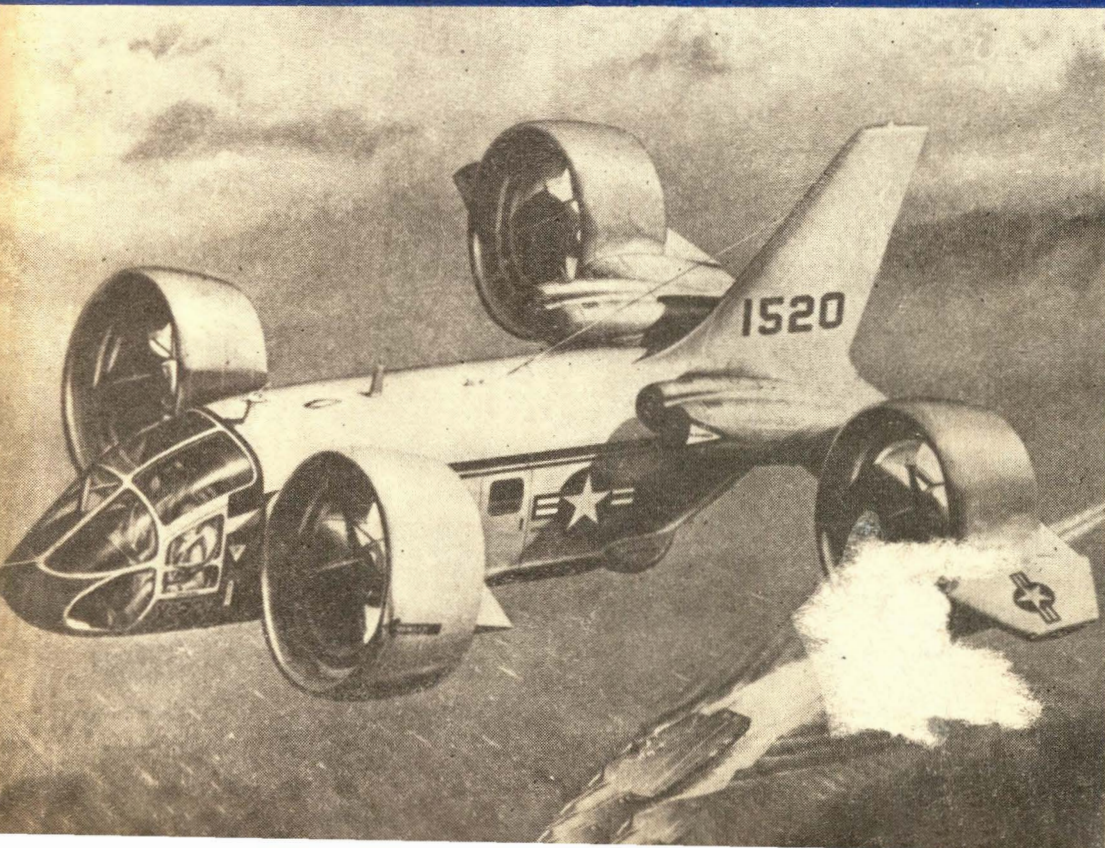


# TECHNIKA LOTNICZA



5

1965

WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT

# POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

## Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

### Stopy aluminium

cz. XIII (dokończenie)

Zebrał i opracował: mgr inż. Andrzej Ciszewski i  
mgr inż. Tadeusz Radomski

W bieżącym zeszycie podano dane techniczne dotyczące amerykańskich odlewniczych stopów aluminium.

W tabeli 26 podano własności fizyczne tych stopów, w tabeli 27 — własności mechaniczne w temperaturze otoczenia, a w tabeli 28 — własności mechaniczne w temperaturach podwyższonych.

Następna tabela (29) zawiera własności technologiczne amerykańskich stopów aluminium, a tabela 30 (którą zamieścimy w zesz. 6/65) podaje typowe warunki obróbki cieplnej tych stopów.

U w a g a : ze względów technicznych tab. 29 umieszczona została jako pierwsza.

Tabela 29. Własności technologiczne amerykańskich odlewniczych stopów aluminium

Lp	Oznaczenie stopu wg ASTM	Sposób odlewania			Odporność na korozję	Własności odlewnicze	Obróbka cieplna	Skrawalność	Metody łączenia		Lp	Oznaczenie stopu wg ASTM	Sposób odlewania			Odporność na korozję	Własności odlewnicze	Obróbka cieplna	Skrawalność	Metody łączenia	
		W formy płaskowe	W kokile	Pod ciśnieniem					Spawanie	Lutowanie twarde			W formy płaskowe	W kokile	Pod ciśnieniem					Spawanie	Lutowanie twarde
1	C4A	×			2	2	tak	1	2	nie	18	SC51A	×	×		2	1	tak	2	1	nie
2	CG100A	×	×		3	2	tak	1	3	nie	19	SC54A,B			×	2	3	—	3		
3	CN42A	×	×		2	3	tak	1	3	nie	20	SC64A		×		3	1	nie	2	1	nie
4	CS42A		×		2	2	tak	2	3	nie	21	SC64B	×	×		3	2	tak	2	1	nie
5	CS43A	×			3	1	nie	1	1	nie	22	SC64C	×	×		2	1	tak	2	1	nie
6	CS66A		×		3	2	tak	2	3	nie	23	SC82A	×			2	1	tak	2	1	nie
7	CS72A	×	×		3	1	nie	1	3	nie	24	SC84A,B			×	3	1	—	1		
8	CS104A		×		3	2	nie	1	2	nie	25	SC114A			×	2	1	—	2		
9	G4A	×			1	3	nie	1	3	nie	26	SC122A		×		2	3	tak	3	1	nie
10	G8A			×	1	3	—	2			27	SG70A	×	×		1	1	tak	2	1	nie
11	G10A	×			1	3	tak	1	3	nie	28	SG100A,B			×	1	2	—	1		
12	GS42A	×	×		1	3	nie	1	3	nie	29	SN122A		×		2	3	tak	3	1	nie
13	GZ42A		×		1	3	nie	1	3	nie	30	ZC60A		×		1	3	tylko starz	1	3	tak
14	S5A	×	×		1	1	nie	3	1	w ogranicz.	31	ZC81A	×	×		1	3	tylko starz	1	3	tak
15	S5B	×	×		2	1	nie	3	1	w ogranicz.	32	ZG32A	×	×		1	3	tylko starz	1	3	tak
16	S5C			×	2	3	—	3			33	ZG42A	×	×		1	3	tak	1	3	tak
17	S12A,B			×	2	1	—	1			34	Z661A,B	×			1	3	tylko starz	1	3	tak

1 — własności bardzo dobre, 2 — własności dobre, 3 — własności zadawalające.

Pomocę konstruktorską nr 70/64 str. 2 zesz. 5/65

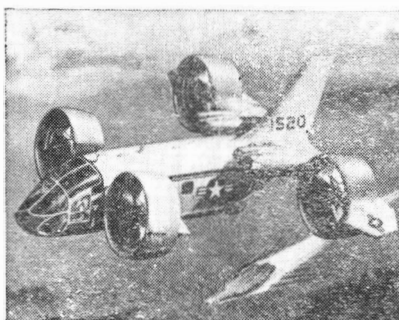
#### TRESC ZESZYTU

- L. DULĘBA — Siły wewnętrzne konstrukcji płata dzielonego w płaszczyźnie równoległej do płaszczyzny cięciw . . . . . 113
- M. HULTSCH — Porównanie pod względem ciągu dysz zbieżnych i zbieżno-rozbieżnych, stosowanych w silnikach odrzutowych . . . . . 116
- A. GOŁĘDZINOWSKI — Stale stabilizowane . . . . . 120
- T. MISSALA — Łąca synchroniczne w przyrządach lotniczych, cz. I . . . . . 125
- M. SIKORA, Cz. KUŚMIERCZYK — Strukturalne i mechaniczne kryteria oceny jakości blachy i prętów ze stopów PA6 (D1)

- i PA7 (D16) utwardzanych dyspersyjnie . . . . . 131
- Nowości techniczne . . . . . 135
- Na półkach księgarskich . . . . . 136
- Kronika . . . . . 138
- Przegląd dokumentacyjny lotnictwa . . . . . 139
- Pomocę Konstruktorską Techniki Lotniczej — A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. XIII, Stopy aluminium (dokończenie) . . . . . II okł.

#### СОДЕРЖАНИЕ

- L. DULĘBA — Внутренние силы конструкция деленного крыла в плоскости параллельной до плоскости хорд . . . . . 113
- M. HULTSCH — Сравнение, в отношении тяги, сопел сходящихся и сходящо-расходящихся, применяемых в реактивных двигателях . . . . . 116
- A. GOŁĘDZINOWSKI — Стабилизированные стали . . . . . 120
- M. MISSALA — Сячхронные соединения в авиационных приборах, часть I . . . . . 125
- M. SIKORA, Cz. KUŚMIERCZYK — Критерия оценки качества жести в прутков со сплава PA6 (D1) и PA7 (D16) нагартованных дисперсионным способом . . . . . 131
- Технические новости . . . . . 135
- На книжных полках . . . . . 136
- Хроника . . . . . 138
- Документационный обзор авиации . . . . . 139
- Конструкторские пособия Авиационной техники — A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Материалы применяемые в авиационных конструкциях, часть XXIII. Алюминевые сплавы (окончание). II



#### NASZA OKŁADKA

Niemiecki samolot myśliwsko-bombowy VJ.101D

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich Wydawnictwa Czasopism Technicznych NCT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jarosława Berzyńska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Gołędzinowski, mgr inż. Walerian Kordziński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr inż. Wacław Zaremba — redaktorzy działów, Dorota Pietrzykowska — redaktor techniczny

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 26-74-61, wewn. 137.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Czackiego 35, tel. 26-74-61.

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł

Prenumerata roczna 144.— zł

Półroczna 72.— zł

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



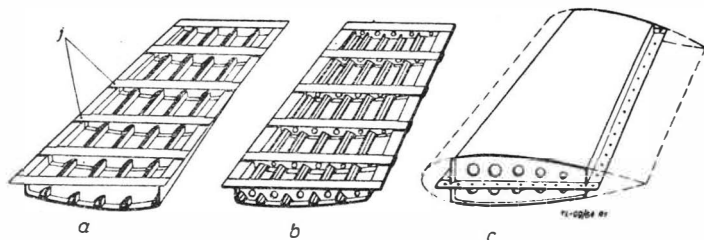
Prof. LESZEK DULĘBA  
Politechnika Warszawska

## Siły wewnętrzne konstrukcji płata dzielonego w płaszczyźnie równoległej do płaszczyzny cięciw

### Wstęp

W celu ułatwienia wytwarzania rozpowszechniło się ostatnio fabrykacyjne dzielenie płatów w płaszczyźnie w przybliżeniu równoległej do płaszczyzny cięciw. Oddzielnie wykonuje się górną i dolną część skrzydła z bardzo wygodnym dostępem do nitowania listew wzdluznych i połówek żeber do pokrycia, a następnie składa się je i zazwyczaj łączy tylko po obwodzie (rys. 1).

Układ taki, stanowiący uzebrowany keson, jest oczywiście sztywny dla przeniesienia obciążeń wzdluz swej rozpiętości od punktów przyłożenia sił do ich odebrania przy zamocowaniu, na przykład kadłubowym. Może on przenosić zginanie i siły poprzeczne w dwóch płaszczyznach oraz skręcanie w taki sam sposób, jak je przenosi konstrukcja skorupowa o żebrach nie podzielonych.



Rys. 1. Skrzydło dzielone w płaszczyźnie cięciw. a — górna część; b — dolna część; c — keson znitowany po obwodzie; j — języki łączące górną część żebra z dolną przy nitowaniu kesonu po obwodzie

Natomiast odmiennie przedstawia się sprawa wprowadzenia sił w taki keson i zależnie od sposobu połączenia ze sobą górnej i dolnej części żebra (lub braku takiego połączenia) może powstać odmienny rozkład naprężeń w okolicy wprowadzenia obciążenia. Różnice te są najwyraźniejsze w przypadku obciążenia konstrukcji momentem skręcającym. Dla uniknięcia skupień naprężeń na niektórych częściach konstrukcji w pobliżu dzielonego żebra obciążonego siłami zewnętrznymi, należy sztywno i z dostateczną wytrzymałością połączyć przystające do siebie krawędzie połówek żeber lub ich przedłużenia wystające na zewnątrz połwocki.

W notatce tej rozważono obciążenia połączenia górnej części żebra z dolną i obwodu żebra z kesonem oraz wpływ braku takiego bezpośredniego połączenia (lub jego małej sztywności) na rozkład naprężeń w kesonie.

### Oznaczenia:

- $A_i$  — pole przekroju pasa  $i$  łącznie z przypadającą nań częścią pokrycia,
- $b$  — szerokość kesonu mierzona równoległe do linii podziału żebra między punktami przecięcia podziału z obwodem kesonu (rys. 2),
- $F$  — pole objęte obwodem przekroju kesonu (rys. 2),

$\Delta F_i$  — pole objęte promieniami łączącymi środek ciężkości kesonu z pasami  $i$  oraz  $i+1$  oraz odcinkiem obwodu kesonu (rys. 2),

$i, \dots m, \dots n, \dots p, \dots s$  — kolejny numer pasa (rys. 2),

$J_x$  — moment bezwładności przekroju kesonu względem osi  $x$ ,

$J_z$  — moment bezwładności przekroju kesonu względem osi  $z$ ,

$J_{xz}$  — moment zбочenia przekroju kesonu względem osi  $xz$ ,

$$k_1 = \frac{J_{xz}}{J_x J_z - J_{xz}^2}, \quad k_2 = \frac{J_z}{J_x J_z - J_{xz}^2}$$

$M_x$  — moment zginający keson w rozpatrywanym przekroju względem osi  $x$ ,

$M_{o1}$  — moment sił zewnętrznych działających na żebro względem środka ciężkości przekroju kesonu,

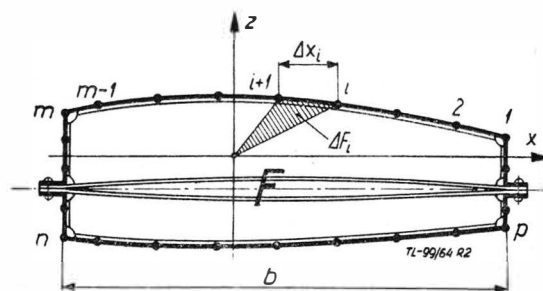
$M_{o,x_0}$  — moment sił zewnętrznych działających na żebro względem punktu  $X_0$ ,

$P$  — siła obciążająca wzdluznie połączenie górnej części żebra z dolną,

$q_{01}$  — wydatek naprężeń ścinających w połączeniu żebra z pokryciem kesonu między pasami  $s$  oraz  $1$ ,

$q_{i1}$  — wydatek naprężeń ścinających w połączeniu żebra z pokryciem kesonu między pasem  $i$  oraz  $i+1$ ,

$\Delta q_{i1}$  — przyrost wydatku naprężeń ścinających w połączeniu żebra z pokryciem kesonu na pasie  $i$  w kierunku obwodu,



Rys. 2. Obliczeniowy przekrój kesonu

$\Delta q_i$  — przyrost wydatku naprężeń ścinających w pokryciu kesonu na pasie  $i$  w kierunku obwodu,

$S_{xi}$  — moment statyczny przekroju pasa  $i$  względem osi  $x$ ,

$S_{zi}$  — moment statyczny przekroju pasa  $i$  względem osi  $z$ ,

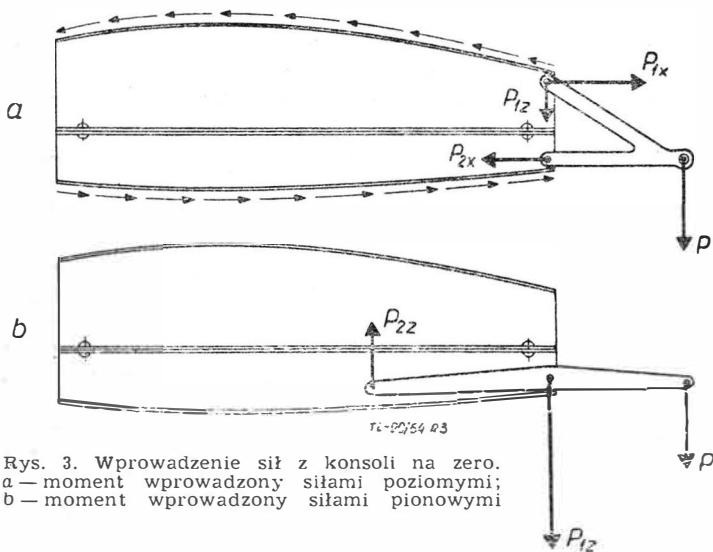
$S_x(1, i)$  — suma momentów statycznych przekrojów pasów od 1 do  $i$  względem osi  $x$ ,

- $S_{z(1,i)}$  — suma momentów statycznych przekrojów pasów od 1 do  $i$  względem osi  $z$ ,
- $T_z$  — składowa siły poprzecznej w rozpatrywanym przekroju kesonu prostopadła do linii podziału żebra,
- $T_{x1}$  — składowa wypadkowej sił zewnętrznych działających na żebro, równoległa do linii podziału,
- $T_{z1}$  — składowa wypadkowej sił zewnętrznych działających na żebro, prostopadła do linii podziału,
- $x_1$  — współrzędna pasa  $i$ ,
- $x_0$  — odległość między środkiem ciężkości przekroju kesonu a punktem  $X_0$ ,
- $X_0$  — punkt, w którym przyłożona siła  $T_{z1}$  nie wywołuje naprężeń w połączeniu między górną a dolną częścią żebra,
- $\Delta x_i$  — rzut na oś  $x$  odcinka obwodu kesonu od pasa  $i$  do pasa  $i+1$  (rys. 2),
- $z_i$  — współrzędna pasa  $i$ ,
- $\sigma_{gi}$  — naprężenie normalne w pasie  $i$  wywołane zginaniem kesonu.

### 1. Obciążenie połączenia między górną i dolną częścią żebra i żebra z pokryciem kesonu

Założono, że siły poprzeczne są wprowadzane w powłokę w postaci wydatku naprężeń ścinających tylko za pośrednictwem żebrow. Wobec tego siły zewnętrzne, działające na keson, przypadające na jedno z żebrow można przedstawić pod postacią dwóch wektorów składowych przyłożonych do żebra, na przykład w środku ciężkości przekroju kesonu  $T_{z1}$  prostopadłego i  $T_{x1}$  równoległego do płaszczyzny podziału oraz momentu skręcającego względem tego środka  $M_{01}$ .

Ponieważ składowe równoległe do płaszczyzny podziału nie wywołują dużych obciążeń skręcających keson, są w ogóle znacznie mniejsze od składowych prostopadłych



Rys. 3. Wprowadzenie sił z konsoli na zero.  
a — moment wprowadzony siłami poziomymi;  
b — moment wprowadzony siłami pionowymi

oraz są wprowadzane bezpośrednio w górną i dolną ścianę kesonu w sposób niewiele zależny od sztywności połączenia ze sobą górnej i dolnej części żebra, w dalszych rozważaniach zajęto się tylko składowymi prostopadłymi z pominięciem składowych równoległych. Założono, że w przypadku sztywnego połączenia górnej części żebra z dolną wydatek naprężeń tnących na obwodzie żebra będzie rozłożony proporcjonalnie do wydatków, jakie wywołuje w kesonie przyrost momentów gnących i skręcających, pochodzący od siły poprzecznej przyłożonej do żebra, przy nie paczeniu się przekroji poprzecznych. Posłużono się metodą podaną w lit. 1, rozdział 7. 12.

Rysunek 2 przedstawia przekrój kesonu poprowadzony w płaszczyźnie żebra. Dla obliczenia naprężeń zginających materiał rozłożony bardziej lub mniej równomiernie na obwodzie kesonu zastąpiono szeregiem pasów wzdłużnych połączonych ściankami, zdolnymi przenosić tylko wydatek naprężeń ścinających. Przez środek ciężkości przekroju poprowadzono oś  $x$  równoległą do podziału żebra, oś  $z$  prostopadłą do niej. Ponieważ osie te mogą nie być głównymi osiami bezwładności przekroju, przeto naprężenie

w pasie  $i$  (przy pominięciu zginania w płaszczyźnie  $xy$ ) wyrazi się wzorem:

$$\sigma_{gi} = k_1 M_x x_1 - k_2 M_x z_i = M_x (k_1 x_1 - k_2 z_i) \quad [1]$$

$$\text{gdzie } k_1 = \frac{J_{xz}}{J_x J_z - J_{xz}^2} \quad k_2 = \frac{J_z}{J_x J_z - J_{xz}^2}$$

Idąc wzdłuż obwodu przyrost wydatku naprężeń tnących na pasie  $i$  wynosi:

$$\Delta q_i = \frac{d\sigma_{gi}}{dy} \Delta_i = \frac{dM_x}{dy} (k_1 x_1 - k_2 z_i) \Delta_i = T_z (k_1 x_1 - k_2 z_i) \Delta_i = T_z (k_1 S_{zi} - k_2 S_{xi}) \quad [2]$$

zaś w myśl założenia proporcjonalny do niego przyrost wydatku naprężeń w połączeniu żebra z kesonem wynosi:

$$\Delta q_{ii} = T_{z1} (k_1 S_{zi} - k_2 S_{xi}) \quad [3]$$

gdzie  $S_{zi} = A_i x_i$  oraz  $S_{xi} = A_i z_i$  są momentami statycznymi przekroju pasa  $i$  odpowiednio względem osi  $z$  i  $x$ .

Całkowity wydatek naprężeń w połączeniu żebra z pokryciem kesonu między pasem  $i$  oraz  $i+1$  przy założeniu, że w połączeniu przed pasem 1 istnieje wydatek  $q_{01}$ , wynosi:

$$q_{ii} = q_{01} + \sum_1^i \Delta q_{ii} \quad [4]$$

Siła starająca się przesunąć górną część żebra względem dolnej wzdłuż kierunku  $x$  będzie składową poziomą sumy wydatków w górnym lub dolnym połączeniu żebra z pokryciem kesonu mnożonych przez długość odcinków, na których te wydatki działają. Siły na górną i dolną część muszą się równoważyć (być równe i przeciwnie skierowane), gdyż w obliczeniach pominięto składową  $T_{x1}$ . Jeśli nie ma ścianek kesonu prostopadłych do linii podziału żebra, to sumowanie należy prowadzić od jednego przecięcia linii podziału z pokryciem kesonu do drugiego przecięcia.

Stąd siła działająca na połączenie górnej części żebra z dolną po uwzględnieniu zależności [4] wyniesie:

$$P = \sum_1^{m-1} q_{ii} x_i = \sum_1^{m-1} q_{01} x_i + \sum_1^{m-1} \sum_1^i \Delta q_{ii} \quad [5]$$

Ponieważ  $q_{01}$  jest tu wielkością stałą na całym obwodzie zaś  $\sum_1^{m-1} x_i = b$ , po podstawieniu według równania [3] otrzymuje się:

$$P = q_{01} b + T_{z1} \sum_1^{m-1} \left[ \sum_1^i (k_1 S_{zi} - k_2 S_{xi}) \right] \Delta x_i \quad [6]$$

Oznaczając całkowity moment statyczny pasów od 1 do  $i$  względem osi  $z$  przez  $S_{z(1,i)}$ , zaś względem osi  $x$  przez  $S_{x(1,i)}$  otrzymuje się.

$$\sum_1^i (k_1 S_{zi} - k_2 S_{xi}) = k_1 \sum_1^i S_{zi} - k_2 \sum_1^i S_{xi} = k_1 S_{z(1,i)} - k_2 S_{x(1,i)} \quad [7]$$

Z równowagi momentów wydatków naprężeń w połączeniu żebra z kesonem względem środka ciężkości przekroju oraz momentu  $M_{01}$  sił zewnętrznych działających na żebro, posilując się równaniami [3] i [7], otrzymuje się:

$$q_{01} = \frac{1}{2F} \left\{ - \sum_1^s \left[ \sum_1^i T_{z1} (k_1 S_{zi} - k_2 S_{xi}) \right] 2 \Delta F_i - M_{01} \right\} = - \frac{1}{2F} \left\{ 2 T_{z1} \sum_1^s \left[ k_1 S_{z(1,i)} - k_2 S_{x(1,i)} \right] \Delta F_i + M_{01} \right\} \quad [8]$$

Podstawiając do równania [6] zależności [7] i [8] otrzymuje się:

$$P = \frac{b}{2F} \left[ 2 T_{z1} \sum_1^s (k_1 S_{z(1,i)} - k_2 S_{x(1,i)}) \Delta F_i + M_{01} \right] + T_{z1} \sum_1^{m-1} (k_1 S_{z(1,i)} - k_2 S_{x(1,i)}) \Delta x_i \quad [9]$$

Jak widać z tego równania obliczenie siły  $P$  może być bardzo proste, jeśli jako punkt odniesienia przyjąć nie środek ciężkości przekroju kesonu, ale punkt  $X_o$ , w którym przyłożona siła  $T_{z1}$  nie wywoła siły  $P$ . Odległość  $x_o$  między tym punktem a środkiem ciężkości można znaleźć zakładając  $P=0$  dla  $M_{o1}=x_o T_{z1}$ .

Po podstawieniu tych wartości do równania [9], podzieleniu wszystkich wyrazów przez  $T_{z1}$  dzięki czemu zniknie ono w równaniu i rozwiązaniu względem  $x_o$ , otrzymuje się:

$$x_o = -2 \left[ k_1 \sum_1^s S_{z(1,i)} \Delta F_i - k_2 \sum_1^s S_{x(1,i)} \Delta F_i \right] + \frac{2F}{b} \left[ k_1 \sum_1^s S_{z(1,i)} \Delta x_i - k_2 \sum_1^s S_{x(1,i)} \Delta x_i \right] \quad [10]$$

Dla przekrojów symetrycznych względem osi  $z$  odległość  $x_o=0$ , a ponieważ przekrój kesonu często bywa zbliżony do symetrycznego, więc i odległość  $x_o$  często bywa niewielka. Stąd trudność jej obliczenia, gdyż jak widać z równania [10] jest ona różnicą dwóch dość dużych wielkości, które trzeba obliczyć z dokładnością do 4 lub 5 znaków, aby otrzymać 2 lub 3 znaki wielkości  $x_o$ . Z tego też powodu nie można pominąć nawet niewielkiego odchylenia osi  $x$  i  $y$  od głównych osi bezwładności i wynikającego stąd momentu zbieżności  $J_{xz}$ .

Po znalezieniu  $x_o$  obliczenie siły  $P$  jest nadzwyczaj proste, gdyż wystarczy znaleźć moment  $M_{ox_o}$  sił zewnętrznych działających na żebrze względem punktu  $X_o$ , gdyż tylko ten moment może wywołać obciążenie połączenia między górną i dolną częścią żebra. Obciążenie połączenia wynosi:

$$P = \frac{M_{ox_o}}{2F} b \quad [11]$$

Oczywiście przy obliczaniu momentu  $M_{ox_o}$  należy oprócz sił aerodynamicznych uwzględnić i inne działające na żebrze, jak na przykład siły masowe, siły działające na konsole lotkowe lub sterowe, zamocowane do żebra. Istotny jest tu kierunek przyłożenia sił do żebra. W przypadku przeniesienia siły z konsoli na żebrze w sposób wskazany na rys. 3a składowe poziome  $P_{1x}$  i  $P_{2x}$  odciążą znacznie połączenie górnej części żebra z dolną, obciążone wydatkami na połączeniu z górną i dolną ścianą kesonu. Natomiast w przypadku przedstawionym na rys. 3b, gdzie siły z konsoli na żebrze przenoszą się w postaci sił pionowych  $P_{1z}$  i  $P_{2z}$  odciążenia takiego nie będzie.

Na połączeniu górnej części żebra z dolną powstaną również obciążenia wywołane zginaniem żebra w jego płaszczyźnie, np. siłami aerodynamicznymi\*). Gdyby połączenie to umożliwiło swobodne wydłużenie się półek każdej części żebra (np. połączenie tylko w jednym miejscu), to każda część żebra przenosiłaby niezależnie obciążenie na nią przypadające (wynikające z rozkładu ciśnień na górną i dolną powierzchnię płata oraz ewentualnego oparcia się dolnej części żebra na górnej). W normalnym locie, przy istnieniu nadciśnienia na dolnej powierzchni i podciśnienia na górnej, z dwóch przylegających do siebie półek, należąca do dolnej części wydłużyłaby się, zaś należąca do górnej — skróciłaby się. Jeżeli połączenie umożliwi takie przesunięcie (np. znitowanie na obu końcach żebra w pobliżu pionowych ścianek kesonu), to obie półki będą musiały mieć to samo wydłużenie, a w połączeniu powstaną obciążenia, ale na każdym końcu żebra skierowane w przeciwną stronę. Stąd na jednym końcu żebra nastąpi sumowanie obciążeń pochodzących od momentu skręcającego przyłożonego do żebra i od zginania żebra, zaś na drugim końcu obciążenia te będą się od siebie odejmowały\*\*).

\*) Przy obliczaniu sił działających na górną i dolną powierzchnię płata należy uwzględnić możliwość powstania wewnątrz płata nadciśnienia lub podciśnienia tego samego rzędu co nadciśnienia i podciśnienia na powierzchni zewnętrznej, a więc praktycznie możliwość przyjęcia całego obciążenia aerodynamicznego tylko przez górną lub tylko przez dolną część konstrukcji płata.

\*\*) Zagadnienie dwóch leżących na sobie i połączonych na końcach belek, jakie stanowią górną i dolną część żebra, każda obciążona siłami skierowanymi w tym samym kierunku (np. ku górze) nie jest zagadnieniem zupełnie prostym. Na przykład przy obciążeniu górnej części dużymi siłami, a dolnej niewielkimi otrzymać można w wyniku skrócenia się dolnej półki górnej części żebra — silne mimośrodowe ściskanie dolnej części żebra, wywołujące wygięcie się jej środkową częścią ku dołowi wbrew działaniu siły zewnętrznej obciążającej dolną część żebra.

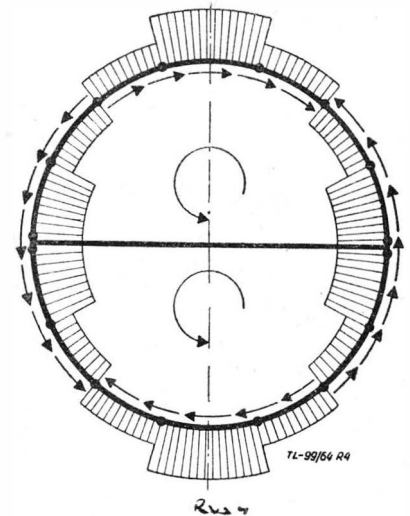
Wyznaczony w ten sposób rozkład wzdłuż przylegających półek pozwoli na obliczenie połączenia, jak również samych półek.

## 2. Wpływ braku połączenia między górną i dolną częścią żebra

Siła poprzeczna  $T_{z1}$  przyłożona w punkcie zerowego obciążenia połączenia góry żebra z dołem  $X_o$  wywołuje wydatek naprężeń na całym obwodzie żebra połączonym ze ściankami kesonu, niezależnie od tego, czy połączenie między częściami żebra istnieje, czy nie. Oczywiście, na połączeniu z górną i dolną ścianą kesonu wystąpią takie rozkłady wydatków, że składowe poziome ich wypadkowych sił będą tak na górze, jak i na dole równe zero.

Natomiast moment względem punktu  $X_o$  wywołuje stały wydatek na całym obwodzie (według wzoru Bredta) w wypadku sztywnego połączenia górnej części żebra z dolną. W braku takiego połączenia ten stały wydatek na połączeniu z górnym i dolnym pokryciem kesonu istnieć nie może, gdyż każda z części żebra nie byłaby w równowadze: istniałyby składowe wydatków w kierunku osi  $x$  nierównoważone żadnymi innymi siłami działającymi na żebrze.

W tym przypadku dla kesonu o przekroju zbliżonym do prostokąta, jak to często ma miejsce dla kesonów skrzydeł i stateczników, najprostszym założeniem będzie, że moment względem punktu  $X_o$  jest zrównoważony dwiema równymi przeciwnie skierowanymi siłami przyłożonymi pod postacią wydatku naprężeń tnących na połączeniu żebra z przednią i tylną ścianką kesonu. Oczywiście, zsumują się one algebraicznie z wydatkami wywołanymi poprzeczną siłą  $T_{z1}$  przyłożoną do żebra. Dla większej ścisłości można rozważyć oddzielnie siły i momenty działające na górną część żebra i dolną.



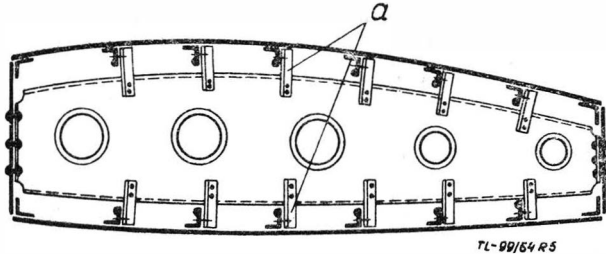
Rys. 4. Schematyczny rozkład wydatków naprężeń ścinających w kesonie kołowym

Wprowadzi to dodatkowe zginania w konstrukcji kesonu. Najprościej i równocześnie po stronie bezpiecznej będzie przyjąć, że boczne ściany kesonu wraz z pasami narożnymi pracują jako dwie niezależne belki ciągłe na wielu podporach. Każda z nich jest obciążona siłami poprzecznymi na każdym żebrze, nie posiadającym połączenia między swymi częściami i zaś podparta na każdym żebrze nie dzielonym lub z częściami silnie połączonymi. Te reakcje podporowe będą stanowiły na każdym nie rozciętym żebrze parę sił (siły na przednią i tylną ściankę są skierowane w przeciwnych kierunkach), która będzie zrównoważona wydatkiem stałym na obwodzie żebra. Jeśli żebrze nie rozcięte jest niewiele (np. tylko przy nasadzie i na końcu skrzydła), mogą na nich powstać poważne obciążenia. Poza tym takie przeniesienie części aerodynamicznego momentu skręcającego rozłożonego wzdłuż skrzydła na jego koniec może poważnie zwiększyć skręcenie skrzydła w locie, nie ujawniając się wcale przy sprawdzaniu sztywności skrętej skrzydła, gdyż przy tej próbie obciąża się zwykle skrzydło skupionym momentem na jakimś sztywnym żebrze położonym w pobliżu zewnętrznego końca skrzydła.

W rzeczywistości dodatkowe zginanie bocznych ścian kesonu będzie mniej niekorzystne, gdyż narożne pasy, stanowiące górny i dolny pas belki, odkształcając się (skręcając lub wydłużając) będą oddziaływały na przymocowane

do nich górne i dolne pokrycie kesonu, wywołując w nich naprężenia ścinające oraz pociągając do współpracy listwy wzdluzne górnej i dolnej ściany. Jednak ściśle rozwiązanie tego zadania jest złożone, gdyż wymaga uwzględnienia sztywności wszystkich elementów kesonu z żebrami i ich połączeniami włącznie i nie zostało dotąd przeprowadzone.

W przypadku kesonu o przekroju zbliżonym do kołowego, w braku wyraźnych równoległych ścianek pionowych mogących przejąć parę sił (rys. 4), wystąpi rozkład wydatków na obwodzie rozciętego żebra, dający jako wypadkową na każdą część żebra moment równoważący, moment sił ze-



Rys. 5. Żebro niesztywne połączone z górną i dolną ścianą kesonu. a — kątowniki łączące

wewnętrznych względem punktu  $X_0$ . Trudno jednak założyć jakiś uproszczony, a znajdujący się po bezpiecznej stronie rozkład.

### 3. Wpływ niesztywności połączenia żebra z górną i dolną ścianą kesonu

Niesztywność połączenia żebra z górną i dolną ścianą kesonu ma wpływ podobny do braku sztywnego połączenia

między górną i dolną częścią żebra. Czasami żebra lub wręgi kadłuba nie są bezpośrednio łączone z pokryciem, a tylko są traktowane jako podparcie listw wzdluznych, zabezpieczające je od wybożenia i od zgięcia pod wpływem sił aerodynamicznych i ściskania międzypasowego (rys. 5).

W razie małej sztywności giętej łączników  $a$  na górne i dolne pokrycie nie mogą przeniesie się żadne większe siły styczne, a więc nie mogą być wprowadzone wydatki naprężeń tnących. Cała siła zewnętrzna przyłożona do żebra musi być zrównoważona wydatkami na połączeniu żebra ze ściankami bocznymi, powodując ich zginanie i mocne obciążenie listw narożnych.

Dalsze uwagi o podparciu ścianek bocznych i pociągnięciu do współpracy ściany górnej i dolnej, podane w poprzednim rozdziale, odnoszą się również do tego przypadku. Rozkład naprężeń na obwodzie będzie jeszcze bardziej odbiegał od idealnego rozkładu na obwodzie żebra sztywnego, gdyż nawet siła poprzeczna nie będzie wprowadzona w górną i dolną ścianę.

Oczywiste, że podobne zjawisko może być wywołane również niesztywnością samego żebra nawet połączonego na całym obwodzie ze ściankami kesonu. Lokalne niesztywności żebra mogą całkowicie zmienić rozkład wydatku na jego obwodzie i wywołać naprężenia w powłoce kesonu związane z redystrybucją wydatków naprężeń ścinających, jest to jednak zagadnienie trudne do analizy matematycznej ze względu na trudność wyznaczenia odkształcenia żebra w jego płaszczyźnie.

### LITERATURA

1. Zbigniew Brzoska — Statyka i stateczność konstrukcji prętowych i cienkościennych, PWN, Warszawa, 1961 r.

MANFRED HULTSCH

## Porównanie pod względem ciągu dysz zbieżnych i zbieżno-rozbieżnych, stosowanych w silnikach odrzutowych

*Przy projektowaniu dysz wylotowych do silników odrzutowych zachodzi pytanie, czy w przypadku wysoko nadkrytycznych spadków ciśnień w dyszach nie jest korzystniejsze stosowanie dysz zbieżno-rozbieżnych (dysz Laval) zamiast dysz zbieżnych. W praktyce w turbinowych silnikach odrzutowych stosuje się na ogół proste dysze zbieżne, podczas gdy w silnikach strumieniowych i rakietowych — dysze zbieżno-rozbieżne. Powstaje wobec tego pytanie, czy można to uzasadnić pod względem termodynamicznym, czy też istnieją jeszcze jakieś inne czynniki wpływające na taki sposób postępowania. Niniejsza praca ma się przyczynić do wyjaśnienia tego zagadnienia, przy czym za pomocą rozważań termodynamicznych zostanie określony zakres stosowania obu rodzajów dysz. Jako kryterium posłuży osiągalny ciąg efektywny.*

### Krótkie przedstawienie właściwości obu rodzajów dysz

Dysza zbieżna (w dalszym ciągu artykułu oznaczana symbolem  $K$ ) ma tę właściwość, że przerabia w zupełności podkrytyczne spadki ciśnień — łącznie z krytycznymi. Przy spadkach nadkrytycznych powstaje w przekroju wylotowym dyszy ciśnienie krytyczne i dalszy spadek ciśnienia odbywa się poza dyszą. Powstający przy tym ciąg składa się z impulsu wypływających z prędkością krytyczną gazów i z siły ciśnienia działającego na powierzchnię wylotową dyszy i wywołanego nadciśnieniem w przekroju wylotowym w stosunku do ciśnienia otoczenia.

Jeżeli chodzi o dysze zbieżno-rozbieżne (oznaczane w dalszym ciągu symbolem  $KD$ ), to ich stosunek przekrojów musi być dokładnie dobrany do spadku ciśnienia, aby w przekroju końcowym zostało osiągnięte ciśnienie otoczenia. Jeżeli ciśnienie otoczenia spadnie poniżej ciśnienia w przekroju wylotowym, wyrównanie ciśnień odbywa się, podobnie jak w dyszy zbieżnej, na zewnątrz dyszy. Gdy ciśnienie

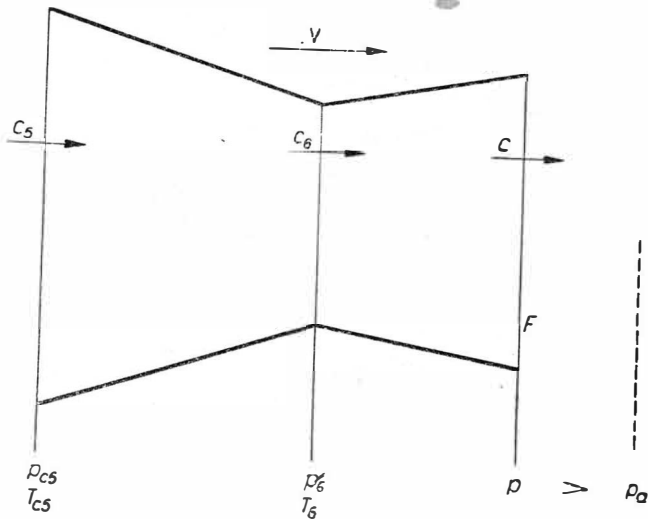
otoczenia zwiększy się powyżej ciśnienia w przekroju wylotowym, pozostając jednak poniżej ciśnienia w przekroju krytycznym, w rozszerzającej się części dyszy powstaje fala uderzeniowa. Fala uderzeniowa powoduje w rozbieżnej części dyszy spadek prędkości przepływu do prędkości poddźwiękowej. Warstwa przyścienna staje się przy tym bardziej niestateczna, wskutek czego następuje jej oderwanie od ściany dyszy. Fala uderzeniowa i oderwanie warstwy przyściennej powodują dodatkowe straty.

W ogólności straty w dyszy wynikają przede wszystkim z sił tarcia. Straty tarcia są proporcjonalne do kwadratu prędkości. Ponieważ przy nadkrytycznym rozprężaniu w dyszy zbieżno-rozbieżnej prędkości wewnątrz tej dyszy są większe niż w dyszy zbieżnej, w której następuje rozprężanie tylko do prędkości krytycznej, straty od sił tarcia w dyszy  $KD$  muszą być większe niż w dyszy  $K$ . To stwierdzenie może prowadzić do wniosku, że dysza  $K$  jest we wszystkich przypadkach korzystniejsza od dyszy  $KD$ . Jednak jak się później okaże, taki wniosek jest przedwczesny, gdyż

poza wspomnianymi stratami od sił tarcia dużą rolę odgrywa jeszcze „efekt” termodynamiczny. Efekt ten powoduje, że przewaga dyszy *K* ogranicza się tylko do małego zakresu warunków pracy dyszy. Poniższe rozważania wyjaśnią to dokładniej.

### Porównanie ciągów

Na rysunku 1 przedstawiono schematycznie dyszę *KD*. Poszczególne przekroje oznaczono w sposób przyjęty w silnikach odrzutowych. Wskaźnikiem *c* oznaczono parametry całkowite przepływającego gazu.



Rys. 1. Schemat dyszy zbieżno-rozbieżnej

Zostanie teraz założony dla dyszy *KD* nadkrytyczny stosunek ciśnień  $p_a/p_{c5}$ . Rozbieżną część dyszy można sobie wyobrazić jako przestawialną, tak że ciśnienie *p* w przekroju wylotowym może przyjmować każdą dowolną wartość między wartością ciśnienia krytycznego  $p_6$  w najmniejszym przekroju i wartością ciśnienia atmosferycznego  $p_a$ . Rozprężanie w dyszy odbywa się do ciśnienia *p*, końcowe rozprężanie do ciśnienia  $p_a$  ma miejsce poza dyszą.

Należy teraz postawić pytanie, na jakie ciśnienia końcowe *p* powinna być zaprojektowana dysza, aby uzyskać maksymalną wartość ciągu.

Jeżeli *m* oznacza masowy wydatek gazu, a *F* rzeczywisty przekrój wylotowy dyszy, to przy prędkości lotu *V* ciąg silnika wyraża się następującym wzorem

$$R = m(c - V) + (p - p_a)F \quad [1]$$

Aby móc odpowiedzieć na postawione powyżej pytanie, należy przebadać tę funkcję. Oswatitsch<sup>1)</sup> uczynił to dla przypadku deflektora strumienia i wykazał, że funkcja *R*(*p*) przyjmuje maksymalną wartość — przy izentropowym rozprężaniu — dla  $p = p_a$ . Czyli w przypadku nadkrytycznego stosunku ciśnień można uzyskać maksymalny ciąg, jeżeli w dyszy wylotowej gaz będzie się rozprężał do ciśnienia otoczenia  $p_a$ . Z tego powodu dysza *KD* miałaby przewagę nad dyszą *K* przy nadkrytycznych stosunkach ciśnień, niezależnie od wielkości nadkrytycznego spadku ciśnień. Jednak słuszne jest to tylko w przypadku idealnego, pozbawionego tarcia rozprężania.

Aby uzyskać dane co do korzyści wynikających ze stosowania dyszy *KD* w porównaniu z dyszą *K*, zostanie poniżej przeprowadzone porównanie ciągu uzyskiwanego przy stosowaniu obu rodzajów dysz.

W przypadku dyszy *K*, która kończy się przekrojem 6 (rysunek 1), otrzymuje się przy nadkrytycznym rozprężaniu ciąg wyrażony poniższym równaniem

$$R_K = m(c_6 - V) + (p_6 - p_a)F \quad [2]$$

Dla dyszy *KD*, w której następuje rozprężanie zupełne do ciśnienia otoczenia  $p_a$  obowiązuje wzór

$$R_{KD} = m(c_w - V) \quad [3]$$

przy czym parametry w przekroju wylotowym oznaczono wskaźnikiem *w*.

Wykorzystując równanie ciągłości

$$m = \rho_6 c_6 F_6 \quad [4]$$

równanie zasadnicze gazów

$$\frac{p_6}{\rho_6} = g R T_6 \quad [5]$$

i wzór na miejscową liczbę Macha w przekroju wylotowym

$$Ma_6 = \frac{c_6}{a_6} \text{ lub } Ma_w = \frac{c_w}{a_w}$$

otrzymuje się dla ciągu odniesionego do wydatku masowego:

$$\frac{R_K}{m} = Ma_6 a_6 - V + \left(1 - \frac{p_a}{p_6}\right) \frac{RT_6 g}{Ma_6 a_6} \quad [6]$$

lub

$$\frac{R_{KD}}{m} = Ma_w a_w - V \quad [7]$$

Ponieważ

$$a_6 = \sqrt{g k R T_6} \text{ i } Ma_6 = 1$$

z równania [6] otrzymuje się

$$\frac{R_K}{m} = a_6 \left[1 + \frac{1}{k} \left(1 - \frac{p_a}{p_6}\right)\right] - V \quad [8]$$

Gaz rozpręża się w dyszy z towarzyszeniem wzrostu entalpii — lecz adiabatycznie — przy czym wykładnik  $n < k$ . Uzyskaną w czasie rozprężania prędkość wylotową  $c_w'$  określa się ze wzoru

$$c_w = \sqrt{2g C_p (T_{c5} - T_w)} \quad [9]$$

Ponieważ

$$\frac{T_w}{T_{c5}} = \left(\frac{p_a}{p_{c5}}\right)^{\frac{n-1}{n}} \quad [10]$$

i

$$C_p = \frac{k}{k-1} R$$

otrzymuje się

$$c_w = \sqrt{2 \frac{k}{k-1} R T_w \left[ \left(\frac{p_{c5}}{p_a}\right)^{\frac{n-1}{n}} - 1 \right]} \quad [11]$$

lub w postaci bezwymiarowej jako miejscową liczbę Macha

$$Ma_w = \frac{c_w}{a_w} \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[ \left(\frac{p_{c5}}{p_a}\right)^{\frac{n-1}{n}} - 1 \right]} \quad [12]$$

Stosunek ciśnień, przy którym w przekroju 6 zostaje osiągnięta prędkość dźwięku  $Ma_6 = 1$ , otrzymuje się z równania [12] dla  $Ma_w = Ma_6 = 1$

$$\frac{p_6}{p_{c5}} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{n}{n-1}} \quad [13]$$

Należy przy tym zauważyć, że przy rozprężaniu obarczonym stratami, maksimum gęstości strumienia nie leży przy powyższym stosunku ciśnień. Różnica jest jednak nieznaczna i praktycznie nie ma żadnego wpływu na końcowy wynik.

Prędkość dźwięku  $a_6$  i  $a_w$  odnosi się do  $a_{c5}$  pisząc:

$$\frac{a_6}{a_{c5}} = \sqrt{\frac{2}{k+1}}$$

i

$$\frac{a_w}{a_{c5}} = \left(\frac{p_a}{p_{c5}}\right)^{\frac{n-1}{2n}}$$

<sup>1)</sup> Oswatitsch K.: Gasdynamik, Springer-Verlag, Wien, 1952.

Po podstawieniu powyższych wyrażeń do równań [7] i [8] otrzymuje się

$$\frac{R_K}{m} = a_{c5} \sqrt{\frac{2}{k+1}} \left\{ 1 + \frac{1}{k} \left[ 1 - \frac{p_a}{p_{c5}} \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{n}{n-1}} \right] \right\} - V \quad [14]$$

$$\frac{R_{KD}}{m} = a_{c5} \sqrt{\frac{2}{k-1}} \left[ 1 - \left( \frac{p_a}{p_{c5}} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right] - V \quad [15]$$

Obliczy się obecnie względną różnicę ciągów między ciągiem dyszy KD i ciągiem dyszy K, wykorzystując w tym celu równania [14] i [15]

$$\frac{\Delta R}{R_K} = \frac{R_{KD} - R_K}{R_K}$$

otrzymując:

$$\frac{\Delta R}{R_K} = \frac{\sqrt{\frac{2}{k+1}} \left[ 1 + \frac{1}{k} \left[ 1 - \frac{p_a}{p_{c5}} \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{n}{n-1}} \right] \right] - \frac{V}{a_{c5}} \sqrt{\frac{2}{k-1}} \left[ 1 - \left( \frac{p_a}{p_{c5}} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right] - \frac{V}{a_{c5}} \sqrt{\frac{2}{k-1}}}{1 + \frac{1}{k} \left[ 1 - \frac{p_a}{p_{c5}} \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{n}{n-1}} \right] - \frac{V}{a_{c5}} \sqrt{\frac{2}{k-1}}} - 1 \quad [16]$$

Gdy zamiast stosunku ciśnień  $p_a/p_{c5}$  podstawi się liczbę Macha  $Ma_w$  według równania [12], otrzyma się:

$$\frac{\Delta R}{R_K} = \frac{Ma_w \left[ \sqrt{1 + \frac{k-1}{2} Ma_w^2} - \frac{V}{a_{c5}} \right]}{\sqrt{\frac{2}{k+1}} \left\{ 1 + \frac{1}{k} \left[ 1 - \left( \frac{k+1}{1 + \frac{k-1}{2} Ma_w^2} \right)^{\frac{n}{n-1}} \right] \right\} - \frac{V}{a_{c5}}} - 1 \quad [17]$$

Rysunek 2 przedstawia tę zależność dla  $V=0$ ,  $k=1,34$  i dla współczynnika dyszy  $\varphi_D = 0,96; 0,97; 0,98; i 1,0$  (bez strat). Prędkość lotu przyjęto z tego powodu równą zero, ponieważ początkowo nic nie można powiedzieć o stosunku  $V/a_{c5}$ . Współczynnik dyszy  $\varphi_D$  jest zdefiniowany jak zwykle jako stosunek  $\varphi_D = c/c_t$ , tj. stosunek rzeczywiście

osiągniętej przy rozprężaniu prędkości  $c$  do prędkości możliwej do osiągnięcia przy rozprężaniu izentropowym. Między użytym w niniejszym artykule wykładnikiem poliotropy  $n$  i współczynnikiem  $\varphi_D$  istnieje następująca, dająca dobre przybliżenie, zależność

$$n = \frac{k}{k - \varphi_D^2 (k-1)} \quad [18]$$

Zgodnie z praktycznymi doświadczeniami współczynnik dyszy można przyjąć jednakowy dla obu rodzajów dysz.

Rysunek 2 został opracowany dla  $V=0$ , a więc dla warunków stoiskowych lub dla startu. Należy jeszcze krótko rozpatrzyć omawiane zagadnienie w warunkach lotu. Analizując równania [14] i [15] można się przekonać, że prędkość lotu nie ma żadnego wpływu na bezwzględną różnicę ciągów  $\Delta R = R_{KD} - R_K$ . Dopiero, gdy tę różnicę rozważa się w odniesieniu do ciągu  $R_K$ , jak to jest wyrażone równaniami [16] i [17], ujawnia się wpływ prędkości lotu. Ponieważ ciąg  $R_K$  spada ze wzrostem prędkości lotu  $V$ , względne, odniesione do  $R_K$ , różnice ciągów będą w warunkach lotu większe. Rzeczne przedstawionych na rysunku 2 krzywych będą więc rozciągnięte. Wobec tego otrzymuje się przesunięcia punktów, w których względna różnica ciągu jest równa zero. Jest to uwidocznione na rysunku 3. Przedstawiono na nim dla współczynnika dyszy  $\varphi_D$  względne różnice ciągów dla prędkości lotu  $V=0; 800 i 1000$  km/h. Istniejąca tu zależność stosunku  $V/a_{c5}$  od prędkości lotu została obliczona dla różnych wartości sprężu ( $\pi_s = 8 \dots 12$ ), temperatury przed turbiną ( $T_{c3} = 800 \dots 1200$  °K) i wysokości lotu ( $H = 7 \dots 12$  km), przy czym okazało się, że powyższe parametry w porównaniu do wpływu prędkości lotu mają mniejsze znaczenie. W związku z tym przy opracowywaniu rysunku 3 przyjęto uśredniony przebieg funkcji  $V/a_{c5} = f(V)$ . Uproszczenie takie jest usprawiedliwione, ponieważ chodziło tutaj tylko o przedstawienie ogólnych tendencji wynikających z wpływu prędkości lotu.

### Liczby Macha na wylocie z turbinowych silników odrzutowych

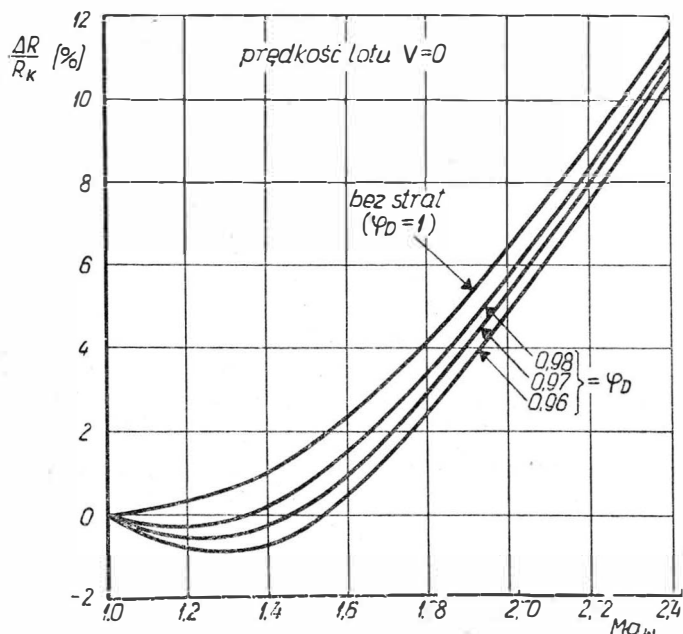
Zanim przejdzie się do dyskusji przedstawionych wykresów, należy zapoznać się z wartościami liczby Macha  $Ma_w$ , istniejącymi na wylocie z dysz turbinowych silników odrzutowych. Na rysunku 4 pokazano liczbę Macha  $Ma_w$  jako funkcję sprężu  $\pi_s$  i temperatury przed turbiną  $T_{c3}$  dla warunków startowych. Na rysunku 5 przedstawiono zależność liczby Macha  $Ma_w$  od prędkości lotu  $V$  dla wysokości lotu  $H=7$  i  $H=12$  km. Wybrano przy tym takie parametry obiegu cieplnego silnika, które odpowiadają

Tabela 1

Silnik	Spręż $\pi_s$	Temp. przed turbiną $T_{c3}$ (°K)	
		warunki startowe	warunki przelotowe
„Avon” RA 29	10	1160	1068
„Zephyr” TJ 38	10	1000	838
Pirna 014	7	1070	921

parametrom w warunkach przelotowych silników stosowanych na samolotach pasażerskich. Widać tutaj, że dla temperatur  $T_{c3}$  przyjęto niższe wartości niż dla warunków startowych (rysunek 4), ponieważ w przypadku cywilnych silników turbinowych temperatury przed turbiną w warunkach przelotowych są przeciętnie o 100 do 150° niższe niż w warunkach startowych. Ilustruje to poniższa tabela.

Wykresy na rysunkach 4 i 5 obliczono, zakładając wartości sprawności i współczynników strat przyjmowane ogólnie w obliczeniach silników turbinowych.

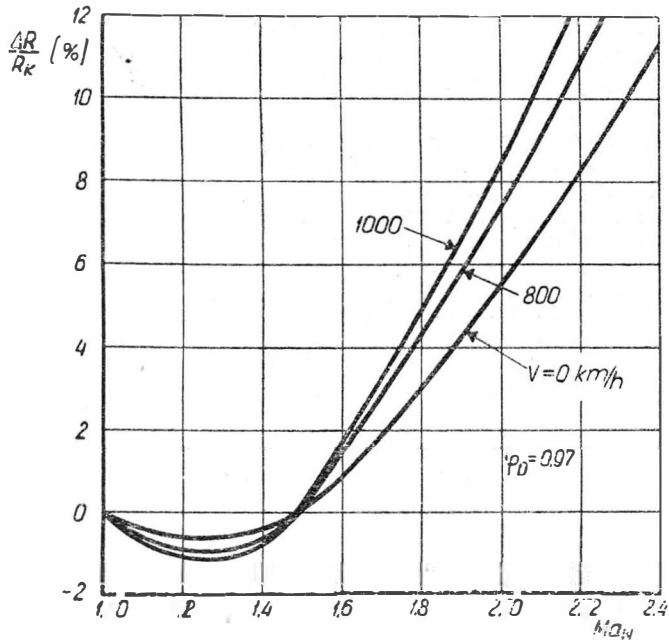


Rys. 2. Względna różnica ciągów  $\Delta R/R_K$  jako funkcja liczby Macha na wylocie z silnika  $Ma_w$



## Wnioski

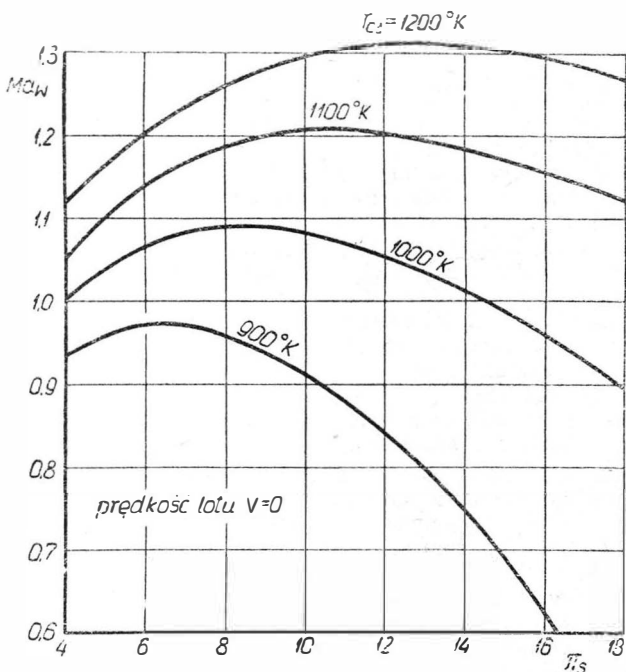
Z rysunku 2 widać, że przy rozprężaniu bez strat dysza KD ma przewagę nad dyszą K dla wszystkich liczb Macha  $Ma_w > 1$ . Jednak różnica między obu dyszami, przy liczbach Macha niewiele większych od jednośc, nie jest duża.



Rys. 3. Względna różnica ciągów  $\Delta R/R_K$  jako funkcja liczby Macha  $Ma_w$  i prędkości lotu  $V$  dla współczynnika dyszy  $\eta_D = 0,97$

Tak np. przy  $Ma_w = 1,42$  ciąg osiągalny za pomocą dyszy KD jest tylko o 1% większy od ciągu rozwijanego przy zastosowaniu dyszy K.

Ponieważ w obu rodzajach dysz rozprężanie przebiega w sposób jednakowy aż do przekroju krytycznego, różnice w ciągach wynikają tylko z powodu różnic w zamianie na ciąg pozostałego stosunku ciśnień  $p_6/p_a$ . Jest to wspomniany już efekt termodynamiczny. Polega on na tym, że „ciąg impulsowy”, powstający wskutek rozprężania, jest większy od „ciągu ciśnieniowego”, wynikającego z różnicy ciśnień. Fizycznej przyczyny tego zjawiska należy szukać

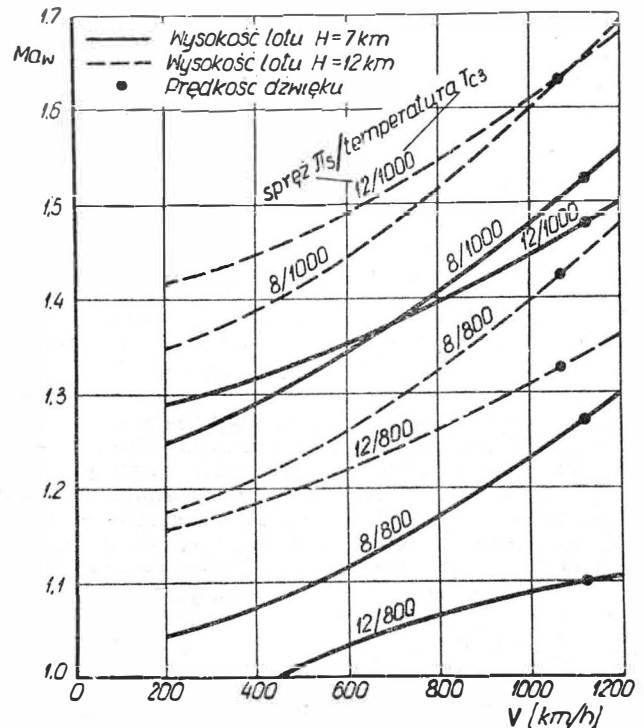


Rys. 4. Liczba Macha na wylocie z dyszy  $Ma_w$  jako funkcja sprężu  $\pi_s$  i temperatury przed turbiną  $T_{c3}$  w warunkach stoiskowych

w tym, że w jednym przypadku do wytworzenia ciągu wykorzystać można tylko różnicę ciśnień, podczas gdy w drugim przypadku przy dalszym rozprężaniu pozostaje do dyspozycji spadek termiczny.

W przeciwieństwie do rozprężania bez strat przy rozprężaniu ze stratami występują również ujemne różnice ciągów, jak to widać z rysunków 2 i 3. Jednak zakres, w którym występują ujemne różnice, oraz wartość różnic nie są duże. Prosta dysza zbieżna ma pewną przewagę nad dyszą zbieżno-rozbieżną do liczb Macha na wylocie równych około 1,4÷1,5, podczas gdy powyżej ma miejsce odwrotna sytuacja. Dotyczy to w równym stopniu warunków stoiskowych, co i warunków lotu, ponieważ bezwzględna różnica ciągów jest niezależna od prędkości lotu. Występujący przy rozprężaniu bez strat efekt większej wartości ciągu impulsowego w stosunku do ciągu ciśnieniowego zostaje przesunięty do zakresu  $Ma_w > 1$  z powodu dodatkowych strat tarcia w rozbieżnej części dyszy. W zakresie jeszcze większych liczb Macha efekt termodynamiczny zyskuje na sile, mimo istniejących strat.

Rozpatrzenie przedstawionych na rysunku 4 liczb Macha na wylocie z dyszy turbinowych silników odrzutowych wykazuje, że dla każdej wartości temperatury przed turbiną  $T_{c3}$  istnieje maksymalna wartość liczby Macha  $Ma_w$ ,



Rys. 5. Liczba Macha na wylocie z dyszy  $Ma_w$  jako funkcja prędkości lotu  $V$  dla czterech różnych silników na wysokościach lotu  $H = 7$  i  $12$  km

kąta leży przy tym większym sprężu  $\pi_s$ , im wyższa jest temperatura  $T_{c3}$ . Istniejąca w przypadku turbinowych silników odrzutowych do samolotów cywilnych tendencja stosowania niższych temperatur i wyższych sprężów prowadzi do niższych liczb Macha  $Ma_w$ . Z rysunku 4 widać, że w warunkach stoiskowych możliwe jest nawet zejście poniżej  $Ma_w = 1$ . Kierunek ten jest korzystny ze względu na zmniejszenie hałasu wytwarzanego przez silnik. Rysunek 4 pokazuje dalej, że nawet w przypadku silników przeznaczonych do celów wojskowych, pracujących przy wysokich temperaturach  $T_{c3}$ , liczby Macha leżą jeszcze poniżej 1,4÷1,5 i w związku z tym, zgodnie z rysunkiem 2, dla warunków stoiskowych korzystniejsza jest prosta dysza zbieżna. Dopalenie nie ma przy tym żadnego wpływu na liczbę Macha  $Ma_w$ , co wynika z równania [12].

W warunkach lotu następuje w wyniku sprężu dynamicznego przed wlotem silnika wzrost ogólnego sprężu silnika, który nie wymaga zwiększenia stopnia rozprężania w turbinie. Spręż dynamiczny powoduje wobec tego wzrost stosunku ciśnień w dyszy wylotowej, a tym samym

wzrost prędkości wylotowej i liczby Macha  $Ma_w$ . Rysunek 5 wykazuje, że przy prędkościach lotu  $V=800$  do 1000 km/h, powszechnych obecnie dla odrzutowych samolotów pasażerskich, liczby Macha mogą znajdować się powyżej zakresu  $Ma_w = 1,4 \div 1,5$ .

Podczas gdy w warunkach stoiskowych dysza zbieżna wykazuje zdecydowanie więcej zalet, to w locie z dużymi prędkościami i na dużych wysokościach korzystniejsza staje się dysza zbieżno-rozbieżna. Przy obecnych parametrach silników i prędkościach przelotowych nie przekracza się lub przekracza się nieznacznie graniczny zakres liczby Macha  $Ma_w$ , w którym obie dysze są równorzędne. Nawet jeżeli istnieje w tych warunkach przewaga dyszy zbieżno-rozbieżnej, to nie jest ona tak duża, aby mogła zrównoważyć wspomniane już wady dyszy tego typu. Mianowicie w warunkach startu i wznoszenia stosunek ciśnień w dyszy jest mniejszy od stosunku ciśnień odpowiadającego stosunkowi przekrojów dyszy KD, wskutek czego powstają w dyszy fale uderzeniowe i oderwania strumienia, pociągając za sobą znaczny spadek ciągu.

Podsumowując, można powiedzieć, że w warunkach startowych liczby Macha na wylocie z dysz turbinowych silników odrzutowych niewiele przekraczają  $Ma_w = 1,0$  i że w tym zakresie dysza zbieżna ma przewagę pod względem wytwarzanego ciągu nad dyszą zbieżno-rozbieżną. W warunkach przelotowych przewaga ta zmniejsza się i mogą się ujawnić zalety dyszy zbieżno-rozbieżnej. Jednak korzyści, jakie daje w tych warunkach dysza KD, nie są duże, tak że można powiedzieć, iż stosowanie w turbinowych silnikach odrzutowych przeznaczonych do celów cywilnych prostej dyszy zbieżnej jest uzasadnione.

Jednak dalszy wzrost prędkości i wysokości lotu samolotów pasażerskich zwiększy korzyści, jakie mogą dać w warunkach przelotowych dysze zbieżno-rozbieżne. (Obecnie na szybkich samolotach bojowych —  $Ma = 2,0$  — stosuje się dysze o zmiennej geometrii, które w warunkach startowych mają kształt dyszy zbieżnej, a w warunkach lotu przyjmują kształt dyszy zbieżno-rozbieżnej — przyp. tłumacza).

Tłumaczenie z „Jahrbuch der Luftfahrtforschung der DDR” 1959.

Mgr inż. ANTONI GOŁĘDZINOWSKI

## Stale stabilizowane

*Nowy rodzaj materiałów — stale stabilizowane, dysponują ciekawym zestawem własności, znacznie odbiegającym od własności stali dotychczas stosowanych. W artykule omówiono skład chemiczny i własności użytkowe tych materiałów, własności technologiczne, procesy obróbcze, termiczne i inne wraz z parametrami. Omówiono również zastosowanie nowych materiałów, ich cechy szczególne oraz zalety na tle materiałów dotychczas stosowanych.*

W stalach węglowych wzrost wytrzymałości uzyskuje się przez zwiększenie zawartości węgla w strukturze martenzytycznej. Temu wzrostowi wytrzymałości towarzyszą zjawiska ujemne — spadek ciągliwości i odporności na obciążenie uderzeniowe. Również do zjawisk ujemnych należy zaliczyć gwałtowny spadek obrabialności — za granicę obrabialności dla tych stali uznaje się wytrzymałość materiału  $R_r = 135$  kG/mm<sup>2</sup>. Stale martenzytyczne o wyższej wytrzymałości należy obrabiać w stanie zmiękczonej, a następnie poddawać ulepszeniu cieplnemu. Wywołuje to silne deformacje, stwarzając technologom wiele poważnych trudności. Nic też dziwnego, że — szczególnie dla przemysłu lotniczego — występowały silne tendencje poszukiwań nowych materiałów, wolnych od tych niedomagań, a jednocześnie pozwalających na stosowanie większych obciążeń. Badania prowadzone na przestrzeni ostatnich dziesięciu lat doprowadziły do opracowania i wprowadzenia do produkcji w roku 1961 przez firmę International Nickel Com-

pany nowych stali stopowych, tak zwanych „stali stabilizowanych”<sup>1)</sup>. Są to stale niklowo-kobaltowo-molibdenowe z niewielkimi dodatkami innych składników stopowych, jak to wykazuje tabela 1. Jak widać, stale te występują w trzech zasadniczych grupach, różniących się procentową zawartością składnika głównego.

Tak więc istnieją stale stabilizowane o nominalnej zawartości niklu 18, 20 i 25%. Pierwsza stal z tej grupy okazała się najatrakcyjniejsza i obecnie produkowana jest w trzech odmianach, jak to widać z tabeli 1. Stale stabilizowane różnią się znacznie od stali martenzytycznych. Martenzyt utworzony w stopie żelazo-niklu, przy zawartości niklu 18—30%, różni się znacznie od martenzytu żelazo-węgla. Pierwszy z nich nie wykazuje widocznych zmian twardości z zawartością niklu, podczas gdy drugi zmienia wyraźnie twardość z zawartością węgla. Pierwszy z nich posiada umiarkowaną twardość, ale bardzo wysoką wytrzymałość, szczególnie na obciążenia dynamiczne, w przeciwieństwie do drugiego, który dysponuje wysoką twardością przy jednoczesnej dużej kruchości martenzytów w stalach nieodpuszczanych o średniej i dużej zawartości węgla. W stalach stabilizowanych martenzyt tworzy się przy różnych prędkościach chłodzenia, nie zależy od wielkości przekroju, a szybkie studzenie także nie jest konieczne. W toku ustalania optymalnego składu procentowego stopu przebadano wpływy poszczególnych składników, a głównie molibdenu, kobaltu, tytanu i aluminium.

Właściwy dobór wymienionych składników oraz niklu pozwolił na ustalenie składu, który stworzył stop o niezmiernie interesujących własnościach technologicznych i konstrukcyjnych. Ze znanych nowych stali o zawartości niklu 18% jest to jedyna grupa, w której osiągnięto wytrzymałość  $Q_r$  większą od 157,5 kG/mm<sup>2</sup> przy zachowaniu temperatury zerowej ciągliwości  $-60^\circ\text{C}$ .

Wytrzymałość tych stali przy istnieniu karbu lub pęknięcia jest olbrzymia i przekracza 283 kG/mm<sup>2</sup>. Wyniki takie osiągnięto na próbkach z ostrym karbem o promieniu

Tabela 1

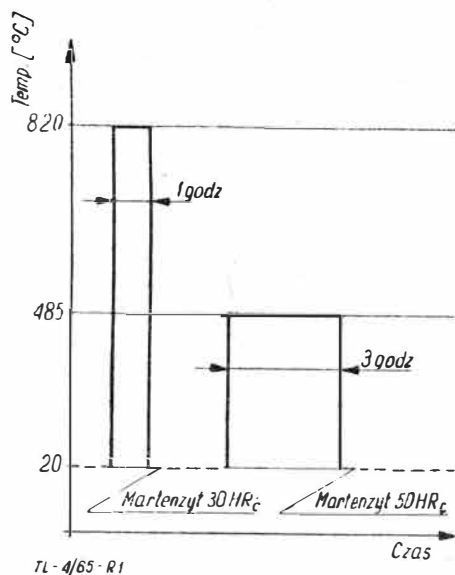
Składy chemiczne stali stabilizowanych

Składniki stopowe w procent.	18% Ni-Co-Mo			20% Ni-Ti-Al	25% Ni-Ti-Al
	$Q_r = 142$ kG/mm <sup>2</sup>	$Q_r = 172$ kG/mm <sup>2</sup>	$Q_r = 197$ kG/mm <sup>2</sup>		
Nikiel	17—19	17—19	18—19	18—20	25—26
Kobalt	8—9	7—8,5	8,5—9,5	—	—
Molibden	3,0—3,5	4,6—5,1	4,7—5,2	—	—
Tytan	0,15—0,25	0,3—0,5	0,5—0,7	1,3—1,6	1,3—1,6
Aluminium	0,05—0,15	0,05—0,15	0,05—0,15	0,15—0,35	0,15—0,35
Niob	—	—	—	0,3—0,5	0,3—0,5
Pozostałe składniki należy utrzymać:					
C	— 0,03% max.	P	— 0,01% max.		
Mn	— 0,10% max.	B	— 0,003% domieszka		
Si	— 0,10% max.	Ca	— 0,05% domieszka		
S	— 0,01% max.	Zr	— 0,02% domieszka		

<sup>1)</sup> Angielska nazwa — maraging steel.

0,013 mm. Jak wykazały próby, nowe stopy posiadają wybitną odporność na pęknięcia przy wysokich naprężeniach w ostrej korozyjnej atmosferze.

Niewielki dodatek węgla ma znaczny wpływ na wzrost wytrzymałości martenzytu niklowo-żelazowego i tak przy zwiększeniu zawartości węgla z 0,01 do 0,04% wytrzymałość rośnie o 14 kG/mm<sup>2</sup>. Jednakże ze wzrostem zawartości węgla, szczególnie powyżej 0,03%, spada wyraźnie odporność na działanie karbu.



Rys. 1. Przebieg obróbki cieplnej

Przy nagraniu do temperatury nieco powyżej 300 °C wszystkie składniki utwardzające stali stabilizowanych ulegają całkowitemu rozpuszczeniu w roztworze. Przy studzeniu z tej temperatury trzy stale grupy 18 Ni i stal 20Ni ulegają całkowitej przemianie na martenzyt w temperaturze powyżej pokojowej.

Podstawową cechą, różniącą tę grupę stali od innych, jest to, że stale te w stanie zahartowanym są stosunkowo miękkie i możliwe do obróbki mechanicznej. Pełną twardość i wytrzymałość tych stali uzyskuje się po dokonaniu zabiegu stabilizacji. Jest to właściwie utwardzanie w temperaturze 450—510 °C w ciągu kilku godzin (patrz rys. 1). W czasie zabiegu następuje wydzielanie faz utwardzających takich, jak Ni<sub>3</sub>Ti, (FeNi)<sub>3</sub>, (TiAl) i inne.

Materiały tej grupy w stanie wyżarzonym posiadają własności, jak podano w tabeli 2. W stanie zahartowanym wytrzymałość i twardość jest tylko nieco wyższa niż w stanie wyżarzonym.

W procesie stabilizacji przy wydzielaniu faz twardych następuje „opróżnienie” przestrzeni w strukturze, co pozwala na pełną przemianę austenitu w martenzyt przy przechodzeniu do temperatury pokojowej. Dzięki temu stale stabilizowane uzyskują pełną wytrzymałość, jak podano w tabeli 3. Pełny mechanizm utwardzania stopów Fe-Ni-Co-Mo-Ti nie został jeszcze zbadany. Dyfrakcja strumienia elektronów wykazała obecność uporządkowanej struktury przestrzennej centrycznej, opartej na fazie Fe<sub>2</sub>CoNi.

Stale stabilizowane po wyżarzeniu posiadają zwykle strukturę martenzytyczną i dlatego nie występuje zagadnienie zmian wymiarowych przy hartowaniu. Pomiar liniowy — długościowe próbek wykonane przed i po hartowaniu wykazały, że stale 18% Ni-Co-Mo nie podlegają zmianom wymiarowym, podczas gdy stale 20% Ni-Ti-Al, 25% Ni-Ti-Al wykazują skurcz 0,10—0,12%. Jak stwierdzono w szeregu prób, stale tej grupy po wyżarzeniu i obróbce mechanicznej poddane procesowi stabilizacji nie wykazują skrzywień. Na stan ten mają wpływ następujące czynniki:

1. W czasie stabilizacji zmiany długości są niewielkie lub do pominięcia.

2. Temperatury stabilizacji są niskie i dlatego gradienty temperatur przy nagrzewaniu nie mogą spowodować odkształceń plastycznych.

3. Studzenie w płynach jest całkowicie zbędne i stąd gradienty temperatur oraz ryzyko deformacji plastycznych są minimalne.

4. Współczynniki rozszerzalności tych stali w stanie wyżarzonym i stabilizowanym są prawie takie same.

5. Zupełny brak występowania nieciągłości w zmianach objętościowych w czasie nagrzewania i chłodzenia.

Szczególne cechy stali stabilizowanych zawierają się w łatwej ich fabrykacji. Chłodzenie tej stali z wysokiej temperatury tworzy strukturę martenzytyczną bogatą w nikiel, która jest stosunkowo miękka — 28÷34 HRc i łatwo przerabiana na zimno, jak również bez trudności obrabiana mechanicznie. Ponadto następne utwardzanie (stabilizowanie) w temperaturze 485 °C w ciągu 3 godzin nie powoduje zmian objętościowych.

Dzięki temu można nadawać wysoką dokładność w czasie obróbki mechanicznej bez obawy jej zatracenia w następnej obróbce cieplnej. Poza tym chłodzenie nie jest potrzebne w żadnej fazie cyklu obróbek cieplnych.

Wyrób stali stabilizowanych nie przedstawia specjalnych trudności. Stale te mogą być łatwo przerabiane na gorąco każdym ze znanych procesów. Zakres temperatur przeróbki na gorąco jest szeroki i sięga od 1250 do 800 °C.

Stale nie zdradzają żadnej tendencji do pęknięcia, nawet jeśli procesy przeróbki schodzą poniżej 820 °C. Jako obróbkę cieplną międzyoperacyjną zaleca się ujednorodnianie w temperaturze 1200—1250 °C przez 3 godz. Końcowe operacje formowania należy prowadzić w temperaturach od 820—920 °C. Warunek ten jest konieczny dla zapewnienia struktury austenitycznej drobnoziarnistej.

Tabela 2

Własności mechaniczne stali stabilizowanych w stanie wyżarzonym

Własności mechaniczne	18% Ni-Co-Mo	20% Ni-Ti-Al	25% Ni-Ti-Al
Twardość wg Vickersa	290—320	290—320	190—230
Granica plastyczności $Q_r$ (kG/mm <sup>2</sup> )	66—82	71—87	27—31
Wytrzymałość na rozciąganie $R_r$ (kG/mm <sup>2</sup> )	98—105	94—110	79—94
Wydłużenie przy $L=40$ w (%)	17—19	20	30—35
Przewężenie w (%)	70—75	65—75	70—80

Tabela 3

Własności mechaniczne stali stabilizowanych

Własności mechaniczne	18% Ni-Co-Mo 142 kG/mm <sup>2</sup> nominal.	18% Ni-Co-Mo 172 kG/mm <sup>2</sup> nominalna		18% Ni-Co-Mo 197 kG/mm <sup>2</sup> nominal.	20% Ni-Ti-Al	25% Ni-Ti-Al
		Topiony w powietrzu	Topiony w próżni			
Granica plastyczności $Q_r$ (kG/mm <sup>2</sup> )	134—148	164—186	164—186	208—214	168—190	168—192
Wytrzymałość na rozciąganie $R_r$ kG/mm <sup>2</sup>	140—154	168—192	168—192	211—217	173—197	183—205
Wydłużenie na 4,5 $\sqrt{A}$ w (%)	14—16	10—12	10—12	12	10—13	10—15
Wytrzymałość na rozciąganie w obecności karbu kG/mm <sup>2</sup>	220—244	244—270	260—291	299—315	220—267	197—252

Powstawanie tlenków na powierzchni oraz zendry jest szybsze niż dla stali chromoniklowej typu 18-8, ale wolniejsze niż dla innych stali niskostopowych. Zendrę usuwa się stosunkowo łatwo w początkowej fazie przeróbki na gorąco. Do usuwania zendry i tlenków używa się kilku metod. Główne z nich to piaskowanie dla usunięcia tlenków oraz trawienie różnymi roztworami, jak: 18-procentowym roztworem kwasu siarkowego w temperaturze 65–70 °C

Tabela 4

Prędkości skrawania i posuwu przy wierceniu stali stabilizowanej 18 Ni

Stan materiałów	Prędkość skrawania m/min.	Posuw mm/1 obr. dla średnicy wiertła (mm)				
		3,2	6,4	12,7	19	25,4
Walcowany na gorąco (walcowany)	18–21	0,038	0,064	0,15	0,28	0,31
Walcowany na gorąco (wyżarzany)	19,5–25,5	0,038	0,064	0,15	0,28	0,31
Stabilizowany	6–7,5	0,025	0,05	0,127	0,127	0,23

lub jeszcze skuteczniej i bez pozostawiania czarnego nalotu na powierzchni trawi się 10–20-procentowym roztworem kwasu solnego (HCl).

Omaiwane materiały posiadają dobre własności i wysoką podatność do przeróbki na zimno. Pomimo że martenzytyczna struktura wyżarzanej stali 18Ni-Co-Mo i 20Ni-Ti-Al posiada stosunkowo wysoką twardość (290–320° Vickersa), to wzrost twardości jest tak powolny, że dla stopnia przerobu wynoszącego 90% osiąga zaledwie 50° Vickersa. Ta wspaniała podatność do formowania na zimno została potwierdzona w praktyce, gdzie na przykład płyta o grubości 12,7 mm została przewalcowana do grubości 2,54 mm bez żadnego pośredniego wyżarzenia. Struktura austenityczna wyżarzanej stali 25Ni-Ti-Al posiada niższą twardość i nieco lepszą ciągliwość od martenzytycznych struktur innych stali stabilizowanych. W początkowej fazie przeróbki w stali tej występuje przemiana austenitu w martenzyt. Mimo tego, wzrost twardości w miarę wzrostu stopnia przerobu jest minimalny i może być nie brany pod uwagę nawet przy dużych przerobach.

Podstawową zaletą stali stabilizowanych jest równoczesne dysponowanie bardzo wysokimi osiągnięciami wytrzymałościowymi — (wspaniałe walory konstrukcyjne) i dobrymi własnościami technologicznymi, pozwalającymi na łatwą i stosunkowo taną produkcję elementów z tych materiałów. Dzięki takiemu skojarzeniu własności konstrukcyjnych i technologicznych materiałom tym rokuje się wielką przyszłość w produktach o wysokim wykorzystaniu własności materiałowych. Dla bliższego zapoznania się z technologiczną charakterystyką tych materiałów omówione zostaną kolejno główne procesy technologiczne oraz zalecane parametry.

**Obróbka mechaniczna.** Dostępne dane wykazują, że skrawalność stali stabilizowanych jest taka sama lub lepsza od skrawalności innych stali stopowych o tych samych twardościach.

Wyższość technologiczna polega jednak na tym, że omawiane stale można obrabiać na gotowo w stanie miękkim (przed utwardzaniem), gdyż następna obróbka cieplna — stabilizowanie, przebiega w temperaturach niskich (około

Tabela 5

Parametry skrawania przy struganiu stali stabilizowanych typu 18-Ni

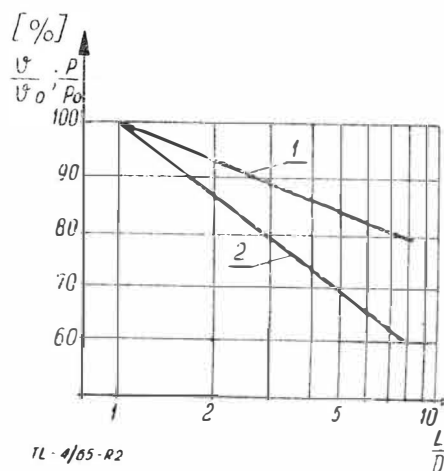
Stan stali	Prędkość skrawania m/min.	Posuwu dla obróbki			Głębokość skrawania	
		zgrubnej	wykańcz.	cięcia	zgrubna	wykańcz.
Walcowana lub wyżarzana	12,3	0,38	0,48 max	0,2 max	0,48	0,25
Stabilizowana	7,6	0,38	0,48 max	0,1 max	0,48	0,25

480 °C) i bez zmian strukturalnych w metalu, co eliminuje powstawanie naprężeń wewnętrznych, skrzywień i zmian wymiarowych.

**Toczenie.** Przy toczeniu zgrubnym stali stabilizowanej 18Ni w stanie wyżarzonym, gdzie twardość wynosi około 30 HRC, najkorzystniej pracują noże ze stali szybko tnącej. Zalecane parametry to: prędkość skrawania 12–18 m/min., posuw 0,17–0,4 mm/obrót i głębokość skrawania 2,5–6 mm. Jako chłodziwa stosuje się oleje sulfonowane. Można również zastosować węgliki spiekane bez chłodzenia przy prędkościach skrawania 30–75 m/min., i posuwach 0,18–0,5 mm/min. oraz głębokości skrawania 2,5–6,0 mm. Stal ta natomiast w stanie stabilizowanym (utwardzonym) może być toczona zgrubnie węglkami spiekanyymi z prędkościami skrawania 15–45 m/min., posuwami 0,12–0,25 mm/obr. i głębokością skrawania 1,6–3,2 mm również bez żadnego chłodzenia.

Zalecane warunki na toczenie wykańczające przedstawiają się następująco: prędkość skrawania 30–120 m/min., posuw 0,05–0,2 mm/obr. i głębokość skrawania 0,25–1,0 mm, narzędzie — węgliki spiekane. Jako chłodziwa zaleca się stosowanie emulsji olejowej.

**Wiercenie.** Do operacji wiertarskich należy stosować narzędzie ze stali szybko tnącej, o kącie spirali zbliżonym do normalnego. Zalecane parametry przedstawia tabela 4, a zależność wzajemną parametrów podano na rys. 2.



Rys. 2. Zależność między posuwem, prędkością i głębokością wiercenia.  $\frac{V}{V_0}$  — stosunek prędkości skrawania do prędkości podstawowej;  $\frac{L}{D}$  — stosunek posuwu do posuwu podstawowego;  $\frac{L}{D}$  — stosunek długości otworu do średnicy; 1 — posuw mm/obr.; 2 — prędkość skrawania m/min.

**Struganie.** Zalecanymi narzędziami są noże ze stali szybko tnącej. Nie zaleca się natomiast ostrzy z węglków spiekanych z uwagi na ich nadmierne zużywanie się. Narzędzie należy szlifować na dodatnie kąty natarcia, a ponadto gładko szlifować, ewentualnie docierać krawędź natarcia dla uzyskania wysokiej ostrości i dużej gładkości ostrza. Trzeba zwracać dużą uwagę na sztywne osadzenie ostrza z małym wysięgiem. Struganie zgrubne pozwala na uzyskanie czystej, ale ostrej powierzchni. Struganie wykańczające pozwala uzyskiwać gładkość rzędu siódmej, ósmej klasy, szczególnie przy zastosowaniu chłodziwa, które obniża przywieralność wiórów do narzędzia. Dla strugania zgrubnego chłodzenie jest zbędne.

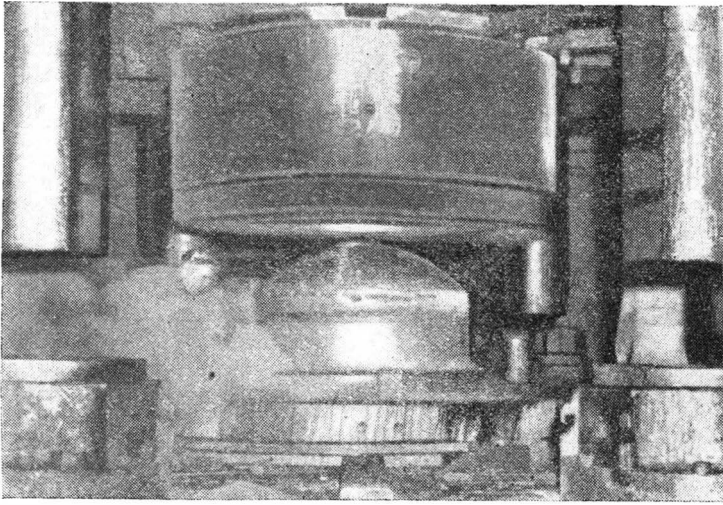
Parametry skrawania dla operacji strugania przedstawione zostały w tabeli 5.

**Cięcie piłką.** Próby cięcia przeprowadzono z powodzeniem na materiałach walcowanych i wyżarzanych. Do prób stosowano piłki okrągłe o średnicy 740 mm ze wstawianymi zębami ze stali szybko tnącej. Cięcie prowadzono przy prędkości skrawania 21 m/min. i posuwie 16,3 mm/min.

Do chłodzenia używano oleje mineralne chlorowane lub sulfonowane. Sam proces skrawania przebiegał normalnie, a zwijanie się wiórów odbywało się bez zaburzeń.

**Nacinanie gwintów.** Zalecany materiał na narzędzia do gwintowania jest stal szybko tnąca pracująca z prędkością skrawania 3–7,5 m/min. i przy zagłębieniu 0,05–0,25 mm w jednym przejściu. Jako chłodziwa należy używać olei sulfonowanych.

**Szlifowanie.** Do szlifowania wykańczającego stali stabilizowanych należy używać tlenków aluminium łączonych spoiwem o średniej twardości, przy średniej i dużej porowatości. Zalecane parametry skrawania: prędkość — 15 do 22,5 m/sek., prędkość posuwu stołu — 6 m/min., posuw wgłębny — 0,0075 mm na przejściu, posuw poprzeczny 0,6 mm na przejściu. Jako chłodziwa używa się mieszaniny



Rys. 3. Kopuła do silnika raketowego odkuwana w matrycach zamkniętych na prasie 50 000 ton

silnie sulfonowanego oleju zmieszanego z lekkim olejem mineralnym w stosunku 1:1.

**Przeróbka na gorąco.** Stale stabilizowane dają się łatwo przerabiać na gorąco w normalnych operacjach tradycyjnego walcowania czy kucia. Poddawać je nagrzewaniu do temperatury kucia należy tylko w stanie wolnym od olejów, tłuszczu i innych zanieczyszczeń, które mogą powodować nawęglanie. Proces odwrotny — odwęglania nie jest problemem. Sam proces nagrzewania może być przeprowadzony w piecach otwartych. Niepożądane są jedynie uderzenia płomienia.

Paliwo ciekłe (oleje) do ogrzewania pieców nie powinno zawierać więcej niż 0,75% siarki. Przy ogrzewaniu gazowym paliwo nie powinno zawierać więcej niż 2500 ziarn siarki w 1 m<sup>3</sup> gazu. Pożądana atmosfera pieca powinna zawierać 5% CO<sub>2</sub>.

Stal 18Ni do obróbki na gorąco należy nagrzewać do temperatury nie przekraczającej 1260°C. Niższa temperatura obniża ilość tlenków powierzchniowych i zendry, które się tworzą w czasie nagrzewania. O minimalnej temperaturze nagrzewu decydują w zasadzie możliwości środków i urządzeń zastosowanych w procesie przeróbki materiału na gorąco. Przekroje powyżej 150 mm<sup>2</sup> powinny być wstępnie nagrzane do temperatury 930—980°C, a następnie dopiero przeniesione do pieca o wyższej temperaturze. Taka procedura eliminuje możliwość występowania dużych gradientów temperatury. Temperatura pieca do nagrzewania końcowego nie powinna być wyższa od żądanej temperatury stali. Czas nagrzewania wynosi 6 min/1 cm przekroju.

Dla walcowania zaleca się stosować temperaturę od 820°C do 1040°C. Maksymalna temperatura kucia wynosi 1260°C, a minimalna 930°C dla uderzeń średniej energii. Natomiast dla lekkich uderzeń wykańczających temperatura minimalna wynosi 820°C. Ogólny osiągalny przerób materiału

Tabela 6

Własności złącz stali stabilizowanej 18-Ni

Własności złącz	Spaw. w osł. gazów		Spaw. elek. otul.		Spaw. pod topnik.	
	Nie-ulep.	sta-żone	Nie-ulep.	sta-żone	Nie-ulep.	sta-żone
1) Granica plastycz. Qr kG/mm <sup>2</sup>	93,5	154	91,0	157	91,0	154
2) Wytrzymałość do-rażna Rr kG/mm <sup>2</sup>	108	164	112	169	108	164
3) Przewężenie %	40	30	35	26	24	25
4) Wydłużenie %	5	7	5	6	6	6
5) Stosunek wytrzy-małości doraźnej w obecności karbu do bez karbu	—	1,2	—	1,1	—	1,1
6) Twardość HRC	32—42	49—51	30—40	49—51	30—35	48—50
7) Odporność na zła-manie w obecno-ści karbu V. kGm	5,3	2,1	3,4	1,4	4,5	1,4

może dochodzić do 80% przy wygrzewaniu materiału w temperaturze 1260°C i kutego w temperaturze 930°C.

Stale stabilizowane nie wykazują kruchości do temperatury 1260°C, ani nie pękają, jeżeli zakończenie procesu kucia schodzi poniżej 820°C. Chłodzenie przedmiotów kutych powinno odbywać się w zależności od przekrojów: małe przekroje — w cieczy, duże przekroje w spokojnym powietrzu, a nawet w popiele, dla uniknięcia dużych gradientów temperaturowych.

Usuwanie zgorzeliny odbywa się zwykle przez piaskowanie. Można stosować również trawienie w 18-procentowym roztworze kwasu siarkowego w temperaturze 72—77°C.

Zalecanym środkiem smarnym dla kucia jest grafit koloidalny (przy roztworze: 1 część grafitu na 40 części wody). Na matryce do kucia stali stabilizowanych należy stosować stale niklowo-chromowo-molibdenowe ulepszone cieplnie do 45—55 HRC. Wolframowe stale szybko tnące ulepszone do HRC 50 nadają się najlepiej do wykrawania na gorąco.

W celu otrzymania dobrych odkuwek należy przed ostatecznym kuciem usunąć warstwę tlenków, zgorzelinę i inne zanieczyszczenia.

**Spawanie.** Stale stabilizowane, szczególnie typy 18-Ni należą do dobrze spawalnych i nie wymagają wstępnego podgrzewania. Mogą być łączone zarówno w stanie wyżarzonym, jak i stabilizowanym. Dobre złącza uzyskuje się zarówno przy łączeniu blach, jak i płyt i to przy stosowaniu różnych procesów łączenia.

Najlepsze wyniki osiąga się przy zastosowaniu spawania w osłonie gazów obojętnych i to zarówno przy użyciu elektrod wolframowych, jak i topliwych. Stosowanie spawania pod topnikiem i elektrodą otuloną daje również pozytywne wyniki, jak to widać z tab. 6. Jako spoiwa należy używać materiału o składzie identycznym z materiałem spawanym. Tylko w przypadku stosowania elektrod otulonych, czy spawania pod topnikiem zaleca się w składzie elektrody użyć nieco więcej tytanu.

Samo złącze, jak również strefa pośrednia, znajdują się w stanie wyżarzonym. Dla materiałów stabilizowanych przed procesem spawania należy zastosować powtórny proces stabilizacji przywracającej mu poprzednie własności. Najlepsze własności osiąga się, jeśli do spawania użyje się materiał w stanie wyżarzonym, następnie podda powtórnemu wyżarzaniu i wtedy dopiero stabilizacji. Przy zastosowaniu takiego układu procesu obróbczego własności spoin przekraczają 90% wartości własności materiału łączonego. W przypadkach konieczności zastosowania lokalnej stabilizacji, np. dla przedmiotów, które nie mogą być w całości poddane zabiegowi obróbki cieplnej, zaleca się zastosowanie nagrzewania indukcyjnego. Przy stosowaniu spawania w osłonie gazów obojętnych obowiązują wszystkie zabiegi, jak dla stali tradycyjnych: przygotowanie powierzchni, oczyszczanie, dopasowanie itp. Jako spoiwa należy używać drutu o zawartości 0,4% Ti i nie zawierających Bo, Ca i Zn. Drut należy prażyć w temperaturze 260°C dla usunięcia kruchości i obniżenia zawartości wodoru.

Przepływ gazu obojętnego (osłaniającego) powinien być o 25% obfitszy niż dla nierdzewnych stali chromoniklowych.

**Kucie.** Stale stabilizowane posiadają również dobrą podatność w procesie kucia na gorąco. Stale te mogą być kute w matrycach na ciężkie elementy o złożonych kształtach. Wytrzymałość na rozerwanie jest jednorodna w całej odkuwce niezależnie od miejsca badania, jak i kierunku pobierania próbek. Ciągliwość i odporność na działanie karbu wydaje się zależeć od kierunku włókien. Z tego powodu ciągliwość w kierunku poprzecznym zmienia się w sposób wyraźny, zależnie od stopnia przerobu w czasie końcowych operacji kucia.

Przy mniejszych przerobach w fazie końcowej ciągliwość w kierunku poprzecznym jest mniejsza niż przy przerobach większych. Z tych względów kształty we wstępnych operacjach należy dobierać pod kątem przekucia w fazie końcowej, gwarantującego optymalne własności. W końcowej operacji kucia nadaje się więc — poza kształtem — również własności, a także wielkości ziarn. Ma to również wpływ na dobór wyposażenia kuźniczego. Odkuwanie kopuły do silnika raketowego, pokazane na rys. 3, przebiega w trzech fazach. Ostatnia faza następuje przy stosunkowo niskiej temperaturze 925°C do 810°C dla uzyskania właściwej ziarnistości materiału.

Niższa temperatura pociąga za sobą konieczność stosowania zwiększonych nacisków, a więc i potężniejszych pras,

od stosowanych do innych materiałów przy tych samych gabarytach przedmiotów.

Dla omawianej odkuvki postawiono warunki osiągnięcia  $R_r$  nie mniejszego od 195 kG/mm<sup>2</sup> i  $Q_r$  nie niższego od 192 kG/mm<sup>2</sup> przy dostatecznej ciągliwości. Jak widać z tabeli 7 warunki te zostały spełnione.

**Azotowanie.** Obróbki cieplno-chemiczne są znanymi metodami podwyższenia wytrzymałości zmęczeniowej stali i odporności na ścieranie. Z tego względu rozpatrzono również możliwości tych procesów w odniesieniu do stali

**Tabela 7**

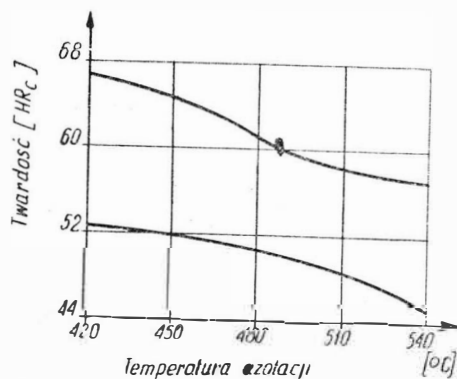
Własności mechaniczne kopuły tylniej

(Próbki brane w kierunku promieniowym i stycznym ze środka, średniego promienia i skraju odkuvki poddane zostały wyżarzaniu ujednoladniającemu w temperaturze 815 °C w ciągu 1 godziny i chłodzone na powietrzu, a następnie stabilizowane w ciągu 3 godzin w temperaturach podanych w tabeli).

Temperatura stabilizacji °C	Granica plastycz. $Q_r$ (kG/mm <sup>2</sup> )		Wytrż. na rozciąg. $R_r$ (kG/mm <sup>2</sup> )		Wydłużenie %		Przewężenie %	
	min.	max.	min.	max.	min.	max.	min.	max.
455	176	188	188	189	10	12,0	39,3	48,7
480	188	195	199	202	8	12,0	36,0	48,2
510	195	201	200	205	8	10,0	37,6	48,7

stabilizowanych. Po wstępnej analizie wybrano tylko azotowanie, gdyż inne zabiegi obróbki cieplno-chemicznej przebiegają w temperaturach, które niszczyłyby skutki stabilizacji stali. Azotowanie w odniesieniu do stali stabilizowanych nie odpowiada znanym przebiegom i pojęciom z tradycyjnego azotowania stali stopowych. Mechanizm wzrostu twardości w warstwie zewnętrznej nie polega na wytrącaniu azotków w masie ferrytu. Twardość, którą uzyskuje się w tym procesie, wynosi 57 HRC, a więc jest znacznie niższą, niż należy oczekiwać od warstwy azotowanej.

Na podstawie przeprowadzonych prób stwierdzono, że azotowanie prowadzone w temperaturze ponad 450 °C wywołuje zmiany fazowe ferrytu w austenit w miarę przenikania azotu, i że koncentracja jego przesuwa granicę rozpuszczalności ferrytu. Tak utworzony austenit posiada wysoką hartowność. Chłodzenie powietrzem powoduje hartowanie zewnętrznej warstwy o grubości około 0,025 mm.



Rys. 4. Zmiana twardości warstwy zewnętrznej i rdzenia w zależności od temperatury azotacji. 1 — Warstwa zewnętrzna; 2 — Rdzeń

TL-4/65-R4

Warstwa ta silnie ciemnieje przy trawieniu i stąd nadano jej nazwę „czarnej warstewki”. Prawdopodobnie warstewka ta zawiera cząsteczki grupy azot-austenit uzyskanych w wyniku przemian. Materiał, znajdujący się poniżej tej warstwy, ma również strukturę z dodatkiem azotków, jednakże widocznie koncentracja ich jest za mała dla osiągnięcia pełnej twardości. Innym wytłumaczeniem może być wersja, że azotki utworzone w wyższej temperaturze różnią się w jakiś sposób pod względem wymiarów czy struktury od azotków tworzących się w niższych temperaturach.

Przy azotowaniu stali stabilizowanych należy unikać przemian fazowych. Dlatego proces należy przeprowadzać w temperaturach, przy których rozpuszczalność azotu w ferrycie jest znacznie korzystniejsza dla uzyskania optymalnego utwardzenia. Jak stwierdzono, proces należy prowadzić w temperaturze poniżej 450 °C w ciągu co najmniej

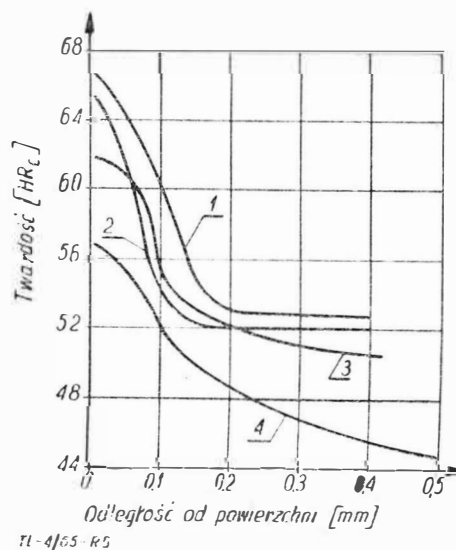
20 godzin (patrz rys. 4). Jak widać z wykresu, twardość uzyskiwana przy azotacji w temperaturze 425—450 °C jest znacznie wyższa, niż przy procesie klasycznego azotowania i może osiągać 67°HRC.

Widoczna z rys. 4 zmiana twardości rdzenia jest spowodowana reakcjami procesu stabilizacji w odpowiednich temperaturach. Oczywiście prędkość dyfuzji jest funkcją temperatury i jest tym niższa, im niższa jest temperatura procesu (rys. 5).

Mikrostrukturę warstwy azotowej łącznie z czarną warstwą pokazano na rys. 6. W warstwie pośredniej widoczna martenzytyczna budowa „igiełkowa”.

Na podstawie dokonanego przeglądu procesów technologicznych widać wyraźnie odrębność tej grupy materiałów od stali nierdzewnych o zbliżonej zawartości składników stopowych. Jest to chyba jedyna grupa, która łączy najwyższe cechy wytrzymałościowe i użytkowo-konstrukcyjne z dobrymi własnościami technologicznymi. Jedynym chyba poważnym mankamentem tej grupy materiałów jest stosunkowo wysoki ich koszt.

Reasumując zebrane wiadomości o stalach stabilizowanych należy stwierdzić, że:



Rys. 5. Zależność twardości warstwy azotowanej od odległości od powierzchni i od parametrów azotowania. 1.  $T = 425$  °C i  $t = 44$  godz.; 2.  $T = 450$  °C i  $t = 20$  godz.; 3.  $T = 480$  °C i  $t = 20$  godz.; 4.  $T = 540$  °C i  $t = 20$  godz.

TL-4/65-R5

1. Charakterystyka tych materiałów dostarcza konstruktorom i technologom możliwości tworzenia konstrukcji silniejszych, lżejszych i pewniejszych, a jednocześnie mniej kłopotliwych w wytwarzaniu.

2. Wybitny wzrost wytrzymałości bez równoczesnego obniżenia ciągliwości stawia te stale w pierwszym rzędzie materiałów do wyrobów rakiet, pocisków i samolotów. Uwzględniając, że równocześnie z lepszym stosunkiem wytrzymałości do ciężaru, występuje dobra spawalność i łatwość obróbki cieplnej, daje to dalsze argumenty dla ich używania w zakładach produkcyjnych.



Rys. 6. Mikrostruktura stali stabilizowanej po azotacji. Od góry widoczna „czarna warstewka”, a pod nią struktura martenzytyczna. Pow. 1000 ×

3. W formie płyt materiał ten nadaje się na kadłuby statków i zbiorniki wysokociśnieniowe. Stal typu 18 Ni ma duże perspektywy w chłodnictwie.

4. Dzięki dobrej podatności na kucie i odporności na pękanie w czasie procesów kucia materiały te predystynowane są na zbiorniki ciśnieniowe, podwozia samolotów, matryce do wyciskania na gorąco, śruby z łbami formowanymi na zimno, a także na lufy moździerzy i karabinów.

5. Stale stabilizowane po azotacji nadają się szczególnie na koła zębate i krzywki pracujące przy bardzo dużym, zmiennym obciążeniu.

6. Pomimo, że stale te są znacznie droższe od stali niskostopowych, przy rozważaniach ekonomicznych należy jednak brać pod uwagę uproszczenie procesów produkcyjnych, znacznie większy margines bezpieczeństwa na występowanie pęknięć.

7. Przeprowadzona wycena wykazała opłacalność stosowania tych materiałów na przekładnie zębate, wały, broń palną, śruby, pierścienie ustalające, sprężyny i różne typy zacisków.

#### LITERATURA

1. Maraging steels, Aircraft Production nr 3/1963
2. F. M. Giordano — Working the 18-Ni maraging steels, The tool and manufacturing engineer nr 7/1963 i nr 8/1963
3. R. B. Sparks — Working with maraging steels... forging, Metal Progress nr 7/1963
4. J. B. Seabrook — Working with maraging steels... nitriding, Metal Progress nr 7/1963
5. C. E. Witherell i inni — Working with maraging steels... welding, Metal Progress nr 7/1963
6. R. A. Kubli i N. D. Freemann — Welding of modern special property steels, Welding Journal nr 8/1964
7. D. A. Canomico — Gas metal arc welding of 18% nickel maraging steel, Welding Journal nr 10/1964

Dr inż. TADEUSZ MISSALA

## Łącza synchroniczne w przyrządach lotniczych

cz. I

*Łącza synchroniczne są układami bliskosiężnego przekazywania informacji i znajdują zastosowanie w budowie wielu przyrządów wchodzących w skład osprzętu lotniczego. W artykule zestawiono kryteria oceny łącz synchronicznych, po czym omówiono znane łącza prądu stałego i zmiennego, postępując się sformułowanymi kryteriami. W zakończeniu oceniono omówione łącza.*

### 1. Wstęp

Jedną z grup aparatów wchodzących w skład osprzętu lotniczego są aparaty do pomiaru metodami elektrycznymi wielkości nieelektrycznych\*), opisujących parametry lotu lub stany poszczególnych zespołów samolotu. Specyfika warunków eksploatacyjnych napotykanymi w lotnictwie wymaga niejednokrotnie rozdzielania aparatów na zespoły umieszczane w różnych miejscach w samolocie i powiązane ze sobą systemem bliskosiężnego przekazywania informacji. Dla zilustrowania omawianego zagadnienia można posłużyć się na przykład kompasem magnetycznym i anteną radiokompasu.

Kompas magnetyczny, umieszczony bezpośrednio w kabinie pilota, jest narażony na działanie pól magnetycznych, wytwarzanych przez inne przyrządy nawigacyjne, pilotażowe i pomiarowe oraz przez prąd elektryczny, płynący w licznych, znajdujących się tu przewodach sieci pokładowej. Działanie tych pól zwiększa dewiację kompasu poza granice dopuszczalne ze względów nawigacyjnych. Powstaje konieczność podziału kompasu na dwa aparaty; wskaźnik, umieszczony w kabinie pilota i czujnik, usytuowany w miejscu wolnym od działania szkodliwych pól magnetycznych. Czujnik i wskaźnik są powiązane elektrycznym systemem przekazywania informacji.

Antena radiokompasu posiada automatycznie działający układ napędowy, ustawiający jej płaszczyznę w położeniu prostopadłym do kierunku padania fal radiowych, to jest w położeniu największego skojarzenia z ich polem elektromagnetycznym. Informacja o położeniu anteny względem osi podłużnej samolotu musi być przekazana do kabiny pilota poprzez specjalny układ elektrycznego przekazywania informacji.

Elektrycznymi układami przekazywania informacji na niewielkie odległości są między innymi tak zwane łącza synchroniczne. Każde łącze składa się z części nadającej informację, czyli nadajnika, części odbierającej informację, czyli odbiornika, oraz przewodów łączących. Ponadto w jego skład mogą wchodzić dodatkowe elementy pośredniczące, korektory, nadajniki programowe itp. Elementem wyjściowym nadajnika jest przetwornik pomiarowy, przetwarzający wielkość mierzoną na sygnał elektryczny. Zasadą pracy

łącza jest odwzorowanie ruchu wirnika nadajnika na ruch wskazówki wskaźnika.

Ze względu na parametry zasilania łącza synchroniczne dzielą się na dwie podstawowe grupy: łącza prądu stałego i łącza prądu zmiennego.

Do łącz prądu stałego należą:

- łącze potencjometr-logometr,
- łącze potencjometr-potencjometr w układzie samorównoważającego się mostka,
- łącze potencjometr-potencjometr w układzie nadajnym,
- łącze potencjometr-potencjometr-logometr w układzie nadajnym.

Łączami prądu zmiennego są:

- łącza selsynowe: nadawczo-odbiorcze, transformatorowe i różnicowe,
- łącze magnesynowe,
- łącze mikrosynowe.

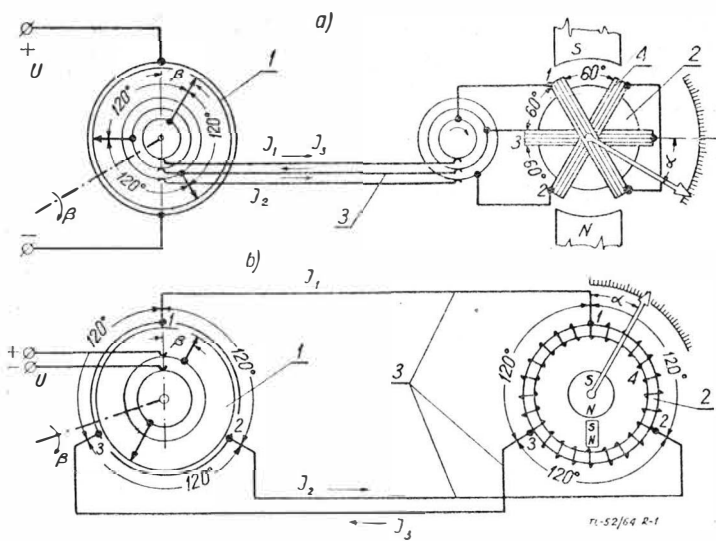
Łącze synchroniczne, będące układem sprzęgającym dwie części przyrządu — nadajnik i wskaźnik, wpływa na jego charakterystyki tak statyczne, jak i dynamiczne. Korzystne jest, ażeby wpływ łącza, zniekształcający lub tylko zmieniający charakterystyki przyrządu, był możliwie jak najmniej. Musi on ponadto przynieść pewien moment mechaniczny, konieczny dla uruchomienia wskaźnika. Obciążenie o takiej wartości nie może powodować wypadnięcia łącza z synchronizmu. Wartość szczytowa momentu przenieszonego przez łącze wpływa w istotny sposób na konstrukcję wskaźnika i jego klasę niedokładności.

Łącza synchroniczne stanowią często elementy układów automatycznej regulacji, dlatego też nie są obojętne ich własności dynamiczne takie, jak stałe czasowe, wzmocnienie, częstotliwość drgań własnych i zdolność do wzbudzenia się.

Powyższe uwagi można skonkretyzować w postaci wymagań stawianych łączom synchronicznym:

1. Mały, najlepiej zerowy, teoretyczny statyczny uchyb przekazywania informacji, to jest teoretyczna wierność odwzorowania ruchu wirnika na ruch wskazówki lub wirnika wskaźnika.
2. Mały, rzeczywisty statyczny uchyb przekazywania informacji.
3. Niewrażliwość na zmiany parametrów zasilania.
4. Duży moment synchronizujący.

\*) Odpowiedrie określenia autor podał w [lit. 3].



Rys. 1. Łąca potencjometr-wielocewkowy logometr. a — z logometrem o stałym magnesie trwałym; b — z logometrem o ruchomym magnesie trwałym

5. Duża sztywność łąca, to jest duża wartość wyrażenia  $k = \left( \frac{dM}{d\beta} \right)_{\beta=0}$ , gdzie  $\beta$  — kąt obrotu wirnika nadajnika.

6. Małe stałe czasowe.

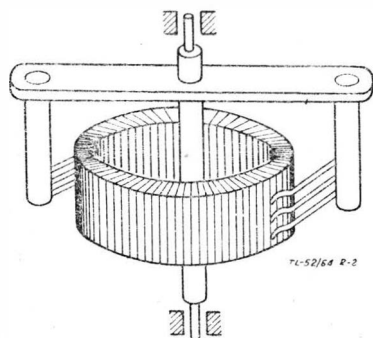
7. Stabilność pracy, a zwłaszcza brak skłonności do samowzbudzenia.

Wymagania 1, 2, 3 mają na względzie zmniejszenie niedokładności wskazań przyrządu pomiarowego, wymagania 4 i 5 charakteryzują łąca pod względem jego obciążalności, wymagania 6 i 7 mają na celu zapewnienie dobrej pracy łąca w układach automatycznej regulacji.

Artykuł niniejszy ma za zadanie dokonać przeglądu i porównania łączy w świetle podanych powyżej wymagań.

## 2. Łąca potencjometr-logometr

Schematy elektryczne łączy podano na rys. 1. Składa się ono z potencjometru 1, stanowiącego przetwornik pomiarowy nadajnika, logometru 2, będącego wskaźnikiem, oraz przewodów łączących 3. Łąca może być wykonane w dwóch wersjach, zależnie od konstrukcji logometru.



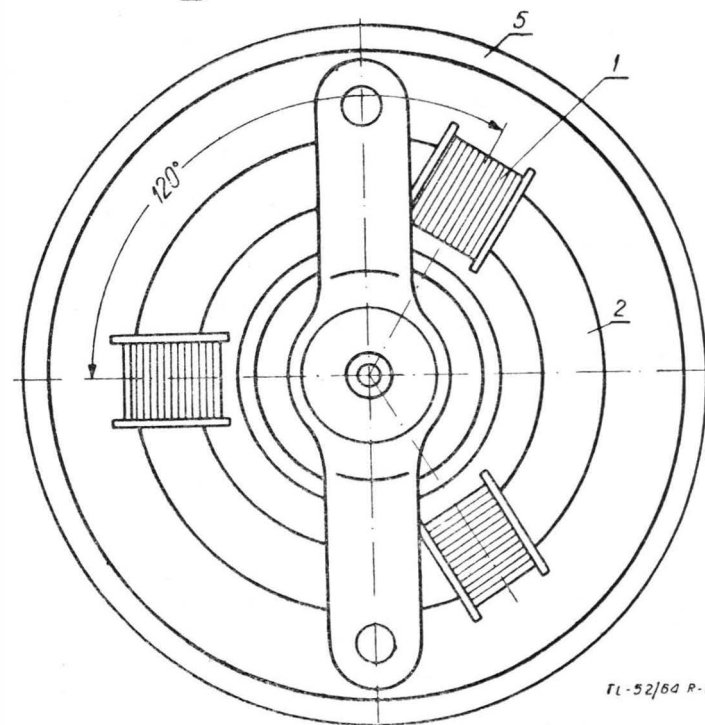
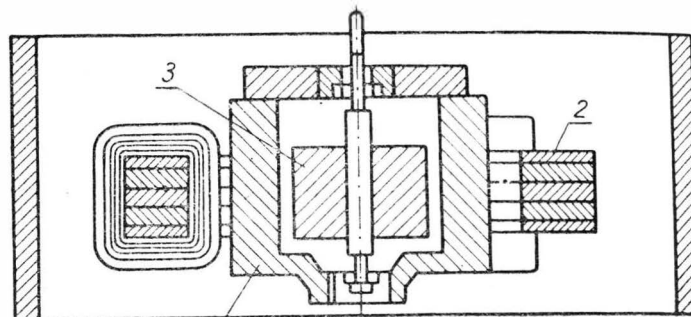
Rys. 2. Uproszczony wygląd potencjometru

W wersji podanej na rysunku 1a użyto logometru o nieruchomym magnesie trwałym i ruchomej cewce 4, z którą jest połączony mechanicznie układ wskazujący. Wersja podana na rysunku 1b zawiera logometr o nieruchomej cewce i ruchomym magnesie trwałym 4. Układ wskazujący jest połączony mechanicznie z magnesem tak, że umożliwia odczytywanie jego obrotu. Rysunek 1 uwidacznia jednocześnie zalety łąca z logometrem o ruchomym magnesie. Aczkolwiek rozważania matematyczne prowadzą do identycznych wzorów, opisujących teoretyczny statyczny uchyb przekazywania informacji w obu omawianych łącach, to jednakże można przewidzieć wpływ konstrukcji na ich uchyby rzeczywiste. Łąca z logometrem o ruchomej cewce ma 6 kompletów szczotek, łąca z logometrem o ruchomym magnesie — tylko dwa. W tym ostatnim łącu występuje blisko trzykrotnie mniejszy moment tarcia; jego rzeczywista dokładność jest większa niż łąca z logometrem

o ruchomej cewce. Jest to powodem, iż praktyczne zastosowanie znalazły przede wszystkim układy z ruchomym magnesem.

Uproszczony wygląd potencjometru jest podany na rysunku 2, jego własności oraz uchwyty zostały omówione przez autora w [lit. 3]. Uproszczony wygląd logometru przedstawiono na rysunku 3, zaś przekrój logometrycznego wskaźnika na rysunku 4. Cewka 9 posiada sześć sekcji nawiniętych na teroidalnych karkasach 7 i 8, wypełnionych rdzeniem 6, wykonanym z pierścieni permalloyowych. Sekcje uzwojenia są łączone po dwie, w rezultacie czego otrzymuje się logometr 3-cewkowy o uzwojeniu rozłożonym. Szczegółowy opis budowy wskaźnika znajduje się w [lit. 2].

Rozważając własności łąca w świetle wymagań sformułowanych we wstępie do artykułu należy zwrócić uwagę



Rys. 3. Uproszczony wygląd logometru. 1 — cewki, 2 — rdzeń, 3 — magnes, 4 — tłumik, 5 — ekran

na następujące zjawisko. W potencjometrze o schemacie podanym na rys. 5, którego szczotki wirują ze stałą prędkością obrotową, napięcia wyjściowe  $U_1$ ,  $U_2$  i  $U_3$  są trapezoidalnymi funkcjami kąta obrotu, przesuniętymi względem siebie o kąty  $120^\circ$  i  $240^\circ$ . Przebiegi napięć podano na rysunku 6. Niesinusoidalność przebiegów napięć, a zatem i prądów, jest źródłem podstawowego uchybu łąca. Jak wiadomo, jeżeli uzwojenie trójfazowe (trzy uzwojenia o osiach przesuniętych w przestrzeni o  $120^\circ$  i  $240^\circ$ ) zasili się prądami sinusoidalnymi przesuniętymi w czasie o  $120^\circ$  do  $240^\circ$ , to wypadkowe pole magnetyczne będzie polem wirującym o stałej prędkości. Jeżeli w takim polu zawiesz się magnes, to będzie się on ustawiał zawsze wzdłuż osi pola, a zatem będzie się obracać ze stałą prędkością. Pole magnetyczne, wytworzone przez trapezoidalne prądy w uzwojeniach, wiruje ze zmienną prędkością; obrót osi pola magnetycznego, a zatem i obrót zawieszono w nim



magnesu, nie odwzorowują ściśle obrotu szczotek potencjometru.

Z powyższego można wysnuć następujące wnioski, dotyczące rozpatrywanego łącza:

- jeżeli połączyć przetwornik potencjometryczny z symetrycznym trójcewkowym logometrem, to element wskazujący będzie się obracał w wyniku obrotu szczotek potencjometru. Może on obracać się o pełny okrąg; wskaźniki posiadają więc skalę 360-cio stopniową;
- obrót urządzenia wskaźnikowego niedokładnie odwzorowuje obrót szczotek potencjometru, to znaczy, że wskaźnik ma skalę nierównomierną.

Układ potencjometr-logometr można przedstawić w postaci schematu zastępczego, podanego na rysunku 7. Analiza tego schematu [patrz lit. 1] pozwala uzyskać wyrażenie dla prądów w poszczególnych uzwojeniach logometru, a na-

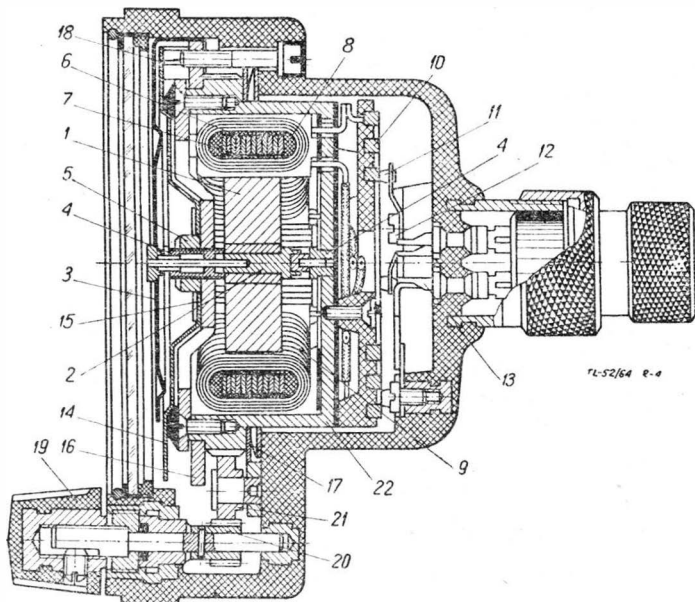
Jeżeli wprowadzić parametr:

$$a = -\frac{r}{R} \quad [3]$$

(gdzie  $r$  — oporność cewki logometru,  $R$  — oporność potencjometru), to po przeprowadzeniu niezbędnych rachunków można wykazać, że największą sztywność łącza otrzymuje się:

- przy połączeniu cewek logometru w trójkąt dla:  $a = \frac{1}{2}$
- przy połączeniu cewek logometru w gwiazdę dla:  $a = \frac{1}{6}$

Łącza potencjometr-logometr są najprostsze z łączy. Znalazły one wiele zastosowań, na przykład w busolach magnetycznych bez korekcy żyroskopowej, manometrach, paliwomierzach, wskaźnikach położenia itp. W niektórych z tych przyrządów można napotkać łącze zmodyfikowane, w którym potencjometr nie jest pierścieniowy — a liniowy. Układ taki przedstawiono na rys. 9. Dla scharakteryzowania



Rys. 4. Logometryczny wskaźnik kursu. 1 — obracający się magnes, 2 — oś, 3 — wskazówka, 4 — łożyska, 5 — gałka regulacyjna, 6 — rdzeń stojana, 7 i 8 — karkasy, 9 — uzwojenie stojana, 10 — pierścienie ślizgowe, 11 — szczotki, 12 — śruby, 13 — bolce wtyczki, 14 — skala, 15 — płytka, 16 — pierścień, 17 — sprężyna, 18 — nieruchome tło, 19 — gałka, 20 i 21 — koła zębate, 22 — korpus

stępnie wyrażenia dla kąta niezgodności pomiędzy położeniem szczotek potencjometru i wirnika logometru. Wartość tego kąta jest funkcją kąta obrotu szczotek potencjometru oraz liczby cewek logometru. Przebiegi tej funkcji podano na rysunku 8. Wskazują one, że najwłaściwsze jest stosowanie logometru trójcewkowego; przy stosunkowo niewielkiej szczytowej wartości kąta niezgodności, a więc stosunkowo niewielkiej nierównomierności skali, wynoszącej 1,1°, jest to układ o najmniejszej liczbie przewodów.

Rzeczywisty uchyb przekazywania informacji przez łącze jest większy. W precyzyjnie wykonanych aparatach lotniczych jego wartość nie przekracza 2,1°. Wobec tego, że jako wskaźnika użyto logometru, łącze jest praktycznie niezależne od zmienności parametrów zasilania. Moment synchronizujący łącza wyraża się wzorem:

$$M = K \sum_{n=1}^3 I_n \cos(\beta_n - \beta) \quad [1]$$

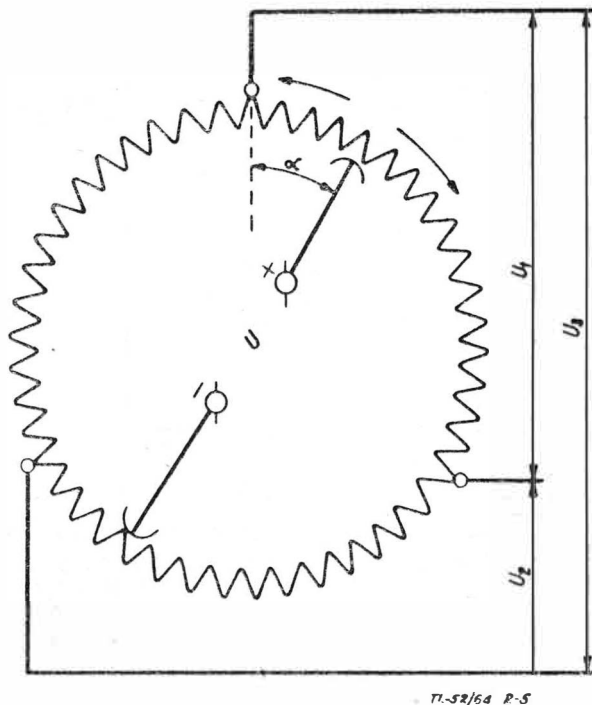
gdzie:

- $K$  — współczynnik proporcjonalny do wartości szczytowej indukcji magnetycznej, wymiarów geometrycznych wskaźnika i liczby zwojów jego cewek,
- $\beta_n$  — kąt określający położenie przestrzenne  $n$ -tej cewki,
- $\beta$  — kąt obrotu wirnika wskaźnika.

Po wprowadzeniu wyrażenia dla prądów  $I_n$  wynikających z rysunku 5 oraz po dokonaniu przeróbek matematycznych uzyskuje się następujące wyrażenie dla sztywności łącza:

$$\frac{dM}{d\beta} = \frac{3}{2} K I_1 (1 + \operatorname{tg}^2 \alpha) \cos \alpha \quad [2]$$

( $\alpha$  — kąt obrotu szczotek potencj.)

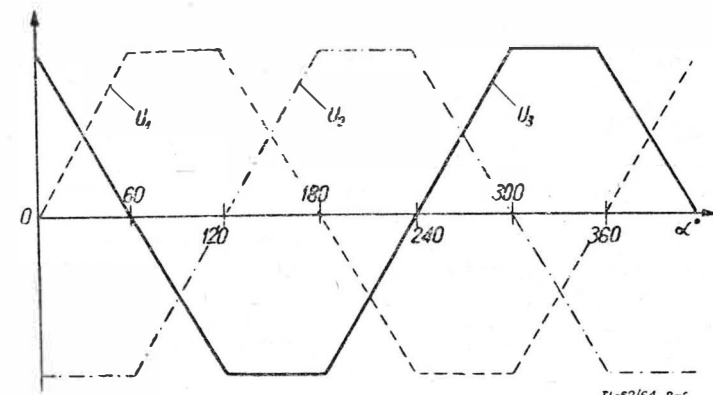


Rys. 5. Schemat przetwornika potencjometrycznego

uchybu nierównomierności skali tego łącza należy wprowadzić następujące oznaczenia:

- $r$  — oporność czynna cewki logometru,
- $R_1 + R_2 = R_p$  — oporność całkowita potencjometru,
- $\frac{R_1}{R_p} = x, \frac{r}{R_p} = a, b_i$  — liczba zwojów  $i$ -tej cewki,  $\delta = \frac{I_1 b}{U b}$

- $\Phi$  — kątowa rozciągłość skali,
- $\Delta$  — uchyb przekazywania kąta,
- $\xi \% = \frac{\Delta}{\Phi} \cdot 100$  — procentowy uchyb nierównomierności skali.

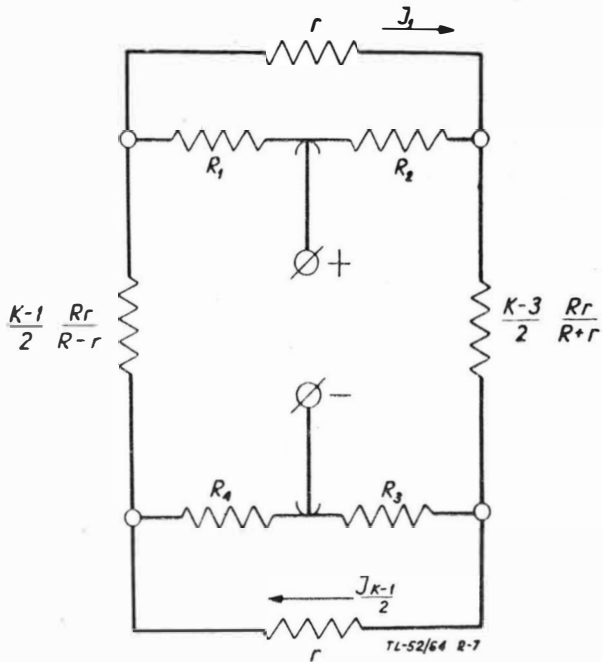


Rys. 6. Zależność napięć wyjściowych pierścieniowego potencjometru od położenia jego szczotek

Wykres  $\xi\%$  jako funkcji  $x$  oraz  $\delta$  podano na rysunku 10, z którego widać, że omawiany uchyb sięga do 30% wartości skali. Łącze to posiada więc bardzo duży uchyb przekazywania wskazań i znacznie ustępuje łączu z potencjometrem pierścieniowym.

### 3. Łącze potencjometr-potencjometr w układzie samorównoważącym się mostka

Schemat elektryczny najprostszego łącza tej grupy podano na rysunku 11. Składa się ono z nadajnika, którego elementem wyjściowym jest potencjometr 1, wskaźnika zawierającego



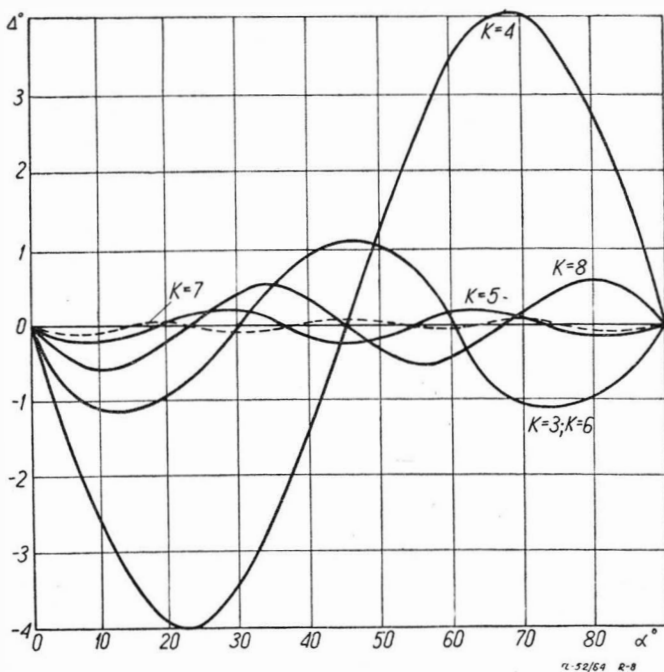
Rys. 7. Schemat zastępczy układu potencjometr-logometr

jącego potencjometr 2 i galwanometru 3 oraz przewodów łączących 4. Cewka galwanometru jest sprzężona mechanicznie z suwakiem potencjometru i ze wskazówką. Jak wiadomo z teorii mostkowych układów pomiarowych, warunkiem, żeby nie płynął prąd w gałęzi galwanometru, to jest, żeby nie następowało przesuwanie suwaka potencjometru, jest:

$$R_1 R_4 = R_2 R_3 \quad [4]$$

Jeżeli oznaczyć:

$R_1 + R_2 = R_n$  — oporność potencjometru nadajnika i  $R_1 = xR_n$ ,  $R_3 = R_4 = R_o$  — oporność potencjometru odbiornika

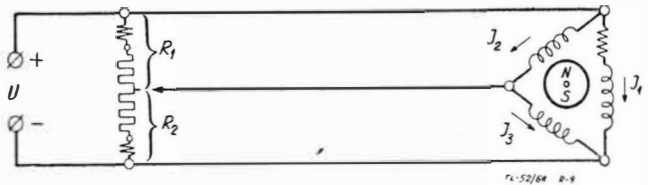


Rys. 8. Kąt niezgodności jako funkcja kąta obrotu szczotek i liczby cewek logometru

i  $R_3 = yR_o$ , to po podstawieniu do wyrażenia [4] otrzyma się warunek równowagi:

$$x = y \quad [5]$$

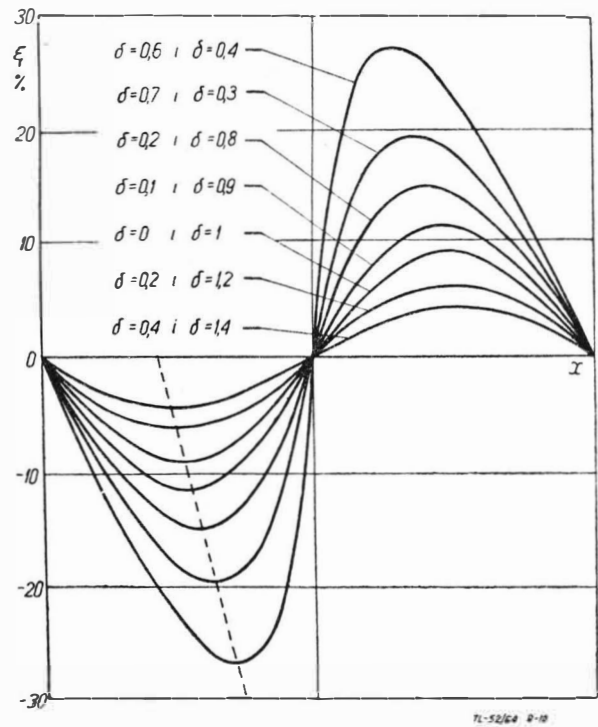
oznaczający, że równowaga układu następuje przy jednako- wych przesunięciach względnych suwaków obu potencjo- metrow. To oznacza dalej, że łącze nie posiada teoretycz-



Rys. 9. Schemat łącza z potencjometrem liniowym

nego uchybu przekazywania informacji. Wszystkie jego uchyby wynikają z przyczyn technologicznych. Stanowi to niewątpliwą przewagę omawianego łącza w stosunku do łącza potencjometr-logometr. Drugą zaletą łącza w układzie mostkowym jest dość duży moment synchronizujący rzędu dziesiątków Gcm. Wskaźniki tego łącza mogą, przy odpowiedniej konstrukcji, posiadać bardzo małe wymiary tak, że w obudowie o średnicy 60 mm można zmieścić dwa ustroje pomiarowe, zaś w obudowie o średnicy 80 mm — cztery.

Na rys. 12 przedstawiono drugą wersję omawianego łącza, zbudowaną przy użyciu potencjometrów pierścieniowych, a zapewniającą nieograniczony kąt obrotu wskazówki wskaźnika. Galwanometr posiada teraz trzy cewki poru-



Rys. 10. Zależność względnej nierównomierności skali od parametrów  $x$  i  $\delta$  przy  $\alpha > 1$  dla łącza z rysunku 9

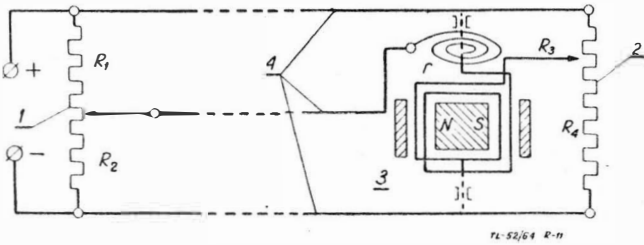
szające się w polu magnetycznym magnesu trwałego, umieszczonego w ich wnętrzu. Uzwojenia cewek są zasilane prądem z potencjometru nadajnika poprzez dwa układy szczotek i pierścieni ślizgowych. Cewki są połączone mechanicznie ze sobą, tworząc regularną gwiazdę; na osi gwiazdy umieszczono wskazówkę. Jednocześnie są one sprzężone ze szczotkami potencjometru wskaźnika. Równowaga w układzie następuje wówczas, gdy wypadkowy moment mechaniczny, działający na układ cewek, jest równy zero. Szczotki potencjometrów nadajnika i wskaźnika są oczywiście ustawione równomiernie co  $120^\circ$ . Oba potencjometry są zasilane prądem stałym z tego samego źródła (sieci pokładowej), w punktach leżących na średnicach uzwojeń, jednakowo usytuowanych względem spoczynkowego położenia

szczotek. Moment obrotowy, działający na układ cewek galwanometru, to jest moment synchronizujący łącza, wyraża się zależnością:

$$M = K \sum_{n=1}^3 I_n \cos(\beta_n - \gamma) \quad [6]$$

gdzie:

- $K$  — stała przyrządu,
- $\beta_n$  — kąt obrotu  $n$ -tej szczotki wskaźnika,
- $\gamma$  — kąt, jaki tworzy oś N—S magnesu trwałego ze średnicą potencjometru, odpowiadającą początkowemu położeniu trzeciej szczotki.



Rys. 11. Schemat elektryczny łącza potencjometr-potencjometr w układzie samorównoważącego się mostka (potencjometry liniowe). 1 — potencjometr nadajnika, 2 — potencjometr wskaźnika, 3 — galwanometr, 4 — przewody łączące

Po rozwinięciu i podstawieniu wartości dla prądów wynikających z analizy schematu oraz zauważeniu, że:

$$\beta = \alpha + \Delta \quad [7]$$

gdzie:

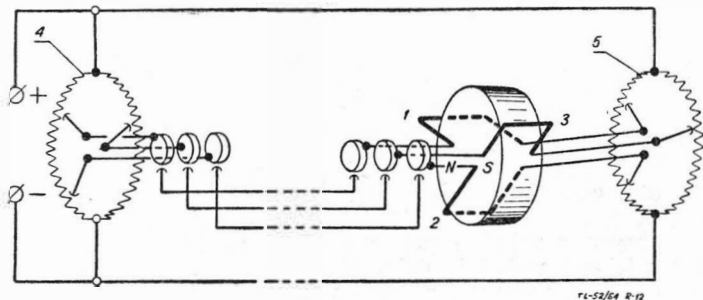
- $\alpha$  — kąt obrotu szczotek nadajnika,
  - $\Delta$  — kąt niezgodności,
- otrzymuje się:

$$M = K \left\{ \frac{\sqrt{3}}{2} (I_1 - I_3) \sin[\alpha - \gamma + \Delta] + \left[ I_3 - \frac{1}{2} (I_1 + I_2) \right] \cos(\alpha - \gamma + \Delta) \right\} \quad [8]$$

Analiza tego wzoru wykazuje, że moment synchronizujący łącza staje się zerem w dwóch przypadkach:

- 1) — gdy  $I_1 = I_2 = I_3 = 0$ ,
- 2) — gdy  $\text{tg}(\alpha - \gamma + \Delta) = \frac{\frac{1}{2}(I_1 + I_2) - I_3}{\frac{\sqrt{3}}{2}(I_1 - I_3)}$

Przypadek 1) zachodzi wówczas, gdy  $\alpha = \beta$ , to jest, gdy  $\Delta = 0$ , czyli przy pełnej zgodności kątów obrotu szczotek nadajnika i wskaźnika. Łącze z potencjometrami pierścieniowymi, połączonymi w układ samorównoważącego się mostka, nie posiada teoretycznego uchybu przekazywania informacji. Podobnie jak łącza z potencjometrami liniowymi posiada ono stosunkowo duży moment synchronizujący



Rys. 12. Schemat elektryczny łącza potencjometr-potencjometr w układzie samorównoważącego się mostka (potencjometry pierścieniowe). 1, 2, 3 — cewki galwanometru, 4 — potencjometr nadajnika, 5 — potencjometr wskaźnika

jący, dobrą sztywność i uchyb przekazywania, wynikający jedynie z przyczyn technologicznych. Najważniejsze z nich są:

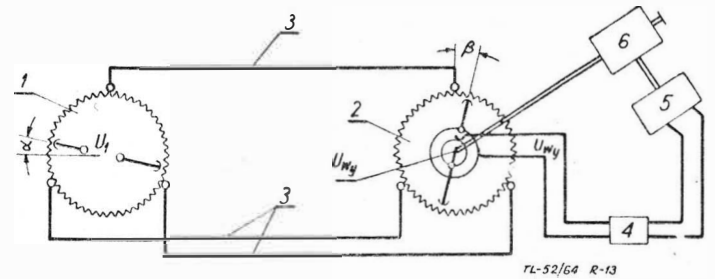
- momenty tarcia w łożyskach i szczotek o potencjometry i pierścienie ślizgowe,
- niejednakowe uchyby wykonania potencjometrów, których źródła zostały omówione przez autora w poprzednim artykule [lit. 3].

Reasumując, można stwierdzić, że łącza w układzie samorównoważącego się mostka, aczkolwiek bardziej skomplikowane niż łącza w układzie potencjometr-logometr, posiada znacznie lepsze charakterystyki statyczne.

Omawiane łącza znalazły zastosowanie w kompasach PDK-44.

#### 4. Łącze potencjometr-potencjometr w układzie nadajnym

Schemat elektryczny takiego łącza podano na rysunku 13. Składa się ono z potencjometru nadawczego 1, będącego elementem wyjściowym przetwornika pomiarowego, potencjometru odbiorczego 2, przewodów łączących 3, wzmacniacza 4, silnika wykonawczego 5 z przekładnią 6, na osi której znajdują się szczotki potencjometru 2. Napięcie zasilające układ jest podawane na wirujące szczotki potencjometru nadawczego; kąt obrotu tych szczotek jest odwzorowywany przez łącza. W przypadku rozstrojenia łącza na szczotkach potencjometru odbiorczego pojawia się napięcie wyjściowe  $U_{wy}$ ; podane na wejście wzmacniacza 4, wyste-



Rys. 13. Schemat elektryczny łącza potencjometr-potencjometr w układzie nadajnym, 1 — potencjometr nadawczy, 2 — potencjometr odbiorczy, 3 — przewody łączące, 4 — wzmacniacz, 5 — silnik, 6 — przekładnia

rowywuje go, powodując uruchomienie silnika 5, a zatem obrót szczotek potencjometru 2. Ruch szczotek ustaje wówczas, gdy zajmą one położenie odpowiadające zerowej wartości napięcia  $U_{wy}$ .

Ażeby ustalić omawiane położenie szczotek, trzeba rozważyć schemat zastępczy łącza, podany na rysunku 14. Jeżeli oznaczyć:

$$x = \frac{\alpha}{120^\circ} \quad \text{i} \quad y = \frac{\beta}{120^\circ} \quad [9]$$

to z analizy sieci z rys. 14 otrzymuje się w założeniu jednokowych oporności potencjometrów:

$$I_1 = \frac{I}{4} (1 - 2x); \quad I_2 = \frac{I}{4} 2x; \quad I_3 = \frac{I}{4} \quad [10]$$

gdzie  $I$  jest prądem zasilającym łącza.

Dla napięcia  $U_{wy}$  otrzymuje się następujące zależności:

$$U_{wy} = \frac{I}{4} R (x - y - 4xy - 1) \quad \text{dla } 0 \leq \beta \leq 60^\circ \quad [11a]$$

$$U_{wy} = \frac{I}{4} R \left[ 2y(1 - x) - \frac{3}{2} \right] \quad \text{dla } 60^\circ \leq \beta \leq 120^\circ \text{ i } 0^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ \quad [11b]$$

$$U_{wy} = \frac{I}{4} R [2y + 8x(y - 1) - 1] \quad \text{dla } 120^\circ \leq \beta \leq 180^\circ \text{ i } 30^\circ \leq \alpha \leq 60^\circ \quad [11c]$$

Z powyższych wzorów wynika, że przy  $x = 1$ , to jest  $\alpha = 0$ , napięcie wyjściowe łącza  $U_{wy}$  staje się zerem dla:

$$\beta = 90^\circ \quad [12]$$

czyli, gdy szczotki potencjometru odbiorczego zajmują położenie prostopadłe do szczotek potencjometru nadawczego.

W oparciu o podane powyżej wzory można rozpatrzyć zagadnienie teoretycznego uchybu odwzorowania przez łącze. Uwzględniając zależność [12], kątem niezgodności łącza można nazwać:

$$\Delta^\circ = \beta^\circ - \alpha^\circ - 90^\circ \quad [13]$$

Wprowadzając wyrażenia dla kąta  $\beta$ , otrzymane ze wzorów [11a] i [11b] dla  $U_{wy} = 0$ , czyli dla stanu zrównoważenia łącza, otrzymuje się:

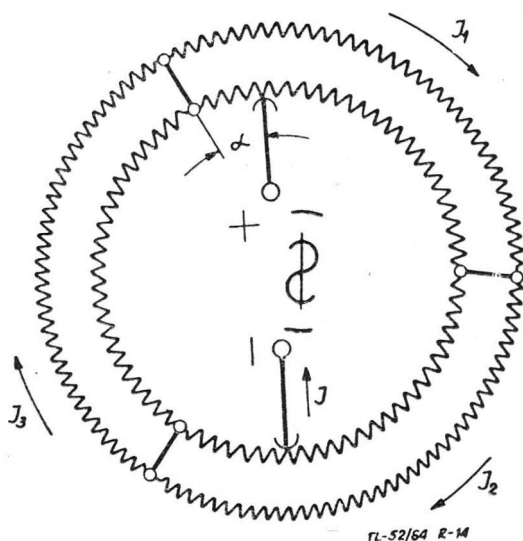
$$\Delta^\circ = \alpha \frac{\alpha^\circ - 30^\circ}{120^\circ - \alpha^\circ} \quad \text{dla } 60^\circ \leq \beta \leq 120^\circ$$

$$\Delta^\circ = \frac{\alpha \left( \frac{3}{2} - \frac{\alpha}{60^\circ} \right) - 30^\circ}{1 + \frac{\alpha}{60^\circ}} \quad \text{dla } 120^\circ \leq \beta \leq 180^\circ \quad [14a]$$

[14b]

Teoretyczny uchyb przekazywania informacji przez łącze jest więc niezerowy; jest on funkcją kąta  $\alpha$ . Wykres tej funkcji podaje rysunek 15. Wartość szczytowa uchybu teoretycznego wynosi  $\pm 2^\circ$ .

Praktyczny uchyb łącza jest większy; na jego wzrost składają się przede wszystkim strefy martwe wzmacniacza

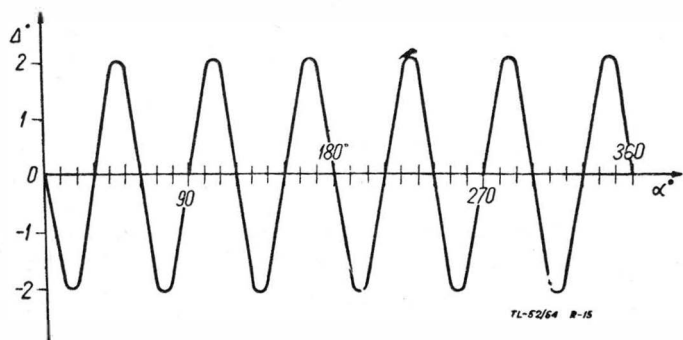


Rys. 14. Schemat zastępczy sieci elektrycznej łącza z rysunku 13

i silnika wykonawczego. O wartości szczytowej tego uchybu nie można niczego powiedzieć bez znajomości wartości tych stref martwych, poza tym, że jest on sumą uchybu teoretycznego i obu stref martwych, wyrażonych w stopniach kąta obrotu szczotek na potencjometrze.

Moment synchronizujący łącza, jak również jego sztywność, mogą być dowolnie duże; zależne są jedynie od doboru wzmacniacza i silnika wykonawczego. Łącze może więc służyć jako wał elektryczny.

Własności dynamiczne łącza są określone głównie przez własności dynamiczne silnika i wzmacniacza, gdyż zarówno wzmocnienia, jak i stałe czasowe potencjometrów są znacznie mniejsze niż odpowiednie parametry wzmacniacza i sil-



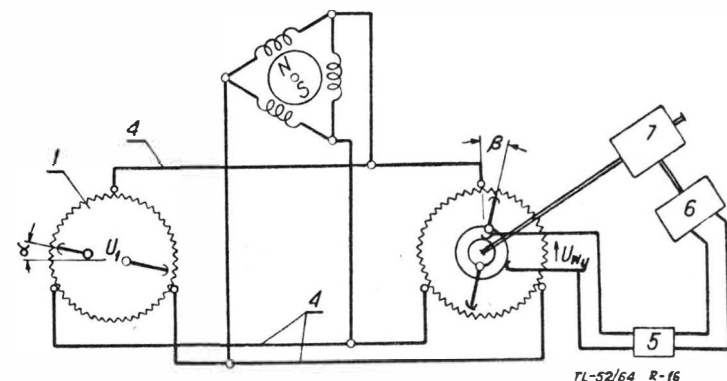
Rys. 15. Przebieg funkcji  $\Delta^\circ = f(\alpha^\circ)$  dla łącza z rysunku 13

nika. Im łącze ma przenieść większy moment mechaniczny, tym większej mocy musi być wzmacniacz i silnik, tym większe będą ich stałe czasowe.

Łącze może być zasilane zarówno prądem stałym, jak i zmiennym. Wahania parametrów zasilania nie mają praktycznie wpływu na dokładność odwzorowania przez łącze.

## 5. Łącze potencjometr-potencjometr-logometr w układzie nadążnym

Łącze to jest modyfikacją lub rozszerzeniem łącza omawianego w p. 4. Jego schemat elektryczny przedstawiono na rysunku 16. Składa się ono z dwóch potencjometrów: nadawczego 1 i odbiorczego 2, logometru 3, przewodów

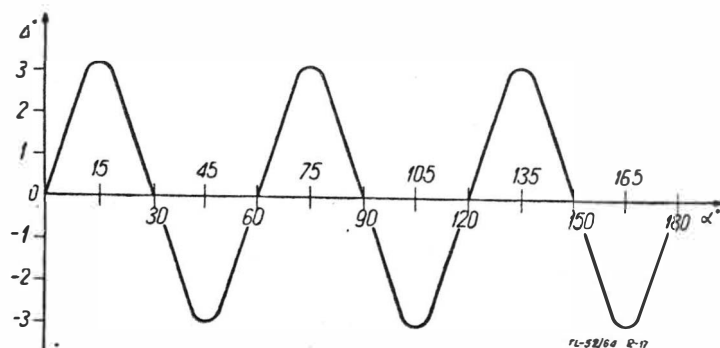


Rys. 16. Schemat elektryczny łącza potencjometr-potencjometr-logometr w układzie nadążnym. 1 — potencjometr nadawczy, 2 — potencjometr odbiorczy, 3 — logometr, 4 — przewody łączące, 5 — wzmacniacz, 6 — silnik, 7 — przekładnia

łączących 4, wzmacniacza 5, silnika 6 i przekładni 7, na osi której umieszczono szczotki potencjometru 2. Jest to więc łącze z rysunku 13 z logometrem włączonym równoległe do przewodów łączących potencjometry. Zarówno konstrukcja, jak i własności łącza są superpozycją odpowiednich cech łączy opisanych w p. 2 i 4. W ten sposób do omawianego łącza odnoszą się uwagi i opisy zarówno dotyczące łącza potencjometr-logometr, jak i łącza potencjometr-potencjometr w układzie nadążnym.

Teoretyczny uchyb przekazywania informacji przez łącze jest sumą uchybów wymienionych powyżej łączy i wynosi, zgodnie ze wzorami podanymi i wyprowadzonymi w [lit. 1] i [6]:

$$\Sigma \Delta = \frac{90 \alpha^\circ}{120^\circ - \alpha^\circ} + \text{arc tg } \frac{\sqrt{3} \alpha^\circ}{120^\circ - \alpha^\circ} \quad [15]$$



Rys. 17. Wykres funkcji  $\Sigma \Delta^\circ = f(\alpha^\circ)$  dla łącza z rysunku 16

Wykres funkcji  $\Sigma \Delta = f(\alpha)$  podano na rysunku 17. Osiąga ona ekstrema wynoszące  $\pm 3,1^\circ$  dla kątów  $(2k + 1) \cdot 15^\circ$ , zaś posiada wartości zerowe dla kątów  $2k \cdot 15^\circ$ , gdzie  $k = 0, 1, 2, \dots$

Praktyczny uchyb przekazywania informacji przez łącze jest większy wskutek działania momentów tarcia, niedokładności wykonania itp. Jego wartość ekstremalna wynosi  $\pm 4,2^\circ$  (wartość dla jednego z używanych przyrządów).

Tak duży uchyb przekazywania informacji nie może być tolerowany. Aby móc stosować omawiane łącze należało podjąć pewne środki zmniejszające lub eliminujące uchyb przekazywania. Są nimi:

- odpowiedni dobór rozkładu pola magnetycznego w szczelinie nieliniowego wskaźnika,
- dobór nieliniowego potencjometru nadajnika,
- zastosowanie wskaźnika z nierównomierną skalą,
- zastosowanie mechanicznego wyrównywacza skali.

Z wymienionych sposobów najprostszy, zarówno konstrukcyjnie, jak i technologicznie, jest sposób trzeci — zastosowanie nierównomiernej skali wskaźnika, toteż jest on często używany. Pozostałe sposoby, aczkolwiek umożliwiają zachowanie najwygodniejszej dla pilota równomiernej skali wskaźnika, to jednakże powodują znaczne skomplikowanie konstrukcji, a zwłaszcza wykonania łącza. Sposoby te opisane w [lit. 1] i [lit. 6], z uwagi na ich małą popularność nie będą omówione na tym miejscu.

Mgr inż. MIECZYŚLAW SIKORA  
Technik CZESŁAW KUŚMIERCZYK

## Strukturalne i mechaniczne kryteria oceny jakości blachy i prętów ze stopu PA6 (D1) i PA7 (D16) utwardzanych dyspersyjnie

Jednym z podstawowych procesów technologicznych nowoczesnego zakładu lotniczego jest obróbka cieplna stopów lekkich, a w szczególności duraluminium. Poprawność przebiegu procesów obróbki cieplnej duraluminium ma duże znaczenie dla jakości wykonywanych części. Wprowadzenie nowych stopów o większej wytrzymałości powoduje niekiedy konieczność stosowania bardzo wąskiego zakresu temperatur przesycania, co utrudnia prowadzenie procesu obróbki cieplnej, powodując równocześnie konieczność zwrócenia szczególnej uwagi na poprawność procesu nie tylko pod kątem stosowania właściwych parametrów temperaturowych i czasowych, ale również i pod kątem właściwej kontroli materiału obrabianego cieplnie.

Jakkolwiek poruszane zagadnienia są znane w sensie ogólnym, to jednak dane podawane przez literaturę fachową są zbyt ogólne, aby ich wykorzystanie było możliwe w praktyce zakładu produkcyjnego chociażby dlatego, że w przypadku wystąpienia trudności, podejmowanie decyzji odnosi się zawsze do konkretnego materiału i jej wyniki muszą być jednoznacznie sformułowane i jednoznacznie realizowane.

Właśnie brak jednoznacznych kryteriów zmuszał do prowadzenia badań w kierunku ustalenia właściwych podstaw, umożliwiających poprawną decyzję w konkretnych przypadkach.

Badania takie przeprowadzano na stopach PA6 (D1) i PA7 (D16), sprawdzając zmiany strukturalne i zmiany własności mechanicznych w zależności od temperatur wygrzewania przy przesycaniu.

Badania przeprowadzano na prętach i blachach platerowanych, jako materiale najczęściej stosowanym w praktyce. Zakres temperatur przesycania w omawianych badaniach ustalono: 480÷550 °C w odstępach co 5 °C. Dla każdej temperatury przesycania przewidziano po 3 próbki na rozciąganie i jedną próbkę na badanie mikrostruktury z każdego gatunku materiału i asortymentu (blachy, pręty). Jako temperaturę minimalną przyjęto 480 °C.

Skład chemiczny prętów i blach podano w tabeli 1.

Próbki na rozciąganie z blach wykonano zgodnie z obowiązującymi normami prostopadle do kierunku przeróbki plastycznej. Próbki na rozciąganie z prętów wykonywano z obowiązującymi normami (Ø pomiarowa 10 mm).

Warunki przesycania próbek z blach i prętów podano w tabeli 2.

Próbki na rozciąganie i do badań mikrostruktury nagrzewano łącznie w kąpielach saletrzanej o składzie NaNO<sub>3</sub> — 45% i KNO<sub>3</sub> — 55%, przy wygrzewaniu w temperaturach do 530 °C, natomiast nagrzewanie do przesycania w temperaturze 534÷550 °C przeprowadzano w kąpielach solnej o składzie NaCl — 28% i CaCl<sub>2</sub> — 72%.

Nierównomierną skalę wskaźnika wykonuje się poprzez odwzorowanie na okręgu koła funkcji:

$$\beta = \alpha + \Delta = f(\alpha) \quad [16]$$

gdzie  $\Sigma\Delta$  jest dana wykresem z rys. 17.

Moment synchronizujący sztywność łącza, podobnie jak to omówiono w p. 4, zależy od parametrów wzmacniacza i silnika, podobnie jak i jego własności dynamiczne.

Omawiane łącze znalazło zastosowanie na przykład w kompasie z korekcją żyroskopową. Jeden z potencjometrów jest umieszczony w nadajniku magnetycznym i jego szczotki poruszają się razem z pływakiem („igłą magnetyczną”). Drugi potencjometr jest w korektorze żyroskopowym. Wskaźnik znajduje się — oczywiście — na tablicy przyrządowej.

(dokończenie w zesz. 6/65)

Proces przesycania prowadzono w ten sposób, że w określonej temperaturze przesycania wygrzewano równocześnie próbki na rozciąganie i do ich badań mikrostruktury z blach i prętów w gat. PA6 (D1) i PA7 (D16) z tym, że próbki z blach wyjmowano z kąpeli nagrzewającej wcześniej (po ośmiu minutach), natomiast próbki z prętów przetrzymywano dłużej i wyciągano później (po 25 minutach).

Po wyjęciu próbek z kąpeli solnej o określonej temperaturze i ochłodzeniu ich w wodzie, temperaturę kąpeli grzewczej podwyższano o 5 °C i dalszy proces przesycania przeprowadzano analogicznie.

Pomiary temperatur w kąpielach solnych przeprowadzano przyrządem kontrolno-pomiarowym klasy 0,2% w zakresie

Tabela 1

Skład chemiczny badanych prętów i blach w gat. PA6(D1) i PA7 (D16)

Lp.	Materiał	Skład chemiczny w %									
		Cu	Mg	Mn	Si	Fe	Zn	Ti	Fe + Ni	Suma zanieczysz.	Al
1	Pręty PA6T (D1T) Ø 19 mm	4,40	0,64	0,64	0,29	0,27	0,1	—	0,27	0,66	reszta
2	Pręty PA7T (D16T) Ø 18 mm	4,40	1,60	0,70	0,29	0,36	0,14	0,01	0,36	0,79	„
3	Blacha plat. PA6M (D1AM) ≠ 1,5 mm	4,60	0,60	0,64	0,30	0,29	0,1	0,01	0,29	0,69	„
4	Blacha plat. PA7M (D16AM) ≠ 1,5 mm	4,40	1,50	0,78	0,26	0,29	0,11	0,01	0,29	0,66	„

Tabela 2

Warunki przesycania próbek z blach i prętów

Lp.	Materiał	Temperatura przesycania	Czas wygrzewania w min	Ośrodek chłodz.	Uwagi
1	Próbki z prętów PA6T (D1T)	w zakresie 480—550 °C co 5 °C	25 min	woda o temp. pokoj.	
2	Próbki z prętów PA7T (D16T)	—, —	25 min	„	
3	Próbki z blachy PA6M (D1AM)	—, —	8 min	„	
4	Próbki z blach PA7M (D16AM)	—, —	8 min	„	

do 30 mV w sposób gwarantujący dokładność pomiarów w klasie stosowanego przyrządu, w wyniku czego można przyjąć, że temperatury mierzone z dokładnością do  $\pm 1^\circ\text{C}$ .

Próbki po przesycaeniu starzono naturalnie przez cztery doby, a następnie poddawano badaniom na rozciąganie i badaniom strukturalnym. Średnie wyniki z prób na rozciąganie podano w tabelach 3, 4, 5 i 6.

W oparciu o wyniki własności mechanicznych, podane w tabelach 3, 4, 5 i 6, opracowano wykresy (rys. 1, 2, 3, 4) zmian własności mechanicznych prętów i blach w zależności od temperatur przesycaenia.

Tabela 3

Średnie wyniki z prób na rozciąganie prętów w gat. PA6T (D1T) przesycaenych w różnych temperaturach i naturalnie starzonych

Lp.	Temp. przesycaenia w $^\circ\text{C}$	Rr średnie w $\text{kg/mm}^2$	Qr średnie w $\text{kg/mm}^2$	a5 średnie w %	U w a g i
1	480	48,2	36,0	15,0	Wymagane: Rr min. 38 $\text{kg/mm}^2$ Qr min. 22 $\text{kg/mm}^2$ a% min. 12 $\text{kg/mm}^2$
2	485	48,3	35,8	15,0	
3	490	48,6	36,0	15,4	
4	495	49,1	35,8	15,7	
5	500	49,5	35,0	15,8	
6	505	49,0	36,7	17,3	
7	510	48,5	35,0	18,7	
8	515	49,0	35,0	19,0	
9	520	48,2	35,2	19,7	
10	525	47,5	35,0	19,7	
11	530	48,0	35,2	17,7	
12	535	49,0	35,3	18,0	
13	540	46,5	32,8	19,7	
14	545	44,8	31,0	21,3	
15	550	43,8	29,8	21,0	

Krzywe zmian Rr, Qr i a5 w funkcji temperatury przesycaenia podano na rys. 1, 2, 3 i 4.

Jak podano poprzednio, próbki do badań metalograficznych obrabiano cieplnie równocześnie z próbkami do badań mechanicznych. Mikroszlify na próbkach z prętów wykonywano w płaszczyźnie prostopadłej do osi pręta, natomiast na próbkach z blach na powierzchni — po uprzednim usunięciu warstwy platerowanej.

Mikroszlify polerowano i trawiono na polerce elektrolitycznej w elektrolicie o składzie:

- 1) kwas nadchlorowy o c. wł. 1,6  $\text{G/cm}^3$  — 8 ml
- 2) alkohol metylowy — 175 ml
- 3) gliceryna — 25 ml

Parametry prądowe wynosiły 40 V; 70 A; czas — 8 sek.

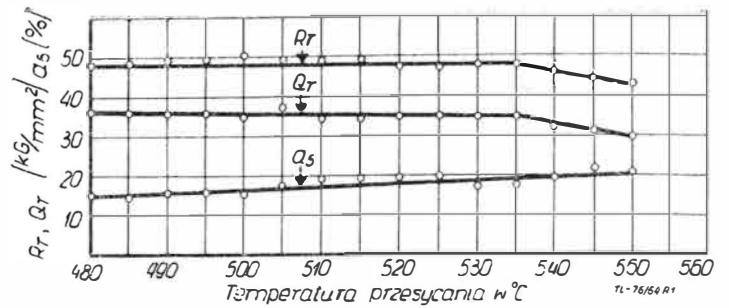
Próbki obserwowano i fotografowano pod mikroskopem przy powiększeniu 250 i 400X w stanie nietrawionym i trawionym.

Typowe mikrostruktury próbek wykonanych z prętów i blach w gat. PA6 (D1) i PA7 (D16) przesycaenych w tem-

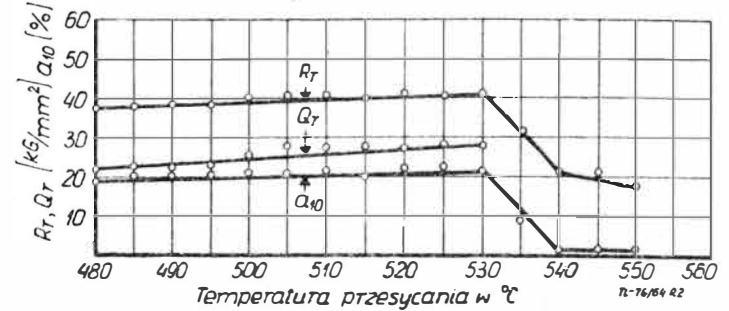
Tabela 4

Średnie wyniki z prób na rozciąganie prętów w gat. PA7T (D16T) przesycaenych w różnych temperaturach i naturalnie starzonych

Lp.	Temp. przesycaenia w $^\circ\text{C}$	Rr średnie w $\text{kg/mm}^2$	Qr średnie w $\text{kg/mm}^2$	a5 średnie w %	U w a g i
1	480	54,2	38,7	14,5	Wymagane: Rr min. 40 $\text{kg/mm}^2$ Qr min. 26 $\text{kg/mm}^2$ a% min. 12 $\text{kg/mm}^2$
2	485	55,9	40,9	12,3	
3	490	56,9	41,2	14,5	
4	495	56,9	40,6	15,4	
5	500	59,5	44,0	14,7	
6	505	55,8	40,1	15,2	
7	510	56,0	41,8	16,5	
8	515	54,3	40,0	11,3	
9	520	50,0	34,8	21,7	
10	525	46,5	31,3	19,3	
11	530	44,0	33,7	9,0	
12	535	44,8	32,0	19,3	
13	540	37,0	28,7	4,7	
14	545	38,0	30,0	6,0	
15	550	42,7	29,7	16,7	



Rys. 1. Krzywe zmian Rr, Qr i a5 prętów z materiału PA6T (D1T)



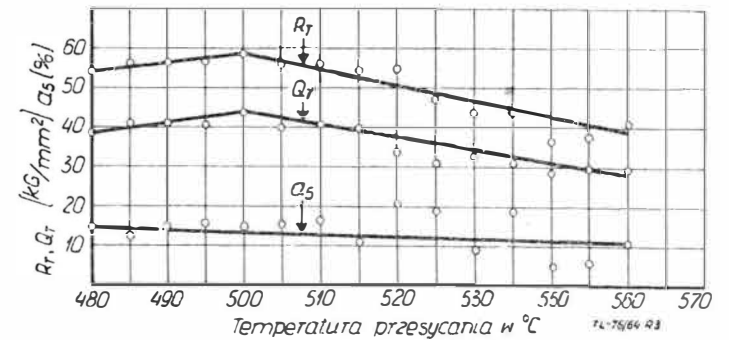
Rys. 2. Krzywe zmian Rr, Qr i a10 blach z materiału w gat. PA6T (D1AT)

peraturach poniżej, powyżej i w temperaturach przegrzania pokazano na rys. 5, 6, 7 i 8.

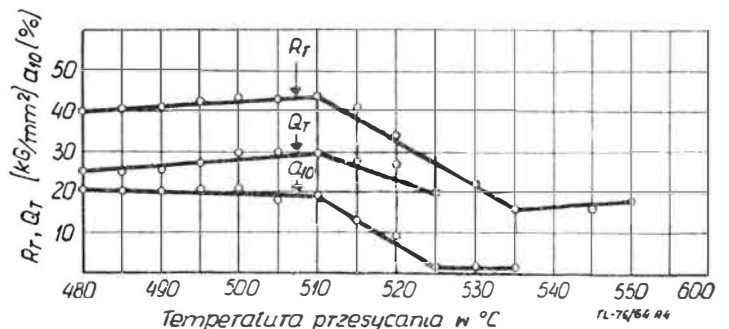
### Dyskusja wyników

Przedstawione na wykresach zmiany własności mechanicznych w zależności od temperatur przesycaenia pokrywają się zupełnie ze zmianami zachodzącymi w strukturze przesycaenych durali, co potwierdza dokładność i poprawność przeprowadzonych badań, umożliwiając tym samym wyciągnięcie właściwych wniosków.

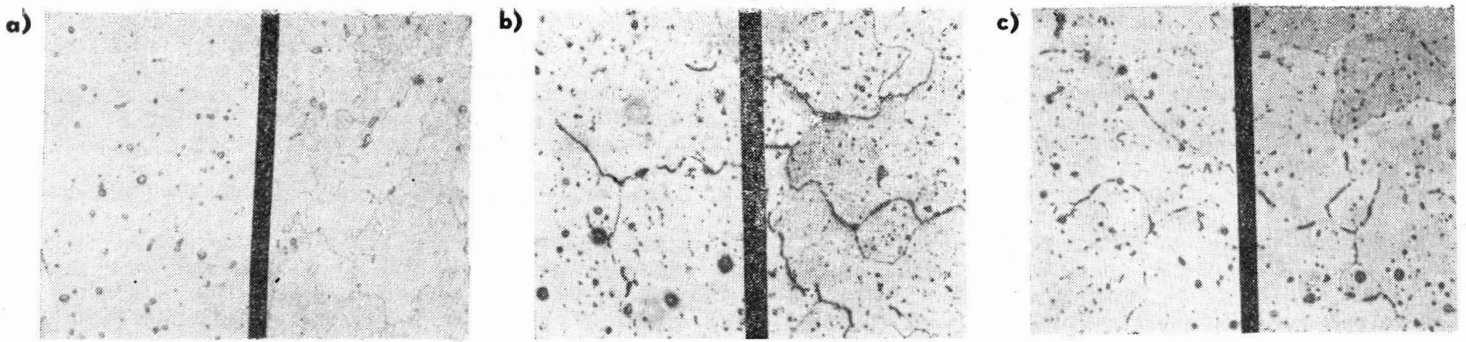
Z wykresów zmian własności mechanicznych i zmian strukturalnych durali PA6T (D1T) i PA7T (D16T), tak w postaci blach, jak i prętów, w zależności od temperatur przesycaenia wynika, że przy określonym czasie wygrze-



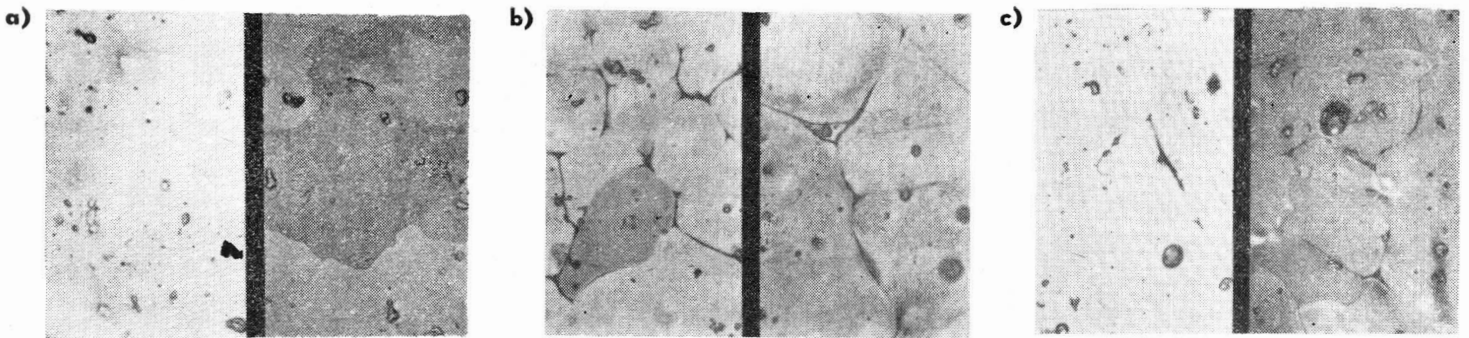
Rys. 3. Krzywe zmian Rr, Qr i a5 prętów z materiału w gat. PA7T (D16T)



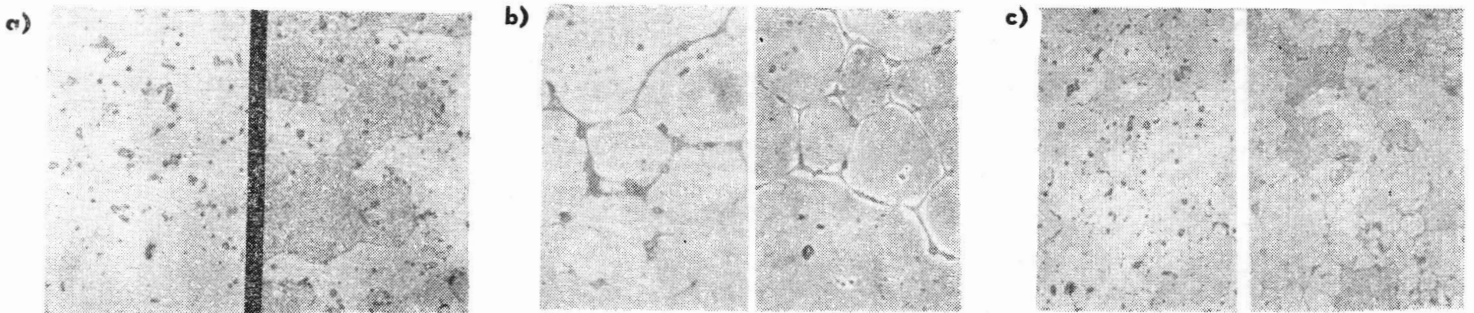
Rys. 4. Krzywe zmian Rr, Qr i a10 blach z materiału w gat. PA7T (D16AT)



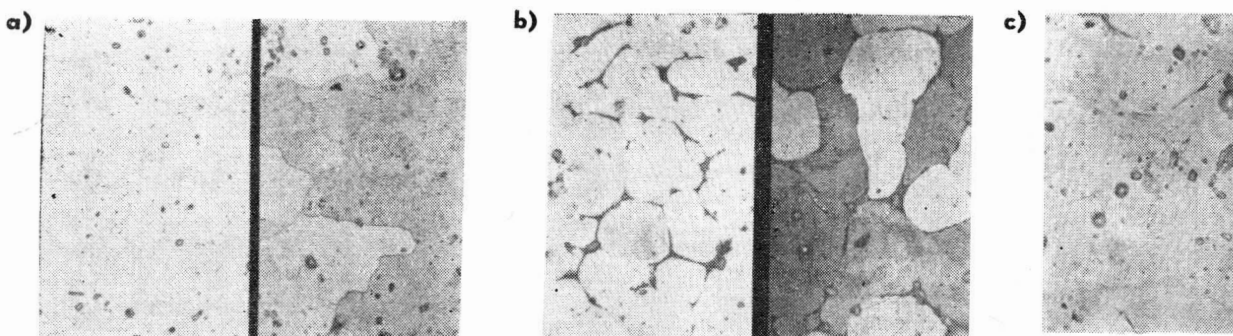
Rys. 5. Mikrostruktury prętów z materiału PA6T (D1T). Z lewej strony próbki nietrawione, z prawej — trawione. a — pow. 400× temp. przesycania 490 °C, przegrzania nie stwierdza się; b — pow. 250×, temp. przesycania 550 °C, widoczne bardzo silne przegrzanie; c — pow. 250×, temp. przesycania 540 °C, widoczne początki przegrzania



Rys. 6. Mikrostruktury blach z materiału PA6T (D1AT). Z lewej strony próbki nietrawione, z prawej — trawione; a — pow. 400×, temp. przesycania 510 °C, przegrzania nie stwierdza się; b — pow. 400×, temp. przesycania 550 °C, widoczne bardzo silne przegrzanie; c — pow. 400×, temp. przesycania 535 °C, widoczne początki przegrzania



Rys. 7. Mikrostruktury prętów z materiału PA7T (D16T). Z lewej strony próbki nietrawione, z prawej — trawione. a — pow. 400×, temp. przesycania 495 °C, przegrzania nie zaobserwowano; b — pow. 400×, temp. przesycania 545 °C, bardzo silne przegrzanie; c — pow. 400×, temp. przesycania 505 °C, początki przegrzania



Rys. 8. Mikrostruktury blach z materiału PA7T (D16AT). Z lewej strony próbki nietrawione, z prawej — trawione. a — pow. 400×, temp. przesycania 505 °C, przegrzania nie zaobserwowano; b — pow. 400×, temp. przesycania 550 °C, bardzo silne przegrzanie; c — pow. 400×, temp. przesycania 510 °C, początki przegrzania

wania podczas przesycańia istnieje pewien zakres temperatur poprawnej obróbki cieplnej.

Zakres tych temperatur jest większy dla materiału PA6 (D1), a znacznie mniejszy dla materiału PA7 (D16), z czego wynika mniejsza technologiczność PA7 (D16) i większa skłonność do przegrzania duraluminium.

Dolną granicę tego zakresu temperatur warunkuje uzyskiwanie minimalnych dopuszczalnych własności mechanicznych obrabianego cieplnie materiału. Brak widocznych pod mikroskopem zmian strukturalnych badanych materiałów przy podgrzewaniu ich do temperatur przesycańia powoduje, że sprawdzenie własności mechanicznych jest praktycznie jedynym i — co ważne — dostatecznym sposobem kontroli.

Tabela 5

Średnie wyniki z prób na rozciąganie próbek z blach w gat. PA6T (D1AT) przesycańnych w różnych temperaturach i naturalnie starzonych

Lp.	Temp. przesycańia w °C	Rr średnie w kG/mm <sup>2</sup>	Qr średnie w kG/mm <sup>2</sup>	a10 średnie w %	U w a g i
1	480	37,5	21,8	19,3	
2	485	38,0	22,9	19,8	
3	490	38,4	22,5	20,0	
4	495	38,4	23,0	20,3	
5	500	40,2	26,3	20,7	
6	505	40,7	28,5	21,0	
7	510	40,3	27,7	21,5	
8	515	40,2	27,3	20,5	
9	520	41,2	27,5	22,2	
10	525	41,0	28,2	22,5	
11	530	41,0	28,2	22,0	
12	535	31,7	—	8,9	
13	540	21,5	—	1,5	
14	545	21,2	—	1,3	
15	550	17,5	—	1,9	

poprawności obróbki cieplnej duraluminium przy dolnym zakresie temperatur przesycańia, natomiast kryteriami poprawności obróbki cieplnej duraluminium w górnej granicy dopuszczalnego zakresu temperatur przesycańia jest nie tylko spełnienie wymagań minimalnych własności mechanicznych, ale i brak śladów przegrzania w strukturze.

Ekstremalny przebieg krzywych zmian własności mechanicznych sugeruje celowość przeprowadzania obróbki cieplnej w maksymalnie dopuszczalnych temperaturach przesycańia.

Jednak obróbka cieplna przeprowadzana w górnych zakresach temperatur, jakkolwiek cenna ze względu na możliwość otrzymywania maksymalnych własności mechanicznych, wprowadza obawę możliwości wystąpienia przegrzania.

Z powyższego wynika, że podstawowym kryterium jakości tych materiałów obrabianych cieplnie jest spełnienie wymagań własności mechanicznych i brak śladów przegrzania w strukturze. Przedstawione struktury pozwalają w dosta-

Tabela 6

Średnie wyniki z prób na rozciąganie próbek z blachy w gat. PA7T (D16AT) przesycańnych w różnych temperaturach i naturalnie starzonych

Lp.	Temp. przesycańia w °C	Rr średnie w kG/mm <sup>2</sup>	Qr średnie w kG/mm <sup>2</sup>	a10 średnie w %	U w a g i
1	480	39,8	24,7	20,6	
2	485	40,7	25,2	20,0	
3	490	41,1	25,5	20,0	
4	495	42,2	26,4	20,3	
5	500	43,7	30,0	20,7	
6	505	42,8	30,0	17,3	
7	510	43,5	29,5	19,2	
8	515	40,8	27,5	13,0	
9	520	33,8	27,0	8,5	
10	525	19,7	—	1,5	
11	530	22,7	—	1,5	
12	535	15,8	—	1,5	
13	540	—	—	—	
14	545	16,5	—	—	
15	550	17,5	—	—	

tecnie pewny sposób wykrywać obecność przegrzania i stanowić kryterium strukturalne do oceny poprawności obróbki cieplnej badanych stopów.

Funkcjonalna zależność własności mechanicznych od struktury materiału, a w szczególności ich spadek z chwilą pojawienia się struktur przegrzania charakteryzujących się nadtopieniem granicy ziarn, pozwala wnioskować o decydującym wpływie mikrostruktury na własności mechaniczne duraluminium.

Jakkolwiek normalnym na ogół wskaźnikiem tendencji do przegrzania jest rozrost ziarn pod wpływem nagrzewania, to jednak podobnej analogii — jak to ma miejsce przy stalach, a mianowicie wyraźnych zmian rozrostu ziarn w badanych stopach — nie zaobserwowano.

Tym większe znaczenie dla oceny obróbki cieplnej duraluminium ma poprawność oceny obecności czy nieobecności przegrzania, w oparciu o zidentyfikowanie pierwszych faz nadtopiania się granic ziarn. Do tego mogą być pomocne wzorce strukturalne.

Interesującym szczegółem przebiegu krzywych i zmian strukturalnych jest wyraźny spadek własności mechanicznych równocześnie z pojawieniem się struktur przegrzania.

Charakterystyczny jest powolny i ostry spadek własności mechanicznych badanych półfabrykatów, który można rozpatrywać alternatywnie, a mianowicie pod kątem:

a) wpływu stopnia deformacji plastycznej badanego półfabrykatu,

b) wpływu rodzaju technologii wytwarzania półfabrykatu na wskaźniki własności mechanicznych utwardzonego dyspersyjnie duralu, a mianowicie:

półfabrykaty wytwarzane z dużym stopniem przerobu plastycznego (jak blachy) charakteryzują się ostrym spadkiem własności mechanicznych, natomiast półfabrykaty wytwarzane z mniejszym stopniem deformacji plastycznej (jak pręty) wykazują mniejszy spadek własności mechanicznych ze wzrostem stopnia przegrzania;

półfabrykaty wykonane walcowaniem (jak blachy) wykazują silny spadek własności mechanicznych, natomiast półfabrykaty wytwarzane metodą wyciskania na gorąco (jak pręty) wykazują powolniejszy spadek własności mechanicznych ze wzrostem stopnia przegrzania.

Kierunki przeprowadzonych badań nie miały na celu wyjaśnienia tych spraw, są to jedynie sugestie, które mogą potwierdzić badania kierunkowe.

Na wykresach widoczna jest różnica własności mechanicznych przy różnych technologiach przeróbki plastycznej.

Jakkolwiek fakt ten jest zagadnieniem znanym, niemniej jednak dla całości sprawy szczególnie o tyle interesującym, że wiążąc ten szczegół z wyjaśnieniem alternatywy drugiej (b), dochodzi się do wniosku, że półfabrykaty wykonane przez wyciskanie na gorąco, wykazują po utwardzeniu dyspersyjnym nie tylko wyższe własności mechaniczne, ale i mniejszy spadek własności mechanicznych przy obecności przegrzania.

## Wnioski

1. Podstawowymi, dostatecznymi i jednoznacznymi kryteriami poprawnej obróbki cieplnej blach i prętów z durali PA6 (D1) i PA7 (D16) są wskaźniki własności mechanicznych i budowa strukturalna.

2. Zasadniczym wskaźnikiem przegrzania durali w gat. PA6 (D1) i PA7 (D16) są zmiany strukturalne, występujące jako nadtopienia fazy granic ziarn.

3. Równocześnie z wystąpieniem nadtopienia fazy granic ziarn, czyli z przegrzaniem, zachodzi powolny lub szybki spadek własności mechanicznych.

4. W celu zidentyfikowania obecności przegrzania należy obserwować mikrostrukturę w stanie nietrawionym, jak i trawionym. Wystąpienie ciemnych pogrubionych linii zwykle przerywanych na granicach ziarn jest wskaźnikiem wystąpienia pierwszych stadiów przegrzania.

5. Pokazane struktury na rys. 5÷8 mogą stanowić przykład wzorców do kryteriów strukturalnej oceny obróbki cieplnej.

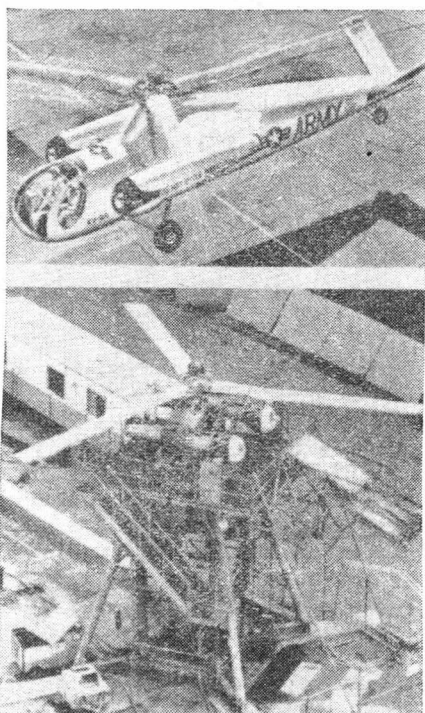
6. Stwierdzenie przegrzania w stopach PA6 (D1) i PA7 (D16) jest podstawą do dyskwalifikacji obrobionego cieplnie materiału.

Wyniki powyższych badań stwarzają jednoznaczne kryteria oceny poprawności przeprowadzanej obróbki cieplnej blach i prętów ze stopu PA6 (D1) i PA7 (D16) i umożliwiają szybką i właściwą decyzję w praktyce zakładów przemysłowych.



## NOWY UKŁAD NAPEĐOWY DO ŚMIGŁOWCÓW

Firma Hughes Tool Co. opracowała nowy układ napędowy do śmigłowców. W czasie startu i lądowania gazy wylotowe dwóch turbinowych silników odrzutowych są doprowadzane do dysz wylotowych na końcach łopat wirnika. W locie poziomym gazy obu silników są kierowane — za pomocą kłapy — do turbin mechanicznie niezależnych od wytwornic gazów. Na zewnętrznym obwodzie turbin znajdują się wieńce wentylatorowe (podobnie jak w dwuprzepływowych silnikach General Electric), które wytwarzają ciąg o kierunku poziomym. Do wyważenia śmigłowca względem osi pionowej przy małych prędkościach lotu służy dysza umieszczona z boku ogonowej części kadłuba i zasilana gazami z silników. Kanały gazowe łopat są chłodzone za pomocą powietrza doprowadzanego do specjalnych kanałów wskutek działania sił odśrodkowych. Opisany układ napędowy pozwala na uzyskanie w locie poziomym prędkości 470÷550 km/h, przy czym wirnik pracuje na autorotacji, a dodatkowy wypór zapewniają skrzydła o niedużej powierzchni. W układzie czystego śmigłowca zakres prędkości wynosi 0÷185 km/h.



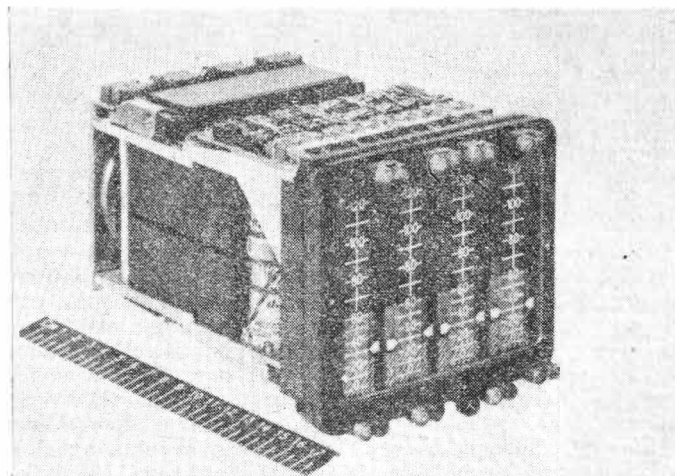
Nowy układ napędowy zastosowano na przeznaczonym dla amerykańskiej armii śmigłowcu Hughes XV-9A. Śmigłowiec jest wyposażony w dwa odpowiednio przerobione silniki General Electric T64. W wersji wojskowej zabiera ładunek 5000 kG, w wersji cywilnej — 50 pasażerów, bagaż podróżny i trzy osoby załogi. — Wymiary: średnica wirnika 18 m; rozpiętość skrzydeł 15,3 m; długość (z uwzględnieniem wirnika) 21 m; wysokość 6,9 m. — Ciężary: ciężar własny 5900 kG; ciężar całkowity 12900 kG. — Osiągi: prędkość przelotowa 470 km/h; zasięg 925 km z ładunkiem 5000 kG.

Wyniki dotychczas przeprowadzonych prób (w locie i na specjalnym stoisku do badania układu napędowego):

- 1) największe straty nieszczelności są mniejsze niż 0,2‰;
- 2) najwyższe temperatury poszczególnych elementów nie przekraczają obliczeniowych;
- 3) straty w kanałach gazowych są o 30‰ mniejsze od założonych;
- 4) siła nośna wirnika jest większa od obliczonej;
- 5) ciężar całkowity odpowiada obliczonemu z dokładnością 2‰;
- 6) w całym zakresie warunków pracy i lotu nie zaobserwowano drgań rezonansowych wirnika;
- 7) wytwarzany hałas odpowiada hałasowi śmigłowca z konwencjonalnym napędem turbinowym. W.K.

## POKŁADOWE URZĄDZENIE DO POMIARU CIĄGU SILNIKÓW NOŚNYCH

Do pomiaru ciągu silników nośnych zabudowanych na samolotach VTOL firma Air-Equipment zbudowała przyrząd o skalach pionowych, który w przedstawionej na zdjęciu wersji podaje osiem wartości pomiarowych. Poruszające się na każdej skali dwie wskazówki pozwalają na odczytanie nie tylko ciągu danego silnika, lecz również różnicy ciągów



dwóch symetrycznych silników. — Szerokość przyrządu 130 mm; wysokość 102 mm; długość 167 mm; maks. prędkość wskazań 30 mm/sek; maks. błąd wskazań 0,4‰. W.K.

622.191

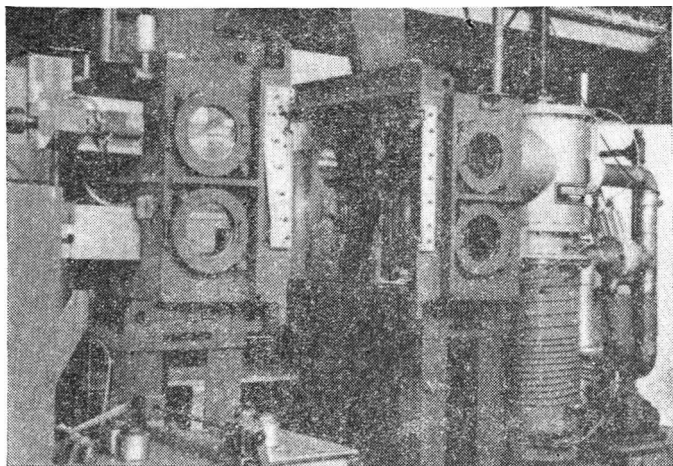
## SPAWANIE STRUMIENIEM ELEKTRONÓW DUŻYCH ELEMENTÓW KONSTRUKCYJNYCH

Dotychczasowe doświadczenia posługiwania się tym procesem ograniczały się do drobnych elementów z metali egzotycznych. Ostatnie osiągnięcia wskazują jednak na olbrzymie możliwości tego procesu oraz dają dużą pewność, że metoda ta odegra zasadniczą rolę w budowie statków kosmicznych, raket i nowoczesnych samolotów. W amerykańskim Ośrodku Lotów Kosmicznych opracowano prototypowe urządzenie do spawania strumieniem elektronów z dzieloną komorą, umożliwiającą łączenie elementów nie mieszczących się w jej wnętrzu (otwarte wnętrze komory przedstawia zdjęcie). Zaistniała potrzeba spawania dużego pierścienia ze stopu aluminiowego, przeznaczonego dla I stopnia rakiety „Saturn”. Wymiary pierścienia: średnica 10 m, przekrój w kształcie litery Y o szerokości 590 mm i maksymalnej grubości 114 mm. Pierścień składa się z trzech segmentów o kącie 120°. Trzy złącza wykonywane są w eksperymentalnym urządzeniu, pokazanym na zdjęciu. Dokładnie dopasowane segmenty pierścienia umieszcza się w komorze, utwierdza w przyrządzie, uszczelnia pierścieniami o przekrojach kołowych w miejscach wyjścia z komory, a następnie — po wytworzeniu próżni — dokonuje się zabiegu spawania. Urządzenie wyposażone jest w dwa palniki. Układ strumienia elektronów pracuje na nominalnej mocy 30 kW. Gęstość prądu palników wynosi 1000 mA i 500 mA. Każdy z nich może przemieszczać się w granicach 800 mm. Spawanie zapoczątkowane jest przez palnik 1000 mA od strony grubszego przekroju, a następnie włącza się palnik 500 mA z drugiej strony. Proces odbywa się w komorze przy próżni  $5 \times 10^{-5}$  mm słupa rtęci.

Dzięki wprowadzeniu tego procesu uniknięto kłopotliwej obróbki olbrzymich pierścieni w całości. Przy spawaniu omawianych pierścieni stwierdzono olbrzymie zalety tego procesu, a głównie wąską strefę nagrzania, małe skurcze i deformacje. Dla oceny przydatności tego procesu można przeprowadzić porównanie osiągnięć spawania strumieniem elektronów i spawania argonowego dla omawianego przypadku złącza.

Ilość przejść procesu I—2, dla II—100 i dalej odpowiednio, czas ustawienia i spawania — 8 godz. i 80 godz., ilość materiału elektrody — 0 i 5000 cm<sup>3</sup>; jakość spoiny —

potencjalnie wysoka, umiarkowana; stosunek głębokości spoiny do szerokości — 19:1 i 1:5; wytrzymałość złącza — 75% i 50%; ilość kontroli rentgenowskich 2 i 20; szybkość spawania — 1000 mm/min. i 100 mm/min.



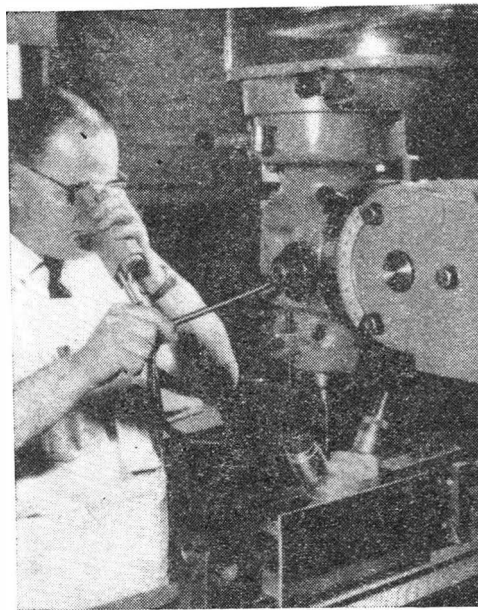
W toku badań stwierdzono, że niektóre stopy aluminiowe stwarzają znacznie większe trudności przy spawaniu, przeciwstawiając się głębokiej penetracji strumienia elektronów. Przyczyna tego leży w znacznie wyższym ciśnieniu par tego stopu. Trudności te spowodowały opracowanie nowego, silniejszego palnika (1000 mA), co przy napięciu 30 kV daje moc 30 kW. Wprowadzenie tego palnika doprowadziło z kolei do niebezpieczeństwa powstawania łuku. Środkami zaradczyimi na to okazało się podwyższenie próżni, ekranowanie przewodów itp. Doświadczenia zdobyte w czasie badań na urządzeniu próbnym pozwalają sądzić o wielkiej przyszłości tego procesu. A.G.

#### KONTROLA POWIERZCHNI NA ODLEGŁOŚĆ

Do kontroli powierzchni trudno dostępnych, jak wewnętrzne powierzchnie rur, kanałów, korpusów itp. istnieje konieczność użycia specjalnych środków i przyrządów. Najczęściej stosowane w technice są wzierniki peryskopowe do otworów, kamery panoramiczne, repliki powierzchni i wzierniki z drobnych włókien. Ocena i wytypowanie odpowiedniej metody zależą w pierwszym rzędzie od typu i charakteru przedmiotu i badanej powierzchni oraz od częstości kontroli.

Ostatnio coraz częściej stosowane są wzierniki z drobnych włókien szklanych (patrz rys.). Zasada działania pole-

ga na wykorzystaniu cienkiego włókna szklanego jako przewodu do transportu promieni świetlnych. Jeżeli powierzchnie zewnętrzne włókna pokryje się masą o odpowiednim stopniu refleksyjności, to ilość światła wprowadzona z jednego końca włókna dochodzi do drugiego pomniejszona o straty, które wynoszą mniej niż 50% dla długości włókna 2 metrów. Zestawiając obok siebie wiązkę takich włókien otrzymuje się wielopunktowy obraz badanego miejsca. Światło przedostaje się z jednego końca włókna na drugi bez względu na to, czy włókno jest proste czy zgięte. Dlatego obraz przenoszony przez wiązkę włókien nie znika, nawet jeżeli wiązkę tę wygiąć w kształt pełnego kręgu. Omawiane wiązki łączone są w jednym i drugim końcu, oczywiście w dowolny kształt (na przykład koła, kwadrat itp.) i w dowolnym skupieniu włókien.



Pozwala to na powiększenie i zmniejszenie obrazu. Obecnie stosowane średnice włókien wynoszą 0,05 mm. Zmniejszanie średnicy włókna oznacza wzrost rozdzielczości obrazu. Poza tym pewną ilość włókien w wiązce (zwykle około 50% rozmieszczonych na skraju) wykorzystuje się do „transportu” silnego oświetlenia zewnętrznego do miejsc badanych, a pozostałą część do przesyłania w kierunku odwrotnym obrazu. Mimo dużych kosztów w chwili obecnej, metoda ta ma dużą przyszłość i wyprze lub ograniczy dotychczasowe. A. G.

## NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

Organizacja, planowanie i ekonomika awiacjonnowo proizwodstwa, pod redakcją Ł. M. Olsziewca i N. A. Orłowa, Oborongiz, Moskwa 1963 r., stron 695, cena 1 rb. 73 kop.

Poszczególne rozdziały wymienionej książki opracowało łącznie siedemnastu autorów. W książce podano kompleksowe przedstawienie zagadnień ekonomiki przemysłu lotniczego, organizacji i planowania produkcji w zakładach. Rozdział pierwszy omawia podstawy organizacji i kierowania produkcją lotniczą. Omówiono podstawowe zasady organizacji, proces produkcyjny lotniczy, organizację produkcji wielkoseryjnej, zagadnienia koncentracji, specjalizacji, kooperowania i rozmieszczenia zakładów w przemyśle lotniczym, specjalizację wewnątrzzakładową i strukturę produkcyjną zakładu lotniczego oraz organizację kierowania zakładami lotniczymi. W rozdziale drugim opisano podstawowe elementy produkcji lotniczej i organizacji ich racjonalnego wykorzystania. Rozpatrzone zagadnienia wydajności pracy, organizacji, normowania i wynagradzania pracy, podano przegląd procesu i organizacji technicznego przygotowania produkcji, organizacji technicznej kontroli jakości produkcji, zagadnienia podstawowych funduszy i mocy produkcyjnej zakładów lotniczych, podstawy techniczno-ekonomicznego projektowania produkcji, zagadnienia środków obrotowych i ich wykorzystanie, kosztów własnych produkcji i rentowności zakładu

oraz organizacji obsługi technicznej produkcji lotniczej. W trzecim rozdziale przedstawiono sprawy planowania, księgowości i analizy produkcji lotniczej. Omówiono metody opracowania programu produkcyjnego i analizę jego wykonania, plan organizacyjno-technicznych przedsięwzięć i kontrolę jego wykonania, plan zaopatrzenia materiałowego, plan etapów prac, plan kosztów własnych i plan finansowy, operatywno-kalendarzowe planowanie produkcji oraz organizacyjne zasady działalności dyspozytorów. W poszczególnych rozdziałach można znaleźć szereg danych liczbowych oraz tabel dotyczących omawianych zagadnień. Konkretne zagadnienia organizacji pracy przedsiębiorstw rozpatrzone w zastosowaniu do różnych typów zakładów — budowy płatowców, budowy silników lotniczych oraz przyrządów pokładowych i wyposażenia. Uwzględniono specyficzną organizację produkcji seryjnej, jak i wykonania prototypów. Książka w pełni może być wykorzystana przez pracowników przemysłu lotniczego. L. S.

Procznost metallow pri pieriemiennych nagruzkach, Materiały trzeciego sowieszczanija po ustalosti metallow 5—9 marta 1962 g., Izdatielstwo Akademii Nauk SSSR, Moskwa 1963 r., stron 300, cena 1 rb. 82 kop. Red. I. A. Oding.

W zbiorze tym opublikowano referaty wygłoszone na Trzeciej Konferencji w Instytucie Metalurgii im. A. A. Bajkowa w marcu

1962 roku w sprawie wytrzymałości zmęczeniowej metali. W umieszczonych w zbiorze referatach rozpatrzono zagadnienia zmęczeniowego zniszczenia metali, dyslokacyjnej teorii powstawania pęknięć zmęczeniowych, zmiany dyslokacyjnej budowy metali przy cyklicznych obciążeniach, zmiany mechanicznych własności metali w wyniku działania obciążeń powtarzalnych, wytrzymałości zmęczeniowej i czułości wysokowytrzymałych stali na skupienia naprężeń, wpływu obciążeń powtarzalnych na kruchość stali węglowych, wytrzymałość zmęczeniową stali w przypadku ostrych nacięć, odporność stopów ołowianych na obciążenia zmęczeniowe, energii zniszczenia w przypadku obciążeń zmęczeniowych i statycznych, granicznej wytrzymałości zmęczeniowej przy cyklach asymetrycznych oraz zagadnienia badania zmęczeniowej wytrzymałości stali w przypadku obciążeń programowych. Druga grupa referatów dotyczyła metodyki badań wytrzymałości zmęczeniowej i stosowanych do tych badań maszyn. Omówiono zagadnienia kontroli przyspieszonej metody wyznaczania granicy wytrzymałości zmęczeniowej, stosowności nowych kryteriów zmęczenia dla sporządzenia krzywych zmęczenia elementów, badania linii wykresu zniszczenia zmęczeniowego, stosowania równań wykresu zmęczenia, analizy przyczyn rozrzutu wyników badań zmęczeniowych, obliczania naprężeń przy zmęczeniowych badaniach metali oraz elektromagnetyczne stanowiska badania wytrzymałości zmęczeniowej płaskich próbek w przypadku zginania o zmiennym znaku. W trzeciej grupie referatów rozpatrzono wpływ technologicznych czynników na wytrzymałość zmęczeniową. Rozpatrzono zagadnienia podwyższenia wytrzymałości zmęczeniowej detali gwintowanych, wpływu czynników wielkości przedmiotu i doskonałości wykonania, uszkodzeń powierzchniowych oraz pokryć galwanicznych na wytrzymałość zmęczeniową. Treść szeregu referatów uzupełniono licznymi wykresami, tabelami oraz fotografiami mikroskopowymi badanych materiałów. Referaty dają uzupełniające wiadomości potrzebne przy projektowaniu maszyn, a specjalnie sprzętu transportowego i lotniczego. L.S.

**Technologia awiacjonawo elektrobudowania, A. N. Gawriłow, N. N. Uszakow, N. M. Cwietkow, Oborongiz, Moskwa 1963 r., stron 523, cena 1 rb. 61 kop.**

W książce przedstawione są podstawowe zagadnienia projektowania procesów technologicznych w zastosowaniu do warunków i specyficznych wymagań budowy lotniczych agregatów elektrycznych. W części pierwszej przedstawiono podstawowe pojęcia o procesie technologicznym i jego projektowaniu, teoretyczne zagadnienia projektowania technologicznych procesów wykonania części, podstawy projektowania oprzyrządowania wykonawczego, podstawowe kierunki unowocześnienia technologii budowy agregatów elektrycznych oraz automatyzację i mechanizację produkcji lotniczych agregatów elektrycznych. Część druga rozpatruje procesy obróbki elementów lotniczego wyposażenia elektrycznego, metody odlewania, łączenia na zimno, łączenia na gorąco i inne metody obróbki metali pod ciśnieniem, wykonanie części z mas plastycznych, ultradźwiękowe i elektryczne metody obróbki, obróbka na tokarkach, frezarkach i wiertarkach, metody obróbki wykańczającej, pokrycia powierzchniowe i chemiczno-ciepne, obróbka warstwy powierzchniowej. W części trzeciej przedstawiono technologię wykonania typowych elementów lotniczego wyposażenia elektrycznego, jak osie, tuleje, koła zębate, detale z gwintem, sprężyny i korpusy agregatów. W części czwartej omówiono technologię wykonania specjalnych elementów i zespołów lotniczego wyposażenia elektrycznego, jak magnesów stałych, magnetycznych pakietów elektrycznych maszyn i aparatów, wyłączników i ich zespołów oraz wykonania uzwojeń. Część piąta omawia składanie i montaż elektrycznego wyposażenia lotniczego, jak projektowanie technologicznych procesów montażu, typowe procesy montażu, technologię wykonania kolektorów, technologię składania wirników maszyn elektrycznych, montaż zespołów stojanów i ogólny montaż maszyn elektrycznych, montaż typowych zespołów i elektrycznego wyposażenia lotniczego oraz podstawowe zagadnienia wykonywania montażu wyposażenia elektrycznego na samolocie. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, schematami, wykresami i tabelami. Szczególną uwagę zwrócono na uzyskanie wysokiej jakości wykonania oraz ekonomikę produkcji przez zastosowanie mechanizacji i automatyzacji produkcji. Z książki mogą korzystać pracownicy zakładów produkujących sprzęt lotniczy elektryczny oraz wykonujący montaż wyposażenia elektrycznego na samolotach. Książka przeznaczona jest również dla studentów wyższych szkół lotniczych. L. S.

**Angło-russkij awiacjonnyj słowar, sostawiteli — Ju. F. Buriakow, J. D. Driemiczew, W. N. Duboszin, R. N. Łopatin, M. J. Maksimow, A. A. Turow, pod redakcją A. A. Wasiljewa i N. J. Nikołajewa, Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Oborony SSSR, Moskwa 1963 r., stron 544, cena 1 rb. 84 kop.**

Słownik ten zawiera około 28 000 terminów i skrótów spotykanych w literaturze lotniczej angielskiej i amerykańskiej. Terminologia

słownika obejmuje następujące podstawowe dziedziny lotnictwa: taktyka i zastosowanie bojowe, organizacja i bojowe przygotowanie wojskowych sił lotniczych, konstrukcja samolotów, silniki lotnicze, paliwa i oleje, uzbrojenie lotnicze, zrzućanie bomb i strzelanie w powietrzu, wyposażenie specjalne samolotu, wyposażenie radiowe, radiolokacja i fotografia lotnicza, pilotowanie samolotów, aerodynamika i termodynamika, służba lotniskowa, meteorologia i medycyna lotnicza, sprzęt spadochronowy. Terminy mające odmienną angielską i amerykańską pisownię — podano według zasad ortografii amerykańskiej. Czysto angielskie i kanadyjskie terminy podane są według zasad pisowni angielskiej ortografii. Na początku słownika podano wykaz umownych skrótów i angielski alfabet. Na końcu słownika, na sześćdziesięciu stronach podano alfabetyczny słownik skrótów i umownych oznaczeń. Słownik ten ukazał się w trzydziestu lat po poprzednim wydaniu opracowanym w innym składzie autorów.

L. S.

**Aluminowyje spławy, sbornik statiej pod ried. J. N. Fridlandiera, Wypusk 2, Spieczniennyje spławy, Oborongiz, Moskwa, 1963 r., stron 176, cena 85 kop.**

W zbiorze tym umieszczono 24 referaty omawiające zagadnienia otrzymywania półfabrykatów i części ze spiekane go proszku aluminiowego. W poszczególnych referatach rozpatrzono własności i zastosowanie półfabrykatów z SAP (spiecznianna aluminijawa pudra), badanie struktury SAP, technologię prasowania półfabrykatów z SAP o dużych wymiarach, wpływu nagrzewania proszku aluminiowego przed spiekaniem na własności mechaniczne prasowanych półfabrykatów, walcowania blach z SAP, unowocześnienia technologii otrzymywania półfabrykatów z SAP, własności i struktury drutu z SAP, wykonania rur z SAP, technologii łączenia przedmiotów z SAP, mechanicznych własności i struktury półfabrykatów kutych z SAP, spawania SAP-1, walcowania blach bezpośrednio z proszku aluminiowego, anizotropii własności SAP po walcowaniu na gorąco, spawania SAP metodą topienia, struktury i własności spawanych połączeń wykonanych z SAP oraz otrzymania znormalizowanych stopów aluminiowych metodami metalurgii proszków. Zamieszczono szereg mikroskopowych fotografii struktury wewnętrznej stopów oraz tabele i wykresy własności wytrzymałościowych. Zbiór referatów przeznaczony jest dla inżynierów, techników i pracowników naukowych przemysłu metalurgicznego i budowy maszyn oraz dla wykładowców i studentów wyższych szkół technicznych.

L.S.

**Awiacjonnyje podszipniki kaczienja, R. W. Korostasziwskij, A. M. Zajciew, Oborongiz, Moskwa 1963 r., stron 340, cena 1 rb. 13 kop.**

W książce omówiono zasady projektowania i eksploatacji łożysk kulkowych, stosowanych w konstrukcjach lotniczych. Podano podstawowe wiadomości o łożyskach kulkowych, ich typy, czas pracy, nośność i graniczne liczby obrotów. Przedstawiono zdolność łożysk do pracy, ich rezerwy oraz wpływ ośrodka na warunki pracy, zakresy stosowania łożysk ze specjalnym uwzględnieniem łożysk pracujących w wysokich temperaturach. Rozpatrzono metody obliczania łożysk, ich trwałości, występujących naprężeń oraz łożysk kół lotniczych. Przedstawiono zagadnienia wewnętrznych luzów łożysk wszystkich typów, stosowane w łożyskach pasowania, warunków technicznych wykonania i dostawy łożysk kulkowych i wałkowych, zasady przechowywania i konserwacji łożysk, metody usuwania śladów korozji i zasady opakowania. Osobno omówiono metody badania łożysk kulkowych, które uległy uszkodzeniu w czasie eksploatacji, badania przyczyn przedwczesnego występowania uszkodzeń oraz metody naprawy łożysk w czasie wykonywania remontów sprzętu. Podano liczne tabele stosowanych łożysk oraz rysunki, tabele i fotografie. Książka przeznaczona jest dla inżynierów konstruktorów oraz nadzorujących eksploatację i remonty sprzętu lotniczego.

L.S.

**Apparatura aereoelktrozawiedki (projektirowanje i eksploatacja), Izdatielstwo Akadiemii Nauk Ukrainskoj SSR, Kijew 1963 r., stron 156, cena 76 kop.**

W podręczniku przedstawiono wyniki opracowania, regulacji i eksploatacji aparatury stosowanej do poszukiwania terenowych metodą elektryczną przy zastosowaniu prądu zmiennego. Poszukiwania terenowe wykonywane są z samolotu lub śmigłowca. Pomiaru wykonano w latach 1956—1961 przez IMA AN USSR. Dano opis zasad działania aparatury typu AERI-2, rozwinięty schemat układu i wzajemne oddziaływanie poszczególnych zespołów. Przedstawiono podstawową charakterystykę techniczną aparatury oraz zasady wykonywania pomiarów geologicznych z powietrza. Przedstawiono schemat układu dla metody pomiaru przy nieskończonej długości lince. Podano opis montażu aparatury na samolocie oraz

opis strojenia i eksploatacji aparatury z uwzględnieniem specyficznych warunków pomiarów polowych z śmigłowca MI-4. Porównano również aparatury typów AERA-2 i AERA-53. Zbiór prac prze-

znaczony jest dla specjalistów budowy przyrządów oraz wykonywanych terenowo pomiarów geofizyczne.

J. S.

# KRONIKA

■ W lutym br. nastąpiło otwarcie Klubu NOT przy ul. Mazowieckiej 12 w Warszawie. W uroczystości wzięli udział przedstawiciele Ministerstwa Kultury i Sztuki, Ministerstwa Przemysłu Ciężkiego, przedstawiciele Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, naczelni redaktorzy prasy WCT, dziennikarze oraz władze Naczelnej Organizacji Technicznej. Po części oficjalnej przybyli goście zapoznali się z klubem.

Czytelnia klubu posiada czasopisma techniczne, codzienną prasę oraz liczne zagraniczne wydawnictwa magazynowe, interesujące zarówno dla naszych fachowców, jak również dla pań przybywających do klubu. Obok czytelnicy czynny jest bar kawowy. Funkcjonalny projekt klubu, jego organizacja oraz estetyka wnętrza sprawia doskonałe wrażenie.

■ W przeddzień otwarcia VII Krajowego Zjazdu Aeroklubu PRL odbyło się spotkanie prezesa APRL z dziennikarzami z klubu Publicystów Lotniczych. Prezes Antosiewicz zapoznał dziennikarzy z ważniejszymi osiągnięciami Aeroklubu w zakresie szkolenia, sportu i organizacji oraz przedstawił program przyszłej działalności organizacji wyższej użyteczności publicznej, którą jest teraz APRL. W dyskusji podniesiono między innymi ważne dla ludzi lotnictwa sprawy — jak: produkcja i renowacja sprzętu lotniczego oraz rezerwy i państwowy nadzór techniczny.

■ W dniu 24 stycznia w sali Klubu Oficerskiego w Warszawie odbył się VII Krajowy Zjazd Aeroklubu PRL. W obradach wzięli udział delegaci 36 aeroklubów regionalnych, Klubu Seniorów Lotnictwa oraz liczni przedstawiciele przemysłu lotniczego, przedsiębiorstw lotniczych, działacze wojskowi i cywilni oraz członkowie Klubu Publicystów Lotniczych.

Po dokonaniu wyboru komisji zjazdowych wygłosił przemówienie wiceminister Obrony Narodowej gen. J. Borzylowski, po czym wręczył prezesowi Antosiewiczowi sztandar nadany przez marszałka Spychalskiego. Dalszym punktem porządku dziennego Zjazdu było wręczenie przez Ministra Komunikacji sześciu osobom dyplomów FAJ im. Tissandiera. M. in. dyplomy otrzymali: dyr. PLL „Lot” inż. J. Zwierzyński, redaktor naczelny „Skrzydlatej Polski” mgr J. R. Konieczny i konstruktor szybowcowy z SZD — mgr inż. B. Szuba. Dyplomy FAJ za ustanowienie rekordy międzynarodowe otrzymali: A. Dankowska, S. Kluk i L. Natkaniec.

Po referacie sprawozdawczym prezesa APRL odbyła się dyskusja, w której wzięto udział 22 uczestników obrad. Godną podkreślenia jest wysoka ocena działalności APRL dokonana przez przedstawicieli MON.

Zjazd zatwierdził bilans za ubiegły okres, udzielił absolutorium ustępującemu Zarządowi Głównemu oraz dokonał wyboru nowych władz.

W skład prezydium Zarządu Głównego APRL weszli: St. Antosiewicz — jako prezes, J. Olszewski i C. Mankiewicz — jako wiceprezisi, K. Donigiewicz — jako sekretarz generalny i W. Leja — jako skarbnik.

■ VII Krajowy Zjazd Aeroklubu PRL wystosował depeszę do Józefa Cyrankiewicza, który jest honorowym prezesem APRL. W depeszy podkreślono, że dobre rezultaty działalności APRL i postęp w dziedzinie szkolenia kadry lotniczych oraz w rozwoju sportu lotniczego były możliwe dzięki opiece, jaką odczuwa lotnictwo sportowe ze strony rządu i osobiście premiera Cyrankiewicza.

■ Aeroklub PRL zorganizował zimowe obozy kondycyjne dla lotniczej kadry instruktorskiej. Obozy trwały sześć tygodni i odbyły się na Hali Gaśienicowej i w Przesiecu na Dolnym Śląsku.

■ Skoczkowie spadochronowi, wytypowani do NRD na Spadochronowe Mistrzostwa Świata 1966 r., przebywali w zimowym obozie kondycyjnym, zaś w lecie wezmą udział w zgrupowaniu treningowym w Krośnie.

■ Powiększyła się rodzina „Kobuzów”. Rozwojowa wersja tego wyczynowo-akrobacyjnego szybowca „Kobuz-3” została oblatana u schyłku ub. roku. „Kobuz 3” opracował zespół konstruktorski Szybowcowych Zakładów Doświadczalnych pod kierownictwem inż. Trzeciaka, wykonanie prototypu szybowca jest zasługą Wrocławskich Z-ów Sprzętu Lotnictwa Sportowego. Trzech znanych pilotów: Skrzydlewski, Ablamowicz i Popiel oblatowało prototyp i pozytywnie ocenili jego własności lotne. Szybowiec zbudowany jest z drewna, sklejki i w poważnej ilości z laminatów.

## NOTATKI ZE ŚWIATA

■ Marszałek Sokolowski oświadczył na konferencji prasowej, że wojska obrony przeciwlotniczej Związku Radzieckiego mogą przechwytywać i razić cele w całym zakresie wysokości i prędkości ich lotu. Oznacza to, że siły zbrojne ZSRR mogą unieszkodliwić samoloty, które latają z czterokrotną prędkością dźwięku na wysokości do 60 km. Poważne znaczenie posiada również stwierdzenie, że Związek Radziecki nie zamierza wykorzystywać przestrzeni kosmicznej dla celów wojskowych.

■ Obserwatorium Jodrell Bank przeprowadzi ma wspólnie z radzieckim ośrodkiem łączności kosmicznej na Krymie, dwa programy prac badawczych. Pierwszy z nich określić ma precyzyjniej niż dotąd długość dnia na Wenus. W ramach drugiego programu dokonane mają być skomplikowane pomiary dotyczące źródeł światła oddalonych o pięć miliardów lat świetlnych. Te wspólne zamierzenia uczonych angielskich i radzieckich ogłoszone zostały przy okazji wizyty delegacji Akademii Nauk ZSRR w Jodrell Bank z prezesem M. Kielczyńskim na czele.

■ Pierwsze z zaplanowanych trzech centrów meteorologicznych Organizacji Narodów Zjednoczonych rozpoczęło już pracę w Wa-

■ Na początku bież. roku wykonał swe pierwsze loty prototyp szybowca „Kormoran”. Jest to jednostka całkowicie metalowa zaprojektowana w S.Z.D. przez zespół konstrukcyjny pod kierownictwem inż. J. Niespary. Prototyp został oblatany przez pilota doświadczalnego inż. A. Zienika.

■ Aeroklub Warszawski prowadzi nabór kandydatów na szkolenie szybowcowe. Szkolenie jest przewidziane dla młodzieży pragnącej wyczynowo uprawiać sport lotniczy lub poświęcić się w przyszłości pracy zawodowej w lotnictwie. O przyjęcie może ubiegać się młodzież uczęszczająca do X klasy liceum ogólnokształcącego lub IV klasy technikum, ciesząca się dobrym stanem zdrowia oraz dojrzała do postępowania w nauce.

■ Polsko-algierska umowa w sprawie komunikacji lotniczej podpisana została w Algierze. Umowa przewiduje otwarcie przez PLL „Lot” linii lotniczej do Algieru i przedłużenie jej w kierunku Afryki zachodniej. W pierwszym etapie planowane jest uruchomienie linii łączącej stolicę obu krajów.

■ Podpisana została umowa między polskim „Motoimportem” a radzieckim „Aviaexportem” w sprawie dostawy czterech samolotów AN-24. Samoloty te PLL „Lot” otrzymają w IV kwartale 1965 r. Tak więc do eksploatacji sprzęt ten zostanie wprowadzony dopiero w przyszłym roku. W związku z zawartym kontraktem, do Związku Radzieckiego udała się grupa pilotów i mechaników PLL „Lot” na szkolenie w zakresie samolotów AN-24.

■ Samoloty PLL „Lot” w 1964 roku obsługiwały w kraju 8 linii, a w ruchu zagranicznym 17 linii. Łączna długość sieci połączeń wynosiła 19 069 km (w tym w kraju 2800 km). Samoloty „LOT” łączyły Polskę z 18 państwami. Ogółem przewieziono w ubiegłym roku 369 357 pasażerów, z tego w ruchu krajowym 183 962, a w ruchu zagranicznym 125 395.

W porównaniu do roku 1963 nastąpił wzrost przewozów pasażerów o 30%, w tym w ruchu krajowym o 32,8%, a w ruchu zagranicznym o 26,1%.

Uzyskano wskaźnik wykorzystywania zdolności przewozowej samolotów — na liniach zagranicznych w wysokości 46,8% (wzrost o 2,6%), a na liniach krajowych w 64,4%.

Przewóz przesyłek w 1964 r. — w porównaniu do 1963 r. — wzrósł o 19,6%, z tego na liniach krajowych o 24,4%, a na liniach zagranicznych o 17,6%.

■ W 1964 r. największą frekwencją cieszyły się linie Warszawa—Moskwa—Warszawa i Warszawa—Kraków—Warszawa.

■ W portach lotniczych w Gdańsku, Poznaniu i Krakowie przeprowadzono szkolenie pracowników „Lotu” z zakresu przepisów taryfowych, kalkulacji i rezerwacji biletów lotniczych. Kursy te bez wątpliwości polepszą obsługę pasażerów przez placówki przedsiębiorstwa.

■ Polscy inżynierowie lotniczy kontynuują na Zachodzie świetne przedwojenne tradycje w zakresie swych specjalności. Wymieńmy kilka nazwisk:

— Frank Piasecki obchodził jubileusz 21-lecia pracy związanej z konstrukcją śmigłowców, gdyż pierwszy swój helikopter zbudował i oblatał w 1943 r. Dziś jest prezesem firmy Piasecki Aircraft Co. w Filadelfii.

— inż. Joseph E. Kuźma przeprowadził aerodynamiczne obliczenia odrzutowego samolotu F.111 o zmiennym kształcie skrzydeł, który niedawno został oblatany.

— inż. Stanley J. Kowal z Detroit został oznaczony przez amerykańską NASA za współpracę przy budowie satelity „Anna I B”, wystrzelonego z Cap Kennedy.

— inż. Józef Stanisławski jest konstruktorem specjalnej kamery fotograficznej, zainstalowanej na rakiecie „Ranger 7”, wystrzelonej na Księżyc.

— inż. Wł. Stanisławski jest fachowym doradcą angielskim we francusko-brytyjskiej komisji oceniającej projekt nadźwiękowego samolotu „Concorde”.

szyn tonic. W budowie znajduje się centrum moskiewskie, a trzecie powstanie w Melbourne.

■ W Stanach Zjednoczonych przystępuje się do prób balonów meteorologicznych nowego typu. Będą one wykonane z mylaru formowanego na gorąco. Konstrukcja powierzchni balonów wzorowana jest na piłkach do golfa, co — zapewniając równomierny lot balonu — ma w poważny sposób zmniejszyć nieokreślone pomiarów prędkości i kierunku wiatru na różnych wysokościach.

■ We Francji prowadzi się badania naukowo-doświadczalne, mające na celu walkę z mgłą. Ostatnio wypróbowana została metoda usuwania mgły na dość długim przeciągu czasu na lotnisku Orly pod Paryżem. Zastosowano silnie chłodząca aparaturę, zawierającą ciekły propan. Widoczność na lotnisku oceniona przed doświadczeniami na 50 do 100 m, zwiększyła się w wyniku prób na 800 do 1000 m na przeciąg 3 godzin. Pozwoliło to na realizację programu lotów w ilości 16 startów i 17 lądowań. Dalsze próby wypadły jeszcze efektywniej: usunięto mgłę do wysokości 1000 m, co pozwoliło na wykorzystanie pasa przez 143 samoloty.

#### HYDROAERODYNAMIKA

532.517.42/45 ILOt  
Tan H. S., Ling S. C.: Final stage decay of grid-produced turbulence. Ostateczne stadium zanikania turbulencji wywołanej obecnością pręta. Phys. Fluids, 1963, t. 6, nr 12, s. 1963—1999, rys.

Przedstawiono model kinetyczny ostatecznego stadium zanikania turbulencji wywołanej obecnością pręta. Analiza teoretyczna prowadzi do prawa zanikania energii turbulencji proporcjonalnie do odwrotności kwadratu odległości. Przewidywania te zostały potwierdzone pomiarami w tunelu wodnym na małe prędkości. Wykorzystanie wyników uzyskanych przez Drydena i Schubaura oraz Batehelora i Townsenda w tunelu aerodynamicznym wskazuje na lepszą zgodność z uzyskanym przez autorów wynikiem niż prawa zanikania w potęgę  $-5/2$ , proponowanego przez wcześniejszych badaczy. A. K.

533.69.042.5 ILOt  
Spalding D. B., Chi S. W.: The drag of a compressible turbulent boundary layer on a smooth flat plate with and without heat transfer. Opór ściśliwej turbulentnej warstwy przyściennej na smukłej płaskiej płycie z wymianą i bez wymiany ciepła. J. Fluid Mech., 1964, t. 18, nr 1, s. 117—141, rys.

Przeprowadzono klasyfikację i przegląd przyczynków teoretycznych opracowanych przez innych autorów oraz rozwinięto je. W ten sposób wyniki dwudziestu teorii opracowano i porównano z danymi eksperymentalnymi. Obliczono średnie błędy kwadratowe wyników każdej teorii. Wyniki teorii van Driesta II dają najmniejszy średni błąd kwadratowy (11%). Zaproponowano nową metodę obliczenia z założenia, że istnieje jednoznaczna zależność między  $c_f F_c$  i  $RF_R$  (gdzie  $c_f$  jest współczynnikiem oporu,  $R$  — liczby Reynoldsa  $F_c$  i  $F_R$  są tylko funkcjami stosunku liczby Macha i temperatury). Niepełne dane eksperymentalne nie pozwalają na określenie  $F_c$  i  $F_R$ , które zostały obliczone na podstawie metody długości drogi mieszania (półempirycznie). Przedstawiono tabele i wykresy wartości tych funkcji dla szerokiego zakresu liczby Macha strumienia głównego i stosunku temperatury przy ścianie i temperatury strumienia głównego. W porównaniu z danymi eksperymentalnymi metoda ta daje średni błąd kwadratowy 9,9%. A. K.

534.014.2 ILOt  
Chester W.: Resonant oscillations in dosed tubes. Drgania rezonancyjne w rurach. J. Fluid Mech., 1964, t. 18, nr 1, s. 44—64, rys.

Przeprowadzono badania zaburzeń wywołanych w rurze ruchem oscylującym tłoka, znajdującemu się na jednym końcu, podczas gdy drugi jest zamknięty. Tłok drga z częstością bliska częstości drgań własnych słupa powietrza w rurze. Przy pewnym określonym pasmie częstości pojawia się fala uderzeniowa na zewnątrz tego pasma. Drgania są ciągłe, lecz nie czysto sinusoidalne. Rozwiązania uwzględniają wpływ „lepkości sprężyste” oraz lepkości proporcjonalnej do naprężeń przy ścianie rury. Dla typowych warunków laboratoryjnych wpływ „lepkości sprężyste” jest b. mały (w wyniku tej lepkości — grubość fali uderzeniowej wynosi ok. 10<sup>-4</sup> cm). Bardziej istotny jest wpływ warstwy przyściennej. Najbardziej istotną modyfikacją teorii akustyki, która potrzebna jest do prawidłowego opisu drgań, wynika z członów rielinowych. A. K.

#### MECHANIKA LOTU

533.6.07:531.781:533.69 ILOt  
Thomas F.: Einige Untersuchungen an Nasenklappenflügeln kleiner Streckung mit und ohne Rumpf. Badania skrzydła z klapą nosową o małym wydłużeniu z kadłubem i bez kadłuba. Z. Flugwiss., 1963, t. 11, nr 11, s. 439—446, rys.

Przeprowadzono pomiary trzech składowych w tunelu na małe prędkości DFL dla skrzydeł skośnych z klapami na krawędziach natarcia i sływu. Dla trzech zbadanych skrzydeł kąt skosu zmienił się od 0 do 57° i zwięźeniu  $\lambda = 1 - 1/3$ , podczas gdy wydłużenie  $A = 2$  i profil NACA 0005 był stałe. Klapy rozciągały się na 75% długości rozpiętości skrzydła. Skrzydła badane były wspólnie z kadłubem i bez kadłuba. Największy przyrost współczynnika siły nośnej wskutek odchylenia klapy na krawędzi natarcia wynosi ok. 0.3. Dodatkowy przyrost  $C_L$  ma miejsce wskutek odchylenia klapy na krawędzi sływu i wynosi ok. 0.5. Celem porównania uzyskanych wyników eksperymentów z teoretycznymi, zastosowano teorie powierzchni nośnej Truckenbrodta do profilu z klapą na krawędzi natarcia. Porównanie jest dostatecznie zgodne dla momentów podrywających i niezadawalające dla siły nośnej. A. K.

629.135.4 ILOt

Price H. L.: Rotor dynamics and helicopter stability. Part III. Solution of the trim equations. Dynamika wirnika i stateczność śmigłowca. Cz. 3. Rozwiązanie równań równowagi. Aircr. Engng., 1963, t. 35, nr 11, 12, s. 332—338, rys., s. 354—357, rys.

Trzecia część obszernej pracy poświęconej wyprowadzeniu jednolitej teorii matematycznej dla analizy ustalonych i niestabilnych ruchów śmigłowca ze szczególnym uwzględnieniem zagadnień dynamicznych. Część ta dotyczy rozwiązania układów równań określających równowagę śmigłowca w locie. Autor wyprowadził zależności bardziej dokładne od dotychczas znanych pomijając wyrażenia

związane dopiero z 6 potęgą współczynnika prędkości  $\sigma$ . Nowością jest również wprowadzenie dwóch pojęć parametrów określających charakter ruchu: parametrów „wewnętrznych”, związanych z pewnymi kombinacjami kątów wychylenia sterownic i wahań łopaty oraz parametrów „zewnętrznych” związanych z prędkością i kierunkiem lotu. Zbadane jest wzajemne oddziaływanie tych parametrów na siebie. Wykazano została przy tym niesłuszność pewnych szeroko rozpowszechnionych założeń jak np., że dla wszystkich prędkości lotu wektor ciągu wirnika pokrywa się z osią słodka. Udowodniono, że nie jest tak dla wszystkich prędkości, a rozbieżność wynosi do 5°, z których 1,5° wywołane jest oporem tarczy. Zbadano wpływ momentu bezwładności łopat, określony umownym parametrem  $\gamma$ . Poddano ocenie także błąd wywołany uwzględnieniem tylko wyrażeni do 5 potęgi  $\mu$ . W tym celu autor rozważył dodatkowo przypadek wirnika sztywnego, którego łopaty mają swobodę przekręcania, a nie mają swobody wahań. Obliczono przy tym moment przenoszony przez wirnik poprzez wał na kadłub. Wykazano, że błąd jest znikomo mały i odrzucanie wyrażeni związanych z  $\mu^6$  i potęg wyższych jest uzasadnione. Praca stanowi przykład obszernego i szczegółowego potraktowania zagadnienia, dzięki wykorzystaniu elektronowych maszyn liczących. R. W.

629.135.4 ILOt

Willmer M. A. P.: The loading of helicopter rotor blades in forward flight. Obciążenie łopat wirnika śmigłowca w locie do przodu. ARC R.A.M., 1963, nr 3318, ss. 44, rys. 38.

W sprawozdaniu opisana jest metoda obliczania obciążenia wzdłuż rozróżności łopat wirnika śmigłowca w locie do przodu przy różnych katowych położeniach asymetrycznych ze znacznie większą dokładnością, niż było to możliwe dotychczas. Metoda stanowi rozwinięcie teorii Glaucerta o tzw. „linii nośnej”. Problem sprawozdany jest do rozwiązania układu równań liniowych; obliczenia wykonane zostały na elektronicznej maszynie cyfrowej. Teoretyczne wyniki otrzymane tą metodą dla współczynnika prędkości 0,08, 0,15 i 0,29 wykazują znacznie lepszą zgodność z wynikami doświadczeń niż otrzymane metodami dotychczasowymi. Sprawozdanie wskazuje również, jak teoria ta może zostać użyta do obliczenia siły pionowej przekazywanej przez łopatę na głowicę wirnika, za pomocą metody dokładniejszej od dotychczas stosowanych. Praca zawiera dużą ilość wykresów krzywymi teoretycznymi i punktami wyników pomiarów w locie. R. W.

#### ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE

620.172.22 ILOt  
Muchin L. M.: Dinamiczeskie metody opredelenija konstant uprugosti materialow pri powyszennych temperaturach. Dynamiczne metody określania stałych sprężystości materiałów w podwyższonych temperaturach. Zawod. Laborator., 1964, nr 2, s. 208—213, rys. 5.

W artykule omówiono dynamiczne metody wyznaczania stałych sprężystości materiałów w podwyższonych temperaturach. Metody dynamiczne są obecnie coraz szerzej stosowane, bowiem tradycyjne metody statyczne mogą, zwłaszcza w podwyższonych temperaturach, dać znacznie niższe wartości stałych sprężystości ze względu na obniżenie granicy plastyczności materiału. Autor omawia trzy grupy metod dynamicznych:

a) metoda oparta na pomiarze częstości własnej drgań, odpowiednio przygotowanej i zamocowanej próbki (niskie częstości drgań), nazywana metoda wahadła,

b) metoda rezonansowa, polegająca na pomiarze wysokich części drgań rezonansowych próbek sztywnych,

c) metoda impulsów wykorzystuje zależność prędkości dźwięku w ośrodku od stałych sprężystości tego ośrodka.

W artykule omówiono krytycznie wymienione metody, podano ich maksymalne błędy oraz specyficzne wyznaczania liczby Poissona. Bogaty wykaz literatury źródłowej jest cennym uzupełnieniem omawianej pracy. J. Ł.

620.178.3:621.38:533.6.013.42 ILOt  
Wiekhorst F.: Beitrag zur Elektronik des Standschwingungsversuchs. Przyczynki do elektroniki stanowiska do badania drgań. Z. Flugwiss., 1963, t. 11, nr 12, s. 473—481, rys.

Opisano przyrząd elektronowy, posiadający charakterystykę nisko częstotliwościową, służący do badania drgań na samolocie i stanowiacz wyposażenie aerodynamicznego stanowiska badawczego w Göttingen. Scharakteryzowano wzmacniacz prądu stałego, składający się z kilku części; konstrukcja wzmacniacza jest podobna do znanej, stosowanej w maszynach analogowych prądu stałego. Urządzenie pozwala wytwarzać w sposób ciągły cztery prądy zmienne o częstotliwości w zakresie 0,05—50 Hz o amplitudzie 10 V oraz kącie fazowym 0,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$ . Wyjaśniono także budowę wzmacniacza mocy prądu stałego o mocy 100 W zbudowanego w pełni na tranzystorach. A. K.

#### AERODYNY

623.746 ILOt  
TSR.2 — integrated weapons system. TSR.2 — system broni wielozadaniowej. Aircr. Engng., 1963, t. 35, nr 12, s. 358—362, 371, rys. 5.

Wstępny opis bombowca naddźwiękowego TS.2 budowanego w W. Brytanii. Przewidywany jest on do wykonywania zadań róż-





