zarząd w składzie: Przewodniczący kol. Ryszard Lewandowski, członkowie: koledzy: Karski, Kurzyński, Nikol, Piechowski, Rogalski i Sołtyk Tadeusz.

Zebrani uchwalili szereg zaleceń dla nowego Zarządu Koła jak wzmoczenie wysiłków w kierunku realizacji zadań postawionych lotnictwu przez Plan Sześcioletni, wzmoczenie akcji odczytowej itp.

Między innymi zebrani zgodnie uznali za konieczne starać się o powiększenie objętości „Techniki Lotniczej“ jeszcze w roku bieżącym.

# UWAGA! Nowe konto PKO I-19890/110



## Nowe normy i projekty norm

W miesiącu styczniu 1951 r. ukazały się następujące normy z zakresu lotnictwa:

- PN/L-36001 listopad 1950 Napęd obrotomierza. Końcówka.  
 L-36002 listopad 1950 Kołnierze rozruszników.  
 L-36003 listopad 1950 Obsady do zamocowania rozruszników.  
 L-76010 listopad 1950 Gniazda świec lotniczych.  
 W zeszytcie 2—3/51 „Wiadomości PKN“ zostały opublikowane nast. projekty norm lotniczych:  
 PN/L-76005 Świece lotnicze nieekranowane. Nakładka kulista i spinka nakładki.  
 L-76006 Przewody zapłonowe. Zaczep kulisty.  
 L-76007 Przewody zapłonowe. Zaczep płaski.  
 L-76008 Świece lotnicze ekranowe. Łączniki.  
 L-76012 Przewody zapłonowe ekranowane. Końcówka odgałęzienia magistrali. Główne wymiary.  
 L-76014 Przewody zapłonowe nieekranowane. Oprawka zaczepu płaskiego.

- L-76015 Przewody zapłonowe ekranowane. Oprawka zaczepu kulistego.  
 L-76016 Przewody zapłonowe nieekranowane. Oprawka zaczepu kulistego.  
 L-76017 Przewody zapłonowe ekranowane. Uszczelka.  
 L-76018 Świece lotnicze ekranowane. Tulejka izolacyjna przewodu.  
 L-76019 Świece lotnicze ekranowane. Oprawka przewodu nieekranowanego.  
 L-76020 Instalacje zapłonowe silników lotniczych. Przykładowe zestawienia.  
 L-76021 Przewody zapłonowe ekranowane. Uszczelka magistrali.  
 L-76022 Świece lotnicze ekranowane. Oprawka uszczelki.  
 L-76023 Świece lotnicze ekranowane. Uszczelka.  
 L-76024 Świece lotnicze ekranowane. Stopka przewodu zapłonowego.  
 L-76025 Świece lotnicze ekranowane. Sprężyna kontaktowa.

### DO PRENUMERATORÓW CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

Z dniem 1 maja 1951 r. zgodnie z ustawą z 20. XII. 1949 r. Dziennik Ustaw R. P. Nr 63, poz. 497 oraz rozporządzeniem Prezesa Rady Ministrów i Przewodniczącego Państwowej Komisji Planowania Gospodarczego, o prenumeracie i kolportażu czasopism i wydawnictw, kolportaż wszystkich czasopism technicznych zostaje przejęty przez PPK „RUCH“.

W związku z powyższym prosimy prenumeratorów o dokładne zapoznanie się z nowymi zasadami prenumerowania czasopism technicznych i zastosowania się do nich dla zapewnienia dalszego regularnego otrzymywania abonowanych czasopism.

1. Wpłata prenumeraty winna następować z góry, co najmniej na 10 dni przed rozpoczęciem okresu (kwartału, półrocza, roku).

2. Wpłata prenumeraty zaległej oraz prenumeraty za II kwartał 1951 r. od prenumeratorów może być dokonana na dotychczasowe konto PKO odpowiedniego czasopisma.

3. Z dniem 1. V. 1951 r. PPK „RUCH“ otworzył dla każdego czasopisma nowe konto, którego numer jest podawany w czasopiśmie. Na powyższe konto winna być wpłacana prenumerata w przedpłacie przez wszystkich prenumeratorów od drugiego półrocza 1951 r.

4. Wpłata prenumeraty od instytucji według rachunków wystawionych przez wydawcę winna nastąpić na dotychczasowe konta PKO, najpóźniej do dnia 1 czerwca 1951 r.

5. Wpłata prenumeraty od instytucji według rachunków wystawionych przez PPK „RUCH“ winna następować na konta PKO, otwarte przez PPK „RUCH“ dla poszczególnych czasopism.

6. Wysokość prenumeraty, zarówno normalnej jak i ulgowej, pozostaje bez zmiany. Bez zmiany pozostają również uprawnienia do korzystania z prenumeraty ulgowej.

7. Uprawnienia do prenumeraty ulgowej są następujące:

7.1. z prenumeraty ulgowej korzystają indywidualnie wszyscy członkowie Stowarzyszeń NOT posiadający aktualną legitymację;

7.2. z prenumeraty ulgowej korzystają: zbiorowo — przy abonowaniu co najmniej 5 egzemplarzy:

a) członkowie Zw. Zawodowych przez oddział lub koło związku, radę zakładową;

b) studenci wyższych uczelni i przez zrzeszenie studenckie;

c) uczniowie szkół zawodowych przez dyrekcję szkoły;

d) członkowie klubów racjonalizatorskich przez zarząd klubu.

7.3. Przy opłacaniu prenumeraty ulgowej indywidualnej należy przedstawić legitymację Stowarzyszenia NOT, względnie przy wpłatach na PKO podawać Stowarzyszenie, którego jest się członkiem.

7.4. Przy zamawianiu prenumeraty ulgowej zbiorowej w Oddziale PPK „RUCH“ należy przedstawiać zaświadczenie jednej z instytucji wymienionych w p. 7.2., przy dalszych wpłatach należy podawać nr i datę zaświadczenia upoważniającego do ulgowej prenumeraty.

Przy wpłatach ulgowej prenumeraty na PKO należy podawać na blankiecie instytucję wystawiającą zaświadczenie, nr i datę zaświadczenia.

Przy zamawianiu prenumeraty ulgowej po raz pierwszy, zaświadczenie winno być przesłane do Oddziału PPK „RUCH“.

Naczelnia Organizacja Techniczna.

TECHNIKA LOTNICZA — Kwartalnik Związku Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych (Koło Lotnicze SIMP) Wydawnictwo NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

Redaguje Komitet Redakcyjny w składzie: Redaktor Naczelny — inż. Jan Paczoski, Redaktorzy Działowi — inż. Stanisław Madeyski, inż. Jerzy Pindera, inż. Jan Staszek, Redaktor Techniczny — Czesław Piekarski.

Adres Redakcji: Warszawa 1, Nowowiejska 24.

Redaktor Naczelny przyjmuje we wtorki i czwartki godz. 17.30—18.30.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 8-95-10 do 16.

Kolportarz: PPK „Ruch. Konto PKO I-19890/110

Cena pojedynczego zeszytu 6.— zł.

Prenumerata roczna 24.— zł. półroczna 12.— zł.

Członkom Stowarzyszeń NOT przysługuje prenumerata ulgowa indywidualna; członkom Zw. Zaw., studentom wyższych uczelni, uczniom szkół zawodowych i członkom klubu racjonalizatorów przysługuje prenumerata ulgowa zbiorowa przy abonowaniu min. 5 egz. za pośredn. odpow. organizacji.

W „Biuletynie GILot“ drukuje się publikacje o charakterze opisowo-sprawozdawczym z ciekawszych prac wykonywanych w GILot.

TREŚĆ ZESZYTU 2 — 1951

Tensometry oporowe — Mgr inż. Harażny Jerzy

Mgr inż. JERZY HARAŻNY  
GILot.

## Tensometry oporowe

### Wstęp.

Tensometrami, zdobywającymi sobie coraz szersze zastosowanie są elektryczne tensometry oporowe.

Jednym z poważniejszych problemów dla konstruktora jest ustalenie rzeczywistych naprężeń, panujących w poszczególnych elementach projektowanego zespołu. Metoda obliczeniowa prowadzi nas naogół tylko do wyników przybliżonych. W konstrukcjach złożonych dochodzi się do przypadków, kiedy rachunek staje się bardzo zawodny, wzory komplikują się, stają się niewygodne w użyciu, a rezultat obliczeń pozostaje pod znakiem zapytania. Uzyskanie lekkiej i dostatecznie mocnej konstrukcji, tak istotne ze względu na racjonalne i oszczędne użycie materiałów, zależy jest od możliwie dokładnego ustalenia naprężeń. Jedynym racjonalnym rozwiązaniem zagadnienia, w przypadku konstrukcji bardziej skomplikowanej, jest przeprowadzenie próby na wykonanej konstrukcji i pomierzenie naprężeń w interesujących nas punktach.

W tym celu posługujemy się specjalnymi przyrządami, zwanymi tensometrami. Tensometry nie mierzą bezpośrednio naprężeń, lecz mierzą tylko odkształcenia, skąd już prostym rachunkiem, przy znanym module sprężystości podłużnej  $E$  materiału, możemy obliczyć wielkości naprężeń.

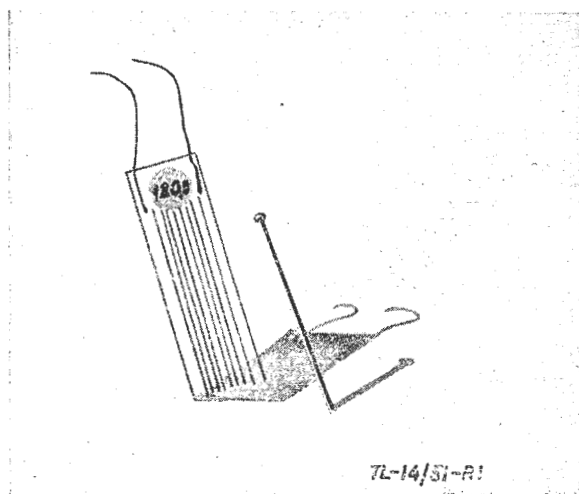
Znamy dzisiaj szereg tensometrów, działających na zasadach mechanicznych, elektrycznych, optycznych, a nawet akustycznych. Wszystkie one mają za zadanie zwiększenie wskazań odkształceń i możliwości ich rejestracji.

Pożądanym jest aby tensometr pozwalał na pomiar równie dobrze odkształceń statycznych, jak jak również odkształceń dynamicznych, z szybko zmiennymi drganiami włącznie.

### Własności tensometrów oporowych.

Tensometry oporowe nadają się do pomiaru odkształceń wszelkich materiałów, jak np. stal, drewno, beton, plastyki, a nawet szkło. Ich wymiary zewnętrzne są niewiele większe od znaczka pocztowego, co z niezwykłą prostotą przytwierdzenia ich do badanej powierzchni (za pomocą przyklejania) umożliwia wykonanie pomiaru na każdym niemal elemencie w dowolnym miejscu. *Rys. 1.*

Tensometry oporowe odznaczają się tym, że nadają się doskonale do pomiaru wszelkich szybkozmiennych odkształceń. Szybkość zmian może dochodzić do 10.000 na sek.



Rys. 1.

Pomiary wskazań tensometrów mogą być dokonywane z odległości kilku lub nawet kilkunastu metrów. Jest to możliwe z tego względu, że impulsy tensometrów przekazywane są za pośrednictwem przewodów do aparatury odbiorczej. W wypadku wykonywania równoczesnego pomiaru w kilku punktach umożliwia to dokonanie pomiaru wskazań centralnie w dowolnym miejscu.

„Przekładnia“ pomiędzy odkształceniami, a wskazaniami aparatury odbiorczej wynosi około 60.000. Warto przypomnieć, że w mechanicznych tensometrach f-my Hugenberger przełożenie wynosi „zaledwie“ 2.000.

Najważniejszą wadą omawianych tensometrów jest konieczność stosowania precyzyjnej i kosztownej aparatury pomiarowej. Pewnym mankamentem jest również fakt, że tensometry oporowe nadają się zasadniczo tylko do jednorazowego użycia.

### Zasada działania.

Działanie tensometrów oporowych oparte jest na zmianie oporu cienkiego drutu oporowego. Drut ten ulega odkształceniom wraz z badanym elementem i zmienia zarówno swą długość jak i przekrój.

Jednak nie tylko te dwa czynniki wywołują zmianę oporu. Bliższe badania wykazały, że pod wpływem odkształceń zmianie ulega również opór właściwy, przy czym dla szeregu materiałów zależność między odkształceniami a wielkością oporu właściwego ma charakter liniowy i da się wyrazić równaniem:

$$\rho = \rho_0 (1 + m\varepsilon) \dots \dots \dots (1)$$

gdzie:  $\rho_0$  — opór właściwy drutu nieodkształconego,  
 $m$  — współczynnik proporcjonalności,  
 $\varepsilon$  — wydłużenie względne.

Wychodząc z powyższych założeń można ująć rachunkowo zależność między odkształceniami, a zmianą oporu. W tym celu oznaczamy:

$l_0$  — długość drutu oporowego przed odkształceniem,  
 $F_0$  — przekrój drutu oporowego przed odkształceniem,  
 $\mu$  — liczba Poissona.

Przyjmując, że odkształcenie drutu odbywa się w granicach prawa Hooke'a i wynosi  $\varepsilon$  możemy napisać, że opór uzwojenia wyniesie po odkształceniu:

$$R = R_0 + \Delta R = \rho \frac{l}{F} = \rho_0 (1 + m\varepsilon) \frac{l_0 (1 + \varepsilon)}{F_0 (1 - \mu\varepsilon)^2} \dots \dots \dots (2)$$

Przyrost oporu wynosi:

$$\Delta R = R - R_0 = \frac{\rho_0 l_0}{F_0} \left[ \frac{(1 + m\varepsilon) \cdot (1 + \varepsilon)}{(1 - \mu\varepsilon)^2} - 1 \right] (3)$$

Po przekształceniach i pominięciu małych wyższego rzędu otrzymujemy:

$$\Delta R = \varepsilon (1 + m + 2\mu) \cdot \frac{\rho_0 l_0}{F_0} \dots \dots \dots (4)$$

Możemy teraz określić stosunek przyrostu oporu do wydłużenia:

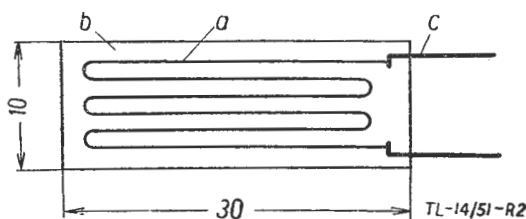
$$K = \frac{\Delta R}{R} = 1 + m + 2\mu \dots \dots \dots (5)$$

Otrzymane wyrażenie jest wielkością charakterystyczną dla określonego typu tensometru i nosi nazwę stałej tensometru. Wartość tego wyrażenia zawarta jest w granicach:

$$K = 1,9 - 3,5$$

**Budowa tensometru.**

Tensometry oporowe, produkowane przez Główny Instytut Lotnictwa odznaczają się następującymi wielkościami charakterystycznymi. Stała tensometru  $K = 1,96$ ; opór nominalny  $120\Omega$ . Wymiary podane na rys. 2.



Rys. 2

Tensometry te składają się z następujących części (rys. 2): uzwojenia oporowego (a), podkładki (b) oraz końcówek odprowadzających (c).

**a) Uzwojenie oporowe.**

Zmiana oporu tensometru przy największych wydłużeniach jest bardzo nieznaczna i wynosi zaledwie około 0,5% (przeciętnie 0,1%). Z tego względu aby nie operować małymi wartościami zmian oporów, na których odbijałyby się bardzo silnie wszelkie zakłócenia, jak siły termoelektryczne itp. zastosowano uzwojenie o dość znacznym oporze, wynoszącym  $120\Omega$ . Aby opór ten uzyskać w tensometrze, liczącym zaledwie kilka centymetrów długości użyto drutu oporowego o średnicy  $0,03 \text{ mm}$ .

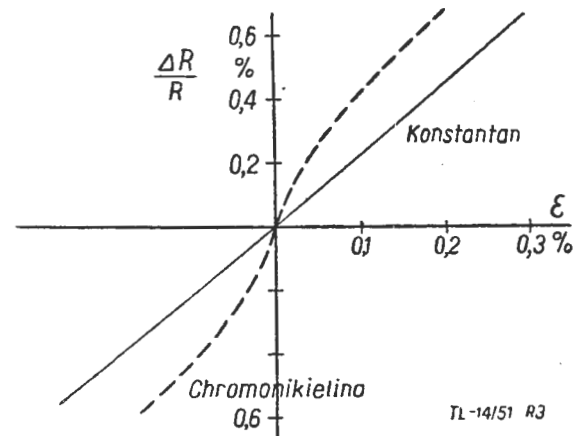
Niezmiernie ważnym jest dobranie odpowiedniego materiału na drut oporowy. Jak wynika z równania (5) przyrost względny oporu wyraża się równaniami:

$$\frac{\Delta R}{R} = (1 + m + 2\mu) \cdot \varepsilon \dots \dots \dots (6)$$

Przy stałym wydłużeniu  $\varepsilon$  przyrost względny oporu jest wprost proporcjonalny do wyrażenia w nawiasie, a więc do stałej „K”. Ze względu na dokładność pomiaru dążymy do uzyskania możliwie dużej wartości  $\frac{\Delta R}{R}$ , a więc i dużego współ-

czynnika „K”. Jak widać z równania (6) o wielkości współczynnika „K” decyduje współczynnik „m”, gdyż pozostałe wyrazy w nawiasie są stałe dla wszelkich materiałów oporowych.

Z równania (5) widać również, że podstawowym warunkiem zachowania liniowej zależności między odkształceniami i przyrostem oporu tensometru jest stałość współczynnika „m”. Rys. 3 podaje wy-



Rys. 3.

kresy przyrostu oporu w funkcji odkształceń dla drutu chromoniklowego i konstantanowego. Jak widać z wykresu konstantan odznacza się stałością współczynnika „m”. Ponieważ materiał ten posiada równocześnie względnie dużą wartość stałej „m” jak również dość znaczny opór właściwy, wobec tego zastosowany został w omawianych tensometrach jako materiał na drut oporowy.

Uzwojenia ułożone są wężykowato przy czym posiadają one naciąg wstępny. Naciąg wstępny zmniejsza rozrzut stałej tensometrów i pozwala na uzyskanie równie dokładnych pomiarów przy rozciąganiu, jak i przy ściskaniu.

Niezmiernie ważną jest rzeczą, aby uzwojenia były dostatecznie mocno przytwierdzone do podkładki. W przeciwnym razie następowałyby poślizgi drutu, który doznawałby innych odkształceń niż badany element, co w rezultacie prowadziło do całkowicie fałszywych pomiarów.

W tensometrach produkowanych w *GILot*. zastosowane jest wtapianie uzwojeń w plastikowe podkładki. Dzięki temu otrzymuje się doskonałe związanie obu elementów w jedną całość, jak również ochronę uzwojeń przed wszelkimi uszkodzeniami mechanicznymi.

### b) Podkładka.

Podkładka spełnia dwa zadania: służy jako element, na którym zostają rozpięte uzwojenia oraz izoluje je elektrycznie. W związku z tym powinna odznaczać się następującymi właściwościami:

a) Możliwie małą grubością. Ma to szczególne znaczenie przy zginaniu cienkich blach. Błąd pomiarowy polega tu na tym, że odległość uzwojeń od warstwy obojętnej jest inna niż odległość badanej powierzchni. Błąd ten rośnie z grubością podkładki. Np. błąd ten w przypadku zginania blachy grubości 0,66 mm przy użyciu amerykańskich tensometrów typu *SR4* wyniósł 18%.

b) Możliwie dużą stałą dielektryczną. Tak na przykład dla zmierzenia wydłużeń wynoszących 0,1% — tensometrem o oporze nominalnym 600Ω, z dokładnością do 1% konieczne jest, aby opór pomiędzy uzwojeniami, a badanym elementem wynosił co najmniej 60 MΩ. Przy specjalnie dokładnych pomiarach opór ten dochodzi do 500 MΩ.

Główny Instytut Lotnictwa, po przeprowadzeniu szeregu badań i prób z różnymi materiałami jak papier, bibułka, acetoceluloza i inne, wykonał ostatecznie podkładki z błony nitrocelulozowej grubości 0,09 mm. Uzwojenia wtapiane są między dwie warstwy tej błony.

Dzięki temu uzyskano jeszcze dwie dodatkowe korzyści: wyeliminowano wpływ wilgoci na stan tensometru oraz uzyskano możliwość kilkakrotnego jego użycia (tensometry zagraniczne nie mogą być przeklejane). Ponadto przezroczystość podkładki ułatwia naklejanie tensometru i daje możliwość kontroli stanu sklejenia.

### c) Końcówki.

Końcówki wykonane zostały z cienkich przewodów miedzianych, izolowanych emalią. Przewody wklejane są między obie warstwy podkładki, dzięki czemu są one dość silnie związane z tensometrem. Dla zapewnienia dobrych styków końcówek z uzwojeniem oporowym zastosowano spawanie obu elementów w miejscu styków.

### Naklejanie tensometrów.

Tensometr przyklejamy do badanego elementu specjalnym klejem. Jakość sklejenia ma decydujący wpływ na wynik pomiaru. Klej musi odznaczać się bardzo dużymi siłami przyczepności, aby zapewnić takie same odkształcenia tensometru jak i badanego konstrukcji. Klej powinien być dostatecznie elastyczny, aby się nie kruszył, powinien być możliwie szybko schnący. Niedopuszczalne jest pełzanie kleju, ponieważ zostaje stracona zależność pomiędzy zmianą oporu a odkształceniami. Z kle-

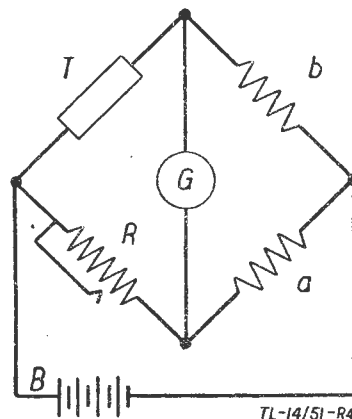
jów krajowych najlepsze właściwości wykazuje „*Kristal-Cement*“. Jest to klej na podłożu celulozowym.

Wilgoć ma na ogół bardzo niekorzystny wpływ na warstewkę kleju. Z tego względu należy przyklejony i wysuszony tensometr chronić przed wilgocią. W tym celu stosuje się wodoodporne lakiery względnie na tensometr nakleja się gumowe kapturki.

### Przyrządy pomiarowe.

Ogólnie możemy podzielić przyrządy na dwie grupy: do pomiaru odkształceń statycznych i do pomiaru odkształceń dynamicznych. Zasadniczym układem pomiarowym dla obu typów przyrządów jest mostek *Wheatstone'a*. Przy odkształceniach statycznych jest on zasilany prądem stałym, a zmiany oporu tensometrów wskazywane są przez galwanometr lusterkowy. W układach dynamicznych mostek zasilany jest prądem zmiennym wysokiej częstotliwości. Fala nośna modulowana jest zmieniającym się oporem tensometru. Jako wskaźnik służy oscylograf katodowy. Układy te posiadają wiele odmian, których omawianie wyszłoby poza ramy niniejszego artykułu. W dalszym ciągu zajmę się omówieniem wyłącznie układów do pomiaru odkształceń statycznych.

Najbardziej elementarny układ widzimy na *rys. 4*. Zmiany oporu tensometru „*T*“ kom-



Rys. 4.

pensowane są regulowanym oporem „*R*“. Opory „*a*“ i „*b*“ są stałe. Jako przyrząd wskazujący zastosowany jest galwanometr lusterkowy „*G*“. Układ zasilany jest prądem stałym z baterii „*B*“. Opór tensometru wyraża się równaniem

$$x = R \frac{b}{a} \quad \dots (7)$$

Układ powyższy ma tę wadę, że nie eliminuje cieplnych odkształceń badanego konstrukcji. Istota tego zjawiska polega na tym, że pod wpływem zmieniającej się temperatury podczas pomiaru, elementy badane doznają odkształceń termicznych. Odkształceniom ulegają również tensometry, naklejone na badanym elemencie, doznając zmiany oporu. Powstający stąd błąd, szczególnie przy dłuższych trwających pomiarach jest tak duży, że wyniki stają się zupełnie niemiarodajne.

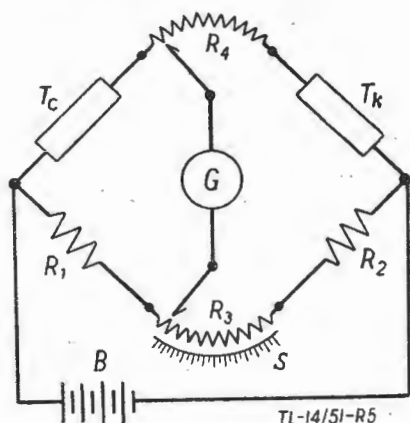
Aby uniknąć tego należy stosować nieco inny układ, polegający na wprowadzeniu dodatkowych tensometrów oporowych, eliminujących wpływ odkształceń termicznych. Tensometry te noszą nazwę kompensacyjnych.

Układ stosowany w mostkach pomiarowych produkowanych przez *GILot* oparty jest na tej zasadzie. Schemat układu przedstawia *rys. Nr. 5*.

Układ składa się z tensometru czynnego *Tc*, tensometru kompensacyjnego *Tk*, dwóch oporów stałych *R<sub>1</sub>* i *R<sub>2</sub>* oraz dwóch oporów regulowanych *R<sub>3</sub>*



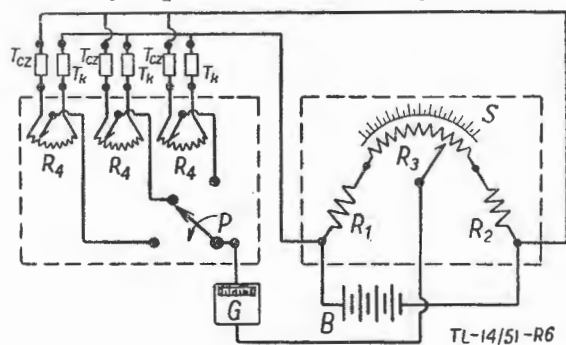
i  $R_4$ . Tensometr kompensacyjny  $T_k$  naklejony jest na elemencie z tego samego materiału, znajdującym się w tej samej temperaturze co badana konstrukcja, lecz nie obciążonego żadnymi siłami. Pod wpływem zmian temperatury odkształcają się oba



Rys. 5.

elementy jednakowo, a więc procentowa zmiana oporu obu tensometrów jest jednakowa. Równowaga mostka nie zostaje zachwiana. Galwanometr wskazuje jedynie różnicę zmiany oporów obu tensometrów, a więc odkształcenia wywołane wyłącznie siłami zewnętrznymi.

Opór  $R_4$  służy do skompensowania układu przed rozpoczęciem pomiaru. W czasie trwania pomiaru gałka oporu  $R_4$  pozostaje niezmiennie w tym samym położeniu. Zmiany oporu tensometru czynnego  $T_c$ , wywołane odkształceniami, równoważone są oporem  $R_3$ . Opornik zaopatrzony jest w skalę  $S$ , wycechowaną w procentach zmiany oporu.

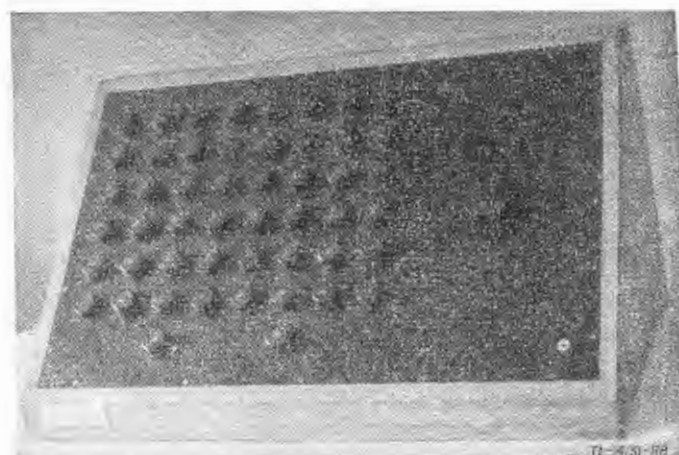
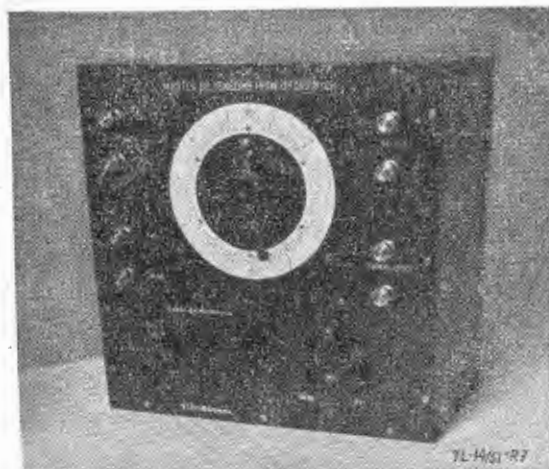


Rys. 6.

Aparatura pomiarowa wykonana przez GILot składa się z dwu części: mostka pomiarowego oraz 50-cio punktowej skrzynki przełącznikowej. Aparatura ta pozwala na pomiar naprężeń w 50-ciu punktach za pomocą jednego mostka oraz jednego galwanometru. Schemat układu podaje rys. 6. Na zdjęciu rys. 7 i rys. 8 pokazane są obie części aparatury.

Układ poszczególnych obwodów tensometrów nie różni się niczym od schematu podanego na rys. 5, oznaczenia przyjęto takie same. Do łączenia poszczególnych obwodów z galwanometrem służy

przełącznik  $P$ . Charakterystyczną cechą układu jest to, że prąd elektryczny przepływa przez wszystkie obwody tensometrów, przełączenie polega tylko na włączaniu galwanometru w coraz to inne obwody. Dzięki takiemu układowi wszystkie



Rys. 7 i rys. 8.

tensometry są wygrzane, a więc ich opory są ustalone i nadają się w każdej chwili do przeprowadzenia pomiaru.

Układ zasilany jest 6-cio woltową baterią prądu stałego. Przy takim napięciu uzyskujemy optymalne natężenie prądu, płynącego przez tensometry i wynoszącego około 25 mA.

Połączenia wszystkich przewodów muszą być starannie lutowane dla uzyskania możliwie dobrych styków.

Przy prawidłowej obsłudze aparatury i dobrym naklejeniu tensometrów błąd pomiaru odkształceń nie przekracza + 3%.

#### LITERATURA

- Maszynostrojenje: „Nakleiwajemyje datcziki soprotiwlenja“.  
 Philips: „Technische Rundschau“ Nr 1 — 1949 r.  
 „Die Messung von Längenänderungen mit Hilfe von Dehnungsmesstreifen“.  
 „Interavia“ Nr 1 i 2 — 1949 r.  
 „Dehnungsmessung durch Widerstandsdrahtelemente“.

Skład Komitetu Redakcyjnego Wydawnictw GILOT:

redaktor naczelny mgr inż. Witkowski Stanisław; członkowie mgr inż. Kucharski Jerzy, mgr inż. Lewandowski Ryszard, mgr inż. Roth Wiktor

Cena egz. 60 gr

Adres Redakcji: Główny Instytut Lotnictwa, Warszawa-Okęcie, Al. Krakowska 145.

# PRZEGLĄD BIBLIOGRAFICZNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ DZIAŁ DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW GŁÓWNEGO INSTYTUTU LOTNICTWA

## DODATEK DO KWARTALNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK I

WARSZAWA, CZERWIEC 1951

ZESZYT 2

*W Przeglądzie Bibliograficznym Lotnictwa stosowana jest klasyfikacja dziesiętna*

*Gwiazdkami obok liczb porządkowych oznaczone są publikacje znajdujące się w bibliotece Głównego Instytutu Lotnictwa.*

- 48\* 531.7 C4 — 2.51  
Levy S. i Kroll W. D.: **Reakcja przyspieszeniomierzy na nagie zmiany przyspieszenia.** „Response of accelerometers to transient accelerations“. J. Res. nat. Bur. Standards, t. 45, Nr 4, paźdz. 50, s. 303; 26×20 cm, 6 str., 1 rys., 10 wykr., 1 tab., 5 poz. bibl. — Teoretyczna charakterystyka przyspieszeniomierzy w zależności od nagle działającego przyspieszenia zmieniającego się w czasie sinusoidalnie, trójkątnie lub prostokątnie. Obliczone są krzywe dla różnych współczynników zaburzenia oraz różnych stosunków częstotliwości zaburzenia do częstotliwości własnej przyrządu.
- 49\* 533.6 C4 — 2.51  
Tempest R. K.: **Określanie prędkości i miejscowej liczby Macha w ściślimy ośrodku przepływającym przez dysze w warunkach adiabatycznych i izotermicznych.** „The estimation of velocities and local Mach numbers in the flow of a compressible fluid through divergent nozzles, under adiabatic and isothermal conditions“. Philosoph. Magaz., t. 41, seria 7, Nr 315, kw. 50, s. 382; 25×17 cm, 11 str., 5 rys., 4 tab., 2 poz. bibl. — Na podstawie przedwojennych prac radzieckich rozwinięto metodę obliczania ściślimy przepływu przez rozbieżną dyszę. Metoda stosuje się zarówno do pod- jak i naddźwiękowego przepływu w warunkach izotermicznych i adiabatycznych i jest szczególnie przydatna w okolicach  $Ma = 1$ .
- 50\* 533.6 C4 — 2.51  
Whitehead L. G. i Canetti G. S.: **Laminarna warstwa powierzchniowa na bryłach obrotowych.** „The laminar boundary layer on solids of revolution“. Philosoph. Magaz., t. 41, seria 7, Nr 321, paźdz. 50, s. 988; 25×17 cm., 13 str., 5 wykr., 2 tab., 9 poz. bibl. — Rozważając zwykłą metodę obliczania warstwy powierzchniowej na płaskiej płycie uzyskano dobre wyniki na ciele obrotowym, przy dokładności nieco większej niż przy obliczeniach Millikana i Tomotiki.
- 51\* 533.6 C4 — 2.51  
Eckert H. U.: **Charakterystyka burzliwej warstwy powierzchniowej tworzącej się na płaskiej płycie w przepływie ściślimy (z pomiarów tarcia w rurach).** „Characteristics of the turbulent boundary layer on a flat plate in compressible flow from measurements of friction in pipes“. J. aero. Scien., t. 17, Nr 9, wrześ. 50, s. 573; 28,5×21 cm., 11 str., 11 wykr., 16 poz. bibl. — Zastosowanie pomiarów tarcia w rurach do zagadnień ściślimy przepływów dwuwymiarowych i określenie burzliwej warstwy powierzchniowej w tych warunkach. Obliczenia wykonano przy założeniach stałej energii jednostki masy, stałego ciśnienia i stałego wykładnika profilu prędkości, opierając się na wzorach Blasiusa, Karmana i Prandtla.
- 52\* 533.6:534 C4 — 2.51  
Chester W.: **Rozchodzenie się fal dźwiękowych w otwartym tunelu.** „The propagation of sound waves in an open-ended channel“. Philosoph. Magaz., t. 41, seria 7, Nr 312, stycz. 50, s. 11; 25×17 cm., 22 str., 7 wykr., 7 poz. bibl. —
- Rozwiązano zagadnienie harmonicznej fali dźwiękowej zbliżającej się od wewnątrz do otwartego wylotu oraz wykazano, że analogicznie zachowuje się fala nadbiegająca z zewnątrz.
- 53\* 533.6.07:629.135 C4 — 2.51  
Hertzberg A. i Kantorowitz A.: **Badania za pomocą „rury uderzeniowej“ sterowanej aerodynamicznie.** „Studies with an aerodynamically instrumented shock tube“. J. app. Phys., t. 21, Nr 9, wrześ. 50, s. 874; 26×20 cm., 2,5 str., 2 rys., 5 fot., 4 wykr., 7 poz. bibl. — Opis urządzenia przeznaczonego do badania rozchodzenia się fali uderzeniowej do regulacji chwili ekspozycji dla optyki „schlieren“ oraz pomiaru siły uderzenia. Cechowanie rury uderzeniowej (określenie związku pomiędzy ciśnieniem wywieranym na membranę i liczbą Macha wynikającej fali uderzenia). Wyniki pomiarowe wykazują dobrą zgodność z jednowymiarową teorią charakterystyk.
- 54\* 533.6.07 C4 — 2.51  
Wallace R. W.: **Aerodynamiczny ośrodek badawczy im. gen. Arnolda.** „The Arnold air engineering center“. Aero Dig., t. 61, Nr 3, wrześ. 50, s. 58; 28×21 cm., 2,5 str., 1 fot., 2 rys. — Geneza i ogólne dane dotyczące mającego powstać ośrodka badawczego, który ma zawierać tunel aerodynamiczny na liczbę Macha 1,2 do 10, komorę ciśnieniową do badań odrzutowych silników lotniczych oraz urządzenie pomocnicze. Ogólna moc zainstalowana — łącznie ponad 300.000 KM.
- 55\* 62.001 C4 — 2.51  
Ashley C. M.: **Filozofia konstruowania.** „Philosophy of design“. Proc. Inst. Radio Eng. Australia, t. 11, Nr 3, 3 marz. 50, s. 63; 28×21,5 cm., 4 str. — Artykuł o podstawach, zasadach, technice oraz o charakterystycznych znamionach całokształtu prac nad prototypami; omówione są m. in. zagadnienia koncepcyjne, planowania prac i zagadnienie kwalifikacji fachowych oraz psychicznych czynnika ludzkiego.
- 56\* 621.35 C4 — 2.51  
Fischbach A.: **Baterie dla celów specjalnych.** „Special purpose batteries“. Electr. Engng., sierp. 50, s. 701; 29×22 cm., 4 str., 7 wykr. — Baterie suche i akumulatory tracą znaczny procent swej pojemności w niskich temperaturach. Omówione są 3 typy baterii, które są w stanie dać dużo energii w niskich temperaturach; I. pracują w — 50°C, koniecznie zaraz po uaktywnieniu, dają wysoką temperaturę. II. pracują tylko do — 18°C, lecz nie wymagają natychmiastowego użycia po uaktywnieniu. III. w porównaniu z I. i II. dają lepsze rezultaty w niskich temperaturach.
- 57\* 621.43:662.75 C4 — 2.51  
Vaile P. E. B.: **Badanie silników wysokoprężnych oraz używanych do nich paliw.** „Research on the compression-ignition engine and its fuels“. Proc. Inst. Mech. Engrs., t. 162, Nr 1, 50, s. 13; 28×22 cm., 6,6 str., 1 rys., 9 wykr., 3 tab., 13 poz. bibl. — Podano rodzaje i własności paliw oraz omówiono wpływ zmian konstrukcyjnych silnika na jego pracę i spalanie paliwa. Aby umożliwić celowe pod względem gospodarczym korzystanie z paliw o różnych własnościach, zaleca się przystosowanie silnika pod wzglę-

dem konstrukcji i stosowanie środków ulepszających oleje smarne i paliwa.

58\* 621.43.019.8 C4 — 2.51

Pastell D. L.: „Silnik napędzany“ upraszcza badanie detonacji. „Motored engine studies simplify knock research“. SAE J., wrześ. 50, s. 70; 29 × 22 cm., 3 str. 6 rys. — Autor przypuszcza, że detonacja w silniku normalnym oraz samozapłon w silniku napędzanym z zewnątrz, przy wyłączonym zapłonie („motored engine“), wynikają z podobnych co do istoty zjawisk. Wykresy w funkcji temperatury i ciśnienia ilustruje związek między obu wypadkami. Artykuł dla badających zjawisko detonacji.

59\* 621.43.03 C4 — 2.51

Keenan J. H., Neumann E. P. i Lustwerk F.: **Analityczne i doświadczalne metody badania inżektorów.** „An investigation of ejector design by analysis and experiment“. J. app. Mech., t. 17, Nr 3, wrześ. 50, s. 299; 28 × 21 cm., 10 str., 1 fot., 5 rys., 15 wykr., 6 poz. bibl. — Opisano stanowisko doświadczalne oraz analityczną metodę badania zjawiska mieszania się strumienia pierwotnego i wtórnego przy przepływie jednowymiarowym. Porównano wyniki obliczeniowe i doświadczalne badania inżektorów oraz podano wskazania odnośnie nowoczesnego ich projektowania.

60\* 621.43.04 C4 — 2.51

Watson E. A.: **Sprzęt zapłonowy — rozwój i pouczające spostrzeżenia.** „Ignition equipment — development and lessons“. Inst. Mech. Engrs., Automobile Division, Proc. 49—50, część I, s. 1; 28 × 22 cm., 8,6 str., 10 fot., 13 rys., 2 wykr. — Historia rozwoju sprzętu zapłonowego dla motocykli, samochodów i samolotów z uwzględnieniem turbin gazowych. Zjawiska zapłonu mieszanki palnej podczas rozruchu i normalnej pracy silnika. Świece zapłonowe o wyładowaniu powierzchniowym. Elektryczne lampy kopalniane.

61\* C4 — 51

Christian G. L.: **System niskiego napięcia zdobywa powodzenie.** „Low tension system gaining favor“. Aviat. Week, t. 53, Nr 6, 7 sierp. 50, s. 17; 28 × 21 cm., 1,8 str., 1 fot., 1 rys. — Układ zapłonowy niskiego napięcia posiada iskrownik wytwarzający napięcie około 1 KV, które poprzez rozdzielacz i przewody dostaje się do podwyższającego transformatora zabudowanego tuż przy świecy. Przy tym układzie zużycie elektrod zmniejsza się o około 65% oraz układ ten dobrze pracuje przy ciśnieniu odpowiadającym wysokości 18 km.

62\* 621.43.05 C4 — 2.51

Barber E. M., Reynolds B. i Tierney W. T.: **Proces spalania „Texaco“ umożliwia bezstukową pracę silnika.** „Texaco combustion process gives knock-free operation“. SAE J., wrześ. 50, s. 51; 29 × 22 cm., 7 str., 2 fot., 3 rys., 5 wykr., 1 poz. bibl. — Na podstawie dokładnej analizy zjawiska stuku firma Texaco opracowała nowy układ komory spalania i zasilania paliwem, umożliwiającą pracę bezstukową przy wysokim  $\epsilon$  — dochodzącym do 12 na paliwach o niskiej jakości. W systemie Texaco regulacja mocy może odbywać się np. przez zmianę ilości paliwa bez dławienia w układzie wlotowym. Odnośnie dziedzin zastosowania systemu Texaco autor nie widzi żadnych istotnych ograniczeń.

63\* 621.431 C4 — 2.51

James W. S. i Brown B. G.: **Badania nad czynnikami zużycia silnika w sztucznej burzy piaskowej.** „Weigh engine wear factors in man-made dust storm“. SAE J., paźdz. 50, s. 46; 29 × 22 cm., 6 str., 1 fot., 1 rys., 1 wykr., 6 tab. — Wpływ budowy i systemu filtra, powierzchni pierścieni tłokowych oraz stanu gładzi cylindra na stopień zużycia się części współpracujących. Schemat budowy i działania stoiska do wytwarzania sztucznej burzy piaskowej.

64\* 621.431.75 C4 — 2.51

Hiett G. F. i Robson J. V. B.: **Dwusuw suwakowy wielkiej mocy dla lotnictwa.** „A high-power two-cycle sleeve-

valve engine for aircraft“. Aircr. Engng., t. 22, Nr 251, stycz. 50, s. 21 i Nr 252, luty 50, s. 32; 30 × 25 cm., 10 str., 5 fot., 3 rys., 19 wykr., 3 tab. — Opis prób laboratoryjnych — wydobycia jak największej mocy z jednocylindrowego, jednosuwakowego, dwusuwakowego silnika doświadczalnego (cylinder i tłok chłodzone różnymi cieczami), z doładowaniem przy wtrysku specjalnego czynnika chłodzącego, z wtryskiem paliwa i zapłonem iskrowym.

65\* 621.431.75 C4 — 2.51

Witkowski S. (GILot.): **Niektóre możliwości ulepszeń lotniczych silników tłokowych.** Techn. lotn., t. 5, Nr 4(11), grud. 50, s. 138; A4, 12 str. 11 rys., 15 poz. bibl. — Niektóre wady i zalety tłokowego zaspołu śmigło-silnikowego, zagadnienie niezbędności rozrządu, główna zaleta rozrządu zaworowego, zagadnienie rozrządu bezzaworowego, przykłady rozrządu kurkowego, sprawa smarowania i współpracy ślizgowej metali, nowy rozrząd szczelinowo-tłokowy systemu Mertzta, niektóre mniej znane zależności pomiędzy układem cylindrów, chłodzeniem i mocą, nowa możliwość zwiększenia obrotów silników gwiazdowych, chłodzenie tłoków powietrzem, wtrysk benzyny, wody i czynnika zapłonowego.

66\* 621.438 C4 — 2.51

Hausenblas H.: **Rozważania nad polami charakterystyk turbin.** „Considérations sur les champs de caractéristiques de turbines“. Techn. et Scien. aéro., Nr 1, 48, s. 51; 27 × 21 cm., 6 str., 2 wykr., 2 poz. bibl. — Nowością jest metoda obliczania charakterystyki turbiny spalinowej analogicznie jak dla sprężarki. Rozwój turbin spalinowych współpracujących ze sprężarkami wywołał konieczność posiadania charakterystyki, pozwalającej określić zakres możliwej jednoczesnej pracy zespołu; jest to szczególnie ważne dla turbo-odrzutowców.

67\* 621.438 C4 — 2.51

Clarke J. S.: **Spalanie w gazowych turbinach lotniczych.** „Combustion in aero gas turbines“. Engineering, t. 170, Nr 4416, 15 wrześ. 50, s. 230; 36 × 27 cm., 2,6 str., 5 rys., 8 wykr. — Zasady konstrukcji komór spalania i ich klasyfikacja. Klasyfikacja palników i dyskusja ich funkcjonowania. Kilka uwag o lotniczych paliwach turbinowych.

68\* 621.438 C4 — 2.51

Colwell A. T., Bartlett K. M. i Cummings R. E.: **Siedem metod wytwarzania łopatek turbinowych.** „Seven ways to produce turbine blades“. SAE J., czerw. 50, s. 48; 29 × 22 cm., 5 str., 10 fot. — Omówiono metody: kucia, wytapiania modelu woskowego, obróbki wiórowej, zwijania, walcowania, metodę ceramiczną oraz metodę wytapiania modelu rtęciowego. Podano zarys ich rozwoju, przebieg produkcji, dokładność wykończenia i porównano koszty wyprodukowania tymi metodami oraz ich przydatność do produkcji wielkoseryjnej.

69\* 621.438 C4 — 2.51

Withers J. G.: **Obliczanie sprawności spalania w turbinach gazowych.** „Gas turbine combustion efficiency calculations“. Aircr. Engng., t. 22, Nr 258, sierp. 50, s. 218; 31 × 25 cm., 4,8 str., 4 wykr., 5 tab., 3 poz. bibl. — Założeniem pracy jest dostarczenie uproszczonych, lecz dostatecznie dokładnych wzorów zmniejszających wkład pracy rachunkowej w obliczeniu sprawności spalania. Autor analizuje przy tym szczegółowo wpływ różnych czynników na dokładność obliczeń.

70\* 629.13.014:533.6 C4 — 2.51

Stewart H. J. i Ting-Yi Li: **Ruchy okresowe prostokątnego skrzydła poruszającego się z prędkością naddźwiękową.** „Periodic motions of a rectangular wing moving at supersonic speed“. J. aero. Scien., t. 17, Nr 9, wrześ. 50, s. 529; 28,5 × 21 cm., 11 str., 9 wykr., 6 tab., 3 poz. bibl. — Przy użyciu metody Evvarda określono siły i momenty działające na drgające prostokątne skrzydło poruszające się z prędkością naddźwiękową. Metoda pozwala na określenie warunków w jakich powstają drgania „flutter“ po przekroczeniu prędkości dźwięku.

- 71\* 629.13.03 C4 — 2.51  
Kershaw W. L.: **Automatyczne ustawianie śmigła w „chorągiewkę” przy defekcie silnika w czasie startu.** „Automatic feathering to reduce the hazard of aircraft engine failure at take-off“. Electr. Engng., t. 69, Nr 11, list. 50, s. 953; 29×22 cm., 6 str., 5 fot., 1 rys., 1 wykr. — Opis systemu automatycznego ustawiania śmigła w „chorągiewkę” włączanego przez element wykrywający wadliwą pracę silnika, która w następnym momencie spowoduje kompletne zatrzymanie silnika. Korzyści z urządzenia: 1) pilot może poświęcić więcej uwagi na prowadzenie samolotu i przygotowanie się do lądowania; 2) znaczne zmniejszenie oporów przez natychmiastowe przestawienie śmigła.
- 72\* 629.13.035.5:629.13.03.4 C4 — 2.51  
Doblhoff F. L. V.: **Ciśnieniowy napęd odrzutowy helikopterów.** „The helicopter pressure jet“. Aero. Engng. Rev., t. 9, Nr 9, wrześ. 50, s. 36; 29×21 cm., 6,2 str., 1 rys., 6 wykr., 4 poz. bibl. — Napęd odrzutowy helikopterów jest b. ważny ze względu na brak urządzeń dla zrównoważenia momentu rotora. W związku z tym całość jest lżejsza i mniej kosztowna. Kolejne punkty artykułu: 1. Wady silników „przelotowych” (ram jets) i pulsacyjnych na końcach łopatek. 2. Wymagania stawiane napędom odrzutowym „ciśnieniowym”. 3. Systemy odrzutowe „ciśnieniowe” bez spalania na końcach łopatek: a) sprężarka napędzana przez silnik tłokowy (bez przyszłości); b) systemy turbosprężarkowe (przedstawiające możliwości rozwojowe mimo trudności). 4. Systemy odrzutowe „ciśnieniowe” ze spalaniem na końcach łopatek (nieekonomiczne, lecz nadające się do helikopterów projektowanych na przeloty na autorotacji i na krótkie okresy unoszenia się w miejscu). System ten w obecnej chwili ma największe szanse powodzenia ze względu na to, że obecnie budowane turbosprężarki są niedostosowane do systemu omawianego w punkcie 3b.
- 73\* 629.13.035.5 C4 — 2.51  
Valkenburg E. S. van, Matthews N. W.: **Metoda analogii dla pomiarów ciągu silników odrzutowych.** „Analogue methods for turbojet thrust instrumentation“. Electr. Engng., t. 69, Nr 11, list. 50, s. 1004; 29×28 cm., 1 str., 1 rys. — Wychodząc z wzoru na ciąg silnika autor przekształca go na wzór prosty, wyrażony jako suma ciśnień. Ciśnienia przekształcane są na impulsy elektryczne, które z kolei elektrycznie sumowane dają wskazania ciągu.
- 74\* 629.13.035.5:621.45 C4 — 2.51  
**Opis stanowisk badawczych FIAT do prób silników odrzutowych.** „Descrizione degli impianti FIAT per le prove dei turboreattori“. Aerotecnica, t. 30, Nr 4, 15 sierp. 50, s. 207; 28×20 cm., 3,1 str., 4 fot., 1 rys. — Opis urządzenia, którego głównymi cechami charakterystycznymi są: pomiar wydatku przy pomocy dyszy Venturiego (hermetyczna komora silnikowa), kabina mechaników na tym samym poziomie, co komora silnikowa, dwojaki pomiar ciągu (równocześnie), dwa obrotomierze, zasilanie przy pomocy pomp, 37 termometrów odległościowych różnego rodzaju, 24 manometry. Ciągi do 4 ton. Urządzenie zapatrzone jest w tłumik.
- 75\* 629.13 C4 — 51  
**Nowy zawór sterujący.** „An interesting flow-valve“. Aeroplane, t. 80, Nr 2059, 5 stycz. 51, s. 27; A4, 1 str., 2 fot., 2 rys. — Opis nowego zaworu mającego zastosowanie w samolotowych instalacjach paliwowych i hydraulicznych. Zalety zaworu: prosty przepływ, brak uszczelnień, mały przekrój, możliwości zdalnego uruchamiania z układu elektrycznego, hydraulicznego lub pneumatycznego.
- 76 629.13.06:629.135 C4 — 2.51  
Klein H. A.: **Odrzutowce w płomieniach.** „Jets ablaze“. Aero Dig., t. 61, Nr 6, grud. 50, s. 30; 28×21 cm., 2 str., 1 fot., 1 wykr. — Autor podaje wytyczne konstrukcyjne dla zmniejszenia do minimum niebezpieczeństwa powstania pożaru na samolotach z silnikami odrzutowymi. Omawia również zalety i wady różnych typów wykrywaczy ognia.
- 77\* 629.13.06 C4 — 2.51  
**Wykrywacz pożaru o działaniu ciągłym.** „Continuous fire detection“. Aero Dig., t. 60, Nr 4, kw. 50, s. 28; 28×21 cm., 1,1 str., 2 rys. — Opis schematu wykrywacza polegającego na zastosowaniu przewodu ułożonego w przestrzeni silnikowej wypełnionej cieczą o dużej prężności pary i układu przekładników. Zalety: nadmierny wzrost temperatury w dowolnym miejscu przewodu jest sygnalizowany, szybka reakcja, niewrażliwość na drgania i przyspieszenia, brak ruchomych mechanizmów w strefie ognia.
- 78\* 629.13.06:669.71 C4 — 2.51  
Schumacher W. W.: **Przewodniki aluminiowe.** „Aluminium conductors“. Aircr. Prod., t. 13, Nr 147, stycz. 51, s. 21; A4, 5,5 str., 3 fot., 8 rys., 3 wykr., 4 tab., 6 poz. bibl. — Korzyści przy stosowaniu przewodów elektrycznych aluminiowych zamiast miedzianych w instalacjach samolotowych. Zwrócono uwagę na problemy i trudności produkcyjne i eksploatacyjne.
- 79\* 629.13.07 C4 — 2.51  
Lewandowski R. (GILot.): **Podstawowe pojęcia z dziedziny stateczności podłużnej, sterowności i zwrotności.** Techn. lotn., t. 5, Nr 1(8), marz. 50, s. 15; A4, 9,6 str., 1 rys., 8 wykr., 2 poz. bibl. — Podstawowe pojęcia z dziedziny stateczności podłużnej samolotów: środek równowagi obojętnej, zapas stateczności statycznej, środek sterowności i zapas sterowności przy drażku sterowym utrzymanym i wolno puszczonym. Interpretacja fizykalna oraz przydatność tych pojęć do ilościowego określenia stateczności i sterowności. Związek zachodzący pomiędzy sterownością i zwrotnością.
- 80\* 629.135 C4 — 2.51  
Haldeman G. W.: **Zagadnienia związane z wymaganiami, dotyczącymi przydatności do lotu cywilnych samolotów turbinyowych.** „Problems related to airworthiness requirements for commercial turbine-engined airplanes“. Aero. Engng. Rev., t. 9, Nr 11, list. 50, s. 33; 28×21 cm., 7,8 str. — Rozważono m. in.:  
1. Zmiany w typowych szybkościach i stopnie przeciążenia.  
2. Problemy wyposażenia, jak automatyczna regulacja szybkości, konieczność opuszczania maszyny, sposoby regulacji ilości tlenu, ciśnienia itp.  
3. Zagadnienia zespołu napędowego, jak ciąg i czas przyspieszenia turbin do maksymalnych obrotów, zaopatrzenie w paliwo, oblodzenie, urządzenie przeciwpożarowe itd.  
4. Kwestie osiągow, stateczności i sterowności.
- 81\* 629.135 C4 — 2.51  
**Samoloty doświadczalne.** „Research aircraft“. Engineering, t. 10, Nr 4428, 8 grud. 50, s. 468; 36×26 cm., 1,5 str., 2 fot., 6 rys. — Opis samolotów doświadczalnych: P. 111 firmy Boulton Paul o skrzydle w kształcie trójkąta, który ma służyć dla badania własności lotnych tego układu oraz „Ashton“ firmy A. V. Roe — duży samolot wyposażony w cztery silniki „Nene“ przeznaczony do lotów doświadczalnych w stratosferze.
- 82\* 629.135 C4 — 2.51  
**Urządzenia badawcze samolotów.** „Aircraft research and development equipment“. Engineering, t. 10, Nr 4427, 1 grud. 50, s. 439; 36×26 cm., 3,3 str., 6 fot., 11 rys. — Opis urządzeń fabryki Fairey stosowanych przy pracach badawczych i rozwojowych nad samolotami. Charakterystyki: urządzeń do prób statycznych — elementów konstrukcji do prób dynamicznych — podwozi, komory na niskie temperatury i ciśnienia oraz tunelu aerodynamicznego.



- 83\* 629.135(438) C4 — 2.51  
Lewandowski R. (GILot.): **Żak 3**. Techn. lotn., t. 4, Nr 2(5), czerw. 50, s. 55; A4, 4 str., 2 fot., 5 rys. — Opis techniczny samolotu szkolno-turystycznego „Żak 3” jaki wchodzi w użycie w naszych Aeroklubach. Oprócz omówienia ciekawszych szczegółów konstrukcyjnych i opisu instalacji podane są również wskazówki pilotażowe oraz krótkie informacje odnośnie osiągnięć i własności lotnych.
- 84\* 629.135.2 C4 — 2.51  
**Nowe kierunki w budowie lekkich samolotów dzięki nowym formom.** „Neue Wege im Leichtflugzeugbau durch Aussenseiter besonderer Art“. Schweizer Aero-Rev., t. 25, Nr 11, list. 50, s. 475; 31 × 23 cm., 1,8 str., 3 fot. —  
1. Latający „Motocykl“ Wee-Bee Cowarda. Krytyczny opis cech samolociku „Wee-Bee“ pilotowanego przez pilota leżącego „na oklep“ na kadłubie.  
2. Latająca „Zapałka“ Hurel-Dubois HD-10. Podkreślono korzyści jakie daje niezwykle duże wydłużenie (32,5!) i przytoczono sposoby, jakimi konstruktor zapewnił wytrzymałość, nie pogarszając aerodynamiki, a nawet ją poprawiając. Konstrukcja ta pozwala budować nawet transportowce o wielkim wydłużeniu.
- 85\* 629.135.4 C4 — 2.51  
**Śmigłowiec „Carlet“.** „The Carlet helicopter“. Flight, t. 51, Nr 2184, 30 list. 50, s. 484; A4, 1,4 str., 3 fot. — Naped łopatki tego śmigłowca polega na zastosowaniu wdmuchiwanego powietrza przez szczelinę z wierzchu profilu, równoległą do krawędzi natarcia. Powietrze jest włączane poprzez wał do wnętrza łopatki. Powstaje zmiana przepływu w warstwie powierzchniowej i rozkład ciśnień powodujący ruch obrotowy łopatki. Sterowanie cykliczne i całkowite skoku dokonuje się przy pomocy pewnego rodzaju lotek
- 86\* 629.135.4:629.13.07 C4 — 2.51  
Gessow A. i Amer K. B.: **Wyjaśnienie kilku ważnych parametrów stateczności, które wpływają na własności lotu śmigłowca.** „An explanation of some important stability parameters that influence helicopter flying qualities“. Aero. Engng. Rev., t. 9, Nr 8, sierp. 50, s. 28; 28,5 × 21 cm., 7,2 str., 8 rys., 5 poz. bibl. — Wyjaśniono przystępnie: pochylanie wirnika przy ruchach wału; tłumienie tych pochyleń; różnicę między statecznością względem prędkości, a statecznością względem kąta natarcia — dla lotu w miejscu i lotu poziomego; wpływ statecznika i położenia środka ciężkości na stateczność dynamiczną.
- 87\* 629.135.4:629.13.07 C4 — 2.51  
Miller R. H.: **Sposób ulepszenia stateczności własnej i sterowności śmigłowców.** „A method for improving the stability and control characteristics of helicopters“. J. aero. Scien., t. 17, Nr 6, czerw. 50, s. 363; 28 × 21 cm., 11 str., 1 rys., 6 wyk., 8 poz. bibl. — Teoria i dyskusja sterowności śmigłowca ustatecznionego zastosowaniem tłumików i sprężyn w układzie sterowania przy zmiennym wyważeniu łopatki wzduż ciężwy i niesymetrycznym profilu wraz z porównaniem jego własności ze śmigłowcami statecznymi Younga, Hillera i Kamana.
- 88\* 629.135.4 C4 — 2.51  
Cannon J. A. i Niehaus O. Q.: **Praktyka lotu śmigłowcem według przyrządów.** „Practical instrument flying in the helicopter“. Aero. Engng. Rev., t. 9, Nr 6, czerw. 50, s. 22; 28 × 21 cm., 5,6 str., 1 fot., 2 rys. — Opis ślepego pilotażu śmigłowca Bell. Wnioski: lot wg przyrządów jest możliwy w zakresie prędkości od 65 km/godz. do prędkości maksymalnej; natomiast lot w miejscu i z prędkością poniżej 65 km/godz. tylko wg przyrządów jest niebezpieczny: zachodzi konieczność stworzenia specjalnych przyrządów (wskaźnik ślizgu i małych prędkości).
- 89\* 629.135.4:629.13.07 C4 — 2.51  
O Hara F.: **Badanie w locie śmigłowców.** „Flight testing of helicopter“. J. Helicopter Ass. of G. Britain, t. 4, Nr 1, kw.-maj-czerw. 50, s. 2; 22 × 14 cm., 26 str., 15 wyk., 13 poz. bibl. — Nowsze metody prowadzenia badań w locie śmigłowców: Pomiary prędkości lotu pionowego i lotu postępowego, ich analiza teoretyczna; normalny start i lądowanie; lot i lądowanie z wyłączonym silnikiem, studium wysokości niebezpiecznej (przejście do autorotacji); stateczność, sterowność i pilotaż ślepy.
- 90\* 629.135.5 C4 — 2.51  
Stout E. G.: **Rozwój wodnopłatowców o dużej szybkości.** „Development of high-speed water-based aircraft“. J. aero. Scien., t. 17, Nr 8, sierp. 50, s. 457; 28 × 21 cm., 23 str., 18 fot., 1 rys., 8 wyk., 10 poz. bibl. — We wstępie autor omawia rozwój wodnopłatowców w okresie 1918—49. Część I streszcza prawa rządzące dynamicznym podobieństwem, które pozwalają na bardzo wnikliwą analizę skal modelu. Część II opisuje technikę prób na modelu: 4 rodzaje prób basenowych i ciekawe próby modeli latających. Część IV rozważa wpływ obciążenia i wymiarów kadłuba na własności aero- i hydrodynamiczne oraz sposoby zmniejszania rozbryzgu przykadłubowego.
- 91\* 629.135.5 C4 — 2.51  
McSurely A.: **Projekt nadźwiękowego wodnopłatowca?** „Design for a supersonic flying boat?“ Aviat. Week, t. 53, Nr 17, 23 paźdz. 50, s. 14; 28 × 21 cm., 1,8 str., 4 fot. — Geneza projektu. Prototyp modelu i jego próby. Opis metody Convaira-Stouta badania modeli wodnopłatowców. Zasadnicze wytyczne konstruowania nowoczesnych wodnopłatowców. Omówienie przypuszczalnej przyszłości wodnopłatowców, rekordu prędkości wodnopłatowca Macchi z 1934, oraz stosunku prędkości wodnopłatowców do samolotów lądowych.
- 92\* 629.136.1 C4 — 2.51  
**Hamulco-spadochron.** „Brake aids free-fall salvage“. Aviat. Week, t. 53, Nr 14, 2 paźdz. 50, s. 25; 28 × 21 cm., 1 str., 4 fot. — Dla zapobieżenia rozbijaniu się o ziemię — rzucanych z samolotów pocisków dla badania dużych prędkości, stosuje NACA układ hamulców nurkowania i spadochronów. Po osiągnięciu określonej prędkości spadania otwiera się regulowany hamulec, a po zmaleniu prędkości otwiera się z kolei normalny spadochron.

Niniejszy Przegląd Bibliograficzny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Główny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa, Ligocka 8). — GIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. Cena karty dokumentacyjnej wynosi w prenumeracie 10 groszy.

GIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno przeglądem bibliograficznym jak i kartami dokumentacyjnymi.

