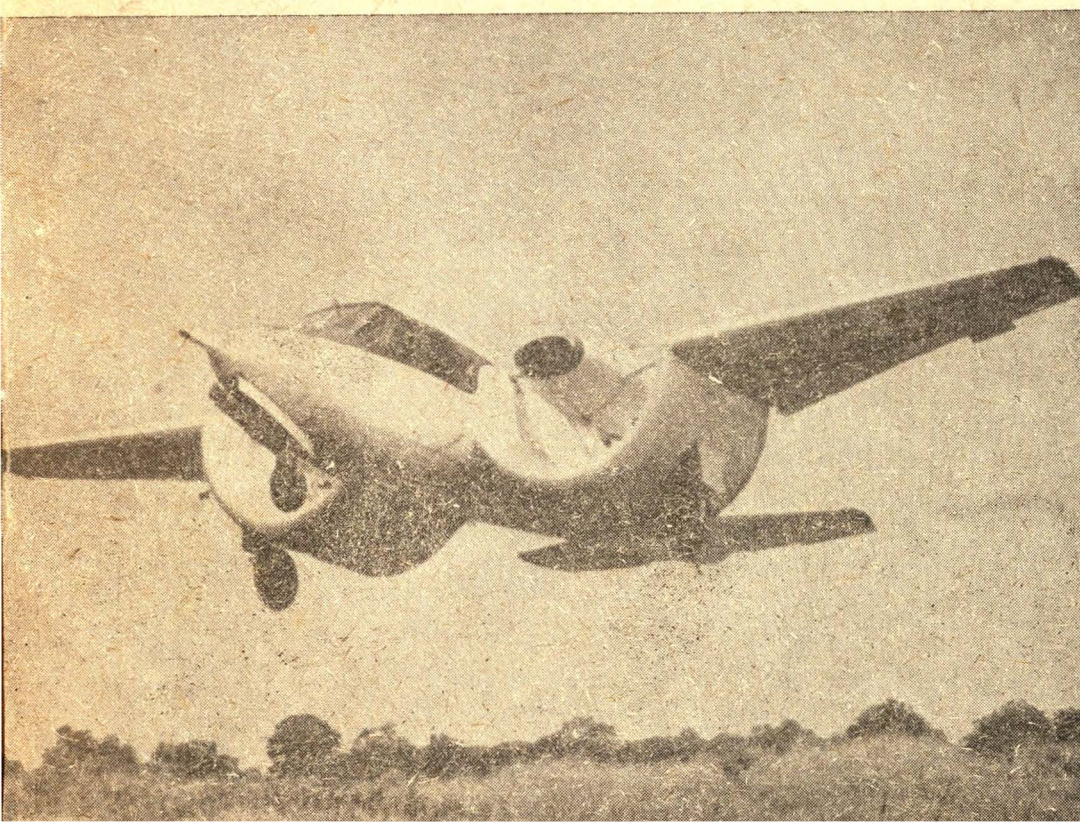


# TECHNIKA LOTNICZA



1

WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT

# POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ“

## Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

### Część XII

### Stopy aluminium

(ciąg dalszy)

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

W bieżącym zeszycie podano dalszy ciąg danych technicznych dotyczących stopów aluminium do przeróbki plastycznej, produkowanych w Polsce, ZSRR i USA.

W tabeli 19 podano własności technologiczne i główne zastosowanie polskich stopów aluminium do przeróbki plastycznej. W tabelach 20 i 21 podano własności fizyczne, mechaniczne i technologiczne, postać, obróbkę cieplną oraz zastosowanie niektórych radzieckich stopów tego typu<sup>1)</sup>. Niezależnie od danych tabelarycznych, na wykresach podano własności mechaniczne niektórych stopów radzieckich w podwyższonych temperaturach.

Tabele 22 do 25 obejmują dane dotyczące amerykańskich stopów aluminium do przeróbki plastycznej: tabela 22 — wyroby platerowane, tabela 23 — własności fizyczne, tabela 24 — własności mechaniczne w temperaturze otoczenia i tabela 25 — własności mechaniczne w temperaturach podwyższonych.

Uwaga: kolejność tabel ze względu na techniczne przedstawiona.

<sup>1)</sup> Wg P. B. Michajłow-Michajew: „Sprawocznik o metali i stopach metalicznych materiałach turbino- i motorostrojenia”, Moskwa 1961.

Tabela 22. Platerowane wyroby ze stopów aluminium do przeróbki plastycznej produkowane w USA.

L.p.	Oznaczenie stopu	Postać	Oznaczenie mat. plateru	Sposób platerow.	Łączna grub. wyrobu mm	Grub. warstwy plateru w % grub. wyrobu
1	2014	Blachy, płyty	6003	obustr.	poniżej 0,63	10
					0,63 - 0,99	7,5
					1,00 - 2,50	5
					dowolnie 2,50	2,5
2	2024	Blachy, płyty	1230 (Al 99,30%)	obustr.	poniżej 1,6	5
					1,6 i więcej	2,5
3	3003	Blachy, płyty	7072	jednostr.	poniżej 1,65	15
					1,65 i więcej	7,5
4	3003	Rury	7072	obustr.	wszystkie wym.	10
5	3004	Blachy, płyty	7072	obustr.	wszystkie wym.	5
6	5056	Blachy, płyty	7072	obustr.	wszystkie wym.	5
7	5056	Drut	6253	zewnątrz	wszystkie wym.	20% łącznego pola przekroju
8	6061	Blachy, płyty	7072	obustr.	wszystkie wym.	5
9	7075	Blachy, płyty	7072	obustr.	wszystkie wym.	4
10	3003	Blacha do lutow. nr 1	4043	jednostr.	poniżej 0,53	10
					0,53 i więcej	5
11	3003	Blacha do lutow. nr 2	4043	obustr.	poniżej 0,53	10
					0,53 i więcej	5
12	3003	Blacha do lutow. nr 11	4343	jednostr.	poniżej 1,63	10
					1,63 i więcej	5
13	3003	Blacha do lutow. nr 12	4343	obustr.	poniżej 1,63	10
					1,63 i więcej	5
14	6951	Blacha do lutow. nr 21	4343	jednostr.	poniżej 2,30	10
					2,30 i więcej	5
15	6951	Blacha do lutow. nr 22	4343	obustr.	poniżej 2,30	10
					2,30 i więcej	5
16	3003 lub 1100 (99,7% Al)	Blacha re-itektor nr 2	1175 (99,75% Al)	jedno lub obustr.	poniżej 1,65	15
					1,65 i więcej	7,5

Tabela 23. Własności fizyczne amerykańskich stopów aluminium do przeróbki plastycznej.

L.p.	Oznaczenie stopu	Ciepota właściwa g/cm <sup>3</sup>	Temperatura topnienia °C	Przew. ciepła w temp. 25°C kal/cm·sek·°C	Współczynnik rozszerz. liniowej α · 10 <sup>6</sup> w temp. 20-100°C	Przewodność elektryczna w % przewodności miedzi	Opor elektryczny właściwy Ω mm <sup>2</sup> /m
1	2011	2,82	535-642	0,34 <sup>1)</sup>	22,9	36 <sup>1)</sup>	0,048 <sup>1)</sup>
2	2014	2,80	510-637	0,46 <sup>2)</sup>	23,0	50 <sup>2)</sup>	0,034 <sup>2)</sup>
3	2017	2,79	512-640	0,41 <sup>2)</sup>	23,6	45 <sup>2)</sup>	0,038 <sup>2)</sup>
4	2018	2,80	508-637	0,37 <sup>1)</sup>	22,3	40 <sup>1)</sup>	0,043 <sup>1)</sup>
5	2024	2,77	501-637	0,45 <sup>2)</sup>	23,2	50 <sup>2)</sup>	0,034 <sup>2)</sup>
6	2117	2,74	510-648	0,37 <sup>1)</sup>	23,8	40 <sup>1)</sup>	0,043 <sup>1)</sup>
7	2218	2,81	504-634	0,37 <sup>1)</sup>	22,3	40 <sup>1)</sup>	0,043 <sup>1)</sup>
8	3003	2,73	642-653	0,46 <sup>2)</sup>	23,2	50 <sup>2)</sup>	0,034 <sup>2)</sup>
9	3004	2,72	628-650	0,39	23,9	42	0,041
10	5005	2,70	631-650	0,48	23,8	52	0,033
11	5050	2,69	626-650	0,46	23,8	50	0,034
12	5052	2,68	593-648	0,33	23,8	35	0,049
13	5056	2,64	568-637	0,28 <sup>2)</sup>	24,3	29 <sup>2)</sup>	0,059 <sup>2)</sup>
14	5086	2,66	584-640	0,30		31	0,065
15	5154	2,66	593-642	0,30	23,9	32	0,053
16	5357	2,70	628-653	0,40	23,8	43	0,039
17	6061	2,70	582-648	0,41 <sup>2)</sup>	23,6	45 <sup>2)</sup>	0,038 <sup>2)</sup>
18	6062	2,70	593-650	0,41 <sup>2)</sup>	23,6	45 <sup>2)</sup>	0,038 <sup>2)</sup>
19	6063	2,70	615-650	0,48 <sup>1)</sup>	23,4	53 <sup>1)</sup>	0,033 <sup>1)</sup>
20	6151	2,70	542-648		23,2		
21	6951	2,70	615-653		23,4		
22	7075	2,60	476-637	0,29 <sup>1)</sup>	23,6	30 <sup>1)</sup>	0,057 <sup>1)</sup>

<sup>1)</sup> - w stanie obrabianym cieplnie, <sup>2)</sup> - w stanie wyczerpanym.

Pomoc konstruktorskie str. 100.



NASZA OKŁADKA

Samolot z kanałowym skrzydłem Custer CCW-5

### TREŚĆ ZESZYTU

H. Krajewski — Niektóre problemy niestatecznego spalania w komorze silnika raketowego na ciekły środek napędowy, cz. II . . . . . 1

R. Rowiński — Badania eksperymentalne przepływów hipersonicznych, cz. II . . . . . 9

A. Gołędzinowski, W. Rzecznik — Szlifowanie taśmami ściernymi . . . . . 16

Międzynarodowy układ jednostek (SI) obowiązujący w Związku Radzieckim — S. L. . . . . 20

Gustaw Eiffel — E. J. . . . . 22

Kronika . . . . . 23

Nowości techniczne . . . . . 24

Pomoc Konstruktorskie „Techniki Lotniczej” — A. Ciszewski, T. Radomski: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. XII, Stopy aluminium (c. d.) okł.



Mgr inż. HENRYK KRAJEWSKI

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

cz. II

*W pierwszej części artykułu omówiono istotę, rodzaje i przyczyny powstawania zjawiska niestatecznego spalania w silnikach raketowych na ciekły środek napędowy. W drugiej części przeprowadzono analizę poszczególnych rodzajów niestateczności spalania, podając kryteria, od których zależy powstanie tego zjawiska*

#### Najnowsze hipotezy i kierunki badań

Pomimo pewnych różnic interpretacji obrazu fizycznego omawianych różnych zakresów niestateczności spalania przez wielu autorów na przestrzeni z górą 20 lat, trzeba podkreślić najnowsze tendencje zbieżne zarówno u autorów zachodnich, jak i radzieckich. Chodzi o uwzględnienie kinetyki reakcji, a przede wszystkim o interpretację fizyko-chemiczną niestateczności spalania. O ile Mebus (1957) problem zbyt upraszcza, budując model mechaniczny drgający z dodatkiem tłumienia, a Crocco i Cheng (1956), choć stworzyli model fizyczny zjawiska, który opisali następnie układem równań różniczkowych, nie dali jednak w swej monografii wyjaśnienia przyczyn fizyko-chemicznych powstania niestateczności spalania, to w ZSRR Siemionow i Zeldowicz, Todes, Frank-Kamieniecki, Szaulow, Lerner, Pauszkin i inni oraz na zachodzie Summerfield, Carter, Altman, Lewis i inni, a przede wszystkim Kármán — twórca aerotermochemii, która odegrała podstawową rolę w wyjaśnieniu procesów spalania i jej niestateczności — opierają się przede wszystkim na kinetyce reakcji<sup>1)</sup>.

Ogólnie można podzielić badania w zakresie stateczności spalania na trzy grupy kierunkowe:

- 1) badania, w których drogą wykorzystania metody małych zaburzeń analizuje się stateczność frontu płomienia w strumieniu laminarnym;
- 2) wpływ kinetyki na przebieg procesów chemicznych w przypadku, gdy proces przyjmuje charakter periodyczny;
- 3) zagadnienia związane z analizą stateczności procesu roboczego w silnikach, włącznie z teoretycznymi i doświadczalnymi badaniami, w celu wyjawienia przyczyn niestateczności spalania i poznania wpływu oddzielnych czynników na stateczność procesu roboczego.

Poniżej omówiono wymienione kierunki.

#### Wykorzystanie metody małych zaburzeń do analizy stateczności frontu płomienia

Przedstawicielami tego kierunku są Laudau i Liwzyc. Istota tej metody jest następująca: w układzie  $xoy$ , gdzie  $x$  normalna do powierzchni, a  $y$  styczna, rozpatruje się ruch płaski o składowych prędkościach  $u$  i  $v$ , przy czym parametry świeżego gazu oznaczone są indeksem „1”,

<sup>1)</sup> Kinetyka reakcji lub kinetyka chemiczna jest to nauka o prędkościach reakcji chemicznych. Jest tym rozdziałem chemii fizycznej, na którym opiera się nauka o spalaniu i rozchodzeniu płomienia.

a spalin — „2”. Na zasadniczy ruch niezakłócony nakłada się małe zakłócenie:  $p', v' \sim \exp [i(ky - \omega t)]$  i podstawia się do równań ruchu Eulera dla ruchu płaskiego:

$$\frac{\partial u}{\partial t} + \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} \frac{\partial v}{\partial y} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y}$$

i do równania ciągłości:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0$$

Odrzucając człony wyższego rzędu, jako bardzo małe, otrzymuje się:

$$\frac{\partial u'}{\partial t} + w \frac{\partial u'}{\partial x} = -\frac{1}{\rho} \frac{dp'}{\partial x} \quad \frac{\partial v'}{\partial t} + w \frac{\partial v'}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{dp'}{\partial y}$$

(gdzie  $w$  prędkość strumienia), oraz

$$\frac{\partial u'}{\partial x} + \frac{\partial v'}{\partial y} = 0$$

Warunki graniczne na powierzchni frontu płomienia określa się z warunków stałości stycznej składowej prędkości i równości ciśnień z obu stron frontu oraz stąd, że prędkość rozchodzenia się płomienia jest stała i niezależna od zakłóceń. Rozwiązanie obu równań z zastosowaniem warunków granicznych da równanie:

$$(-i\omega)^2 (w_1 + w_2) + 2i\omega k w_1 w_2 + k^2 w_1 w_2 (w_1 - w_2) = 0$$

W wyniku analizy Laudau otrzymał następującą zależność: gdy prędkość strumienia przed frontem płomienia jest większa niż za nim, to jest  $w_1 > w_2$ , to front płomienia jest stateczny i odwrotnie, gdy  $w_1 < w_2$  — front płomienia jest niestateczny. Ponieważ  $\rho_2 < \rho_1$ , to z warunku ciągłości wynika, że  $w_2 > w_1$ . Stąd Laudau wywnioskował o absolutnej niestateczności frontu płomienia. Ten paradoksalny wniosek stał się przedmiotem badań i został wykorzystany w teorii spalania detonacyjnego. Zdaniem innych autorów na charakter wyników analizy stateczności frontu płomienia musiały mieć wpływ: uwzględnienie lepkości składników środka napędowego, średnica komory, krzywizna i grubość frontu. Ponieważ wyniki badań stateczności frontu płomienia, dokonane przez Eibindera i Jagodkina w ośrodku lepkości i nieściśliwym dały wyniki sprzeczne ze sobą, uznano na razie zagadnienie wpływu lepkości ośrodka na stateczność frontu płomienia za otwarte.

## Wpływ kinetyki na periodyczny przebieg procesu chemicznego

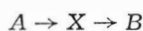
Jedną z przyczyn zachwiania stateczności procesu spalania jest przebieg złożonych reakcji chemicznych. Szereg danych doświadczalnych dowodzi, że reakcje chemiczne — w pewnym zakresie parametrów — powodują powstanie drgań własnych. Takie zjawiska mogą stać się jedną z przyczyn niestateczności spalania w silniku. Frank-Kamieniecki i Salnikow przedstawiali różne schematy kinetyczne przebiegu dwóch kolejnych reakcji z różną zależnością temperatur. Badania wykazały, że taki dwustopniowy mechanizm reakcji daje periodyczny charakter procesu.

Rozróżnia się drgania dwóch rodzajów:

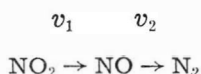
a) czysto kinetyczne, związane tylko ze zmianami koncentracji przejściowych produktów reakcji,

b) oscylacje termokinetyczne, związane jednocześnie zarówno z kinetyką reakcji, jak i z wydzielaniem i odprowadzeniem ciepła. Należy nadmienić, że drgania termokinetyczne — według wszelkiego prawdopodobieństwa — zależą od prędkości wydzielania ciepła na jednostkę objętości, to znaczy natężenia cieplnego reakcji chemicznej.

Na przykładzie  $\text{NO}_2$  rozpatrzyć można najprostszy rodzaj drgań termokinetycznych, to jest drgań, przy których w reakcji bierze udział tylko jeden produkt przejściowy  $X$  — według schematu



albo w danym przypadku:



gdzie  $v_1$  i  $v_2$  są to odpowiednie prędkości przekształcenia. W tym schemacie przejście  $\text{NO}$  w  $\text{N}_2$  przebiega w podwyższonej temperaturze. Istnienie takiego dwustopniowego spalania obserwowali Zeldowicz i Szaułow z jednym przejściowym produktem reakcji  $\text{NO}$  dla spalania najprostszego nitroestru  $\text{CH}_3\text{ONO}_2$  oraz Nasirow i Szaułow dla spalania mieszaniny  $\text{N}_2$  i  $\text{NO}_2$ .

Pełną ilustrację procesu przebiegu reakcji chemicznej daje układ dwóch równań różniczkowych: kinetycznego i termicznego

$$\frac{dX}{dt} = f - K(T)X$$

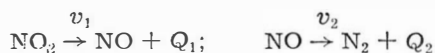
$$\frac{dT}{dt} = \frac{q}{c\rho} - \frac{\alpha S}{c\rho w}(T - T_0)$$

gdzie:

$f$  — prędkość tworzenia się produktu przejściowego  $X$  (lub  $\text{NO}$ ) z wyjściowego  $A$  (lub  $\text{NO}_2$ );

$K(T)$  — stała prędkości przekształcenia  $X$  (lub  $\text{NO}$ ) w produkty końcowe  $B$  (lub  $\text{N}_2$ ),

$q$  — prędkość wydzielania ciepła, zależna od prędkości efektów cieplnych reakcji:



$\alpha$  — współczynnik oddawania ciepła,

$T$  — temperatura reagującej mieszanki,

$T_0$  — temperatura otoczenia,

$Q_1$  i  $Q_2$  — efekty cieplne reakcji,

$c$  — pojemność cieplna reagentów,

$S$  — powierzchnia zewnętrzna, przez którą przechodzi ciepło oddawane,

$\rho$  — gęstość mieszanki,

$w$  — objętość (układu biorącego udział w reakcji).

Prędkość drugiej reakcji bardziej zależy od temperatury niż pierwszej; dlatego też, gdy wydzielanie ciepła w znacznym stopniu związane jest z drugą reakcją, proces może przyjąć charakter drgań własnych. Nagromadzenie produk-

tu przejściowego  $\text{NO}$  może spowodować wzmoczenie wydzielania ciepła, uwarunkowanego drugą reakcją i wzrost temperatury. Ten wzrost temperatury zwiększy prędkość wydatku produktu przejściowego  $\text{NO}$  bardziej aniżeli prędkość jego tworzenia i w ten sposób koncentracja  $\text{NO}$  zmniejszy się, co znów da spadek temperatury itd. Ten hipotetyczny obraz fizyczny potwierdzają dociekania matematyczne. Przy konkretnych założeniach o zależnościach  $f$ ,  $k$  i  $q$  od temperatury i koncentracji można wykazać możliwość powstania drgań samowzbudnych. Układ omówionych równań rozwiązał Salnikow, który dowiódł, że w określonych warunkach powstają procesy periodyczne.

## Analiza stateczności procesu roboczego w silniku

Publikacje wyników prac dużej ilości autorów dowodzą, że w tym kierunku poszło wielu z nich. Z powodu braku miejsca pokazano poniżej tylko ciekawsze przykłady równań różniczkowych i wnioski z nich otrzymane, rezygnując z całego wyprowadzenia matematycznego.

a. Misse, badając stateczność płomienia, ułożył następujące równanie przestępne:

$$y(t - T) + Ay(t - T_0) + By(t) = 0$$

gdzie:

$y(t)$  — małe odchylenie położenia frontu płomienia.

$$A = \frac{1}{K'}; \quad K' = \frac{D_u}{nD_p}$$

gdzie:

$D$  — funkcja zależna od stanu fizycznego cieczy i pary; indeksy:  $u$  — utleniacz,  $p$  — paliwo

$$B = \frac{2L(L - r_u + x)}{r_u K' x}$$

gdzie:

$r$  — promień kropli,  
 $x(t)$  — odległość kropli paliwa od frontu płomienia,  
 $L-x$  — odległość kropli utleniacza od frontu płomienia,  
 $L$  — odległość środków obu kropel,  
 $T$  — czas opóźnienia odparowania;

$$T_u = qT_D - qT$$

$q$  — stosunek opóźnienia czasu odparowania utleniacza do opóźnienia czasu odparowania paliwa.

Podobnie postępował Wasiliew. Wnioski były zbieżne, a mianowicie:

stateczność frontu płomienia zależy od:

— stosunku promienia kropeł składników środka napędowego,

— prędkości gazu  $w$  przed- i  $u$  za frontem płomienia. Gdy  $u = w$  oraz gdy  $u > w$  (front rozchodzi się w stronę głowicy wtryskowej), ma miejsce stateczność. Gdy  $u < w$ , płomień jest zdmuchiwany potokiem gazowym — stateczności brak, — wzajemnego stosunku utleniacza i paliwa w gazach przenikających drogą dyfuzji do frontu płomienia; gdy stosunek jest stechiometryczny, ma miejsce stateczność spalania (rys. 9).

b. W jednej z pierwszych prac, gdzie wykorzystano myśl o opóźnieniu procesów w KS w stosunku do procesów w przewodach zasilających, Gauder i Friant zakładają, że składniki środka napędowego, to jest paliwo i utleniacz, spalają się w wąskiej strefie, do czego niezbędny jest pewien czas. Między czasem zmniejszenia prędkości strumienia z wtryskiwaczy i czasem jej zmniejszenia przy wypływie z DW zachodzi opóźnienie, co narusza stateczność.

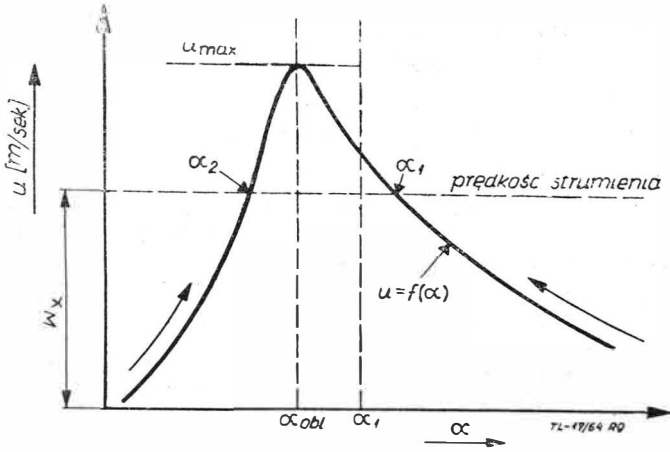
Równanie różniczkowe ma postać:

$$\frac{dv'}{dt} + Ev' = Cv'(t - \tau)$$

gdzie:  $v'$  — małe odchylenie prędkości od wartości ustalonej,

$E$  i  $C$  — współczynniki równania zależne od prędkości, ciśnienia, średnicy i długości przewodu.

Stateczność zbadano wykorzystując kryterium Nyquista. c. W przeciwieństwie do nich Summerfield badał paliwo jednoskładnikowe z uwzględnieniem objętości KS i bezwładności cieczy w przewodzie. Jego założeniem podstawowym było to, że prędkość masowa tworzenia spalin w chwili  $t$  jest równa masowej prędkości wtrysku mierzonej



Rys. 9.  $u = f(\alpha)$ ; prędkość spalin w funkcji stosunku składników

o  $\tau$  sek. wcześniej, gdzie  $\tau$  — czas opóźnienia. Celem ustalenia zależności pomiędzy ciśnieniem w KS a wydatkiem przez wtryskiwacze, Summerfield ułożył równanie bilansu energii przy założonych spadkach ciśnień. Otrzymał równanie analogiczne do wspomnianego w punkcie b, a warunek stateczności układu — w formie nierówności:

$$\frac{l\dot{m}}{p_k A} + \frac{C^* L^*}{R T_k} \frac{2\Delta p}{p_k} > \tau$$

gdzie:

- $l$  — długość przewodu zasilającego;  $A$  — jego przekrój;
- $\dot{m}$  — wydatek masowy (prędkość masowa);  $p_k$  — ciśnienie w KS;
- $\Delta p$  — spadek ciśnienia między przewodem a KS;
- $R$  — stała gazowa,  $T_k$  — temperatura w KS;
- $C^*$  — prędkość charakterystyczna;  $L^*$  — długość charakterystyczna KS.

Wniosek Summerfielda był prosty: rozszerzyć zakres stateczności można drogą zmniejszenia strony prawej, to jest  $\tau$ , a zwiększenia członów strony lewej, więc:  $\Delta p$ ,  $\frac{\Delta p}{p_k}$ , objętości KS,  $L^*$ ,  $l$ .

d. Wykorzystując założenie Summerfielda, Lee, Gore, Ross analizowali układ napędowy dwuskładnikowy, rozpatrując go jako **układ regulacji automatycznej ze sprzężeniem zwrotnym**.

Posługując się funkcjami przestępnymi otrzymali równanie różniczkowe przestępne zespołu napędowego. Podobnie Sabersky, posługując się równaniem Summerfielda i równaniami ruchu Eulera, uwzględniając ściślność cieczy dokonał analizy stateczności układu. Badanie to wykazało możliwość powstania drgań wysokiej częstotliwości.

e. Tischler i Bellman, analizując układ jednoskładnikowy, badali drgania wysokiej częstotliwości, przyjmując główne założenie Summerfielda o opóźnieniu  $\theta$ . Zestawiając równanie bilansu masy dla KS, otrzymali równanie różniczkowe liniowe drugiego rzędu:

$$A \frac{d^2 f(t)}{dt^2} + B \frac{df(t)}{dt} + C f(t) + f(t - \theta) = 0$$

gdzie  $A$ ,  $B$ ,  $C$  stałe, charakteryzujące parametry geometryczne silnika i parametry gazodynamiczne w warunkach ustalonych.

Uzyskując wyniki w postaci zależności stateczności układu od czasu opóźnienia  $\theta$  i częstotliwości  $\omega$ :

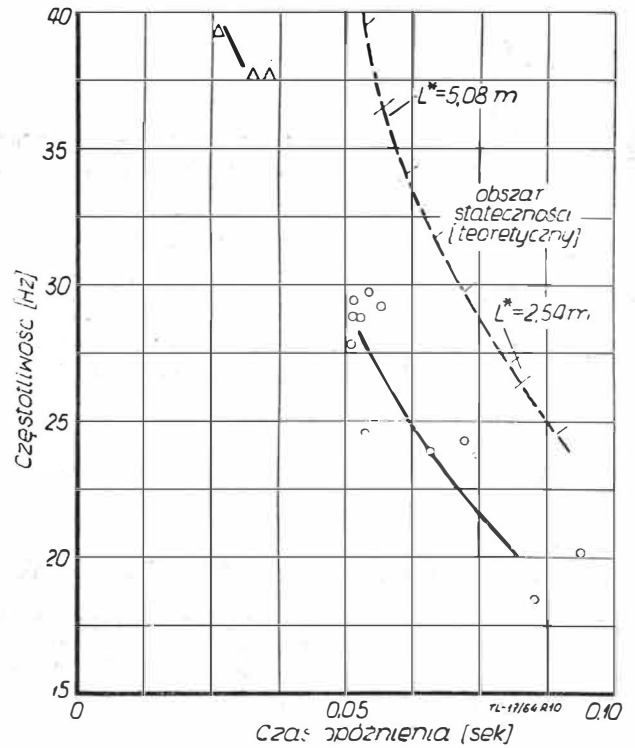
$$A\omega^2 + C + \cos \omega\theta = 0$$

$$B\omega - \sin \omega\theta = 0$$

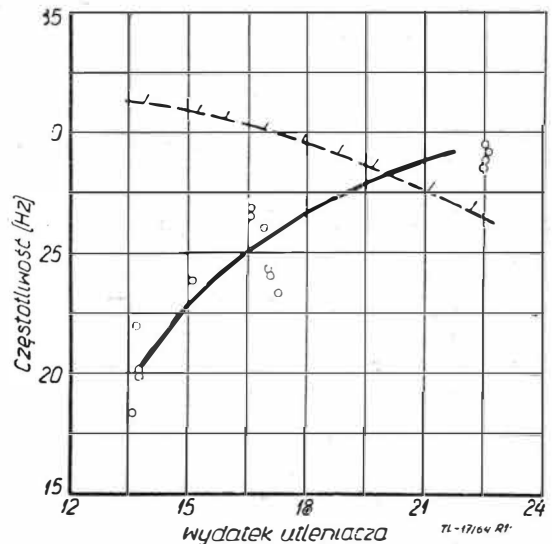
zilustrowali wyniki wykresami na rys. 10 i 11.

f. W pierwszej tego rodzaju monografii (1956) Crocco i Cheng dokonali analizy niestateczności silników rakietowych na ciekły środek napędowy — z punktu widzenia hydrodynamiki, bez poruszania złożonych zagadnień kinetyki procesów w przypadku niskiej i wysokiej częstotliwości układów jedno- i dwuskładnikowych. Zasadniczym ich założeniem jest mała amplituda jako wynik niestateczności procesu spalania. Metoda ich jest następująca: tworzą przybliżony model fizyczny, opisując go układem równań różniczkowych dla każdego przypadku.

Do rozwiązania równań i ich analizy stosują często element rachunku operatorowego (przekształcenie Laplace'a) lub metodę kolejnych przybliżeń. Dla badania warunków (zakresów) statecznej pracy układu stosują wyłącznie kryteria Nyquista i Satche. Podbudowując teoretyczne wywody matematyczne doświadczeniami, to jest badaniami stoiskowymi, porównują szczegółowo i oceniają otrzymane wyniki. Opisując wpływ poszczególnych parametrów roboczych i geometrycznych silnika raketowego na ciekły środek na-



Rys. 10.  $\omega = f_1(\theta)$ ; częstotliwość w funkcji opóźnienia ●



Rys. 11.  $\omega = f_2(m)$ ; częstotliwość w funkcji prędkości wtrysku utleniacza

pędowy na zakres jego statecznej pracy, kreślą możliwości oddziaływania w kierunku zapewnienia stateczności.

g. Analizując krytycznie monografię Crocco i Chenga w przedmowie do jej rosyjskiego wydania (1958) Szaulow i Lerner podejmują (1961) sami próbę — uwieczoną powodzeniem — rozpatrzenia stateczności procesu spalania w komorze silnika raketowego na ciekły środek napędowy z punktu widzenia kinetyki reakcji chemicznych, opierając się na wynikach prac w zakresie teorii spalania Siemionowa, Zeldowicza, Frank-Kamienieckiego i innych. Praca poświęcona jest zresztą spalaniu w komorach wymienionych silników w ogóle. Rozpatrzywszy szczegółowo zarówno proces przygotowania składników środka napędowego do spalania, jak i sam proces spalania przez stworzenie modelu fizycznego i opisanie go matematycznie oraz przeprowadziwszy analizę samego frontu płomienia, piszą równanie zakresu ustalonego, przyjmując teorię dyfuzyjną spalania:

$$\frac{1}{\theta} \left[ \left( \frac{C^*}{C_o} \right)^2 - 1 \right] = 1 - e^{-\tau_{pd}}$$

albo

$$\frac{1}{\theta} (\theta - 1) = 1 - e^{-\tau_{pd}}$$

gdzie:  $\tau_{pd} = \frac{\tau_p}{\tau_d}$

$\tau_p$  — czas przebywania,

$\tau_d$  — czas spalania w procesie dyfuzyjnym, turbulentnym (nazywają go też czasem spalania turbulentnego),

$C$  — średnia koncentracja składników,

$C_o$  — początkowa koncentracja składników

$$C_o = \gamma \frac{1}{1+n}; \left( \gamma - \text{ciężar właściwy gazu, } n = \frac{G_p}{G_u} \right)$$

$C^* = \frac{F_{kr} p_k g}{G}$  ( $C^*$  jest to tak zwana prędkość charakterystyczna, stanowiąca kryterium pełności spalania),

$$\theta = \frac{T_k}{T_o} = \left( \frac{C^*}{C_o} \right)^2;$$

$$\theta = \frac{q}{C_p \cdot T_o}$$

( $T_o$  — temperatura początkowa,  $q$  — efekt cieplny reakcji).

Jest rzeczą jasną, że przy  $\tau = \text{const.}$  stosunek  $p_k$  do wydatku jest też stały. Zmiana  $\tau_d$  spowoduje naruszenie stateczności procesu roboczego, ciśnienie w KS nie odpowiada  $G$  i pojawiają się drgania (rys. 5).

### Analiza niestateczności niskiej częstotliwości

Zasadnicze założenia:

- czas niezbędny dla przekształcenia składników w spalinę jest jednakowy dla wszystkich cząstek: jest to czas przekształcenia, powodujący opóźnienie procesów w KS w stosunku do przewodów,
- spalanie jest dyfuzyjne,
- **układ dynamiczny silnika jest rozpatrywany jako układ regulacji automatycznej,**
- temperatura gazu w KS jest stała i równomierna oraz nie zależy od pulsacji ciśnienia.

Opierając się na tych założeniach, napisano równania:

**komory spalania:**

$$K_1 G_{vtr} (t - \tau) = p_k + \tau_p \frac{dp_u}{dt}$$

gdzie:  $K_1 = \frac{C^*}{F_{kr} g}$ ;  $\tau_p = \frac{v_k \cdot C^*}{RT_k F_{kr} g}$

**ruchu składników w przewodach:**

$$\text{paliwa: } K_2 \Delta p_p = G_p + \theta_p \frac{dG_p}{dt}$$

gdzie:  $K_2 = \frac{G_p}{2 \Delta p_p}$ ;  $\theta_p = \frac{G_p \beta'_p}{2g \Delta p_p}$ ;  $\beta'_p = \frac{1}{g} \frac{l_p}{F_p}$ ;

$$\text{utleniacza: } K_3 \Delta p_u = G_u + \theta_u \frac{dG_u}{dt}$$

gdzie:  $K_3 = \frac{G_u}{2 \Delta p_u}$ ;  $\theta_u = \frac{G_u \beta'_p}{2 \Delta p_u}$ ;  $\beta'_u = \frac{1}{g} \frac{l_u}{F_u}$ .

Stosując metody rachunku operatorowego i szereg przekształceń oraz podstawień, otrzymuje się równanie:

$$u^3 + Au^2 + Bu + 1 = 0$$

gdzie:  $u$  — pewna nowa funkcja.

$u = f(K_1, K_2, K_3, \theta, \tau)$  lub  $u = f(K_o, \theta, \tau)$

$$K_1 (K_2 + K_3) = K_o.$$

Stosując kryterium stateczności układu Wyszniegradzkiego  $A \cdot B = 1$  otrzymuje się układ stateczny, gdy  $A \cdot B > 1$  i niestateczny, gdy  $A \cdot B < 1$ .

Uwaga: stosując szereg przekształceń, podstawień i założeń, autorzy dochodzą do warunku stateczności Summerfieldda.

Zastosowany przez nich współczynnik wzmocnienia układu  $K_o$  ilustruje najlepiej rys. 12 —  $K_o = \varphi(\tau)$ .

### Niestateczność wewnątrzkomorowa

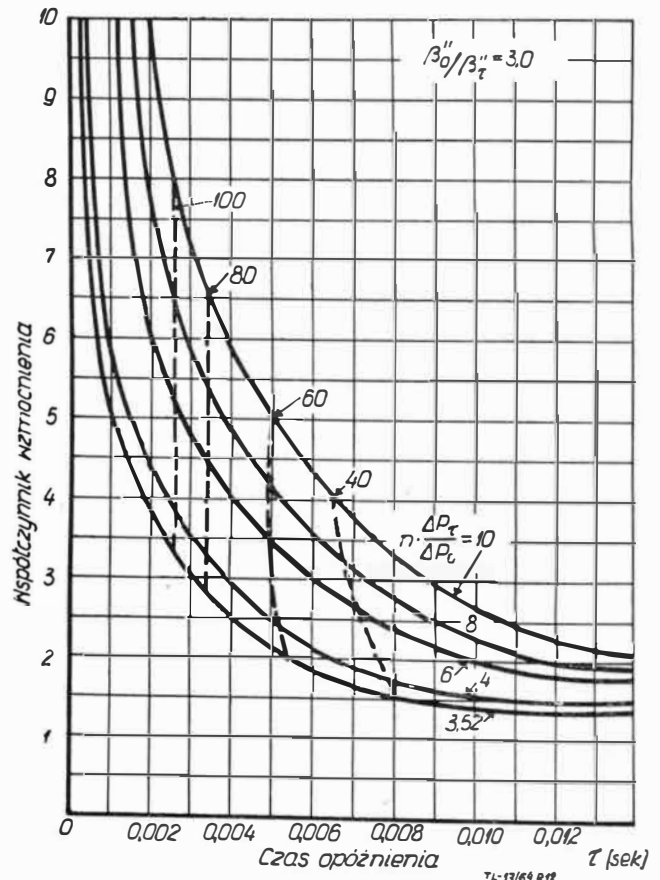
Jak już było poprzednio wspomniane, jest to rodzaj drgań niskiej częstotliwości, które pojawiają się w KS w wyniku wpływu na proces spalania czynników fizycznych, jak ciśnienie i temperatura. Te drgania nie zależą od charakteru układu zasilania.

Jeżeli wprowadzić oznaczenia odchyłek masy gazu, ciśnienia i wydatku:

$$\frac{M - \bar{M}}{\bar{M}} = \frac{p - \bar{p}}{\bar{p}} = \frac{G - \bar{G}}{\bar{G}} = \varphi(t)$$

to ponieważ:

$$\frac{d\tau}{dt} = n [\varphi(t - \tau) - \varphi(t)] \quad \text{i} \quad n = \frac{d \log f(\bar{p})}{d \log \bar{p}}$$



Rys. 12. Zależność współczynnika wzmocnienia od czasu opóźnienia. Granica stateczności układu

(gdzie  $n$  jest tak zwanym wskaźnikiem współdziałania) równanie bilansu będzie:

$$\frac{1}{n} \frac{d\varphi}{dt} + \frac{1-n}{n} \varphi(t) + \varphi(t-\tau) = 0$$

wielkości krytyczne:

$$\omega^* = \sqrt{2n-1}; \tau^* = \frac{1}{\sqrt{2n-1}} \left[ \pi - \arctg \frac{\sqrt{2n-1}}{1-n} \right]$$

Analiza tych równań pokazuje, że przy  $n < \frac{1}{2}$  układ jest zawsze stateczny niezależnie od wartości  $\tau$ .

$$\tau^* \downarrow \text{gdy } n \rightarrow \frac{1}{2};$$

wzrost  $n$  daje destabilizację; przy  $n > 1$  układ jest zdecydowanie niestateczny.

### Analiza niestateczności wysokiej częstotliwości

Wychodząc z równań Eulera dla przypadku, gdy dynamiczne i termodynamiczne wielkości strumienia są funkcjami jednej współrzędnej i czasu, sprowadza się je oraz równanie ciągłości do układu równań różniczkowych nieliniowych pierwszego rzędu z trzema niewiadomymi funkcjami  $v, p, \rho$ .

$$\begin{aligned} \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial x} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} \\ \frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial \rho}{\partial x} &= 0 \end{aligned}$$

Stosując podstawienia:

$$\varphi = \frac{p-\bar{p}}{\bar{p}} = \frac{\Delta p}{\bar{p}}; \psi = K \frac{v-\bar{v}}{\bar{v}} = K \frac{\Delta v}{\bar{v}}; \lambda = \frac{x}{L}$$

równanie na  $\frac{d\tau}{dt}$  przekształci się:

$$M^2 \tau_p \frac{\partial \psi}{\partial t} = -\frac{\partial \varphi}{\partial t}$$

oraz

$$\tau_p \frac{\partial \varphi}{\partial t} = -\frac{\partial \psi}{\partial \lambda}$$

$$\text{gdzie: } \tau_p = \frac{L}{v}; M = \frac{\bar{v}}{a}$$

Stosując rachunek operatorowy (przekształcenie Laplace'a), w którym oryginały przechodzą w transformaty:

$$\begin{aligned} \varphi &\rightarrow z \\ \psi &\rightarrow w \end{aligned}$$

w wyniku przekształceń otrzyma się rozwiązanie dla warunków początkowych zerowych:

$$z = A_1 \exp(M \tau_p \lambda s) + A_2 \exp(-M \tau_p \lambda s)$$

$$w = \frac{A_1}{M} \exp(M \tau_p \lambda s) + \frac{A_2}{M} \exp(-M \tau_p \lambda s)$$

Równania te są analogiczne do sformułowanych przez Crocco i Chenga, które były uproszczone dla małych zakłóceń. Warunki graniczne można znaleźć z założenia, że czas opóźnienia

$$\tau = \frac{c}{p_k^n} \quad (c - \text{stała})$$

przy małych zakłóceniach:  $M = \bar{M}$ ;  $x = L$ .

Równanie charakterystyczne ma postać:

$$1 - B \exp(a\Theta) = M \exp(-a\bar{\tau}) [1 + B \exp(a\Theta)]$$

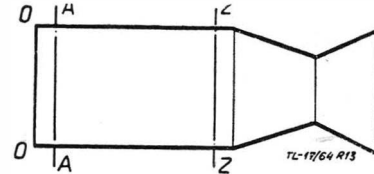
$$\text{gdzie: } a = \lambda + i\omega; B = \frac{1 + \frac{k-1}{2} \bar{M}}{1 - \frac{k-1}{2} \bar{M}}$$

$\Theta$  — czas charakterystyczny KS;  $\tau$  — czas opóźnienia.

Stateczność układu określona jest wartością stosunku:  $\frac{\tau}{\Theta}$

### Kryterium stateczności Szczółkina dla wysokiej częstotliwości

Odcinek A—Z komory spalania (rys. 13) jest głębokością strefy spalania i jej wielkość określa się czasem przebiegu reakcji chemicznych. W przypadku zakłócenia w przekro-



Rys. 13. Schemat silnika. OA — strefa wymieszania; AZ — strefa właściwego spalania

ju Z utrata stateczności frontu płomienia będzie określona czasem przebywania  $\tau_p$ . Będzie ona naruszona, gdy  $\tau > \tau_p$  lub gdy w rezultacie zakłócenia czas reakcji chemicznej lub w przybliżeniu czas opóźnienia zapłonu wzrośnie o wielkość rzędu samego opóźnienia lub większą, dowolne zakłócenie da utratę stateczności:

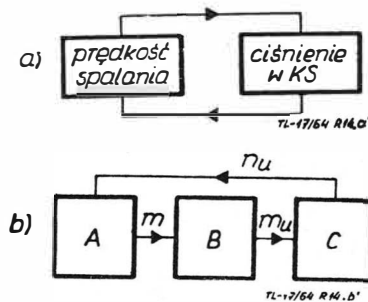
$$\frac{E}{RT} \left[ 1 - \left( \frac{p_A - \Delta p}{p_A} \right) \frac{k-1}{k} \right] \geq 1$$

gdzie:

- $k$  — wykładnik izentropy,
- $T$  — temperatura mieszanki,
- $\Delta p$  — strata ciśnienia wzdłuż KS,
- $E$  — energia aktywacji,
- $p_A$  — ciśnienie w przekroju A.

### Uwagi dodatkowe do metody badania stateczności

1. Rozpatrywanie układu napędu silnika rakietowego na ciekły środek napędowy jako systemu regulacji automatycznej jest w pełni uzasadnione, ponieważ zasadnicze parametry tego napędu stanowią — zgodnie ze schematem a i b na rysunku 14 — układ zamknięty z opóźniającym się sprzężeniem zwrotnym, dającym w określonych warunkach naruszenie stateczności.



Rys. 14. Schemat strukturalny silnika rakietowego na ciekły środek napędowy z jednokonturowym obwodem zamkniętym

Rys. 14 przedstawia najprostszy schemat strukturalny silnika rakietowego na ciekły środek napędowy z jednokonturowym obwodem zamkniętym.

$n_k = \frac{p_k - p_{k1}}{p_k}$  wahania ciśnienia w KS (wychodząca współrzędna ogniwa C i wchodząca — ogniwa A).

$m = \frac{G_s - G_{s1}}{G_s}$  wahania wydatku jednostkowego w wyniku pulsacji ciśnienia w KS (działa na ogniwo B).

$m_k = \frac{G_k - G_{k1}}{G_k}$  wahania prędkości tworzenia się gazów w KS w wyniku zmian wydatku składników środka napędowego (wchodząca współrzędna zamykającego ogniwa C).

Wypada nadmienić, że zastosowanie w układzie systemu regulacji automatycznej — jako środka zapobiegania pracy niestatecznej — stwarza sytuację, gdy obiekt regulacji jest częścią układu regulacji.

2. Rozpatrywanie układu napędu jako układu dynamicznego w sposób omówiony w p.1 pozwala na zastosowanie wszystkich tych kryteriów stateczności układu, które są normalnie stosowane do badania stateczności układu regulacji automatycznej. Kryteriów tych jest bardzo dużo; można je tu tylko wymienić dla ilustracji — bez omawiania: algorytm Routha Schura, kryterium stabilności Hurwitza, Routha-Hurwitza, Michajłowa-Leonharda, wykresy Nyquista i Satche, Poincaré, Lapunowa i Wyszniegradskiego.

Oczywiście, że stosuje się takie, czy inne kryterium w zależności od wygody rozwiązania. O ile warunki pozwalają, najwygodniejsze jest jednak zastosowanie kryterium Lapunowa i Wyszniegradskiego.

3. Założenie przez Szaulowa i Lernerera stałości i równomierności temperatury przy badaniu układu niskiej częstotliwości nie jest ściśle. Ilustruje to najlepiej wykres na rys. 15.

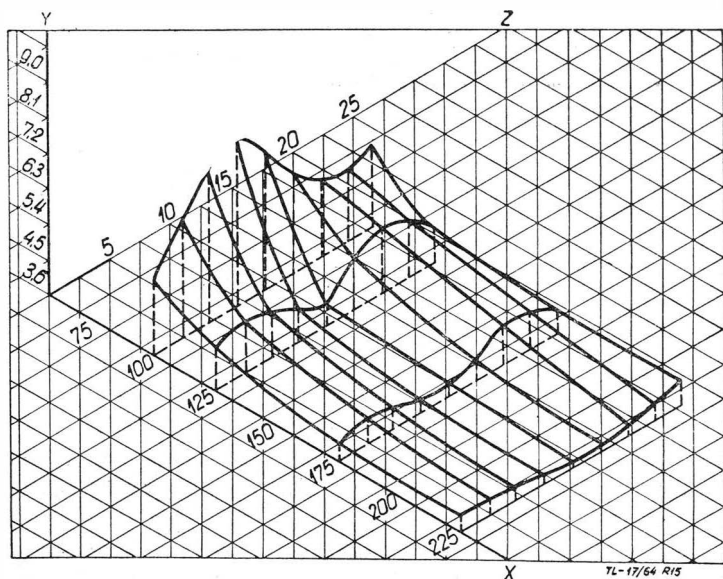
### Wpływ poszczególnych parametrów roboczych i geometrycznych na niestateczność procesu spalania

W wyniku przeprowadzonych dociekań teoretycznych i badań praktycznych można ustalić, jaki jest wpływ różnych parametrów na stateczność spalania.

#### Wpływ na niestateczność wysokiej częstotliwości

##### a. Ciśnienia i spadków ciśnienia

Ciśnienie w KS ma mniejsze znaczenie dla niestateczności wysokiej częstotliwości niż dla niskiej częstotliwości. Stopniowe zwiększanie ciśnienia poprawia stateczność spalania, ale nie zmniejsza częstotliwości drgań, tylko amplitudę. W ten sposób istnieją określone krytyczne wartości ciśnienia i wydatku, powyżej których spalanie jest praktycznie stateczne. W ogóle wzrost ciśnienia w KS i spadku ciśnienia na wtryskiwaczach oraz w układzie zasilania obniża amplitudę drgań, nie zmniejszając częstotliwości.



Rys. 15. Rozkład odwrotności temperatur w KS. X — odległość osiowa w kierunku DW; Y —  $\frac{1}{T} \cdot 10^4 \text{ K}$ ; Z — odległość promienna w kierunku ścianki KS ( $p = 30,2 \text{ atm.}$ )

##### b. Środka napędowego<sup>1)</sup>

Zastosowanie składników o różnym składzie chemicznym lub o różnym stosunku wagowym pociąga za sobą zmianę lokalnej prędkości dźwięku w KS (ma miejsce zmiana składu spalin i temperatury w końcu spalania). Wpływ ten jest nieduży na częstotliwość, natomiast amplituda drgań silnie zależy od rodzaju środka napędowego. Rodzaj środka napędowego i stosunek składników ma wpływ na  $\tau$  — czas opóźnienia i indukcję, który ma bezpośredni związek ze statecznością spalania.

##### c. Wymiarów KS: D — średnicy i L — długości

W komorach spalania przy stosunku  $\frac{L}{D} > 4$  drgania ciśnienia zależą od wartości L. Co dotyczy częstotliwości N, to można przyjąć, że w długich KS iloczyn  $LN = \text{const.}$  nawet dla różnych warunków pracy. Badania ONERA i AGARD<sup>2)</sup> wykazują  $LN = \text{const.}$  nawet dla niestateczności wysokiej częstotliwości o dużej amplitudzie. W KS o stosunku  $\frac{L}{D} < 4$  amplituda drgań jest zawsze mała i ma kształt sinusoidy. W miarę wzrostu L amplituda rośnie i tworzy się niestateczność wysokiej częstotliwości z dużą stromizną frontu, rosnącą wraz z amplitudą. Te drgania odpowiadają podłużnemu rozprzestrzenianiu się fali ciśnienia.

W ogóle wzrost objętości KS działa stabilizująco.

Ponieważ z danych statystycznych wynika, że wzrost ciągów i gabarytów komór spalania powoduje szybszy wzrost D niż L, w dużych silnikach drgania wysokiej częstotliwości są związane bardziej z D. Dla  $\frac{L}{D} < 3$  i  $ND = \text{const.}$  amplitudy są funkcją D.

##### d. Dyszy wylotowej

Jeżeli zwiększy się przekrój krytyczny DW, to przy stałym systemie wtrysku wydatek krytyczny praktycznie nie zmienia się, a ciśnienie krytyczne się obniża.

Bardzo duży wpływ na niestateczność wysokiej częstotliwości ma kształt zweżającej się części DW. Pochodzące się fale nie są pochłaniane przez DW, ale odbijane od powierzchni części zweżającej się. Gdy jest ona długa i ma nieduży kąt przy wierzchołku, amplituda drgań zmniejsza się, dysza działa stabilizująco. Krótka, zweżająca się część prawie całkowicie odbija wszystkie mocne fale. Część nadźwiękowa DW nie ma wpływu na stateczność pracy silnika.

##### e. System wtrysku

Równomierność rozmieszczenia wtryskiwaczy w głowicy wpływa stabilizująco. Zderzanie się strumieni wpływa destabilizująco. Powyższe stwierdzenia ilustrują rysunki 16, 17, 18, przy czym rysunki 17 i 18 dotyczą niestateczności wysokiej częstotliwości.

#### Wpływ na niestateczność niskiej częstotliwości

##### a) ciśnienia i spadków ciśnienia

Wpływ jest znaczny zarówno ciśnienia w KS, jak i spadków ciśnienia na wtryskiwaczach. Wzrost ciśnienia w KS

<sup>1)</sup> Dane dotyczące wpływu środka napędowego podawane przez autorów są skąpe i nie przekonywające: nie ma związku z parametrami paliwa i utleniacza, a przykłady z bardzo małej masy statystycznej nie są miarodajne. Można stwierdzić, że sprawa wpływu rodzaju środka napędowego na stateczność lub niestateczność spalania jest nadal otwarta. Zastosowanie bowiem niektórych składników na środek napędowy jest tym ograniczone, że nie udaje się zapewnić przy ich użyciu statecznej pracy silników.

<sup>2)</sup> Office National d'Etudes et de Recherches Aeronautiques — franc. ośr. badań. Advisory Group for Aeronautical Research and Development — amer. ośr. badań.



daje wzrost częstotliwości drgań i spadek amplitudy. Przy wzroście spadków ciśnienia na wtryskiwaczach wzrasta częstotliwość drgań.

b) środka napędowego

Wpływ jego jest duży; w pierwszym rzędzie zależy on od tego, czy składniki są samo- czy nie samozapłonowe,  
 — samozapłonowe dają wyższe częstotliwości i mniejsze amplitudy,  
 — niesamozapłonowe dają niższe częstotliwości i większe amplitudy.

W ogóle zastosowanie składników aktywniejszych chemicznie o wyższej temperaturze wrzenia sprzyja bardziej statecznej pracy silnika — zwłaszcza przy rozruchu.

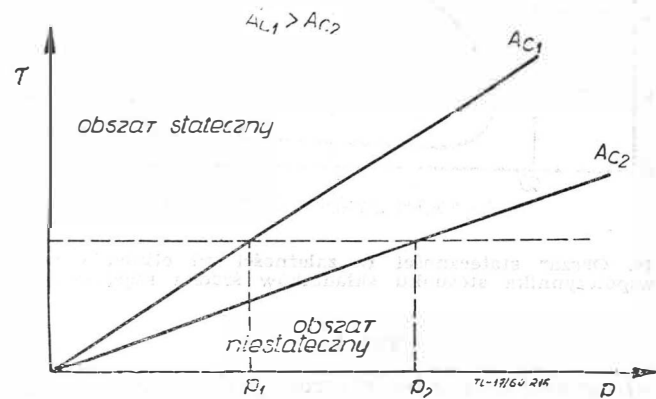
Struktura molekularna składników ma wpływ na stateczność poprzez czas opóźnienia i indukcji. Wzrost czasu opóźnienia daje zmniejszenie stateczności.

Stosunek wagowy składników środka napędowego mało wpływa na częstotliwość. Natomiast obszar stateczności spalania zależy od niego w dużym stopniu (rys. 25). W układzie  $p-m$  obraz będzie następujący: najniższy punkt ciśnienia krytycznego będzie dla stosunku  $m$  stechiometrycznego; ciśnienie ostro wzrasta w kierunku biednych mieszanek, a łagodnie w kierunku bogatych.

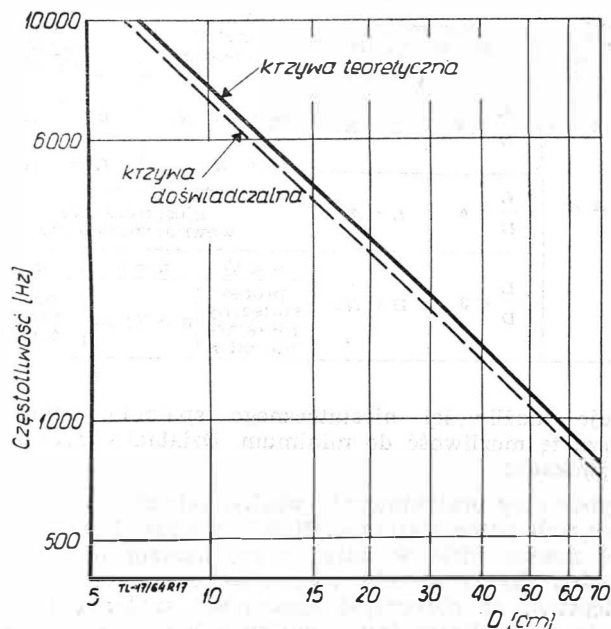
c) wymiarów KS

Częstotliwość drgań obniża się ze wzrostem długości charakterystycznej  $L^*$  i odwrotnie. Przy stałych  $p$  i  $\Delta p$  wzrasta również amplituda drgań ze wzrostem  $L^*$ .

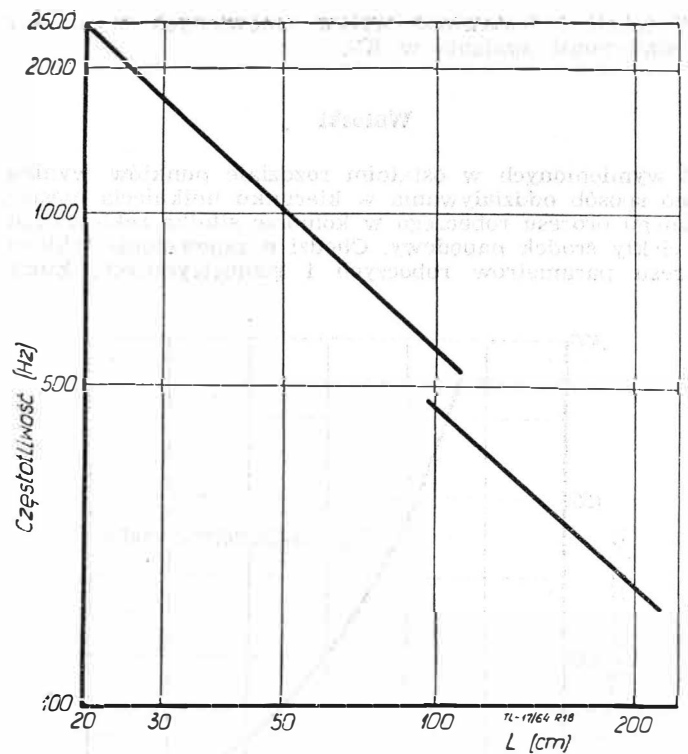
W ogóle wzrost objętości KS działa stabilizująco. Powyższe stwierdzenia ilustrują rysunki: 19, 20, 21, 22, 23, 24 i 25.



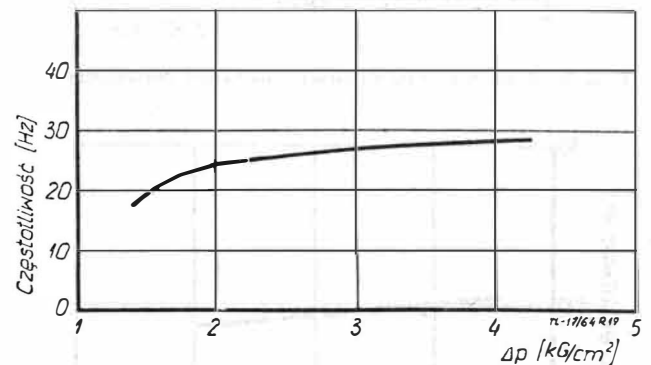
Rys. 16. Wpływ wydatku i ciśnienia w KS na niestateczność wysokiej częstotliwości



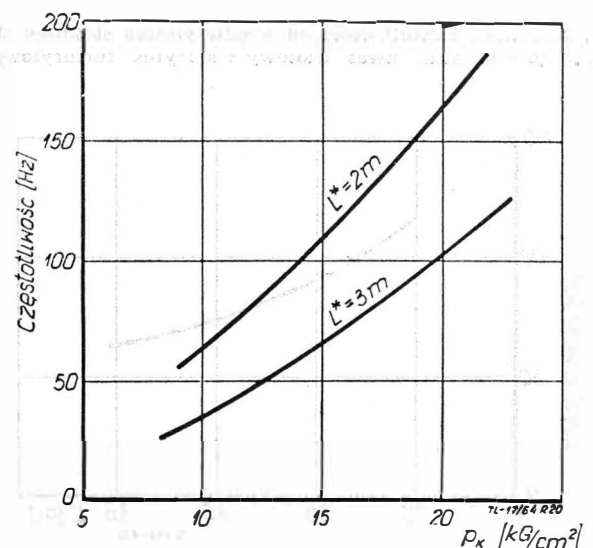
Rys. 17. Częstotliwość  $N$  w funkcji średnicy KS (dot. niestateczności wysokiej częstotliwości)



Rys. 18. Częstotliwość  $N$  w funkcji długości KS (dot. niestateczności wysokiej częstotliwości)



Rys. 19. Zależność częstotliwości od spadku ciśnienia na wtryskiwaczach

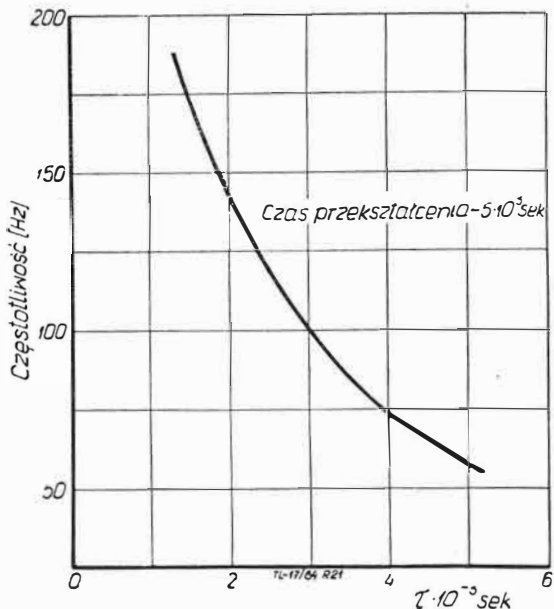


Rys. 20. Zależność częstotliwości od ciśnienia w KS

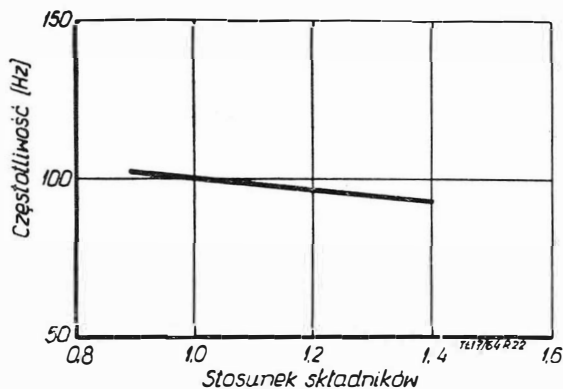
W tabeli I zestawiono wpływ omówionych czynników na stateczność spalania w KS.

### Wnioski

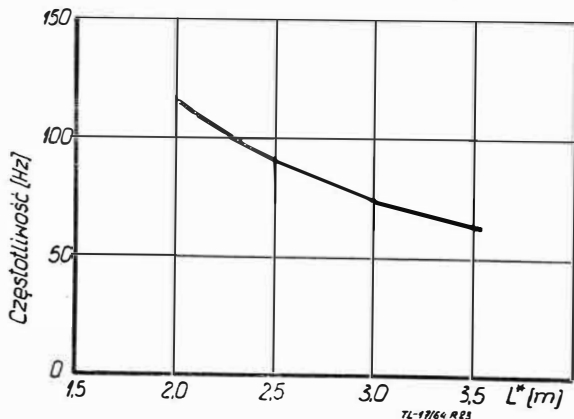
Z wymienionych w ostatnim rozdziale punktów wynika jasno sposób oddziaływania w kierunku uniknięcia niestatecznego procesu roboczego w komorze silnika raketowego na ciekły środek napędowy. Chodzi o zapewnienie takiego zakresu parametrów roboczych i geometrycznych, który



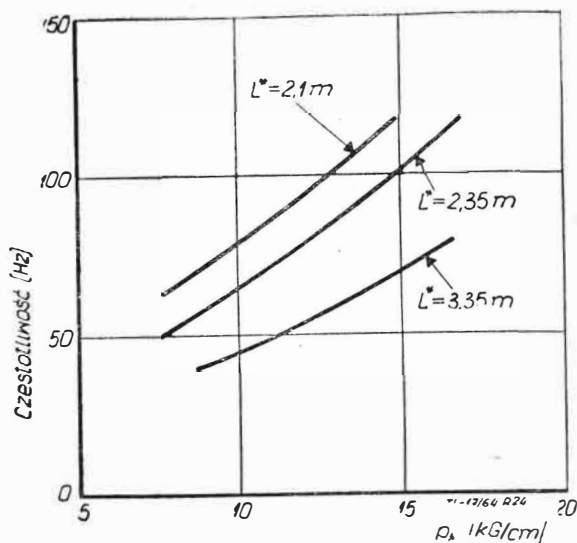
Rys. 21. Zależność częstotliwości od czasu opóźnienia



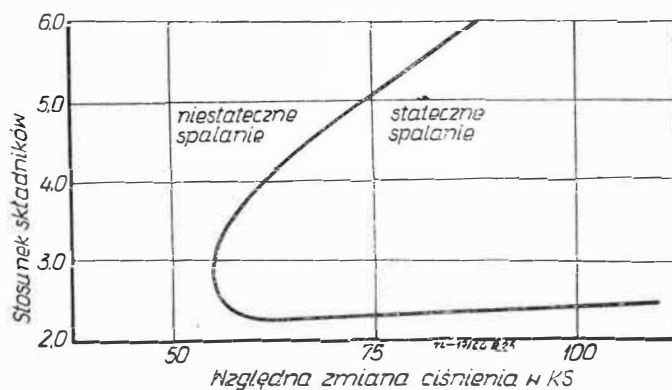
Rys. 22. Zależność częstotliwości od współczynnika stosunku składników ( $p = 15$  atm, kwas azotowy + spirytus furfurylowy)



Rys. 23. Zależność częstotliwości od długości charakterystycznej KS ( $P = 14$  atm; kwas azotowy + spirytus furfurylowy)



Rys. 24. Zależność częstotliwości od ciśnienia i długości KS (kombinacja składników jak na rys. 23)



Rys. 25. Obszar stateczności w zależności od ciśnienia w KS i współczynnika stosunku składników środka napędowego

### Tabela I

Zestawienie wpływu parametrów roboczych i geometrycznych na niestateczny proces roboczy w KS

Wysoka częstotliwość $N = 600 \div 1200$ i $N > 1000$ Hz		Niska częstotliwość $N = 50 \div 220$ Hz	
Parametry robocze	Parametry geometryczne	Parametry robocze	Parametry geometryczne
$p_k \nearrow$ $A \nearrow$	$\frac{L}{D} > 4$	$L \nearrow$ $N \nearrow$	$p_k \nearrow$ $A \nearrow$ $N \nearrow$
$\Delta p \nearrow$ $A \nearrow$	$\frac{L}{D} < 4$	$L \nearrow$ $A \nearrow$	$\Delta p \nearrow$ $N \nearrow$
	$\frac{L}{D} < 3$	$D \nearrow$ $N \nearrow$	niestateczność wewnątrzkomorowa
			$n < \frac{1}{2}$
			$n = \frac{1}{2}$
			$n > 1$
			proces stateczny niezależnie od $\tau$
			$n \rightarrow \frac{1}{2}$ ; $\tau \nearrow$
			proces niestateczny

eliminuje możliwości niestatecznego spalania, albo też zmniejsza tę możliwość do minimum. Działanie idzie w kilku kierunkach:

a) wybór przy projektowaniu właściwych parametrów zapewniających pracę stateczną. Należy podkreślić, że wybór ten nie zawsze idzie w parze z uzyskaniem największej sprawności. Często w celu wygrania na stateczności robi się ustępstwa na niekorzyść sprawności spalania i pracy silnika w ogóle. Rzecz jasna, można mówić tylko o doborze pewnych parametrów lub też o zaprojektowaniu złożonego systemu regulacji automatycznej;

b) przestrzeganie odpowiednich zabiegów eksploatacyjnych (szczegółowe omówienie wykraczałoby poza ramy tematu), mających na celu na przykład zapobieganie wadliwej pracy głowicy wtryskowej lub usunięcie resztek składników środka napędowego z KS przed powtórny rozruchem.

#### LITERATURA

- Lewis, Pease, Taylor — Combustion Processes, 1956
- Crocco, Cheng — Theory of Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Motors, 1956
- (Z art. wstępnego Szaulowa i Lerner) — Teoria Nieustoiwości gorenia w ZRD, 1958
- Cambell-Jeamings — Gas Dynamics, 1958
- Pauszkin — Chemiczeskij sostaw i swojstwa reaktiwnych topliw (Ak. N. ZSRR), 1958
- Humphries — Rockets and guided missiles, 1958
- Mielke — Raketentechnik, 1959
- Praca zbiorowa (materiały z VI Symp. do spraw spalania 1956) — Woprosy gorenia raketnych topliw, 1959
- Praca zbiorowa — Zidkije i twirdyje raketnyje topliwa, 1959
- Ducarme, Gerstein, Levevre — Progress in Combustion Science and Technology, 1960
- Altman, Carter, Penner, Summerfield — Liquid Propellant Rockets, 1960
- Szaulow, Lerner — Gorenije w ZRD, 1961
- Burrere, Jaumotte, Veubeke, Vandenkeckhove — Raketen-antriebe, 1961
- Burrere, Jaumotte, Veubeke, Vandenkeckhove — Raketnyje dwigatieli, 1962
- Bollinger, Goldsmith, Lemmon — Liquid Rockets and Propellants, 1960
- Rauszenbach — Wibracyjonnoje gorenije, 1961
- Fiodosiew, Siniarew — Wwiedienije w raketnuju tiechniku, 1961
- Siniarew, Dobrowolski — Zidkostnyje raketnyje dwigatieli, 1957
- Szewieluk — Teorieticzeskije Osnowy Projektowanija ZRD, 1960
- Mebus — Berechnung von Raketentriebwerken, 1957
- Kwasnikow — Teoria ZRD, 1959
- Streje, Balda, Salamon — Teoria regulacji automatycznej, 1962
- Walas — Kinetyka reakcji, 1963
- Rochard — Fundamentals of advanced Missiles
- Lewschetz, Bechembach — Nowoczesna matematyka dla inżynierów, 1962
- Korn — Mathematical Handbook for Scientists and Engineers, 1961
- S. Wiśniewski — Podstawy termodynamiki silników spalinyowych, 1963

Mgr inż. ROBERT ROWIŃSKI

## Badania eksperymentalne przepływów hipersonicznych

### cz. II

*W cz. I, zamieszczonej w zesz. 12/64 omówiono podział urządzeń badawczych do badania przepływów hipersonicznych, po czym przeanalizowano tunele długiego działania.*

#### Tunele krótkiego działania

Cel i ogólna zasada wszystkich tego typu tuneli jest prosta. Chodzi mianowicie o to, żeby na drodze mechanicznej, elektrycznej, magnetoelektrycznej lub innych uzyskać jak najwyższe parametry spiętrzenia gazu, a tym samym możliwie wiernie odtworzyć w komorze pomiarowej warunki lotu rzeczywistego. Różnią się te tunele głównie metodami, jakimi cel ten jest realizowany.

Istotną trudność w badaniach stanowi fakt bardzo krótkiego czasu działania tunelu, w którym okres ustalonego przepływu, niezbędnego do dokonania pomiarów aerodynamicznych, jest rzędu kilku do kilkunastu msek. Wymaga to niezwykle sprawnej elektronicznej aparatury kontrolno-pomiarowej, impulsów świetlnych o wielkiej sile i kamer do zdjęć bardzo szybkich. Oczywiście koszty tej aparatury są wysokie.

#### Rury uderzeniowe

W ubiegłym 15-leciu najszerze zastosowanie w badaniach gazodynamicznych przepływów dysponujących bardzo dużą energią znalazły rury i tunele uderzeniowe. Mimo że pierwsze prace w tej dziedzinie były prowadzone przez Berthelota w 1878 r., a już w 1899 r. Vaille wykazał przemieszczanie się fali uderzeniowej wzdłuż rury, dopiero Reynolds w 1943 r. zastosował rurę uderzeniową do uzyskania fali o określonym natężeniu.

Najprostsza rura uderzeniowa, której schemat, wykres  $x, t$  oraz rozkład parametrów gazodynamicznych przed i po przerwaniu przepony ( $t_1$ ) przedstawia rys. 10, składa się ze zbiornika z gazem o wysokim ciśnieniu, który nazywamy gazem napędzającym i długiej cylindrycznej rury z gazem o bardzo niskim ciśnieniu — zwany gazem napędzanym. Obydwa gazy rozdziela przepona. Z chwilą przerwania jej, ciśnienia dążą do wyrównania na drodze przemieszczania się fali uderzeniowej w gazie o małej gęstości i fali rozrzedzeniowej w sprężonym ośrodku. Za falą uderzeniową tworzy się obszar o stałych parametrach gazodynamicznych, w którym dokonuje się pomiary. Pole to zamyka po-

wierzchnia nieciągłości, w której przy tych samych ciśnieniach i prędkościach w polu 2 i 3 istnieje skok temperatury i gęstości, a co za tym idzie również liczby Ma, Re i entropii. Skok ten wynika z tego, że gaz po prawej stronie jest ogrzany przejściem fali uderzeniowej, natomiast po lewej — fala rozrzedzeniowa oziębiła go (zmiany parametrów przedstawione są na rysunku). Ponieważ powierzchnia nieciągłości przemieszcza się wolniej niż fala uderzeniowa, upraszczając zagadnienie, można powiedzieć, że im dłuższa rura tym dłuższy jest czas ustalonego przepływu. Ponieważ przedłużanie rury ma szereg ujemnych aspektów, opracowano inne metody (o których będzie mowa dalej) oparte na zjawiskach związanych z interferencją odbitej fali uderzeniowej z powierzchnią nieciągłości oraz przemieszczania się fal rozrzedzeniowych, a umożliwiającymi przedłużenie ustalonego czasu pracy urządzenia.

Analizę teoretyczną zjawisk zachodzących w rurach uderzeniowych, jak i technikę eksperymentu, znajdzie czytelnik w [10] <sup>7)</sup>, [11], [12]. Artykuł ogranicza się tu jedynie do omówienia w sposób jak najbardziej ogólny i uproszczony tych czynników i metod, które warunkują otrzymanie jak najwyższych liczb Macha fali uderzeniowej, liczb Macha w przepływie za falą oraz przedłużenia czasu pracy urządzenia.

Można udowodnić, że dla bardzo wysokich stosunków ciśnień przed i za przeponą liczba Macha fali uderzeniowej określona jest równaniem:

$$Ma_{f\psi} = \frac{\gamma_1 + 1}{\gamma_4 - 1} \sqrt{\frac{\gamma_4}{\gamma_1} \cdot \frac{m_1}{m_4} \cdot \frac{T_4}{T_1}} \quad [1]$$

Ze wzoru tego wynika, że dla uzyskania jak najwyższych liczb Macha powinno się:

<sup>7)</sup> W książce tej czytelnik znajdzie wykaz literatury dotyczącej tego tematu, obejmujący 777 pozycji.

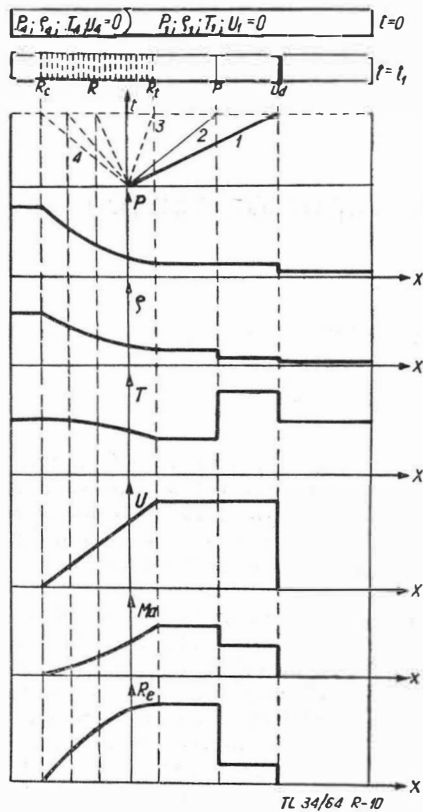
- 1) — stosować gaz napędzający o jak najmniejszym ciężarze molekularnym, żeby otrzymać możliwie dużą wielkość  $m_1/m_4$ , czyli stosować gazy lekkie;
- 2) — gaz napędzający powinien być podgrzany do wysokich temperatur, żeby uzyskać dużą wielkość  $T_4/T_1$ .

Z bardziej ogólnych analiz wynika, że wzrost  $Ma_f$  uzyska się również poprzez:

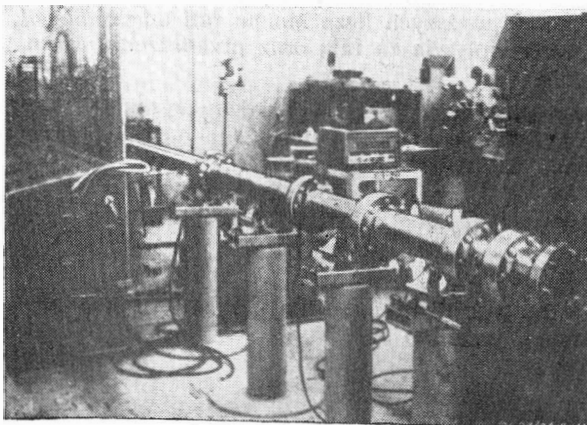
- 3) — zmianę średnic —  $\frac{F_4}{F_1} > 1$ ,
- 4) — stosowanie techniki wieloprzeponowej [13],
- 5) — stosowanie gazu pośredniczącego, który rozdziela gaz napędzający od napędzanego.

Tabela 4 oraz rys. 12 przedstawiają wielkość  $Ma_f \psi_{gr}$ , jakie można uzyskać, stosując się do powyższych wniosków.

Istnieje cały szereg metod umożliwiających uzyskanie wysokich ciśnień i temperatur w gazie napędzającym, między innymi: stosuje się ogrzewanie elektryczne za pomocą wyładowania łuku elektrycznego w gazie lub spalanie mie-



Rys. 10. Schemat rury uderzeniowej, wykres  $x, t$  oraz zmiany parametrów wzdłuż długości rury.  $Ud$  — fala uderzeniowa,  $p$  — powierzchnia nieciągłości,  $R$  — fala rozrzedzeniowa ( $c$  — czoło,  $t$  — tył), 4,1 — parametry przed przerwaniem przepływu w gazie napędzającym i napędzanym, 2,3 — parametry przed i za powierzchnią nieciągłości

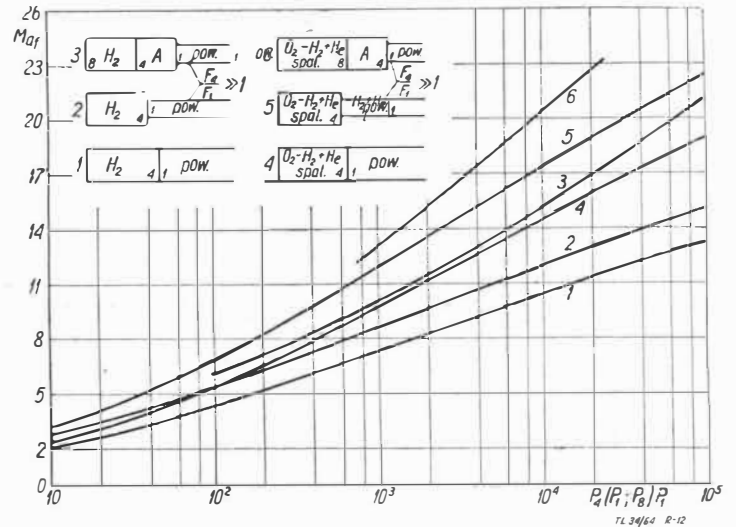


Rys. 11. Zdjęcie rury uderzeniowej

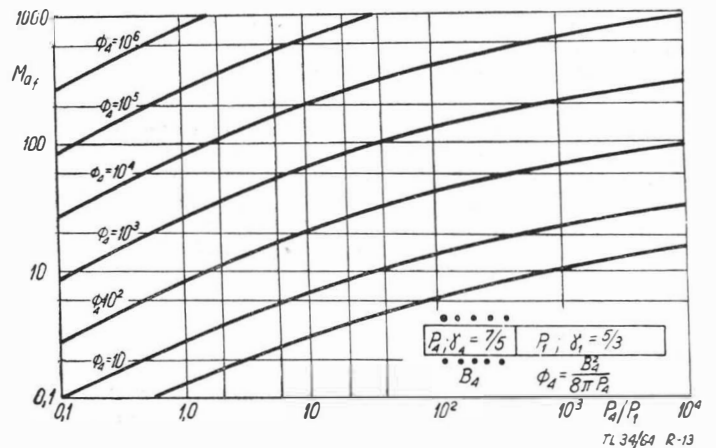
Tabela 4

Maksymalne wielkości liczby Macha fali uderzeniowej ( $P_4/P_1 \rightarrow \infty$  i  $T_4 = T_1$ )

gaz nap./napędz.	$m_1$	$m_2$	$\gamma_4$	$\gamma_1$	$\frac{a_4}{a_1} = \sqrt{\frac{\gamma_4}{\gamma_1} \frac{m_1}{m_2} \frac{T_4}{T_1}}$	$Ma_f \psi_{gr}$
pow/pow	28,95	28,95	1,404	1,404	1	6,16
He/N <sub>2</sub>	4,003	28,02	1,667	1,404	2,88	10,4
He/pow	4,003	28,95	1,667	1,404	2,93	10,6
He/Ar	4,003	39,94	1,667	1,667	3,16	12,7
H <sub>2</sub> /N <sub>2</sub>	2,016	28,02	1,407	1,404	3,73	22,1
H <sub>2</sub> /pow	2,016	28,95	1,407	1,404	3,80	22,5
H <sub>2</sub> /Ar	2,016	39,94	1,407	1,667	4,09	26,8



Rys. 12. Porównanie różnych metod stosowanych do otrzymania maksymalnych wartości  $Ma_f$  (dane teoretyczne dla powietrza jako gazu napędzanego o  $\gamma = 1,4 = \text{constans}$  i  $T_4 = T_1$ ). (Stechiom. O<sub>2</sub> - H<sub>2</sub> + 80% He)



Rys. 13. Zależność  $Ma_f$  w funkcji przyłożonego pola magnetycznego (dane teoretyczne)

szanek złożonych z gazu lekkiego. Okazało się, że najefektywniejsze jest stosowanie mieszaniny H<sub>2</sub>, O<sub>2</sub> z 75% He.

Z technicznego punktu widzenia korzystniej będzie rozrwać przeponę zanim spalająca się mieszanina uzyska maksymalne ciśnienie, dzięki czemu utrzymuje się przez pewen czas stałe ciśnienie. Tą metodą uzyskano  $Ma_f \approx 50$  i temperatury rzędu 16 800 °K.

W technice bezprzeponowej wykorzystuje się eksplozję ładunku wybuchowego do wytworzenia silnej fali uderzeniowej lub też eksplozja ta napędza tłok, przed którym przemieszcza się fala. W wysokich temperaturach nastę-

puje jonizacja gazu, a tym samym staje się on ośrodkiem przewodzącym. Można więc zastosować pole magnetyczne i na tej drodze uzyskać znaczne zwiększenie liczby  $Ma_f$ .

Z uproszczonej analizy [14] wynika, że :

$$Ma_f \sim \left( \frac{a_4}{a_1} \right)^2 \Phi_4 \quad [2]$$

gdzie:

$$\Phi_4 = \frac{B_4^2}{8\pi p_4}$$

Rys. 13 przedstawia wielkości liczby Macha fali uderzeniowej w funkcji przyłożonego pola magnetycznego dla różnych stosunków ciśnień  $p_4/p_1$ . Badania nad wysokoenergetyczną plazmą poddaną bardzo silnym polom magnetycznym wchodzą już w zakres techniki termojądrowej.

Przeprowadzanie badań w rurach uderzeniowych ograniczone jest głównie przez bardzo krótki czas pracy urządzeń, wynoszący dziesiątki milisekundy.

Z powyższej analizy wynika, że w tego typu urządzeniach można otrzymać bardzo duże liczby Macha fali uderzeniowej. Niemniej jednak można udowodnić teoretycznie, że liczba Macha w powietrzu za falą nie może przewyższyć wielkości 1,89 (dla  $\gamma = 1,4$ ), a dla gazu rzeczywistego  $Ma \sim 3$ , czyli znacznie niższych niż prędkość przemieszczania się samej fali.

Nas głównie interesuje obszar za falą uderzeniową, ponieważ w nim dokonuje się pomiarów i w związku z tym konieczne jest uzyskanie w tym polu znacznie wyższych liczb Macha.

Uzyskanie za falą uderzeniową przepływu hipersonicznego możliwe jest na drodze rozprężania gazu w dyszy nadźwiękowej.

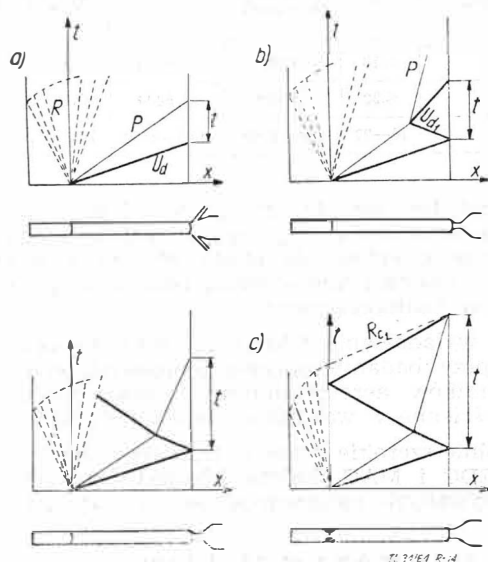
#### Tunele uderzeniowe

W roku 1951 Hertzberg zademonstrował rozprężanie w dyszy gorącego gazu uzyskanego w rurze uderzeniowej. Zjawisko to zastosowano w tunelach uderzeniowych.

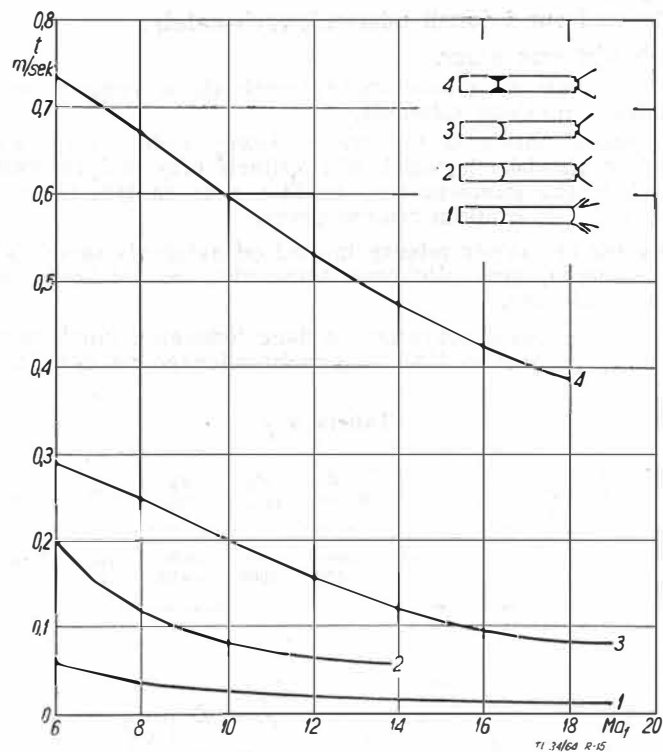
Rys. 14 przedstawia schematy tuneli wraz z wykresami  $x, t$ . Wychodząc z metod, jakie stosuje się w celu sprężenia gazu w rurze, tunele możemy podzielić na trzy grupy:

- bezpośredniego rozprężania,
- odbitej fali uderzeniowej,
- powierzchni ciągłej<sup>9)</sup> lub stałych parametrów z powierzchnią nieciągłości.

<sup>9)</sup> Brak jest określenia w języku polskim: po rosyjsku określa się jako metod sszytoj (ili sogłasowannoj) kontaktnej powierzchni; po angielsku — the tailored interface method.



Rys. 14. Schemat tuneli uderzeniowych z wykresami  $x, t$ , a — bezpośredniego rozprężania, b — odbitej fali uderzeniowej, c — powierzchni ciągłej z rozprężaniem nieustalonym i ustalonym (zastosowano dyszę),  $U_d$  — fala uderzeniowa,  $p$  — powierzchnia nieciągłości,  $R$  — fala rozrzedzeniowa,  $U_d$  — odbita fala uderzeniowa,  $R_1$  — odbita fala rozrzedzeniowa,  $t$  — nominalny czas, w którym możemy dokonywać pomiarów



Rys. 15. Porównanie czasów pracy różnych typów tuneli uderzeniowych w funkcji  $Ma_f$ . 1 — bezpośredniego rozprężania, 2 — odbitej fali uderzeniowej, 3 — powierzchni ciągłej z rozprężaniem nieustalonym, 4 — powierzchni ciągłej z rozprężaniem ustalonym

W pierwszy przypadku (2.1) fala uderzeniowa przechodzi przez rurę i rozpręża się w rozbieżnej dyszy (jeżeli  $Ma_2$  jest  $< 1$  oczywiście trzeba dać dyszę de Laval'a). Często na wejściu do niej stosuje się drugą przeponę w celu obniżenia ciśnienia w komorze pomiarowej. Wadą tego typu układów jest bardzo znaczny wzrost warstwy przyściennej, a stąd nierównomierność parametrów w obszarze komory pomiarowej i praktycznie bardzo krótki czas ustalonego przepływu — rzędu ułamka milisekundy.

Technika odbitej fali uderzeniowej (2.2). Fala zostaje odbita od przepony zamykającej wejście do dyszy i spręża ponownie gaz do bardzo wysokich ciśnień i temperatur. W wyniku interferencji odbitej fali uderzeniowej z powierzchnią nieciągłości, prędkość tej ostatniej maleje i dzięki temu przedłuża się czas przepływu ustalonego. Przy stosowaniu tej metody ze względu na wyższe temperatury i ciśnienia następuje szybsza erozja dyszy, jak również silniejsze są efekty gazu rzeczywistego.

Modyfikacja techniki odbitej fali (2.3) uderzeniowej jest metodą powierzchni ciągłej lub stałych parametrów z powierzchnią nieciągłości. Polega ona na tym, że wielkości gazodynamiczne i konstrukcyjne w obszarze gazu napędzającego i badanego są tak dobrane, żeby parametry odbitej fali uderzeniowej były identyczne<sup>9)</sup> z parametrami nadchodzącej powierzchni nieciągłości. W wyniku spotkania nie następuje odbicie fali uderzeniowej i w rezultacie maksymalny czas przepływu ustalonego zależy od nadejścia fali rozrzedzeniowej (rys. 14c). Czas pracy poszczególnych typów tuneli przedstawiony jest na rys. 15.

Szeroki zakres uzyskiwanych liczb Macha, temperatur i ciśnień powoduje, że rury i tunele uderzeniowe są bardzo uniwersalnym narzędziem służącym do prowadzenia prac eksperymentalnych nad przepływami hipersonicznymi. Umożliwiają one badania nad: warstwą przyścienną, wpływem tęponosych ciał, strukturą fali uderzeniowej, zjawiskami elektromagnetycznymi w gazach, problemami dysocjacji, jonizacji oraz relaksacji, ogólnie — nad określaniem fizyko-chemicznych własności gazów w temperaturach od pokojowych do rzędu  $17\,000^\circ\text{K}$  i parametrów aerodynamicznych.

<sup>9)</sup> Ostatnie badania wykazują, że dopuszczalne są pewne odchyłki bez istotnego wpływu na czas pracy i liczbę Macha fali uderzeniowej.

Do wad rur i tuneli uderzeniowych należą:

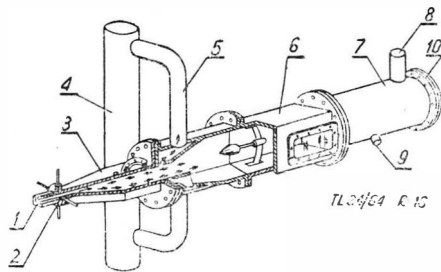
- 1 — krótki czas pracy,
- 2 — mieszanie się gazów znajdujących się w komorze wysokiego i niskiego ciśnienia,
- 3 — spadek natężenia fali uderzeniowej wzdłuż rury wynikły ze zjawiska lepkości. W rezultacie przy małych średnicach trzeba stosować rury krótkie, a co za tym idzie — dysponuje się krótkim czasem pracy.

Spadek ten zależy między innymi od natężenia samej fali (im większe, tym silniejsze tłumienie), od wielkości  $P_4$  i gładkości rury.

Tabela 5 podaje przykładowo dane jednego z tuneli uderzeniowych ośrodka CAL<sup>10)</sup>, przedstawionego na rys. 16.

Tabela 5

Wymiar komory pomiarowej [cm]	Ma	V (m sek)	$P_s$ (ata)	$T_s$ °K	Gaz	t m sek
28 × 35,6	6—18	2000— —3200	do 2000	1800— —4200	H <sub>2</sub> H <sup>+</sup>	3,5—6,5

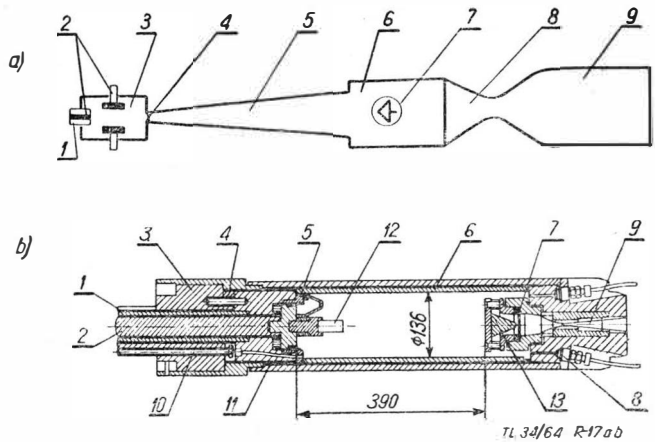


Rys. 16. Tunel uderzeniowy ośrodka CAL. 1 — komora niskiego ciśnienia, 2 — druga przepona, 3 — dysza naddźwiękowa, 4 — tłumik, 5 — przewody do odsysania warstwy przyściennej, 6 — komora pomiarowa, 7 — komora próżniowa, 8, 9 — przewody układów próżniowych (I i II stopień), 10 — ściana tylna

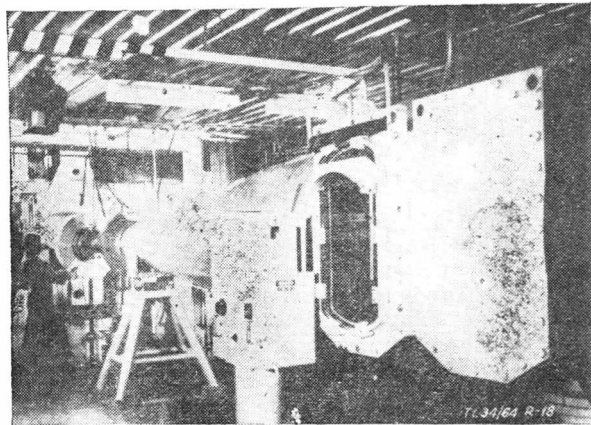
### Tunele wyładowania iskrowego

Zasada działania tych tuneli jest dość prosta. Gaz znajdujący się w zbiorniku pod wysokim ciśnieniem oddzielony jest przeponą od dyszy rozprężającej, komory pomiarowej, dyfuzora i układu próżniowego. Wyładowanie elektryczne na końcach elektrod podgrzewa i spręża — przy stałej objętości — gaz do bardzo wysokich ciśnień i temperatur. W tym momencie następuje przerwanie przepony i gaz rozpręża się w dyszy, uzyskując w komorze pomiarowej liczbę Macha rzędu 15—27. Okres ustalonego przepływu, w którym możemy dokonać pomiarów aerodynamicznych wynosi około 20—100 msek przy temperaturach spiętrzenia do 8000 °K. Rys. 17 przedstawia schemat tunelu wyładowania iskrowego oraz rysunek komory łukowej. W tunelach tego typu stosuje się komory do ciśnień około 4000 ata, z ciśnieniem w komorze próżniowej około 0,01 mm Hg. Energia stosowana do wzbudzenia łuku 10<sup>6</sup>—10<sup>8</sup> dżuli gromadzona jest za pomocą zespołu kondensatorów lub przez dużą cewkę indukcyjną, pobierającą energię z generatora wielkopiętrowego.

Wady tych tuneli — obok krótkiego czasu pracy — sprzeczają się do omówionych już przy analizie tuneli plazmowych, a więc — zanieczyszczenie strumienia elementami topiących się elektrod i erozja dyszy. Problem zmiany składu chemicznego gazu został rozwiązany w ośrodku AEDC w ten sposób, że zastosowano azot zamiast powietrza, a zanieczyszczenia wynikłe z erozji elektrod i dysz — przez odpowiedni dobór materiałów, konstrukcję komory łukowej, kształt elektrod oraz skrócenie czasu pracy łuku niezbędnego do ogrzania gazu. Dzięki temu uzyskano bardzo istotną poprawę w stopniu zanieczyszczeń gazu elektrodami z 3% do 1,5% oraz znacznie zmniejszono rozbieżność, jaka



Rys. 17. Schemat tunelu wyładowania iskrowego i komory łukowej. a. Tunel. 1 — wlot gazu, 2 — elektrody, 3 — komora łukowa, 4 — przepona, 5 — dysza naddźwiękowa, 6 — komora pomiarowa, 7 — model, 8 — dyfuzor naddźwiękowy, 9 — zbiornik próżniowy. b. Komora łukowa. 1 — izolacja nylonowa, 2 — pręt z Cu, 3 — korpus stalowy, 4 — izolacja z mikarty, 5 — pierścień z Be-Cu, 6 — anoda miedziana, 7 — przepona, 8 — miernik ciśnienia, 9 — dysza z wykładziną tungstową, 10 — przewód doprowadzający gaz, 11 — izolacja, 12 — katoda tungstenowa, 13 — płyta przegradzająca



Rys. 18. Zdjęcie tunelu wyładowania iskrowego ośrodka AEDC

Tabela 6

Ośrodek	Ma	P (kG/cm <sup>2</sup> )	T °K	Moc	Kom. pom. (cm)	t m sek
AEDC	≤18	4200	≤ 6000	1.10 <sup>6</sup>	∅ 40,7	~ 40
AEDC	≤22	2100*	≤ 5000	10.10 <sup>6</sup>	∅ 127 <sup>11)</sup>	~ 100
MAC	10—27	700—7000	2000—3000	10.10 <sup>6</sup>	∅ 127	

istniała między teoretyczną a doświadczalnie określoną wielkością strumienia cieplnego (z różnic rzędu 60—160% przy starym układzie, do około 20% przy nowym — co jeszcze raz dowodzi konieczności bardzo skupulatnej analizy wpływu zanieczyszczeń).

Tunele wyładowania iskrowego znalazły szerokie zastosowanie przy badaniu wpływu tęponosnych ciał, określaniu współczynników aerodynamicznych oraz badań nad warstwą przyścienną w warunkach lotu z dużymi prędkościami.

Szczególnie szerokie prace w tego typu tunelach prowadzi się w AEDC i MAC. Zaletą ich jest dość szeroki zakres odwzorowywanych parametrów lotu rzeczywistego.

### Tunele z ruchomym tłokiem

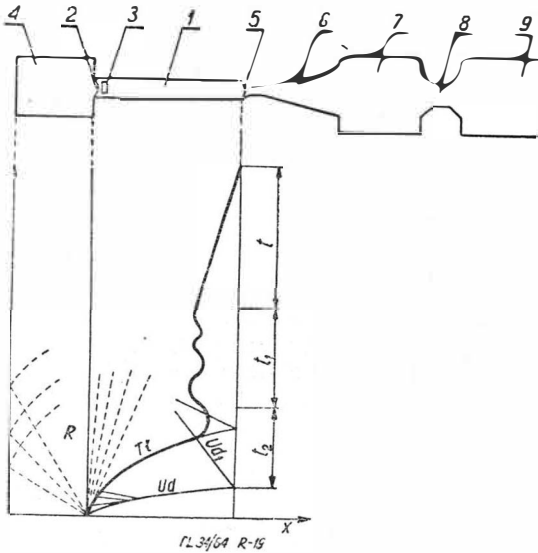
Tunelami, których czasy pracy są znacznie dłuższe od omówionych, są tunele z ruchomym tłokiem [16]. Schemat tunelu wraz z wykresem t-x ruchu tłoka przedstawia

<sup>10)</sup> W CAL zbudowano tunel uderzeniowy o czasie pracy od 2—15 sek.

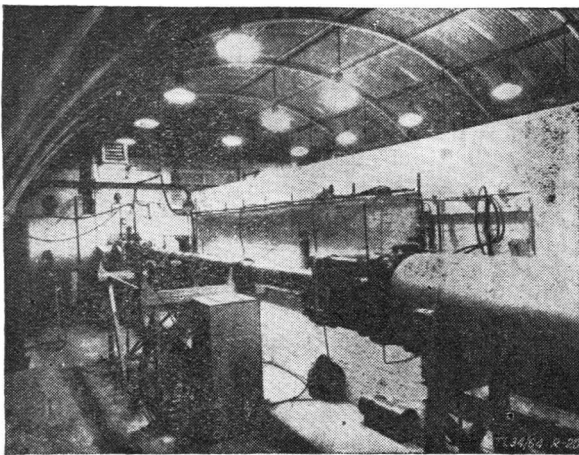
<sup>11)</sup> Przewidziane rozwojowo do 7000 i ∅ 254 cm.

rys. 19. W zbiorniku zgromadzony jest gaz pod wysokim ciśnieniem, oddzielony przeponą od tłoka i rury z powietrzem o niskim ciśnieniu. Po przerwaniu przepony (na drodze mechanicznej lub elektrycznej) sprężony gaz napędza tłok, przed którym tworzy się fala uderzeniowa. Kilkakrotne odbicie fali od przepony znajdującej się na wejściu do dyszy i od tłoka spręża gaz do bardzo wysokich ciśnień i temperatur. Przy odpowiednio wysokim ciśnieniu pęka druga przepona i gaz poprzez stożkową dyszę naddźwiękową dostaje się do komory pomiarowej, a stąd przez dyfuzor naddźwiękowy — do zbiornika próżniowego.

Tłok, po zatrzymaniu się w chwili wyrównania ciśnień po obu jego stronach, w miarę wypływu gazu przemieszcza się w kierunku gardła dyszy.



Rys. 19. Schemat tunelu hipersonicznego z ruchomym tłokiem oraz wykres  $x, t$ . 1 — rura niskiego ciśnienia, 2 — przepona, 3 — tłok, 4 — zbiornik wysokiego ciśnienia, 5 — przepona, 6 — dysza, 7 — komora pomiarowa, 8 — dyfuzor naddźwiękowy, 9 — zbiornik próżniowy.  $t$  — ustalony czas pracy,  $t_1$  — oscylacje tłoka,  $t_2$  — odbicia fali uderzeniowej,  $R$  — fala rozrzedzeniowa,  $Ud$  — fala uderzeniowa,  $Ud_1$  — odbita fala uderzeniowa,  $Tt$  — ruch tłoka



Rys. 20. Zdjęcie tunelu z ruchomym tłokiem ośrodka NOL

Czas pracy tunelu może być określony równaniem

$$t = \frac{m_0}{\rho_* V_* F_*} \quad [3]$$

gdzie  $m_0$  — masa powietrza w rurze niskiego ciśnienia; waha się ona dla różnych tuneli w granicach od 0,1 do 1 sek.

Stąd wynika pierwsza istotna zaleta, że przy nieznacznie wyższych kosztach budowy w stosunku do rury uderzeniowej w przypadku tunelu z ruchomym tłokiem można stosować tańszą aparaturę pomiarową. W tunelach tych prowadzi się typowe badania aerodynamiczne takie, jak: rozkłady ciśnień na powierzchni ciała, pomiary wagowe, problemy oderwania w warstwie przyściennej, temperatura gazu w pobliżu ciała i na jego powierzchni oraz zagadnienia wymiany ciepła.

Główne zalety tych tuneli, to:

1 — możliwość uzyskania dzięki wielokrotnemu sprężeniu falą uderzeniową — wysokiej temperatury, 2 — długi (w porównaniu z innymi technikami) czas pracy, 3 — nie następuje mieszanie się gazu napędzającego i napędzanego — osiąga się czysty czynnik do badań.

Do wad zaliczyć należy znaczne gradienty temperatur w zakresie czasów, w których dokonujemy pomiarów.

Można by w tych tunelach uzyskać dużo wyższe parametry gazodynamiczne. Istnieje jednak ograniczenie — z jednej strony temperatura topienia się elementów tunelu, z drugiej — wytrzymałość samego tłoka<sup>12)</sup>, niemniej jednak można już osiągać ciśnienia w komorze wysokociśnieniowej około 4000 ata, co pozwala stosować wyższe ciśnienia w rurze, a stąd uzyskać dłuższe czasy pracy i wyższe liczby Re. Dla przykładu w tabeli 7 podano główne dane dotyczące kilku najbardziej znanych tuneli hipersonicznych z ruchomym tłokiem.

### Technika lotu modelu

Współczesna technika umożliwia przeprowadzanie badań tak jakościowych, jak i ilościowych w warunkach lotu swobodnego, dającego (przy stosowaniu modeli w pełnej skali) całkowite odtworzenie warunków rzeczywistych. Metody te, zwane „badaniami w locie” i stosowane od zarania lotnictwa, tym bardziej rozwijane są w chwili obecnej (np. radszkie rakietv stratosferyczne, amerykańskie próby z rakieta Lockheed X-17, przeznaczona do badań problemów powrotu, czy wreszcie rakietaoplan X-15).

Badania te jednak mają dwie podstawowe wady:

- 1 — są bardzo kosztowne,
- 2 — są mało elastyczne i nie dają pełnej powtarzalności wyników.

W badaniach aerodynamicznych chodzi o to, żeby w naziemnych stoiskach badawczych stworzyć warunki umożliwiające nadanie ciału takiej prędkości, jaka posiadają rakiety, souteńiki, łunniki, czy wreszcie meteory wchodzące w atmosferę ziemską, z jednoczesnym odtworzeniem warunków panujących na danej wysokości lotu. W przypadku prędkości meteoroidalnych, o których będzie mowa dalej, ograniczono się na razie do jakościowej analizy zjawisk.

Dla spełnienia powyższych warunków konieczne jest:

- 1) — posiadanie działa lub wyrzutni dającej prędkości rzędu 11 km/sek.
- 2) — dostosowanie odpowiednia aparatury pomiarowej umożliwiającą określenie parametrów lotu, sił działających,

<sup>12)</sup> Stosowane tłoki mają ciężar 4—17 Gram i przenoszą przyspieszenie rzędu 10<sup>6</sup> g.

Tabela 7

Ośrodek	Zakres liczb Ma	$P_4$ (kg/cm <sup>2</sup> )	$P_s$ w kom. próżn.	$P$ w rurze	Średnica rury (cm)	Długość rury (m)	kom. pom. (cm)	Czynnik	Czas (m sek)	$T_s$ °K
ARDE	7—13	200			2,0		5,1	pow. He		
ARDE	7—13	250		od 4—1 ata	4,0	2,4	7,6	pow. He		
ARDE	7, 10, 12	500	0,1 mmHg	10—0,1 ata	12,7	6,4	25,4	pow. He	50—250	3000
Univ. of Southampton W.B.	9—15	200	0,1 mmHg	1 ata	3,15	3,3	10,2	pow. HeH <sub>2</sub>	20—100	2050

natężenia promieniowania oraz wielkości strumienia ciepłego i to w wielu przypadkach umieszczaną wewnątrz modelu,

3) — zbudowanie komory badawczej do odtworzenia warunków panujących na danej wysokości.

Warunek pierwszy spełniony jest za pomocą dział zważnych też działami hipersonicznymi.

### Tunele lotu swobodnego

W początkowych badaniach dla nadania modelowi dużych prędkości stosowano działa artyleryjskie, jednak uzyskiwane prędkości były zbyt niskie ( $Ma \sim 4$ ), również stosowanie do tych celów rakiet ma tę wadę, że dysponują one zbyt małymi przyspieszeniami.

Jak już wykazano to wcześniej (przy omawianiu rur uderzeniowych), maksymalną prędkość cząstki można uzyskać stosując jak najłżejsze gazy ogrzane do możliwie najwyższych temperatur. Zasada ta w pełni stosowana jest w działach. Rys. 21 przedstawia schemat działu hipersonicznego. Gaz w komorze wysokich ciśnień (stosowane: powietrze, azot, argon, wodór, mieszanki wybuchowe) jest sprężany do bardzo wysokich ciśnień i temperatur (rzędu 20 000°K) na drodze mechanicznej, spalania lub wyładowania łuku elektrycznego (jak to ma miejsce w tunelach impulsu cieplnego).

W konkretnym urządzeniu, którego schemat przedstawia rys. 21 sprężony gaz napędza tłok wykonany z plastycznego materiału (tak, że wciska się w stożkowy otwór, co znacznie zwiększa efektywność działu), a ten z kolei spręża wodór będący gazem napędzającym. Przy odpowiednio wysokim ciśnieniu otwiera się zawór i wodór wystrzeliwuje model. Dla zachowania stałości ciśnienia u podstawy modelu zawór jest otwierany przed uzyskaniem maksymalnego ciśnienia ( $P_{max} = 21\ 000$  ata uzyskane jest po 200  $\mu$  sek).

Oczywiście, istnieje szereg alternatywnych rozwiązań stosowanych do napędu modelu w działach hipersonicznych [15].

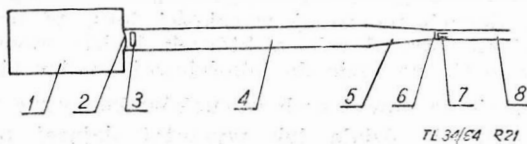
Dla idealnej wyrzutni przy założeniu stałego ciśnienia u podstawy modelu, prędkość można określić równaniem:

$$v = \sqrt{\left(\frac{2Fd}{m}\right)_m p \left(\frac{l}{d}\right)_d} \quad [4]$$

gdzie  $m$  — masa modelu lub tłka, czyli przy ograniczonym ciśnieniu i średnicy działu wzrost prędkości jest związany ze zmniejszeniem masy tłka i przedłużeniem lufy wyrzutni. Rys. 22 przedstawia (w oparciu o to równanie) możliwe do uzyskania prędkości dla różnych ciężarów tłka

i stosunku  $\frac{l}{d}$ . Z punktu widzenia akumulowanej energii

obecnie jest możliwe nadanie ciału w działach hipersonicznych prędkości 9 km/sek — 15 km/sek. Istnieje jednak szereg poważnych ograniczeń takich, jak lekki tłok, albo model



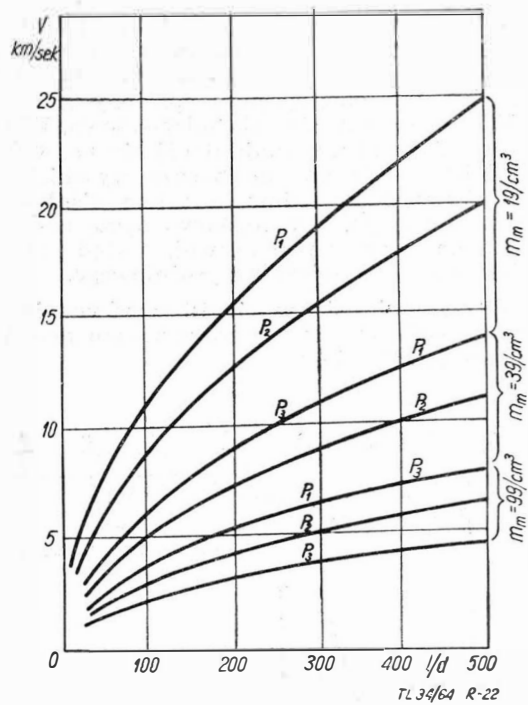
Rys. 21. Schemat działu hipersonicznego. 1 — zbiornik wysokiego ciśnienia, 2 — przepona, 3 — elastyczny tłok, 4 — rura z gazem napędzającym model, 5 — zbieżna dysza dodatkowo sprężająca gaz, 6 — zawór lub przepona, 7 — model, 8 — lufa działu

przenosi mniejsze obciążenia oraz nie można w nim montować aparatury. Z drugiej strony, modele aerodynamiczne są delikatne i to warunkuje wielkość stosowanych ciśnień. Istniejące wysokie obciążenia mechaniczne i termiczne powodują erozję lufy działu.

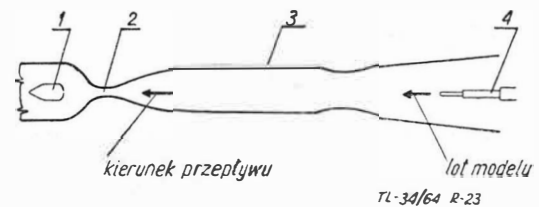
W działach hipersonicznych ARC uzyskano prędkość 9,6 km/sek dla delikatnego modelu o średnicy 5,85 mm i ciężarze 0,1 Gram.

Istnieją jednak możliwości uzyskania w tego typu urządzeniach jeszcze wyższych prędkości.

Model wystrzelony z działu może przemieszczać się specjalnie w tym celu budowanych długich rurach wyposażonych w aparaturę pomiarową (między innymi w urządze-



Rys. 22. Teoretyczne zależności uzyskiwanych prędkości w lufie działu hipersonicznego w funkcji długości, średnicy lufy i ciśnienia  $p_1 = 4200$  kG/cm<sup>2</sup>;  $p_2 = 2800$  kG/cm<sup>2</sup>;  $p_3 = 1400$  kG/cm<sup>2</sup>;  $M_m$  — masa modelu (pocisku)



Rys. 23. Schemat tunelu lotu swobodnego. Model wystrzeliwany do komory pomiarowej tunelu naddźwiękowego. 1 — urządzenie wyłapujące model, 2 — dysza naddźwiękowa, 3 — komora pomiarowa, 4 — dział hipersoniczne

nia telemetryczne). W komorach tych stwarza się warunki panujące na badanej wysokości. Zestaw działu hipersonicznego-komora badawcza ma tę wielką zaletę, że umożliwia odtwarzanie w szerokim zakresie liczb Macha, Reynoldsa oraz temperatur i ciśnień.

W ośrodku badawczym NOL zbudowano tunel lotu swobodnego, w którym komora pomiarowa stanowi rurę o średnicy 3 m i długości 300 m, umieszczoną w ziemi na głębokości około 2 m (dla uniknięcia zmian temperatury). Związany z nią układ próżniowy umożliwia uzyskanie niskich ciśnień. Na długości rury rozmieszczono 15 stanowisk do fotografowania lecącego obiektu [21]. Podobne tunele wybudowano we Francji. Większe prędkości uzyskano wstrzeliwując przeciwnie do modelu do komory pomiarowej zwykłego tunelu naddźwiękowego. Schemat takiego układu przedstawia rys. 23. Należy jednak zdać sobie sprawę z trudności technicznych związanych z realizacją tego urządzenia, a co za tym idzie i kosztami.

### Tunele małej gęstości

Loty na dużych wysokościach wymagają prowadzenia badań nad przepływami w gazach rozrzedzonych, to znaczy dla liczb Knudsen  $Kn \geq 0,1$ . Prace eksperymentalne w tym zakresie są trudne ze względu na uzyskanie odpowiednio wysokich rozrzedzeń (do około 10<sup>-13</sup> ata) i manewrowania modelem w tych warunkach oraz techniki samych pomiarów (na przykład w przypadku pomiaru ciśnienia — opóźnienia związane z rozrzedzeniem). Dalej, ponieważ swobodna droga cząstki w tych przepływach jest rzędu wielkości obiektu badanego, komory pomiarowe mu-



szą być dość duże, żeby uniknąć wpływu ścian tunelu, który wzrasta w miarę rozrzedzenia i silnie zniekształca wyniki.

Obok badań tego samego typu co w omówionych powyżej urządzeniach, tylko dla warunków dużych rozrzedzeń istotne są badania charakteru zderzeń pomiędzy molekułami gazu a materiałem pokrycia ciała. Chodzi o to, że tylko część molekuł ulega odbiciu lustrzanemu, część zaś zostaje wchłonięta przez ściankę, a kierunek ich późniejszego wybitcia jest zupełnie dowolny, zaś prędkość jest zależna od temperatury ścianki. Ten typ odbicia nazywa się odbiciem absorpcyjnym, zaś stosunek cząstek rozproszonych do wszystkich cząstek uderzających określa współczynnik akomodacji. Wielkość jego zależy między innymi od rodzaju pokrycia i gładkości powierzchni. Badania nad wielkością tego współczynnika prowadzone są w wielu laboratoriach [18].

Tunele małych gęstości są bardzo różnorodne. Od tuneli hipersonicznych o obiegu zamkniętym (pozycja 4 w tabeli 1), poprzez tunele plazmowe o małej gęstości [8, 19] do stosowania rur uderzeniowych [20]. W tym ostatnim przypadku wynikają bardzo istotne ograniczenia związane z krótkimi czasami pracy.

### Uwagi końcowe

Intensywność pokojowych badań w kosmosie wymaga dalszego szybkiego rozwoju prac eksperymentalnych w zakresie przepływów hipersonicznych. Trudno tutaj stawiać iakieś szczegółowe horoskopy dla poszczególnych typów badań, niemniej jednak wydaje się, że główne kierunki prac sprowadzają się do:

- 1) określenia parametrów podobieństwa dla opływu ciał strumieniem gazu wysokoenergetycznego,
- 2) dalszego rozszerzenia zakresu odwzorowywanych parametrów lotu rzeczywistego drogą akumulowania coraz większych energii i wzrostu wielkości komór pomiarowych.
- 3) regulacji strumienia w przestrzeni pomiarowej w sensie czystości jego składu chemicznego, jednorodności i stałości parametrów termodynamicznych,
- 4) przedłużenia czasu przepływu ustalonego,
- 5) rozwoju techniki pomiarowej w kierunku miniaturyzacji elementów (w tym urządzeń wagowych), wzrostu ich czułości oraz ogólnie — szybkości i efektywności rejestracji (stosowanie taśm obróbki wyników z maszynami matematycznymi włącznie).

W krótkim artykule, mającym charakter przekrojowy, nie sposób uniknąć szeregu uproszczeń i niedomówień. W rezultacie powstał tylko bardzo pobieżny szkic zagadnień dotyczących badań przepływów hipersonicznych. Zwraca się uwagę na to z tego względu, że po przeczytaniu tego artykułu w wielu czytelników, nie mających bezpośrednio styczności z omówionymi zagadnieniami, może wytworzyć się mylne mniemanie o stosunkowo dużej prostocie tego typu urządzeń. Niestety, w wielu przypadkach, a można powiedzieć z reguły, za prostota schematu ideowego kryje się skomplikowana i bardzo trudna w realizacji technicznej konstrukcja. Tu również potwierdza się ta zasada. Budowa komór na bardzo wysokie ciśnienia, prowadzenie tłoka w ściśle kalibrowanych długich rurach, mocowanie i przenoszenie oraz wyeliminowanie zanieczyszczeń strumienia przez elementy rozrywanych przenos. uzyskiwanie wysokich próżni (na przykład obniżenie ciśnienia z 1 atm do 1 mikrona słupka Hg z objętości 43 m<sup>3</sup> w czasie 15 min.), dobór materiałów na dysze i inne elementy konstrukcyjne, synchronizacja układów pomiarowych i rejestracyjnych — to drobny rejestr problemów. Niemniej jednak w chwili obecnej można powiedzieć, że te, iak i cały szereg innych trudności w dużym stopniu zostało pokonanych i urządzeń, nie tylko w okresie prób i kalibracji, w pełni badań aerodynamicznych.

Na zakończenie, autor niniejszego artykułu serdecznie dziękuje doc. W. J. Prosnakowi za szereg cennych sugestii i uwag.

### Skróty ośrodków podanych w tekście

- APL — Applied Physics Laboratory. The John Hopkins Univ. USA  
 AEDC — Arnold Engineering Development Center. USA  
 ARDE — Armament Research Development Establishment. USA  
 CAL — Cornell Aeronautical Laboratory. USA  
 LRC — Langley Research Center. USA  
 MIT — Massachusetts Institute of Technology. USA  
 MAC — McDonnell Aircraft Corporation. USA

- NASA — National Aeronautics and Space Administration. USA  
 NOL — Naval Ordnance Laboratory. USA  
 NPL — National Physical Laboratory. W.B.  
 SFL — Svenska Flygmotor Aktiebolaget. Szwecja

### Oznaczenia

- $a$  — prędkość dźwięku  
 $d$  — średnica modelu, rury (tunelu, działa)  
 $i$  — entalpia  
 $k$  — współczynnik przewodności cieplnej  
 $l$  — charakterystyczny wymiar modelu  
 $ld$  — długość lufy działa  
 $m$  — ciężar molekularny  
 $p$  — ciśnienie  
 $t$  — czas  
 $B$  — natężenie pola magnetycznego  
 $F$  — powierzchnia  
 $H$  — wysokość lotu  
 $Kn$  — liczba Knudsenowa  $\left[ \frac{\lambda}{l} \right]$   
 $Ma$  — liczba Macha  $\left[ \frac{V}{c} \right]$   
 $Nu$  — liczba Nusselta  $\left[ \frac{\sigma d}{K} \right]$   
 $Re$  — liczba Reynoldsa  $\left[ \frac{\rho V d}{\mu} \right]$   
 $S$  — entropia  
 $T$  — temperatura  
 $V$  — prędkość  
 $\rho$  — gęstość  
 $\mu$  — współczynnik lepkości dynamicznej  
 $\gamma = \frac{C_p}{C_v}$   
 $\lambda$  — długość swobodnej drogi cząstki  
 $q$  — strumień cieplny  
 $\sigma$  — współczynnik przejmowania ciepła

### Indeksy

- $o$  — parametry w zbiorniku  
 $f$  — parametry fali uderzeniowej  
 $s$  — parametry spiętrzenia  
 $\infty$  — parametry przepływu niezakurzonego  
 $d$  — wielkości dot. działa  
 $m$  — wielkości dot. modelu  
 $*$  — parametry w gardle dyszy

### LITERATURA

1. W. D. Hayes, R. F. Probstein — „Hypersonic Flow Theory”, Acad. Press. New York 1959 r.
2. G. G. Czerny — „Teczenia gaza s bolszoi swierchzhlukowoi skorostju”, Fizmatgiz. Moskwa 1959 r.
3. A. Ferri, R. Vaglio-Laurin — „External Hypersonic Flows”, Aerospace Eng. V. 22. N. 1. 1963 r.
4. R. C. Pankhurst, D. W. Holder — „Wind-Tunnel Technique”, tłum. rosyjskie. Izd. Inostr. Liter. Moskwa 1955 r.
5. A. G. Hammitt, S. M. Bogdonoff — „Hypersonic Studies of the Leading Edge Effect on the Flow Over a Flat Plate”, Jet Prop. V. 26. No. 4. 1956 r.
6. J. Lukaszewicz — „Experimental Investigation of Hypervelocity Flight”, Inter. Council of the Aeron. Sci. Madrid, September 8-13, 1958 r.
7. F. R. Riddell — editor „Hypersonic Flow Research”, Acad. Press. New York. London 1962 r.
8. Ch. E. Shepard, D. R. Boldenan — „Preliminary Development of Electrodes for an Electric-arc Wind Tunnel, NASA M. 4-14-59E, March 1959 r.
9. J. Cordero, F. W. Diederich, H. Hurwicz — „Aerothermodynamic Test Techniques for Re-Entry Structures and Materials”, Aerospace Eng. V. 22. N. 1. 1963 r.
10. Udarnyje trubny — „Sbornik statej”, Izd. Inostr. Liter. Moskwa 1962 r.
11. A. Ferri — editor — „Fundamental Data Obtained from Shock-Tube Experiments”, Pergamon Press. London 1961 r.
12. I. I. Glass, I. G. Hall — „Shock Tubes” part I, II. Inst. of Aerophysics Univ. of Toronto, May 1958 r.
13. B. D. Henshall — „The Use of Multiple Diaphragms in Shock Tubes”, ARC. Current Papers N. 291. 1956 r.
14. M. Mitchner — „Magnetohydrodynamic Flow in a Shock Tube”, The Phys. of Fluids V. 2. nr 1. 1959 r.
15. „Proceedings of the Hypervelocity Techniques Symposium”, Univ. of Denver. Res. Inst., October 20-21 1960 r.
16. W. M. Jungowski — „Analiza wpływu tarcia gazu i masy tłoka na temperature spiętrzenia w hiperdźwiękowym tunelu aerodynamicznym z ruchomym tłokiem”, Arch. Bud. Maszyn 1. 8. 1961 r.
17. N. P. Nowikow — „O niekotorich swojstwach wysokoskorostnych kumulatiwnych struj”, Zur. Prik. Mech. i Tech. Fiziki N. 1. 1963 r.
18. „Problemy noleta s bolszymi skorostjami” — sbornik statej Izd. Inostr. Liter. Moskwa 1960 r.
19. I. B. French, E. P. Muntz — „Design Study of the UTIA Low Density Plasma Tunnel”, Inst. of Aerophysics Univ. of Toronto. March 1960 r.
20. Shao-Chi Lin, W. J. Fyfe — „Low-Density Shock Tube for Chemical Kinetics Studies”, The Phys. of Fluids V. 4. N. 2 1961 r.
21. A. R. Collar, J. Tinkler — Editors „Hypersonic Flow”, Butterworths Sci. Publications. London 1960 r.
22. D. W. Holder — „Experimental Facilities and Measuring Techniques”, Jour. R. Aeron. Soc., September 1959 r.
23. „Fiziceskij enciklopedičeskij słowar, cz. I”. Moskwa, 1960 r.

## Szlifowanie taśmami ściernymi

*Ciągły wzrost jakości taśm ściernych i coraz lepsze rozwiązania konstrukcyjne szlifierek taśmowych powodują ich szybkie stosowanie do obróbki i to nie tylko w przemyśle metalowym. Podkreślono szczególnie dwa główne kierunki rozwoju tych obrabiarek i dziedziny ich zastosowań: szlifowanie kopiowe i szlifowanie elementów prostych, w warunkach produkcji masowej i wielkoseryjnej dla niektórych typów materiałów i przedmiotów. Artykuł składa się z dwóch części. W pierwszej autorzy omawiają rozwiązanie własne szlifiarki kopiowej, dwutaśmowej oraz wyniki osiągnięte na tej obrabiarence. W drugiej części naświetlono drugi kierunek rozwoju maszyn, ich cechy charakterystyczne, dobór parametrów i optymalnych warunków eksploatacji.*

### I

Ciągłe poszukiwania nowych, ekonomiczniejszych metod produkcji, nowych środków i sposobów, musiały doprowadzić do udoskonalenia procesu szlifowania, do wyeliminowania jego ograniczeń, podniesienia łatwości obsługi i poprawy wydajności. Podstawową wadą procesu szlifowania jest ciągła zmiana średnicy tarczy — wskutek zużycia, oraz stosunkowo szybkie tepienie się, wymagające wyrównywania tarcz i diamentowania. Dalsze kłopoty to wymiana tarcz powiązana z wyważaniem, wysoki koszt tarczy itp.

Dobrym środkiem na likwidację tych kłopotów okazało się wprowadzenie taśm ściernych „bez końca”. Taśmy mają podstawową wyższość w stosunku do tarcz ściernych, gdyż ich długość czynna może być wielokrotnie większa od długości obwodu ściernic, a więc i zużycie wielokrotnie mniejsze. Pozwala to między innymi na utrzymanie dokładniejszych wymiarów, a przy obróbce kopiowej wybitnie zmniejsza ilość i czas czynności pomocniczych związanych z diamentowaniem tarcz i wprowadzaniem każdorazowo poprawki korygującej zużycie. Dalsze zalety to duża uniwersalność taśm — średnica elementu szlifującego jest dowolna, zależna od zastosowanej średnicy rolki, w przeciwieństwie do tarcz ściernych, gdzie każda nowa średnica oznacza nową tarczę. Stosowane taśmy są wielokrotnego użycia — po stopieniu czy wykruszeniu ziarn mogą podlegać regeneracji. Jak wykazują doświadczenia, wydajność objętościowa taśm ściernych jest wyższa niż tarcz ściernych.

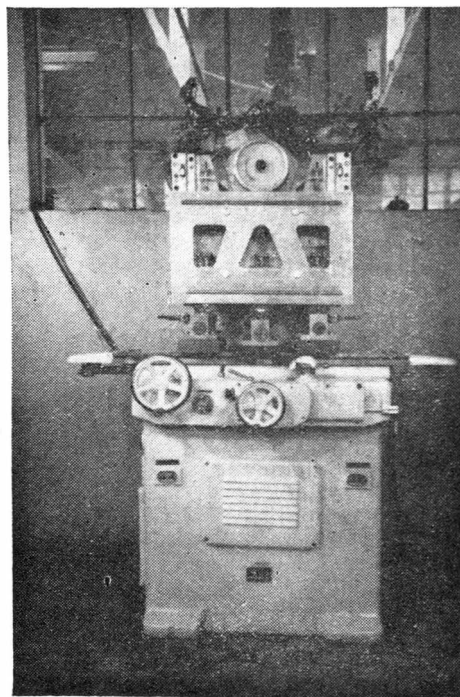
Dzięki stosowaniu różnych rodzajów nośników (sama taśma nie pokryta ścierniwem) i różnych technik nakładania wzrasta poważnie ich uniwersalność zastosowań. Ekonomiczne aspekty przemawiają również za stosowaniem taśm ściernych, a to dla mniejszego zużycia ścierniwa, większej wydajności w pracy (krótszego czasu jednostkowego i wyeliminowania czasów pomocniczych na ostrzenie), lepszego wykorzystania narzędzia — taśmy (zużywa się tylko ziarno w procesie szlifowania, reszta nadaje się do regeneracji, brak zużytych części tarcz), łatwiejszego sposobu magazynowania i tanioci samej taśmy. W przypadku Zakładu Produkcji Doświadczalnej (ZPD) Instytutu Lotnictwa o wprowadzeniu taśm ściernych zdecydowały względy techniczne, chociaż i ekonomiczne czynniki brane były pod uwagę. Bezpośrednią przyczyną była potrzeba wyeliminowania prac ręcznych przy szlifowaniu małych, przestrzennych powierzchni profilowych. Jednakże zadanie zostało znacznie rozszerzone, gdyż trzeba było najpierw uzyskać taśmy ścierne, nie produkowane dotychczas w Polsce, nadające się do pracy. Dzięki inicjatywie ZPD z pomocą Bydgoskich Zakładów Taśm Ściernych oraz Fabryki Artykułów Ściernych w Sosnowcu, możliwe było wyprodukowanie i przebadanie taśm ściernych, które mogły być już zastosowane w produkcji<sup>1)</sup>.

Badania te stanowiły podstawę do konstrukcji szlifiarki kopiarki na taśmy ścierne. Szlifiarka z układem WR-38 (rys. 1) jest kopiarką dwutaśmową o mechanicznym ukła-

dzie odwzorowania. Prototypowe wykonanie tej obrabiarki bazowane było na szlifierce do płaszczyzn SPA-15 wytwórni Pabianickiej Fabryki Urządzeń Mechanicznych.

Wybór tej szlifiarki podyktowany był wielkością stołu, zakresem ruchów i całą kinematyką stołu umożliwiającą łatwą adaptację do celów kopiowania taśmą ścierną profili łożatek sprężarkowych i kształtów zbliżonych. Z obrabiarki tej wykorzystano korpus oraz stół z napędami, zresztą nieco zmodyfikowanymi. Kolumna szlifiarki wraz z głowicą i napędami została usunięta. Na miejsce tych elementów opracowano nową kolumnę o konstrukcji spawanej, stanowiącą podstawę zawieszania układu kopiującego. Na rysunku 2 przedstawiono w sposób uproszczony zasadnicze elementy adaptacji. Kolumna nośna 1 zacięnięta jest w teowych prowadnicach obrabiarki za pomocą listwy i śrub 3. Dzięki temu zamocowaniu cała kolumna wraz z płytą kopiującą można podnosić w kierunku pionowym w zakresie 420 mm. Na czole przednim kolumny nośnej znajdują się pionowe prowadnice, w których przesuwają się płyta kopiująca 2. Do płyty tej przytwierdzone są dwie hartowane listwy 4 (patrz szczegół A), przesuwające się wzdłuż prowadnic kolumny nośnej. Sama płyta kopiująca stanowi sztywną uźebrowaną konstrukcję spawaną, na której osadzony jest silnik elektryczny 5. Silnik ten wraz z całym układem rolek i taśmami wykonuje ruchy kopiujące.

Ponieważ drgania silnika w sposób bezpośredni przenoszą się na narzędzie — rolkę szlifującą, przewidziano środki zaradcze. Sprowadzają się one głównie do obniżenia ampli-

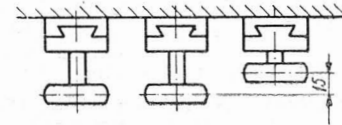
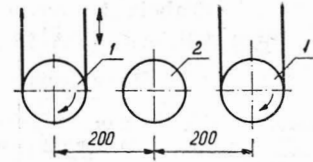


Rys. 1. Adaptowana szlifiarka SPA-15 z układem kopiującym WR-38. Na stole zamocowane trzy przyrządy uchylnie, na środkowym z nich kopiał, a na skrajnych łożatki

<sup>1)</sup> Zakres badań i wyniki prób podano w artykule tychże autorów pt. „Szlifowanie kopiowe łożatek za pomocą taśm ściernych”, Technika Lotnicza, nr 4/1962 r.

tudy drgań źródła — silnika napędowego oraz do odizolowania silnika od podstawy. Pierwszy warunek spełniono przez wyważenie dynamiczne wirnika z dokładnością 4 Gcm, a drugi przez wprowadzenie amortyzatorów między silnik i płytę kopiującą. Środki te prawie całkowicie zlikwidowały drgania płyty. Na silniku osadzone jest koło napędzające o średnicy 183 mm, wyłożone gumą o twardości 70 °Sh. Po kole tym prowadzą się dwie taśmy ścierne, rozstawione w odległości 15 mm (odległość między środkami taśm)<sup>2)</sup>.

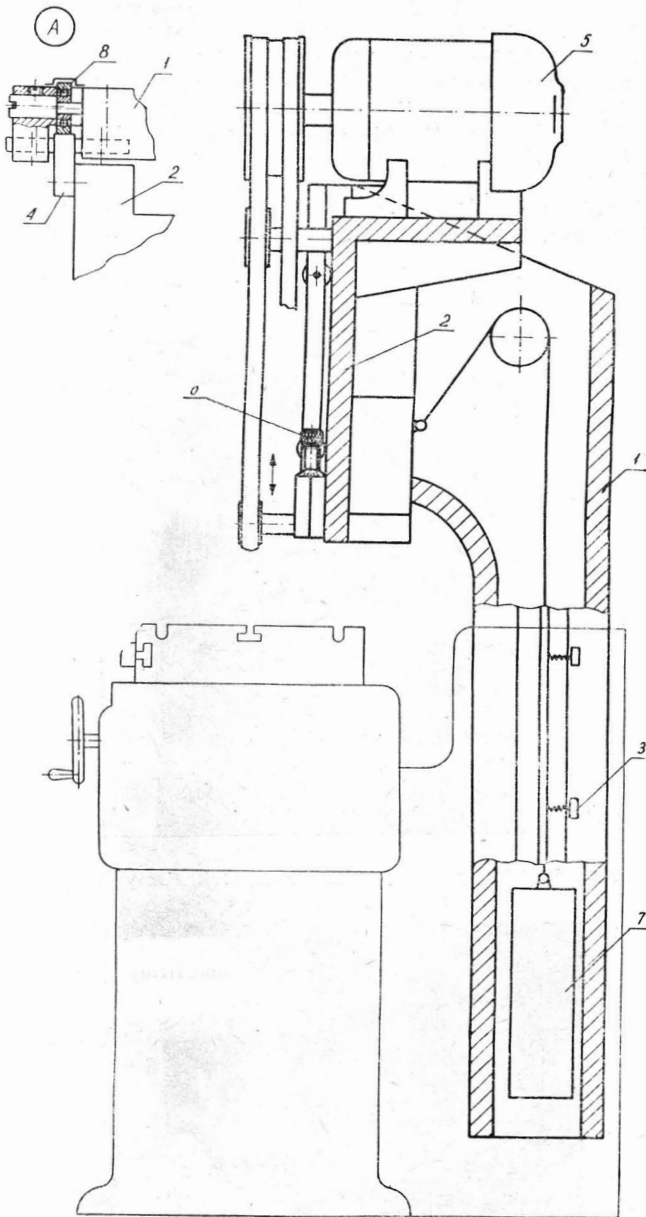
W dolnej części płyty kopiującej osadzone są 3 rolki: środkowa kopiująca, a skrajne szlifujące, opasane taśmami. Ich wzajemną lokalizację przedstawia rysunek 3. Wszystkie 3 rolki osadzone są w przesuwanych saniach, które mogą wykonywać ruchy pionowe dla wzajemnego ustawienia oraz dla przybierania wióra. Pokrętła 6 (rys. 2) z naniesioną skalą o podziałce 0,02 mm, umożliwiają określenie wymiarowe przemieszczeń. Na płycie kopiującej, poza wymienionymi, osadzone są rolki prowadzące i naciągowe (patrz



TL 64/64 R3

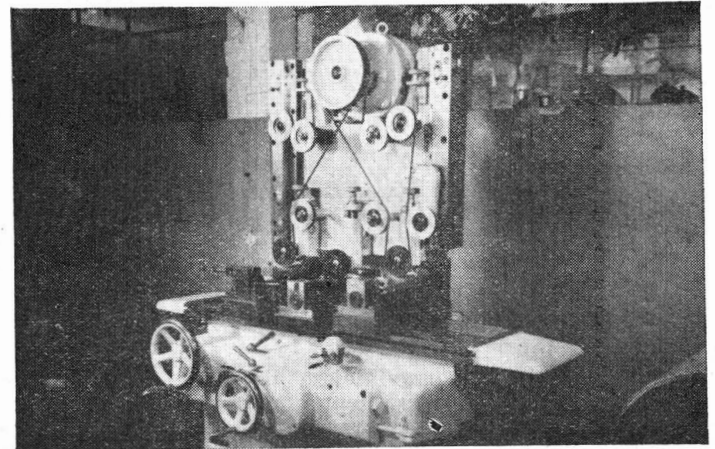
Rys. 3. Rozmieszczenie rolek w układzie kopiującym WR-38. 1 — rolki szlifujące, 2 — rolka kopiująca

<sup>2)</sup> Same taśmy „bezkońcowe” mają szerokość 10 mm przy długości obwodu 1800 mm. Inne dane taśm patrz lit. [1].



TL 64/64 R2

Rys. 2. Schematyczny przekrój poprzeczny szlifierki adaptowanej SPA-15. Grubymi liniami wrysowany został układ kopiujący WR-38. 1 — kolumna nośna, 2 — płyta kopiująca, 3 — zaciski kolumny nośnej, 4 — listwa prowadząca, 5 — silnik napędowy, 6 — pokrętło ze skalą, 7 — przeciwwaga, 8 — łożyska kulkowe, jako prowadnice



Rys. 4. Widok układu kopiującego WR-38 po zdjęciu osłony. Na stole widoczny kopiał zamocowany pośrodku i dwie próbki na pozycjach skrajnych

rys. 4). Obwody wszystkich rolek wyłożone są gumą o twardości 70 °Sh. Każda rolka osadzona jest na dwóch łożyskach kulkowych, ściśle zakrytych przed pyłem szlifierskim. W celu poprawienia warunków kopiowania należało zmniejszyć docisk rolki kopiującej, co zostało zrealizowane poprzez odciążenie zespołu płyty kopiującej przeciwciężarem 7 (rys. 2), umieszczonym w kolumnie nośnej. Drugim kierunkiem było obniżenie oporów tarcia w prowadnicach.

W tym celu prowadnice ślizgowe zostały zastąpione zespołem łożysk kulkowych 8 (rys. 2, szczegół A), które stanowią oparcie dla listwy prowadzącej 4. Dla umożliwienia regulacji luzów oraz kompensacji zużycia, łożyska osadzone zostały na mimośrodkach pozwalających na przemieszczenie łożysk w zakresie 2 mm.

Dla umożliwienia szybkiego uniesienia układu kopiującego nad przedmiotem służy dźwignia, której fragment widoczny jest po lewej stronie płyty kopiującej u góry na rysunku 1.

Poza wymienionymi zmianami dokonano adaptacji stołu przez obróbkę górnej jego powierzchni. Celem zabiegu było uzyskanie jednej płaszczyzny poziomej dla wszystkich elementów konstrukcyjnych oraz poszerzenie czynnej szerokości mocowania. Dalsza adaptacja zmierzała do obniżenia maksymalnej prędkości przesuwu wzdłużnego stołu z 16 m/min do 8 m/min, poprzez przydławienie przepływu przez zawór sterujący.

Elementy przesuwu wzdłużnego, poprzecznego, przełączniki graniczne, pokrętła ręcznego sterowania i układ podłączeń elektrycznych i hydraulicznych pozostały bez zmian.

Dane szlifierki przed i po adaptacji podają tabele 1 i 2.

Dotychczasowe próby i eksploatacja pozwoliły na ustalenie niektórych parametrów użytkowych oraz pewnych wniosków ogólnych i uwag dotyczących wad i propozycji udoskonaleń. Próby i proces szlifowania prowadzono na łopatkach ze stali nierdzewnej oraz na stopie lekkim. Łopatki i kopiał są mocowane na przyrządach przechyłnych

**Tabela 1**  
Dane szlifierki SPA-15

Lp.	Parametry	Przed adaptacją	Po adaptacji
1	Silnik napędowy	$N = 1 \text{ KW}$ , $n = 1410 \text{ obr./min.}$	$N = 2,8 \text{ KW}$ , $n = 2870 \text{ obr./min.}$
2	Ciśnienie oleju w układzie przesuwu stołu	6 kG/cm <sup>2</sup>	8,5 kG/cm <sup>2</sup>
3	Największa długość szlifowania	450 mm	160 mm
4	Największa szerokość szlifowania	150 mm	110 mm
5	Zakres prędkości stołu	0,5—16 m/min	0,3—8 m/min.
6	Przesuw poprzeczny	0,5—2,5 mm/l skok	0,5—2,5 mm/l skok

**Tabela 2**  
Dane układu kopiującego WR-38

L.p.	Parametry	Wartość
1	Prędkość obwodowa taśmy	27 m/sek.
2	Średnica rolek szlifujących	114 i 83 mm
3	Średnica rolek kopiujących	116 i 85 mm
4	Największa odległość rolek od stołu	500 mm
5	Skok ruchu kopiującego	80 mm
6	Docisk rolki	6 kG
7	Zakres regulacji pionowej rolek szlifujących i kopiujących	30 mm
8	Naciąg taśmy	3 kG

umożliwiających najkorzystniejsze ustawienie łopatek, to jest takie, przy którym występuje najmniejszy zakres ruchu kopiowego. Ustawienie przyrządów w czasie pracy pokazano na rys. 4. Do pracy zastosowano taśmy z ziarnem  $\text{Al}_2\text{O}_3$  o ziarnistości 80 i 120, nałożone na taśmę lnianą, które pracowały poprawnie dla grubości warstwy szlifowanej w jednym przejściu: dla stali 0—0,2 mm, a dla stopu lekkiego AK4-1 w stanie starzonym 0—0,8 mm. Jedna taśma pozwala na obróbkę sześciu łopatek po jednej stronie. Osiągana gładkość powierzchni szlifowanych waha się w granicach 7—8 klasy. Dokładność odwzorowania kształtu przy prawidłowym ustawieniu przyrządów wynosi 0,05 mm.

Dotychczasowa eksploatacja tej obrabiarki pozwala wysoko ocenić jej przydatność w procesie szlifowania kopiowego. Dalsze prace nad wprowadzeniem tego procesu powinny zmierzać w kierunku:

- 1) udoskonalenia jakości taśm, poprzez wprowadzenie odpornych na wilgoć, a więc umożliwiających szlifowanie na mokro oraz wprowadzenie elektrostatycznego nakładania ziarn. Proces ten gwarantuje takie kierunkowe osadzanie się ziarn, że najdłuższa oś ziarna jest prostopadła do powierzchni taśmy, a rozmieszczenie równomierne na całej powierzchni. Dzięki takim wynikom osiąga się najlepsze warunki szlifowania, a głównie wydajności i trwałości taśm,
- 2) wyeliminowanie prawie do końca obsługi ręcznej przez wprowadzenie cykli półautomatycznych,
- 3) wprowadzenie układu sygnalizującego zużycie taśmy,
- 4) zastosowanie lepszych urządzeń pochłaniających pył,
- 5) zbadanie optymalnych parametrów skrawania.

## II

Charakterystyczna prostota konstrukcji przy jednoczesnej eksploatacyjnej uniwersalności szlifierek taśmowych pozwala im na ekonomicznie uzasadnione wypełnianie zadań nawet w produkcji masowej. Do tego konieczne jest jednak poznanie charakterystyki samego procesu, jego możliwości i ograniczeń.

Ciągły postęp na drodze wytwarzania coraz doskonalszych taśm ściernych i coraz lepsze rozwiązania konstrukcyjne szlifierek taśmowych umożliwiają im zajmowanie stałego miejsca w procesach obróbki mechanicznej, a w wielu przypadkach nawet wypieranie dotychczasowych metod i środków. Procesy szlifowania taśmą ścierną obejmują metale żelazne i nieżelazne, tworzywa sztuczne, szkło, ceramiki, a nawet wyroby z drewna i papieru.

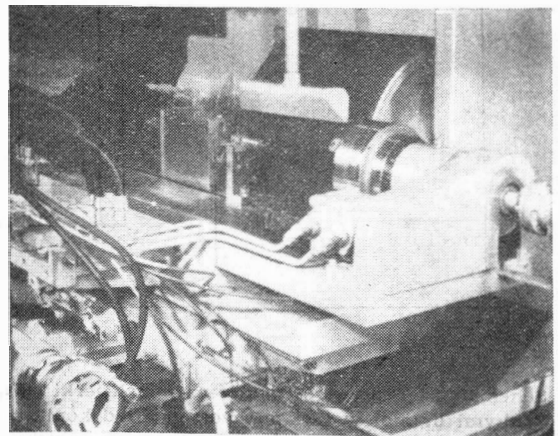
Na obecnym etapie zaczynają się zarysowywać wyraźnie dwa kierunki zastosowań dla tego rodzaju maszyn. Pierwszy kierunek to szlifowanie kopiowe, a przedstawicielami tej grupy mogą być adaptowane szlifierka SPA-15 z układem kopiującym WR-38 oraz szlifierka taśmowa firmy Cadamco (rys. 5) do szlifowania pióra łopatek. W tym zastosowaniu maszyn wykorzystuje się długi obwód taśmy, który poważnie obniża zużycie, a tym samym zmiany wymiarowe czynnej średnicy szlifowania. Jest to warunek niezbędny dla zachowania wysokiej dokładności.

Drugi kierunek to zautomatyzowane szlifierki o dużej wydajności do operacji prostych (wałki, płaszczyzny), przeprowadzanych na materiałach kłopotliwych w innych procesach obróbczych.

Przedstawicielem tej grupy może być szlifierka taśmowa do szlifowania wałków gumowych dla maszyn do pisania (rys. 6). Grubość zdejmowanego materiału wynosi 1 mm, a dokładność wykonania, obejmująca współśrodkowość i tolerancje średnicy, zamyka się w granicach 0,05 mm. Automatyczny cykl trwa 10 sekund i obejmuje dosunięcie głowicy i konika, szybki dosuw oscylującego stołu, dosuw sterowany, przełączenie na szybkie obroty przedmiotu obrabianego dla fazy wykończającej szlifowania i szybkie odsunięcie suportu. Również do tej grupy maszyn należy zaliczyć szlifierki taśmowe bezkłowe, a także szlifierki do płaszczyzn, które mają kilka taśm ściernych obok siebie, co pozwala na wykonywanie obróbki zgrubnej i wykończającej w jednej operacji (rys. 7). W tym ostatnim przypadku kolejne taśmy z tlenkiem aluminium o ziarnistości 50 i 100 usuwają 0,22 mm na stronę przy jednorazowym przejściu. Płytki szlifowane wykonane są ze stali wysokowęglowej, zahartowanej do 47—53 HRC. Stół obrabiarki pokazanej na rys. 7 wykonuje ruchy wahadłowe, natomiast dwie



Rys. 5. Szlifierka kopiarka do łopatek firmy Cadamco



Rys. 6. Strefa robocza zautomatyzowanej szlifiarki taśmowej do szlifowania wałków gumowych maszyn do pisania

głowie obróbkę zgrubną i wykończającą. Wydajność maszyny przy założeniu 80% sprawności wynosi 300 części szlifowanych obustronnie na gotowo w ciągu 1 godziny. Przed wprowadzeniem tej maszyny, pracę wykonywały dwie szlifierki, a ich godzinna wydajność wynosiła 100 sztuk tych części. Na prawidłowość procesu szlifowania podstawowy wpływ mają: prędkość szlifowania (prędkość obwodowa), docisk i kąt zetknięcia ziarna.



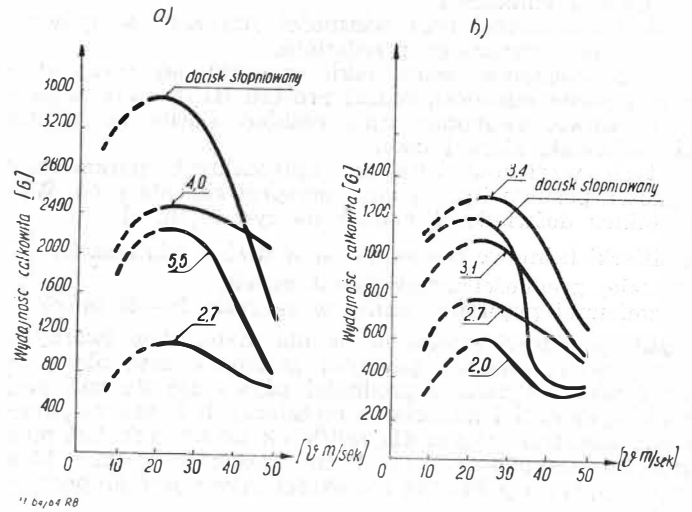
Rys. 7. Szlifierka do płaszczyzn — dwutaśmowa, wykonuje w jednym przejściu szlifowanie zgrubne i wykończające

Przy szlifierkach taśmowych, o ciśnieniu i kącie zetknięcia ziarna z przedmiotem decydują własności fizyczne i geometryczne rolki szlifującej. W pewnym stopniu rolka wpływa również na prędkość taśmy. Dlatego istotnym czynnikiem jest dobór rolki szlifującej do materiału, twardości, powierzchni, kształtu prędkości i wymiarów. Jako materiału na te rolki używa się stali, twardych tworzyw sztucznych lub twardych gum (90—100 wg durometru) dla szlifowania zgrubnego lub dla uzyskania ciasnych tolerancji wymiarów. Radełkowanie lub moletowanie powierzchni rolek zwiększa „agresywność” szlifowania oraz przeciwdziała poślizgom taśmy ścierniej na rolce (wyraźny wzrost współczynnika tarcia). Dla operacji obróbki gładkościowej (polerowanie) oraz szlifowania profilowego należy zastosować rolki miękkie (20—30 wg durometru), w których ciśnienie rozkłada się na większą powierzchnię i naciski jednostkowe maleją „łagodząc” proces szlifowania. Powszechnie stosowane

materiały ściernie do nakładania taśm, to tlenek aluminium  $Al_2O_3$  i węgiel krzemu SiC.

Pierwszy z nich jest ogólnie stosowany do stali, a drugi do metali nieżelaznych. W miarę tępienia ziarna opór skrawania rośnie, rosną również naciski powodując pęknięcie ziarn wzdłuż płaszczyzn poślizgów. W ten sposób następuje samoostrezenie się taśm. Taśm ściernych nie poddaje się zabiegom ostrzenia, ani wyważania. Dla podniesienia jakości taśm stosuje się elektrostatyczne nakładanie ziarn, używa się wodoodporne żywice na spoiwa i podkłady umożliwiające stosowanie chłodziw. Chłodzenie i duża powierzchnia taśmy pozwalają na intensywne odprowadzanie ciepła ze strefy skrawania, a przez to obniżają deformacje przedmiotów i zmiany strukturalne w materiale.

Z kolei elastyczność taśm i działanie splukujące chłodziwa nie pozwalają na „zabijanie się” taśm nawet przy



Rys. 8. Zależność wydajności objętościowej od prędkości taśmy. Liczby na wykresach oznaczają wielkość nacisku w  $kg/cm^2$ . a. Taśma — ziarno  $Al_2O_3$  o ziarnistości 36. Materiał szlifowany — miękka stal. Rolka szlifująca — żłobkowana. Największą wydajność osiągnięto dla racisku stopniowanego kompensującego zużycie taśmy. Przy największym docisku występowało skrócenie żywotności taśmy, co zmniejszyło wydajność ogólną. b. Taśma — ziarno  $Al_2O_3$  o ziarnistości 80. Materiał szlifowany i rolka, jak dla wykresu a. Obniżenie ziarnistości spowodowało obniżenie wydajności. W obu przypadkach najwyższa wydajność przypada na zakres prędkości 20—30 m/sec

Tabela 3

Dobór ziarna, rolek szlifujących i parametrów wg lit. [3]

Materiał	Operacja 1)	Ziarno	Ziarnistość	Prędkość taśmy m/sek.	Typ rolki 2) szlifującej	Twardość rolki 3) r.a durometrze
Stale niskowęglowe	szlifowanie szlif. gład.	$Al_2O_3$	24—60	20—33	Guma rowkowana	70—90
		$Al_2O_3$	80—150	23—36	Guma gładka	20—60
Stale nierdzewne	szlifowanie szlif. gład.	$Al_2O_3$	30—80	18—25	Guma rowkowana	70—90
		$Al_2O_3$	80—120	20—28	Guma gładka	30—60
Aluminium	szlifowanie szlif. gład.	SiC lub $Al_2O_3$	24—80	25—33	Guma rowkowana	70—90
		SiC lub $Al_2O_3$	100—180	23—33	Guma gładka	30—50
Stopy miedzi, brązy	szlifowanie szlif. gład.	SiC lub $Al_2O_3$	36—80	11—23	Guma rowkowana	70—90
		SiC lub $Al_2O_3$	100—150	20—33	Guma gładka	30—50
Materiały nieżelazne	szlifowanie szlif. gład.	SiC lub $Al_2O_3$	24—80	20—33	Guma gładka	50—70
		SiC lub $Al_2O_3$	100—180	20—33	Guma gładka	30—50
Zeliwo	szlifowanie szlif. gład.	$Al_2O_3$	24—60	10—20	Guma rowkowana	70—90
		$Al_2O_3$	80—150	20—28	Guma gładka	30—70
Tytan	szlifowanie szlif. gład.	SiC lub $Al_2O_3$	36—50	3,6—7,6	Guma rowkowana	70—80
		SiC	60—120	6,1—10	Guma gładka	50
Stellity, Inconel i podobne	szlifowanie szlif. gład.	$Al_2O_3$	24—50	20—28	Stal, guma rowkowana	70—90
		$Al_2O_3$	40—100	20—28	Guma gładka	70

1) Trzecią operacją jest polerowanie, które wymaga rolki szlifującej o twardości 20—40 °Sh.  
 2) Rowki na rolkach mają równą szerokość występów i bruzd. Do szlifowania stosuje się rowki o kącie rozwarcia 45 lub 60°, do szlifowania gładkiego o kącie 45° i twardości 50—60 °Sh, do szlifowania bardzo gładkiego o kącie 45°, nacięte po spirali a twardość 20—30 °Sh.  
 3) Twardość na durometrze odpowiada mniej więcej twardości Shora.

szlifowaniu brązów i aluminium. Dobór taśm ściernych, rolek szlifujących i parametrów obróbki podano w tabeli 3.

Jako kryterium oceny prawidłowości stosowanych procesów używa się wydajności objętościowej lub wydajności całkowitej. Oznaczają one ilości materiału zdejmowanego w ciągu jednostki czasu (wydajność objętościowa), ewentualnie całkowitą ilość materiału usuwaną z przedmiotu za pomocą jednej taśmy do jej całkowitego zużycia. Na wydajności te ma wpływ duża ilość czynników:

1. Wymiary szlifowanej powierzchni.
2. Grubość warstwy zdejmowanej.
3. Prędkość posuwu.
4. Twardość i konfiguracja rolki szlifującej.
5. Ziarnistość ścierniwa.
6. Prędkość taśmy ścierniej.
7. Dociski w punkcie szlifowania.
8. Własności chłodziwa.
9. Skład chemiczny oraz własności fizyczne, a głównie twardość obrabianego przedmiotu.

Do tego dochodzą jeszcze takie czynniki, jak cechy charakterystyczne szlifierek, rodzaj procesu (szlifowanie kopio-we, bezkłowe, swobodne itp.), rozkład ziarna na taśmie i kierunkowość ziarn i inne.

Z tych względów ustalenie optymalnych parametrów prędkości, posuwu itp. wymaga przeprowadzenia prób. Wyniki takich doświadczeń podano na rys. 8 [lit. 3].

Szlifiarki taśmowe budowane są w dwóch odmianach:

- a) o stałej prędkości taśmy 23—28 m/sek,
- b) o zmiennej prędkości taśmy w zakresie 10—40 m/sek.

Niskie prędkości stosowane są dla materiałów twardych o dużej wytrzymałości, pewnych gatunków mas plastycznych i szkła. Wysokich prędkości używa się do najlepiej obrabialnych stali i materiałów nieżelaznych. Istotnym parametrem konstrukcyjnym dla szlifierek taśmowych jest moc napędowa przypadająca na 1 cm szerokości taśmy. Moc przypadająca na jednostkę szerokości taśmy jest proporcjo-

nalna do prędkości taśmy i wytrzymałości materiału szlifowanego. Dla szlifierek średnio obciążonych parametr ten wynosi 0,8—1,2 KM/cm szerokości taśmy, a dla wysoko obciążonych (duża prędkość skrawania i wytrzymały materiał) — do 3 KM/cm.

Obecnie osiągnęte wyniki dla szlifierek taśmowych przedstawiają się następująco:

1. Dokładność obróbki powierzchni płaskich  $\pm 0,025$  mm.
2. Dokładność średnicy przy szlifowaniu na okrągło  $\pm 0,005$  mm.
3. Gładkość powierzchni przy odpowiednim skojarzeniu ziarnistości, twardości rolki szlifującej, nacięć na rolce, prędkości szlifowania i posuwu, przy zastosowaniu sprawnie działającego układu filtrującego, nie pozwalającego na wprowadzenie wiórów i wytrączanych ziarn ściernych w miejsce pracy, może dochodzić do  $Ra = 0,05—0,075 \mu$ , a więc do 11 klasy gładkości.

Jako górną granicę stosowalności szlifowania taśmą ścierną należy przyjąć materiały o twardości 55 HRc, przy których żywotność taśm jest już tak niska, że proces ten nie może konkurować pod względem opłacalności z innymi metodami obróbki. W pozostałym zakresie zastosowań, atrakcyjność tego procesu, tak ze względów technicznych, jak i ekonomicznych jest tak wysoka, że w ciągu ostatnich lat metoda ta wprowadzona została na stałe do wielu gałęzi przemysłu w tempie na ogół nie spotykanym przy innych metodach. W obecnym czasie tendencje zmiernają nie tylko do ilościowego wzrostu zastosowań, ale do rozszerzenia zakresu stosowania tej obróbki na dziedziny technologii znacznie wybierające poza przemysł metalowy.

#### LITERATURA

1. Technika Lotnicza, zesz. 4/62
2. Aircraft Production, zesz. 3/58; 5/59; 1/61; 2/61
3. The tool and manufacturing engineer, zesz. 3/64.

## Międzynarodowy układ jednostek (SI) obowiązujący w Związku Radzieckim

W zeszycie 2 kwartalnika „Awiacjonnaja Tiechnika” z roku 1963, wydawanego w Kazaniu, opublikowano dla wiadomości czytelników i autorów nowy międzynarodowy układ jednostek miar (SI). Ponieważ czytelnicy polscy w szerokim zakresie korzystają z technicznej lotniczej literatury radzieckiej, uważamy za wskazane podać do wiadomości wprowadzoną zmianę układu jednostek miar. W tłumaczeniu podano bez zmian oznaczenia literowe, nie transponując ich na oznaczenia wymagane według norm polskich. Podkreślenia podano również zgodnie z tekstem oryginalnym.

L. S.

Z dniem 1 stycznia 1963 roku normą państwową ZSRR (GOST 9867-61) wprowadzono międzynarodowy układ jednostek SI, który winien być stosowany jako **najodpowiedniejszy** w nauce, technice i gospodarce narodowej.

Nowy układ jednostek łączy w jedną całość jednostki miar mechanicznych, cieplnych, elektrycznych, magnetycznych i innych wielkości. W podanej poniżej tabeli przytoczono podstawowe jednostki układu SI uzupełniające i niektóre pochodne oraz oznaczenia, wymiary i przechodne mnożniki dla przejścia z najbardziej rozpowszechnionego w technice układu MKGSS na układ SI.

W normie GOST-9867-61 podane są określenia podstawowych jednostek układu SI.

Należy zwrócić specjalną uwagę na określenie jednostki masy.

W nowym układzie SI jednostka masy — kilogram — przedstawiony jest masą międzynarodowego wzorca kilograma, podczas gdy w starym układzie MKGSS masa tegoż wzorca kilograma miała wielkość  $\frac{1}{g}$ .

Innymi słowy, w nowym układzie jednostek (SI) jednostka masy jest **podstawową jednostką** i pod względem wielkości

Tabela

Międzynarodowy układ jednostek (SI) według normy GOST 9867-61

Nazwa wielkości	Jednostka pomiaru	Skrócone oznaczenie jednostek	Stosunek między jednostkami w układzie MKGSS i SI
1	2	3	4
<b>Jednostki podstawowe</b>			
Długość	metr	m	
Masa	kilogram	kg	
Czas	sekunda	sek	
Natężenie prądu elektrycznego	amper	a	
Temperatura termodynamiczna	stopień Kelvina	°K	
Natężenie światła	świeca	sw	

1	2	3	4
<b>Jednostki uzupełniające</b>			
Kąt płaski	radian	rad	
Kąt bryłowy	steradian	ster	
<b>Jednostki pochodne (wybrane)</b>			
Siła	niuton	n	1 kG = 9,81 n
Powierzchnia	metr kwadratowy	m <sup>2</sup>	1 m <sup>2</sup> = 1 m <sup>2</sup>
Objętość	metr sześcienny	m <sup>3</sup>	1 m <sup>3</sup> = 1 m <sup>3</sup>
Gęstość (masa objętościowa)	kilogram na metr sześcienny	kg/m <sup>3</sup>	1 kG sek <sup>2</sup> /m <sup>4</sup> = 9,81 kg/m <sup>3</sup>
Wydatek sekundowy	kilogram w sekundzie	kg/sek	1 kG/sek = 1 kg/sek
Objętość właściwa (objętość jednostki masy)	metr sześcienny na kilogram	m <sup>3</sup> /kg	1 m <sup>3</sup> /kG = 1 m <sup>3</sup> /kg
Ciężar właściwy (ciężar jednostki objętości)	niuton w metrze sześciennym	n/m <sup>3</sup>	1 kG/m <sup>3</sup> = 9,81 n/m <sup>3</sup>
Ciśnienie <sup>2)</sup>	niuton na metr kwadratowy	n/m <sup>2</sup>	1 kG/m <sup>2</sup> = 9,81 n/m <sup>2</sup> = 9,81 · 10 <sup>-5</sup> bar
Napężenie, moduł sprężystości	niuton na metr kwadratowy	n/m <sup>2</sup>	1 kG/m <sup>2</sup> = 9,81 n/m <sup>2</sup>
Praca i energia	dżul	dż	1 kGm = 9,81 dż
Ilość ciepła	dżul	dż	1 kkal = 4187 dż
Entalpia (zawartość ciepła)	dżul na kilogram	dż/kg	1 kkal/kG = 4187 dż/kg
Pojemność ciepła właściwa, entropia właściwa	dżul na kilogram-stopień	dż/kg°K	1 kkal/kG°K = 4187 dż/kg°K
Stała gazowa	dżul na kilogram-stopień	dż/kG°K	1 kGm/kg°K = 9,81 dż/kg°K
Moc	wat	wt	1 kGm/sek = 9,81 wt 1 KM = 736 wt = 0,736 kwt
Współczynnik przewodzenia ciepła	wat na metr-stopień	wt/m°K	1 kkal/m · godz °K = 1,163 wt/m°K
Współczynnik przewodzenia i przenoszenia ciepła	wat na metr kwadratowy-stopień	wt/m <sup>2</sup> °K	1 kkal/m <sup>2</sup> · godz °K = 1,163 wt/m <sup>2</sup> °K
Lepkość dynamiczna	niuton-sekunda na metr kwadratowy	n.sek/m <sup>2</sup>	1 kG sek/m <sup>2</sup> = 9,81 n · sek/m <sup>2</sup>
Lepkość kinematyczna	metr kwadratowy na sekundę	m <sup>2</sup> /sek	
Częstość	herc	gc	
Prędkość	metr na sekundę	m/sek	
Przyspieszenie	metr na sekundę do kwadratu	m/sek <sup>2</sup>	
Prędkość kątowna	radian na sekundę	rad/sek	
Napięcie elektryczne, różnica potencjałów	wolt	w	
Opór elektryczny	om	om	

$g$  razy mniejszą od jednostki masy w układzie MKGSS, gdzie była ona pochodną jednostki siły.

Jednostka siły w nowym układzie jednostek jest pochodną jednostki masy. Nadano jej nazwę niuton (oblicza się według drugiej zasady Newtona, jako siła nadająca masie 1 kg przyspieszenie  $g = 9,807$  m/sek<sup>2</sup>).

Ze wskazanych powodów, przy przejściu na nowy układ jednostek, wyklucza się we wzorach stały współczynnik  $g$  (przyspieszenie siły ciężkości), a masowa ilość substancji, objętość właściwa (objętość jednostki masy), gęstość (masa

jednostki objętości) w układzie SI liczbowo zgodne są odpowiednio z ciężarową ilością substancji, objętością właściwą (jednostki ciężaru) i ciężarem właściwym (ciężarem jednostki objętości) w starym układzie MKGSS.

Na przykład, jeśli w układzie MKGSS ciężar substancji był równy  $G = 20$  kG<sup>1)</sup>, to masa tej substancji przedstawiała się wielkością  $M = \frac{G}{g} = \frac{20}{g}$ . Ponieważ w układzie SI jednostka masy jest  $g$  razy mniejsza, to masa  $M$  tejże ilości substancji w nowym układzie jednostek będzie wyrażona jako  $\frac{20}{g} = 20$  kg, to jest tą samą liczbą.

W układzie MKGSS prędkość dźwięku określona jest jako  $a = \sqrt{gkRT}$  ( $R$  w kGm/kG · °K), w układzie SI  $a = \sqrt{kRT}$  ( $R$  w J/kg · °K).

Ponieważ w układzie SI dla pomiaru energii mechanicznej, cieplnej i elektrycznej ustalono uniwersalną jednostkę dżul, to przy przejściu do układu SI w wzorach wypada współczynnik  $A$  — równoważnik cieplny pracy.

Dlatego też na przykład, pierwsza zasada termodynamiki  $dq = di - vdp$  w układzie SI winna być napisana  $dq = di - vdp$ .

W ten sposób, dla zmiany wzorów z układu MKGSS na układ SI można zalecić następujące proste zasady:

1. Postać wzorów wiążących między sobą wielkości bezwymiarowe, jak i wchodzące do nich współczynniki liczbowe, nie zmienia się. Na przykład, w obu układach związek między prędkością zredukowaną  $\lambda$  i liczbą  $M$  będzie wyrażony jednym i tym samym wzorem:

$$\lambda^2 = \frac{k+1}{2} \frac{M^2}{1 + \frac{k-1}{2} M^2}$$

2. Nie zmienia się postać wzorów i w tym przypadku, jeśli w nich nie występują wielkości  $g$  i  $A$ . Tu należy tylko uważać na współczynniki liczbowe, w skład których mogą wchodzić w ukrytej postaci wymienione wielkości.

Na przykład, wydatek gazu w obu układach może być wyrażony jednym i tym samym wzorem  $G = q\beta f_1 \frac{P_o^*}{\sqrt{RT_o^*}}$ ,

ale współczynnik liczbowy  $\beta = \sqrt{gk \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$  posiada

liczbę  $g$  i dlatego winien być zmieniony na

$$\beta = \sqrt{k \left(\frac{1}{k+1}\right)^{\frac{k+2}{k-1}}}$$

3. Ciężar właściwy ( $\gamma$ ) należy zastąpić gęstością ( $\rho$ ).

Na przykład, zamiast równania ciągłości  $G = \gamma fc$  w układzie SI otrzymuje się  $G = \rho fc$ .

4. We wszystkich wzorach, w których występują współczynniki  $A$  i  $g$ , należy je usunąć ( $g$  pozostaje tylko dla oznaczenia samego przyspieszenia przyciągania ziemskiego,  $g = 9,807$  m/sek<sup>2</sup>).

Na przykład, temperatura hamowania strumienia gazu  $T_o^* = T + A \frac{c^2}{2g c_p}$  w układzie SI będzie wyrażona  $T_o^* = T + \frac{c^2}{2c_p}$

5. W obliczeniach liczbowych, przy przejściu z układu jednostek MKGSS na układ SI, należy posługiwać się mnożnikami przechodnimi podanymi w 4 kolumnie tabeli.

<sup>1)</sup> kG — kilogram siła w układzie MKGSS, kg — kilogram masa w układzie SI

<sup>2)</sup> Ciśnienie można także zmierzyć w barach: 1 bar = 10<sup>5</sup> n/m<sup>2</sup>.

- Wielokrotności i części jednostek pomiaru tworzy się przez pomnożenie lub podzielenie podstawowych jednostek przez potęgę liczby 10.

Nazwy ich, zgodnie z GOST, tworzy się przez dodanie przedrostków hekto ( $10^2$ ), kilo ( $10^3$ ), mega (m)- $10^6$ , giga (g)- $10^9$ , tera (t)- $10^{12}$ , decy ( $10^{-1}$ ), centy ( $10^{-2}$ ), mili ( $10^{-3}$ ), mikro (mk)- $10^{-6}$ , nano (n)- $10^{-9}$  i piko (p)- $10^{-12}$ .

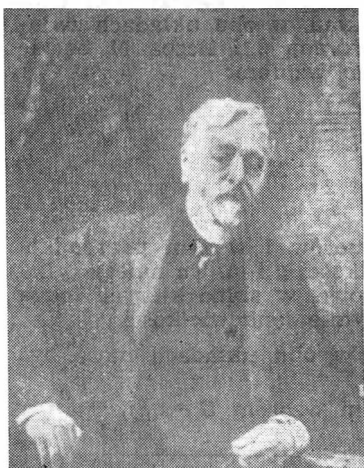
## Gustaw Eiffel

Aleksander Gustaw Eiffel został nazwany „magiem żelaza”, ale zajął też poczesne miejsce wśród twórców współczesnej aerodynamiki. Oto w krótkim ujęciu historia tej metamorfozy.

Eiffel urodził się 15.XII.1832 r. w Dijon (Côte d'Or). Mając 22 lata ukończył „Ecole Centrale des Arts et Manufactures”.

Już w 1858 r. powierzono mu budowę żelaznego mostu w Bordeaux; było to pierwsze jego dzieło w zakresie konstrukcji metalowych, które z czasem rozsiały jego nazwisko.

Przy budowie następnych mostów, jak np. łączący Nive z Bayonne i in. wprowadził własną, nową metodę włączania filarów rurowych za pomocą pras hydraulicznych.



Rys. 1. Gustaw Eiffel

W 1867 r. obliczył wiązania paraboliczne hali maszyn na wystawie paryskiej, potwierdzając w praktyce słuszość swych teorii, dotyczących współczynnika sprężystości w przęsłach o wielkich rozpiętościach, jakich przed nim nikt nie stosował. Jego też dziełem jest wprowadzenie filarów metalowych niebywalej dotąd wysokości (wiadukty Porto i Garage), przekraczającej 60 m.

We Francji, Portugalii, na Węgrzech oraz w dawnych koloniach, dziełem Eiffla było wiele wspaniałych konstrukcji metalowych, wiaduktów i mostów o charakterze monumentalnym. Ma on również w swym dorobku obliczenia wiązań metalowych wielu kościołów, hal targowych, gazowni, dworców kolejowych i in. tak we Francji, jak i poza jej granicami. M.in. wybudował imponujący gmach „Crédit Lyonnais”, piękne muzeum „Galliera”, znany dom towarowy „Bon Marché”, wielki dworzec kolejowy w Budapeszcie, kopułę obserwatorium w Nicei i wiele innych obiektów.

Wreszcie w latach 1887—89 zbudował w Paryżu na polu Marsowym wieżę wysokości 300 m, uważaną dotychczas za arcydzieło techniki w dziedzinie konstrukcji metalowych. Nosi ona jego nazwisko. Góruje nad wszystkimi obiektami Paryża, służąc za stację radiotelegrafu. Odegrała też rolę centrum doświadczalnego badań z dziedziny lotnictwa.

Eiffel był członkiem i prezesem rzeczywistym i honorowym wielu instytucji naukowych i społecznych; posiadał, obok francuskich, wysokie odznaczenia prawie wszystkich państw europejskich, jak Austro-Węgry, Portugalia, Włochy, Grecja, Rosja, Serbia i in.

W 1890 r. Eiffel kończy swoją wieloletnią karierę konstruktorsko-budowlaną w sensie praktycznym i przechodzi

do prac czysto teoretycznych, wydaje cały szereg dzieł w zakresie swej specjalności. W 1902 r. porzucił całkowicie konstrukcje metalowe i poświęcił się badaniom meteorologicznym, a po paru latach zwrócił się ku aerodynamice, z którą się już nie rozstaje aż do śmierci w 1923 r.

Z zakresu studiów meteorologicznych pozostawił 12 większych prac i 5 mniejszych.

Penetrację dziedziny lotnictwa rozpoczął badaniami za pomocą przyrządów własnego pomysłu właściwości aerodynamicznych całego szeregu ciał, opuszczając je na stalowej linie ze szczytu swej wieży. Co go skłoniło, człowieka już przeszło siedemdziesięcioletniego, do poświęcenia się zupełnie nowej dziedzinie wiedzy? Było to wszak połączone nie tylko z ogromnym wysiłkiem umysłowym, ale wymagało również długotrwałego nakładu pracy. Trzeba pamiętać, że są to lata, w których lotnictwo zaczęło stawiać pierwsze nieśmiałe kroki, opierając się na bardzo słabych podstawach naukowych. Na ogół niezbyt nawet wierzone w możliwości swobodnego poruszania się człowieka w powietrzu. Dopiero sukcesy braci Wright w USA, Santos-Dumonta i Farmana we Francji, a szczególnie przelot kanału La Manche przez Blériota w 1909 r. wzbudzą powszechny entuzjazm i gorączkowe współzawodnictwo wśród lotników, którzy w większości są jednocześnie konstruktorami. Każdy z nich robi wszystkie możliwe wysiłki, aby jego samolot latał szybciej, dłużej i wyżej. We Francji hołdowano wtedy raczej metodom empirycznym. Tutaj okazało się dobitnie, że to nie wystarcza. Rozwój lotnictwa trzeba było oprzeć na trwalszych podstawach naukowych. Jak się przedstawiały wówczas badania naukowe, które mogły mieć zastosowanie do rodzącego się lotnictwa? Oto próba odpowiedzi:

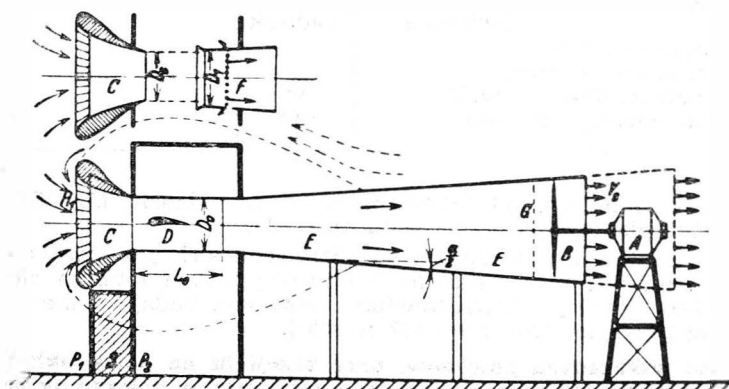
Borelli w połowie XVII w. usiłował określić mechaniczne zasady lotu ptaków.

Newton (1642—1727) pozostawił trwałe dowody usiłowań zrozumienia i oznaczenia sił, jakie powstają, kiedy ciecz lub gaz opływa jakieś ciało, w szczególnym wypadku mógł to być płat.

Daniel Bernouilli, uczoney szwajcarski, w 1738 r. sformułował znane prawo, ustalające związek między ciśnieniem płynu nielepkiego (doskonałego) na ciało, jego gęstością i jego energią kinetyczną, ujmując je w uznawane do dziś równanie:  $p + \frac{1}{2} \rho v^2 = \text{const.}$ , gdzie  $p$  oznacza ciśnienie,  $\rho$  gęstość i  $v$  prędkość.

D'Alambert w 30 lat po sformułowaniu Bernouilli'ego doszedł do paradoksalnych konkluzji, że teoretycznie w płynie doskonałym żadne siły nie działają na ciało.

Badania Sir George'a Gabriela Stokesa i Osborne'a Reynoldsa nie dotyczą bezpośrednio lotu, jednak wnieśli oni



Rys. 2. Tunel aerodynamiczny Eiffla



istotny wkład, ustalając podstawy przepływu płynów lep- kich.

Mouillard badał mechanikę lotu ptaków i wyniki przed- stawił w 1881 r. w swej pracy „L'empire de l'air-essai d'ornithologie appliquée à l'aviation”. Dochodzi on do roz- umerienia lotu szybowego: „Ten motor lekki a silny, który utrzymuje ptaka w powietrzu, to wiatr”. Uczni tej miary, co Stefan Drzewiecki i Etienne Marey, darzyli pracę Mouil- larda uznaniem. Pierwszy znajduje w niej oparcie dla swej mechanicznej teorii lotu, drugi prof. Collège de France, własną metodą chronofotografii, zastosowaną do lotu pta- ków, potwierdza dokładność spostrzeżeń Mouillarda i słusz- ność jego wywodów.

Lilienthal prowadził w latach 1886—89 badania nad opo- rem powietrza i publikuje „Der Vogelflug als Grundlage der Fliegerkunst”.

Nawet wówczas, kiedy Polak, Stefan Drzewiecki w 1891 r. w swej pracy „L'aviation de demain” ustalił pierwszy teo- retyczne podstawy lotu „aeroplanowego” i sformułował prawo samoczynnej równowagi płatowca nazywanego „pła- skolotem” oraz teorię śmigła, termin „aerodynamika” jesz- cze nie występował.

Dopiero w rok po pierwszym kontrolowanym locie braci Wright przy użyciu silnika spalinowego, niemiecki uczoney Ludwig Prandtl (1904) wprowadza zupełnie nowe poję- cie „warstwy przyściennej”, co w znacznym stopniu przyczy- niło się do późniejszych sformułowań teorii płata nośnego, czego dokonali w ciągu następnych lat, utrwalając prawa aerodynamiki, znani uczeni M. Wilhelm Kutta w Niem- czech, N. E. Żukowski w Rosji i Fryderyk W. Lanchester w Anglii.

Franca, której pierwszeństwo w osiągnięciach lotniczych w początkowych latach zagrażali bracia Wright, wysuwa się w 1909 r. na czoło także w kierunku wzmocnienia nau- kowych podstaw lotnictwa. Powstają wtedy 3 wyższe szko- ły, mające za zadanie kształcenie fachowców w tej dzie- dzinie. Prof. Painlevé, członek Akademii Francuskiej, póź- niejszy prezes rady ministrów, 15.XI.1909 r. w swym wy- kładzie inauguracyjnym w Wyższej Szkole Aeronautycznej zachęca do badań naukowych. Powiedział on m.in.: „Dziś, gdy zagadnienia oporu powietrza są ściślej określone, nale- ży w celu urzeczywistnienia nowych postępów, żądać od mechaniki teoretycznej niezbędnych dalszych wyjaśnień”.

Gustaw Eiffel, porwany ideą pełnego podboju przestwo- rzy, przechodzi z dziedziny konstrukcji metalowych, uwień- czonych „cudem techniki”, wieżą Eiffla, do aerodynamiki. I tutaj wykazuje nie tylko głęboką wiedzę, ale również niez- zwykły młodzieńczy zapał w realizacji swych zamierzeń. Dał lotnictwu nieocenione usługi, jako twórca aerodyna- miki doświadczalnej i pionier postępu w zakresie żeglugi powietrznej.

Ciekawe są np. spostrzeżenia Eiffla związane ze zmianą oporu kuli. Okazało się, że opór kuli wzrasta ze wzrostem prędkości do pewnej wartości, a następnie gwałtownie ma- leje, współczynnik oporu spada do  $\frac{2}{5}$  poprzedniej wartości lub niżej. Współczynnik oporu  $c_x$  występuje we wzorze na siłę oporu,  $(P_x = c_x \frac{\rho v^2}{2} \cdot \frac{\pi D^2}{4} (D - \phi \text{ kuli}))$ , jednakże przy- czyny powstawania zjawiska nie zostały ustalone. Dopiero Prandtl w 1914 r. wyjaśnił, że jest ono spowodowane przej- ściem warstwy przyściennej laminarnej w burzliwą przed punktem oderwania.

W 1910 r. Eiffel wręcał w druku pierwsze sprawozdanie ze swych doświadczeń pt. „Recherches experimentales sur la resistance de l'air, exécutés à la tour Eiffel”. W tym sa- mym roku pojawiła się druga jego praca, traktująca ten sam przedmiot pt. „La resistance de l'air, Examen des for- mules et des experiences”, następnie trzecia pt. „La resis- tance de l'air et l'aviation. Experiences effectuées au la- boratoire du Champ de Mars”.

W 1912 r. Eiffel uruchamia drugie laboratorium aerody- namiczne w Auteuil pod Paryżem z tunelem aerodynamicz- nym własnego typu. Tunele takie typu „Eiffel” rozpow- szechniły się w tych czasach nie tylko w Europie, ale i w USA. Na rys. widać przekrój takiego tunelu. W tune- lach tego już ulepszona kształtu kanał powietrzny skła- dał się z następujących 3 elementów:

- 1) zbieżny wlot do tunelu — C,
- 2) przestrzeń pomiarowa o stałym przekroju — D,
- 3) rozbieżny stożkowy dyfuzor — E.

Eiffel zajmował się także bilansem energetycznym i ana- lizą strat przepływów w tunelach aerodynamicznych przez siebie budowanych.

W 1919 r. ukazała się praca Eiffla pt. „Resumé des prin- cipales travaux exécutés pendant la guerre au laboratoire aérodynamique Eiffel 1915—1918”, zawierająca sprawozda- nie z jego studiów w czasie I wojny światowej, tj. jest z okresu, w którym lotnictwo poczyniło takie postępy, o ja- kich trudno było marzyć w początkach jego działalności na polu aerodynamiki.

Eiffel napisał też pracę, poświęconą teorii śmigła pt. „Etudes sur l'hélice aérienne, faites au laboratoire d'Auteuil”.

Rezultaty badań Eiffla, dotyczące profiliów skrzydeł zosta- ły przedstawione w formie specjalnych nomogramów Eiffla. Na podstawie tych wykresów można określić optymalne profile dla jedno-, dwu- i trójpłatowców, co było bardzo użyteczne dla konstruktorów. Był to jeden z praktycznych sposobów zastępowania pracochłonnych przeliczeń.

W ostatniej pracy Eiffel podaje również zastosowanie metody wykresowej do studiów nad statecznością płatowców.

E. J.

## KRONIKA

◆ Minister Obrony Narodowej marszałek M. Spychalski zdał spra- wozdanie ze stanu obrony powietrznej Kraju na posiedzeniu Sej- mowej Komisji O.N. Ponadto członkowie Komisji wzywili do obejrzenia i obejrzenia nowoczesne urządzenia obrony powietrznej Kraju. Komisja wysoko oceniła stan gotowości oraz poziom wyszkolenia Wojsk Lotniczych.

◆ Odbyło się plenarne posiedzenie Zarządu Gł. APRL, na któ- rym sekretarz generalny złożył sprawozdanie z działalności tej instytucji za okres czerwiec — wrzesień 1964 r. Wyniki szkolenia w tym okresie dodatnio charakteryzują zdobyte odznaki szybo- wcowe: 132 srebrne, 28 złotych, 7 diamentowych. 78 pilotów uzyskało warunek diamentowy za przelot docelowy 300 km, 22 za przelot 500 km. Na posiedzeniu omówiono zadania Aeroklubu PRL na lata 1966—1970, o czym T.L. poinformuje w następnej kronice.

◆ Komisja samolotowa APRL zdecydowała ogłosić konkurs na projekt samolotu akrobacyjnego, który można by w niewielkiej ilości budować w warsztatach APRL. Równocześnie postanowiono kontynuować udaną próbę przeróbki Zlina 26 na „Super Kasper Akrobata”. Uchwały te powzięto zarówno z uwagi na zaplanowane w 1966 r. mistrzostwa świata w akrobacji, jak również w trosce o szkolenie w tej dziedzinie.

◆ Komisja szybowcowa APRL omówiła przygotowania do Szy- bowcowych Mistrzostw Świata w Anglii. Zgłoszono ekipę złożoną z 17 osób (w tym 4 zawodników), USA i ZSRR zaproponowały zmiany regulaminu SMS. Powstał projekt rozgrywania mistrzostw kobiecych.

◆ APRL wprowadza postęp techniczny i nowy sprzęt. Samoloty i szybowce zostały wyposażone w radiostacje „RS.2”; w ślad za przeróbką dokonaną w Świdniku — w Krośnieńskich LZN adaptowa- no kilka samolotów „Super Kasper Akrobat”. Przechodzi się na bezresursową eksploatację szybowców.

Obecnie wprowadza się do latania zmodernizowane „Bociany” oraz partię 10 szt. „Fok. 4”. W 1965 r. Aeroklub uzyska akrobacyjne „Kobuzy”, po czym otrzyma „Kormorany” i „Zefiry 3”.

◆ Czynna w Krakowie przez okres 6 tygodni Wystawa Lotnicza zamknięta została w październiku. Dając przegląd rozwoju pol- skiego lotnictwa, Wystawa miała duże znaczenie propagandowe i stanowiła poważny wkład w obchody lotniczego XX-lecia. Zgro- madzono na niej ponad 60 eksponatów od dwupłata Farmana do TS.11. Wystawę zwiedziło 100 tys. osób.

◆ Mgr inż. R. Witkowski na łamach zeszytu 46 „Skrzydlatej Pol- ski” opsuje przebieg przygotowań do rekordowych lotów samolo- tu TS.11, zakończonych zdobyciem przez inżynierów Abłamowicza i Natkańca czterech międzynarodowych rekordów dla samolotów odrzutowych w kategorii ciężaru 1750—3000 kg. Równocześnie — jak wiadomo — pobity został rekord żony radzieckiego kosmonauty Mariny Popowicz na czeskim samolocie L.29. Artykuł, napisany przez pracownika Zakładu Badań w Locie I. L., czyta się z dużym zainteresowaniem.

◆ I znów Kronika żałobna. Zginął tragiczną śmiercią Mistrz Spor- tu, długoletni instruktor szybowcowy i samolotowy Aeroklubu Wrocławskiego Marian Gorzelak. Odszedł też od nas pionier lotnictwa, członek Klubu Seniorów Lotnictwa, popularyzator latania wśród młodzieży — pilot od 1910 r. — Henryk Segno.

◆ We wrześniu, na wiejskim cmentarzu w Grucie pod Grudzią- dzem odbyła się uroczystość odsłonięcia pomnika na grobie kpt. Laskowskiego, który zginął w walce z najeźdźcą w dn. 2.IX.1939 r. Kpt. Laskowski otrzymał rozkaz zaatakowania bronią pokładową, z lotu koszącego, pancerno-motorowej kolumny Wehrmachtu. Ta śmierć dowódcy 141 eskadry samolotów P.11 — to prawdziwy sym- bol bezbronności Polski wobec najazdu hitlerowskiego.

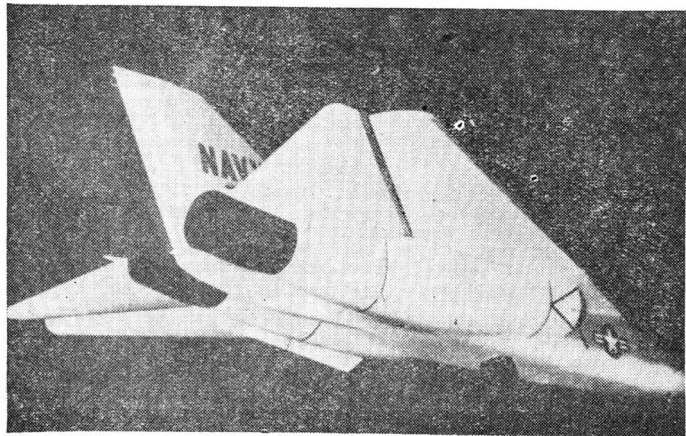
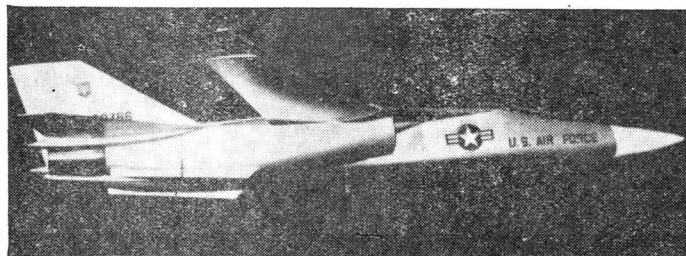
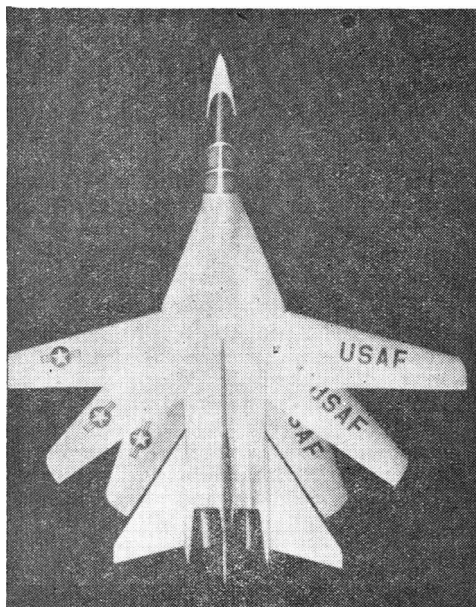
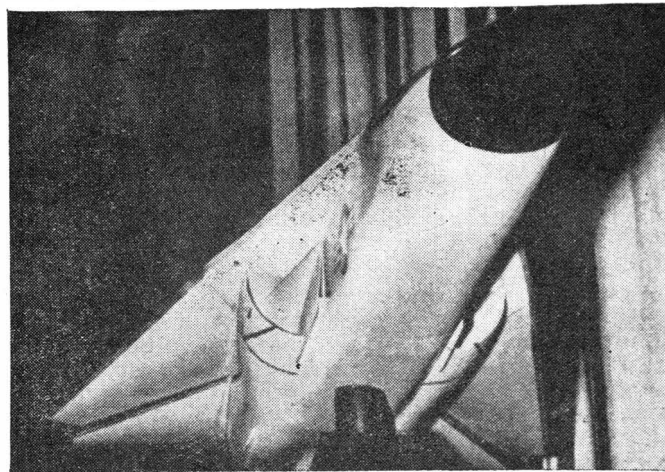
## SAMOLOT O ZMIENNEJ GEOMETRII SKRZYDŁA GENERAL DYNAMICS F-111

W jednym z poprzednich zeszytów „Techniki Lotniczej” (nr 10, 1962) opisano projekt wielocelowego samolotu taktycznego TFX, o zmiennej geometrii skrzydła, opracowany przez firmę Boeing w ramach konkursu amerykańskiego ministerstwa obrony. Udział w konkursie brała również firma General Dynamics wspólnie z firmą Grumman i ostatecznie te dwie wytwórnie otrzymały w listopadzie 1962 r. zamówienie na rozwój i produkcję samolotu tego typu. Według ostatnich informacji prototyp samolotu General Dynamics był już demonstrowany publicznie. Samolot ten nosi oznaczenie F-111 i ma być budowany w dwóch wersjach: w wersji A przeznaczonej dla lotnictwa i w wersji B przeznaczonej dla marynarki.

Podobnie jak samolot zaprojektowany przez firmę Boeing, samolot General Dynamics ma skrzydło o zmiennej geometrii, przy czym w przypadku wersji B, końce skrzydła są przedłużone w celu uzyskania lepszych własności przy małych prędkościach lotu (Firma Boeing zamierzała polepszyć własności lotne wersji B przy małych prędkościach, przez zmniejszenie ciężaru płatowca, co prowadziło do poważnego

ograniczenia prędkości maksymalnej zarówno przy ziemi, jak i na dużych wysokościach lotu). Skrzydło jest zaopatrzone w kłapy na krawędzi spływu i na krawędzi natarcia.

Jak widać na załączonych zdjęciach dyfuzory wlotowe silników tworzą wycinki koła o kącie  $90^\circ$ , ograniczone od góry powierzchnią skrzydła i z boku ścianą kadłuba. Ka-



wały wlotowe silników są nachylone w stosunku do osi kadłuba o około  $10^\circ$ . Umieszczona pod ogonową częścią kadłuba płetwa służy w przypadku wersji B równocześnie do chowania haka skracającego dobieg przy lądowaniu na lotniskowcach. Dodatkowe płetwy pod gondolami silników zwiększają stateczność boczną przy naddźwiękowych prędkościach na dużych wysokościach lotu.

Samolot jest wyposażony w dwa silniki dwuprzepływowe z dopalaniem Pratt and Whitney JTF-10A (wojskowe oznaczenie TF-30). Łopatki turbiny silników są chłodzone powietrzem systemem cyrkulacyjnym. W przeciwieństwie do projektu Boeing silniki nie są zaopatrzone w odwracacze ciągu.

Ciężar całkowity wersji A wynosi 31 500 kG, wersji B — 29 500 kG, prędkość maksymalna przy ziemi 1450 km/h, na wysokości 11 km — 2600 km/h, zasięg przy przelotach najmniej 5600 km.

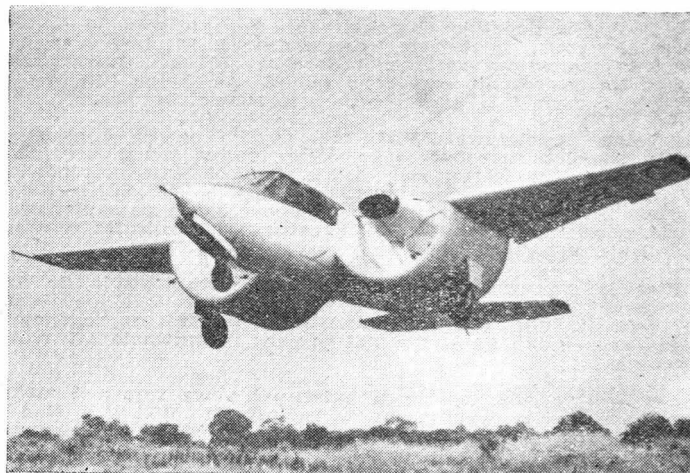
Samolot wersji A ma być początkowo budowany jako myśliwsko-bombowy oraz rozpoznawczy, rozważa się również możliwość zastosowania go do obrony powietrznej. Może startować z pasów o długości 900 m. Samolot wersji B — służący jako przechwytywacz — jest uzbrojony w sześć pocisków kierowanych „Phoenix”.

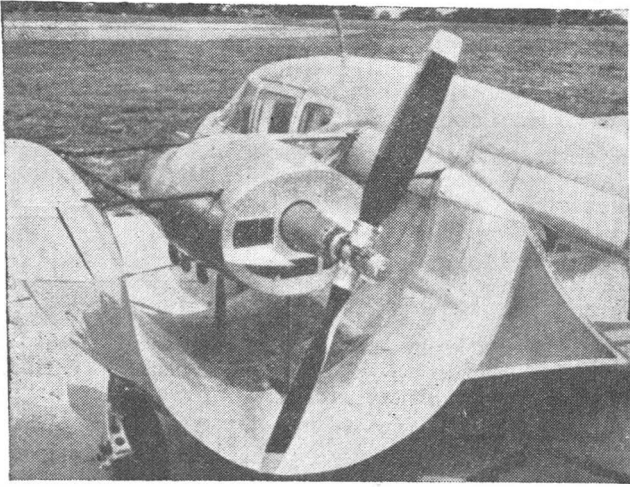
Łącznie ma być wybudowanych 1700 samolotów F-111, które licząc od roku 1968 najmniej przez dziesięć lat pozostaną na uzbrojeniu lotnictwa i marynarki.

W. K.

## SAMOLOT LATAJĄCY „WE WŁASNYM STRUMIENIU”

Zakończono niedawno próby zdatowności seryjnej wersji samolotu krótkiego startu Custer CCW-5 (firmy Custer



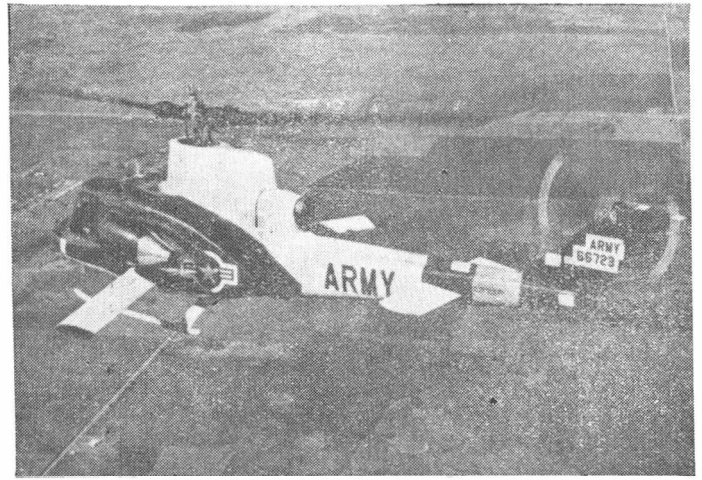


Channel Wing Corp.). Jak widać na załączonych zdjęciach, skrzydła samolotu w części przykadłubowej tworzą dwa półpierścienie, w których umieszczone są silniki napędzające pchające śmigła. Dzięki zastosowaniu „kanałowego” skrzydła możliwy jest lot samolotu „we własnym strumieniu” (prędkość strumienia w kanałowej części skrzydła wynosi w warunkach statycznych 185 km/h), co pozwala na skrócenie startu i prędkości minimalnej — długość startu ponad 15 m przeszkodą wynosi 33 m, a prędkość minimalna 13 km/h przy kącie natarcia 21°. Konstrukcja samolotu jest metalowa z wyjątkiem pokrycia półpierścieniowych części skrzydła, które jest wykonane z tworzywa sztucznego. Ciężka półpierścieniowych części skrzydła wynosi 1,83 m, wysokość 0,305 m, profil NACA 4418. Rozpiętość samolotu 12,55 m, ciężar samolotu pustego 1670 kG, ciężar całkowity 2450 kG, prędkość w locie poziomym 400 km/h. Do napędu zastosowano dwa silniki Continental IO-470-P o mocy 260 KM i przestawialne śmigła Hartzell o średnicy 2,13 m. Cenę samolotu z normalnym wyposażeniem ustalono na 65 000 dolarów. Dotychczas zostało zamówionych ponad 40 samolotów CCW-5.

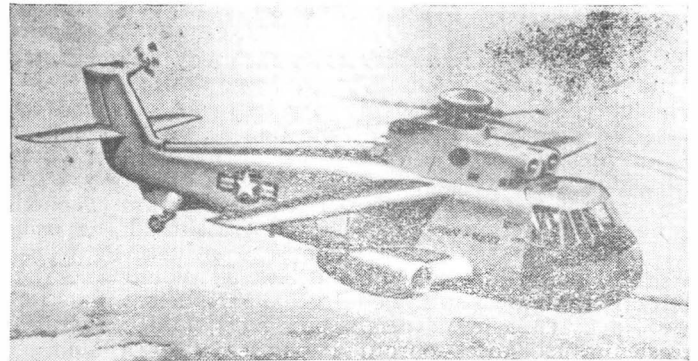
W. K.

#### PRACE BADAWCZE NAD ŚMIGŁOWCAMI O DUŻEJ PRĘDKOŚCI LOTU

W ramach programu rozwoju śmigłowców o dużej prędkości lotu dla amerykańskiej armii i marynarki przebudowano kilka śmigłowców, zaopatrując je w dodatkowe



turbinowe silniki odrzutowe i w skrzydła o małej powierzchni. Należy do nich śmigłowiec Lockheed XH-51A z dodatkowym silnikiem Pratt and Whitney J60-P-2 o ciągu 1360 kG i ze skrzydłem o rozpiętości 4,5 m (śmigłowiec ten ma rozwijać prędkość 320 km/h), Kaman UH-2 z jednym silnikiem General Electric J85 (ciąg około 1100 kG) i o prędkości ponad 400 km/h, Bell UH-1B „Iroquois” z dwoma dodatkowymi silnikami Continental J69-T-9, który osiągnął prędkość 358 km/h, i śmigłowiec Sikorsky S-61F. Ten



ostatni jest wyposażony w dwa dodatkowe silniki Pratt and Whitney J60, skrzydło o rozpiętości 9,75 m, sześciopłatowy wirnik oraz powiększony statecznik wysokości i statecznik kierunku. Skrzydło jest zaopatrzone w kłapy, spełniające równocześnie rolę lotek. Poza tym wymontowano pomocnicze boczne pływak i zastosowano chowane podwozie główne. Śmigłowiec ma rozwijać prędkości do 460 km/h. Próby w locie mają rozpocząć się na początku 1965 roku.

W. K.

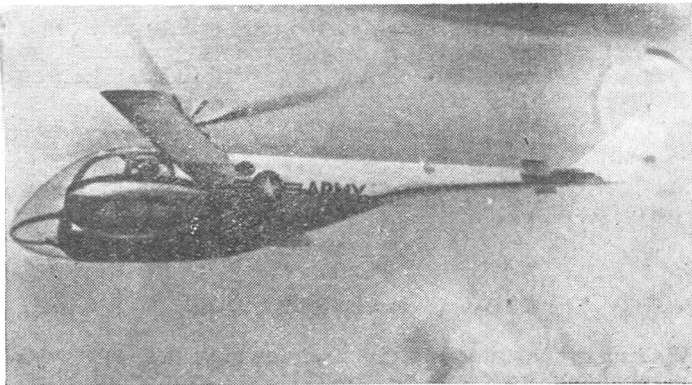
621453

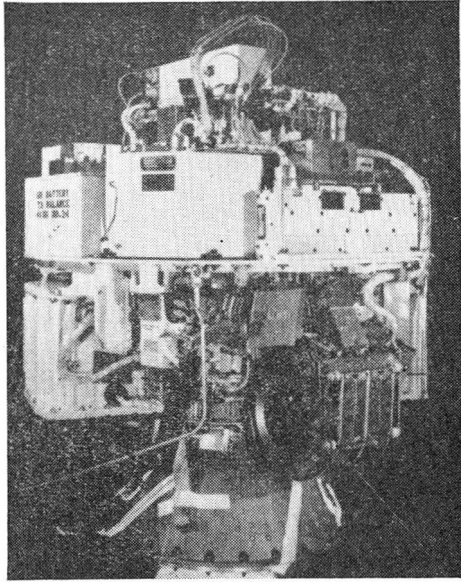
#### PIERWSZA PRÓBA W KOSMOSIE RAKIETOWYCH SILNIKÓW ELEKTRYCZNYCH

20 lipca 1964 roku przeprowadzono w Stanach Zjednoczonych w ramach programu Sert (Space Electric Rocket Test) próbę jonowych silników raketowych w warunkach kosmicznych. Celem próby było porównanie osiągnięć silników pracujących w komorach próżniowych z osiągnięciami w warunkach rzeczywistej przestrzeni kosmicznej. Zastosowano do badań zasobnik ważył 170 kG. W zasobniku tym umieszczono dwa silniki jonowe — jeden zbudowany przez Lewis Research Center i wykorzystujący jako środek napędowy parę rtęci, drugi zbudowany przez firmę Hughes i pracujący na czie. Zasobnik został wystrzelony za pomocą czterostopniowej rakiety „Scout” i osiągnął wysokość 4000 km. Cały lot trwał 50 minut. Jeden z badanych silników pracował bez zarzutu, drugi natomiast nie dawał ciągu z powodu zwarcia w sieci.

Znane są następujące szczegóły badanych silników:

Silnik Lewis — ciąg 0,0029 kG, impuls jednostkowy 4900 sek, prędkość wylotowa jonów 172 200 km/h, moc na wejściu 1400 W, moc na wyjściu 680 W, sprawność 48,5%, średnica 190,5 mm, ciężar 5,3 kG;





Silnik Hughes — ciąg 0,005 kG, impuls jednostkowy 8050 sek, prędkość wylotowa jonów 283 250 km/h, moc na wejściu 600 W, moc na wyjściu 193 W, sprawność 32,2%, średnica 102 mm, ciężar 6,0 kG.

### „SYNCOM” 3

W. K.

19 sierpnia 1964 r. z przylądka Kennedy rakieta nośna „Delta” wyniosła satelitę Syncom 3 na orbitę.

Rakieta „Thor-Delta” wyniosła satelitę na tor eliptyczny z prędkością styczną około 10,4 km/sek. w perigeum na promieniu około 6500 km. Przed osiągnięciem tej prędkości mały silniczek raketowy nadaje jej ruch obrotowy względem własnej osi. Przy wysokości około 44 000 km uruchomił się dodatkowy silniczek i prędkość wzrosła tak, że osiągnęła wartość synchroniczną około 3320 km/sek. Po wejściu na orbitę kołową ustawienie i orbita są regulowane przez silniczki rakietowe na wodę utlenioną. Błędy na torze reguluje dysza osiowa, działa ona na sygnał z ziemi. Do określenia prędkości obrotu i położenia służą słoneczne czujniki. Składają się one z podwójnych silikonowych komórek (fotokomórek) i są umieszczone za ekranami ze szczelinkami. Gdy promień słoneczny pada prosto na komórkę powstaje impuls elektryczny i sygnał telemetrowany jest na ziemię. Kontroler synchroniczności — mózg satelity — znajduje się na ziemi. Nadaje on wymagane rozpoczęcie i czas trwania pracy odpowiedniej dyszy dla uzyskania wymaganej korekty. Kontroler stanowi bęben kręcący się z tą samą prędkością co satelita, symuluje on jego ruch odbierając sygnały od czujników. Za pośrednictwem licznych kontaktów nadaje on sygnały do sterowania dysz korekcyjnych.

Kolejne fazy ustawiania na orbicie:

1. Start 12,15 czasu dla poł. Greenwich;
2. T + 2 min 33 sek. uruchomienie II° rakiety nośnej;
3. T + 7 min. 20 sek. — skręt w lewo;
4. T + 26 min 10 sek. III° zapala się na 22 sek., 147 obr/sek;
5. Pochylenie 16° — silnik oddziela się;
6. T + 6 godz. położenie 90° E nad Oceanem Indyjskim;
7. T + 11 godz. 40 min. drugie perigeum nad środkowym Pacyfikiem;
8. T + 22 godz. 50 min. trzecie perigeum;
9. T + 28 godz. 30 min. IV° zapala się na 20 sek, położenie 127° E; Satelita wchodzi na orbitę równikową — synchroniczną;
10. Następuje 10-dniowy okres dryfowania. Silniczki korygują położenie;
11. Ostateczna pozycja 176° długości geograficznej, tuż koło linii zmiany dat. 11 września 64. Syncom „stoi” na 180°, dryfuje 0,01°/dzień na wschód, ale dryfowanie zmaleje w ciągu niewielu tygodni do 0.

Na koniec — droga obrazów olimpijskich: ze stadionu obraz dociera przez Centrum Telewizyjne w Tokio do stacji naziemnej łączności satelitarnej Koshima w Japonii. Na fali 4 cm wysyłany był do „Syncoma”, stąd na fali 16,5 cm

do stacji Point Mugu w Kalifornii. Dalej za pomocą sieci linii radiowych do wszystkich stacji telewizyjnych Ameryki Północnej oraz do stacji Halifax w Kanadzie — gdzie zarejestrowany był na taśmie. Taśmę zabiera samolot i przewozi do Londynu lub Paryża i tu była odtwarzana.

Stąd obraz, przez Centrum Techniczne w Brukseli, rozchodził się na całą sieć Eurowizji. Dźwięk towarzyszący był przesyłany telefonicznie kablem oceanicznym Japonia — Hawaje — Stany Zjednoczone.

Z. Br.

### O.G.O. — NA ORBICIE

4 września z przylądka Kennedy, rakieta „Atlas-Agena” wyniosła na orbitę satelitę geofizycznego O.G.O. — Orbiting Geophysical Observatory.

Orbita satelity — perigeum 290 km, apogeum 152 000 km, czas obiegu 63 godz. Głównym zadaniem satelity jest poznanie zjawisk fizycznych, jakie powoduje słońce oddziałując na otoczenie bliskie Ziemi. Ma on robić pomiary atmosfery, magnetosfery i przestrzeni poza działaniem pola magnetycznego Ziemi, ze szczególnym uwzględnieniem warunków szkodliwych dla człowieka w kosmosie. Czas pracy przypuszczalnie jeden rok. W sumie ma przeprowadzić 20 oddzielnych badań naukowych. Między innymi badania promieni kosmicznych, radioastronomicznych, skład atmosfery, gęstość i temperaturę jonosfery, mikrometeority, pole magnetyczne — te badania dotyczą obszaru bliskiego Ziemi. W przestrzeni międzyplanetarnej ma zbadać: protony słoneczne, „wiatr słoneczny”, promieniowanie X, ultrafioletowe i mikrometeority. Ciężar około 500 kG, całkowita długość z antenami 20 m, szerokość 13 m. Wymiar korpusu około 2 m × 1 m × 1 m. System łączności jest bardziej rozwinięty — reaguje na 254 sygnały z Ziemi. Razem może dać informacje 86 milionów bitów, przy czym 64 000 bitów na sek.

Na orbicie okazało się, że zawiodły dwa z 16 drążków antenowych, które nie wysunęły się. Duże płyty z komórkami fotosłonecznymi — będące źródłem zasilania — rozłożyły się zgodnie z planem w kierunku słońca, lecz dodatkowy błąd zdarzył się w mechanizmach utrzymujących trzy anteny i pewną ilość instrumentów skierowanych w kierunku Ziemi. Praca więc satelity będzie niepełna. Dwa drążki po 7 m mocują magnetometry, cztery drążki utrzymują w odległości 1,2 m od korpusu mniej czułe przyrządy.

Na drążkach pionowych umocowane są dwa pojemniki, które kręcą się wokół osi prostopadłej do osi podłużnej korpusu i są stale ustawione w płaszczyźnie orbity. Na wystających drążkach są ustawione dysze silniczków korygujących ustawienie satelity. Układ orientujący ma 5° swobody, składa się on z czujników na promienie pozaz czerwone, kół bezwładnościowych i silniczków korygujących. Temperatura we wnętrzu dzięki sterowanym regulatorom od +4° do +35°, regulatory otwierają lub przymykają żaluzje.

Ma być wypuszczonych sześć takich satelitów na jeszcze większe orbity.

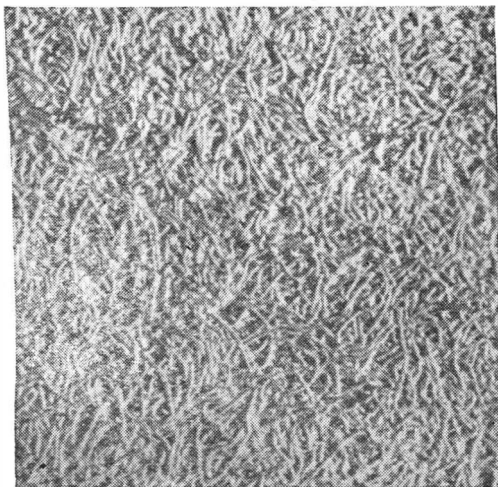
Z. Br.

### SPOIWO I LUTOWIE O STRUKTURZE WŁÓKNISTEJ

W Amerykańskim Instytucie Spawalnictwa opracowano i przebadano interesujący materiał na spoiwa i lutowia. Jego cechą charakterystyczną jest włóknista struktura. Materiał ten składa się z pręcików o długości około dwadzieścia razy większej od największej średnicy, a właściwie największego wymiaru poprzecznego. Zakres „średnic” tego materiału waha się od 0,01 do 0,1 mm. Materiał w tej formie może być otrzymywany wieloma sposobami, między innymi: skrobaniem, wiórkowaniem, cięciem drutów ciągnionych itp. W początkowej fazie przygotowania stanowi on puszystą masę o 4—5% wypełnienia objętości. Po sprasowaniu, czy przewalcowaniu, poddawany jest spiekaniu i stanowi wtedy rodzaj pilśni (patrz rys.). Wypełnienie metalem tej masy może zawierać się w granicach od 4% do prawie 100%, zależnie od stopnia przewalcowania. W tej fazie przygotowywać można prawie wszystkie metale, nawet i tak trudne do formowania, jak wolfram i molibden. Wyjątkiem tylko są bardzo kruche stopy, np. eutektyczny stop Ni-B.

Materiał o takiej strukturze grupuje w sobie wiele zalet w stosunku do materiału pełnego czy proszku. Podstawowe zalety to duża uniwersalność w produkowanych gęstościach materiałów, dobre własności mechaniczne przy minimalnej gęstości, wygodna forma dostawy — w postaci pasków i taśm — bardzo szeroki zakres możliwych proporcji różnych metali w jednym spoiwie lub proporcji metal — powietrze.

Z tych względów materiał znalazł zastosowanie do rozprzewadzenia wilgoci, filtrowania, jako podłoże samosmarujące, wygodny „mieszalnik” różnych metali i stopów itp. W odniesieniu do poszczególnych procesów łączenia wykazuje szczególnie dodatnie własności.



Przy zgrzewaniu oporowym używany jest w formie podkładek. Dzięki dużej oporności umożliwia wysoką koncentrację ciepła dając szczelne połączenia. Przy lutowaniu twardym, dzięki posiadaniu przestrzeni kapilarnych, pozwala na dokładne i równomierne rozprzewadzenie lutowia po szerokich szczelinach. Z tego samego powodu stanowi wybitnie pozytywny środek do mieszania różnych metali, ułatwia wzajemną dyfuzję i pomaga w reakcjach zachodzących w złączu. Dzięki tym własnościom poważnie można zwiększyć zakres stosowania lutowania o wzrastającej temperaturze wtórnego topienia (złącze może pracować powyżej temperatury lutowania).

Następną zaletą jest stworzenie siatki pozwalającej na utrzymywanie się lutowia przy rozgrzewaniu. Jedyną wadą jest stosunkowo wysoki koszt produkcji tego materiału. Łączy się to jednakże z brakiem opanowanych metod wyrobu. W chwili obecnej, oczywiście tam, gdzie warunki techniczne na to pozwalają, należy stosować materiał tańszy, konwencjonalny. Jednakże nowy materiał znacznie przewyższa dotychczasowy, stwarzając wiele nowych możliwości dla konstruktorów i nowe perspektywy dla konstrukcji spawanych i lutowanych, którym już nie mógłby podobać materiał w formie dotychczasowej. A. G.

## TERMOGRAFICZNE METODY DO SPECJALNYCH ZASTOSOWAŃ

Historia metody termograficznej sięga 1888 roku. Jednakże dopiero w ostatnich latach rozwój jej i udoskonalenia pozwoliły na praktyczne użytkowanie tej metody. Główne trudności to dokładne sterowanie i kontrola ilości doprowadzanego ciepła, a także dokładny pomiar temperatury. Próby prowadzone tą metodą zależą w dużym stopniu od charakterystyki przedmiotu badanego — wymiary i kształty — a także od strat ciepła odprowadzanego w otoczenie itp. Mimo tych trudności termografia znalazła zastosowanie przemysłowe. Istnieją trzy różne techniki: tzw. 1) „mrozu”, 2) „płynu reagującego na ciepło”, 3) „fosforu czułego na temperaturę”. Pierwsza metoda służy do określenia poprawności przywierania okładziny do materiału podstawowego. Polega ona na natryskaniu 14% roztworem acenaptenu w trójchloroetylenie na powierzchnię badaną. Po odparowaniu rozpuszczalnika powierzchnia badana pokrywa się „szronem” acenaptenu. Tak przygotowany przedmiot poddaje się równomiernemu nagrzaniu powierzchniowemu prądami wirowymi. Przy odpowiednich parametrach ciepło przenika do rdzenia. W przypadku braku powiązania okładziny z rdzeniem ciepło nie jest odprowadzane, a powierzchnia silnie nagrzana, aż do stopienia szronu. Gładkie plamy stopionego „szronu” wykazują miejsca wadliwego przylegania. Podobnemu celowi służy druga metoda. W tym przypadku jako środka kontrolnego używa się płynu, który zmienia swoją gęstość i napięcie powierzchniowe w przypadku wystawienia go na działanie temperatury. Istnienie „gorących miejsc” powoduje przemieszczanie się płynu i grupowanie w miejscach zimnych. Obraz wad jest tym wyraźniejszy, im występował wyższy gradient temperatury. W ten sposób odbywa się np. kontrola przylegania okładziny do wypełniaczy komórkowych. Miejsca wadliwego przylegania charakteryzują się złym odprowadzeniem ciepła, a więc silnym lokalnym wzrostem temperatur. Doprowadzony płyn kontrolny rozlewa się dookoła tych miejsc, wyznaczając wyraźnie granice wad. Nagrzewanie dokonywane jest promieniami podczerwonymi. Płyn po próbie zachowuje się w sposób trwały przez kilka dni, a jednocześnie można go usunąć.

W trzeciej metodzie wykorzystuje się fosfor czuły na temperaturę. Po nałożeniu fosforu na element badany podlega on naświetlaniu promieniami ultrafioletowymi, a różnica w przewodności objawia się różnicą jaskrawości fosforu. Jak widać we wszystkich technikach wykorzystuje się podobne zjawisko tylko za pomocą różnych środków. Zastosowanie metod termograficznych może mieć miejsce, poza przypadkami wymienionymi, również do celów stwierdzenia np. poziomu napełnienia sodem chłodzonych zaworów silników tłokowych i w wielu innych przypadkach. A. G.

*Wszystkim pracownikom technicznym,  
naukowym oraz sympatykom lotnictwa*

*ŻYCZY pomyślnego Nowego Roku*

*REDAKCJA „Techniki Lotniczej“*

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

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

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

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł

Prenumerata roczna 144.— zł

Półroczna 72.— zł

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

**Puti razwitija letatielnych apparatow.** W. F. Bołchowitinow, Oborongiz, Moskwa 1962 r., stron 132, cena 71 kop.

W książce przedstawiono historię rozwoju aparatów latających. Przeanalizowano przyczyny określające powstawanie i zanikanie poszczególnych wzorów oraz postęp i cofanie się w procesie rozwoju danej gałęzi techniki. Wskazano, jak były stosowane aparaty latające, jak wykorzystywała technika osiągnięcia nauki, jakie wymagania stawiała technice i nauce praktyka stosowania aparatów i jak w wyniku ich wzajemnego oddziaływania postępował rozwój latających aparatów. Dla stworzenia inżynierskiej analizy ustalono kryteria umożliwiające obliczenie współczynników, które są podstawą do wyprowadzenia wniosków i uogólnień. Podano równania istnienia samolotu oraz wzory, pozwalające na porównanie własności i osiągnięć samolotów. Podano również szereg tabel porównawczych samolotów, które wykonały pierwsze loty, jak i z następnymi okresami ich rozwoju, tabele porównawcze pierwszych i następnymi silników, produkcyjne wskaźniki pierwszych i późniejszych zakładów lotniczych, porównawczą tabelę względnej wytrzymałości różnych materiałów oraz wykresne zestawienia porównawcze ciężarów, innych własności i osiągnięć rozpatrywanych samolotów. W ostatnim rozdziale przedstawiono rozwój latających aparatów balistycznych. Treść uzupełniono licznymi fotografiami i rysunkami. Książka przeznaczona jest dla inżynierów zajmujących się projektowaniem, produkcją i eksploatacją latających aparatów.

L. S.

**Obledienienje samolotow na ziemle i sposoby borby s nim.** A. G. Datnow, Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Oborony SSSR, Moskwa 1962 r., stron 52, cena 8 kop.

W popularnej broszurze dano krótki przegląd materiałów opublikowanych w krajowej i zagranicznej literaturze, omawiających zagadnienie naziemnego oblodzenia samolotów i doświadczeń walki z nim. Zestawiono różne sposoby chronienia samolotów przed oblodzeniem, które przeszły doświadczalne sprawdzenie oraz usuwanie z ich powierzchni powstającego lodu. Rozpatrzono zagadnienia przyklejania się lodu do powierzchni ciał twardych, wpływ naziemnego oblodzenia na aerodynamiczne i lotne charakterystyki samolotów, sposoby usuwania lodu z powierzchni samolotu na ziemi, oparte na promieniowaniu ciepła, na stosowaniu cieczy z niską temperaturą zamarzania — rozpuszczającej wodę, sposoby oparte na tworzeniu roztworów eutektycznych oraz sposoby oparte na równoczesnym zastosowaniu nośnika ciepła i obniżenia temperatury zamarzania wody. Treść uzupełniono tabelami i wykresami. Broszura przeznaczona jest dla załóg latających oraz pracowników inżynieryjno-technicznych eksploatacji samolotów w jednostkach wojskowych i cywilnych.

L. S.

**Fizjologiczieskije faktory czielowiewka, opriedielajuszczije komponowku posta uprawlenija maszynoj.** O. A. Sidorow, Oborongiz, Moskwa 1962 rok, stron 364, cena 1 rb 27 kop.

Książka wprowadza czytelnika w krąg zagadnień racjonalnego projektowania stanowiska sterowania daną maszyną, z uwzględnieniem higieny pracy oraz fizjologicznych i psychologicznych możliwości człowieka. W związku z tym podano w początkowych rozdziałach krótkie wiadomości o budowie ciała człowieka, jego proporcjach, wymiarach, ruchach części, prędkości ruchów, sile, ciężarze oraz narządach wzroku, słuchu, mowy, czułości skóry, oddychania i wymiany krwi. W dalszym rozdziale omówiono projektowanie wyposażenia kontroli, sygnalizacji i sterowania maszynami. Opisano wskaźniki wzrokowe, świetlne i przedmiotowe, wyposażenie sygnalizacji dźwiękowej nadawczej i odbiorczej, mechanizmy sterowania ręcznego i nożnego z uwzględnieniem jego typów i skuteczności. Przedstawiono również zasady projektowania stanowisk sterujących, wymagania stawiane takim stanowiskom, zasady rozmieszczenia przyrządów i mechanizmów sterujących, wzajemny związek między sterującymi i mechanizmami, rozmieszczenie i wymiary stanowiska sterowania wraz z omówieniem stref rozmieszczenia wyposażenia. Dano również typowe przykłady stanowisk sterujących przy obrabiarce, na statku, w samochodzie, na podnośniku motorowym, na ciągniku siodłowym, w czołgu, na traktorze kołowym, na koparce mechanicznej, na dźwigu budowlanym, w samolocie, w śmigłowcu oraz na stanowisku radiolokacyjnym. Rozpatrzono też zagadnienia zapewnienia warunków życiowych na stanowiskach sterowania z uwzględnieniem warunków atmosferycznych, składu powietrza, zmiany ciśnienia, wilgotności i temperatury powietrza, wpływu zmiany przyspieszeń, wpływu hałasu i drgań, zasad oświetlenia, kolorów otoczenia, oraz wpływu promieniowania radioaktywnego.

Książka zawiera materiały robocze, które mogą wykorzystać

konstruktorzy projektujący maszyny oraz urządzenia i środki transportu. Z książki korzystać mogą również studenci wyższych szkół technicznych.

L. S.

**Biezopasnost polotow,** I. G. Rabkin, Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Oborony SSSR, Moskwa, 1962 r., stron 136, cena 37 kop.

W książce rozpatrzono niebezpieczne stany lotu, przyczyny i skutki najczęściej zdarzających się błędów w technice pilotowania przy podejściu do lądowania. Przedstawiono zasady działania pilota, niezbędne dla zapewnienia bezpieczeństwa lotu w złożonych warunkach meteorologicznych oraz błędy załogi powodujące powstanie awaryjnych sytuacji w locie, jak też wskazówki dla uniknięcia takich błędów. Z zakresu niebezpiecznych stanów lotu rozpatrzono loty przy granicznie dużych prędkościach, przy granicznie małych prędkościach oraz przy lądowaniu. Omówiono też czynności pilota w przypadku przerwania pracy urządzeń samolotu, jak urządzeń sterujących, silnika czy wyposażenia wysokościowego oraz w wypadku pożaru w powietrzu, jak i zasad przymusowego lądowania i przymusowego opuszczania samolotu. Przedstawiono też niektóre zagadnienia organizacji i zabezpieczenia lotów, jak i zabezpieczenia pewnej pracy urządzeń samolotu. Specjalną uwagę zwrócono na kontrolę i kierowanie ruchem samolotów w powietrzu oraz przygotowaniu załogi do lotów. Książka przeznaczona jest dla załóg latających oraz pracowników inżynieryjno-technicznych wszystkich rodzajów lotnictwa oraz słuchaczy szkół technicznych.

L. S.

**Atmosfiernaja turbulentnost, wyzywajuszczaja bołtanku samolotow,** red. N. Z. Pinus, Gidromietieorologiczieskoje Izdatielstwo, Moskwa, 1962 r., stron 168, cena 70 kop.

Jest to jedna z prac wydanych przez Centralne Obserwatorium Aerologiczne. Treść książki podzielona została na dwie części, z których pierwsza omawia zjawisko turbulencji atmosferycznej oddziałującej na stateczność lotu samolotów. W poszczególnych rozdziałach tej części przedstawiono niektóre zagadnienia z teorii turbulencji swobodnej atmosfery, turbulencję w obszarach inwersji, tropopauzy i rozdziałów frontowych, turbulencję wywołującą kołysanie samolotów wraz z wyznaczeniem pionowych prędkości porywów wiatru, zjawisko turbulencji w przepływach strumieniowych oraz w obszarze tropopauzy i około poziomu maksymalnego wiatru. Opisano też fizyczne meteorologiczne własności chmur kłębiasto deszczowych, oraz pionowe ruchy i turbulencję w takich chmurach. W drugiej części książki rozpatrzono fizyczne podstawy pomiaru siły nośnej skrzydła w strumieniu turbulentnym z drobnowymiarowymi zmianami oraz model turbulencji atmosferycznej, powodującej kołysanie samolotów. Omówiono też kryteria przejścia atmosferycznego przepływu laminarnego w turbulencyjny. Książka przeznaczona jest dla specjalistów meteorologii, aerodynamiki oraz dyspozytorów organizujących loty samolotów.

L. S.

**Aerosinopticzieskije usłowia bołtanki samolotow w wierchnich siołkach troposfieri i niżniej stratosfieri,** J. G. Pozielko, Gidromietieorologiczieskoje Izdatielstwo, Moskwa, 1962 r., stron 96, cena 34 kop.

Jest to publikacja z serii wydawanej przez Centralny Instytut Prognoz. Rozpatrzono zasady statystycznego opracowania materiałów pomiarowych i uzyskiwane tą metodą wyniki, termodynamiczne warunki kołysania samolotów, aerosynoptyczne warunki turbulencji, powodującej kołysanie samolotów w górnych warstwach troposfery i dolnych warstwach stratosfery, zasady analizy danych ze statystycznego opracowania pomiarów, kołysanie samolotów przy bocznych i poziomych ruchach wiatru względem kierunku przepływu oraz kołysanie samolotów w strefie chmur burzowych. Przedstawiono też typowe przypadki kołysania i osobliwości powstawania ich w strefie tropopauzy i dolnej stratosfery, jak i niektóre wyniki doświadczalnych lotów dla pomiarów turbulencji w przepływach. Dano też krytyczną analizę stosowania kryterium Richardsona dla zbadania prognozy i turbulencji i wskazano na słuszność stosowania tego kryterium z uwzględnieniem jego zmiany z wysokością. Treść uzupełniono schematycznymi rysunkami, tabelami, wykresami i licznymi przykładowymi mapami synoptycznymi. Książka przeznaczona jest dla synoptyków i personelu latającego,

L. S.

Tabela 19. Własności technologiczne i główne zastosowanie stopów aluminium do przeróbki plastycznej

Lp.	Cecha stopu	Własności technologiczne					Główne zastosowanie
		Podatność do przer. plastycz.	Sposób utwardz. 1)	Odporn. na korozję 1)	Spawalność	Inne	
1	PA1	Bardzo dobra	Przeróbką plast. na zimno	Dobra	Dobrze spawalny		Urządzenia przemysłu chemicznego i spożywczego. Spawane zbiorniki dla cieczy i gazów. Rurociągi.
2	PA2	Bardzo dobra	Przeróbką plast. na zimno	Bardzo dobra	Dobrze spawalny	Bardzo dobrze polerujący się	Średnio obciążone elementy konstrukcji lotniczych okrętowych i pojazdów mechanicznych. Urządzenia przemysłu chemicznego i spożywczego. Elem. konstrukcji budowlanych.
3	PA3	Dostateczna	Przeróbką plast. na zimno	Odporna na dział. wody morskiej	Spawalny		Średnio obciążone elementy konstrukcji okrętowych. Urząd. przemysłu chemicznego i transportowego.
4	PA4	Bardzo dobra	Obróbką cieplną	Dobra w st. P+SN; mała w st. P+ST.	Spawalny	Bardzo dobrze polerujący się	Średnio obciążone elementy konstrukcji lotniczych, pojazdów mechanicznych, meble, ozdoby, części głęboko tłoczone, odkuwki matrycowe o złożonych kształtach.
5	PA5	—	—	—	—	Przewodność wł. 30m/Ω·mm <sup>2</sup>	Przewody elektroenergetyczne.
6	PA6	Dobra	Obróbką cieplną (P+SN)	Średnia w st. P+SN; mała w st. wyjarz.			Obciążone elementy konstrukcji lotniczych, pojazdów mechanicznych, środków transportu, maszyn. Elementy konstrukcji budowlanych.
7	PA7 PA8	Dostateczna	Obróbką cieplną (P+SN)	Średnia w st. P+SN; mała w st. wyjarz.			Silnie obciążone elementy konstrukcji lotniczych, pojazdów, środków transportu, maszyn. Elementy konstrukcji budowlanych.
8	PA9	Dostateczna	Obróbką cieplną (P+ST)	Dobra		Nieco obniż. odpor. na korozję napręż.	Bardzo silnie obciążone elementy konstrukcji lotniczych, środków transportu, maszyn.
9	PA10	Dobra	Obróbką cieplną	Dobra w st. P+SN; bardzo mała w st. wyjarzonym			Średnio obciążone elementy konstrukcji lotniczych, pojazdów mech, części głęboko tłoczone, odkuwki matrycowe o złożonych kształtach.
10	PA11	Bardzo dobra	Przeróbką plast. na zimno	Bardzo dobra, szczególnie w wody morskiej	Spawalny	Dużo wytrzymał. na zmęcz. B. dobrze poleruje się	Budownictwo okrętowe, średnio obciążone elementy konstrukcji lotniczych. Urządzenia przemysłu chemicznego i spożywczego.
11	PA20	Dobra	Przeróbką plast. na zimno				Druły na nitły do konstrukcji lotniczych. Stosowany do stopów magnezowych.
12	PA21 PA22 PA23 PA24 PA25	Dobra	Obróbką cieplną (P+SN)				Druły na nitły do konstrukcji lotniczych.
13	PA26 PA27	Dobra					Do spawania aluminium gatunku A00 i A0 i stopu aluminium AlMg.
14	PA28 PA29 PA30	Dobra	Obróbką cieplną (P+SN; P+ST)				Do konstrukcji lotniczych. Do kucia swobodnego i w matrycach. Na elementy pracujące w temperaturze 200-300°C.
15	PA31 PA32	Dobra	Obróbką cieplną (P+SN; P+ST)				Do konstrukcji lotniczych.
16	PA33	Dobra	Obróbką cieplną (P+SN; P+ST)				Do konstrukcji lotniczych. Silnie obciążone odkuwki matrycowe.

1) P- przesyłanie, SN- starzenie naturalne, ST- starzenie sztuczne

Tabela 20. Własności fizyczne, postać i obróbka cieplna niektórych radzieckich stopów aluminium do przeróbki plastycznej

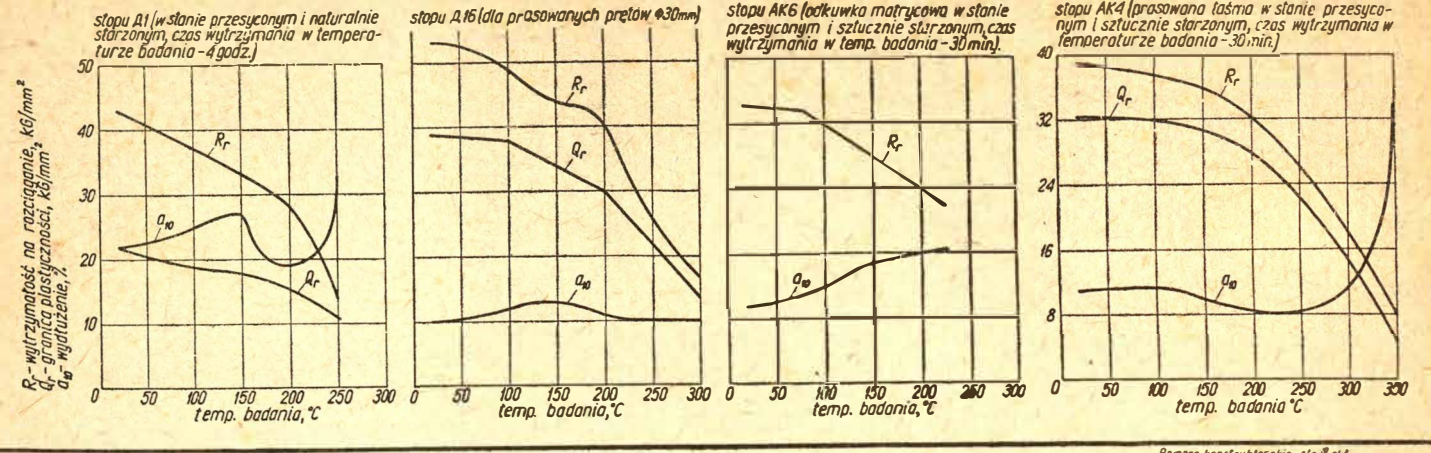
Lp.	Cecha stopu	Własności fizyczne								Postać	Warunki typowej obróbki cieplnej		
		Ciepłota właściwa 6/cm <sup>3</sup>	Przewodn. cieplne kal/cm·sek·°C w temp.				Współcz. rozszerzalności liniowej α·10 <sup>6</sup> w zakresach temperatur						
			25°C	100°C	200°C	300°C	400°C	20-100°C	20-200°C	20-300°C	20-400°C		
1	Д1	2,8	0,29					22	24			Pręty, bl. platerow. rury, odkuwki i wytłoczki; drut na nitły (Д1П)	1) wyjarzanie w temp. 350-370°C i chłodzenie na powietrzu; 2) przesyłanie w temp. 490-510°C, chłodzenie w wodzie + naturalne starzenie (4 doby)
2	Д16	2,8	0,29					22				Pręty, blachy platerowane, rury; drut na nitły (Д16П)	1) wyjarzanie w temp. 350-370°C, chłodz. na powietrzu; 2) przesyłanie w temp. 495-505°C, chłodzenie w wodzie + naturalne starzenie (4 doby); bl. utwardz.-starz. sztuczne w temp. 125-135°C (2 godz.)
3	AK4	2,8	0,35	0,36	0,38	0,40	0,41	22	23,1	24	24,8	Pręty, odkuwki, wytłoczki	Przesyłanie w temp. 515-520°C + sztuczne starzenie w temp. 165-175°C (16 godz.)
4	AK4-1	2,8	0,34	0,35	0,36	0,38	0,39	22	23,1	24	24,8	Pręty, odkuwki, wytłoczki	Przesyłanie w temp. 525-535°C + sztuczne starzenie w temp. 180-190°C (10 godz.)
5	AK6	2,75	0,42			0,45						Pręty, odkuwki, wytłoczki	Przesyłanie w temp. 500-515°C, chłodz. w wodzie + sztuczne starz. w temp. 150-165°C (6-15 godz.)

Tabela 21. Własności mech. i technolog. oraz zastosowanie niektórych radzieckich stopów aluminium do przer. plastycznej

Lp.	Cecha stopu	Postać	Własności mechaniczne						Własności technologiczne	Zastosowanie	
			Obróbka cieplna 1)	E kg/mm <sup>2</sup>	R <sub>p0,2</sub> kg/mm <sup>2</sup>	R <sub>r</sub> kg/mm <sup>2</sup>	σ %	ε %			HB kg/mm <sup>2</sup>
1	Д1	Pręty, rury	W	7100	11	21	18	—	45	Plastyczność na gorąco zadawalająca, na zimno-średnio. Skrawalność w stanie przesył. - zadawalająca, w stanie wyjarzonym-obniżona. Zgrzewalny punktowo i spawalny gazowo	Części silników pracujących w temp. otocz. i nie stykających się z wodą morską, wirniki, dziwnie, rury, nitły itp.
			P+SN	7100	24	42	15	30	113		
2	Д16	Blachy platerow.	W	7100	10	18	18	—	42	Najwyższa plastyczność w zakresie temperatur 350-450°C; skrawalność w stanie przesyłonymi zadawalająca, w stanie wyjarzonym-obniżona; zgrzewalny punktowo.	Części silników pracujących w temp. otoczenia i podwyższonych, ale nie stykających się stale z morską wodą; nitły, cz. tłoczone z blachy.
			P+SN	7100	28	42	18	30	105		
		Pręty, rury	W	7100	11	21	18	35	42		
			P+SN	7100	30	46	17	30	105		
3	AK4	Odkuwki	P+ST			≥36	α <sub>z</sub> ≥3		≥100	Plastyczność na gorąco zadawalająca, skrawalność dostateczna; dobra zgrzewalność, zła spawalność.	Tłoki szybkobieżnych silników, pierścienie i topaki, sprężarki, części pracujące w podwyższonych temperaturach.
		Pręty	P+ST	7100	27	44	10		120		
4	AK4-1	Odkuwki	P+ST			≥38	α <sub>z</sub> ≥4		109-148	Wysoka plastyczność na gorąco, dobra skrawalność, dobra zgrzewalność, zła spawalność	Kute i tłoczone części o złożonym kształcie.
		Pręty	P+ST	7100	—	44	12		120		
5	AK6	Odkuwki	P+ST			≥34	α <sub>z</sub> ≥4				
		Pręty	P+ST	7100	30	42	13		105		

1) W- wyjarzanie, P- przesyłanie, SN- starzenie naturalne, ST- starzenie sztuczne.

Właściwości mechaniczne w podwyższonych temperaturach:



Pomocę konstruktorskie str. 11 okł.

Tabela 24. Właściwości mechaniczne amerykańskich stopów aluminium do przeróbki plastycznej.

Lp.	Oznaczenie stopu	Stan 1)	R <sub>p</sub> kg/mm <sup>2</sup>	Q <sub>r</sub> kg/mm <sup>2</sup>	a <sub>0</sub> %	HB kg/mm <sup>2</sup>	Wytrzymałość na ścinanie R <sub>t</sub> kg/mm <sup>2</sup>	E kg/mm <sup>2</sup>	Lp.	Oznaczenie stopu	Stan 1)	R <sub>p</sub> kg/mm <sup>2</sup>	Q <sub>r</sub> kg/mm <sup>2</sup>	a <sub>0</sub> %	HB kg/mm <sup>2</sup>	Wytrzymałość na ścinanie R <sub>t</sub> kg/mm <sup>2</sup>	E kg/mm <sup>2</sup>
1	2011	OC	38,6-41,5	30,2-31,6	12-15	95-100	22,5-24,6	7170	17	5052	M	19,7	9,1	30	47	12,6	7170
2	2014	M	19,0	9,8	18	45	12,6	7450	18	5056	T	23,2-29,5	19,7-26,0	8-18	60-77	14,0-16,9	7170
3	2014 platerow.	OC	43,6-49,2	29,5-42,2	13-20	105-135	26,7-29,5	7450	19	5086	M	29,5	15,5	35	65	18,3	7240
4	2017	M	17,6	7,0			12,6	7380	20	5154	T	42,2-44,3	35,2-41,5	10-15	100-105	22,5-23,9	7240
5	2018	OC	44,3-47,8	28,1-42,2			26,0-28,8	7380	21	5357	M	26,7	12,0			16,2	7240
6	2024	M	18,3	7,0	22	45	12,8	7380	22	6061	T	27,4-33,0	13,4-26,0			19,0	7240
7	2024 platerow.	OC	43,6	28,1	22	105	26,7	7380	23	6061	M	24,6	12,0		58	15,5	7170
8	2117	OC	42,9	32,3	12	120	27,4	7600	24	6062	T	24,6-33,7	12,0-27,4		63-80	15,5-19,7	7170
9	2218	M	19,0	7,7	22	47	12,6	7450	25	6063	M	13,4	4,9		32	8,4	7000
10	3003	OC	49,2-50,6	35,2-40,0	19	120-130	28,8-29,5	7450	26	6066	T	15,5-22,5	13,4-21,1		40-55	9,1-12,6	7000
11	3003 platerow.	M	18,3	7,7			12,6	7450	27	7001	M	12,6	5,6	30	30	8,4	7000
12	3004	OC	45,0-49,2	29,5-46,4			28,1-29,5	7450	28	7075	OC	24,6-31,6	14,8-28,1	17-25	65-95	16,9-21,1	7000
13	3004 platerow.	M	30,2	16,9	27	70	19,7	7240	29	7075 platerow.	M	12,0	4,9			7,7	7000
14	3003	T	33,7	26,0	11	95	21,1	7600			OC	23,2-29,5	13,4-26,0		15,5-19,0	7000	
15	3003 platerow.	M	11,2	4,2	40	28	7,7	7000			M	12,6	5,6	30	30	8,4	7000
16	3004	T	13,4-20,4	12,7-19,0	10-20	35-55	8,4-11,2	7000			OC	24,6-31,6	14,8-28,1	17-25	65-95	16,9-21,1	7000
17	3004 platerow.	M	11,2	4,2	40	28	7,7	7000			M	9,1	4,9		25	7,0	7000
18	3004	T	13,4-20,4	12,7-19,0	10-20	35-55	8,4-11,2	7000			OC	15,5-29,5	9,1-27,4		42-95	9,8-19,0	7000
19	3004 platerow.	M	18,3	7,0	25	45	11,2	7000			M	15,5	8,4	18	43		7000
20	3004	T	21,8-28,8	17,6-25,3	6-17	52-77	12,0-14,8	7000			OC	36,5-40,1	21,1-36,5	12-18	90-120		7000
21	3004 platerow.	M	18,3	7,0	25		11,2	7000			M	26,0	15,5	14	60		
22	3004	T	21,8-28,8	17,6-25,3	6-17		12,0-14,8	7000			OC	68,9	64,0	9	160		
23	5005	M	12,7	4,2		28	7,7	7000			M	23,2	10,5	16	60	15,5	7300
24	5005	T	14,0-20,4	12,0-19,7		36-51	9,9-11,2	7000			OC	58,4	51,3	11	150	33,7	7300
25	5050	M	14,8	5,6		36	10,5	7000			M	22,5	9,8			15,5	7300
26	5050	T	17,6-22,5	14,8-20,4		46-63	12,0-14,0	7000			OC	53,4	47,1			32,3	7300
27	5050 platerow.	M	14,8	5,6			10,5	7000			M	22,5	9,8			15,5	7300
28	5050 platerow.	T	17,6-22,5	14,8-20,4			12,0-14,0	7000			OC	53,4	47,1			32,3	7300

1) - OC - obrabiany cieplnie; M - wyczerzony (miękki); T - utwardzony.

Tabela 25. Właściwości mechaniczne w temperaturach podwyższonych amerykańskich stopów aluminium do przeróbki plastycznej.

Lp.	Oznaczenie stopu	Stan 1)	Własn. mech. R <sub>p</sub> -kg/mm <sup>2</sup> Q <sub>r</sub> -kg/mm <sup>2</sup> ; a <sub>0</sub> -%	Temperatura badania							Lp.	Oznaczenie stopu	Stan 1)	Własn. mech. R <sub>p</sub> -kg/mm <sup>2</sup> Q <sub>r</sub> -kg/mm <sup>2</sup> ; a <sub>0</sub> -%	Temperatura badania						
				24°C	150°C	205°C	260°C	315°C	370°C	24°C					150°C	205°C	260°C	315°C	370°C		
1	2014	OC	R <sub>p</sub>	49,2	33,0	12,6	7,7	4,6	3,2	8	3003	T	R <sub>p</sub>	15,1-20,4	12,3-15,8	9,8-11,6	7,0	3,5-2,8	2,1		
			Q <sub>r</sub>	42,2	28,1	8,4	6,0	3,5	2,5				Q <sub>r</sub>	13,4-18,3	8,8-10,2	5,6-4,6	2,8	1,8	1,4		
			a <sub>0</sub>	13	15	35	45	65	70				a <sub>0</sub>	10-16	12-17	15-22	2,5	40-55	60		
2	2017	OC	R <sub>p</sub>	43,6	28,1	15,5	8,4	4,6	3,2	9	4032	OC	R <sub>p</sub>	38,7	26,7	11,2	6,0	4,2	2,5		
			Q <sub>r</sub>	28,1	21,1	12,0	6,7	3,5	2,5				Q <sub>r</sub>	32,3	23,2	7,7	4,6	2,5	1,4		
			a <sub>0</sub>	22	16	28	45	95	100				a <sub>0</sub>	9	9	30	40	50	80		
3	2018	OC	R <sub>p</sub>	43,6	33,7	14,8	7,7	4,2	2,8	10	5052	M	R <sub>p</sub>	19,0	14,1	10,5	7,7	5,3	3,5		
			Q <sub>r</sub>	33,7	30,9	12,0	4,9	2,8	1,8				Q <sub>r</sub>	8,4	7,0	6,3	4,9	3,2	1,8		
			a <sub>0</sub>	12	13	25	40	60	85				a <sub>0</sub>	30	55	65	100	105	120		
4	2024	OC	R <sub>p</sub>	47,8	30,2	18,3	9,8	4,9	3,5	11	5052	T	R <sub>p</sub>	27,4	22,5	16,9	8,4	5,6	3,5		
			Q <sub>r</sub>	33,7	26,0	15,5	7,0	3,5	2,5				Q <sub>r</sub>	23,9	19,0	7,7	5,6	3,2	1,8		
			a <sub>0</sub>	19	17	22	45	75	100				a <sub>0</sub>	10	16	35	80	100	120		
5	2025	OC	R <sub>p</sub>	40,8	25,3	13,4	6,3	3,5	2,8	12	6061	OC	R <sub>p</sub>	31,6	22,5	13,4	4,9	2,8	2,1		
			Q <sub>r</sub>	26,0	20,4	9,8	4,6	3,2	2,1				Q <sub>r</sub>	28,1	21,1	11,2	3,5	1,8	1,4		
			a <sub>0</sub>	19	18	35	50	70	80				a <sub>0</sub>	17	18	25	65	90	105		
6	2117	OC	R <sub>p</sub>	30,2	21,1	11,2	5,3	3,2	2,1	13	6151	OC	R <sub>p</sub>	33,8	14,8	5,3	4,2	3,2	2,8		
			Q <sub>r</sub>	16,9	12,0	8,4	3,9	2,5	1,4				Q <sub>r</sub>	30,2	12,7	4,2	3,5	2,8	2,5		
			a <sub>0</sub>	27	20	35	55	80	110				a <sub>0</sub>	17	25	58	59	60	65		
7	3003	M	R <sub>p</sub>	11,2	7,7	6,0	4,2	2,8	2,1	14	7075	OC	R <sub>p</sub>	57,7	17,6	9,8	7,7	6,0	4,6		
			Q <sub>r</sub>	4,2	3,5	3,2	2,5	1,8	1,4				Q <sub>r</sub>	50,6	14,8	8,4	6,0	4,6	3,2		
			a <sub>0</sub>	40	47	59	60	60	60				a <sub>0</sub>	11	30	60	65	80	65		

1) - obrabiany cieplnie; M - wyczerzony (miękki); T - utwardzony.