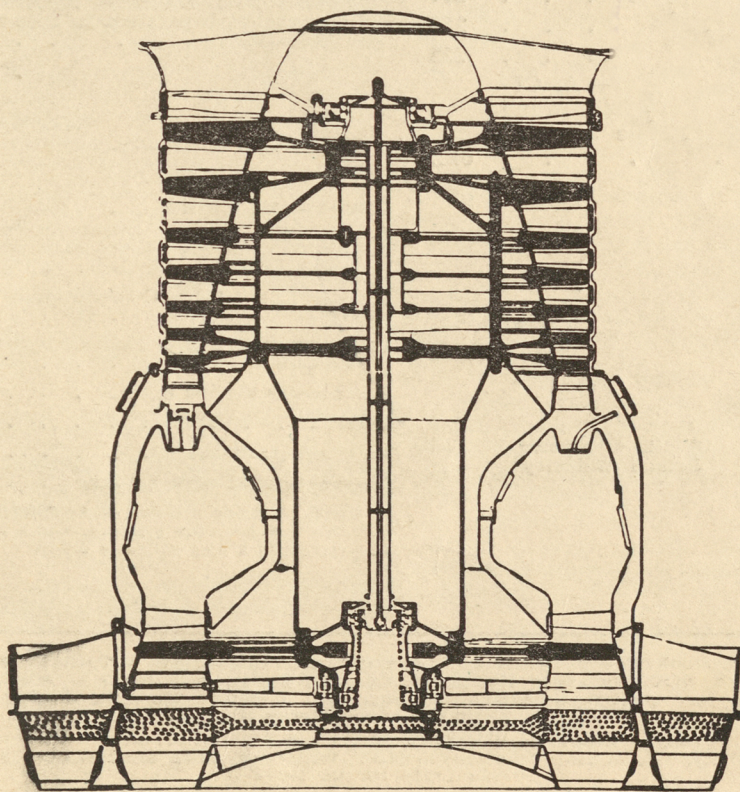


7

TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH
LIPIEC 1962



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. II

(uzupełnienie)

Stale żarowytrzymałe i żaroodporne

cd.

Opracowali: mgr inż. Andrzej Ciszeński i
mgr inż. Tadeusz Radomski

W bieżącym zeszycie podano dalszy ciąg danych technicznych, dotyczących stali żarowytrzymałych i żaroodpornych.

W kolejnej tabeli 3 podano skład chemiczny, ważniejsze własności fizyczne i ocenę spawalności (D-dobra, DD-dość dobra, TS-trudno spawalna) wraz ze stosowanymi elektrodami dla stali żarowytrzymałych i żaroodpornych typu austenitycznego, produkowanych w Związku Radzieckim. W większości przypadków — oprócz oznaczeń głównych w nawiasach — podano odpowiednie nazwy hutnicze lub fabryczne.

W tabeli 4 podano typową postać tych stali, warunki typowej obróbki cieplnej, własności mechaniczne w zależności od stanu materiału w temperaturze 20 °C i w temperaturach podwyższonych (wytrzymałość czasowa i czasowa granica płynięcia), wreszcie przykłady zastosowania wraz z dopuszczalnymi warunkami pracy.

Nieależnie od tego, na wykresach 8 do 15, podano własności wytrzymałościowe w podwyższonych temperaturach niektórych stali żarowytrzymałych i żaroodpornych.

(d.c. na III i IV str. okł.)

TREŚĆ

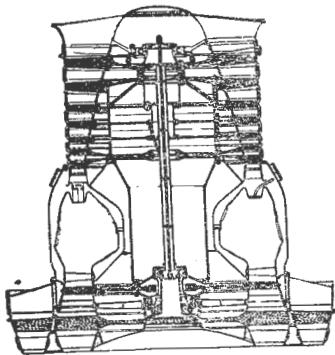
	str.
X Plenum KC PZPR	193
L. DULĘBA — Obliczanie momentu żyroskopowego	194
J. JAROSIŃSKI — Metody pomiarowe służące do oceny stopnia doskonałości komór spalania	195
B. JANCELEWICZ — Porównawcze próby zmęczeniowe połączenia nitowego	201
W. SZACHNOWSKI — Ultradźwiękowa metoda łączenia metali i stopów, cz. I	206
Nowości techniczne	209
Nowości patentowe	214
Kronika	217
Na półkach księgarskich	219
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	222
Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej — A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. II. Stale żarowytrzymałe i żaroodporne	okł.

CONTENTS

	page
X KC PZPR Plenary Session	193
L. DULĘBA — Calculation of gyroscopic moment	194
J. JAROSIŃSKI — Measuring methods for estimating of efficiency of combustion chambers	195
B. JANCELEWICZ — Comparative fatigue tests of riveted joint	201
W. SZACHNOWSKI — Ultrasonic method for metals and alloys joining	206
Technical News	209
Airpatents — S. M.	214
Chronicle	217
On bookseller's Shelves	219
Aviation Documentation Review	222
Designer's Data Sheets — A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Materials used in aircraft construction, part. II. Heat-resisting steels	on cover

СОДЕРЖАНИЕ

	стр.
X Пленум KC PZPR	193
L. DULĘBA — Расчёт гироскопического момента	194
J. JAROSIŃSKI — Измерительные методы для определения степени совершенства	195
B. JANCELEWICZ — Сравнительные испытания на усталость заклёпочного соединения	201
W. SZACHNOWSKI — Ультразвуковой метод соединения металлов и сплавов ч. I	206
Технические новости S.M.	214
Хроника	217
На книжных полках	219
Документальный обзор авиации	222
Конструкторские пособия — A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Материалы применяемые в авиационных конструкциях, ч. II. Жароупорные и жаропрочные стали	обертка



NASZA OKŁADKA

Silnik wporowy
Bristol Siddeley

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

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

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

Konto PKO Wrocław, nr 8-6-13768 „Ruch”.

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Warszawa 1962 r. Ark. druk. 4. Format A4. Nakład 800 egz. Papier druk. sat. kl. V, 70 g,
61 × 86. Wrocławska Drukarnia Dziełowa — Zam. 492/A — B-5/229



X Plenum KC PZPR

Od czasu IV Plenum KC PZPR kierownictwo Rządu PRL i kierownictwo PZPR zajmują się coraz częściej i dokładniej sprawami techniki i postępu technicznego.

W dniach od 16 do 18 kwietnia 1962 roku odbyły się obrady X Plenum Komitetu Centralnego PZPR, poświęcone sprawie realizacji przez przemysł maszynowy uchwał IV Plenum KC o postępie technicznym. W obradach Plenum uczestniczyli zaproszeni specjaliści z różnych dziedzin nauki, techniki i gospodarki — członkowie partii i bezpartyjni.

Organizatorzy X Plenum doszli do wniosku, że chociaż podjęto konkretne prace, mające na celu przyspieszenie zmian w technice i metodach wytwarzania, zapoczątkowano zmiany w metodach planowania postępu technicznego, wreszcie zapoczątkowano planową koncentrację sił i środków w dziedzinie badań naukowych, to jednak zmiany te następują w tempie zbyt wolnym. Realizacja uchwał IV Plenum mogła i powinna była dać lepsze i szybsze wyniki oraz znaleźć bardziej zdecydowane odbicie w programie działania, w zmianach techniki i organizacji produkcji, w stylu zarządzania, kierowania i planowania postępu technicznego. Dokonane zmiany nie odpowiadają w pełni ani naszym potrzebom, ani realnym możliwościom.

W tych warunkach Komitet Centralny uznał za niezbędne dokonanie w pierwszym rzędzie oceny sytuacji w przemyśle maszynowym, wywierającym decydujący wpływ na wzrost sił wytwórczych, na postęp techniczny i ekonomiczny w całej gospodarce narodowej. Tempo rozwoju przemysłu maszynowego, wykorzystanie rezerw istniejących w tym przemyśle, szybki wzrost poziomu technicznego przemysłu maszynowego i poziomu technicznego jego wyrobów jest sprawą ogólnokrajową, ważną i pilną.

Plenum KC uważa za niezbędne zwiększenie wysiłków robotników, techników, inżynierów i wszystkich zatrudnionych w przemyśle maszynowym dla jak najpełniejszego wykorzystania rezerw, dla śmiałego i szerokiego wdrażania nowej techniki do produkcji maszyn.

W uchwałach swoich X Plenum wskazuje na następujące najważniejsze zadania, stojące przed przedsiębiorstwami przemysłu maszynowego:

- 1) osiągnięcie pełnego wykorzystania maszyn, urządzeń oraz powierzchni produkcyjnych,
- 2) zapewnienie wyższego poziomu techniki i organizacji w produkcji,
- 3) zapewnienie nowoczesności rozwiązań konstrukcyjnych i technologicznych nowo uruchamianych produkcji,
- 4) skrócenie cyklu nowych uruchomień,
- 5) szybsze wycofywanie z produkcji przestarzałych maszyn i urządzeń oraz zastępowanie ich nowoczesnymi konstrukcjami,

6) przyspieszenie rozwoju niektórych gałęzi przemysłu maszynowego — baz postępu technicznego wielu ważnych gałęzi gospodarki narodowej,

7) usprawnienie planowania i finansowania postępu technicznego oraz doskonalenie bodźców ekonomicznych w pracach nad rozwojem techniki,

8) zapewnienie systematycznego doształcania kadr inżynierjno-technicznych,

9) zapewnienie prawidłowego rozmieszczenia i wykorzystania kadr inżynierjno-technicznych.

Sprawy omawiane na X Plenum były, są i muszą być bardzo bliskie wszystkim polskim inżynierom i technikom. Wyraźnym dowodem tego była szeroka akcja stowarzyszeń naukowo-technicznych i ich członków przed IV Kongresem Techników Polskich oraz uchwały tego Kongresu. Czas, jaki upłynął od obrad IV Plenum i IV Kongresu, był zbyt krótki dla osiągnięcia jakiegoś znaczniejszego skoku w dziedzinie postępu technicznego. Był to jednak okres skrupulatnego i wnikliwego wracania do uchwał i wytycznych oraz systematycznego podejmowania ich realizacji.

Po raz pierwszy w dziejach zrzeszonego w SIMP ruchu stowarzyszeniowego inżynierowie i technicy włożyli tyle wysiłku i zapału, aby rozpoczęte przez IV Kongres prace doprowadzić do końca, aby skontrolować i sprawdzić stopień i poziom zobowiązań podjętych na Kongresie.

Stanowisko to w sposób istotny odbiło się w obradach X Plenum, które wskazały na istotną rolę Naczelnej Organizacji Technicznej, a w szczególności wybitne miejsce przyznały kołom zakładowym stowarzyszeń naukowo-technicznych, działającym w pierwszej linii frontu walki o postęp techniczny. X Plenum, poza stwierdzeniem istotnych i dużych osiągnięć w dziedzinie postępu nauki i techniki i ich roli w życiu gospodarczym, przyniosło też podniesienie znaczenia planu postępu technicznego. Postulaty domagające się traktowania planów postępu technicznego jako co najmniej tak ważnych, jak plany produkcji — uzyskały akceptację Partii.

Zielone światło dla rozwoju postępu technicznego rozblęsnęło z nową siłą. Stwierdzono, że znaczna część rezerw wzrostu wydajności pracy, jakie tkwiły w niewłaściwych normach czasowych — już została wyczerpana. Obecnie głos decydujący mają nauka i praktyka przemysłowa, dziś dowództwo w walce o postęp techniczny w większym niż dotąd stopniu zostało złożone w ręce techników, inżynierów i pracowników nauki.

Od nas więc zależy pomyślne zrealizowanie zadań naszego Narodowego Planu Gospodarczego.

Obliczanie momentu żyroskopowego

Przy obliczaniu żyroskopowego momentu śmigła dwupłatowego, wirującego z prędkością ω_s i podlegającego jednocześnie ruchowi obrotowemu unoszenia o prędkości ω dookoła osi b , prostopadłej do osi wirowania x , używa się zwykle następujących dwóch wzorów (rys. 1).

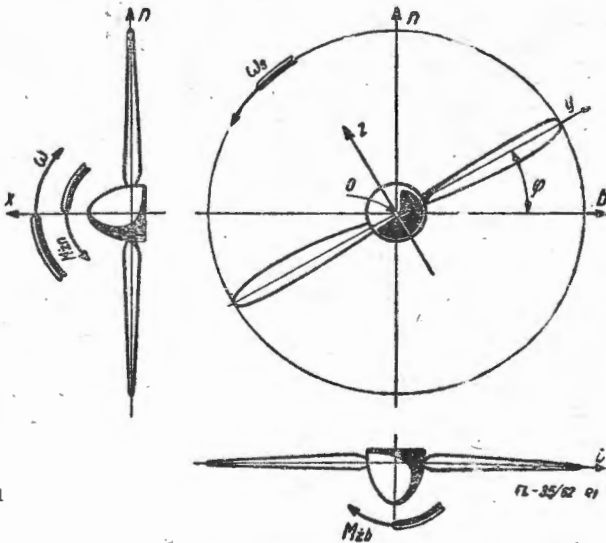
Moment żyroskopowy względem osi n prostopadłej do obwodu osi wirowania

$$M_{zn} = 2 I_0 \omega_s \omega \cos^2 \varphi \quad [1a]$$

i moment żyroskopowy względem osi ruchu unoszenia

$$M_{zb} = -I_0 \omega_s \omega \sin 2\varphi \quad [1b]$$

gdzie I_0 jest momentem bezwładności śmigła względem jego osi wirowania x , zaś φ jest kątem między główną osią bezwładności śmigła y i osią obrotu ruchu unoszenia b .



Rys. 1

Założono przy tym, że moment bezwładności śmigła dwupłatowego względem osi y można przyjąć za równy zero, zaś względem drugiej głównej osi bezwładności z jest równy momentowi I_0 . Zarówno M_{zn} jak i M_{zb} są okresowo zmienne.

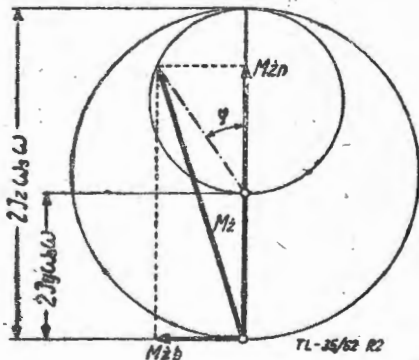
Natomiast dla śmigieł wielopłatowych, wirników turbin i sprężarek itp. przedmiotów, dla których momenty bezwładności względem wszystkich osi prostopadłych do osi wirowania są sobie równe, stosuje się wzór odmienny:

$$M_{zn} = I_0 \omega_s \omega \quad [2]$$

zaś

$$M_{zb} = 0$$

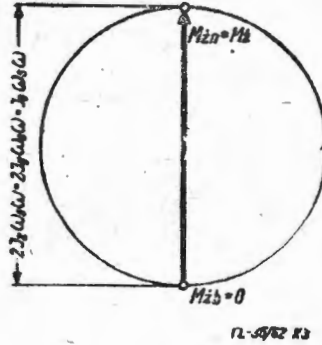
Są one wielkościami stałymi.



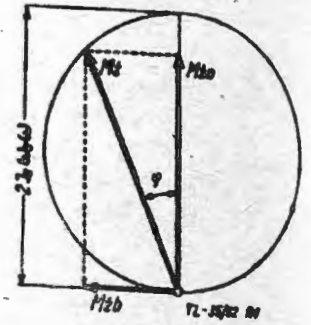
Rys. 2

Można jednak wyprowadzić wzory ogólne dla wirującego ciała, którego momenty bezwładności względem głównych osi z i y nie są sobie równe i żaden z nich nie jest rów-

ny zero. Obejmują one szczególne przypadki, rozważone poprzednio. Należy tylko użyć tych współczynników charakteryzujących własności bezwładnościowe wirującego ciała, od których bezpośrednio zależy wielkość momentu żyro-



Rys. 3

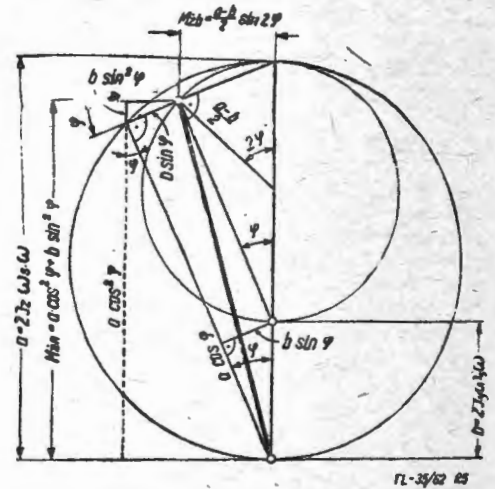


Rys. 4

skopowego. Są to: moment bezwładności wirującego ciała względem osi prostopadłej do obu osi ruchów obrotowych (I_m) oraz moment odśrodkowy względem osi ruchu unoszenia b i osi n prostopadłej do obu osi ruchów obrotowych (I_{bn}). W ogólnym przypadku oba te momenty są oczywiście wielkościami zmiennymi, gdyż zmienne jest położenie wirującego ciała względem osi b i n .

Wyrażając momenty I_n i I_{bn} za pomocą głównych momentów bezwładności I_y i I_z wirującego ciała oraz zmiennego kąta φ między głównymi osiami bezwładności a osiami b i n , otrzymuje się wzory ogólne:

$$\begin{aligned} M_{zn} &= 2 I_n \omega_s \omega = 2 I_z \omega_s \omega \cos^2 \varphi + 2 I_y \omega_s \omega \sin^2 \varphi \\ M_{zb} &= 2 I_{bn} \omega_s \omega = I_z \omega_s \omega \sin 2\varphi - I_y \omega_s \omega \sin 2\varphi \end{aligned} \quad [3]$$



Rys. 5

Gdy $I_y = 0$, to $I_z = I_0$ i otrzymuje się wzory [1].

Gdy $I_y = I_z$, to $I_{bn} = 0$, zaś $2 I_z = I_0$ i otrzymuje się wzory [2].

Obliczenie powyższe można przeprowadzić bardzo prostą metodą wykreślną, wskazaną na rys. 2. Wektory M_{zn} i M_{zb} są momentami żyroskopowymi względem osi n i b co do wielkości i kierunku, zaś M_z jest całkowitym momentem żyroskopowym, zmiennym co do wielkości i kierunku.

Na rys. 3 pokazano przypadek szczególny, gdy $I_z = I_y$, mniejszy okrąg stał się punktem, a wektor momentu żyroskopowego jest stały co do wielkości i kierunku. Na rys. 4 pokazano przypadek szczególny, gdy $I_y = 0$, oba koła pokryły się, wektor M_z wiruje i zmienia wielkość.

Rys. 5 uzasadnia słuszność konstrukcji rys. 2.

Metody pomiarowe służące do oceny stopnia doskonałości komór spalania

W pracy przedstawiono metody przybliżonego określania stopnia doskonałości komór spalania:

- 1) metodę określania sprawności spalania za pomocą przybliżonej wartości temperatury spalin;
- 2) metodę określania współczynnika zachowania ciśnienia za pomocą przybliżonej wartości średniego ciśnienia dynamicznego;
- 3) metodę określania względnego impulsu i współczynnika impulsu za pomocą pomiaru ciśnień statycznych i dynamicznych na wejściu i wyjściu komory spalania.

Atrakcyjność tych metod polega na tym, że nie wymagają one mierzenia temperatury gorących spalin. Mierzonymi wielkościami są ciśnienia statyczne i dynamiczne w przekrojach na wejściu i wyjściu komory spalania oraz temperatura powietrza w przekroju na wejściu do komory.

Oznaczenia podstawowe

C_p [kcal/kg $^{\circ}$]	— średnie ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu
f [m 2]	— przekrój
G [kg/sek]	— wydatek ciężarowy czynnika
g [m/sek 2]	— przyspieszenie ziemskie
I [sek]	— impuls właściwy
i [kcal/kg]	— entalpia
k	— wykładnik izentropii
l [kg/kg]	— ciężar powietrza potrzebny do stechiometrycznego spalania 1 kg paliwa
P [kg/m 2]	— ciśnienie
R [kgm/kg $^{\circ}$]	— stała gazowa
T [°K]	— temperatura absolutna
t [°C]	— temperatura
W [kcal/kg]	— dolna wartość opałowa
w [m/sek]	— prędkość
α	— współczynnik nadmiaru powietrza
β	— współczynnik
γ [kg/m 3]	— ciężar właściwy
η	— sprawność
σ	— współczynnik strat ciśnienia całkowitego
φ	— wielkość błędu

Oznaczenia pomocnicze

c	— parametr całkowity
d	— parametr dynamiczny
g	— oznaczenie wartości przybliżonej
h	— ciśnienie dynamiczne
i	— impuls
m	— wartość średnia
max	— wartość największa
min	— wartość najmniejsza
s	— spaliny
T	— temperatura
1,2	— numeracja przekrojów
Σ	— wartość średnia masowa

Ostatnio w literaturze spotyka się wiele prac, poświęconych opracowaniu lub udoskonaleniu metod pomiaru temperatur gorącego strumienia gazu, jako środka służącego do określenia sprawności spalania w komorach. Zainteresowanie tymi metodami stanie się zrozumiałe, jeżeli zwrócimy uwagę na to, że istniejące metody oceny sprawności spalania posiadają szereg poważnych braków.

Najbardziej bodaj rozpowszechnioną dotychczas metodą określania sprawności spalania jest pomiar pola temperatur i ciśnień dynamicznych w przekroju na wyjściu z komory, wykorzystywany do obliczenia średniej masowej temperatury. Metoda ta posiada następujące wady:

1. Nie może być stosowana przy dostatecznie wysokich temperaturach produktów spalania, ponieważ błędy przy pomiarze temperatury wskutek zwiększonego odprowadzania ciepła od gorącej spoiny termopary przez promieniowanie stają się zbyt duże.
2. Zapis dużej ilości wskazań termopar i rurek spiętrzeniowych staje się kłopotliwy.

3. Opracowanie danych eksperymentu jest bardzo pracochłonne.
4. Aparatura pomiarowa, składająca się z dużej ilości termopar i rurek spiętrzeniowych, jest skomplikowana i mało pewna.

Bardziej dokładna metoda określania sprawności spalania za pomocą analizy gazów nie znalazła szerokiego zastosowania ze względu na jej pracochłonność. Metoda ta pozwala dokładnie mierzyć miejscowe wartości sprawności spalania i jest stosowana w większości przypadków jako metoda „wzorcową”.

Prócz omówionych dwu metod istnieje wiele innych, jednak z uwagi na ich małą stosowalność nie będą one w tym miejscu rozpatrywane. Małe rozpowszechnienie tych metod jest spowodowane albo ich poważnymi wadami, albo niedostatecznym opracowaniem.

Brak dostatecznie dokładnych i użytkowych metod określania sprawności spalania skłania do opracowywania nowych metod.

Jedną z nich jest metoda przybliżonego określenia średniej masowej temperatury za pomocą równania ciągłości [lit. 1].

W dalszym ciągu metoda ta będzie nazywana krótko metodą wydatków.

Średnią masową temperaturę określa się ze znanej zależności

$$C_p t_e = \frac{\int w \gamma C_p t df}{G} \quad [1]$$

Jeśli nie uwzględnić zmiany C_p w przekroju, jak to jest ogólnie przyjęte, wyrażenie [1] można zapisać

$$t_e = \frac{\int w \gamma t df}{G} \quad [2]$$

lub

$$T_e = \frac{\int w \gamma T df}{G} = \frac{\int w \gamma T df}{\int w \gamma df} \quad [3]$$

Ciśnienia dynamiczne są określone za pomocą rurek spiętrzeniowych:

$$P_d = \frac{W^2}{2g} \cdot \gamma$$

stąd

$$w = \left(\frac{2g P_d}{\gamma} \right)^{\frac{1}{2}} \quad [4]$$

Przyjmuje się, że ciśnienie statyczne P i stała gazowa R zmienia się w przekroju bardzo nieznacznie i zmiany tej można nie uwzględniać.

Wtedy zamiast wyrażenia [3] otrzymuje się

$$T_{\varepsilon} = \frac{\int (P_d T)^{\frac{1}{2}} df}{\int \left(\frac{P_d}{T}\right)^{\frac{1}{2}} df} \quad [5]$$

Wyrażeniem tym można posługiwać się dla określenia średniej masowej temperatury przy obliczaniu sprawności spalania według pomierzonych pól ciśnień dynamicznych P_d i temperatur T .

Jeżeli założy się, że w równaniu ciągłości

$$G = \int w \gamma df = \int \left(2g P_d \frac{P}{RT}\right)^{\frac{1}{2}} df \quad [6]$$

temperatura jest wartością stałą, otrzymuje się następujące wyrażenie dla temperatury określonej metodą wydatków:

$$T_g = 2g \frac{P}{R} \left(\frac{\int P_d^{\frac{1}{2}} df}{G}\right)^2 \quad [7]$$

Określona w ten sposób temperatura T_g jest pewnym przybliżeniem średniej masowej temperatury T_{ε} .

Dla racjonalnego posługiwania się tą lub inną przybliżoną metodą należy wyjaśnić charakter i wielkość błędów popełnianych przy jej stosowaniu.

Za błąd, powstały przez przybliżone określenie średniej masowej temperatury, można przyjąć

$$\varphi_T = \frac{T_{\varepsilon} - T_g}{T_g} \quad [8]$$

Z równań [5], [7] i [8] można napisać następującą zależność:

$$\varphi_T = \frac{T_{\varepsilon} - T_g}{T_g} = \frac{\int \left(\frac{P_d}{T}\right)^{\frac{1}{2}} df \cdot \int (P_d T)^{\frac{1}{2}} df}{\left(\int P_d^{\frac{1}{2}} df\right)^2} - 1 \quad [9]$$

Błąd φ_T , zapisany w postaci zależności [9], posiada następujące ciekawe własności, które pozwalają w wielu przypadkach zalecać metodę wydatków do przybliżonego określania średniej masowej temperatury:

1. Zmiana w szerokich granicach pola ciśnień dynamicznych P_d przy określonym polu temperatur prowadzi do bardzo nieznacznej zmiany błędu φ_T , to jest pole P_d praktycznie nie wpływa na błąd i w tym sensie błąd określa się polem temperatur.
2. Przy stosunkowo małej nierównomierności pola temperatur błąd znajduje się w dopuszczalnych, z praktycznego punktu widzenia, granicach.
3. Błąd φ_T posiada jednostronny charakter. Przy dowolnych polach P_d i temperaturach T , $T \geq T_g$ i odpowiednio błąd $\varphi_T \geq 0$.

Można udowodnić, że przy danym stosunku T_{min}/T_{max} , gdzie T_{min} i T_{max} odpowiednio najmniejsze i największe temperatury w przekroju, największy błąd powstaje wówczas, gdy na jednej połowie przekroju występuje T_{min} , a na drugiej T_{max} przy równym polu ciśnień dynamicznych P_d . Jakkolwiek nierównomierność w polu P_d prowadzi do zmniejszenia błędu. Największy błąd w funkcji T_{min}/T_{max} wyraża się następującym wzorem:

$$\varphi_{T_{max}} = \frac{1}{4} \left[\left(\frac{T_{min}}{T_{max}}\right)^{\frac{1}{2}} + \left(\frac{T_{max}}{T_{min}}\right)^{\frac{1}{2}} - 2 \right] \quad [10]$$

Zależność [10] przedstawiono w postaci wykresu (rys. 1). Z wykresu tego wynika, że nawet przy tak znacznych nierównomiernościach temperatury jak $T_{min}/T_{max} = 0,6$, największy błąd $\varphi_{T_{max}}$ nie przekracza 20%, rzeczywisty błąd jest jeszcze mniejszy.

Poniżej zostanie udowodnione, że błąd φ_T nosi jednostronny charakter.

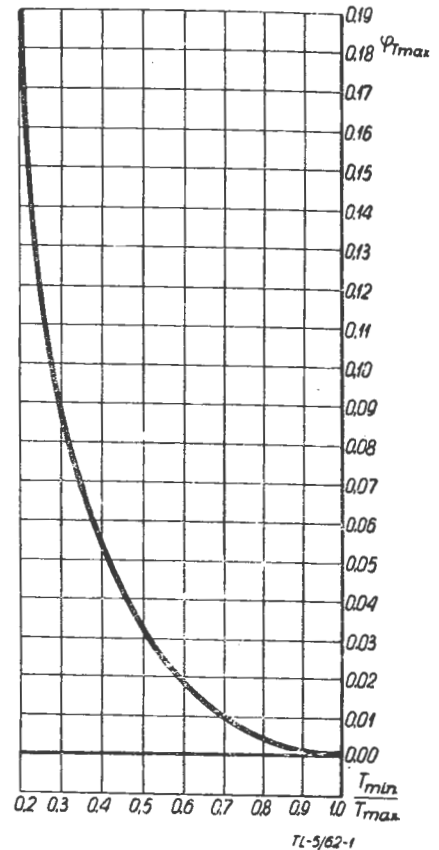
Z zależności [9] wynika:

$$\varphi_T = \frac{\int \left(\frac{P_d}{T}\right)^{\frac{1}{2}} df \cdot \int (P_d T)^{\frac{1}{2}} df - \int P_d^{\frac{1}{2}} df \cdot \int P_d^{\frac{1}{2}} df}{\left(\int P_d^{\frac{1}{2}} df\right)^2} \quad [11]$$

Należy udowodnić, że licznik wyrażenia [11] jest większy lub równy zero.

Licznik ten można przedstawić jako różnicę iloczynów całkowitych sum, których sumowanie przeprowadza się według elementów przekrojów:

$$\begin{aligned} \left(\int P_d^{\frac{1}{2}} df\right)^2 \varphi_T &= \sum_j \left(\frac{P_{di}}{T_i}\right)^{\frac{1}{2}} \Delta f_i \cdot \sum_j (P_{cj} T_j)^{\frac{1}{2}} \Delta f_j - \\ &- \sum_i P_{di}^{\frac{1}{2}} \Delta f_i \cdot \sum_j P_{dj}^{\frac{1}{2}} \Delta f_j \end{aligned} \quad [12]$$



Rys. 1

Przekształcając wyrażenie [12] otrzymuje się ostatecznie.

$$\left(\int P_d^{\frac{1}{2}} df\right)^2 \varphi_T = \sum_{<i,j>} \left[\left(\frac{T_i}{T_j}\right)^{\frac{1}{2}} + \left(\frac{T_j}{T_i}\right)^{\frac{1}{2}} - 2 \right] (P_{di} \cdot P_{cj})^{\frac{1}{2}} \Delta f_i \Delta f_j \quad [13]$$

gdzie, jeśli uwzględnić, że wyrażenie w nawiasie kwadratowym nie przyjmuje wartości mniejszych od zera, błąd $\varphi_T \geq 0$.

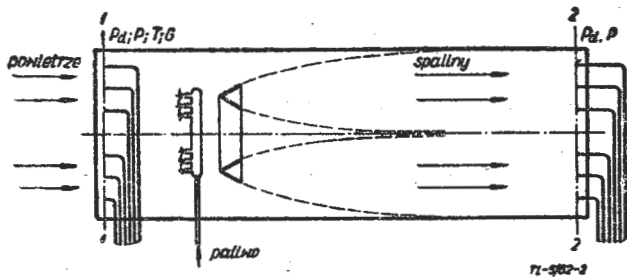
Tak więc temperatura określona metodą wydatków według zależności [7] jest niższa (lub równa) od średniej masowej temperatury o wartości:

$$\Delta T = T_{\varepsilon} - T_g \geq 0 \quad [14]$$

Przy stosowaniu metody wydatków do określania temperatury i w końcowym efekcie sprawności spalania zaleca się następujący tok postępowania:

- 1) za pomocą kontrolnej tempopary określić orientacyjnie charakter pola temperatur i ustalić wartości T_{max} i T_{min} ;

- 2) za pomocą wykresu (rys. 1) ocenić wartość maksymalnego błędu $\varphi_{T \max}$;
- 3) na podstawie ocenionego charakteru pola temperatur i przyjętej w badaniu ilości punktów pomiarowych obliczyć rzeczywistą wartość błędu φ_T według zależności [9];
- 4) przeprowadzić badanie określając temperaturę metodą wydatków według zależności [1]. Mierzone wielkości przedstawiono na rys. 2;



Rys. 2

- 5) uwzględnić poprawkę na określenie temperatury

$$\Delta T = \varphi_T \cdot T_g \quad [15]$$

- 6) określić zakres, w którym mieści się temperatura rzeczywista

$$T_m = T_g \div T_g (1 + \varphi_T) \quad [16]$$

- 7) obliczyć sprawność spalania w komorze z zależności

$$\eta = \frac{[(a+1)C_{p2}t_{m2} - aC_{p1}t_1]}{W} \quad [17]$$

Należy jeszcze określić wpływ błędu w określeniu t_{m2} na sprawność spalania. W tym celu logarytmuje się obie strony równania [17]:

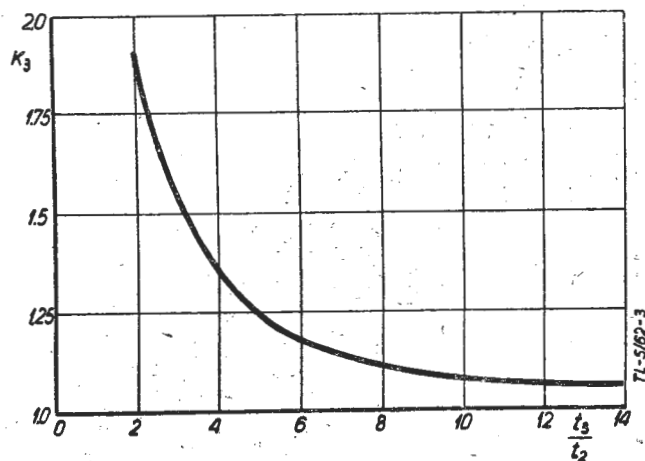
$$\ln \eta = \ln [(a+1)C_{p2}t_{m2} - aC_{p1}t_1] - \ln W \quad [18]$$

i następnie różniczkuje się równanie [18]:

$$\frac{d\eta}{\eta} = K_1 \frac{d\alpha}{\alpha} + K_2 \frac{dC_{p2}}{C_{p2}} + K_3 \frac{dt_{m2}}{t_{m2}} - K_4 \frac{dC_{p1}}{C_{p1}} - K_5 \frac{dt_1}{t_1} - \frac{dW}{W} \quad [19]$$

Otrzymuje się w ten sposób związek między względnymi przyrostami poszczególnych parametrów równania [17]. Różniczki zamienia się przez różnice skończone oraz wprowadza się oznaczenia:

$$\frac{d\eta}{\eta} \cong \frac{\Delta\eta}{\eta} = \delta\eta; \quad \frac{d\alpha}{\alpha} \cong \frac{\Delta\alpha}{\alpha} = \delta\alpha \text{ itd.} \quad [20]$$



Rys. 3

Równanie [19] przybiera wówczas postać:

$$\delta\eta = K_1 \delta\alpha + K_2 \delta C_{p2} + K_3 \delta t_{m2} - K_4 \delta C_{p1} - K_5 \delta t_1 - \delta W \quad [21]$$

Współczynnik wpływu temperatury t_{m2} na sprawność η wyrazi się zależnością:

$$K_3 = \frac{a+1}{a} \frac{C_{p2}t_{m2}}{C_{p1}t_1} \quad [22]$$

Jak widać ze wzoru [22] współczynnik ten zależy od a , $C_{p2} \cdot t_{m2}$, $C_{p1} \cdot t_1$. Ze wzrostem $\frac{t_{m2}}{t_1} = \frac{C_{p2}t_{m2}}{C_{p1}t_1}$ współczynnik K_3 maleje (rys. 3), tzn. wpływ błędu w określeniu t_{m2} na sprawność η przy wzroście t_{m2}/t_1 zmniejsza się.

Według równań [7], [16], [17] można określić sprawność spalania oraz dokładnie ustalić granice, w których na pewno mieści się rzeczywista wartość η .

Niewątpliwie, polepszenie sprawności spalania w komorze posiada duże znaczenie, jednak tylko ten jeden parametr nie daje pełnego wyobrażenia o doskonałości komory spalania. Dla uzyskania wysokiej sprawności spalania trzeba wytworzyć turbulencję strumienia przepływającego przez komorę, turbulencja zaś powoduje straty ciśnienia. Straty te obniżają sprawność cyklu silnika, a więc zmniejszenie ich staje się nie mniej istotne, niż polepszenie sprawności spalania. Dlatego też znajomość sprawności spalania komory nie wystarcza do oceny jej doskonałości.

Najczęściej straty ciśnienia w komorze spalania są oceniane za pomocą tzw. współczynnika zachowania ciśnienia całkowitego

$$\sigma = \frac{P_{c2}}{P_{c1}} \quad [23]$$

Wyrażenie dla średniego masowego ciśnienia całkowitego w przekroju ma następującą postać:

$$P_{ce} = \frac{\int w\gamma P_c df}{G} = \frac{\int w\gamma P_c df}{\int w\gamma df} \quad [24]$$

Wykorzystując zależność [4] oraz pomijając zmienność ciśnienia statycznego P i stałej gazowej R w przekroju, wyrażenie [24] można zapisać

$$P_{ce} = \frac{\int \left(\frac{P_d}{T}\right)^{\frac{1}{2}} P_c df}{\int \left(\frac{P_d}{T}\right)^{\frac{1}{2}} df} \quad [25]$$

Ponieważ

$$P_c = P + P_d \quad [26]$$

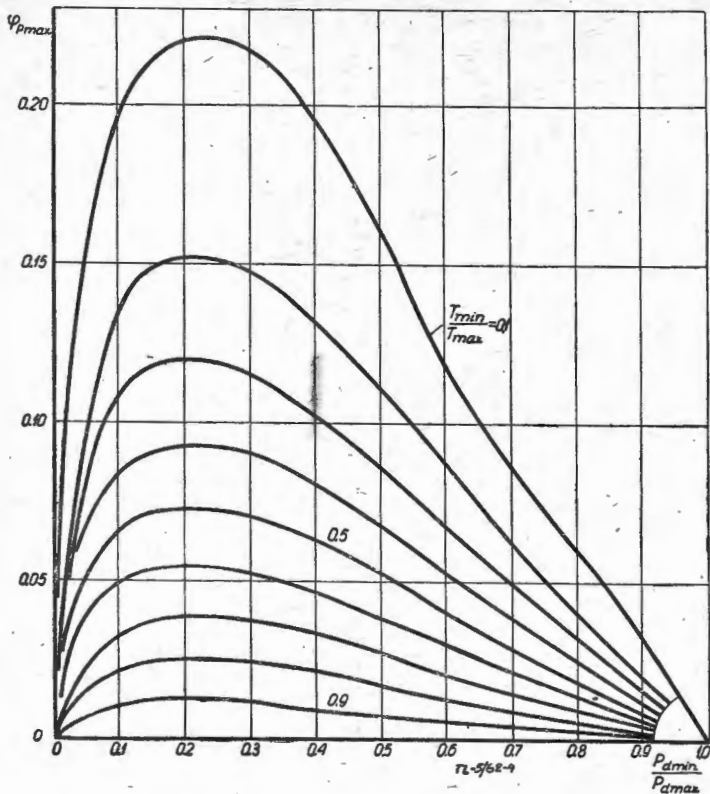
wyrażenie [25] ostatecznie przyjmie postać:

$$P_{ce} = P + P_{d\epsilon} \quad [27]$$

gdzie

$$P_{d\epsilon} = \frac{\int P_d^{\frac{3}{2}} \left(\frac{1}{T}\right)^{\frac{1}{2}} df}{\int \left(\frac{P_d}{T}\right)^{\frac{1}{2}} df} \quad [28]$$

Jak widać, do określenia średniego masowego ciśnienia całkowitego w przekroju trzeba znać pole ciśnienia dynamicznego i pole temperatur w tym przekroju.



Rys. 4

Jeżeli w wyrażeniu [28] nie uwzględnimy zmienności temperatury, to otrzyma się:

$$P_{dg} = \frac{\int P_d^{\frac{1}{2}} df}{\int P_d^{\frac{1}{2}} df} \quad [29]$$

Średnie ciśnienie dynamiczne P_{dg} , obliczone według wzoru [29], jest przybliżoną wartością średniego masowego ciśnienia $P_{d\epsilon}$.

Błąd, powstały wskutek przybliżonego określenia średniego masowego ciśnienia dynamicznego, wyraża się następująco:

$$\varphi_P = \frac{P_{d\epsilon} - P_{dg}}{P_{dg}} \quad [30]$$

Z równań [28], [29] i [30] otrzymuje się:

$$\varphi_P = \frac{\int P_d^{\frac{1}{2}} df \cdot \int P_d^{\frac{1}{2}} \left(\frac{1}{T}\right)^{\frac{1}{2}} df}{\int P_d^{\frac{1}{2}} \left(\frac{1}{T}\right)^{\frac{1}{2}} df \cdot \int P_d^{\frac{1}{2}} df} - 1 \quad [31]$$

Jeśli przyjmie się, że wartość ciśnienia w elementarnym przekroju df jest odwrotnie proporcjonalna do wartości temperatury w tym przekroju, co jest zgodne z fizycznym modelem zjawiska, można udowodnić, że przy danym stosunku P_{dmin}/P_{dmax} oraz T_{min}/T_{max} , największy błąd powstaje wówczas, gdy na jednej połowie przekroju jest P_{dmax} i T_{min} , na drugiej zaś P_{dmin} i T_{max} . Maksymalny błąd φ_{Pmax} w funkcji T_{min}/T_{max} i P_{dmin}/P_{dmax} wyraża się następującym wzorem:

$$\varphi_{Pmax} = \frac{\sqrt{\frac{P_{dmin}}{P_{dmax}}} \left(1 - \frac{P_{dmin}}{P_{dmax}}\right) \left(1 - \sqrt{\frac{T_{min}}{T_{max}}}\right)}{\left(\sqrt{\frac{P_{dmin}}{P_{dmax}}} \cdot \frac{T_{min}}{T_{max}} + 1\right) \left(\frac{P_{dmin}}{P_{dmax}} \sqrt{\frac{P_{dmin}}{P_{dmax}}} + 1\right)} \quad [32]$$

Zależność [32] jest przedstawiona na rys. 4.

Jak wynika z analizy wyrażenia [31], błąd φ_P posiada ciekawe własności, które w większości wypadków pozwalają zalecać sposób obliczania P_d według wyrażenia [29]:

- 1) wielkość błędu zależy od nierównomierności pola ciśnień dynamicznych P_d i pola temperatur T ;
- 2) przy stosunkowo niedużej nierównomierności pola temperatur i ciśnień dynamicznych błąd znajduje się w dopuszczalnych — z praktycznego punktu widzenia — granicach;
- 3) błąd φ_P posiada jednostronny charakter. Zawsze $P_{d\epsilon} \geq P_{dg}$ i odpowiednio błąd $\varphi_P \geq 0$.

W wielu przypadkach, gdy mamy do czynienia z małą nierównomiernością pola ciśnień dynamicznych P_d i pola temperatur T , wystarcza w zupełności uśrednienie ciśnienia dynamicznego według elementów przekroju:

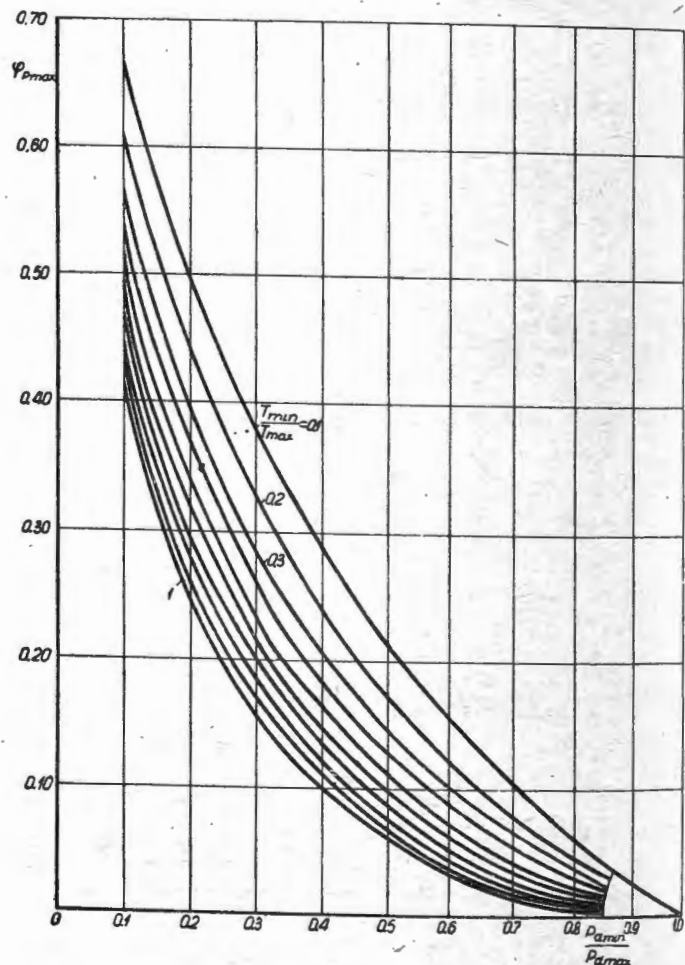
$$P_{dg} = \frac{\int P_d df}{\int df} \quad [33]$$

Stosując tę metodę uśredniania P_d popełnia się większy błąd niż w przypadku obliczania P_d według zależności [29]. Ma on wówczas następującą postać:

$$\varphi_P = \frac{\int df \cdot \int P_d^{\frac{1}{2}} \left(\frac{1}{T}\right)^{\frac{1}{2}} df}{\int \left(\frac{P_d}{T}\right)^{\frac{1}{2}} df \cdot \int P_d df} - 1 \quad [34]$$

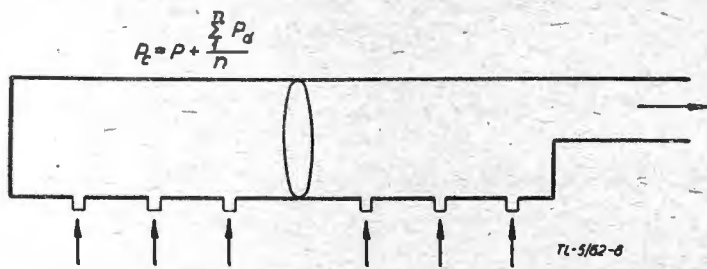
Największy błąd wyraża się zależnością:

$$\varphi_{Pmax} = \frac{\left[1 - \left(\frac{P_{dmin}}{P_{dmax}} \cdot \frac{T_{min}}{T_{max}}\right)^{\frac{1}{2}}\right] \left[1 - \frac{P_{dmin}}{P_{dmax}}\right]}{\left[1 + \left(\frac{P_{dmin}}{P_{dmax}} \cdot \frac{T_{min}}{T_{max}}\right)^{\frac{1}{2}}\right] \left[1 + \frac{P_{dmin}}{P_{dmax}}\right]} \quad [35]$$



Rys. 5

Przy dużej nierównomierności pól P_d i T maksymalny błąd $\varphi_{P_{max}}$ jest stosunkowo duży (rys. 5), jednak przy $P_{dmin}/P_{dmax} \geq 0,8$ i niewielkiej nierównomierności pola temperatur, uśrednianie według zależności [33] można z powodzeniem stosować. Uśrednianie za pomocą tej metody jest bardzo wygodne, jeśli do pomiaru zastosuje się



Rys. 6

grzebień pomiarowy typu przedstawionego na rys. 6, z takim rozstawieniem rurek spiętrzeniowych, aby uśrednianie ciśnienia następowało według równych elementów przekroju ($\Delta f_1 = \Delta f_2 = \dots = \Delta f_n$).

Należy podkreślić, że przy wyborze tej czy innej przybliżonej metody uśredniania należy uwzględnić zarówno charakter rozkładu ciśnień dynamicznych P_d i temperatur T , jak również wzajemny stosunek rozkładu ciśnień do rozkładu temperatur. I tak na przykład błąd uśredniania P_d , obojętnie którą metodą, będzie dążył do zera nawet przy dużej nierównomierności pól ciśnień dynamicznych i temperatur, jeżeli rozkłady ciśnień i temperatur w przekroju będą takie, że $P_{di} \sim T_i$ (rys. 7a) i na odwrót, błąd będzie dążył do maksymalnej wartości, jeżeli $P_{di} \sim \frac{1}{T_i}$ (rys. 7b).

Wniosek ten można wyciągnąć analizując zależności [31] i [34].

Przy stosowaniu przybliżonej metody obliczania średniego ciśnienia dynamicznego według wzoru [29] lub [33] i w końcowym efekcie ciśnienia całkowitego oraz współczynnika zachowania ciśnienia całkowitego w komorze zaleca się następujący tok postępowania:

- 1) za pomocą kontrolnej termopary określić orientacyjnie charakter pola temperatur, ustalić wartości T_{max} i T_{min} ;
- 2) za pomocą rurki spiętrzeniowej określić orientacyjnie charakter ciśnień dynamicznych i ocenić wartości P_{dmax} i P_{dmin} ;
- 3) za pomocą wykresów (rys. 4 i 5) ocenić wartość największego błędu $\varphi_{P_{max}}$;
- 4) na podstawie ocenionego charakteru pól P_d i T oraz przyjętej w badaniu ilości punktów pomiarowych obliczyć rzeczywistą wartość błędu φ_P według zależności [31] i [35];
- 5) przeprowadzić badanie określając w sposób przybliżony średnie ciśnienie dynamiczne w przekroju według zależności [29] lub [33];
- 6) uwzględnić poprawkę na określenie średniego ciśnienia dynamicznego

$$\Delta P_d = \varphi_P \cdot P_{dg} \quad [36]$$

- 7) określić zakres, w którym mieści się rzeczywiste średnie ciśnienie dynamiczne w przekroju

$$P_{dm} = P_{dg} \div P_{dg} (1 + \varphi_P) \quad [37]$$

- 8) obliczyć średnie ciśnienie całkowite według wzoru [26];
- 9) obliczyć współczynnik zachowania ciśnienia całkowitego w komorze spalania według zależności [23].

W celu oceny wpływu błędu w określeniu P_d na współczynnik σ należy równanie [23] przedstawić w postaci równania różniczkowego w różnicach skończonych. Najpierw obie strony równania logarytmuje się

$$\ln \sigma = \ln (P_2 + P_{dm2}) - \ln P_{c1} \quad [38]$$

1) Ciśnienie P_{c1} można określić z dużą dokładnością, ponieważ pola ciśnień dynamicznych i temperatur na wejściu do komory spalania są wyrównane.

Różniczkując otrzymuje się:

$$\frac{d\sigma}{\sigma} = \frac{dP_2}{P_2 + P_{dm2}} + \frac{dP_{dm2}}{P_2 + P_{dm2}} - \frac{dP_{c1}}{P_{c1}} \quad [39]$$

Wprowadzając oznaczenia

$$\frac{d\sigma}{\sigma} \approx \frac{\Delta\sigma}{\sigma} = \delta\sigma; \quad \frac{dP_2}{P_2} \approx \frac{\Delta P_2}{P_2} = \delta P_2 \text{ itd.} \quad [40]$$

oraz

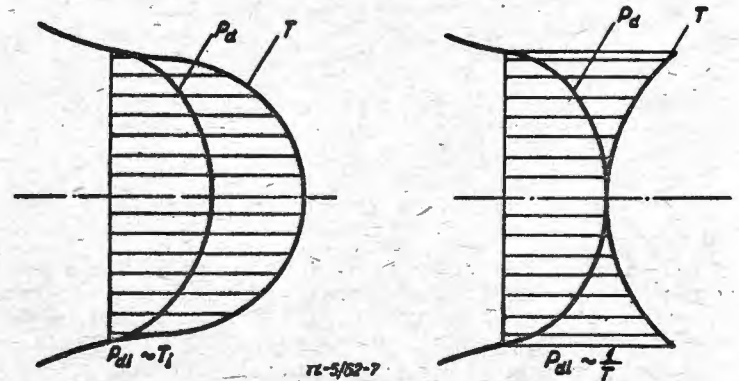
$$K_6 = \frac{1}{1 + \frac{P_{dm2}}{P_2}}; \quad K_7 = \frac{1}{1 + \frac{P_2}{P_{dm2}}} \quad [41]$$

członecznie otrzymamy:

$$d\sigma = K_6 \cdot \delta P_2 + K_7 \delta P_{dm2} - \delta P_{c1} \quad [42]$$

Jak widać z równania [41] współczynnik wpływu P_{dm2} na σ zależy od stosunku P_2/P_{dm2} i zawsze jest mniejszy od 1. Wykres (rys. 8) ilustruje zmianę współczynnika K_7 w zależności od P_2/P_{dm2} .

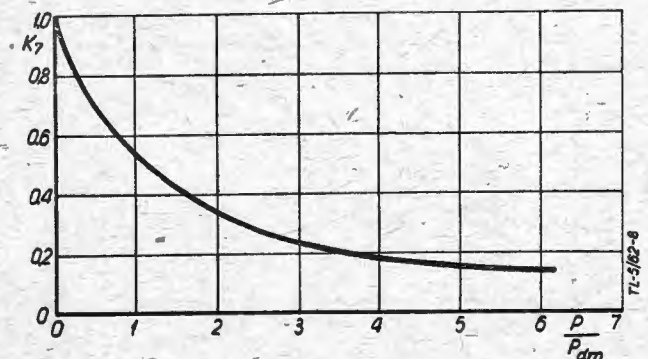
Według równań [31], [34], [37] i [23] można dokładnie ustalić granice, w których mieści się rzeczywista wartość σ .



Rys. 7

W przypadkach, gdy nie trzeba oddzielnie analizować sprawności spalania i strat ciśnienia w komorze, najbardziej dogodną metodą oceny doskonałości procesów, zachodzących podczas pracy komory spalania, jest metoda impulsów.

Mierząc impuls właściwy I_G w przekroju na wyjściu z komory i obliczając właściwy impuls teoretyczny I_{Gmax}



Rys. 8

przy założeniu, że procesy przepływu i spalania odbywają się bez strat, można obliczyć współczynnik impulsu:

$$\eta_i = \frac{I_G}{I_{Gmax}} \quad [43]$$

Współczynnik impulsu charakteryzuje jednocześnie sprawność spalania i straty przepływu.

Impuls w danym przekroju komory można wyrazić wzorem

$$I = \int (\rho w^2 + P) df = \int (2P_d + P) df \quad [44]$$

Jeśli pominiemy zmienność P w przekroju, równanie [44] przybiera postać:

$$I = Pf + 2f \frac{\int P_d df}{\int df} \quad [45]$$

Wykorzystując wzór [33] otrzymuje się:

$$I = f(P + 2P_{dg}) \quad [46]$$

gdzie P_{dg} — ciśnienie dynamiczne uśrednione według elementów przekroju.

Impuls właściwy

$$I_G = \frac{I}{G} = \frac{f}{G} (P + 2P_{dg}) \quad [47]$$

Do obliczenia maksymalnego impulsu właściwego I_{Gmax} należy znać ciśnienie całkowite P_{c1} i temperaturę T_1 w przekroju na wejściu do komory spalania. I_{Gmax} oblicza się zakładając, że proces spalania i przepływ przez komorę odbywają się bez strat, a więc $\sigma = 1,0$ i $\eta = 1,0$.

$$I_{Gmax} = \frac{w_{max}}{g} + \frac{Pf}{G} \quad [48]$$

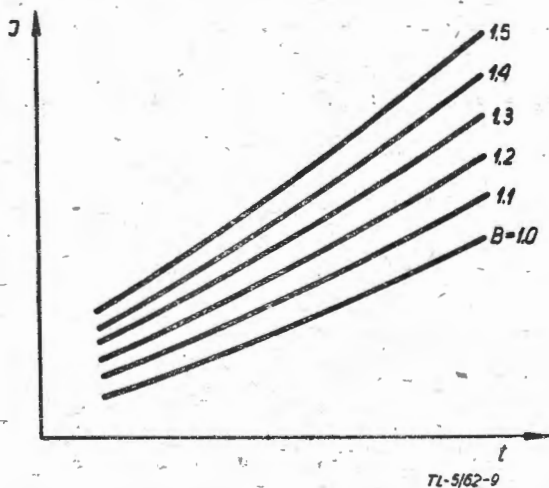
Prędkość można określić z równania energii przyjmując, że proces wypływu z dyszy odbywa się bez strat

$$w_{max} = \sqrt{2g \frac{k}{k-1} R T_c \left[1 - \left(\frac{P}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad [49]$$

Temperaturę T_c określa się w oparciu o temperaturę na wejściu do komory spalania oraz współczynnik nadmiaru powietrza α ; przy założeniu $\eta = 1,0$; k i R określa się w zależności od T współczynnika nadmiaru powietrza α .

Mając pomierzony właściwy impuls rzeczywisty oraz znając maksymalny impuls teoretyczny oblicza się ostatecznie współczynnik impulsu według zależności [43].

Przedstawionymi metodami można z powodzeniem posługiwać się w tych przypadkach, gdy dokładne metody



Rys. 9

trudno jest stosować ze względu na wysoką temperaturę spalin lub prędkość, a także w przypadkach, kiedy przeprowadza się masowe badania komór spalania.

W celu przyspieszenia obliczeń, korzystnie jest przedstawić podstawowe zależności w postaci wykresów pomocniczych.

Do obliczania sprawności spalania bardzo pomocne mogą okazać się dwa wykresy: $C_{p1} T_1 = f(T)$ i $C_{p2} T_{m2} = \varphi(\alpha \cdot T)$. Sporządzenie pierwszego z nich nie następuje żadnych tru-

dnosci. Wykres drugi proponuje się sporządzić w następujący sposób [lit. 2].

Srednie ciepło właściwe czystych produktów spalania może być przedstawione jako suma funkcji:

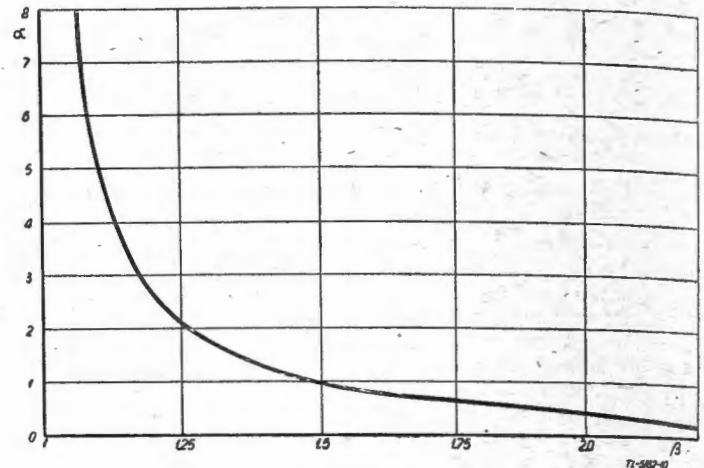
$$C_{ps} = f_1(t) + \beta_s f_2(t) \quad [50]$$

gdzie współczynnik β_s przyjmuje się równy 1,5 (dla danego paliwa).

Ciepło właściwe powietrza:

$$C_{p1} = f_1(t) + \beta_1 f_2(t) \quad [51]$$

przy czym współczynnik β_1 przyjmuje się równy jedności.



Rys. 10

Rozwiązując wzajemnie równania [50] i [51] względem $f_1(t)$ i $f_2(t)$ otrzymuje się:

$$f_2(t) = \frac{C_{ps} - C_{p1}}{\beta_s - 1} \quad [52]$$

$$f_1(t) = C_{p1} - \frac{C_{ps} - C_{p1}}{\beta_s - 1} \quad [53]$$

Dla mieszaniny czystych produktów spalania powietrza:

$$C_{p2} = f_1(t) + \beta_2 f_2(t) \quad [54]$$

Podstawiając w równanie [54], wzory [52] i [53] znajduje się

$$C_{p2} = C_{p1} + \frac{\beta - 1}{\beta_s - 1} (C_{ps} - C_{p1}) \quad [55]$$

Mnożąc obie strony równania [55] przez temperaturę otrzymuje się:

$$i_2 = i_1 + \frac{\beta - 1}{\beta_s - 1} (i_s - i_1) \quad [56]$$

Według zależności [56] łatwo dokonać wykres $i = f(\beta, T)$ wykorzystując do tego celu tabele własności gazów (rys. 9).

Związek między współczynnikami β i α znajduje się w następujący sposób.

Jak wiadomo, ciepło właściwe mieszaniny powietrza i czystych produktów spalania można wyrazić wzorem:

$$C_{p2} = \frac{\alpha - 1}{\alpha l + 1} C_{p1} + \frac{1 + l}{\alpha l + 1} C_{ps} \quad [57]$$

Wykorzystując zależności [50], [51] i [54] otrzymuje się:

$$f_1(t) + \beta f_2(t) = \frac{\alpha - 1}{\alpha l + 1} [f_1(t) + f_2(t)] + \frac{1 + l}{\alpha l + 1} [f_1(t) + \beta_s f_2(t)] \quad [58]$$

Rozwiązując to równanie znajduje się:

$$\beta = 1 + \frac{(\beta_s - 1)(l - 1)}{al + 1} \quad [59]$$

Zależność $\beta = f(\alpha)$ przedstawiono na rys. 10.

Wykresy sporządzone według zależności [56] i [59] pozwalają z dużą dokładnością określić entalpię produktów spalania.

LITERATURA

1. M. P. Samozwancew — K woprosu ob opriedielenii poinoty sgaraniya topliwa w kamierach raschodnym mietodom, MAPCCCP, Trudy, No 251
2. G. S. Zirickij — Awiacjonnyje gazowyje turbiny, Oborongiz, 1950
3. A. J. Czerkies — Mietod małych otklonienij, Oborongiz, 1955
4. G. Bondariuk — Priamotocznyje rieaktywne dwigatieli

Mgr inż. BOHDAN JANCELEWICZ

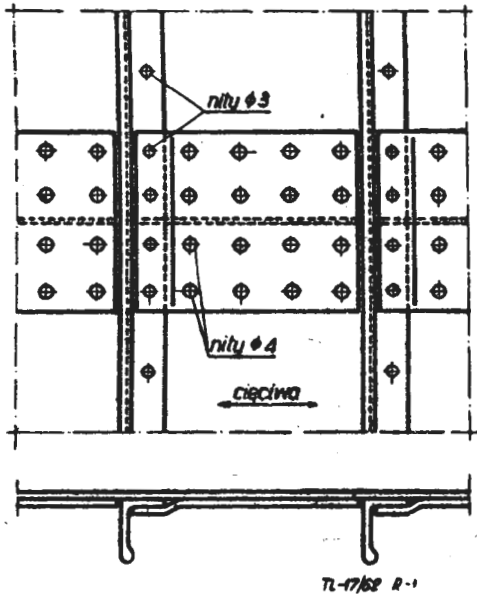
620.178.3:621.884

Porównawcze próby zmęczeniowe połączenia nitowego

Podczas opracowywania konstrukcji prototypu płatowca dodatkową trudność stanowi często konieczność wzmacniania statycznego już istniejącej konstrukcji. Może to bowiem powodować szkodliwe skutki, jeżeli idzie o wytrzymałość zmęczeniową. Szczególnie czuлыми pod tym względem fragmentami konstrukcji są połączenia nitowe. Poniżej przedstawiono wyniki kontrolnych prób porównawczych, przeprowadzonych z połączeniem nitowym, które uznano za wymagające wzmocnień statycznych przy dodatkowym założeniu zachowania już istniejącego połączenia.

Próbki

Założono istnienie dość typowego dla wielu konstrukcji połączenia pokrycia skrzydła wzdłuż cięciwy (rys. 1). W celu poddania próbom połączenia blach pokrycia ze sobą za pomocą nakładek, opracowano zastępczą próbkę tego połączenia, obejmującą jeden segment połączenia od podłużnicy do podłużnicy, z uwzględnieniem pokrycia pod podłużnicą. Te, i pozostałe próbki wykonano bez podłużnic współpracujących z pokryciem, kierując się chęcią zbadania samego połączenia blach oraz uproszczeniem próbek. Zrezygnowano tym samym z usztywniającego wpływu podłużnic, wy-



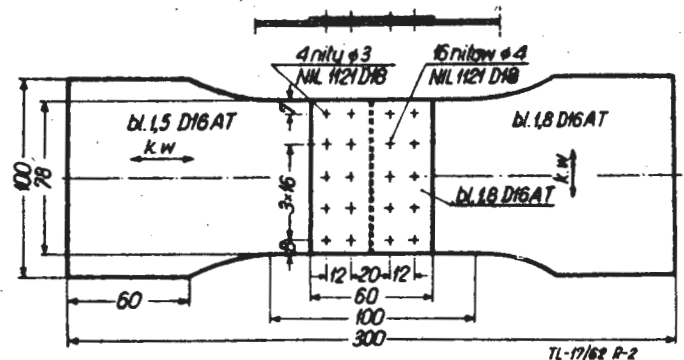
Rys. 1. Przykładowy fragment konstrukcji z połączeniem blach pokrycia wzdłuż cięciwy

bierając przypadek mniej korzystny, jeżeli idzie o prace połączenia. Próbki tego typu, będące próbkami odniesienia, oznaczono jako A (rys. 2).

Następnie, połączenie, powstałe w wyniku tak pomyślanej próbki typu A, wzmocniono statycznie, dodając cztery nity $\varnothing 2,6$ mm pomiędzy dwa rzędy nitów $\varnothing 4$ mm. Ten typ próbek oznaczono jako B (rys. 3).

I wreszcie opracowano trzeci typ próbek, oznaczony jako F (rys. 4), przedstawiający inną odmianę statycznego wzmocnienia tego połączenia.

Dla wyjaśnienia warto podać, że założenie nienaruszalności istniejącego połączenia można sobie wyobrazić na przykład, gdy zauważy się, że użycie nitów o łbach wpuszczanych $\varnothing 4$ mm w blasze o grubości 1,5 mm w zasadzie unie-

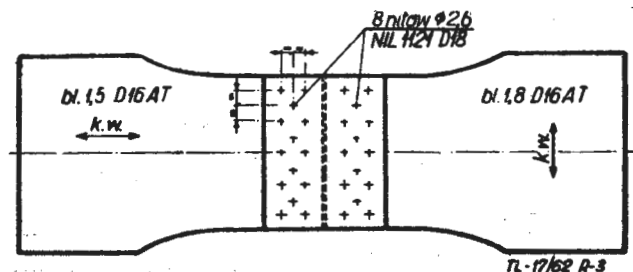


Rys. 2. Próbka typu A; kw — kierunek walcowania blach

możliwia zastosowanie nitów o większej średnicy ze względu na ewentualność współpracy takiego nitu z ostro zakończoną krawędzią otworu, powstałą po stożkowym nawierceniu blachy pod łeb nitu.

Połączenie dodatkowej nakładki z blachą w próbkach typu F nitami $\varnothing 4$ mm spowodowane było zarówno chęcią większego obciążenia głównych szwów nitowych łączących blachy pokrycia, jak również wynikami otrzymanymi z próbek typu A i B, w których otwory pod nity $\varnothing 3$ mm okazały się większymi koncentratorami naprężeń, niż otwory pod nity $\varnothing 4$ mm.

Wszystkie próbki wykonano z blachy D16AT o grubościach nominalnych i kierunku walcowania, pokazanych na rysunkach próbek. Do połączeń użyto nitów $\varnothing 2,6$ mm, $\varnothing 3$ mm i $\varnothing 4$ mm NIL 1121, wykonanych z materiału D18. W celu uniknięcia nadmiernych drgań próbek w płaszczy-



Rys. 3. Próbka typu B; wymiary próbki analogiczne jak dla A

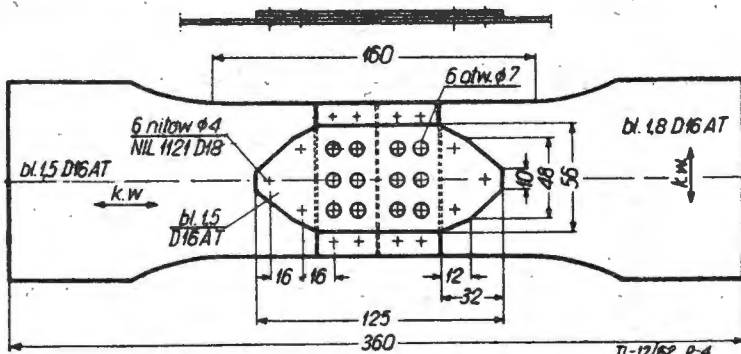
źnie prostopadłej do powierzchni próbki, spowodowanych mimośrodowością połączenia, na krawędziach niektórych próbek założono drewniane klocki usztywniające. Spowodowało to znaczne usztywnienie krawędzi, ale nie zlikwidowało drgań środkowych części próbek, gdzie amplituda

drgań wynosiła około 1 mm, co oczywiście powodowało powstawanie wtórnych układów naprężeń w okolicy zasadniczego połączenia.

Próbom zmęczeniowym poddano po sześć próbek każdego typu.

Obciążenia

Wyniki zmęczeniowych prób kontrolnych zależą w pewnym stopniu od obciążenia, które stanowi wspólną bazę, umożliwiającą porównywanie ze sobą poszczególnych rozwiązań konstrukcyjnych. Obciążenia te można traktować



Rys. 4 Próbką typu F; otwory $\varnothing 7$ obejmują zakawki nitów $\varnothing 4$ połączenia pierwotnego

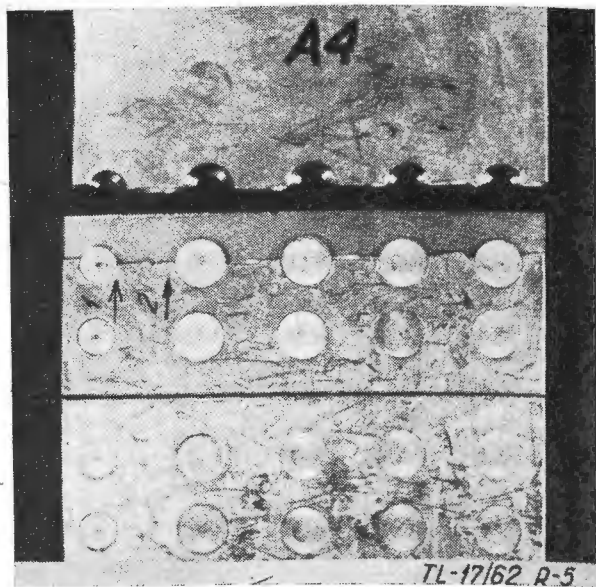
jako pewne kryterium zmęczeniowej jakości konstrukcji i wówczas z konkretną wielkością obciążeń, odniesioną najczęściej do obciążeń zewnętrznych, działających na samolot, łączy się określona ilość zmian obciążeń, poniżej której

Tabela 1

Wyniki porównawczych prób zmęczeniowych próbek A, B i F

Lp.	Typ	Numer	$\sigma_{max}^1)$	σ_{min}	N	Uwagi
1	2	3	4	5	6	7
			kg/mm ²	kg/mm ²	cykli	
1	A	1	17,6	~ 1,0	16,100	
2	A	2	17,1	~ 1,0	16,400	
3	A	3	16,5	~ 1,0	14 200	
4	A	4	17,2	~ 1,0	6,200	znaczna amplituda drgań \perp do powierzchni próbki
5	A	5	17,0	~ 1,0	12,200	
6	A	6	17,1	~ 1,0	9,600	
7	B	1	16,9	~ 1,0	3,900	znaczna amplituda drgań \perp do powierzchni próbki
8	B	2	17,1	~ 1,0	13,900	
9	B	3	15,8	~ 1,0	50,200	bez zniszczenia
10	B	4	16,3	~ 1,0	19,200	
11	B	5	16,4	~ 1,0	9,400	
12	B	6	15,6	~ 1,0	18,000	
13	F	1	12,2	~ 0,7	32,800	próbka umocniona obciążeniem statycznym; próbę przerwano przy $l_p = 6$ mm
14	F	2	12,2	~ 0,7	15,400	próbę przerwano przy $l_p = 6$ mm
15	F	3	12,3	~ 0,7	14,400	
16	F	4	12,2	~ 0,7	23,500	
17	F	5	12,3	~ 0,7	17,000	
18	F	6	12,3	~ 0,7	14,700	

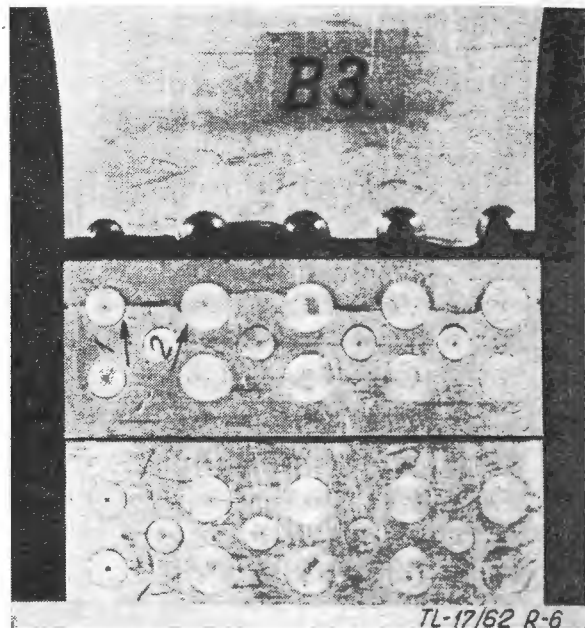
$$^1) \sigma_{max} = \frac{P_{max}}{F_n}, \text{ gdzie } F_n - \text{pow. netto przekroju poprzecznego w miejscu zniszczenia.}$$



Rys. 5. Zniszczenie próbki typu A. Strzałki z numerami pokazują kolejność niszczenia

konstrukcję uznaje się za niewystarczająco wytrzymałą zmęczeniowo. Obciążenia przykładają się najczęściej o stałych σ_{max} i σ_{min} .

Inne podejście do tego zagadnienia opiera się na założeniu obciążenia zewnętrznego. Miarą jakości konstrukcji jest wówczas liczba zmian obciążeń, które próbka wytrzymuje



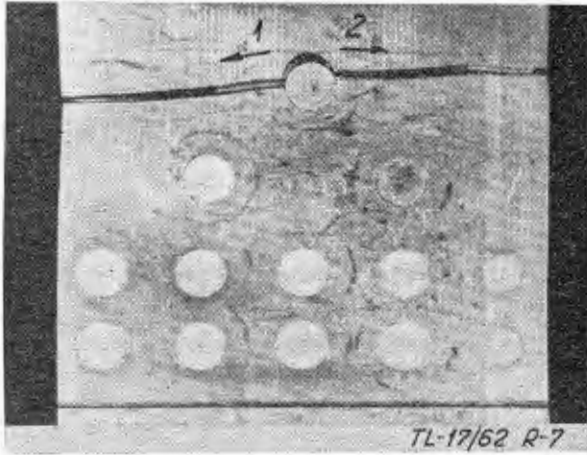
Rys. 6. Zniszczenie próbki typu B

do momentu zniszczenia, lub tylko do momentu pojawienia się pęknięcia o pewnej umownej — uznanej za wykrywalną — długości, jak też zachowanie się próbki od momentu wykrycia pęknięcia do zniszczenia. To podejście daje możliwość tylko względnej oceny konstrukcji.

Przykładowo można podać kilka rodzajów kryteriów używanych w różnych wytwórniach, prowadzących próby zmęczeniowe. Niektóre wytwórnie amerykańskie używają do podobnych prób elementów samolotów myśliwskich kryterium, wymagającego osiągnięcia przez dany element $n_{min} = 3000$ zmian przy obciążeniu odpowiadającym $m_{min} = 0$ i $m_{max} = 8$. W Szwecji używa się kryterium, obejmujące zmianę obciążeń od zera do osiemdziesięciu procent (80%) obciążeń dopuszczalnych przy minimalnej ilości zmian $n_{min} = 25000$. W danych angielskich spotkać się można z kryterium obejmującym tylko obciążenia zmieniające się od $m = 1$ do $m = 7$. Kryterium to używane jest również do prób elementów samolotów bojowych. Praktyka wykazuje, że części samolotu, spełniające powyższe amerykańskie i szwedzkie kryteria, zdają całkowicie egzamin w czasie użytkowania.

Tak pomysłane kryteria, stosunkowo proste w realizacji, umożliwiają dość szybkie przeprowadzenie koniecznych zmęzeniowych prób kontrolnych. Pewną istotną ich ujemną stroną jest paczenie obrazu zachowywania się tych fragmentów lub części konstrukcji płatowca, które zawierają nieuniknione koncentracje naprężeń, ze względu na wywoływanie naprężeń, przekraczających często w tych miejscach granicę plastyczności. Połączenia nitowe są oczywiście jednym z takich fragmentów, zawierających koncentracje naprężeń. I choć spodziewać się można, że segregacja jakościowa poszczególnych rozwiązań konstrukcyjnych ułożyłaby się podobnie również przy niższych obciążeniach, to jednak miarodajność prób prowadzonych w oparciu o takie kryteria może budzić wątpliwości.

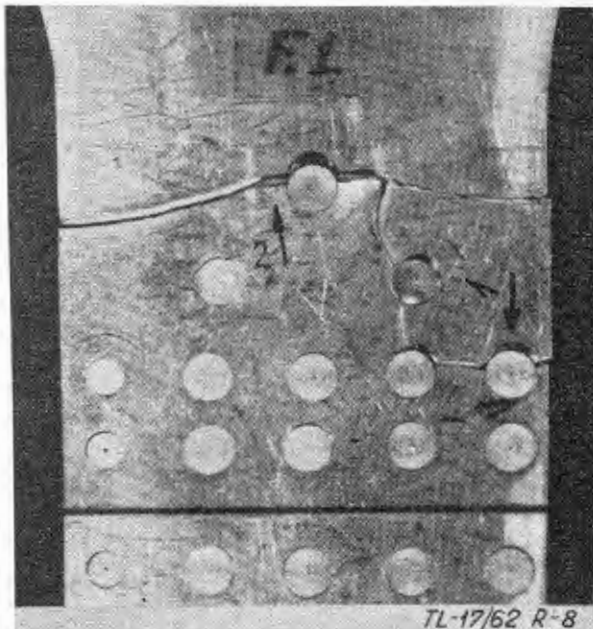
Porównanie zmęczeniowe połączeń pokrycia, odwzorowanych próbkami typu A, B i F, postanowiono przeprowadzić w oparciu o obciążenie zewnętrzne powodujące powstanie w przekroju brutto naprężeń $\sigma_{max} = 10 \text{ kG/mm}^2$. Tak przyjęte σ_{max} odpowiada naprężeniom, powstającym w tego



Rys. 7. Zniszczenie próbki typu F

typu połączeniach nitowych w skrzydłach, przy obciążeniu wynoszącym około osiemdziesiąt procent obciążenia dopuszczalnego w locie. W odniesieniu do przekrojów netto próbek typu A i B naprężenia w czasie obciążeń zmęczeniowych wynosiły $\sigma_{max} = 16,8 \text{ kG/mm}^2$ i $\sigma_{min} = 1 \text{ kG/mm}^2$ (dla uniknięcia ściskania podczas ewentualnej, niezbyt dokładnej pracy pulsatora). Stąd obliczono siły P_{max} i P_{min} działające na próbki.

Te obciążenia zewnętrzne modyfikowano dla próbek A i F, uwzględniając rozrzut grubości blach tak, żeby za-



Rys. 8. Zniszczenie próbki F1 podczas rozciągania statycznego po próbie zmęczeniowej

chowac możliwie niewielkie różnice w wielkościach powstających naprężeń. Dla próbek typu B nie prowadzono modyfikacji obciążeń zewnętrznych, bez względu na rozrzut grubości blach, zbliżając się w ten sposób do warunków rzeczywistych. Wynikły stąd dość znaczne — jak na próby — różnice w wielkościach średnich naprężeń w przekroju odniesienia. Przekrojem odniesienia był zawsze przekrój krytyczny, jeśli idzie o zniszczenie próbki. W próbkach typu F, w celu uwzględnienia większego udziału pokrycia w przenoszeniu sił po zastosowaniu nakładek, obciążenia zewnętrzne odpowiednio zwiększono (około 10%). Utrudnia to w pewnym stopniu bezpośrednio porównywanie próbek F z pozostałymi próbkami, ale przybliża całą próbę do warunków rzeczywistych.

Obciążenia realizowano na pulsatorze hydraulicznym firmy Schopper. Cykl obciążenia — sinusoidalny. Częstota zmian obciążeń $\nu = 750 \text{ sek}^{-1}$. Dokładność realizacji obciążenia 3—5%.

Wyniki prób

Otrzymane wyniki prób zawiera tabela 1.

Niszczenie próbek typu A (rys. 5) przebiegało w sposób następujący. Pierwsze widoczne pęknięcie zmęczeniowe pojawiało się koło otworu na nit $\phi 3 \text{ mm}$ w cieńszej blaszce wzdłuż pierwszego rzędu nitów. Wydaje się to być zrozumiałe, jeśli weźmie się pod uwagę możliwość powstawania w tym miejscu większych koncentracji naprężeń ze względu na mniej równomierne połączenie blachy pokrycia z nakładką, niż w dalszym odcinku połączenia. Pęknięcia te rozwijały się zarówno w kierunku krawędzi próbki, jak i w kierunku najbliższego nitu $\phi 4 \text{ mm}$. Następnie od nitu $\phi 4 \text{ mm}$, leżącego najbliżej nitu $\phi 3 \text{ mm}$, rozwijało się pęknięcie zmęczeniowe w kierunku nitu $\phi 3 \text{ mm}$ i w kierunku następnego nitu $\phi 4 \text{ mm}$. Po spotkaniu się pęknięć dalsze zniszczenie odbywało się prawie natychmiast wzdłuż całego, pozostałego przekroju na pierwszym rzędzie nitów.

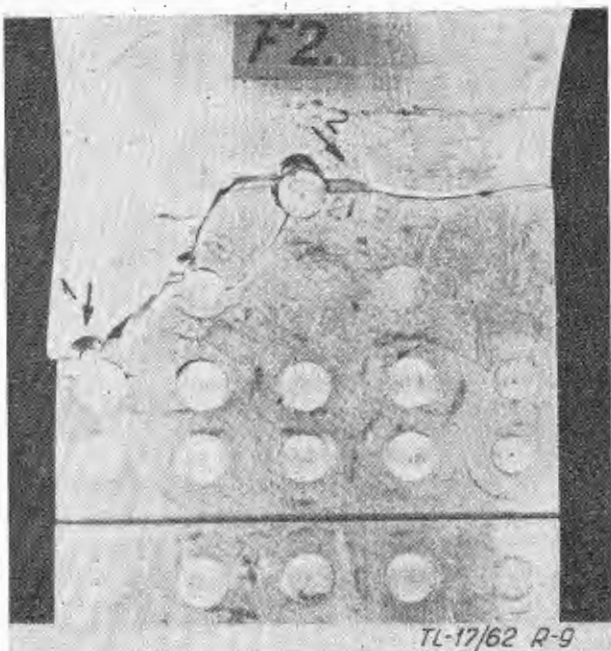
Niszczenie próbek typu B (rys. 6) odbywało się w zasadzie w sposób taki sam jak próbek typu A. Na jednej z próbek typu B, gdzie nity $\phi 2,6 \text{ mm}$ rozstawiono w niejednakowej odległości od obu szwów nitów $\phi 4 \text{ mm}$, a mianowicie bliżej pierwszego szwu, pierwsze pęknięcie przebiegało od otworu na nit $\phi 3 \text{ mm}$ do otworu na nit $\phi 2,6 \text{ mm}$, a następnie do otworu na nit $\phi 4 \text{ mm}$, a nie bezpośrednio od nitu $\phi 3 \text{ mm}$ do nitu $\phi 4 \text{ mm}$.

Niszczenie próbek typu F (rys. 7) następowało z zasady w przekroju zawierającym pierwszy nit $\phi 4 \text{ mm}$, łączący cieńszą blachę z dodatkową nakładką. Pęknięcie zmęczeniowe rozwijało się od otworu na ten nit w kierunku obu krawędzi próbki.

Próbkę F1, przed obciążeniem zmiennym, obciążono jednokrotnie siłą przewyższającą o 25% maksymalne obciążenie zmienne. Próbka ta wyraźnie odbiegała od pozostałych próbek typu F zarówno co do ilości zmian, po których nastąpiło widoczne pęknięcie zmęczeniowe, jak i charakterystyką rozwoju pęknięcia. Próbę przerwano po rozwinięciu się pęknięcia zmęczeniowego do długości $l_p = 6 \text{ mm}$. Również obciążanie zmienne próbki F2 przerwano po rozwinięciu się pęknięcia do $l_p = 6 \text{ mm}$. Te dwie próbki poddano następnie statycznemu rozciąganiu. Obciążenie to miało na celu ocenę pozostałej wytrzymałości statycznej oraz wykrycie innych pęknięć zmęczeniowych, które, choć niewidoczne na zewnątrz, mogłyby odgrywać ważną rolę, jeśli idzie o statyczną wytrzymałość próbki i konstrukcji. Zniszczenie próbek F1 i F2 podczas rozciągania statycznego rozpoczynało się od skrajnego nitu $\phi 4 \text{ mm}$ w pierwszym rzędzie nitów pierwotnego połączenia (rys. 8 i rys. 9). Powodowało to pierwszy spadek siły. Przy dalszym rozciąganiu następował ponowny wzrost siły i dalsze pęknięcie próbki, rozpoczynające się już od widocznego pęknięcia zmęczeniowego, wykrytego w próbie zmęczeniowej. Wykresy próby rozciągania próbek F1 i F2 pokazano na rys. 10.

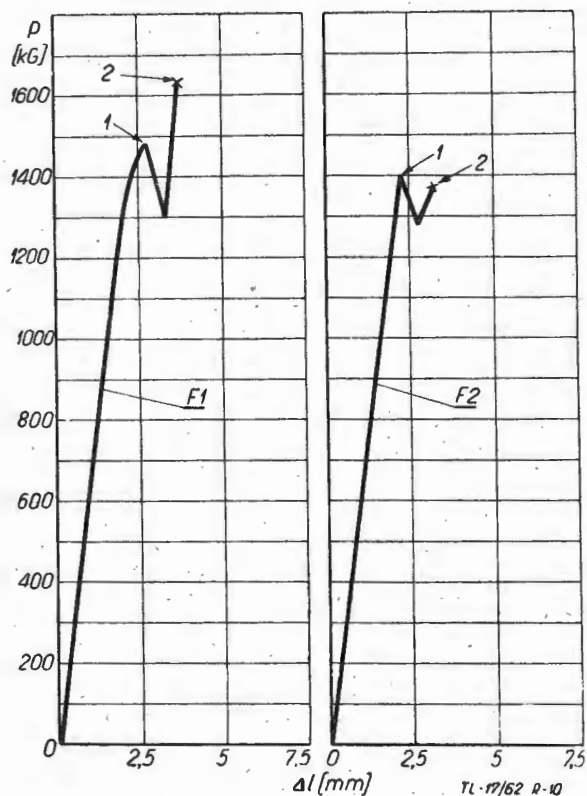
Powstawanie i rozwój pęknięć zmęczeniowych

Dla kilku próbek typu A i F przeprowadzono dokładniejszą obserwację powstania i rozwoju pęknięć zmęczeniowych, rejestrując również długość obserwowanego pęknięcia, w zależności od liczby cykli obciążeń.



Rys. 9. Zniszczenie próbki F2 podczas rozciągania statycznego po próbie zmęczeniowej

Wszystkie pęknięcia zmęczeniowe rozpoczynały się od otworów na nity (rys. 11), co jest zgodne z wieloma innymi doświadczeniami z tej dziedziny. Dość znacznym kon-



Rys. 10. Wykresy rozciągania próbek F1 i F2. Strzałki z numerkami odpowiadają kolejności niszczenia pokazanej na rys. 8 i 9

centratorem naprężeń, przyspieszającym powstawanie pęknięć zmęczeniowych, jest stosunkowo ostra krawędź otworu powstała po pogłębieniu otworu pod łeb nitu.

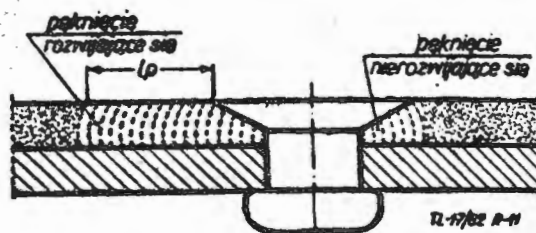
W rozwoju pęknięcia można wyróżnić dwa etapy. W pierwszym, pęknięcie w próbkach typu A rozwijało się ze stałą intensywnością bezwzględną $\frac{\Delta l_p}{\Delta n}$ do chwili osiągnięcia przez pęknięcie długości $l_p \approx 2$ mm, którą to długość można uznać za pewną długość krytyczną dla tego typu połączenia. Dalej następował dość gwałtowny przy-

rost intensywności rozwoju pęknięcia aż do całkowitego zniszczenia próbki (rys. 12). Zmieniał się jednocześnie charakter złomu z prawie prostopadłego do powierzchni blachy — na skośny, około 50° do powierzchni blachy. Wielkość l_p — długość pęknięcia — mierzono od momentu wystąpienia pęknięcia poza łbem nitu (rys. 11). Dla próbek

A6 i A7 parametr $\frac{\Delta l_p}{\Delta n}$, odniesiony do $n=1000$ cykli, wynosił 1,25 mm/1000 cykli.

Rozwój pęknięć w próbkach typu F przebiegał podobnie, z tą jedynie różnicą, że krytyczna długość pęknięcia była większa i wynosiła $l_p = 6$ mm, co jest zrozumiałe ze względu na większą szerokość materiału próbki w tym miejscu. Powtórzyło się zjawisko zmiany charakteru złomu (rys. 13 i rys. 14) i znacznego wzrostu intensywności rozwoju pęknięcia po przekroczeniu krytycznej jego długości (rys. 15).

Dla próbek typu F parametr $\frac{\Delta l_p}{\Delta n}$ wahał się w przedziale $0,8 \div 1,0$ mm/1000 cykli. Rozwój pęknięcia — po przekroczeniu krytycznej jego długości — wydawał się nosić charakter kolejnych nadrywań statycznych próbki, spowodowanych dość znacznym ubytkiem powierzchni przekroju pracującego. Średnia intensywność rozwoju pęknięcia po prze-



Rys. 11. Schemat pęknięcia rozwijającego się i nie rozwijającego się; l_p — mierzona długość pęknięcia

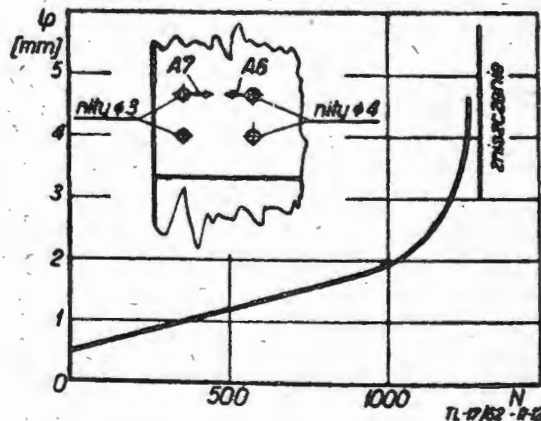
kroczeniu długości krytycznej jest kilkakrotnie większa niż intensywność liniowego rozwoju pęknięcia zmęczeniowego.

Dla próbki F4 wynosiła ona $\frac{\Delta l_p}{\Delta n} = 5,6$ mm/1000 cykli w równaniu z $\frac{\Delta l_p}{\Delta n} = 1,0$ mm/1000 cykli w zakresie liniowym.

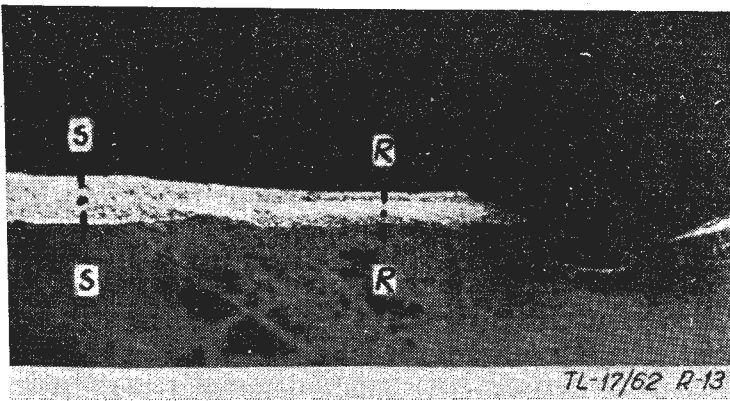
Oględziny całego złomu wykazały istnienie innych pęknięć zmęczeniowych, które po osiągnięciu pewnej długości dalej nie rozwijały się. Pęknięcia te występują pod łbami nitów (rys. 11), będąc niedostrzegalne z zewnątrz. Jak wykazały statyczne rozciągania próbek F1 i F2, pęknięcia zmęczeniowe nie rozwijające się, będące przyczyną pierwszych pęknięć, mogą rzeczywiście odegrać istotną rolę w zniszczeniu próbki i konstrukcji pod obciążeniem statycznym.

Wyraźnie wolniejszy przebieg miał rozwój pęknięcia w próbce F1, umocnionej obciążeniem statycznym. Wystarczy podać, że intensywność rozwoju pęknięcia zmęczeniowego dla próbki F1 wynosiła $\frac{\Delta l_p}{\Delta n} = 0,54$ mm/1000 cykli,

a więc była prawie dwa razy mniejsza niż dla pozosta-

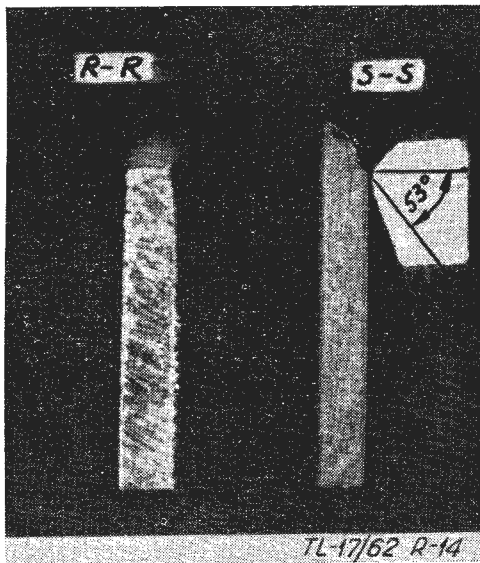


Rys. 12. Rozwój pęknięć zmęczeniowych w próbkach typu A (dla A6 i A7) Miejsca pęknięcia zaznaczono na rysunku



Rys. 13. Zmiana charakteru złomu w próbkach typu F. Przekroje R-R i S-S pokazano na rys. 14 (powiększenie około X 5)

łych próbek typu F. Porównanie rozwoju pęknięcia w zakresie liniowym dla próbek F1 i F2 pokazano na rys. 16. Ta wyraźna różnica intensywności rozwoju pęknięcia wskazuje na występowanie mniejszych naprężeń rzeczywistych w miejscu powstawania i rozwoju pęknięcia zmęczeniowego w próbce F1 niż w innych próbkach typu F. Spowodowane może to być tym, że jednorazowe obciążenie statyczne próbki F1 wywołało powstanie odkształceń trwałych wokół otworu na nit, wytwarzając tym samym układ naprężeń ściskających materiał w okolicy otworu w miejscu, gdzie zwykle pojawiało się pęknięcie zmęczeniowe. Ten układ naprężeń niwelował w pewnym stopniu koncentrację naprężeń wokół otworu podczas obciążania zmęczeniowego, co właśnie pociągało za sobą opóźnienie momentu powstania i zmniejszenie intensywności rozwoju pęknięcia. We wszystkich próbkach pęknięcie zmęczeniowe rozwijało się w obie strony od otworu na nit. Jedno z pęknięć rozwijało się zawsze jako prowadzące, a rozwój drugiego, choć odbywał się analogicznie jak pierwszego, był zawsze opóźniony o pewną liczbę cykli. Opóźnienie to dla próbek F wahało się od 700 do 2500 cykli.



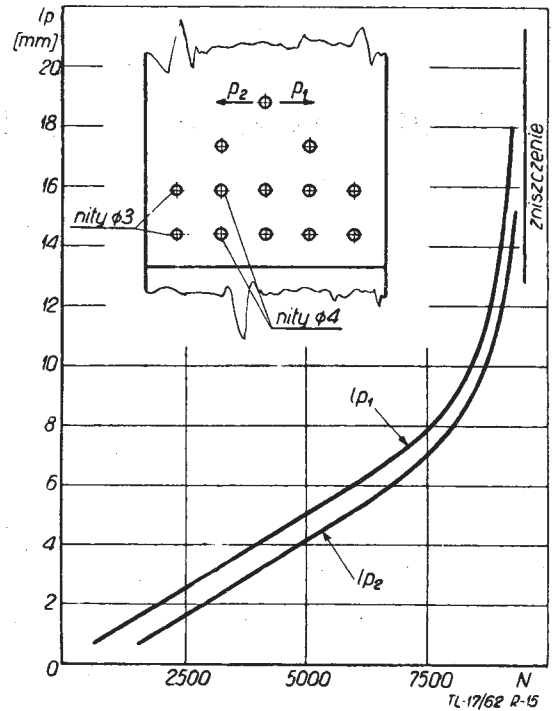
Rys. 14. Przekroje przez złom zmęczeniowy na odcinku rozwoju liniowego (R-R) i przyspieszonego (S-S) w próbkach typu F (powiększenie X 4)

Wnioski

1. Korzystniejszym wzmocnieniem z punktu widzenia zmęczeniowego jest dodatkowa nakładka (próbka F), która zapewnia wyższą trwałość konstrukcji, nawet przy zwiększonym w stosunku do próbek typu A i B obciążeniu. Również rozwój pęknięć zmęczeniowych jest mniej niebezpieczny, gdyż umożliwia stosunkowo łatwe wykrycie pęknięcia już przy długości $l_p = 2$ mm, która nie wydaje się jeszcze groźna, jeśli idzie o nadmierne obniżenie statycznej wytrzymałości konstrukcji. W próbkach typu A i B ta sama długość pęknięcia jest już długością krytyczną. Wydaje

się wskazać wykonywanie połączeń blach pokrycia na nakładkę przy takim ukształtowaniu nakładek, które zapewnią łagodniejsze przejście sił z jednej blachy na drugą. Istotną rolę będzie tu odgrywać również odpowiedni dobór nitów w poszczególnych rzędach i ich rozmieszczenie. Dobór kształtu nakładki, jak i średnic nitów, oraz ich rozmieszczenie wymaga osobnych prób.

2. Dodawanie nitów poza pierwszym rzędem nie wpływa w sposób istotny na wytrzymałość zmęczeniową połączenia. Wymiarujące jest prawie zawsze zmęczenie cieńszej blachy wzdłuż pierwszego rzędu nitów, choćby ten rząd zawierał tylko jeden nit. Możliwe jest jednak, że przy bliższym wzajemnym położeniu szwów nitowych wystąpią ujemne wpływy takiego rozstawienia nitów na wytrzyma-

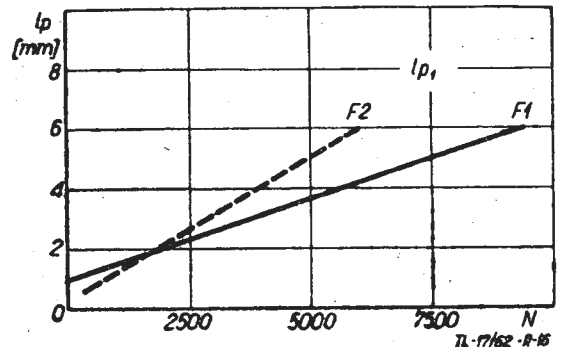


Rys. 15. Rozwój pęknięć zmęczeniowych w próbkach typu F; oznaczenie pęknięć p_1 i p_2 według rysunku

łość zmęczeniową połączenia. Zależać to będzie również od średnicy dodawanych nitów.

3. Wyraźny wpływ kierunku walcowania blach, występujący w połączeniach blach o jednakowych grubościach i wyrażający się obniżeniem wytrzymałości zmęczeniowej w przypadku obciążenia w poprzek włókien, nie odgrywa żadnej zauważalnej roli już przy współpracy blach o sąsiednich znormalizowanych grubościach, to znaczy $g_1 = 1,2$ mm i $g_2 = 1,5$ mm, lub $g_1 = 1,5$ mm oraz $g_2 = 1,8$ mm.

4. Ogniskami, zapoczątkowującymi powstawanie pęknięć zmęczeniowych, są otwory na nity. Pogłębienie otworu pod łeb nitu, powodujące powstawanie ostrych krawędzi, znacznie przyspiesza moment powstania pęknięć zmęczeniowych. Pęknięcia zmęczeniowe powstają przy wielu otworach, jednakże rozwija się tylko jedna para pęknięć od jednego



Rys. 16. Porównanie intensywności rozwoju pęknięć zmęczeniowych p_1 (oznaczenie według rys. 15) dla próbek: F1 — umocnionej obciążeniem statycznym przed obciążaniem zmęczeniowym i F2 — nie umocnionej

z otworów, przy czym jedno z pęknięć tej pary wyprzedza rozwój drugiego, choć obydwa charakteryzują się jednakową intensywnością w zakresie liniowego rozwoju pęknięcia. Pęknięcia rozwijające się posiadają pewną charakterystyczną krytyczną długość, po przekroczeniu której zmienia się charakter złomu i gwałtownie rośnie intensywność rozwoju pęknięcia. Pęknięcie to jednak, nawet po osiągnięciu długości krytycznej, nie musi być zapoczątkującym zniszczenie przy obciążeniu statycznym. Natomiast pęknięcia, rozwijające się w połączeniu z innymi niezbyt korzystnymi warunkami pracy konstrukcji (np. nit zbyt blisko krawędzi blachy), mogą odgrywać istotną rolę, jeśli idzie o obniżenie wytrzymałości statycznej połączenia.

Dodatkową, bardzo niekorzystną cechą pęknięć nie rozwijających się, jest ich praktyczna niewykrywalność w czasie przeglądów, gdyż na ogół nie wychodzą one poza łeb nitu.

Krytyczna długość pęknięcia zmęczeniowego rozwijającego się jest proporcjonalna do szerokości swobodnego rozwoju pęknięcia (odległość początku pęknięcia od krawędzi próbki lub sąsiedniego otworu na nit itp.).

5. Prowadzenie porównawczych prób zmęczeniowych jest bardzo pomocne przy podejmowaniu decyzji o wyborze rozwiązania konstrukcyjnego. Należy jednak opracować bardziej miarodajne kryteria, mogące służyć również do bezwzględnej oceny, jeśli idzie o charakterystykę zmęczeniową konkretnego rozwiązania konstrukcyjnego.

Mgr WIESŁAW SZACHNOWSKI
Instytut Lotnictwa

621.791.9:534.91

Ultradźwiękowa metoda łączenia metali i stopów

Cz. I

W niniejszej pracy omówiono niektóre ważniejsze zagadnienia, związane z ultradźwiękową metodą łączenia metali. Podano zalety i wady złącza ultradźwiękowego oraz ich porównanie ze złączem zgrzewanym. Podano też przegląd niektórych typów urządzeń zagranicznych, przeznaczonych do łączenia ultradźwiękowego. Mimo wielu wad, największą zaletą metody jest możliwość otrzymywania połączeń pomiędzy bardzo zróżnicowanymi materiałami. Złącze posiada znaczną wytrzymałość i jest pozbawione struktury stopowej, a także nie występuje w nim tak zwana strefa przegrzana. Do wad należy zaliczyć trudności, związane z otrzymywaniem połączeń grubych elementów, oraz stosunkowo duży koszt urządzenia, które w większości jest układem elektronicznym.

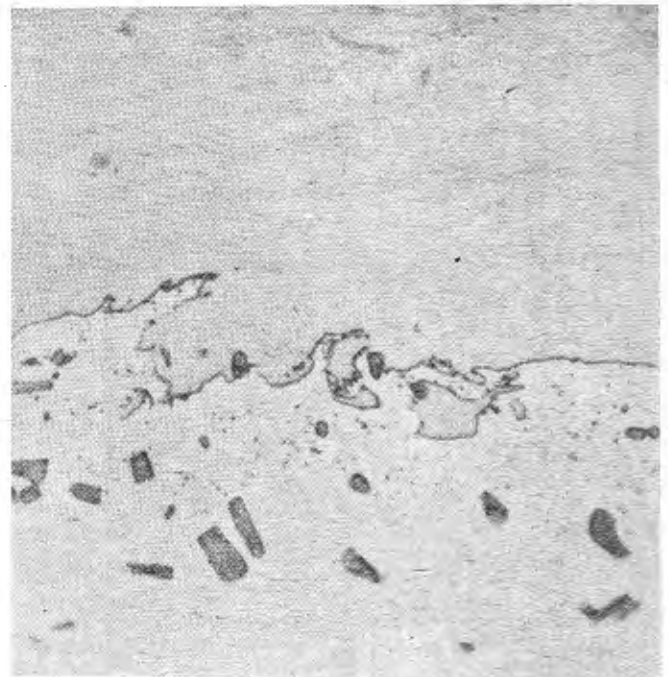
W ostatnich latach daje się zauważyć szybki rozwój stosunkowo nowej, bo liczącej niewiele więcej ponad 50 lat, dziedziny nauki, której możliwości zastosowania i korzyści nie są ostatecznie określone. Dziedzinę tę stanowią ultradźwięki, których wachlarz zastosowań wzrasta z roku na rok.

Ten szybki, poniekąd rewelacyjny, rozwój ultradźwięków związany jest z gwałtownym rozwojem elektrotechniki, a w szczególności elektroniki, która pozwala budować coraz to nowsze, charakteryzujące się stałością parametrów i daleko idącym zróżnicowaniem, generatory ultradźwiękowe. Tak więc ultradźwięki znalazły zastosowanie w biologii, medycynie, hydrologii, chemii, fizyce i w metalurgii. W metalurgii ultradźwięki zastosowane zostały początkowo do wykrywania wad w wyrobach, pomiarów itp. metod znanych pod nazwą badań nieniszczących. Badania nieniszczące oraz pomiary stanowią zakres tak zwanego biernego zastosowania ultradźwięków. Zastosowanie czynne, to przede wszystkim obróbka, ujednorodnianie i łączenie metali. Zastosowanie ultradźwięków do łączenia metali obejmuje zasadniczo trzy zagadnienia: lutowanie, zgrzewanie¹⁾ i ulepszanie spoin otrzymywanych dotychczas stosowanymi metodami.

Zgrzewanie za pomocą ultradźwięków jest bardzo młodą metodą, liczącą około 8 lat, która ze względu na własności otrzymanego złącza stanowi pewnego rodzaju rewelację — zagadkę, pasjonującą wielu naukowców i techników, zajmujących się spawaniem. Metoda ta nie da się porównać ze zgrzewaniem oporowym ani też ze spawaniem w najszerszym tego słowa znaczeniu, zarówno pod względem własności mechanicznych, jak i pod względem doboru par metali, które mogą być łączone sposobem ultradźwiękowym. Ponadto pobór mocy w porównaniu ze spawaniem lukowym i zgrzewaniem oporowym jest właściwie znikomy, co tym bardziej stwarza korzystne warunki dla rozwoju i stosowania tej metody.

Metoda łączenia metali za pomocą ultradźwięków posiada właściwie wszelkie dane, aby mogła być zaadaptowana w możliwie krótkim czasie i zastosowana w różnych gałęziach przemysłu, w szczególności — ze względu na rodzaj używanych materiałów — w przemyśle lotniczym.

¹⁾ Termin zgrzewanie ultradźwiękowe nie jest zupełnie odpowiedni, jednakże dotychczas polskie słownictwo techniczne nie posiada właściwego określenia dla tej metody łączenia.



Rys. 1. Mikrostruktura złącza ultradźwiękowego aluminium-miedź. r. Pow. 900 ×

I. Materiały, rodzaje połączeń

Zastosowanie i rozwój ultradźwiękowych metod łączenia są najbardziej zaawansowane w Związku Radzieckim i Stanach Zjednoczonych, ponieważ w krajach tych rozwija się najszybciej przemysł lotniczy, wymagający dużej ilości bardzo zróżnicowanych materiałów. Stosowanie w konstrukcjach lotniczych różnych pod względem własności materiałów wiąże się z koniecznością posiadania dobrze rozwiniętego zaplecza technicznego, a w szczególności metod łączenia materiałów, co stwarza korzystne warunki dla ich rozwoju. Jednakże stosowane dotychczas metody łączenia, między innymi spawanie, zgrzewanie, nie pozwalają

na łączenie zupełnie dowolnych materiałów, posiadających różne własności zarówno fizyczne, jak i mechaniczne, a już w ogóle wykluczają możliwość łączenia metali z niemetalami. Lukę tę wydaje się zapełniać ultradźwiękowy sposób łączenia. Jako jedną z pierwszych opracowano metodę łączenia aluminium i jego stopów zarówno między sobą, jak i z innymi materiałami.

Jak wynika z tabeli I, sposobem ultradźwiękowym można łączyć nie tylko te same materiały ze sobą, ale wykonać też połączenia między różnymi materiałami. Do ciekawszych należy zaliczyć złącze aluminium-tytan. Jest rzeczą ciekawą, że sposobem ultradźwiękowym można wykonywać połączenia typu metal-niemetal, co jest właściwie niemożliwe do wykonania za pomocą innych metod, poza klejeniem. Znajdująca się na powierzchni farba lub warstwa eloksalowe w zasadzie również nie pogarszają jakości złącza. Sposób ten pozwala też łączyć dwa materiały, między którymi znajduje się materiał trzeci, czyli wykonywać tak zwane przekładki. Dotychczas wykonano pomyślne próby łączenia w ten sposób następujących materiałów: aluminium-lakier-aluminium, aluminium-warstwa anodowa-aluminium, aluminium-polietylen-aluminium oraz aluminium-polimetakrylan metylu-aluminium.

II. Urządzenia do ultradźwiękowego łączenia

Składają się one przeważnie z następujących części:

1. Generator ultradźwiękowy
2. Przetwornik elektroakustyczny
3. Falowód z występem
4. Konstrukcja mocująca, wyłącznik czasowy, miernik i regulator natężenia i amplitudy drgań, itd.

II.1. Generator ultradźwiękowy

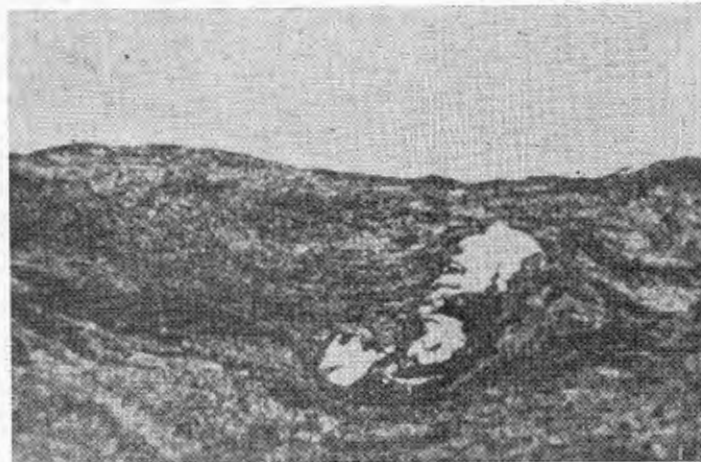
Generator ultradźwiękowy stanowi jedną z podstawowych części urządzenia do ultradźwiękowego łączenia. Moc akustyczna generatora uzależniona jest od grubości elementów przeznaczonych do łączenia i w obecnie stosowanych generatorach wynosi od 200 do 4000 VA. Generator taki składa się z czterech zasadniczych członów: generatora wysokiej częstotliwości (właściwy generator ultradźwiękowy), wzmacniacza mocy, członu kontrolno-pomiarowo-sterującego oraz z zasilacza.

Generator wysokiej częstotliwości wytwarza drgania wysokiej częstotliwości, małej mocy, które po przejściu przez wzmacniacz mocy zostają przesłane do przetwornika. Człon kontrolno-pomiarowy umożliwia sterowanie poszczególnymi zespołami generatora. Pozwala on kontrolować i sterować wielkość prądu anodowego, częstotliwość drgań, dostrojenie do rezonansu, natężenie prądu podmagnesowania oraz wielkość amplitudy drgań ultradźwiękowych. Jest to bardzo ważny element, ponieważ w zależności od nacisku, chłodzenia, obciążenia oraz czynników geometrycznych, częstotliwość rezonansowa układu będzie się zmieniać, a ponieważ największą moc akustyczną otrzymuje się w przypadku rezonansu, możliwość kontroli i regulacji pozwala na pracę generatora w warunkach najbardziej korzystnych. W nowoczesnych urządzeniach tego typu, w celu zapewnienia pracy układu w rezonansie, stosuje się pewnego rodzaju sprzężenie zwrotne przetwornika z generatorem wysokiej częstotliwości, co zapewnia automatyczne dostrajanie się generatora do odpowiednich warunków pracy układu. Natomiast wielkość amplitudy, mierzoną na występie falowodu, reguluje się przeważnie za pośrednictwem zmiany wielkości prądu podmagnesowania.

II.2. Przetwornik elektroakustyczny

Przetwornik elektroakustyczny pozwala na zamianę elektrycznych impulsów wysokiej częstotliwości na drgania akustyczne (ultradźwiękowe). Istnieje wiele rodzajów przetworników ultradźwiękowych, a wśród nich piezoelektryczne i magnetostrykcyjne. W technice ultradźwięków wielkiej mocy znalazły zastosowanie przede wszystkim przetworniki piezoelektryczne, wykonane z ceramiki tytanionowo-barowej oraz magnetostrykcyjne, charakteryzujące się znaczną wytrzymałością mechaniczną i termiczną. Ze względu na to, że urządzenia do ultradźwiękowego łączenia metali są zaopatrzone w drugi rodzaj przetwornika, w dal-

szym ciągu omawiana będzie tylko tego rodzaju konstrukcja przetwornika. W przetworniku takim wykorzystuje się zjawisko magnetostrykcji, polegające na zmianie wymiarów rdzenia ferromagnetycznego na skutek zmian wartości natężenia pola magnetycznego, w którym rdzeń ten został umieszczony. Odpowiednie pole magnetyczne otrzymuje się wewnątrz solenoidalnej cewki, przez którą przepływa prąd zmienny (wysokiej częstotliwości) o odpowiednim natężeniu.



Rys. 2. Mikrostruktura złącza ultradźwiękowego nikiel-miedź. Pow. 420 X

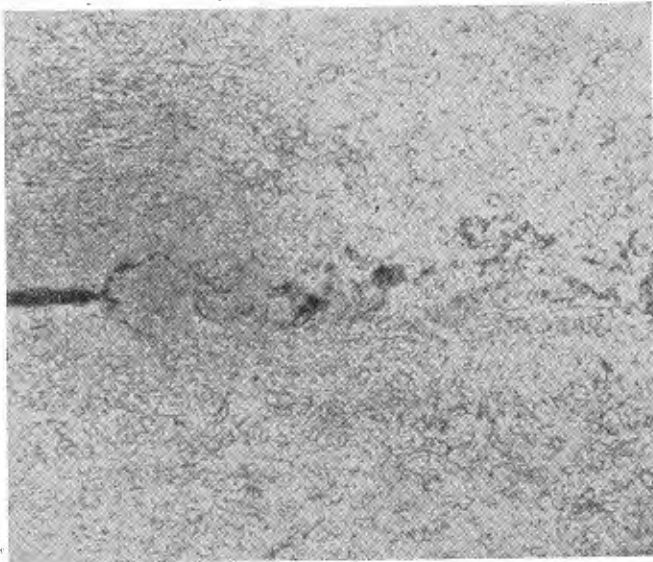
niu. Rdzeń umieszczony w takim polu będzie drgał odpowiednio do drgań pola magnetycznego, a ponieważ zjawisko magnetostrykcji jest niezależne od kierunku pola, wymiary rdzenia będą się więc zmieniały z częstotliwością dwukrotnie większą, niż częstotliwość prądu płynącego przez cewkę. Jeżeli drgania pola magnetycznego mają charakter sinusoidalny, to zmiany wymiarów rdzenia też będą

Tabela I

Charakterystyka połączeń ultradźwiękowych, wykonanych w Związku Radzieckim

Materiał	Grubość mm	Nacisk KG	Wytrzymałość ścin. odryw. KG		Czas łączenia sek
Al	0,1÷0,5	20	3,4	2,3	0,2
Al	0,5÷0,5	100	32,2	25	0,5
D16AT	0,3÷0,3	160	98	21	0,5
D16AT	0,6÷0,6	180	173	42,3	3,0
AMg6	0,5÷0,5	240	145	60	2,0
AMc	0,5÷0,5	210	84	30	0,5
Cu	0,05÷0,06	40	6,6	2,8	0,35
L62	0,23÷0,23	140	42	10	3,0
Brąz spec.	0,55÷0,55	140	125	40	3,0
1H18N9T	0,1÷0,1	70	35	7,0	0,5
1H18N9T	0,2÷0,2	140	60	12,0	0,5
Ni	0,1÷0,05	150	61	34,5	0,5
Al-Cu	0,3÷0,1	20	5	3	0,5
1H18N9T-L62	0,5÷0,1	—	16,6	6,2	0,35
1H18N9T-Zr	0,5÷0,1	180	46	10,8	0,35
Zr	0,1÷0,1	60	26	12,7	0,2

da sinusoidalne, a efekt magnetostrykcji będzie proporcjonalny do natężenia pola. Warunek ten jest osiągnięty przez wprowadzenie do cewki — oprócz prądu zmiennego — prądu o stałym natężeniu, który jest znany jako prąd podmagnesowania i pozwala wpływać na wielkość oraz charakter zmian magnetostrykcyjnych. Ponieważ najkorzystniejsze warunki pracy posiada przetwornik w momencie rezonansu, wielkość częstotliwości rezonansowej przetwornika powinna być dokładnie znana.



Rys. 3. Mikrostruktura złącza ultradźwiękowego miedź elektrolityczna-miedź elektrolityczna. Pow. 100 ×

Częstotliwość rezonansowa, w tym przypadku przetwornika płaskiego, wyraża się następującym wzorem:

$$f_0 = \frac{c_L}{2l} \sqrt{\frac{1}{1 + \frac{2e}{l}}}$$

- gdzie f_0 — częstotliwość rezonansowa przetwornika,
 c_L — prędkość rozchodzenia się podłużnej fali ultradźwiękowej,
 l — długość przetwornika,
 e — podstawa logarytmów naturalnych.

Częstotliwość rezonansowa zależy przede wszystkim od tak zwanej geometrii i własności fizycznych przetwornika. W warunkach rezonansu w przetworniku wytwarza się fala stojąca, posiadająca tak zwane strzałki i węzły. Największą amplitudę otrzymuje się wtedy, gdy strzałka fali stojącej przypada na koniec (początek) przetwornika. Natomiast płaszczyzny, przechodzące przez węzły fali stojącej (tak zwane płaszczyzny węzłowe), wyznaczają miejsce zamocowania przetwornika. Przetworniki dla większych mocy (ponad 50 W) buduje się z reguły w postaci pakietu blach odizolowanych od siebie, obniżając w ten sposób do minimum straty związane z powstawaniem prądów wirowych. Mimo to, przy tak dużych prądach i częstotliwościach, nie można uniknąć grzania się przetwornika. Dlatego też, aby przetwornik posiadał możliwie niską temperaturę pracy, stosuje się chłodzenie wodne. Ma to na celu niedopuszczenie do podgrzania się przetwornika do temperatury curie, przy której traci on zdolność generowania fali akustycznej na skutek utraty własności magnetycznych, a co się z tym łączy — własności magnetostrykcyjnych.

II.3. Falowód

Fala ultradźwiękowa, wytworzona w przetworniku, przesyłana jest do materiału za pośrednictwem trzpienia o specjalnej konstrukcji, zwanego falowodem. Falowód spełnia trzy zadania: stanowi sprzężenie przetwornika z łączonym materiałem, jest mechanicznym wzmacniaczem akustycznym oraz zwiększa amplitudę drgań ultradźwiękowych. Ze względu na spełnianą funkcję falowód zwany jest też transformatorem akustycznym. Najczęściej stosowanym rodzajem falowodu jest stożek, którego tworząca jest funkcją wykładniczą, a więc jego przekrój też zmienia się (maleje) w sposób eksponencjalny, zgodnie z następującą zależnością:

$$S_2 = S_1 e^{-\alpha x}$$

gdzie: S_2 — przekrój w punkcie odległym od czoła (S_1)

o x mm. Natomiast zwiększenie amplitudy jest uzależnione od stosunku powierzchni początkowej i końcowej:

$$\Delta s = \frac{S_1}{S_2}$$

W celu obliczenia stożkowego falowodu o podstawie kołowej niezbędna jest znajomość następujących wielkości:

- częstotliwość ultradźwiękowa f ,
- przekrój początkowy S_1 lub średnica D_1 ,
- przekrój końcowy S_2 lub średnica D_2 ,
- liczba $n = \frac{2l}{\lambda}$,
- prędkość dźwięku w materiale falowodu c ,
- wartość $k = \sqrt{\frac{S_1}{S_2}} = \frac{D_1}{D_2}$.

Długość falowodu wyraża się zależnością

$$l = \frac{nc}{2f} \sqrt{1 + \left(\frac{\ln k}{\pi n}\right)^2}$$

natomiast współczynnik α jest równy

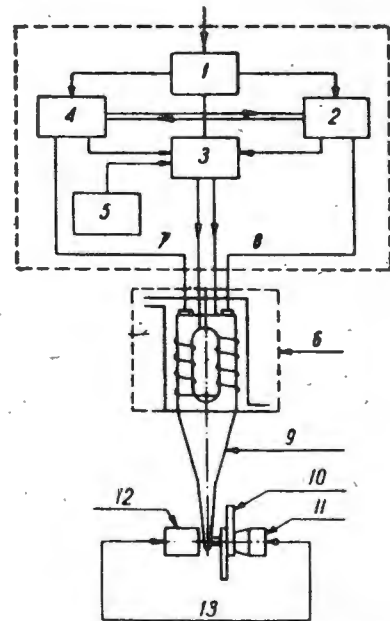
$$\alpha = \frac{2\ln k}{l}$$

Mając obliczone powyższe wartości wylicza się eksponencjalną zmianę średnic lub przekrojów, zgodnie z następującą zależnością:

$$D_2 = D_1 e^{-\frac{\alpha x}{2}}$$

$$S_2 = S_1 e^{-\alpha x}$$

Najczęściej określenie pełnych wymiarów falowodu odbywa się na drodze graficznej. Położenie płaszczyzn węzłowych dla tego rodzaju falowodów wyznacza się w przypadku ogólnym (gdy spełniony jest warunek wielokrotności $\frac{\lambda}{2}$) z następującej zależności:



Rys. 4. Blokowy schemat urządzenia do ultradźwiękowego łączenia metali: 1 — zasilacz, 2 — generator ultradźwiękowy, 3 — wzmacniacz mocy, 4 — człon kontrolno-pomiarowy, 5 — wyłącznik czasowy, 6 — przetwornik elektroakustyczny, 7 — pomiar amplitudy, 8 — sprzężenie zwrotne, 9 — falowód z występem spawającym, 10 — łączona próbka, 11 — „kwardo”, 12 — tłumik, 13 — siła nacisku

$$x_0 = \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{2\pi}{\lambda}\right)^2 - \alpha^2}} \operatorname{arc\,tg} \frac{\sqrt{\left(\frac{2\pi}{\lambda}\right)^2 - \alpha^2}}{\alpha}$$

Stąd wyliczenie węzłów drgań sprężystych odbywa się zgodnie z zależnością:

$$x_0 = \frac{1}{\pi} \operatorname{arc\,tg} \left(\frac{1}{\pi} \ln k \right)$$

Podstawiając więc obliczone wyżej wartości l i k można otrzymać wielkość określającą płaszczyznę węzłową drgań, leżącą prostopadle do osi falowodu. Jest to ważna wartość, ponieważ wszelkiego rodzaju uchwyty i punkty podparcia znajdować się powinny w płaszczyznach węzłowych.

Ponieważ na koniec falowodu przypada strzałka fali ultradźwiękowej, przeto amplituda drgań tam właśnie jest największa i tam powinien znajdować się występ spawający. Umieszczenie występu bezpośrednio na końcu falowodu nie jest jednak korzystne z innych względów. Mianowicie na występ spawający, który drga w kierunku stycznym do powierzchni materiału łączonego, przykłada się siłę wywierającą nacisk. Ponieważ siła ta powoduje pewne minimalne odkształcenia, a poza tym falowód — na skutek zetknięcia się z materiałem — nie posiada już końca drga-

jącego swobodnie, następuje rozstrojenie się układu, tak że nie pracuje on już w rezonansie. Jeżeli przetwornik sprzężony jest zwrotnie z generatorem, to w tym przypadku następuje automatyczne dostrojenie się do nowych warunków i układ nadal pracuje w rezonansie. Mimo to jednak, występ lub rolkę spawającą umieszcza się w niewielkiej odległości od końca falowodu, co chociaż minimalnie zmniejsza wielkość amplitudy (ok. 1%), to jednak stwarza bardziej korzystne warunki pracy, w szczególności w przypadku, gdy przetwornik nie jest sprzężony zwrotnie z generatorem.

II.4. Urządzenia pomocnicze

W czasie łączenia siła wywierająca nacisk na próbkę przykładana jest do falowodu i kowadła, które w zależności od występu spawającego jest rolką względnie płaszczyzną stałą. Przetwornik, falowód oraz uchwyt do próbek wraz z kowadłem współpracują ze sobą zamocowane na wspólnej konstrukcji.

W przypadku punktowego łączenia czas jest bardzo krótki, od niego jednak zależy jakość połączenia. Ponieważ czas ten zawarty jest w przedziale od kilku dziesiątych do kilku sekund zarówno laboratoryjne, jak i przemysłowe wersje urządzeń do ultradźwiękowego łączenia zaopatrzone są w odpowiednie nastawne — przeważnie elektronowe — wyłączniki czasowe, pozwalające na czasowe programowanie procesu łączenia za pomocą ultradźwięków.

(dokończenie w nast. zeszytcie)

NOWOŚCI TECHNICZNE

NIEMIECKI SAMOŁOT SŁUŻBOWY HFB 320

Zachodnioniemiecka wytwórnia Hamburger Flugzeugbau GmbH postanowiła rozpocząć budowę prototypów odrzutowego samolotu służbowego HFB 320. Przy projektowaniu tego samolotu wzięto pod uwagę możliwość zastosowania go również jako małego, dwunastomiejscowego samolotu pasażerskiego. Zasięg odmiany służbowej będzie wynosił 2360 km, odmiany pasażerskiej — 1200 km, przy ciężarze startowym 7500 kG i z rezerwą paliwa 580 kG. Koszty bezpośrednie przelotu z dwunastoma pasażerami na pokładzie, na trasie o długości 500 km, mają wynosić 0,10 DM na pasażero-kilometr. Dzięki stosunkowo niewielkiemu obciążeniu powierzchni nośnej — 250 kG/m² — długość drogi startu na lotnisku trawiastym nie przekracza 640 m (długość drogi startu na wysokość 10,5—780 m), a długość drogi lądowania — 310 m. Na wysokości 11 000 m samolot może dokonywać przelotów z prędkością 795—830 km/h.

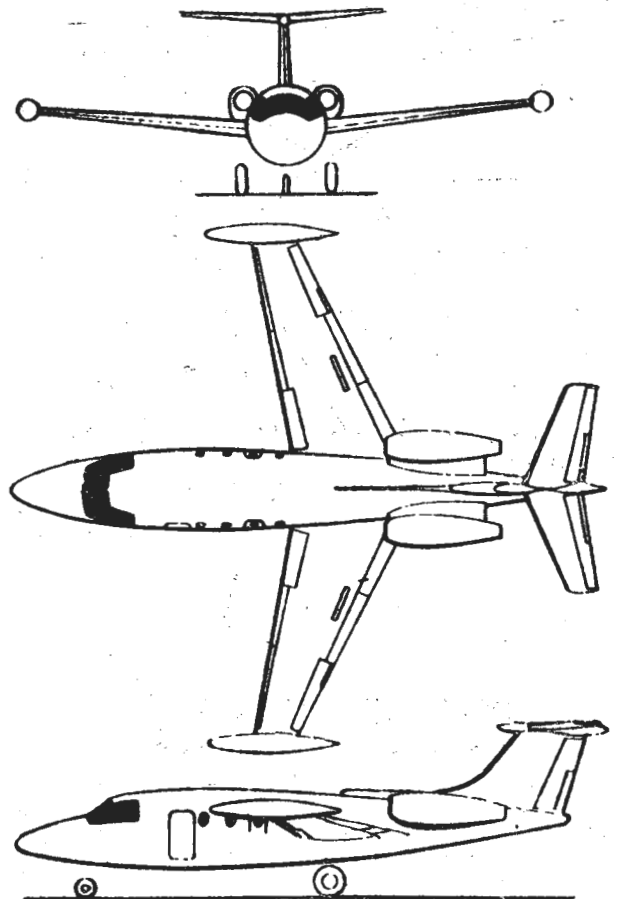
Skrzydło samolotu HFB 320 ma ujemny skos wynoszący 15°. Ujemny skos skrzydła zapewnia pasażerom dobrą widoczność i pozwala na umieszczenie skrzydła w środku wysokości kadłuba. Po bokach części ogonowej kadłuba są zabudowane dwa turbينية silniki odrzutowe Pratt and Whitney JT 12A-6 o ciągu 1360 kG każdy. Usterzenie zaprojektowano w układzie T, co ułatwiło zastosowanie odwracaczy ciągu.

Samolot HFB 320 jest piątym w Europie odrzutowym samolotem służbowym, którego rozwój przekroczył stadium projektowania. Próby w locie mają rozpocząć się w drugiej połowie 1963 roku.

Pozostałe dane samolotu

Rozpiętość	13,97 m
Długość	15,50 m
Powierzchnia nośna	30 m ²
Wydłużenie	6,5 m
Ciężar własny	3950 kG
Ciężar całkowity	7500 kG

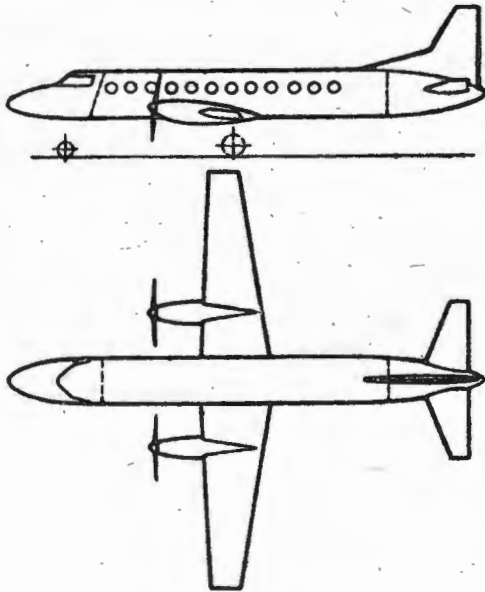
W. K.



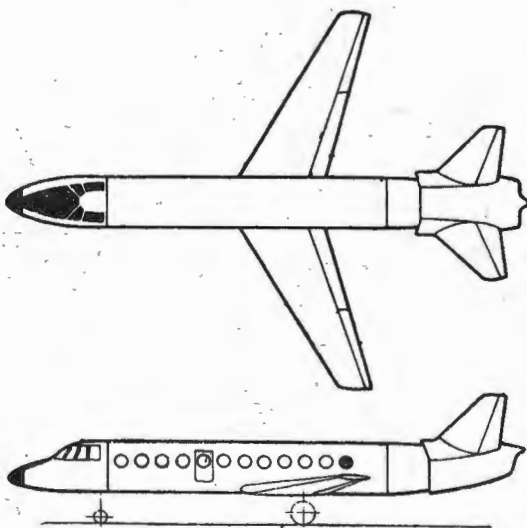
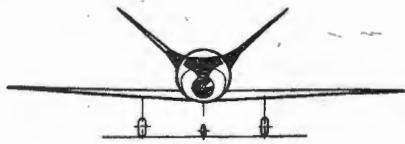
Samolot służbowy HFB 320 zachodnioniemieckiej wytwórni Hamburger Flugzeugbau GmbH

DWA PROJEKTY SAMOLOTU PASAŻERSKIEGO HEINKEL

Wytwórnia Ernst Heinkel Flugzeugbau GmbH (NRF) opracowała dwa projekty pasażerskiego samolotu na krótkie i średnie trasy. Pierwszy z nich dotyczy wersji o znaczeniu He 211 A1, wyposażonej w dwa turbiniowe silniki śmigłowe Lycoming T 55, drugi — wersji noszącej oznaczenie He 211 B1, której napęd stanowią dwa silniki wentylatorowe General Electric CF700. Ilość miejsc pasażerskich w obu przypadkach przekracza dwadzieścia.

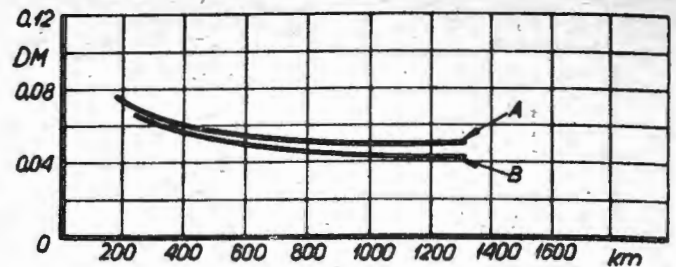


Moc silników samolotu He 211 A1 jest ograniczona w warunkach startowych do 1800 KM (pełna moc wynosi 2300 KM), co pozwala na utrzymanie stałej mocy do wysokości 2300 m; niezależnie to długość drogi startu od wysokości położenia lotniska i od temperatury otoczenia. Turbiny napędowe obu silników są połączone ze sobą wałem, który zapewnia pracę obu śmigieł, a tym samym kierunkowe wyważenie samolotu, mimo uszkodzenia jednego z silni-



ków. Wał ten pozwala poza tym na wyłączenie jednego z silników w czasie wyczekiwania w powietrzu, przyczyniając się w ten sposób do zmniejszenia zużycia paliwa (nie ma potrzeby dławienia silników).

W samolocie He 211 B1 silniki — o ciągu 1925 kG — są umieszczone w ogonowej części kadłuba. Zwraca uwagę oryginalne rozwiązanie układu wlotowego silników: chwy-



ty powietrza zasilającego sprężarki obu silników znajdują się u nasady motylkowego usterzenia, natomiast wentylatory zasysają powietrze z warstwy przyściennej kadłuba, zmniejszając w ten sposób opory szkodliwe samolotu.

Przeprowadzone przez wytwórnię obliczenia wykazują, że samolot He 211 B1 byłby tańszy w eksploatacji niż samolot He 211 A1. Widać to z załączonego wykresu, w którym krzywa B odnosi się do 22-miejscowego samolotu He 211 B1, a krzywa A — do 23-miejscowego samolotu He 211 A1.

Dane samolotów He 211 A1 i He 211 B1

	He 211 A1	i He 211 B1
Rozpiętość	17,40 m	14,70 m
Długość	19,15 m	19,15 m
Powierzchnia nośna	35 m ²	35 m ²
Ciężar właściwy	6475 kG	5865 kG
Ciężar ładunku	2200 kG	2100 kG
Ciężar paliwa	1525/2200 kG	3000 kG
Ciężar całkowity	10200/10950 kG	10 965 kG

Osiągi na maks. mocy trwałej wysokość 4000 m

	He 211 A1	He 211 B1
Prędkość	670 km/h	840 km/h
Zasięg bez rezerwy paliwa	1030 km	1400 km
Zasięg z pozostawieniem rezerwy paliwa	520 km	780 km
wysokość 8000 m		
Prędkość	612 km/h	872 km/h
Zasięg bez rezerwy paliwa	1640 km	2080 km
Zasięg z pozostawieniem rezerwy paliwa	715 km	1150 km
Długość drogi startu na wysokość 10,5 m	535 m	740 m

W. K.

NOWY SAMOLOT PASAŻERSKI FIRMY DOUGLAS

Obok licznych, znajdujących się w stadium rozwoju odrzutowych samolotów pasażerskich na krótkie i średnie trasy, na wzmiankę zasługuje również projekt samolotu Douglas 2086. Do napędu tego samolotu są przewidziane dwa silniki Pratt and Whitney JTF10A-6 o ciągu 3765 kG



każdy, które będą zabudowane po bokach ogonowej części kadłuba. Silniki mają być wyposażone w odwracacze ciągu, zapewniające 40% ciągu odwróconego. Skos skrzydeł, mierzony na 25% cięciwy, wynosi 24°. Samolot będzie mógł przewozić 56 pasażerów na trasie o długości 1500 km lub 64 pasażerów na trasie 850 km. Do eksploatacji samolotu Douglas 2086 wystarczą lotniska z pasami startowymi o długości 1600 m.

Dane samolotu

Rozpiętość	26,60 m
Długość	29,40 m
Powierzchnia nośna	86,2 m ²
Ciężar własny	19 150 kG
Ciężar całkowity	31 300 kG
Maks. prędkość przelotowa	
na wys. 7620 m	855 km/h
Prędkość wznoszenia na p.m.	14,7 m/sek

W. K.

SAMOLET ZE SZTUCZNEGO TWORZYWA

Amerykańska wytwórnia Piper Aircraft Corp. zbudowała lekki samolot o konstrukcji przekładniowej, której wypełniacz stanowi impregnowana masa papierowa, a okładziny — tworzywo poliestrowe, wzmocnione włóknem szklanym. Samolot ma odbyć próbny lot jeszcze w 1962 roku. Projektanci spodziewają się, że nowy rodzaj konstrukcji okaże się przynajmniej równie wytrzymały jak konstrukcje metalowe.

W. K.

NOWY ŚMIGŁOWIEC PIASECKIEGO

Niedawno rozpoczęto próby w locie pięciosobowego śmigłowca Piasecki 16H, którego prędkość przelotowa wynosi 240 km/h. Osiągnięcie tak dużej prędkości było możliwe dzięki zastosowaniu krótkich skrzydeł, które odciążają wirnik, i obudowanego śmigła pchającego. Napęd śmigłowca stanowi silnik turbinowy Canadian Pratt and Whitney PT6 o mocy 500 KM. Na końcach skrzydeł są zamocowane zbiorniki paliwa. Podwozie jest chowane.

W. K.

PROJEKT ŚMIGŁOWCA BOELKOW

Niespotykanym układem odznacza się śmigłowiec zaprojektowany przez zachodniemiecką wytwórnię Boelkow. Wirnik z przegubami, pozwalającymi na wahadłowe ruchy łopatek w płaszczyźnie poziomej (patrz „Nowości Techniczne”, T.L. zeszyt 2), jest napędzany dwoma turbinowymi silnikami General Electric T64 o mocy około 2700 KM każdy. Dwa inne silniki — General Electric T58 o mocy około 1000 KM — są zabudowane na usterzeniu wysokości i napędzają sześciopłatowe śmigła ciągnące o średnicy 4 m. Średnica wirnika wynosi 31 m, szerokość jego łopatek — 0,8 m, rozpiętość usterzenia wysokości — 12 m.

W. K.

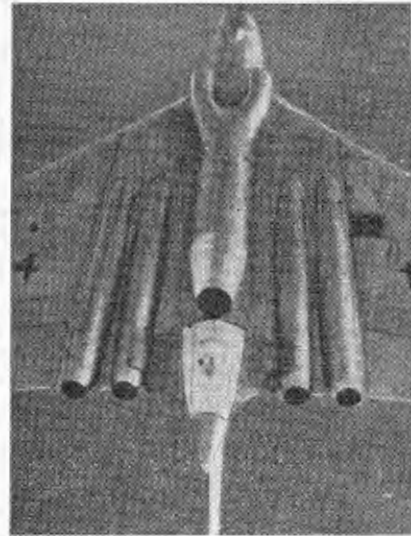
621.452.32 NIEKTÓRE SZCZEGÓŁY, DOTYCZĄCE NADDŹWIĘKOWEGO SILNIKA „OLYMPUS”

W prasie zachodniej podano niektóre szczegóły dotyczące rozwoju naddźwiękowego silnika Bristol Siddeley „Olympus” 22 R (Mk 593), przeznaczonego do samolotu taktycznego BAC-Vickers TSR.2 i jego odmiany cywilnej, mającej napędzać naddźwiękowy samolot pasażerski „Super Caravelle”.

W czasie prób stoiskowych silnika „Olympus” 22 R warunki wysokościowe przy prędkościach, odpowiadających $Ma=2$, były naśladowane przez podgrzewanie doprowadzanego do silnika powietrza za pomocą rur żarowych silnika „Proteus” (ciśnienie całkowite na wlocie silnika we wspomnianych warunkach lotu odpowiada ciśnieniu statycznemu na poziomie morza). Do prób w locie silnik został umieszczony w osłonie, którą zamocowano pod kadłubem samolotu Avro „Vulcan” XA894. Wewnątrz osłony przepływa powietrze z warstwy przyściennej kanału wlotowego — zapewnia to chłodzenie silnika i zabezpiecza przed pożarem. Poddźwiękowy kanał wlotowy jest rozwi-

dlony, przypominając tym kanał wlotowy samolotu TSR.2. Dysza wylotowa silnika ma zmienną geometrię.

Cywilna odmiana naddźwiękowego silnika „Olympus” będzie mieć 50% elementów wspólnych z odmianą wojskową. Będzie ona rozwijać ciąg startowy około 13 000 kG, który w przypadku samolotu „Super Caravelle” pozwoli osiągnąć prędkość na wysokości 18 000 m, odpowiadającą

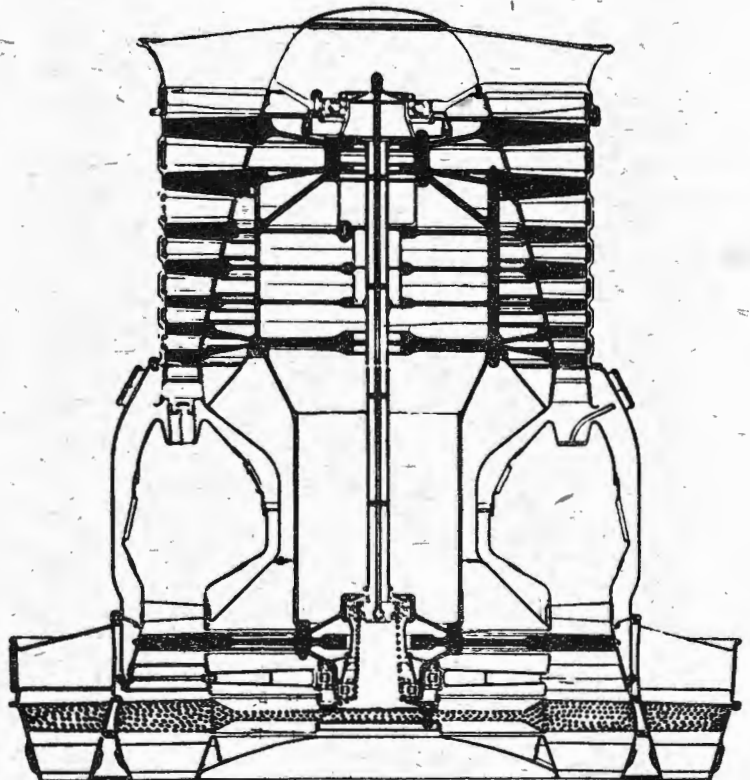


$Ma=2,2$. Dzięki zastosowaniu uproszczonego dopalacza będzie możliwe przekraczanie prędkości dźwięku na wysokości 14 500 m, zamiast na wysokości 11 300 m (bez dopalania), co jest korzystne ze względu na towarzyszące tej fazie lotu zjawiska akustyczne. Mimo braku tłumika hałas, wytwarzany przez silnik w przypadku lotu na wysokości 6800 m, nie będzie przekraczał 99 dB.

W. K.

PRÓBY NOWEGO SILNIKA WYPOROWEGO

W locie 1962 roku mają rozpocząć się próby wentylatorowego silnika wyporowego Bristol Siddeley BS.59 o ciągu około 1800 kG. Silnik ten wykazuje podobno stosunek ciąż-

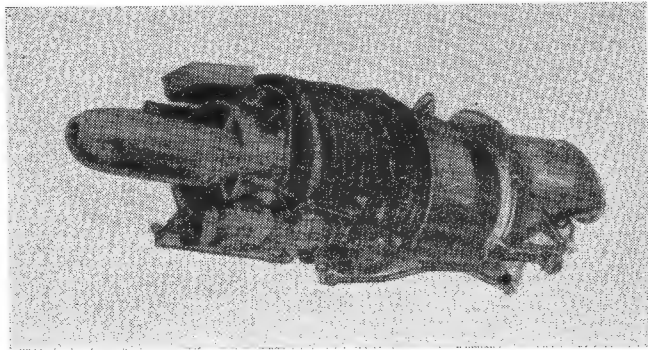


gu do ciężaru 15:1, a więc niewiele mniejszy niż silnik Rolls-Royce RB.162 (16:1), góruje nad nim natomiast mniejszym jednostkowym zużyciem paliwa.

W. K.

TURBINOWY SILNIK ŚMIGŁOWY DAIMLER BENZ

Na wystawie lotniczej w NRF wytwórnia Daimler Benz pokazała silnik turbinowy do samolotów i śmigłowców o mocy 1050 KM. Przekładnia silnika, noszącego oznacze-



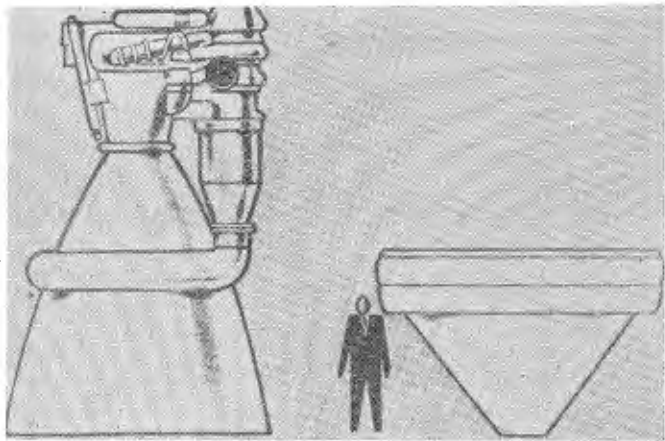
nie PTL6, jest tak zaprojektowana, że śmigło może być umieszczone z przodu lub z tyłu silnika (śmigło ciągnące lub pchające). Ciężar silnika wynosi około 200 kG.

W. K.

STOŻKOWE DYSZE WYLOTOWE SILNIKÓW ODRZUTOWYCH

Od kilku już lat szereg amerykańskich wytwórni lotniczych pracuje nad nowym rodzajem dyszy wylotowej do silników odrzutowych, a mianowicie nad dyszą stożkową, w której strumień wylotowy jest prowadzony na zewnętrznej powierzchni stożka, umieszczonego na zewnątrz dyszy.

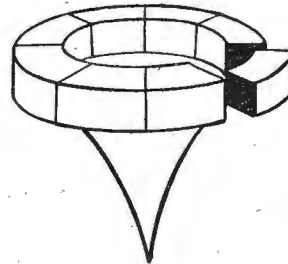
Dysza stożkowa przypomina swym wyglądem dysze ze stożkami wylotowymi turbinowych silników odrzutowych, z tą różnicą, że stożek nie jest osłonięty. Gazy wylotowe rozprężają się na zewnątrz dyszy, przy czym powierzchnia stożka stanowi dla strumienia wewnętrzną powierzchnię ograniczającą, podczas gdy zewnętrzną powierzchnią jest atmosfera. Stosuje się dwa rodzaje stożków, a mianowicie stożki o prostej tworzącej i stożki o tworzącej wklęsłej — tzw. stożki izentropowe.



Rys. 1

Rozważania, teoretyczne i badania wykazały, że osiągi dyszy stożkowej w szerokim zakresie wysokości lotu są wyższe niż zwykłej dyszy zbieżno-rozbieżnej. Wynika to częściowo z faktu, że dyszę stożkową charakteryzuje zdolność pewnej samoregulacji, co jest związane z wyrównywaniem się ciśnienia statycznego na powierzchni strumienia z ciśnieniem otoczenia. W przypadku turbinowych silników odrzutowych dysza taka pozwala, w przeciwieństwie do dyszy zbieżno-rozbieżnej, na stosunkowo proste rozwiązanie zagadnienia zmiany zarówno przekroju krytycznego, jak i przekroju wylotowego. Wystarcza do tego celu wykonanie zewnętrznej części dyszy jako przestawialnej, podobnie jak to się czyni w poddźwiękowych dyszach współczesnych turbinowych silników odrzutowych. Jeżeli chodzi o silniki raketowe, to dysze stożkowe zapewniają im znacznie większą zwartość budowy (rysunek 1) i mniejszy ciężar. Pierścieniowa komora spalania, otaczająca nasadę

stożka, może być podzielona na szereg segmentów (rysunek 2), co pozwala na poddawanie ich próbom oddzielnie i w naturalnej wielkości. Przez złożenie odpowiedniej ilości segmentów otrzymuje się silnik o wymaganym ciągu. Różnicowa zmiana ciśnień w poszczególnych komorach za-



Rys. 2

pewnia prosty sposób zmiany kierunku wektora ciągu, bez potrzeby stosowania przegubowego zawieszenia silnika. Dalszą zaletą dyszy stożkowej w odniesieniu do rakiet jest fakt, że wypływające z dyszy gazy prawie w zupełności wypełniają pole przepływu za rakieta, dzięki czemu nie tworzą się za nią wiry, zwiększające opór aerodynamiczny. Niekorzystnym zjawiskiem, obserwowanym w dyszach



Rys. 3

stożkowych, jest poprzeczny przepływ na stożku, co zmniejsza współczynnik ciągu. Trudności stwarza również zagadnienie chłodzenia stożka. Problemy te nie są jednak na tyle poważne, aby nie można ich było rozwiązać.

Pierwsze dysze stożkowe, które znalazły praktyczne zastosowanie, zostały zbudowane przez firmę Pratt and Whitney; w dysze te zostały zaopatrzone turbinowe silniki odrzutowe Pratt and Whitney J52 (o ciągu około 3800 kG), które napędzają pociski powietrze-ziemia „Hound Dog”, oraz silniki Pratt and Whitney JT-11, będące cywilną odmianą silników J58 o ciągu 13 600 kG. Obecnie firma Pratt and Whitney pracuje nad zastosowaniem dysz stożkowych do silników raketowych na ciekły wodór. Inna wytwórnia, Aerojet General Corporation, przeprowadza już próby stożkowe z silnikami na paliwo stałe, wyposażonymi w nowy rodzaj dyszy wylotowej. Najwięcej uwagi firma poświęca silnikom z dzieloną komorą spalania. Firma Rocketdyne buduje silniki ze stożkową dyszą do napędu rakiety „Atlas”, dzięki którym jej ciąg ma wzrosnąć dwukrotnie. Rysunek 3 przedstawia makietę silnika ze stożkową dyszą, zaprojektowanego przez wytwórnię General Electric. Silnik ma pracować na płynnym wodorze i tlenie i ma wytwarzać ciąg 1 130 000 kG. Wyposażenie silnika będzie umieszczone w stożku, a zbiornik paliwowy bezpośrednio na podstawie stożka. Całkowita wysokość silnika wynosi 4,6 m, średnica — 5,5 m. Obecnie przeprowadza się próby z modelem opisanego silnika, rozwijającym ciąg 22 700 kG.

W. K.

TUNEL AERODYNAMICZNY DO BADAŃ STATKÓW KOSMICZNYCH

W Stanach Zjednoczonych zbudowano tunel aerodynamiczny, w którym można odtwarzać warunki istniejące na wysokości 90 000 m przy prędkości lotu odpowiadającej $Ma = 60$. Tunel ten jest przeznaczony do badania aerodynamicznych charakterystyk statków kosmicznych, do badania przepływów w wysokich temperaturach, a także do badania silników.

W. K.

FRANCUSKIE TUNELE NADDŹWIĘKOWE

Francja dysponuje 94 tunelami aerodynamicznymi, użytkowanymi przez przemysł lub instytucje naukowe. Najnowszy jest tunel „Sigma 4” w Saint-Cyr, będący w posiadaniu „Industrie Aéronautique Française”. Tunel ten posiada komorę pomiarową dla prędkości przydźwiękowych i naddźwiękowych, która pozwala — dzięki zastosowaniu przegród perforowanych o zmiennej przepuszczalności — na uzyskiwanie całej gamy liczb Macha bez straty czasu na montowanie i demontowanie modeli ze względu na używanie innych komór do prób dla prędkości przydźwiękowych i innych dla prędkości naddźwiękowych. Użytkowany od roku tunel na przepływ ciągły w „Centre d'Essais Aerothermodynamique” (w ONERA), posiada charakterystykę następującą: wymiary przestrzeni pomiarowej $1,75 \times 1,85$ m, ciśnienie od 0,2 do 6 atmosfer, prędkości osiągnięte od 0,6 do 3,2 Ma.

Jak obszerny program badań tunelowych zakłada się dla nowoczesnych samolotów, świadczy przykład „Super Caravelle”, dla której konstruktorzy preliniują do 3000 godzin pomiarów w tunelu.

Z.

NOWA METODA BADANIA STARTU I LĄDOWANIA

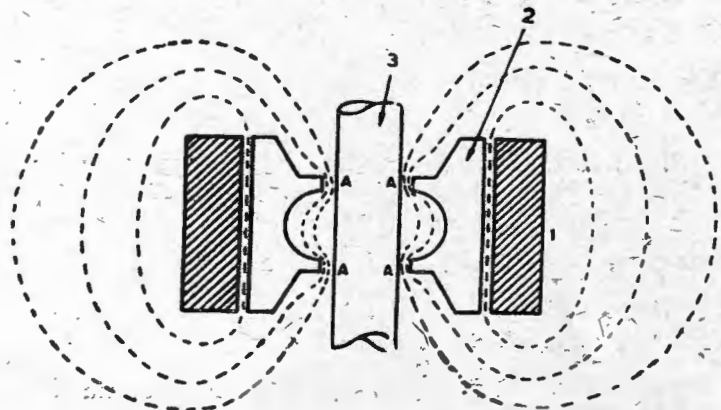
Firma „Lockheed” w Stanach Zjednoczonych wprowadziła nową metodę analizy startów i lądowań prototypowych samolotów. Zamiast dokonywania serii zdjęć za pomocą aparatury ustawionej na ziemi, wbudowuje się kamerę kinową do samolotu.

Na filmie, w środkowej części, widoczny jest obraz ziemi, zaś wzdłuż krawędzi — pobraża pasa startowego, sfotografowane dzięki zastosowaniu specjalnego zespołu zwierciadeł. Opisana metoda pozwala na określenie położenia i wysokości samolotu. Nadmienić jednak trzeba, że wypadek, zachodzący podczas próbnych lotów, zazwyczaj powoduje zniszczenie dokumentalnej taśmy filmowej.

Z.

FORMOWANIE IMPULSOWO-MAGNETYCZNE

Firma amerykańska General Dynamics Corporation opracowała nową metodę formowania. Polega ona na wykorzystaniu energii pola magnetycznego, przy równoczesnym wprowadzeniu elementu kształtującego strumień, dla koncentrowania lub redukcji energii, zgodnie z kształtem wykonywanego przedmiotu (patrz rys.). Na rysunku brak



obwodu wzbudzającego, w którym winny znajdować się kondensator i wyłącznik. Poza tym na rysunku pokazano: 1) cewkę, 2) element kształtujący pole, 3) przedmiot formowany, A) miejsce wielkiego nacisku. Na skutek rozładowania kondensatorów, elektromagnes wytwarza w ciągu kilku mikrosekund natężenie pola magnetycznego rzędu 300 000 gausów. Natężenie to odpowiada ciśnieniu około 3500 kG/cm², a jeden cm³ takiego pola zdolny jest do wykonania pracy rzędu 1000 kGm. Strumień ten nadaje się wyśmienicie do procesów formowania i to w bardzo szerokim zakresie. Wielkość energii pola magnetycznego, wytworzonego przy rozładowaniu kondensatorów, można obliczyć ze wzoru:

$$U_m = \int V_c \cdot 10^{-7} \frac{B^2}{8\pi} \cdot dV$$

gdzie:

- U_m — energia pola magnetycznego [joule],
- V_c — objętość całkowita przestrzeni roboczej [cm³],
- B — gęstość pola magnetycznego [gaus].

Z dotychczasowych danych wynika, że istnieje możliwość budowania urządzeń, zdolnych do wytworzenia pola magnetycznego rzędu 1 miliona gausów, lub ciśnienia około 35 000 kG/cm². Sam proces formowania trwa kilka mikrosekund, natomiast cykl ładowania kondensatorów do 2 sekund.

Podstawowe zalety nowej metody to:

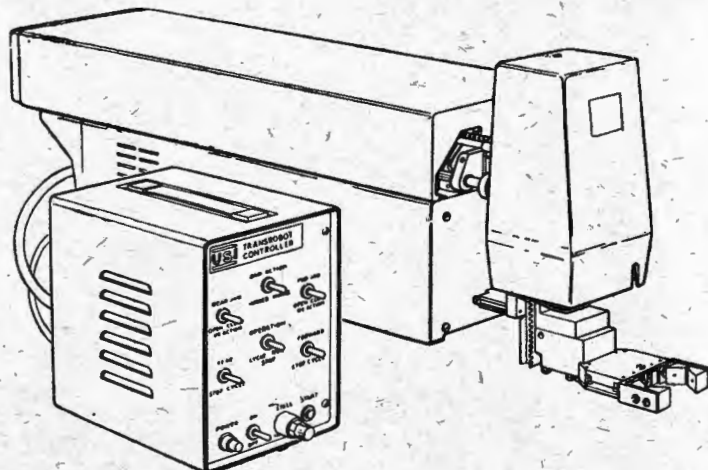
- a) brak części ruchomych w samym urządzeniu,
- b) wysoka pewność działania,
- c) wielkie możliwości sterowania procesem i wynikami, z pełną i łatwą proselekcją parametrów.

Początkowe prace przeprowadzone przez wynalzców pozwalają sądzić o wielkich potencjalnych możliwościach tej metody. Rozwiąże ona szereg problemów konstrukcyjnych i technologicznych.

A. G.

AUTOMATYCZNY PODAJNIK

W okresie rozwoju automatyzacji produkcji, podstawową rolę odgrywają urządzenia podające. Przemysł amerykański wyprodukował bardzo udany typ automatycznej,



uniwersalnej jednostki podającej o bardzo szerokiej możliwości zastosowań. Jest to Transferobot 200. Ruchami części chwytających steruje specjalnie dostosowane urządzenie sterownicze. Do szcegł można adaptować różne chwytaki, zależnie od potrzeb. Urządzenie może pracować w różnych układach i położeniach oraz może stanowić część składową transportera na linii obróbkowej.

A. G.

Patent polski nr 39343

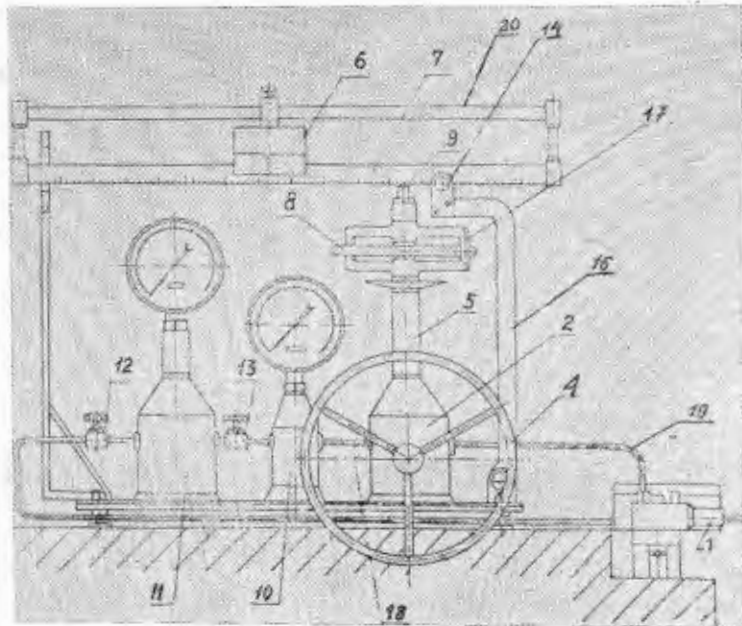
URZĄDZENIE DO CECHOWANIA MANOMETRÓW

Jasielskie Przedsiębiorstwo Geologiczne Przemysłu Naftowego, Jasło, Polska

Twórcy: Jan Agapsowicz i Tadeusz Cebula
 Patent trwa od dnia 11 października 1955 r.
 Opublikowany dnia 1 kwietnia 1958 r.

Dotychczas używane do cechowania manometrów prasy mają tę wadę, że przeprowadzanie cechowania trwa dłużej czasu ze względu na dobieranie i nakładanie odpowiednich ciężarów.

Urządzenie według omawianego patentu nie posiada tych wad przy bardzo prostej konstrukcji. Urządzenie zawiera pompę (1), z której rurą (19) ciecz robocza jest przetłaczana do pionowego cylindra (2) i do poziomego cylindra (3). Obrót kółka (4) powoduje posuwisty ruch tłoka w cylindrze (3), dzięki czemu zwiększa się nacisk na tłok w cylindrze (5). Tłok ten jest obciążony ciężarem (6) przesuwającym na dźwigni (7), w kształcie listwy wyskalowanej w atmosferach, umocowanej wychylnie na pryzmie (14) w stojaku (16). Ciężar (6) jest osadzony przesuwnie na górnej listwie (20), na której może być unieruchomiany. Dźwignia (7) opiera się na kulce (9) umocowanej w tłoku cylindra (5), ułożyskowanym w ramie (17), wewnątrz której umieszczone jest kółko (8) służące do nadawania ruchu obrotowego tłokowi w celu zmniejszenia jego tarcia o ścianki cylindra. Ciecz robocza przechodzi rurą (18) do



cylindra (10), na którym jest umocowany manometr kontrolny. Do cylindra (11), na którym jest umocowany manometr cechowany, ciecz robocza przechodzi z cylindra (10) rurą zaopatrzoną w kurek (13). Z cylindra (11) ciecz przechodzi rurą zaopatrzoną w kurek (12) do zbiornika pompy (1).

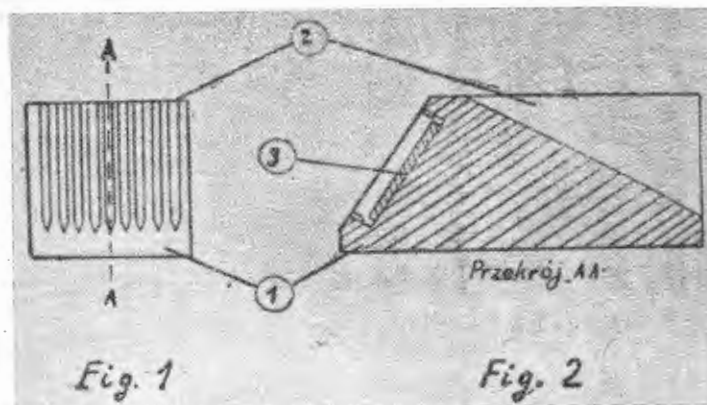
Patent polski nr 39676
 Klasa 42 k, 46/06

IMPULSOWY DEFEKTOSKOP ULTRADŹWIĘKOWY ZE SKOŚNĄ OSŁONĄ PRZETWORNIKA NADAWCZO-ODBIORCZEGO

Politechnika Warszawska (Zakład Elektroakustyki), Warszawa, Polska

Twórca: mgr inż. Jerzy Wehr
 Patent trwa od dnia 20 stycznia 1956 r.
 Opublikowany dnia 15 marca 1957 r.

W znanych defektoskopach impulsowych ultradźwiękowych z przetwornikami o skośnych osłonach część energii wypromieniowywanej przez przetwornik nie jest wprowadzona do badanego przedmiotu, lecz odbija się od ścianek osłony i wraca do przetwornika, powodując powstawanie impulsów na ekranie wskaźnika defektoskopu. Utrudnia to



bardzo wykrywanie wad badanego przedmiotu, zwłaszcza zaś wad znajdujących się w pobliżu tej osłony przetwornika.

Niedogodność tę usuwa rozwiązanie według omawianego patentu, polegające na zaopatrzeniu osłony (1) przetwornika w nacięcia (2) zapobiegające powstawaniu odbić energii ultradźwiękowej w kierunku przetwornika (3). Wiązka ultradźwiękowa, odbijająca się od dna tej osłony, przedostaje się do obszaru tej osłony zaopatrzonej w nacięcia (2), wskutek czego zostaje w tym obszarze tłumiona w wąskich płytkach między nacięciami. Płaszczyzny nacięć (2) są skierowane równolegle w kierunku promieniowania fal ultradźwiękowych tak, że unika się odbić od nich wiązki ultradźwiękowej w kierunku przetwornika. Końce nacięć są zbieżne pod kątem mniejszym niż 90°, co również zapobiega odbijaniu się energii ultradźwiękowej w kierunku przetwornika (3).

Patent polski nr 39714
 Klasa 74 b, 1

URZĄDZENIE DO ZDALNEGO SYGNALIZOWANIA KRYTYCZNEGO POZIOMU CIECZY W ZBIORNIKACH, ZWŁASZCZA Z PRODUKTAMI ŁATWOPALNYMI

Stanisław Tchórzewski, Sopot, Polska

Patent trwa od dnia 18 kwietnia 1955 r.
 Opublikowany dnia 10 maja 1957 r.

Urządzenie według omawianego patentu zapewnia całkowite bezpieczeństwo pod względem pożarowym i wybuchowym. Uruchamia ono sygnalizatory w pomieszczeniach dyspozytorskich po osiągnięciu przez ciecz krytycznego pozi-

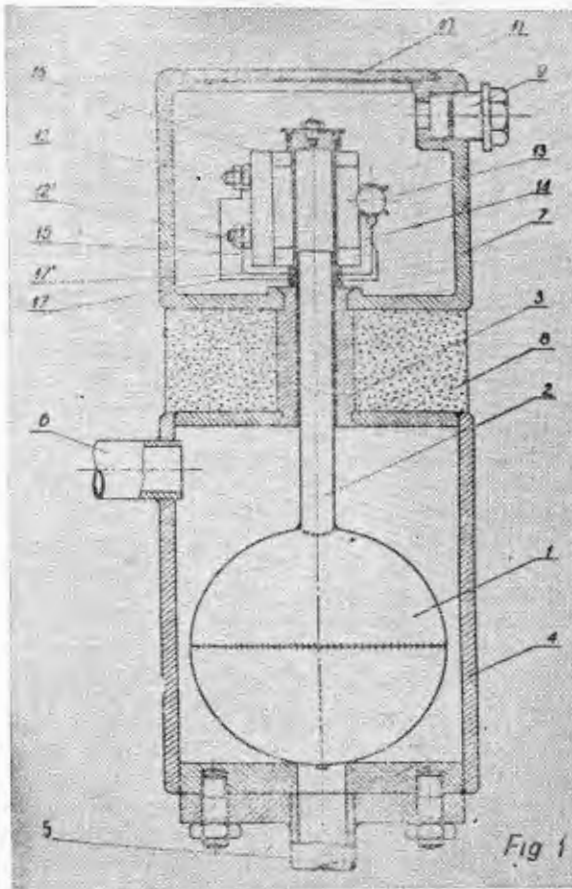
mu w odległym zbiorniku. Urządzenie wyróżnia się prostą konstrukcją, działa zaś na zasadzie elektrycznego przeniesienia impulsów sygnałowych.

Urządzenie składa się z dwóch komór, komory pływakowej (4) połączonej przewodami (5) i (6) ze zbiornikiem cieczy (24) przez zawory (27) oraz komory przekaźnikowej (7). Pływak (1), mieszczący się w komorze (4), zaopatrzony jest w przyspawaną rurkę (2) wykonaną z miękkiego żelaza, spełniającą rolę ruchomego bocznika przekaźnika magnetycznego (14). Osłona (3), łącząca obydwie komory (4) i (7), jest przewodniczą rurki (2). Jest ona wykonana z materiału niemagnetycznego. Między komorami znajduje się warstwa izolacyjna (8) o właściwościach diamagnetycznych. Osłona (3) stanowi jednocześnie zamknięcie komory pływakowej, uniemożliwiające ulatnianie się lub wyciekanie kontrolowanej cieczy.

Komora przekaźnikowa (7), wykonana również z materiału niemagnetycznego, jest zamknięta pokrywą (10) z uszczelką pierścieniową (11) i posiada gazoszczelny przepust (9) przewodów elektrycznych, wychodzących na zewnątrz od zacisków (12) i (12') przekaźnika (14). Komora (7) może być wypełniona olejem transformatorowym w celu zapobieżenia iskrzeniu w miejscu przyłączenia przewodów do zacisków.

Przekaźnik (14) posiada obwód magnetyczny utworzony z magnesu trwałego (18) i dwóch nabiegunków (15) i (16) zwieranych kotwiczką (20) pod działaniem sprężynki (30), przy czym ruchy kotwiczki ogranicza zderzak (19). Do kotwiczki tej uchwyty (22) jest przymocowana ampulka szklana (13) z rtęcią (21). Do wnętrza tej ampulki są wprowadzone końcówki (23) przewodów (17) i (17') przyłączonych do zacisków (12) i (12') przekaźnika. Końcówki te są zwierane rtęcią w położeniu zwolnienia kotwiczki, a rozwierane w położeniu jej przyciągnięcia.

W przypadku osiągnięcia w zbiorniku (24) przez ciecz (25) poziomu (26), rurka (2) uniesiona pływakiem (1) wchodzi w odpowiednie otwory nabiegunków (15) i (16) prze-



kaźnika (14), bocznikując w ten sposób jego obwód magnetyczny. Wówczas zostaje zwolniona kotwiczka (20) i po przechyleniu ampulki rtęć zwiera końcówki (23) i powoduje zamknięcie obwodu elektrycznego sygnalizatora akustycznego (28), zasilanego ze źródła prądu (29).

Patent polski nr 39751

Klasa 47 c, 12

SPRZĘGŁO HYDRAULICZNE Z SAMOCZYNNYM SPRZĘGANIEM MECHANICZNYM

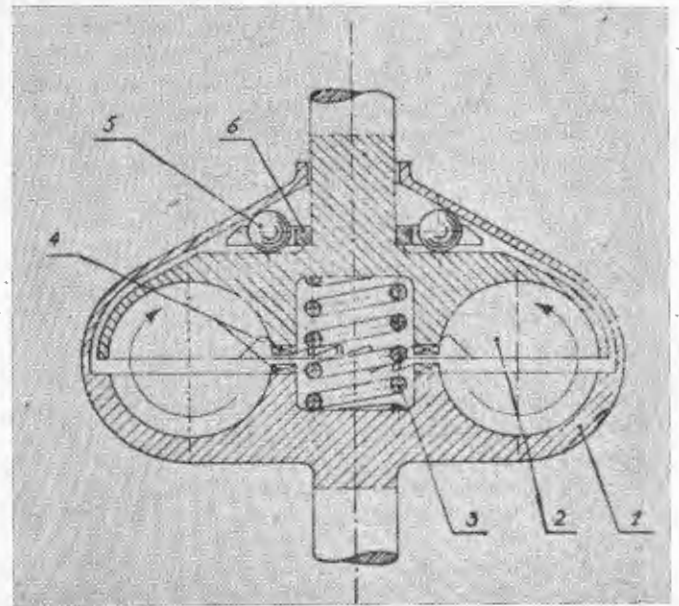
Instytut Lotnictwa, Warszawa, Polska

Twórca: mgr inż. Wiktor Narkiewicz

Patent trwa od dnia 17 listopada 1955 r.

Opublikowany dnia 5 czerwca 1957 r.

Sprzęgło według omawianego patentu w początkowym okresie rozruchu działa tak jak znane sprzęgło hydrauliczne i dopiero po osiągnięciu określonej prędkości obrotowej następuje samoczynne sprzęgnięcie kłowe zespołu sprzęgła. Z tego powodu unika się straty mocy przenoszonej,



związanej z działaniem znanego sprzęgła hydraulicznego oraz samo sprzęgło, które służy tylko do początkowego okresu rozruchu, może być znacznie mniejsze i lżejsze od zwykłego sprzęgła hydraulicznego. Nadaje się ono szczególnie, gdy zależy na małym ciężarze przy przenoszeniu dużych mocy, na przykład sprzęgnięcie silnika z wirnikiem śmigłowca.

Część pędząca sprzęgła hydraulicznego, pompa (1) i część napędzana, turbina (2) są osadzone wzajemnie obrotowo, przy czym turbina ma możliwość wykonywania ruchu osiowego w stosunku do pompy i w stanie nieczynnym jest utrzymywana w położeniu rozsuniętym, pokazanym na rysunku, na przykład za pomocą sprężyny (3). Powierzchnie czołowe, zarówno pompy (1) jak i turbiny (2), zwrócone ku sobie posiadają odpowiednio ukształtowane występy (4), które pozwalają na sprzęgnięcie kłowe przy zbliżeniu pompy i turbiny. Turbina ta jest ponadto zaopatrzona w urządzenie odśrodkowe, które pod działaniem prędkości obrotowej powoduje przesunięcie osiowe turbiny (2) i jej sprzęgnięcie kłowe z pompą (1). Urządzenie to składa się z pewnej liczby kulek stalowych (5), będących stale w kontakcie z turbiną (2) i pokrywą stożkową pompy (1). Kulki (5) są rozmieszczone obwodowo dokoła osi, a kołczyk (6) posiada odpowiednie wycięcia promieniowe, które pozwalają na ruch promieniowy kulek.

Ciecz krążąca wywołuje działanie odpychające turbinę od pompy. Podobnie działa sprężyna. Kulki zaś dążą do zbliżenia turbiny do pompy.

Patent polski nr 39828
Klasa 48 a, 6/02

SPÓSÓB BEZWODOROWEGO NAKŁADANIA METALICZNYCH POWŁOK GALWANICZNYCH ORAZ URZĄDZENIE DO WYKONYWANIA TEGO SPOSÓBU

Słaskie Zakłady Wytwórcze Aparatury Elektrycznej Przedsiębiorstwo Państwowe, Bielsko-Biała, Polska

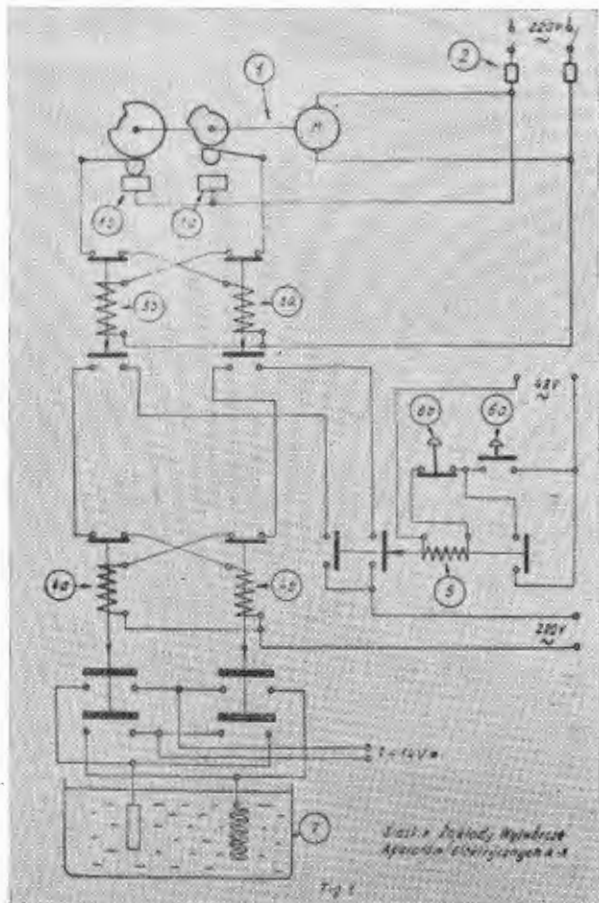
Twórcy: mgr inż. Franciszek Paszek i mgr inż. Zbigniew Woynarowski

Patent trwa od dnia 22 października 1955 r.
Opublikowany dnia 10 czerwca 1957 r.

Nawodornienie materiału powoduje jego kruchość, wydzielenie się zaś wodoru powoduje łuszczenie nałożonej powłoki galwanicznej. Nawodornienie sprężyn powoduje zmianę ich charakterystyki i kruchość warstw zewnętrznych materiału. Usuwanie nawodornienia wymagało kilkogodzinowego wygrzewania pokrytych galwanicznie sprężyn przy dwóch zakresach temperatury utrzymywanych w bardzo wąskich granicach.

Sposób według omawianego patentu usuwa to niedomaganie. Polega na tym, że w trakcie nakładania powłoki galwanicznej na przedmiot metalowy, na przykład powłoki cynkowej w kąpielii galwanicznej na sprężynę stalową, wprowadza się okresową zmianę biegunowości (kierunku prądu) kąpielii. Czas procesu nakładania powłoki dzieli się na czas osadzania, kiedy przedmiot pokrywany jest katodą — i czas zmywania, kiedy przedmiot pokrywany jest anodą. W czasie zmywania wydziela się tlen na anodzie, który wiąże wodór zawarty w przestrzeniach międzykryształicznych powłoki i materiału pokrywanego. Możliwe jest stosowanie wielokrotnie większe gęstości prądu niż w zwykłym procesie, przez co skraca się czas trwania procesu.

Urządzenie do wykonywania sposobu według patentu jest pokazane na rysunku. Przekładnik programowy (1) jest zasilany z sieci 220 V prądu zmiennego przez wyłącznik z bezpiecznikami (2). Za pomocą krzywek napędzanych silnikiem (M) przekładnik na przemian zamyka łączniki (1a) i (1b), które odpowiednio sterują styczniki programowe (3a)



i (3b), przy czym czasy odpowiadają przyjętym czasom osadzania i zmywania. Styczniki (3a) i (3b) sterują stycznikami kąpielii galwanicznej (4a) i (4b), dokonując zmiany biegunowości kąpielii galwanicznej (7).

W celu zabezpieczenia obsługi zatrzymywanie i uruchamianie styczników kąpielii (4a) i (4b) odbywa się za pośrednictwem stycznika (5) i przycisków (6a) i (b) zasilanych bezpiecznym napięciem 48 V.

Patent polski nr 39920
Klasa 47 c, 4

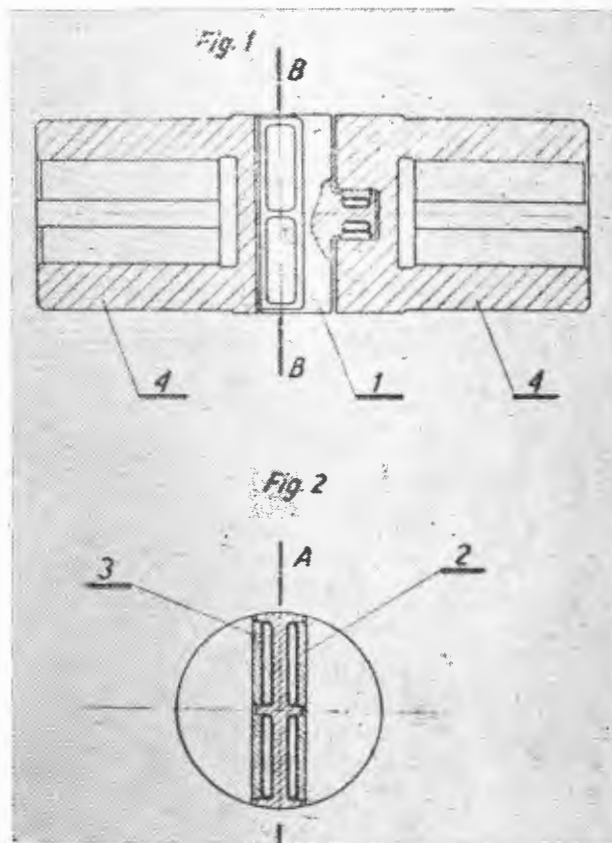
SPRZĘGŁO PRZEGUBOWO-ELASTYCZNE O RÓWNOMIERNYM ROZKŁADZIE NACISKÓW POWIERZCHNIOWYCH NA KLACH

Biuro Projektowania Zakładów Przemysłu Metalowego i Elektrotechnicznego (Oddział Gdańsk), Gdańsk, Polska

Twórca: inż. Jan Dunowski

Patent trwa od dnia 21 czerwca 1956 r.
Opublikowany dnia 8 kwietnia 1957 r.

Znane sprzęgła kłowe wykazują nierównomierny rozkład nacisków powierzchniowych, przy czym naciski te są nieznaczne w pobliżu osi, zaś moment obrotowy jest równoważony głównie naciskami działającymi na zewnętrznych



obszarach kłów sprzęgła. W celu obniżenia wielkości tych nacisków w granicach dopuszczalnych przyjmowano duże średnice sprzęgła.

Sprzęgło według omawianego patentu nie posiada tego niedomaganie. Wkładka (1) z prostopadle krzyżującymi się występami, w których są wyżłobione wnęki dla poduszek (2) naciskanych przez tłoczki (3), pośredniczy w przenoszeniu momentu obrotowego z jednej na drugą tarczę (4) sprzęgła. Ząb tarczy (4), naciskając na tłoczki (3), powoduje wzrost ciśnienia w poduszce (2). Poduszka ta jest wykonana z masy o właściwościach cieczy lub wykonana jest w postaci worka wypełnionego cieczą. Ciśnienie w takiej poduszce działa równomiernie we wszystkich kierunkach,

na skutek czego naciski powierzchniowe tłoczka (3) na tarzę (4) sprzęgła są równomierne.

Sprzęgło to pozwala na znaczne zmniejszenie wymiarów ciężaru. Sprzęgło może być zastosowane do dowolnego urządzenia mechanicznego, gdzie zachodzi konieczność przenoszenia dużego momentu obrotowego.

Patent polski nr 40118
Klasa 74 a, 31

CZUJNIK CIEPLNO-ELEKTRYCZNY

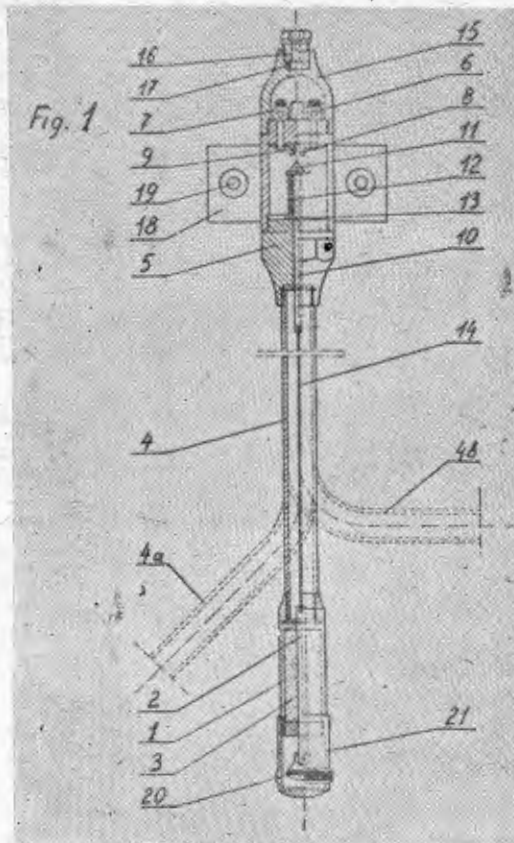
Feliks Tomczak, Łódź, Polska

Patent trwa od dnia 4 stycznia 1957 r.
Opublikowany dnia 10 grudnia 1957 r.

Czujniki znanych elektrycznych urządzeń sygnalizacyjnych wykazują liczne niedomagania. Czujniki bimetalowe są mało czułe w zakresie temperatur niskich. Czujniki ciśnieniowe posiadają skomplikowaną budowę. Czujniki termometryczne są kosztowne i niepewne w użyciu z powodu zastosowania kruchego szkła.

Czujnik cieplno-elektryczny według omawianego patentu może znaleźć zastosowanie w urządzeniach przeciwpożarowych itp. Czujnik posiada komorę (1), w której umieszczony jest pręt (2) zatopiony w masie lub związku chemicznym (3) o określonej temperaturze topnienia. W głowicy (5) przymocowanej za pośrednictwem rurki (4) do komory (1) są umieszczone dwa kontakty elektryczne (6) i (7) z płytkami kontaktowymi (8) i (9). W głowicy tej jest osadzony przesuwany pręt (10) z główką (11), o którą opiera się jednym końcem śrubowym sprężyna (12), wsparta drugim końcem na podkładce oporowej (13). Pręty (2) i (10) są połączone ze sobą za pomocą linki (14) przechodzącej przez rurkę (4). Przez dławik (16) z uszczelką gumową (17) w kapturku (15) wychodzą na zewnątrz przewody elektryczne od kontaktów (6) i (7). Urządzenie mocuje się okrętami przechodzącymi przez otwory (19) w podstawie (18). Dolny koniec pręta (2) posiada uchwyt (20) w celu umożliwienia wielokrotnego użycia czujnika bez demontażu, po roztopieniu masy (3) po zdjęciu kapturka (21).

Wskazana odmiana czujnika jest hermetyczna, może więc on być zastosowany w atmosferze wilgotnej, w przypadku zaś użycia tworzyw kwasoodpornych może być zastosowa-



ny do sygnalizowania przekroczenia określonej temperatury kwasów, na przykład przy przeprowadzaniu reakcji chemicznych.

KRONIKA

Trzeci Kongres Międzynarodowej Rady Aeronautyki

27-31.VIII.1962 r. Sztokholm, Szwecja

Techniczny program Kongresu przedstawia się następująco:

27.VIII — Prędkość i bezpieczeństwo w lotnictwie cywilnym, K. O. Lundberg, Szwecja. Referat główny. Lotnictwo przy pełzaniu, Folke K. G. Odqvist, Szwecja. Referat zgłoszony przez Akademię Nauk ZSRR.

28.VIII — Referat główny. Postępy w fizyce wysokiej atmosfery, W. Dierminger, Niemcy. Fotoanaliza wilgotnego ozonu i jej znaczenie dla atmosferycznego nagrzewania warstwy ozonu, John Hampson, Kanada. Rozkład cząsteczek w przestrzeni kosmicznej, Carl E. Fichtel i Frank B. McDonald, USA. Naprężenia poprzeczne w laminarnym przepływie rozrzedzonego powietrza, A. Foux i M. Reiner, Izrael. Wpływ strumieni poprzecznych, prostych lub złożonych ze strumieniami podłużnymi, na charakterystykę nośną skrzydła, Elie Carafoli i N. N. Patraulea, Rumunia. Zagadnienia aerodynamiczne dużej siły nośnej, H. Schlichting, Niemcy. Określenie cech obsługiwanego samolotów, pionowego i krótkiego startu, za pomocą prób w locie i urządzeń naśladowczych, Fred J. Drinkwater III, L. S. Rolls, H. L. Turner i H. C. Quigley, USA. Mechanizm zniszczenia metali żaroodpornych, Herve Bibring François Girard, Francja. Potencjalne możliwości berylu w naddźwiękowym lotnictwie komunikacyjnym, George A. Hoffman, USA. Wzajemne oddziaływanie zmęczenia i deformacji na strukturę materiałów, A. J. Kennedy, Wielka Brytania. Rozwój badań zmęczenia przy użyciu konstrukcji oryginalnych, B. E. Stephenson i D. James, Wielka Brytania. Doświadczalne badania zmiany warstwy przyściennej, Ennio Mattioli, Włochy. Niestabilność warstwy przyściennej przy prędkościach poddźwiękowych, Itiro Tani, Jiro Sakagami i Yasujiro Kobashi, Japonia. Czynniki wpływające na przejście warstwy przyściennej przy prędkościach hipersonicznych, R. Michel, Francja. Wpływ krawędzi natarcia na warstwę przyściennej przy przepływie naddźwiękowym, Jean J. Ginoux, Belgia.

29.VIII — Referat główny. Systemy sterowania statkami kosmicznymi, H. H. Haglund, USA. Nieliniowa stateczność dynamiczna statków przestrzennych przy wchodzeniu w warstwę atmosferyczną i ich opuszczaniu, E. V. Laitone i T. J. Coakley, USA. Naukowe osiągnięcia i perspektywy automatyzacji służby bezpie-

czeństwa lotu przy zastosowaniu elektronicznych maszyn liczących, Wolfgang Haack i inni, Niemcy. Systemy cyfrowe w łączności kosmicznej, Daniel Hochman, USA. Badania uszkodzeń przy prędkościach naddźwiękowych, A. Haysler, F. Maurer i H. G. Knoche, Niemcy. Rozważania geometryczno-różniczkowe o przekształceniu hodograficznym dla przepływu stożkowego, niewirewego, John W. Reyn, Holandia. Pewne aspekty niskich prędkości i naddźwiękowa aerodynamika smukłych płatów nośnych, A. Spence i J. H. B. Smith, Wielka Brytania.

30.VIII — Referat główny. Hałas samolotu w latach 1970-tych Elyfn John Richards, Wielka Brytania. Referat zgłoszony przez Akademię Nauk ZSRR (z zakresu struktur i aeroelastyczności). Niestateczność flateru przy liczbie Macha szybkozmiennych, Rolland Dat, Francja. Drgania i stateczność sprężysta dyfuzorów, rozbieżnych z wewnętrznym przepływem naddźwiękowym, W. Fiszdon, Polska. Referat zgłoszony przez Akademię Nauk ZSRR (z zakresu aerodynamiki naddźwiękowej i hipersonicznej). Optymalna geometria trójwymiarowa w warunkach naddźwiękowych, Maurice Penain, Francja. Skutki braku równowagi w aerodynamice hipersonicznej, Amable Linan i Ignacio Da-Riva, Hiszpania. Referat zgłoszony przez Akademię Nauk ZSRR (z zakresu warstwy przyściennej). Kilka nowych udoskonalień przy badaniu zwirowań na krawędziach, E. C. Maskell, Wielka Brytania. Zależność laminarnego oddzielenia od liczby Macha i przechodzenia ciepła przy stacjonarnym przepływie zewnętrznym modulowanym sinusoidalnie, Alfred Walz, Niemcy. Oddziaływanie akustyczne granicznych warstw swobodnego strumienia, Ottmar Wehrmann i Alfons Michalke, Niemcy. Skutki wysokich temperatur w przepływach hipersonicznych, G. Giarre, Włochy. O przybliżeniu „pierwszego zderzenia” ciśnienia Pitota w przepływie hipersonicznym gazu rozrzedzonego, Jan Luboński, Polska. Badanie skutków zaburzeń skrzydło-kadłub przy prędkościach naddźwiękowych i hipersonicznych, P. G. Wilby, Szwecja. Pochodne aerodynamiczne ciała osiowo symetryczne, poruszającego się z prędkością hipersoniczną, Ryuma Kawamura i Fu-Hsing Tsien, Japonia.

31.VIII — Referat główny. Zagadnienia magnetodynamiczne w cieczech, Henri Cabannes, Francja. Rozkłady temperatur, termiczne naprężenia i wybożenia cienkich pokryw usztywnionych wręgami, H. Schuh, Szwecja. Ujednoczona teoria wybożeń przy pełzaniu: prętów, płyt i skorup, George Gerard, USA. Aeroprzydatność w zastosowaniach praktycznych, B. O. Heath, Wielka Brytania. Referat zgłoszony przez Akademię Nauk ZSRR (z zakresu

struktur i aerotermostoprzężystości). Badania doświadczalne hipersonicznych silników strumieniowych, J. Swithenbank, Wielka Brytania. Pewne badania aerodynamiczne torów powrotnych, w zakresach balistycznych, H. F. Woldron, Kanada. Asymptotyczne zachowanie się w nieskończoności, w atmosferze, nieliniowych fal dźwiękowych, wytworzonych przez samolot naddźwiękowy, Jean Pierre Guiraud, Francja. Zastosowanie źródeł i dubletów do obliczeń płatów samolotu naddźwiękowego, Robert Legendre, Francja. Pewne ograniczenia konstrukcyjne w transportowym lotnictwie naddźwiękowym można przedstawić w pilotowanych urządzeniach naśladowczych, Maurice D. White, Richard S. Bray i George E. Cooper, USA. Transportowe samoloty naddźwiękowe — pewne rozważania o zagadnieniach spoza właściwego obszaru lotu, L. F. Nicholson, Wielka Brytania. Teoretyczne i doświadczalne badania spalania naddźwiękowego, Antonio Ferri, Paul A. Libby i Victor Zakkay, USA. Doświadczenia z samolotem X 15, powiązane z zagadnieniami pojazdów powracających na ziemię, Eldon E. Korde, USA. Referat zgłoszony przez Akademię Nauk ZSRR (z zakresu lotów hipersonicznych). Ewentualny wpływ magnetycznego pola ziemskiego na samoloty hipersoniczne na dużych wysokościach, M. Łunc, Polska. A. G.

++ Zakłady w Krośnie wyprodukowały pierwszą serię szybowców treningowo-wyczołowych „Lis”. Część ich przeznaczona jest na eksport, lecz 20 sztuk zasilić ma parki aeroklubów. „Lis” — pod względem własności aerodynamicznych i pilotażowych — zbliżony jest do „Muchy-Standard”, lecz producenci i użytkownicy spodziewają się, że półmetalowa konstrukcja „Lis” polepszy znacznie warunki eksploatacji szybowców.

++ Równocześnie Wrocławskie Z.S.L.S. produkują seryjne „Foki”. Potencjalnymi zagranicznymi odbiorcami tych pięknych szybowców będą między innymi Związek Radziecki, NRD, Austria, Finlandia, Szwajcaria, Argentyna. Partia „Fok” skierowana zostanie do aeroklubów.

++ Jubileusz 25-lecia pracy w lotnictwie sportowym obchodził prezes Aeroklubu Gdańskiego prof. Z. Franaszczyk. Gen. J. Frey-Bielecki przesłał zasłużonemu działaczowi pismo gratulacyjne.

++ Nestorzy lotnictwa polskiego ze Śląska obchodzili urodziny: 80-letni Henryk Segno, który pół wieku temu był pierwszym instruktorem warszawskiego Towarzystwa Lotniczego „Aviata”, 75-letni inż. Michał Scipio del Campo (czynny członek Aeroklubu Śląskiego), który ukończył szkołę lotniczą Farmana i w 1911 r. wykonał — jako pierwszy pilot — lot nad Warszawą. Życzymy seniorom długich, zdrowych lat życia.

++ Kanadyjski dziennik zamieścił wywiad z płk. Bogdanem Kwiecińskim — który przez szereg ostatnich lat był wysokim urzędnikiem ICAO — z okazji jego przejścia na emeryturę. Płk. Kwieciński karierę rozpoczął jeszcze w okresie pierwszej wojny światowej w lotnictwie tureckim. Został on Turkom „wypożyczony” przez armię pruską, w której znalazł się jako mieszkaniec zaboru pruskiego. W lotnictwie polskim dosłużył się stopnia pułkownika. Szereg lat był polskim attaché lotniczym w Czechosłowacji, następnie w Anglii. Położył duże zasługi przy organizacji polskich dywizjonów lotniczych w Wielkiej Brytanii. Z jego licznych przygód można wymienić przelot nad Atlantykiem na pokładzie słynnego sterowca „Graff Zeppelin” w przeciągu 125 godzin.

++ 15 osób ukończyło kurs kandydatów na pilotów balonowych. Szkolenie odbędzie się w roku bieżącym. Egzamin państwowy na licencję instruktora balonowego (pierwsze tego typu licencje w Polsce po wojnie) zdali czterej kandydaci, znani zawodnicy: Makaruk i Krasicki (z Warszawy), Musioł (z Katowic) i Laszkie-wicz (z Poznania). Wykładowcami oraz instruktorami byli nestorzy sportu balonowego: inż. Z. Burzyński i prof. F. Janik.

++ W lutym odbyło się w Warszawie, pod przewodnictwem prezesa Antosiewicza, posiedzenie Zarządu Głównego Aeroklubu PRL, połączone z naradą prezesów aeroklubów regionalnych. Tematem obrad była działalność Aeroklubu PRL w ub. roku oraz zasadnicze kierunki tegorocznej pracy aeroklubów regionalnych.

++ W marcu odbyła się w Warszawie narada kierowników sekcji szybowcowych aeroklubów i szefów wyzkolenia szkół szybowcowych. Narada miała na celu omówienie zadań i wytycznych szkoleniowych na rok bieżący.

++ W marcu odbył się w centrum szybowcowym w Lesznie 10-dniowy kurs metodyczny dla kandydatów na instruktorów szybowcowych. Kandydaci na instruktorów muszą posiadać 21 lat, średnie wykształcenie, II klasę pilota szybowcowego, 100 godzin wylatanych na szybowcach oraz zdany egzamin teoretyczny przed Państwową Lotniczą Komisją Egzaminacyjną.

++ Aeroklub Wrocławski buduje lotnisko sportowe, gdyż poprzednie ulega likwidacji. Powstanie większy hangar oraz odpowiednie urządzenia lotniskowe. Termin oddania na wiosnę w roku przyszłym.

++ Dowództwo Wojsk Lotniczych i Obrony Przeciwlotniczej Obszaru Kraju przejęło od Muzeum Techniki NOT wystawę — „Pierwszy człowiek w kosmosie”. Wystawa ta, zorganizowana w roku ub. w Warszawie, będzie przez DWL i OPL OK przewożona specjalnym samolotem i eksponowana bezpłatnie w 30 miejscowościach kraju do września br. Równocześnie wyświetlany będzie film o locie Gagarina oraz wygłaszane odczyty.

++ PLL „Lot” zorganizowały spotkanie z Zarządem Klubu Publicystów Lotniczych przy Stowarzyszeniu Dziennikarzy Polskich. W spotkaniu ze strony „Lotu” wzięli udział dyr. J. Krzywicki, kierownik Wydz. Reklamy i Wydawnictw — J. Kobiela oraz rzecznik prasowy S. Orkiszewski. Omówiono zasady współpracy. Wynik narady wyraził już na łamach sympatycznego, popularnego tygodnika „Skrzydłata Polska”. Ukazała się pierwsza wkładka do tego periodyku pt. „Lot-nowiny”, nr 1, marzec 1962 r. W słowie wstępnym redakcja (Dział Reklamy i Wydawnictw PLL „Lot”) zapowiada, że wkładka ukazywać się będzie co miesiąc, informując o najważniejszych wydarzeniach z życia polskich linii lotniczych.

++ Nr 1 „Nowin Lotu” zawiera rys historyczny 1929—1961 r. w 3-języcznej (polsko-angielsko-rosyjskiej) notatce i fotografiach. Ponadto opisano obsługę FIS i wyniki eksploatacyjne „Lotu”. W 1961 r. przewieziono 201,6 tys. pasażerów, tj. o 15% więcej niż w 1960 r., w tym pasażerów zagranicznych 75,5 tys. (wzrost o 23%); przeleciało 7047 tys. km (wzrost o 10%); przewieziono frachtu 4050 ton (wzrost o 15%) — ogółem zaś na przewozach zagranicznych 20%. Liczba lotów zmalała z 11 567 (w 1960 r.) do 7145. Świadczy to o większej pojemności jednostek oraz o lepszym wykorzystaniu sprzętu. Nawiasem można dodać, że wyniki eksploatacyjne „Lotu” przewyższają średnie statystyczne IATY. Samoloty 90 linii lotniczych zrzeszonych w IATA przewiozły w roku ub. 112 milionów pasażerów, tj. o 6% więcej niż w 1960 r.

++ Jak wiadomo, skandynawskie linie lotnicze „SAS” — jako pierwsze na świecie — wprowadziły rezerwację miejsc pasażerskich za pomocą maszyn elektronicznych (obejmujące już 7 krajów). Nasze linie „Lot” nieprędko wprowadzą tę formę postępu technicznego. Tym niemniej Warszawskie Biuro Sprzedaży i Rezerwacji Biletów „Lot” wykonuje w ciągu roku ogromną pracę. W 1961 r. odprawiło: 260 tys. pasażerów, 700 tys. sztuk bagażu osobistego i 1250 tys. przesyłek, poza tym sprzedaje bilety lotnicze do 3500 portów lotniczych całego świata.

++ Na szczecińskim lotnisku pasażerskim rozpoczęto prace remontowo-modernizacyjne. Poddano remontowi hangary i pomieszczenia portowe, podniesiono na wyższy poziom płytę przed hangarem. Port zostanie wyposażony w radziecką aparaturę łączności radiowej.

++ Zrzeszenie 6-poolu (CSA, LOT, Lufthansa, MALEV, TABSO, TAROM) odbyło na Okęcu naradę, poświęconą zagadnieniom usprawnienia przewozów pasażerskich i towarowych na liniach łączących kraje demokracji ludowej.

++ Skandynawskie Linie Lotnicze przyznały honorową odznakę Królewskiego Klubu Wikingów za ub. rok biuru podróży prowadzonemu przez Polaka L. Garczyńskiego w Kanadzie. Jest to wyróżnienie za zasługi w rozwoju turystyki między Płn. Ameryką a Europą.

++ Rada Ministrów uchwaliła Projekt Prawa Lotniczego. Projekt zostanie przedłożony Sejmowi.

++ Z żalobnej karty. W Toruniu zmarł senior lotnictwa polskiego Bolesław Gallus. Był on pilotem jeszcze przed I wojną światową, wyszkolił kilka pokoleń pomorskich lotników. W Warszawie zmarł członek Klubu Seniorów — Zygmunt Wasilewski, dawny elew i oficer 1 Pułku Lotniczego w Warszawie, a potem członek eskadr polskich w Anglii.

Z.

NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

Fizyka obłoków, A. M. Borowikow, I. I. Gajworowski, Je. G. Zak, W. W. Kostariw, I. P. Mazin, W. Je. Minierwin, A. Chrgian, S. M. Szmietier, Gidromietieoizdat, Leningrad, 1961 r., stron 460, cena 1 rb 82 kop.

W monografii — fizyka chmur — zebrano wiadomości o współczesnych badaniach w tej dziedzinie — radzieckich i zagranicznych, o powstawaniu, rozwoju i budowie chmur. Opisano doświadczalne procesy tworzenia chmur, zagadnienia powstawania chmur, mikrostrukturę chmur, procesy makroskopowe tworzenia chmur i klasyfikację ich kształtów. Podano opisy poszczególnych grup chmur — kłębiastych, warstwowych, wysokich warstwowych, i kłębiastych, pierzastych i frontowych, z wyjaśnieniem ich powstawania, mikrostruktury, rozkładu temperatur i wilgotności, burzliwości, zajmowanej wysokości i ruchów powietrza. W osobnym rozdziale rozpatrzono zagadnienie oblodzenia samolotów w chmurach różnych typów, podając również fizyczne warunki oblodzenia. W dalszych częściach książki omówiono też sztuczne oddziaływanie na chmury i mgłę oraz metody obserwacji i badania chmur, ich wysokości, mikrostruktury i innych czynników fizycznych. Opisano metody badań z samolotów, aerostatyczne, fotograficzne i radiolokacyjne. Treść uzupełniono licznymi wykresami, rysunkami, tabelami i fotografiami. Dodano też obszerny wykaz literatury, zawierający 632 pozycje; książka przeznaczona jest dla meteorologów i pracowników lotnictwa.

L. S.

Niemiecko-russkij słowar po dwigatielam wnutrienniewo sgoranja i gazoturbinnym ustanowkam, S. K. Liczak, Głównaja Riedakcja Inostrannyh Nauczno-Tiechnicznych Słowariej Fizmatgiza, Moskwa, 1961 r., stron 319, cena 83 kop.

Niemiecko-rosyjski słownik z zakresu silników spalinowych i turbin gazowych obejmuje około 10 000 niemieckich terminów z zakresu silników i turbin przemysłowych, okrętowych, lotniczych, samochodowo-tractorowych, czołgowych i specjalnych. Terminy zestawiono z książek, prospektów, czasopism i podręczników. Dla ułatwienia włączono w słownik pewną ilość ustalonych zwrotów, utrudniających tłumaczenie. Dodano też pewną ilość najczęściej spotykanych skrótów, oznaczeń literowych oraz nazw zakładów firm, instytucji bezpośrednio związanych z produkcją silników spalinowych i turbin gazowych.

L. S.

Radiolokacjonnyje ustrojstwa, G. B. Biełocierkowski, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 432, cena 1 rb 19 kop.

W książce opisano ogólne zasady pracy, układy elektryczne i konstrukcyjne szczegóły niektórych typów stacji radiolokacyjnych naziemnych i lotniczych o różnym przeznaczeniu. Z naziemnych opisano stacje wykrywające, naprowadzające prowadzenie ognia. Druga część książki rozpatruje stacje radiolokacyjne samolotowe. W kolejnych rozdziałach rozpatrzono właściwości samolotowej aparatury radiolokacyjnej oraz podano opisy i charakterystyki samolotowych radiowysokościomierzy, radiolokacyjnych odległościomierzy, radiolokacyjnych stacji dla nawigacji i bombardowania, stacji przechwytywania i celowania, stacji kierowania gniazdami karabinów i działek na samolotach bombowych, stacji zabezpieczenia tyłu samolotu przed przeciwnikiem oraz stacji zabezpieczających fronty burzowe. Omówiono też niektóre kierunki w zastosowaniu radiolokacyjnej aparatury samolotowej. W treści nie ograniczono się do opisów wybranych wzorów aparatury, lecz rozszerzono wiadomości o nich na podstawie analizy charakterystyk i parametrów stacji, krytycznej oceny i porównania różnych odmian ich schematów i konstrukcji. Treść uzupełniono licznymi wykresami, schematami, rysunkami i fotografiami. Książka przeznaczona jest dla inżynierjno-technicznych pracowników przemysłu.

L. S.

Posobije po projektirowanju awiacionnyh priborow, Ryczałnyje pieriedatczno-mnożitielnyje miechanizmy, T. P. Miedwiediewa-Orłowa, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 88, cena 19 kop.

Jest to zeszyt prac Moskiewskiego Instytutu Lotniczego, zawierający zasady projektowania dźwigniowych mechanizmów przekładniowo-mnożących dla przyrządów lotniczych. Podano ogólne wiadomości o dźwigniowych mechanizmach przekładniowo-mnożących, zasady działania mechanizmów korbowo-łącznikowego, sinusoidalno-krzywkowego, tangencjalno-krzywkowego i wodzikowego. Wyjaśniono też zasady doboru parametrów mechanizmów prze-

kładniowo-mnożących za pomocą wykresów. W uzupełnieniu podano charakterystyki mechanizmów i tabele, niezbędne do obliczeń. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych szkół technicznych oraz inżynierów, projektujących przyrządy pokładowe.

L. S.

Elektriczieskije masziny awiacionnoj awtomatiki, A. I. Biertinow, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 429, cena 1 rb. 3 kop.

W książce podano zasady działania, układy, podstawy teorii i niektóre wiadomości z zakresu projektowania elektrycznych maszyn lotniczych układów automatycznych. Opisano silniki elektryczne indukcyjne, trójfazowe, kondensatorowe, prądnicę liczników obrotów oraz silniki elektryczne dla przyrządów żyroskopowych, silniki elektryczne synchroniczne — magnetoelektryczne i histerezowe. Podano opis lotniczych silników elektrycznych prądu stałego o przeznaczeniu ogólnym i specjalnym, przetwornic lotniczych i transformatorów. W dalszym rozdziale opisane są maszyny indukcyjne w układzie przekładni synchronicznej, przekładnie trójfazowe indukcyjne w układzie z dwiema maszynami, selsyny różnicowe, równoległa praca odbiorników prądu, zasady teorii magnesynów i projektowanie selsynów. W końcowym rozdziale opisano wzmacniacze elektryczne z wzbudzeniem kombinowanym i poprzecznym oraz charakterystyki dynamiczne elektrycznych wzmacniaczy silnikowych. Treść uzupełniono licznymi wykresami, schematami, tabelami i rysunkami. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych technicznych szkół lotniczych.

L. S.

Rasczioty i konstrukcii samolotnyh gidrawliczeskich ustrojstw, T. M. Baszta, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 476, cena 2 rb 2 kop.

Książka zawiera opis konstrukcji, metody obliczeń i analizę podstawowych charakterystyk różnych agregatów i urządzeń instalacji hydraulicznych, z uwzględnieniem właściwości cieczy roboczych. Podano wiadomości o lepkości kinematycznej, mechanicznych i chemicznych właściwościach olejów oraz podstawowe wiadomości z teorii hydrauliki przewodów dla cieczy. Opisano pompy i hydrauliczne silniki, podstawowe zagadnienia teorii agregatów obrotowych, pompy i silniki tłokowe, pompy łopatkowe, pompy typu kół zębatych, zasady odciążania pomp i zagadnienia pulsacji strumienia cieczy. Przedstawiono też zagadnienia napędów hydraulicznych o działaniu obrotowym, napędy typu różnicowego oraz sprawność tego typu napędów. Osobno zostały opisane poszczególne zespoły agregatów hydraulicznych, jak cylindry robocze dla ruchu posuwistego i obrotowego, zasady ich obliczania oraz ich zamki mechaniczne do blokowania tłoków, urządzenia rozdzielające, jak zawory, urządzenia suwakowe cylindryczne i płaskie, urządzenia rozdzielcze przełącznikowe, zawory bezpieczeństwa i redukcyjne, urządzenia dławiące, akumulatory hydro-pneumatyczne, urządzenia uszczelniające zespołów o ruchu posuwistym i obrotowym, uszczelnienia nieruchome dla temperatur niskich i wysokich. Dalszy podział zawiera opis przewodów i agregatów pomocniczych, jak przewody giętkie, połączenia przewodów i zbiorniki dla cieczy. Przedstawiono też urządzenia hydrauliczne śledzące, ich układy z silnikami hydraulicznymi, stateczność układów śledzących i wzmacniaczy hydraulicznych, zasady rozmieszczenia wzmacniaczy hydraulicznych na samolocie oraz urządzenia awaryjne. W ostatnim rozdziale omówiono zagadnienia filtrowania cieczy, teorię filtrowania wraz z obliczaniem filtrów oraz podstawowe typy filtrów. Treść uzupełniono ponad 320 rysunkami, schematami i wykresami. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników biur konstrukcyjnych i wydziałów produkcyjnych.

L. S.

Sowriemiennyje sriedstwa awarijnowo pokidanja, samolota, S. M. Aleksiejew, Ja. W. Bałkind, A. M. Gierszkowicz, W. S. Jariemin, A. S. Powickij, N. Ł. Umanski, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 452, cena 1 rb 50 kop.

W książce podano krótki przegląd rozwoju środków ratowania załogi samolotu w wypadkach awaryjnych, opisano współczesny stan rozwoju tych urządzeń i przytoczono podstawowe wiadomości projektowania i obliczania takich urządzeń. Podano ogólne wiadomości o współczesnych urządzeniach ratunkowych załogi samolotu w wypadkach awaryjnych, przyczynach zastosowania wyrzucanych foteli, zasadach konstruowania i podstawowych elementach konstrukcji wyrzucanych foteli, układach sił działają-

cych na pilota w czasie wyrzucania z kabiny i opis przebiegu awaryjnego opuszczania kabiny nowoczesnego samolotu. Rozpatrzone też zagadnienie specjalnego ubrania, urządzeń mocujących do fotela i spadochronu i opisano układ sterowania fotelem. W dalszej części rozpatrzono elementy ruchu wyrzucanego pilota, zasady obliczania spadochronu i poszczególne fazy ruchu pilota z fotelem i ruchu pilota ze spadochronem, mechanizmy odstrzelające fotel i urządzenia pirotechniczne, zasady obliczenia toru ruchu wyrzucanego fotela z uwzględnieniem sił aerodynamicznych, wyrzucanie fotela w różnych stanach lotu samolotu oraz zasady obliczania stateczności ruchu wyrzucanego fotela. W osobnym rozdziale podano zasady wyznaczania działających na wyrzucany fotel sił aerodynamicznych, sił działających na ciało pilota oraz obciążeń pasów i zamków. Omówiono też zagadnienia ratowania załóg przy prędkościach na dużych i małych wysokościach, urządzenia wysokościowe i skafandry oraz metody badania foteli, spadochronów, ubiorów i urządzeń pomocniczych. Treść uzupełniono licznymi wykresami, schematami, rysunkami i fotografiami. Książka przeznaczona jest dla inżynierów przemysłu lotniczego oraz pracowników technicznych eksploatacji i załóg latających.

L. S.

Niekotoryje woprosy issledowanija kolebanij w awiacionnyh dwigatelach, sbornik statiej pod ried. G. S. Skubacziewakawo, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 163, cena 82 kop.

Jest to zeszyt nr 136 prac Moskiewskiego Instytutu Lotniczego. Zawiera on sześć prac z zakresu badania drgań w silnikach lotniczych o następującej tematyce: K. A. Kriukowa — Wpływ konstrukcyjnych parametrów na krytyczne prędkości układu wirnik-korpus-zawieszenie silników turbodrzutowych; K. A. Kriukowa — O wyznaczeniu dynamicznej podatności wirników lotniczych silników turbodrzutowych; D. W. Chronina — Obliczanie krytycznej liczby obrotów wałów turbin z uwzględnieniem odkształcania dysków i łopatek; Czżan Cze-Weń'a — Drgania giętkie obracającego się wirnika na sprężysto-tłumiącym oparciu; W. F. Stolarowa — Drgania nie wyważonego wirnika na sprężysto-tłumiącym oporach; i M. Je. Lewita, Ju. A. Kołosowa, W. P. Rojżmana — Wyważanie sprężystych wirników turbin. W pięciu pierwszych pracach dane są wyprowadzenia podstawowych zależności matematycznych i przykłady praktycznych obliczeń. W ostatniej pracy dano teoretyczne podstawy wyważania oraz opis stanowiska do wyważania, metody wyważania oraz rozpatrzenie wyników wyważania. Książka przeznaczona jest dla specjalistów zajmujących się zagadnieniami drgań, może być też wykorzystana przez studentów wyższych szkół technicznych.

L. S.

Woprosy aerodinamiki niesuszczich wintow wiertolotow, sbornik statiej pod ried. I. P. Bratuchina, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 142, cena 71 kop.

Jest to zeszyt nr 142 prac Moskiewskiego Instytutu Lotniczego, omawiający zagadnienia aerodynamiki nośnych wirników śmigłowców. Na treść tego zeszytu składają się trzy prace: F. P. Kuroczkina — Aerodynamiczne badania śmigieł dla śmigłowca-samolotu dla stanu lotu w zawisie; Wan Szi-cun'a — Uogólniona teoria wirowa nośnego wirnika śmigłowca, oraz W. I. Szajdakowa — Badania stanów pionowego schodzenia śmigłowca. W pierwszej pracy podano opis badań tunelowych śmigieł o rozmaitej liczbie łopatek, przeznaczonych dla śmigłowca-samolotu (rotodyny). Wyniki badań zebrano i przedstawiono w formie użytkowych wykresów. W drugiej pracy przedstawiono wirową teorię wirnika nośnego, podano szereg zależności matematycznych oraz wyprowadzono wzory użytkowe. W załączonym dodatku podano rozwiązania trudniejszych zależności całkowitych oraz dla występujących funkcji szereg wykresów, ułatwiających obliczenia. W trzeciej pracy podano schematy opływów około wirnika, fotografie przepływów w tunelu, układy sił na łopatach wirnika oraz zasady obliczania występujących wielkości. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i technicznych pracowników przemysłu lotniczego, może być też wykorzystana przez studentów wyższych szkół technicznych.

L. S.

Konstruowanija elementow dietalej i uzłow awiacionnyh dwigatielej, Ju. M. Nikitin, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 288, cena 76 kop.

W książce przedstawiono liczne przykłady rozwiązań konstrukcyjnych, stosowanych przy projektowaniu części i zespołów silników lotniczych. W każdym rozdziale podano na wstępie wskazówki ogólne, następnie rozpatrzono ogólnie możliwości konstrukcyjnych rozwiązań i wskazówki. W poszczególnych rozdziałach zamieszczono wiadomości o konstruowaniu elementów lanych, obra-

bianych mechanicznie i o zespołach spawanych, podano metody wzajemnego centrowania i pasowania części i zespołów, zasady wzajemnego mocowania części i zespołów, zapewnienie szczelności styków i uszczelnień, omówiono zasady przekazywania momentu skręcającego. Przedstawiono też zasady konstruowania szczegółów elementów i zespołów wykonywanych z blach, opisano połączenia gwintowe i metody ich zabezpieczania przed zluźnianiem się, oraz zasady konstruowania łożysk oporowych dla elementów szybkoobrotowych i dla wałów. Omówiono też zagadnienie i sposoby zwiększenia wytrzymałości elementów. Dołączono również tematyczny wykaz elementów konstrukcji, ułatwiający wybór poszukiwanych szczegółów i typów rozwiązań konstrukcyjnych. Treść uzupełniono licznymi rysunkami. Książka jest podręcznikiem szkolnym, ułatwiającym opracowanie projektów silników lotniczych, może być też wykorzystana przez pracowników biur konstrukcyjnych.

L. S.

Issledowanija ustalosti i dlitelnoj staticzeskoj procznosti aluminijewych spławow, pod. ried. S. W. Sieriensiena, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 100, cena 51 kop.

Jest to zeszyt nr 51 prac Moskiewskiego Technologicznego Instytutu Lotniczego. Zawiera on sześć prac z zakresu wytrzymałości zmęczeniowej stopów aluminiowych o następującej tematyce: N. A. Borodina, Je. W. Giacintowa, M. N. Stiepnowa — Mechaniczne własności stopów aluminiowych D16 i W95 w związku z technologią wykonania z nich półfabrykatów; Je. W. Giacintowa, M. N. Stiepnowa — Własności zmęczeniowe stopu aluminiowego stosowanego przy wykonaniu łopat śmigłowców; Je. W. Giacintowa, M. N. Stiepnowa, W. P. Kogajewa — Wpływ skupienia naprężeń na wytrzymałość zmęczeniową stopu aluminiowego W95; N. A. Borodina — Wpływ skupienia naprężeń na długotrwałą wytrzymałość statyczną stopu aluminiowego W95; N. A. Borodina — Metodyka wyznaczenia długotrwałej wytrzymałości statycznej materiałów; i G. T. Iwanowa, W. S. Strielajewa — Badanie mechanicznych własności stopów aluminiowych przy ścisnieniu. W czasie badań stosowano statyczne metody odczytów wyników, umożliwiające dokładniej ocenić wyniki badań. Książka przeznaczona jest dla pracowników instytutów, inżynierów i techników produkcji.

L. S.

Spławy na osnowie tugoplawkich sojedinenij, G. W. Samsonow, K. I. Portnoj, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 304, cena 1 rb 54 kop.

W książce przedstawiono drogi poszukiwań stopów o podstawie połączeń trudno topliwych, ich własności fizyczno-mechaniczne i chemiczne oraz technologię wykonania. Podano też technologię wykonania z nich przedmiotów. Opisano podwójne metalopodobne stopy trudno topliwe oraz stopy wielskładnikowe i stopy trudno topliwe niemetalowe dwu- i wielskładnikowe. Przedstawiono też metody wykonywania pokryć ochronnych o podstawie z trudno topliwych połączeń oraz podano opis zastosowania trudno topliwych stopów w przemyśle, jako materiałów żaroodpornych, twardych, wytrzymałych na zużycie, elektro- i radiotechnicznych oraz chemicznie wytrzymałych. W uzupełnieniu podano wykaz podwójnych i potrójnych połączeń trudno topliwych. W skład opisanych połączeń wchodzi głównie bor, azot, węgiel i krzem. Opisy podano w formie bardzo zwartej, dlatego też wykresy stanu faz opisane są bardzo krótko. Treść uzupełniono licznymi wykresami stanów fazowych układów oraz tabelami, rysunkami i fotografiami wykonywanych przedmiotów. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i technicznych pracowników zakładów metalurgicznych i zakładów budowy maszyn.

L. S.

Awtomaticzeskoje riegulirowanije awiawdigatielej, sbornik statiej pod ried. A. A. Szewiakowa, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 136, cena 66 kop.

Jest to trzeci tom prac z zakresu automatycznej regulacji silników lotniczych. Tom ten zawiera dziewięć prac o następującej tematyce: G. P. Stiepanowa, Ju. N. Kulikowa — Badanie dynamicznych charakterystyk nadajników temperatury w zamowanym strumieniu powietrza; W. A. Bodniera, Ju. A. Riazanowa — Zagadnienie syntezy schematów samostrojących się układów regulacji turbodrzutowych silników; A. A. Szewiakowa, R. W. Jakowlewej — Zagadnienie automatycznego sterowania zespołem energetycznym; N. P. Kołpakowej, S. I. Rybnikowa — Metoda doboru układu i parametrów regulatorów; N. P. Kołpakowej — Wyznaczenie zależności sterowania rozpędzaniem turbodrzutowego silnika; W. I. Nowikowa — Doświadczalne wyznaczenie dynamicznych własności silników turbodrzutowych jako ogniwa w układzie automatycznego sterowania lotem; W. I. Nowikowa — Silniki turbodrzutowe jako ogniwo w układach automatycznego sterowania samolotem; J. F. Judina — Równoważność różnych

zamkniętych układów regulatorów statecznej pracy sprzężarek; i O. B. Własowa Własiuka — Przekształcanie sygnałów przy modelowaniu dynamicznych własności silników turbodoładowanych. Książka przeznaczona jest dla specjalistów, zajmujących się zagadnieniami automatycznego sterowania lotniczymi zespołami napędowymi. L. S.

Nagrewienie przy dwiżeniu s bolszimi swierchzrukowymi skorostiami, G. I. Sacharow, W. W. Andriejewskij, W. Z. Bukriejew, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 108, cena 30 kop.

W pracy tej rozpatrzono zagadnienia aerodynamicznego nagrzewania powierzchni aparatów latających oraz zagadnienie bariery cieplnej jak również wpływu nagrzewania pokrycia na konstrukcje lotnicze. Podano zasady obliczania temperatur pokrycia przy ustalonej i nie ustalonej wymianie ciepła, obliczenia temperatur w przednich krytycznych punktach, wpływu kształtu ciała na wymianę ciepła, wpływu szorstkości powierzchni na aerodynamiczne nagrzewanie i wpływu dysocjacji powietrza przy większych liczbach Macha na temperaturę pokrycia. Omówiono też metody zwalczania nagrzewania aerodynamicznego za pomocą izolacji, grubszego pokrycia, wewnętrznego chłodzenia. Opisano też układy chłodzenia metodami wypacania i wymiany medium. W dodatku rozpatrzono w osobnym rozdziale zagadnienie opływu stożka strumieniem naddźwiękowym, dając liczne wykresy i tabele zależności poszczególnych parametrów opływu. W drugim dodatku podano praktyczne wykresy i tabele dla obliczania temperatur pokrycia. Załączono wykaz 35 pozycji literatury. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych szkół technicznych, może być też wykorzystana przez inżynierów biur konstrukcyjnych. L. S.

Stabilizacja letatielnych aparatów i awtopłoty, W. A. Bodnier, M. S. Kozłow, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 503, cena 1 rb. 21 kop.

W książce rozpatrzono teorię, zasady budowy, specjalne własności urządzeń i zastosowanie układów automatycznego sterowania lotem aparatów latających. Podano opisy zasad działania różnych typów pilotów automatycznych, teorii automatycznego sterowania ruchem środka mas samolotu, teorii automatycznego sterowania ruchami kątowymi, teorii automatycznego sterowania prędkością lotu samolotu, budowy i podstawowych schematów pilotów automatycznych, zasad programowego pilotowania automatycznego, teorii półautomatycznych układów sterowania. Opisano też zasady automatycznego naprowadzania samolotu na cel na ziemi, automatycznego naprowadzania samolotu myśliwskiego na cel w powietrzu, automatycznego sterowania samolotem przy podejściu do lądowania, lądowaniu i starcie. W ostatnim rozdziale rozpatrzono bezwładnościowe układy sterowania aparatami latającymi oraz układy sterowania z bezwładnościowym koordynatorem. Treść uzupełniono licznymi wykresami, schematami i rysunkami. Książka przeznaczona jest dla inżynierów specjalnych biur konstrukcyjnych oraz studentów wyższych szkół technicznych. L. S.

Problemy wysokich temperatur w awiacyjnych konstrukcjach, sbornik statiej pod ried. G. W. Użika, Izdatelstwo Inostrannoj Literatury, Moskwa, 1961 r., stron 596, cena 2 rb. 62 kop.

Wydany zbiór prac oparty jest na materiałach dwu książek wydanych w USA. Pierwsza — High temperature effects in aircraft structures, z roku 1958 — została przetłumaczona w całości, z drugiej Theory and experiment in the solution of structural problems of supersonic aircraft, z roku 1956, wzięto pięć prac, tworząc w ten sposób wydanie rosyjskie zawarte w jednym tomie. W zbiorze tym opisano szczegółowo zagadnienia rozkładów temperatur i wymiany ciepła w tych miejscach konstrukcji, które podlegają nagrzewaniu aerodynamicznemu. W poszczególnych pracach opisano oddziaływanie zewnętrznych źródeł ciepła, proces rozchodzenia się ciepła w konstrukcji, materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych pracujących przy wysokich temperaturach, materiały konstrukcyjne niemetalowe stosowane przy wysokich temperaturach, zagadnienia pełzania i relaksacji naprężeń w pokryciach cienkościennych, zagadnienia zmęczenia materiałów konstrukcyjnych w wysokich temperaturach, zagadnienia naprężeń termicznych i wywołana nimi utrata stateczności. Rozpatrzono też zagadnienie krótkotrwałego pełzania w konstrukcjach, metody przybliżonych obliczeń konstrukcji przy występowaniu umiarkowanych odkształceń pełzania, wpływu nagrzewania aerodynamicznego na zjawiska aerospężystości, rozkładu temperatur na modelach skrzydła i doświadczalne metody badania konstrukcji przy wysokich temperaturach. Podano też obszerny wykaz literatury oraz wykazy literatury dla każdej pracy z zakresu termosprężystości. Książka przeznaczona jest dla pracowników instytutów lotniczych oraz inżynierów biur konstrukcyjnych. L. S.

Swarka cwietych mietalłow i spławow, sbornik statiej pod ried. D. S. Bałkowca, M. W. Popławko, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 160, cena 89 kop.

W zbiorze tym umieszczono cztery prace omawiające zagadnienia spawania stopów aluminiowych, magnezowych, tytanowych i stopów miedzi, przede wszystkim w atmosferze gazów obojętnych. W pracy M. W. Popławko i I. N. Gierasimienko — Osobliwości technologii spawania stopów aluminiowych — omówiono gatunki stopów aluminiowych, przeznaczonych do konstrukcji spawanych, spawalność stopów aluminiowych oraz własności połączeń spawanych wykonanych różnymi metodami. W pracy B. W. Szpagina — Spawalność i technologia spawania stopów magnezowych — omówiono właściwości spawania stopów magnezowych i ich spawalność, topniki i pokrycia stosowane do spawania stopów magnezowych i technologii spawania stopów ciągnionych i odlewów w czasie usuwania wad spawalniczych. W pracy M. W. Popławko, N. N. Manujłowa i L. A. Gruzdiewej — Spawanie stopów tytanowych — rozpatrzono spawalność tytanu i jego stopów, technologię spawania, obróbkę cieplną przedmiotów spawanych oraz wpływ składników stopowych na własności spawalnicze. Praca M. W. Popławko i L. G. Striżewskiej — Spawalność i technologia spawania stopów miedzi — omawia własności spawalnicze miedzi i osobliwości spawania, wpływ składników stopowych na spawalność miedzi, technologię spawania miedzi i jej stopów w atmosferze gazów obojętnych i spawanie stopów miedzi z innymi metalami. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i technologów zakładów wykonujących spawania wymienionych stopów. L. S.

Zagotowitielno-sztampowocznyje raboty w samolostrojenii A. I. Groszkiw, Ju. Ł. Zasławskij, N. I. Garbienio, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 556, cena 1 rb 37 kop.

W książce zebrano podstawowe wiadomości o przygotowaniu produkcji i metodach projektowania procesów technologicznych i oprzyrządowania w wydziałach prac przygotowawczych i wydziałach tłoczenia. Podano podstawowe wiadomości o przygotowaniu produkcji samolotów, o zamienności w budowie samolotów i metodach jej zapewnienia, metodzie rysunków płytowych, klasyfikacji i przeznaczaniu szablonów. Rozpatrzono charakterystyki prac przygotowawczych i tłoczących w budowie samolotów, wykonanie elementów płaskich z blach, procesy cięcia i rozkroju części metodą wycinania na wykrojnikach, gięcie części samolotu z blach, wykonanie pokrycia samolotu i technologiczne klasyfikacje pokryć oraz wykonanie elementów samolotu metodami obciążania i wyoblania. Przedstawiono też metody wykonania elementów samolotu na młotach opadowych, metody fazowania, odsadzania i wytłaczania, metody wykonania części z blach za pomocą formowania stemplem, ciecżą i gumą, metody wykonania części z profili i rur, wykonanie elementów z materiałów niemetalowych. Osobno omówiono zasady projektowania, wykonania i użytkowania oprzyrządowania do tłoczenia oraz zasady projektowania procesów technologicznych prac przygotowawczych i tłoczących, zasady przygotowania dokumentacji technologicznej i normowania zużycia materiałów. Rozpatrzono też w książce środki mechanizacji i automatyzacji procesów technologicznych i prace ręczne; wykończeniowe, w produkcji małej i średnioseryjnej. Treść uzupełniono licznymi wykresami, schematami, tabelami i rysunkami. Książka przeznaczona jest dla technologów, mistrzów i pracowników zakładów produkcji lotniczej. L. S.

Technologiczieskie metody powyszienia kaczistwa dietalej i uziłow awiadwigatielej, sbornik statiej, ried. M. I. Jewstigniejew, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 148, cena 77 kop.

Jest to zeszyt nr 140 prac Moskiewskiego Instytutu Lotniczego. W zbiorze tym podane są wyniki badań doświadczalnych wpływu czynników technologicznych na jakość sprzętu. Zawarte w tym zbiorze siedem prac omawia następujące zagadnienia: Podziej i Sieriebriennikow — Regulacja ostatecznych naprężeń nagrzewaniem całkowitego przekroju elementów z kolejnym szybkim chłodzeniem, Łoginow — Zagadnienie regulacji ostatecznych naprężeń w warstwie powierzchniowej stopów tytanowych, Nowikow — Wyznaczenie skutecznej mocy źródeł ciepła przy badaniu pola temperatur w szlifowanym metalu, Bolszich — Metodyka wyznaczania dynamicznych obciążeń w maszynach wywołujących drgania w czasie badania zmęczenia próbek materiałów i elementów silników, Sulima, Jewstigniejew i Rachmarowa — Badanie wpływu technologicznych czynników na wytrzymałość zmęczeniową stopów żaroodpornych przy obciążeniach o dużej częstotliwości, Cukanow — Podcięcie podstawy zęba w zewnętrznych kołach zębatych naciętych zębatką, Lewit, Kołosow — Zagadnienia usunięcia drgań silników lotniczych. Treść uzupełniona jest tabelami, wykresami, schematami, rysunkami i fotografiami. Książka przeznaczona jest dla pracowników instytutów i inżynierów biur konstrukcyjnych. L. S.

HYDROAEROMECHANIKA

536.243:533.6.011.6

ILot

Spalding D. B.: The theory of melting ablation, with vaporisation, gas-phase chemical reaction, surface pyrolysis and transient effects. Teoria ubytku przez topienie, z parowaniem, reakcją chemiczną gazo-fazową, pyrolizą powierzchniową i zjawiskami przejściowymi. Aero Quart., sierp. 1961, t. 12, cz. 3, s. 237—274, rys. 10, ods. 15.

Zastosowano technikę teorii transportu masy dla przepowiadania szybkości ubytku; do wykresów składu entalpii wprowadzono własności materiału i określono stan krytyczny w postaci pierwiastka pojedynczego równania nieliniowego, uwzględniającego własności materiału. Rozpatrzono ubytek trwały i nietrwały. Dokonano porównania z metodami Suttona, Bethe'a i Adamsa i Leesa.

J.N.

533.697.3

ILot

Morgan P. G., Saunders A.: The production of peaked velocity profiles. Wytwarzanie wybrzuszonych profili prędkości. J. roy. aero. Soc. sierp. 1961, t. 65, nr 608, s. 572—574, rys. 5, ods. 5.

W wielu zastosowaniach ma duże znaczenie wymuszenie profilu prędkości przepływu w przewodzie o danym przekroju poprzecznym. Opisano doświadczenia, w których wymuszano (sterowano) tworzenie się różnych profili prędkości oraz zbadano wpływ kształtu profilu na własności przepływu. Dla otrzymania żądanych profili montowano w przewodzie odpowiednie siatki z tkaniny.

J.N.

533.6.015.3:533.695.6

ILot

Mello J. F., Sivier K. R.: Supersonic induced rolling-moment characteristic of cruciform wing body configurations at high angles of attack. Charakterystyka naddźwiękowego indukowanego momentu przechyłowego układów kadłub — skrzydło krzyżowe przy dużych kątach natarcia. Aerospace Engng., 1961, t. 20, nr 7, s. 20—21, 44, 45, 48, 50, 51, rys. 15, ods. 8.

Otrzymano dane dla współczynników momentu przechyłowego, współczynników siły normalnej skrzydła płytowego i współczynników środka ciśnienia wzdłuż rozpiętości skrzydła płytowego. Znalaziono, że zasadniczą przyczyną indukowanych momentów przechyłowych jest wzajemne oddziaływanie układów wirów spływających kadłuba z przyczepionymi płaszczyznami nośnymi

J. N.

533.652.6:533.6.015

ILot

A. Harrach R. C. Kwiatkowski S. F.: A new look at V/STOL flying qualities. Nowe spojrzenie na własności lotne samolotu o pionowym lub krótkim starcie i lądowaniu. Aerospace Engng., 1961, t. 20, nr 7, s. 22—23, 86—92, rys. 18, ods. 6.

Ustalenie podstawowych parametrów, mających wpływ na opinię pilota samolotu o pionowym lub krótkim starcie i lądowaniu. Wprowadzono próbne kryteria stateczności dla oceny przez pilota, oparte na podstawowej charakterystyce dynamicznej, a nie jako funkcje ciężaru lub bezwładności samolotu. Przedyskutowano również wpływ sprzężenia sterowania poprzecznego na opinię pilota.

J.N.

621.396.933:621.317.083.7

ILot

Emmett D. W.: Communications and telemetry for aircraft trials. Łączność i telemetria dla prób samolotów. Brit. Commun. & Electronics, 1961, t. 8, nr 9, s. 674—678, rys. 4.

Opisano urządzenia naziemne, które mogą być użyte dla ułatwienia napiływania danych i obchodzenia się z danymi telemetrycznymi w celu zmniejszenia kosztów procedury badania.

J. N.

ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE W KONSTRUKCJACH LOTNICZYCH

629.19.01-419:623.451:629.136.3

ILot

Foral R. F.: Sandwich construction for primary structure of ballistic missile and space vehicles. Konstrukcja przekładkowa dla podstawowej konstrukcji pocisków balistycznych i statków kosmicznych. Aerospace Engng., 1961, t. 20, nr 7, s. 24—25, 93—99, rys. 10, ods. 10.

Przy studiowaniu możliwości zastosowania konstrukcji przekładkowej dla pojazdów na paliwo ciekłe rozważono rodzaje materiałów, metody łączenia, sposób wykonania, doгляд, obchodzenie się oraz naprawę. Zbadano zachowanie się przekładkowego cylin-

dra przy gięciu, ściskaniu i ścinaniu, przy ciśnieniach wewnętrznych i zewnętrznych oraz w zależności od temperatury; kilka projektów przekładkowych porównano z projektami nie zawierającymi konstrukcji przekładkowej — pod kątem stosunku wytrzymałość/ciężar.

J. N.

533.6.013.42

ILot

Hancock G. J.: The static aerolastic deformation of slender configurations: Pt. 1 — Some elementary concepts of static deformation. Statyczne aerosprężyste odkształcenie układów smukłych:

Część I. Kilka podstawowych koncepcji odkształcenia statycznego. Aero. Quart., sierp. 1961, t. 12, nr 3, s. 293—308, rys. 7, ods. 1.

Rozważono statyczną aerosprężystość zwykłego samolotu w odniesieniu do prostych modeli, a następnie rozszerzono dyskusję do scalonej konfiguracji, kadłub, skrzydło, usterzenie. Istnieje największa prędkość, przy której można zapewnić sterowanie; przy prędkościach bliskich tego krytycznego warunku ogólne odkształcenie i siły sterowania stają się duże.

J. N.

629.13.012:620.1.08

ILot

Knewstubb G. F. N., Roberts D. R.: Data logging and processing equipment for aircraft structural testing. Urządzenie zapisujące dane i obrabiające je — przy badaniu konstrukcji samolotu. Brit. Commun. & Electron., 1961, t. 8, nr 9, s. 668—672, rys. 6, ods. 1.

W opisanym systemie stosuje się wielką liczbę przetworników oraz informację cyfrową w postaci tablic lub dziurkowanej taśmy.

J. N.

AERODYNY ICH CZĘŚCI I OSPRZĘT

629.135.45.004.12:656.7.08

ILot

Le Sueur H. E.: The certification of civil transport rotorcraft with particular reference to multi-engines. Certyfikacja cywilnego transportowego wiroplata ze specjalnym uwzględnieniem wiroplata wielosilnikowego. J. roy. aero. Soc. sierp. 1961, t. 65, nr 608, s. 553—568, rys. 10, tabl. 5.

Dyskutuje się kilka problemów certyfikacji i bada się analizy dawniejszych wypadków śmigłowców. Rozdziały są następujące: wpływ uszkodzeń silnika na start i lądowanie, podwyższenie mocy dla polepszenia przelotu podróznego; mocy dla nagłych przypadków; wymagania odnośnie osiągnięć; niezawodność mechaniczna; niezawodność transmisji; dyskusja.

J. N.

629.135.45:629.13.053.2

ILot

Trials of an experimental low airspeed indicator for helicopter. Próby doświadczalnego wskaźnika małych prędkości dla śmigłowców. ARC Curr. Pap., nr 536, 1961, s. 7, rys. 11.

Potrzeba pomiaru małych prędkości lotu, odczuwana przy badaniach w locie śmigłowców, doprowadziła do opracowania w A&AEE (Doświadczalnym Instytucie Lotnictwa i Uzbrojenia) wskaźnika małych prędkości, przewidzianego do pracy w strumieniu zawirnikowym. Przyrząd mierzy wielkość i kierunek wypadkowego przepływu pod wirnikiem i wydziela składową poziomą, będącą w przybliżeniu równą prędkości lotu do przodu śmigłowca. Wyniki lotów cechujących pokazane są dla lotu poziomego, wznoszenia i opadania.

Podczas ograniczonych prób przyrząd działał zadowalająco przy prędkościach lotu do przodu bliskich zeru, jednak ograniczenia, odnoszące się do śmigłowca, nie pozwoliły dokonywać opadań z prędkościami do przodu poniżej ok. 5—7 węzłów.

R. W.

533.691.155

ILot

Laminar flow control. Sterowanie przepływem nieburzliwym. In-teravia, 1961, t. 16, nr 8, s. 1101—1104, rys. 13.

Sprawozdanie z pracy firmy Northrop Corp. (USA) nad osiągnięciami skrzydeł laminarnych ze znaczną powierzchnią zasysającą. Dla dokonania badań przewidziano dwa zmodyfikowane samoloty Douglas B-66, które mają być gotowe do badań w locie w 1963 roku. Za pomocą wykresów: obciążenie/zasięg lub koszt-zasięg przedstawiono kilka teoretycznych korzyści zastosowania sterowania przepływem nieburzliwym.

J. N.

Fiorini V.: Studio di un rotare a reazione per elicottero a getto distribuito lungo il bordo d'uscita della pala (jet flaps). **Studium wirnika napędzanego za pomocą kłapy strumieniowej.** Aërotecnic, kw. 1961, t. 41, nr 2, s. 81—87, rys. 7, ods. 6.

Bada się możliwość zastosowania kłapy strumieniowej do wirnika śmigłowca. Używając danych doświadczalnych, badano rozkład prędkości indukowanej dla wirnika w locie zawisowym i ustalono aerodynamiczną bieżunową dla różnych wartości charakterystycznego parametru strugi odrzutowej.

Ocena liczbową wykazuje wzrost współczynnika ciągu o 76% i współczynnika momentu o 25% w porównaniu ze zwykłym wirnikiem z napędem odrzutowym, przy współczynniku 0,1 kłapy strumieniowej. J. N.

SILNIKI LOTNICZE

621.745.561:621.45

ILot

Klaczkin A. L., Korszyn I. A.: Wlijanje paramietrow dwuchkonturnosti na udielniju tjagu i udielnij raschod topliwa DTRD. **Wpływ parametrów dwuprzepływowości na jednostkowy ciąg i jednostkowe zużycie paliwa w dwuprzepływowym silniku turbino-odrzutowym.** Izv. Wys. Uczieb. Zaw. Awiac. Tiechn. 1961, nr 3, s. 100—112, rys. 6, ods. 1.

W pracy otrzymano względnie proste wzory, umożliwiające otrzymanie najkorzystniejszych wartości parametrów dwuprzepływowości przy różnych metodach rozdziału wydatków i energii między przepływami. Opracowane przez autora nomogramy pozwalają wybrać obliczeniowe wartości parametrów dwuprzepływowości turbino-odrzutowych silników dwuprzepływowych. J. K.

621.438:621.454

ILot

Dupin J.: Weiterentwicklung der Strahlturbinen-Staustrahlrohr-Kombination und ihre Verwendung im Überschallverkehr. **Dalszy rozwój połączenia odrzutowego silnika turbino-odrzutowego z silnikiem strumieniowym i jego zastosowanie w komunikacji naddźwiękowej.** Luftfahrttechnik, 1961, r. 7, nr 7, s. 213—216, rys. 9.

Przedyskutowano możliwe modyfikacje odmiany silnika zastosowanego w samolocie „Griffon” firmy Nord-Aviation, w którym do silnika turboodrzutowego doczepiono silnik strumieniowy. Zastosowano wspólny wlot i wspólną dyszę wylotową. Proponowany program rozwojowy zawiera zmienną geometrię wlotu i dyszę wylotową zbieżno-rozbieżną. Podano kilka wykresów dla porównania zużycia paliwa dla zwykłego silnika turboodrzutowego, silnika dwuprzepływowego i silnika-kombinacji. J. N.

621.517.4

ILot

Friedorow R. M.: O granice ustojczywoj raboty stupieni osiewowo kompressora. **O granicy statecznej pracy stopnia sprężarki osiowej.** Izv. Akad. Nauk SSSR, ONT, Energi. Awtom., 1961, nr 1, s. 81—90, rys. 7, tabl. 1, ods. 7.

Autor analizuje powstawanie zakłóceń statecznej pracy stopnia sprężarki osiowej, związanych z gwałtownym spadkiem pracy stopnia przy zmniejszaniu wydatku powietrza. W artykule rozważane jest zagadnienie określenia granicy statecznej pracy stopnia w przypadku, kiedy znany jest jeden punkt na tej granicy. J. K.

621.226.3.536

ILot

Bodunow M. N.: Issledowanie miestnykh koefficientow tieplotodaczii turbinnykh łopatok pri razlicznykh ugłach ataki. **Badanie lokalnych współczynników odprowadzenia ciepła łopatek turbiniowych przy różnych kątach natarcia.** Izv. Wys. Uczebn. Zaw. Awiac. Tiechn., 1961, nr 2, s. 78—93, rys. 10, tab. 2, ods. 10.

Artykuł omawia wyniki badań lokalnych współczynników odprowadzenia ciepła z łopatek turbiniowych. Doświadczalnie dotychczas dwóm odmian palisad turbiniowych. Uzyskane dane zwiększają zasób wiadomości, dotyczących doświadczalnego określenia miejscowych współczynników odprowadzenia ciepła. J. K.

LOTNISKA

629.139.85

ILot

Schön K.: Bemessungsmethoden starrer und flexibler Flugplatzdecken und deren Beanspruchungen durch Düsenflugzeuge. **Metody pomiaru sztywnych i podatnych pasów lądowania oraz ich naprężenia pod samolotami odrzutowymi.** Deutsche Flugtechnik, 1961, r. 5, nr 7, s. 273—280, rys. 12, ods. 9.

Po przedyskutowaniu natury trwałych i uderzeniowych obciążeń giętkich (nawierzchnie bitumiczne) i sztywnych (beton) dróg startowych, rozważono szczególne efekty pochodzące od samolotów odrzutowych. Za pomocą wykresów pokazano rozkłady temperatury powierzchniowej i podpowierzchniowej oraz szybkość zmiany temperatury dróg startowych z betonu. Wysokie temperatury powodują miejscowe wysuszenie i łuszczenie się betonu. Opisano zastosowanie metod gruntu dla pomiaru siły nośnej nawierzchni. Podano krzywe naprężeń dla obciążeń, spowodowanych przez różne przekroje opon. J. N.

MATERIAŁY, ICH WŁAŚNOŚCI I BADANIA

621.892.097.3

ILot

Pearson J. W., Waight F. H.: Die Entwicklung synthetischer Schmierstoffe für die moderne Luftfahrt. **Rozwój smarów syntetycznych dla nowoczesnego lotnictwa.** Erdöl u. Kohle, 1961, r. 14, nr 7, s. 27—37, rys. 18, tabl. 2, ods. 28.

Wymagania pracy smarów, zarówno w warunkach niskich jak i wysokich temperatur, nie mogą być spełnione przez oleje mine-

ralne. Przedyskutowano kilka podstawowych olejów syntetycznych i tłuszczów oraz metody ich badania. Podkreślono potrzebę badania w pełnej skali na silnikach. Przewidziano kilka prawdopodobnych przyszłych opracowań dla nowszych silników turbiniowych oraz łożysk, pracujących w wysokich temperaturach. J. N.

621.791.052:669.715

ILot

Hill H. N.: Residual welding stresses in aluminium alloys. **Resztkowe naprężenia od spawania w stopach aluminium.** Metal Prog., sierp. 1961, t. 80, nr 2, s. 92—96, rys. 6.

Szczątkowe naprężenia w obszarze spawu są w przybliżeniu równe wytrzymałości krytycznej w obszarze objętym wpływem ciepła. Naprężenia te nie zmniejszają zdolności struktury do zniesienia obciążenia statycznego lub udarowego. Wytrzymałość na zmęczenie może ulec pogorszeniu w pewnych warunkach obciążenia powtarzalnego. W stopniach, nieobrabialnych termicznie, naprężenia od spawania można zmniejszyć przez obróbkę cieplną bez znacznego zmniejszenia wytrzymałości początkowej. J. N.

623.451:620.179.152:621.455

ILot

Rodgers E. H.: In-motion radiography of Sergeant missile motor casing. **Ruchowa radiografia korpusu silnika pocisku Sergeant.** Materials Res, Stand., lip. 1961, t. 1, nr 7, s. 537—539, rys. 9.

Opisano postępowanie i aparaturę dla sprawdzania podłużnych spawów w korpusie. Anoda prętowa 150/15, niosąca izotop, przesuwana się w poprzek korpusu, który spoczywa na małej platformie, posuwającej się z regulowaną prędkością. J. N.

WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

621.924.7

ILot

Vibratory finishing. **Bębnowanie wibracyjne.** Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 1, s. 2—5, rys. 9.

Zastąpienie zwykłego bębnowania przez wibracyjne, podniosło znacznie zalety i tak bardzo korzystnego procesu obróbczego. Podstawowe zyski to: znaczne zwiększenie prędkości procesu bębnowania, większa przenikliwość środka roboczego (nawet bębnowanie w otworach przedmiotów), łatwiejsze sterowanie i możliwość kontroli bieżącej w czasie procesu, mniejsze niebezpieczeństwo uszkodzeń przedmiotów. Proces obejmuje usuwanie zadziórów, stępienie i zaokrąglenie powierzchni oraz podwyższenie gładkości powierzchni. W artykule omówiono zasadę i konstrukcję urządzeń Osromatic, przebieg procesu, przykłady zastosowań i automatyzację czynności. A. G.

621.9:621.357.8

ILot

Divers S. V.: Spark machining. **Obróbka elektroiskrowa.** Aircr. Prod., 1961, t. 23, nr 12, s. 432—439, rys. 10.

Autor podaje nowe osiągnięcia w znanej dziedzinie obróbki elektroiskrowej. W świetle przeprowadzonych prób proces ten ma zupełnie realne widoki współzawodniczenia ze zwyczajowymi metodami obróbki. Dotychczasowa wada obróbki elektroiskrowej — uszkodzona warstwa powierzchniowa materiału — została wyeliminowana, jak to widać z załączonych zdjęć mikrostruktury. Było to możliwe dzięki ustaleniu i potwierdzeniu praw rządzących procesem wyładowań elektrycznych i zjawisk erozyjnych. Między innymi, określenie zależności między częstotliwością, parametrami prądowymi i czasem pozwoliło zwiększyć wydajność procesu do 2,3 cm³/min przy drażarce o mocy do 5 kVA, a więc kilkunastokrotnie. Artykuł zawiera wiele ciekawych zależności między parametrami użytkowymi procesu, a parametrami pracy. Określono więc funkcję napięcia chwilowego, częstotliwości, prądu. W formie wykresów podano wpływ wielkości pola powierzchni roboczej elektrody na wydajność, jak również ciśnienia chłodzącego, wielkości natężenia prądu i innych. Szereg innych zależności ustala funkcje zużycia elektrod, wpływu wielkości szczeliny itp. Dzięki tym wynikom można zupełnie poprawnie ustalać parametry procesu elektroiskrowego. A. G.

621.923

ILot

Template-grinding. **Szlifowanie kopiałów.** Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 1, s. 8—15, rys. 13.

Dotychczasowe metody technologiczne wykonania wzorników wymagały pracy wzorcarzy i mimo to były bardzo powolne. Opracowanie szlifierki sterowanej numerycznie pozwoliło na podwyższenie dokładności wykonania profilu wzorcowego (do ±0,0012 mm), wybitne skrócenie czasu wykonania i wyeliminowanie pracy wysoko kwalifikowanego robotnika. Jak wykazały pomiary, rzeczywiste błędy wykonania mieszczą się w granicach 0,0025 mm. W artykule podano konstrukcję obrabiarki, omówiono poszczególne zespoły funkcjonalne, niektóre aspekty obsługi oraz zamieszczone pewne dane i parametry użytkowe. A. G.

621.753.39:629.13.05

ILot

Accurate alignment. **Dokładne osiowanie.** Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 2, s. 38—40, rys. 10.

Stosowanie optycznych przyrządów do osiowania i wyznaczania prostych w przestrzeni nie jest sprawą nową. Użycie ich w lotnictwie do montażu przyrządów płatowcowych itp. ma duże tradycje. W miarę wzrostu dokładności wyrobu, istnieje również potrzeba podwyższenia dokładności przyrządów. W artykule omówiono nowy przyrząd „Rodolite”, wykorzystujący jako cel współśrodkową siatkę dyfrakcyjną, zamiast dotychczasowych lusterek. Dokładność nowego przyrządu optycznego wynosi 0,0025 mm przy odległości 6 m. Natomiast przy zastosowaniu zamiast siatki dyfrakcyjnej bieguny rtęciowego, dokładność wzrasta do 0,00127 mm i zmiany kątowe można oceniać z dokładnością ± 0,05 sek. A. G.

Roberts E. E.: Value — analysis. Analiza ekonomiczna. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 1, s. 6—7, tabl. 1.

Poszukiwanie możliwie najniższych kosztów wytwarzania nie jest nowym zagadnieniem. Sposobów obniżania kosztów jest wiele. Autor podaje zyski osiągnięte na drodze współpracy technologów z konstruktorami. Sprowadzają się one do współpracy w dwóch etapach: współpraca w okresie konstruowania — „na desce” i po jej zakończeniu. Oszczędności uzyskane na drodze tej współpracy sięgają, np. w zakładach Boeing Airplane Company, 4,7 miliona dolarów. Autor podaje podstawowe składniki analizy i ich udział w zyskach ogólnych. A.G.

621.792.3:668.395

ILot

Adhesive bonding. Łączenie klejowe. Aircr. Prod., 1961, t. 23, nr 9, s. 321—324, rys. 6.

Krótki przegląd sumujący rozwój kleju Redux i jego ulepszenia (Hidux) dla zastosowania w wysokiej temperaturze, jego użycie w konstrukcji szkieletu samolotu i ulownicach, metody procesu klejenia i aparatury dla kontroli połączenia. J.N.

678.06

ILot

Plastic tooling. Narzędzia z tworzyw sztucznych. Aircr. Prod., 1961, t. 23, nr 9, s. 330—333, rys. 7.

Narzędzia z tworzyw sztucznych posiadają zalety szybkiej fabrykacji, łatwość modyfikacji, taniść i zadowalającą dokładność. Dokonano przeglądu wielu metod wytwarzania, jak również mniej rozpowszechnione zastosowania tej techniki. J.N.

623.419:629.136.3.002

ILot

Goff W. E., Blue streak. Błękitne pasmo. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 3, s. 76—85, rys. 15.

Rakieta początkowo pomyślana, jako wojskowa, średniego zasięgu, obecnie przeznaczona do celów badań kosmicznych, przeszła trudną drogę technologiczną i stała się studium badawczym nad technologią tego rodzaju produktów. Technologia stosowana przy jej wyrobie była zmodyfikowaną kombinacją metod wyrobu płytowców i zbiorników. Z uwagi na specyfikę wyrobu: cienkościennosc elementów i ich duże wymiary gabarytowe, zaistniała konieczność opracowania specjalnych urządzeń i aparatury do wyrobu, łączenia, pomiaru i wreszcie badań. Szczególnie interesująco przedstawiają się urządzenia do łączenia poszczególnych fragmentów konstrukcji. W artykule podano również niektóre parametry pracy omawianych stoisk. A.G.

621.794

ILot

Sharman J. M.: Extrusion-forming. Formowanie wyciskaniem. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 3, s. 89—95, rys. 12—21.

W drugiej części artykułu autor opisuje nadawanie krzywizny podłużnicy wyciskanej i operacje obróbki półki dźwigara pod kątami zmiennymi z długością.

Do gięcia dźwigara zastosowano znaną zasadę gięcia trzema rolkami. W urządzeniu tym dwie rolki regulowane zależnie od krzywizny gięcia. Zakończeniem procesu gięcia jest obróbka cieplna dla usunięcia naprężeń, których wartość ostateczna nie może przekraczać 9,45 kG/cm². Obróbka półki dźwigara pod zmiennymi kątami odbywa się drogą kopiowania jednoczesnego z dwóch płyt kształtowych, na frezarce Wadkina LZ6, o poziomej osi wrzeciona. Zamieszczono w tekście wymiary przedmiotu, schematy urządzeń oraz parametry obróbki. A.G.

Pearson H. J.: High-speed boring. Wiercenie z dużymi prędkościami. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 3, s. 99—100, rys. 17, tab. 4.

Wiercenie otworów, a szczególnie głębokich, stanowiło zawsze trudny problem technologiczny. Rozwiązaniem tych zagadnień zajmowała się firma Beisner obecnie B. T. A. Firma zachodnioniemiecka Gebruder Heller Werkzeugfabrik opracowała urządzenie, narzędzia, metody i tablice robocze, dotyczące głębokiego wiercenia dla trzech zasadniczych sposobów: wiercenia z pełnego, wiercenia rdzeniowego i wiercenia wtórnego. Wiertarki poziome dostosowane zostały do wykonywania otworów przy doprowadzaniu chłodziwa po zewnętrznej stronie wiertła, a odprowadzenie chłodziwa z wirami otworem w wiertle. Najcenniejszą pozycję artykułu reprezentują tabele zestawieniowe parametrów głębokiego wiercenia z rozbiem na rodzaje materiałów i grupy wymiarowe otworów. A.G.

621.9:621.357.8

ILot

Chemical machining. Obróbka chemiczna. Aircr. Prod., 1961, t. 23, nr 9, s. 346—349, rys. 9.

Przegląd wytrawiania konturu, szlifowania elektrolitycznego i kształtowania elektroiskrowego. J.N.

621.753

ILot

Inspection. Kontrola. Aircr. Prod., 1961, t. 23, nr 9, s. 342—345, rys. 7.

Opisano urządzenie dla kontroli numerycznej przy pomiarze profilów trójwymiarowych. Informacja pochodzi od ryłka dotykowego, zaś dane są przedstawione w postaci zrytu na dziurkowanej taśmie lub też jako drukowana rejestracja dla porównania ze wzorcem. Opisano wiele różnych typów urządzeń. J.N.

621.673:531.72

ILot

Measuring roundness. Mierzenie okrągłości. Aircr. Prod., 1961, t. 23, nr 9, s. 350—352, rys. 5, tabl. 2.

Firma Elliott Bros, London, zbudowała aparat nazwany Elliott Rondell, który będzie mierzył odchyłki geometrycznego kształtu kolistych przedmiotów z dokładnością do 0,00003 cala. Rylec rejestruje również profil sprawdzanej powierzchni. J.N.

WYBRANE ZAGADNIENIA TECHNIKI

621—52:629.13.014.5

ILot

Woprosy awtomatycznej regulacji dwiżuszczysia obiektów. Zagadnienia automatycznej regulacji obiektów w ruchu. Trudy Mosk. Awiac. Inst., nr 139, 1961, s. 178, rys., tabl.

Badanie dynamicznych własności latających i pływających obiektów, synteza ustrojów automatycznej regulacji jednej i kilku wielkości oraz projektowanie elementów urządzeń automatycznych.

621—52

ILot

Morawski J.: Rola czynnika ludzkiego w układach sterowania. Arch. Bud. Maszyn, 1961, t. 8, nr 4, s. 369—409, rys. 34, ods. 25.

Zasadnicze właściwości człowieka jako czlonu w układach sterowania. Szczególną uwagę poświęcono wymaganiom maszynowej części tych układów, z punktu widzenia najbardziej efektywnego wykorzystania czynnika ludzkiego. (a—)

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

TABELA 3. Znaczenia, skład chemiczny i własności fizyczne stali zawartych w tabelach 1 i 2.

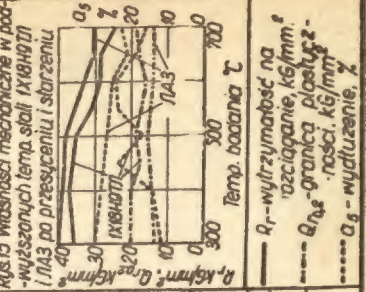
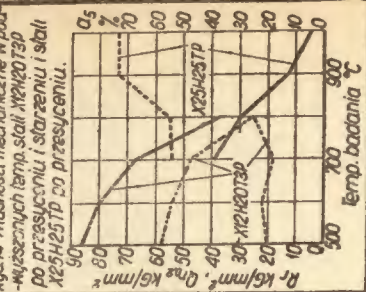
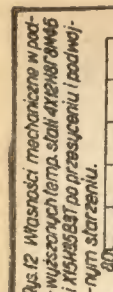
Lp	Rodzaj stali	Znak stali z S.R.R.	Normy związane	Skład chemiczny %											Właściwości fizyczne										Ocena spawalności	Stosowane elektrody						
				C	Si	Mn	Cr	Ni	W	Nb	S	P	inne	Ciężar właściwy	Współczynnik rozszerzalności liniowej $\alpha \cdot 10^6$ w zakresie temperatur $^{\circ}\text{C}$												Przewodnictwo cieplne $\lambda \cdot 10^3$ w temperaturach $^{\circ}\text{C}$					
															20-100	20-200	20-300	20-400	20-500	20-600	20-700	20-800	20-100	20-200				20-300	20-400	20-500	20-600	20-700
1	Chromowo-niklowa z dodatkami Nb i Ti	X18H15 (316L)	GOST 5632-51	$\leq 0,10$	$\leq 0,10$	$\leq 2,0$	17,0-20,0	9,0-13,0	—	—	—	$\leq 0,035$	—	—	—	—	7,9	13,0	19,0	18,0	19,0	19,0	38	42	46	49	53	55	62	D	ze stali X18H15	
2	Chromowo-niklowa z dodatkami Nb i Ti	X18H15 (316L)	GOST 5632-51	$0,08-0,09$	$\leq 0,08$	$\leq 0,7$	18,0-19,0	13,0-15,0	2,0-2,5	—	—	$\leq 0,03$	$\leq 0,03$	—	—	—	8,0	17,0	18,0	18,0	18,1	18,5	38	42	46	49	53	57	DD	ze stali 18-8-25 Nb		
3	Chromowo-niklowa z dodatkami Nb i Ti	X18H15 (316L)	GOST 5632-51	$0,05-0,055$	$0,05-0,055$	$0,05-0,055$	14,0-16,0	12,0-14,0	1,5-2,2	—	—	$\leq 0,03$	$\leq 0,03$	Ti 0,5-1,5	—	—	7,9	16,1	17,2	17,4	17,6	18,2	—	—	—	—	—	—	DD	ze stali 18-8-25 Nb		
4	Chromowo-niklowa z dodatkami Nb i Ti	X18H15 (316L)	GOST 5632-51	$\leq 0,12$	$0,07-0,09$	$0,09-0,15$	16,0-19,0	14,0-17,0	—	—	0,0-1,3	$\leq 0,035$	Mo 2,0-2,6	—	—	7,9	17,6	17,8	18,2	18,7	19,2	—	—	—	—	—	—	—	DD	ze stali 18-8-25 Nb		
5	Chromowo-niklowa z dodatkami Nb i Ti	X18H15 (316L)	GOST 5632-51	$0,05-0,12$	$\leq 0,10$	$0,05-0,10$	15,0-17,5	12,5-14,5	—	—	0,0-1,3	$\leq 0,035$	Mo 2,0-2,5	—	—	7,9	17,1	17,4	17,8	18,2	—	—	—	—	—	—	—	—	DD	ze stali 18-8-25 Nb		
6	Chromowo-niklowa z dodatkami Nb i Ti	X18H15 (316L)	GOST 5632-51	$\leq 0,12$	$0,05-0,10$	$0,05-0,10$	15,0-17,5	12,5-14,5	—	—	0,0-1,3	$\leq 0,035$	Mo 2,0-2,5	—	—	8,1	15,1	15,7	15,9	16,3	16,6	16,9	17,1	24	28	34	41	50	60	DD	ze stali 316L	
7	Chromowo-niklowa z dodatkami Nb i Ti	X18H15 (316L)	GOST 5632-51	$0,08-0,12$	$0,05-0,10$	$0,05-0,10$	18,0-20,0	16,0-18,0	—	—	0,0-1,5	$\leq 0,035$	Mo 2,0-2,5	—	—	7,9	16,0	16,2	16,5	16,7	16,9	17,3	17,7	36	39	44	48	52	56	60	D	LT-5
8	Chromowo-niklowa z dodatkami Nb i Ti	X18H15 (316L)	GOST 5632-51	$0,08-0,12$	$0,05-0,10$	$0,05-0,10$	15,0-17,5	12,5-14,5	—	—	0,0-1,5	$\leq 0,035$	Mo 2,0-2,5	—	—	8,1	15,6	15,8	16,5	16,9	17,3	17,7	18,0	32	36	41	45	49	53	57	DD	LT-5
9	Chromowo-niklowa z dodatkami Nb i Ti	X18H15 (316L)	GOST 5632-51	$0,08-0,12$	$0,05-0,10$	$0,05-0,10$	15,0-17,5	12,5-14,5	—	—	0,0-1,5	$\leq 0,035$	Mo 2,0-2,5	—	—	7,85	15,9	16,5	17,1	17,6	18,1	18,7	19,2	41	44	47	51	55	59	62	DD	LT-5
10	Chromowo-niklowa z dodatkami Nb i Ti	X18H15 (316L)	GOST 5632-51	$\leq 0,12$	$\leq 0,10$	$\leq 0,10$	14,0-16,0	12,0-14,0	2,8-3,5	—	—	$\leq 0,02$	Ti 1,1-1,5	—	—	8,2	15,7	16,5	16,9	17,3	17,7	18,1	18,5	32	37	41	45	49	53	57	D	KTM-7
11	Chromowo-niklowa z dodatkami Nb i Ti	X18H15 (316L)	GOST 5632-51	$\leq 0,10$	$\leq 0,10$	$\leq 0,10$	14,0-16,0	12,0-14,0	2,8-3,5	—	—	$\leq 0,02$	Ti 1,1-1,5	—	—	8,2	14,8	15,2	15,6	16,1	16,5	16,9	17,3	31	35	39	44	48	52	57	D	KTM-7
12	Chromowo-niklowa z dodatkami Nb i Ti	X18H15 (316L)	GOST 5632-51	$0,07-0,12$	$\leq 0,10$	$\leq 0,10$	14,0-16,0	12,0-14,0	2,8-3,5	—	—	$\leq 0,025$	Ti 1,1-1,5	—	—	8,1	15,7	17,5	18,1	18,2	18,3	18,6	37	41	44	48	52	55	59	DD	AX-15-18	
13	Chromowo-niklowa z dodatkami Nb i Ti	X18H15 (316L)	GOST 5632-51	$0,07-0,12$	$\leq 0,10$	$\leq 0,10$	14,0-16,0	12,0-14,0	2,8-3,5	—	—	$\leq 0,025$	Ti 1,1-1,5	—	—	8,1	15,9	16,5	17,2	17,5	18,0	18,3	18,6	20	36	—	—	—	—	DD	AX-15-18	
14	Chromowo-niklowa z dodatkami Nb i Ti	X18H15 (316L)	GOST 5632-51	$0,08-0,12$	$\leq 0,10$	$\leq 0,10$	14,0-16,0	12,0-14,0	2,8-3,5	—	—	$\leq 0,02$	Ti 1,1-1,5	—	—	8,1	15,2	16,3	16,9	17,5	17,9	18,1	18,5	38	39	43	46	51	55	60	DD	AX-15-18
15	Chromowo-niklowa z dodatkami Nb i Ti	X18H15 (316L)	GOST 5632-51	$\leq 0,12$	$\leq 0,10$	$\leq 0,10$	14,0-16,0	12,0-14,0	2,8-3,5	—	—	$\leq 0,02$	Ti 1,1-1,5	—	—	8,3	14,1	15,8	16,2	16,2	16,7	17,3	20	31	—	—	—	—	—	DD	AX-15-18	
16	Chromowo-niklowa z dodatkami Nb i Ti	X18H15 (316L)	GOST 5632-51	$\leq 0,12$	$\leq 0,10$	$\leq 0,10$	14,0-16,0	12,0-14,0	2,8-3,5	—	—	$\leq 0,02$	Ti 1,1-1,5	—	—	8,3	14,1	15,8	16,2	16,2	16,7	17,3	20	31	—	—	—	—	—	DD	AX-15-18	
17	Chromowo-niklowa z dodatkami Nb i Ti	X18H15 (316L)	GOST 5632-51	$\leq 0,12$	$\leq 0,10$	$\leq 0,10$	14,0-16,0	12,0-14,0	2,8-3,5	—	—	$\leq 0,02$	Ti 1,1-1,5	—	—	8,3	14,1	15,8	16,2	16,2	16,7	17,3	20	31	—	—	—	—	—	DD	AX-15-18	
18	Chromowo-niklowa z dodatkami Nb i Ti	X18H15 (316L)	GOST 5632-51	$\leq 0,12$	$\leq 0,10$	$\leq 0,10$	14,0-16,0	12,0-14,0	2,8-3,5	—	—	$\leq 0,02$	Ti 1,1-1,5	—	—	8,3	14,1	15,8	16,2	16,2	16,7	17,3	20	31	—	—	—	—	—	DD	AX-15-18	
19	Chromowo-niklowa z dodatkami Nb i Ti	X18H15 (316L)	GOST 5632-51	$\leq 0,12$	$\leq 0,10$	$\leq 0,10$	14,0-16,0	12,0-14,0	2,8-3,5	—	—	$\leq 0,02$	Ti 1,1-1,5	—	—	8,3	14,1	15,8	16,2	16,2	16,7	17,3	20	31	—	—	—	—	—	DD	AX-15-18	
20	Chromowo-niklowa z dodatkami Nb i Ti	X18H15 (316L)	GOST 5632-51	$\leq 0,12$	$\leq 0,10$	$\leq 0,10$	14,0-16,0	12,0-14,0	2,8-3,5	—	—	$\leq 0,02$	Ti 1,1-1,5	—	—	8,3	14,1	15,8	16,2	16,2	16,7	17,3	20	31	—	—	—	—	—	DD	AX-15-18	
21	Chromowo-niklowa z dodatkami Nb i Ti	X18H15 (316L)	GOST 5632-51	$\leq 0,12$	$\leq 0,10$	$\leq 0,10$	14,0-16,0	12,0-14,0	2,8-3,5	—	—	$\leq 0,02$	Ti 1,1-1,5	—	—	8,3	14,1	15,8	16,2	16,2	16,7	17,3	20	31	—	—	—	—	—	DD	AX-15-18	
22	Chromowo-niklowa z dodatkami Nb i Ti	X18H15 (316L)	GOST 5632-51	$\leq 0,12$	$\leq 0,10$	$\leq 0,10$	14,0-16,0	12,0-14,0	2,8-3,5	—	—	$\leq 0,02$	Ti 1,1-1,5	—	—	8,3	14,1	15,8	16,2	16,2	16,7	17,3	20	31	—	—	—	—	—	DD	AX-15-18	

Przebieg badania temp. badania $^{\circ}\text{C}$: 200, 400, 600, 700. R_p - wulturność na rozciąganie, kg/mm^2 . R_m - granica plastyczności, kg/mm^2 . A_5 - wydłużenie, %.

TABELA 4

Lp	Oznaczenie stali	Typowa postać stali	Warunki typowej obrabki stali		Właściwości mechaniczne w temperaturze 20°C ± 2					Właściwości mechaniczne w temp. podwyższonych (**)				Przykłady zastosowania i dopuszczalne warunki pracy	
			Temperatura prasowania i warunki chłodzenia	Temperatura starzenia i czas starzenia	W stanie H	R _t (kg/mm ²)	σ _s (kg/mm ²)	c	U	H ₀ (kg/mm ²)	Czasowa granica plastyczna (kg/mm ²)		R _p /1000		R _m /1000
											W stanie	Temp. badania			
1	X18H16	Blachy, prasowniki, lasny malowanie na zimno, rury, druty.	1050-1150 woda, pow.	800-850	H	> 20	> 55	> 40	> 55	24-28	H	> 5-8	4	19-14-5-10	Łopalki, części obrotowe odśrodkowych komor spalania, łopalki, łopalki łopatkowe, części turbin z blachy. Stal zardzewiała do temperatury 750-800°C.
2	4X14H18B2M5	Walcownia, prasowniki, preły, druty, arkusze.	1170-1200 woda	750, 5 godz.	H	> 40	> 72	> 20	> 35	> 5	HIS	8	4	17-24	Łopalki turbin do krótkotrwałej pracy w temperaturach poniżej 600°C. Zawory mechaniczne silników dużej mocy (z azobanolem trzonów zaworów).
3	3H123	Walcownia, prasowniki, preły, druty, arkusze.	1050-1050 woda, pow.	800	H	> 25	> 50	> 40	> 60	> 15	H	10	15	10-10	Łopalki stojanowych parowych turbin. Stal zardzewiała do temp. 800°C przy długotrwałej pracy.
4	3H403	Walcownia, prasowniki, blachy o gr. do 3 mm, druty.	1100-1200 woda	750-800	HIS	52	65	45	61	16	HIS	10	6	10-6	Kierownice łopalki turbin do długotrwałej pracy w temperaturach 550-600°C.
5	X16H18M25	Preły, druty, arkusze, lasny malowanie na zimno, rury, druty.	1050-1150 woda, pow.	750	HIS	> 24	> 55	> 30	> 35	> 6	H	15-17	12	12-12	Tarcze, odkuwane wirniki, łopalki turbin do pracy w temperaturach do 600°C.
6	3H303	Walcownia na gorąco i kule preły i płaskowniki, odkuwki tarcz.	1150-1180 woda	650-800	HIS	46	80	30	40	3	HIS	10	16	10-16	Tarcze gazowych turbin do krótkotrwałej pracy w temperaturach do 755°C. Obrotowe części turbin do długotrwałej pracy w temperaturach 600-650°C.
7	3X16H18B5T	Odkuwki wirników tarcz i łopatek	1150-1180 woda	700-800	HIS	> 34	> 70	> 27	> 35	> 4	HIS	15-19	13	15-19	Tarcze, odkuwane wirniki, łopalki turbin do długotrwałej pracy w temperaturach 600-650°C.
8	3H434	Odkuwki tarcz	1200-1300 woda	700-800	H	47	83	29	35	6	HIS	17	9	17-9	Tarcze łopalki gazowych turbin do krótkotrwałej pracy w temperaturach poniżej 800°C. Wirniki do długotrwałej pracy w temperaturach 650-700°C.
9	4X18H78M16	Walcownia na gorąco i kule preły, druty, arkusze.	1140-1180 woda	650-800	H	> 60	> 85	> 15	> 20	> 3,5	H	24	24	24	Tarcze i części pierścieniowe silników turbodoładowanych do krótkotrwałej pracy w temp. do 650°C.
10	X15H35B3T	Walcownia na gorąco i kule preły, odkuwki tarcz i wałków.	1080-1100 woda	700-800	HIS	> 40	> 75	> 15	> 35	> 6	HIS	17	13	17-13	Nabozki i kierownice łopatek oraz tarcze turbin do długotrwałej pracy w temp. do 650°C, mocujące części turbin do pracy w temp. 650-680°C.
11	3H12K	Walcownia na gorąco i kule preły, odkuwki tarcz i wałków.	1080-1100 woda	700, 30 godz.	HIS	> 35	> 65	> 15	> 35	> 6	HIS	17	13	17-13	Łopalki gazowych turbin, odkuwki tarcz do długotrwałej pracy w temperaturach 650-700°C.
12	X14H18B25	Rury bez szwów	1140-1160 woda, pow.	700, 24 godz.	H	26	59	45	70	23	H	14	11	14-11	Rurociągi do długotrwałej pracy w temperaturach 650-700°C.
13	X14H18B25D	Rury bez szwów, blachy o grubości powyżej 1 mm	1140-1160 woda, pow.	700, 24 godz.	H	22	52	53	68	18-21	H	15	11	15-11	Rurociągi do długotrwałej pracy w temperaturach 650-700°C.
14	X14H18B25D4	Walcownia na gorąco i kule preły, arkusze, druty, odkuwki tarcz i wałków.	1150-1170 woda, pow.	750, 5-25 godz.	HIS	24-26	62-63	56-58	47-49	19-15	HIS	25	17	25-17	Łopalki turbin, wirniki, tarcze do pracy w temperaturach 650-700°C.
15	X15H35B5T	Blachy o gr. 5-50 mm	1120-1150 powietrze	700, 24 godz.	HIS	45-50	80-80	20-30	30-10-16		HIS	12	9	12-9	Kierownice łopatek turbin do pracy w temperaturach do 750°C.
16	X16H35B24T7P	Walcownia na gorąco i kule preły, arkusze, druty, odkuwki tarcz i wałków.	1140-1160 woda, pow.	750, 24 godz.	H	> 49	> 85	> 22	> 26	> 6	HIS	21	14	21-14	Łopalki turbin do pracy w temp. 650-700°C, części do 100 000 godz. mocujące elementy turbin do pracy w temp. 650-680°C, części korpusów, części komor spalania i inne części turbin i zespołów turbin w temp. do 750°C, części 600-6000 godz.
17	X12H20T3D	Walcownia, preły, odkuwane na zimno, bl. o gr. do 3 mm, lasny, druty, odkuwki tarcz.	1050-1200 powietrze	700-800, 8-15 godz.	HIS	> 50	> 80	> 10	> 15	> 3	HIS	18	9	18-9	Korpusy spalania gazowych turbin i inne elementy wykonane z blachy przeznaczane do pracy pod niewielkim obciążeniem w temp. do 600°C, części 100000 godz.
18	X25H25TD	Blachy malowane na zimno o gr. do 3 mm	1100-1200 powietrze	800	HIS	24	61-67	24-35	30	8	HIS	20	16	20-16	Odkuwki różnego przeznaczenia dla parowych i gazowych turbin.
19	X18H10T1	Odkuwki kształtowe	1150-1180 powietrze	750, 10 godz.	HIS	32	70	43	33	11	HIS	12	8	12-8	Odkuwane części od kłopotliwych wymagań jest wysokiej zaradczoności przy niskich napięciach.
20	20-20		1150-1170 powietrze	750-800, 20 godz.	HIS	> 20	> 40	> 15	> 3,5	> 3	HIS	10-11	6	10-11	Odkuwane części turbin i materiałów do długotrwałej pracy w stanie obciążonym w temp. do 600°C.
21	1A11		1180-1200 powietrze	780-800, 5-10 godz.	HIS	25-20	45-50	21-22	9-13		HIS	11,5	6	11,5-6	
22	1A13		1180-1200 powietrze	780-800, 6-10 godz.	HIS	25-20	45-50	21-22	9-13		HIS	11,5	6	11,5-6	

** Do typowej obrabki cieplnej tej stali należy również wyżarzanie w temp. 820-850°C z chłodzeniem na powietrzu. *** Traktować jako dobre orientacyjnie. Źródło: Konstrukcje 71-762 str. 4 okt.



rys. 12 Właściwości mechaniczne w podwyższonych temp. stali X16H18B25 i X15H35B5T do przesyżeniu i podwyższeniu starzeniu.

rys. 13 Właściwości mechaniczne w podwyższonych temp. stali X16H18B25T i X15H35B5T do przesyżeniu i starzeniu.

rys. 14 Właściwości mechaniczne w podwyższonych temp. stali X15H35B5T do przesyżeniu i starzeniu i stali X25H25TD do przesyżeniu.

rys. 15 Właściwości mechaniczne w podwyższonych temp. stali X18H10T1 i X16H18B25T do przesyżeniu i starzeniu.

rys. 12 Właściwości mechaniczne w podwyższonych temp. stali X16H18B25 i X15H35B5T do przesyżeniu i podwyższeniu starzeniu.

rys. 15 Właściwości mechaniczne w podwyższonych temp. stali X18H10T1 i X16H18B25T do przesyżeniu i starzeniu.