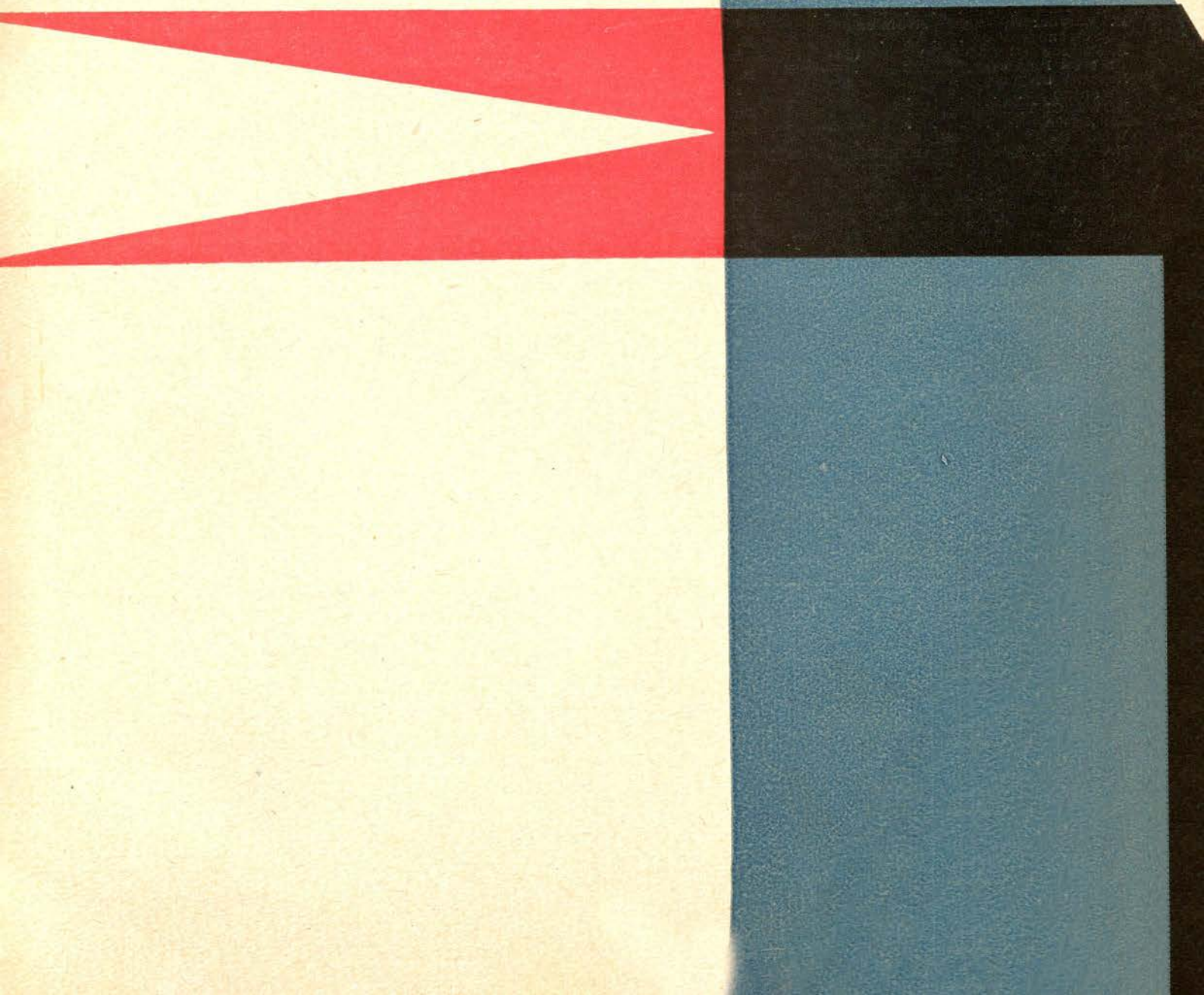


technika
lotnicza
i astronautyczna

1967

2



POMOCE INŻYNIERA PRÓB W LOCIE
Nomogram Krzywej Dnia

(ciąg dalszy)

oprac. mgr inż. JANUSZ PERLIŃSKI

Dla ułatwienia wykreślenia Krzywej Dnia w zakresie wysokości przekraczającej $\Delta h = 2500$ m załączono na oddzielnym arkuszu zbiorczy nomogram obejmujący cały zakres wysokości, oczywiście wykonany w odpowiednio zmniejszonej skali.

Krzywą Dnia wykreśla się tak, jak to pokazano na rysunku objaśniającym — zaznaczono tam linią przerywaną $a \rightarrow b \rightarrow c$ sposób wyznaczenia jednego z punktów Krzywej Dnia, punktu c. Jak widać

z tego rysunku, danymi wyjściowymi są tu: wysokość barometryczna $h = a$ oraz temperatura na tej wysokości $t = d$. Wartości obydwu tych parametrów uzyskuje się na drodze sondażu atmosfery w interesującym zakresie wysokości, bądź to za pomocą specjalnie wysłanego statku powietrznego, bądź też statku, który podlega próbom lub wykonuje inne pomiary.

Sposób korzystania z nomogramu — w przypadku poszukiwania gęstości

względnej powietrza w warunkach niestandardowych stanu powietrza — przedstawiono schematycznie również na rysunku objaśniającym.

Ścieżka zaznaczona linią osiową $A \rightarrow B \rightarrow C \rightarrow D$ pozwala, przy znajomości wysokości barometrycznej $h = A$ oraz przebiegu Krzywej Dnia, wyznaczyć poszukiwaną wielkość $\sigma = D$ lub $\sigma = D'$. Oczywiście dla innej kombinacji parametrów danych i poszukiwanych metoda wyznaczania tych ostatnich oparta jest na tej samej zasadzie.

TREŚĆ ZESZYTU

	Str.
L. Wolski: Doświadczalne wyznaczanie erozywności stałych materiałów pędnych	1
A. Jankowski: Spalanie w silnikach rakietowych na paliwo stałe	5
R. Witkowski: Maksymalna prędkość śmigłowca i możliwości jej podwyższenia	10
H. Zatyka: Spawanie strumieniem elektronów	14
B. Staszewski: Po III Kongresie Lotnictwa Rolniczego w Arnhem	20
Rozkwit bułgarskiego lotnictwa cywilnego	21
NOWOŚCI TECHNICZNE	23
KRONIKA	28
WIADOMOŚCI ZE ŚWIATA	28
NA POŁKACH KSIĘGARNI	28
POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”: Po noce inżyniera prób w locie — Nomogram krzywej dnia — oprac. mgr inż. J. Perliński	okł.

CONTENTS

	Page
L. Wolski: Experimental determining of erosion tendency of solid propellants	1
A. Jankowski: Combustion problems in solid fuel rocket engines	5
R. Witkowski: Helicopter maximum speed and the possibilities of rising it	10
H. Zatyka: Welding by electron beam	14
B. Staszewski: After III agricultural aviation conference at Arnhem	20
Bulgar civil aviation development	21
TECHNICAL NEWS	23
CHRONICLE	28
INFORMATION FROM THE WORDL ON BOOKSELLER'S SHELVES	28
DESIGNER'S DATA SHEETS: Auxiliary data for flight test engineer — elab. by J. Perliński	on cover

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
J. Wolski: Опытное определение эрозии твердых горючих материалов	1
A. Jankowski: Сгорание в ракетных двигателях на твердые топлива	5
R. Witkowski: Максимальная скорость геликоптера и возможности ее повышения	10
B. Staszewski: После III конгресса сельскохозяйственной авиации в Арнеме	20
Расцвет болгарской гражданской авиации	21
ТЕХНИЧЕСКИЕ НОВОСТИ	23
ХРОНИКА	28
ИЗВЕСТИЯ ИЗ СВЕТА	28
НА КНИЖНЫХ ПОЛКАХ	28
КОНСТРУКТОРСКИЕ ПОСОБИЯ АВИАЦИОННОЙ И АСТРОНАВТИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ	28
ПОСОБИЯ ИНЖЕНЕРА ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ В ПОЛЕТЕ. — НОМОГРАММА КРИВОЙ ДНЯ ОПР. J. Perliński	okł.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5

KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny: mgr inż. S. SULIKOWSKI Sekretarz redakcji: M. K. SZURMAK
Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. S. KOCHANOSKI, mgr inż. W. KORZINSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA

RADA PROGRAMOWA

Prof. mgr inż. L. DULĘBA, mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż. A. LEWKOWICZ, inż. R. MACHNOWSKI, mgr inż. W. PIETRZAK, mgr inż. B. TRALA, inż. J. WOJCIECHOWSKI

REDAKCJA: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 27-25-53

Zakład Kolportażu WCT NOT Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.

Wrocławska Drukarnia Dziełowa. Zam. 327/C — D-10. Nakład 1000 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—



Mgr inż. LEONARD WOLSKI

620.193.1:662.74

Doświadczalne wyznaczanie erozywności stałych materiałów pędnych

Oznaczenia

A_{sp} — powierzchnia spalania materiału pędowego [cm²],

A_p — przekrój swobodny komory spalania [cm²],

A_{kr} — przekrój krytyczny (najmniejszy) dyszy [cm²],

$$K_J = \frac{A_{sp}}{A_p}, K_N = \frac{A_{sp}}{A_{kr}}, \frac{K_J}{K_N} = \frac{A_{kr}}{A_p}$$

b — współczynnik w wyrażeniu na liniową prędkość spalania materiału pędowego,

c — prędkość charakterystyczna reakcji $\left[\frac{\text{cm}}{\text{sek}} \right]$

f — „siła” materiału pędowego $\left[\frac{\text{kGcm}}{\text{kG}} \right]$

k — współczynnik erozywności w przypadku erozji zależnej od gęstości przepływu gazu $\left[\frac{\text{cm}^3}{\text{kGsek}} \right]$

k_v — współczynnik erozywności w przypadku erozji zależnej od prędkości przepływu gazu $\left[\frac{\text{sek}}{\text{cm}} \right]$

n — wykładnik potęgowy w wyrażeniu na liniową prędkość spalania materiału pędowego

p — ciśnienie w komorze spalania $\left[\frac{\text{kG}}{\text{cm}^2} \right]$

t — czas spalania materiału pędowego [sek],

q — natężenie masowe przyływu gazu $\left[\frac{\text{kGsek}}{\text{cm}} \right]$

v — prędkość przepływu gazu $\left[\frac{\text{cm}}{\text{sek}} \right]$

v_{gr} — rzeczywista prędkość graniczna przepływu gazu $\left[\frac{\text{cm}}{\text{sek}} \right]$

$v_{gr \text{ teor}}$ — teoretyczna prędkość graniczna przepływu gazu $\left[\frac{\text{cm}}{\text{sek}} \right]$

v_{sp} — prędkość spalania materiału pędowego bez uwzględnienia zjawiska erozji $\left[\frac{\text{cm}}{\text{sek}} \right]$

v_{spe} — prędkość spalania materiału pędowego z uwzględnieniem zjawiska erozji $\left[\frac{\text{cm}}{\text{sek}} \right]$

\bar{v}_{sp} — średnia prędkość spalania materiału pędowego wzdłuż całego ładunku $\left[\frac{\text{cm}}{\text{sek}} \right]$

ϵ — współczynnik charakteryzujący tzw. spalanie erozyjne,

$\gamma = \frac{c_p}{c_v}$ — stosunek ciepła właściwego gazu przy stałym ciśnieniu do ciepła właściwego gazu przy stałej objętości,

ρ — gęstość gazu w komorze spalania $\left[\frac{\text{kGsek}^2}{\text{cm}^4} \right]$

ρ_p — gęstość materiału pędowego $\left[\frac{\text{kGsek}^2}{\text{cm}^4} \right]$

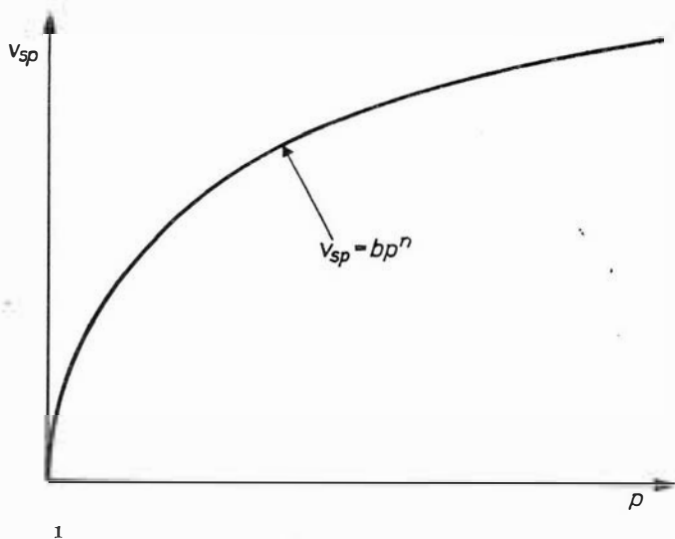
ρ_v — gęstość przepływu gazu $\left[\frac{\text{kGsek}}{\text{cm}^3} \right]$

C_D — współczynnik wydatku $\left[\frac{\text{sek}}{\text{cm}} \right]$

Erozywność stałych materiałów pędnych

Jeżeli ziarno materiału pędowego spala się w takich warunkach, że istnieje dostatecznie szybki przepływ gazu równoległy do powierzchni spalania, wówczas materiał pędny, podobnie jak w zjawisku erozji, jest mechanicznie wymywany, a prędkość spalania v_{sp} zwiększa się ponad wartość, jaką miałyby ona przy

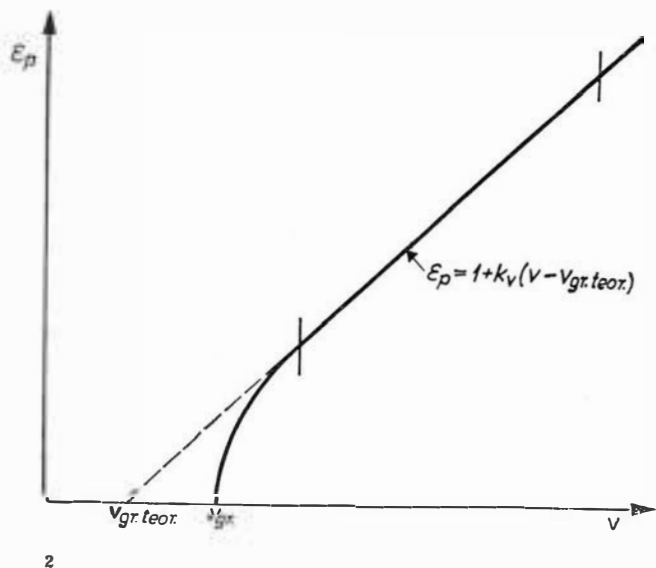
zerowej prędkości przepływu gazu. Zależność prędkości spalania od ciśnienia przy zerowej prędkości przepływu wyrażamy najczęściej za pomocą funkcji potęgowej: $v_{sp} = bp^n$ (rys. 1).



Erozywność materiałów pędnych charakteryzuje współczynnik erozywności ϵ , będący stosunkiem prędkości spalania v_{spe} przy określonym ciśnieniu i określonej prędkości gazu v do prędkości spalania v_{sp} przy tym samym ciśnieniu, ale przy zerowej prędkości gazu, czyli $\epsilon = \frac{v_{spe}}{v_{sp}}$. Obserwacje spalania w komorze silnika raketowego wykazały zależność prędkości spalania od prędkości przepływu gazu wzdłuż ładunku oraz od gęstości przepływu gazu.

Erozywność jako funkcja prędkości przepływu gazu

Współczynnik ϵ rozpatrywany w pierwszym ujęciu jako funkcja tylko prędkości przepływu gazu oznaczamy przez ϵ_p . Ten rodzaj erozywności nie wywołuje niestabilności spalania i nie zależy od ciśnienia. Zależność współczynnika ϵ_p od prędkości przepływu



gazu v (rys. 2) można z dostatecznym przybliżeniem przedstawić za pomocą równania liniowego:

$$\epsilon_p = 1 + k_v (v - v_{gr} \text{ teor}) \quad (1)$$

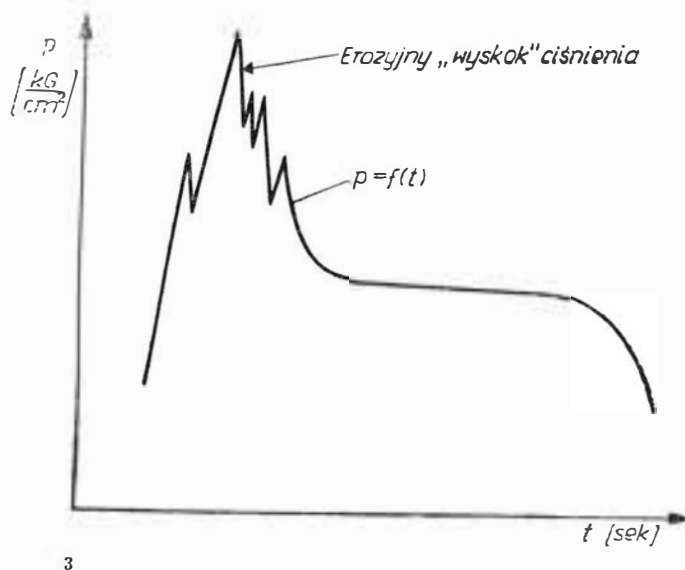
Wzór powyższy daje dobry obraz zjawiska dla prędkości przepływu gazu v dostatecznie odległej od prędkości granicznej przepływu gazu v_{gr} . Prędkość graniczna przepływu gazu obliczona z powyższego wzoru daje wielkość $v_{gr} \text{ teor}$ mniejszą od rzeczywistej prędkości granicznej v_{gr} .

W równaniu (1) wielkość k_v jest stałą proporcjonalności zależną głównie od rodzaju materiału pędnego. Rząd wielkości k_v przy normalnie stosowanych ciśnieniach wynosi $0,2 \cdot 10^{-4}$ sek/cm.

Poniżej pewnej prędkości przepływu gazu zwanej prędkością graniczną v_{gr} nie obserwuje się wzrostu prędkości spalania v_{sp} wskutek przepływu gazu, a współczynnik ϵ_p można przyjąć równy jedności. Wartość prędkości granicznej przepływu gazu zależy głównie od rodzaju materiału pędnego i wynosi około $16\,000 \div 18\,000$ cm/sek. W typowych silnikach raketowych prędkość przepływu gazu osiąga wartości od $15\,000$ do $45\,000$ cm/sek.

Erozywność jako funkcja gęstości przepływu gazu

Współczynnik ϵ rozpatrywany w drugim ujęciu jako funkcja gęstości przepływu gazu oznaczamy przez ϵ_g . Ten rodzaj erozywności może powodować powstawanie niestabilności spalania charakteryzującej się „wyskokiem” ciśnienia w początkowej fazie procesu spalania, co pokazano na rys. 3. Ponadto erozywność tego typu zależy od ciśnienia.



Zależność współczynnika ϵ_g od gęstości przepływu gazu można przedstawić (rys. 4) z dostateczną dokładnością za pomocą równania liniowego:

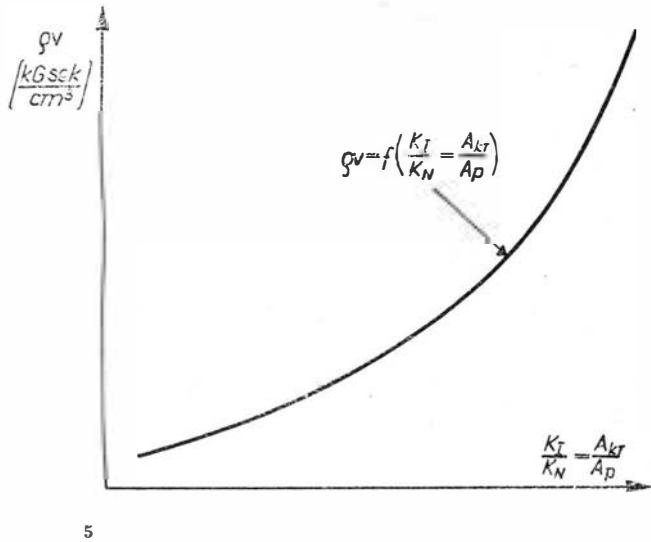
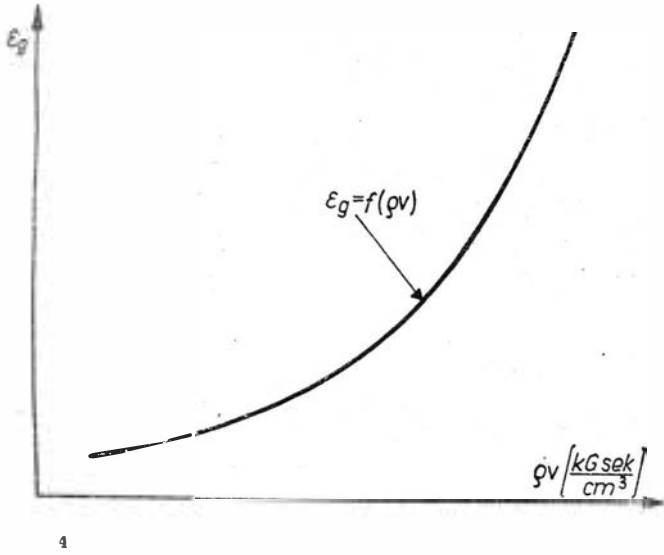
$$\epsilon_g = 1 + k_{qv} \quad (2)$$

przy czym:

$$qv = \frac{q}{A_p} = \frac{C_D A_{kr} p}{A_p} = f(A_p, p)$$

W początkowym okresie spalania może zjawic się „wyskok” erozywny, widoczny na rys. 3, a spowodowany

wany charakterem zależności $\varepsilon_g = f(\rho v)$, przedstawionej na rys. 4 oraz charakterem zależności $\rho v = f\left(\frac{K_J}{K_N} = \frac{A_{kr}}{A_p}\right)$ przedstawionej na rys. 5.



W równaniu (2) wielkość k jest stałą proporcjonalności, zależną głównie od rodzaju materiału pędnego. Wyznaczone doświadczalnie wartości k leżą w zakresie od 695 do 9750 cm^3/kGsek . Natomiast iloczyn ρv nazywamy gęstością przepływu gazu i wyrażamy go w $\frac{\text{kGsek}}{\text{cm}^3}$. Iloczyn ρv przedstawia natężenie masowe przepływu gazu przypadającego na jednostkę przekroju swobodnego, przez który przepływa gaz wzdłuż ziarna materiału pędnego.

Wyznaczanie doświadczalne wielkości charakteryzujących erozywność

Najczęściej zakłada się, że wzdłuż całej długości ziarna prędkość spalania v_{sp} pozostaje stała. Przyjmuje się więc, że wpływ obniżenia ciśnienia, jakie zachodzi między skrajnymi płaszczyznami ziarna, jest mniej więcej zrównoważony przez poprawkę, spowodowaną spalaniem erozyjnym. W rzeczywistości jeden z dwóch czynników przeważa, jednakże najbardziej

wnikliwe studia pokazują, że różnicę tę zawsze można zaniedbać.

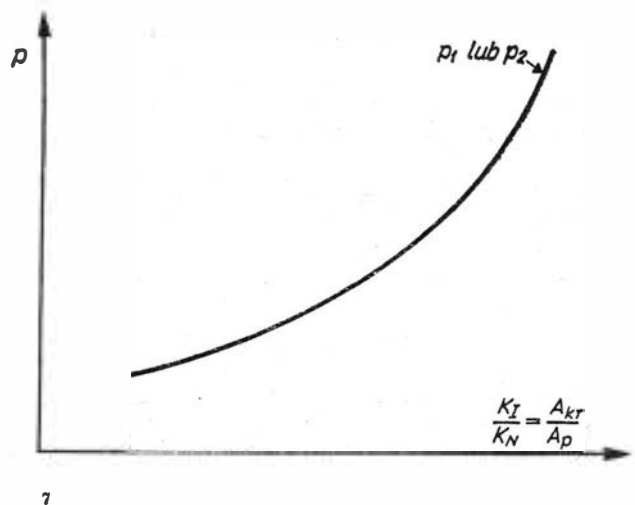
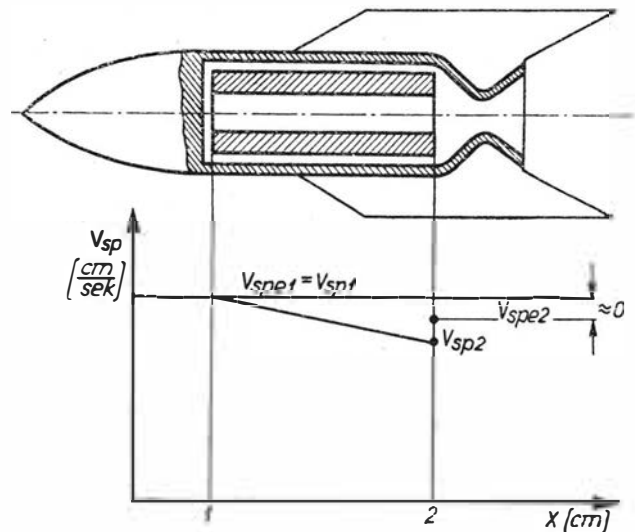
Metoda jednoczesnego dwukrotnego pomiaru ciśnień w dwóch skrajnych przekrojach komory spalania

W związku z założeniem stałości prędkości spalania wzdłuż całej długości ziarna można przez jednoczesny pomiar ciśnień w płaszczyznach 1 i 2 (rys. 6), wykonany dla dwóch różnych ciśnień spalania p i p' , uzyskać wielkości współczynników k_v i k oraz wielkość prędkości granicznej przepływu gazu $v_{gr. teor.}$

Podczas spalania przy ciśnieniu p otrzymamy z pomiarów w przekrojach 1 i 2 wielkości ciśnień p_1 i p_2 . Ciśnienia te są funkcją $\frac{K_J}{K_N} = \frac{A_{kr}}{A_p}$ (rys. 7).

Dla pomierzonych ciśnień obliczamy odpowiednie prędkości spalan v_{sp1} i v_{sp2} z zależności, np. dla potęgowego prawa palenia się: $v_{sp1} = bp_1^n$ i $v_{sp2} = bp_2^n$. Wielkości b i n są zmierzone uprzednio w bombie drucikowej.

Podobnie dla spalania drugiego przy ciśnieniu p' otrzymujemy z pomiarów p'_1 i p'_2 , a z obliczeń: v'_{sp1} i v'_{sp2} .



Dla spalania erozyjnego prędkość spalania v_{spe1} w przekroju 1 wynosi $v_{spe1} = v_{sp1}$, ponieważ założyliśmy, że w przekroju 1 prędkość przepływu gazu

równa się zero. Spadek prędkości spalania w przekroju 2 do v_{sp2} następuje wskutek spadku ciśnienia w tym przekroju, a następnie wzrost prędkości spalania w przekroju 2 do v_{spe2} następuje wskutek spalania erozyjnego. Jako pierwsze przybliżenie można przyjąć, że $v_{spe2} \approx v_{sp1}$, a z drugiej strony $v_{spe2} = v_{sp2} \cdot \varepsilon_p$, czyli stąd $v_{sp1} = v_{sp2} \cdot \varepsilon'_p$.

W wyniku pomiarów uzyskanych podczas dwóch spaleń materiału pędnego tego samego rodzaju w różnych warunkach otrzymamy dwie wielkości współczynnika ε_p :

$$v_{sp1} = v_{sp2} \cdot \varepsilon_p \quad \text{i} \quad v'_{sp1} = v'_{sp2} \cdot \varepsilon'_p$$

a stąd:

$$\varepsilon_p = \frac{v_{sp1}}{v_{sp2}} \quad \text{i} \quad \varepsilon'_p = \frac{v'_{sp1}}{v'_{sp2}}$$

Wyznaczanie współczynników k_v i v_{gr} w przypadku erozji spowodowanej prędkością przepływu gazu

Przy erozji spowodowanej prędkością przepływu gazu mamy

$$\varepsilon_p = 1 + k_v (v_2 - v_{gr \text{ teor}}) \quad \text{i} \quad \varepsilon'_p = 1 + k_v (v'_2 - v_{gr \text{ teor}})$$

Rozwiązując powyższy układ dwóch równań z dwiema niewiadomymi wyznaczmy wartości k_v i $v_{gr \text{ teor}}$:

$$k_v = \frac{\varepsilon_p - 1}{v_2 - v_{gr \text{ teor}}} \quad \text{albo} \quad k_v = \frac{\varepsilon'_p - 1}{v'_2 - v_{gr \text{ teor}}}$$

czyli:

$$\frac{\varepsilon_p - 1}{v_2 - v_{gr \text{ teor}}} = \frac{\varepsilon'_p - 1}{v'_2 - v_{gr \text{ teor}}}$$

a stąd:

$$v_{gr \text{ teor}} = \frac{(\varepsilon'_p - 1) v_2 - (\varepsilon_p - 1) v'_2}{\varepsilon'_p - \varepsilon_p} \quad \left[\frac{\text{cm}}{\text{sek}} \right]$$

$$\text{i} \quad k_v = \frac{\varepsilon_p - 1}{v_2 - \frac{(\varepsilon'_p - 1) v_2 - (\varepsilon_p - 1) v'_2}{\varepsilon'_p - \varepsilon_p}} \quad \left[\frac{\text{sek}}{\text{cm}} \right]$$

lub:

$$k_v = \frac{\varepsilon'_p - 1}{v'_2 - \frac{(\varepsilon'_p - 1) v_2 - (\varepsilon_p - 1) v'_2}{\varepsilon'_p - \varepsilon_p}} \quad \frac{\text{sek}}{\text{cm}}$$

przy czym:

$$v_2 = \frac{p_1 - p_2}{\bar{v}_{sp} \rho_p K_J} \quad \left[\frac{\text{cm}}{\text{sek}} \right] \quad \text{i} \quad v'_2 = \frac{p'_1 - p'_2}{\bar{v}'_{sp} \rho_p K_J} \quad \left[\frac{\text{cm}}{\text{sek}} \right]$$

oraz:

$$\bar{v}_{sp} = \frac{v_{sp1} + v_{sp2}}{2} \quad \left[\frac{\text{cm}}{\text{sek}} \right] \quad \text{i} \quad \bar{v}'_{sp} = \frac{v'_{sp1} + v'_{sp2}}{2} \quad \left[\frac{\text{cm}}{\text{sek}} \right]$$

Wyznaczanie współczynnika k w przypadku erozji spowodowanej gęstością przepływu gazu

Przy erozji spowodowanej gęstością przepływu gazu mamy:

$$\varepsilon_g = 1 + k q v, \quad \text{przy czym} \quad \varepsilon_g = \frac{v_{sp1}}{v_{sp2}} \quad \text{i} \quad q v = \bar{v}_{sp} \rho_p K_J$$

$$k = \frac{\varepsilon_g - 1}{q v} = \frac{\varepsilon_g - 1}{\bar{v}_{sp} \rho_p K_J}$$

Dla wyznaczenia wartości k wystarcza jeden pomiar ciśnień p_1 i p_2 .

Metoda dwukrotnego pomiaru ciśnienia w jednym skrajnym przekroju komory spalania

W przypadku niemożności dokonania jednoczesnych pomiarów ciśnień w dwóch skrajnych przekrojach

komory spalania możemy pomierzyć ciśnienie tylko w jednym przekroju i obliczyć ciśnienie w przekroju drugim w zależności:

$$p_2 = \frac{p_1}{1 + \left[\frac{I' \frac{K_J}{K_N}}{1 - \frac{I'^2}{2} \left(\frac{K_J}{K_N} \right)^2} \right]^2}$$

gdzie:

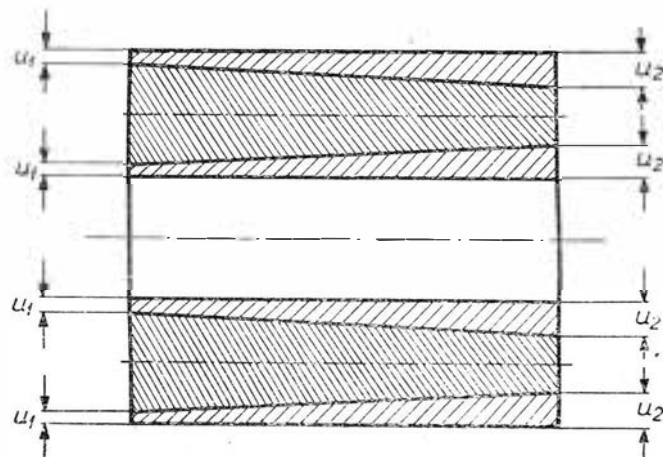
$$I' = \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma + 1}}$$

Dalszy ciąg obliczeń taki sam jak w metodzie jednoczesnego dwukrotnego pomiaru ciśnień w dwóch skrajnych przekrojach komory spalania.

Metoda wygaszania materiału pędnego

Współczynnik ε przy spalaniu erozyjnym można określić doświadczalnie przez przerwanie spalania materiału pędnego, spalającego się promieniowo i zmierzenie grubości ziarna, którego wymiary zmieniają się prawie liniowo. Następnie, na podstawie geometrii ziarna oblicza się prędkości spalania dla dowolnej chwili, a potem przez wykonanie odpowiednich obliczeń określamy stałe erozyjności, przy czym przyjmuje się, że przedni koniec ładunku pali się w warunkach bez erozji.

Jeżeli palący się materiał pędny wygasimy po upływie czasu t , to otrzymamy ziarno o nowych wymiarach, jak pokazuje rys. 8.



Mając wymiary ziarna po wygaszeniu możemy napisać:

$$\frac{u_1}{t} = v_{spe1} \quad \text{i} \quad \frac{u_2}{t} = v_{spe2}$$

Jednocześnie należy pomierzyć ciśnienie p_1 i p_2 i wówczas można wyznaczyć:

$$v_{sp1} = b p_1^n \quad \text{i} \quad v_{sp2} = b p_2^n$$

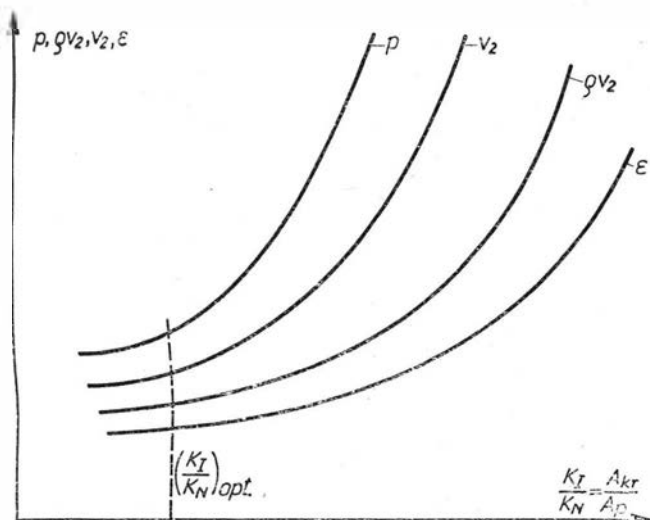
a stąd:

$$\varepsilon_1 = \frac{v_{spe1}}{v_{sp1}} \quad \text{i} \quad \varepsilon_2 = \frac{v_{spe2}}{v_{sp2}}$$

Stałe k_v i $v_{gr \text{ teor}}$ lub k wyznaczamy w zależności od rodzaju erozji, tak jak poprzednio.

Wnioski dotyczące doświadczalnych pomiarów erozji

Analizując rysunek 2 widzimy, że współczynnik k_v jest współczynnikiem kątowym prostej $\varepsilon_p = f(v)$. Im ten współczynnik jest mniejszy, tym prosta jest bardziej nachylona do osi v , czyli znaczne przyrosty prędkości przepływu gazu nie powodują zbytniego



9

wzrostu współczynnika ε_p . Dla samego występowania zjawiska spalania erozyjnego zależnego od prędkości przepływu gazu istotną jest wartość prędkości granicznej v_{gr} , natomiast wielkość erozji nie zależy od wartości prędkości granicznej, a tylko od wartości współczynnika k_v .

Na rysunku 9 widzimy, że ciśnienie gazu, prędkość przepływu i współczynnik erozji ε zależą w sposób

istotny od stosunku $\frac{K_J}{K_N} = \frac{A_{kr}}{A_p}$. Powiększenie tego stosunku powoduje wzrost wyżej wymienionych wielkości.

Stosunek $\frac{K_J}{K_N}$ jest największy na początku spalania i musi być dostatecznie duży, aby ciśnienie w komorze spalania było wystarczająco wysokie dla zagwarantowania regularnego spalania, a jednocześnie musi być dostatecznie mały, aby ciśnienie nie wzrosło powyżej wielkości dopuszczalnej ze względów wytrzymałościowych.

Odpowiednio mały stosunek $\frac{K_J}{K_N}$ gwarantuje również niewystępowanie zjawiska erozji zależnej zarówno od prędkości przepływu, jak i od gęstości przepływu gazu. Tym wszystkim wymaganiom będzie odpowiadać optymalny stosunek $\left(\frac{K_J}{K_N}\right)_{opt}$. Jednakże dla badania zjawiska erozji musimy przyjąć odpowiednio duży stosunek $\frac{K_J}{K_N}$, aby zjawisko to wystąpiło dostatecznie wyraźnie w celu umożliwienia dokonania odpowiednich pomiarów.

Literatura

- [1] Sieriebriakow M. E.: „Wnutriennaja ballistika stwolnych sistem i porochowych rakiet”, 1962.
- [2] Ałasow W. E.: „Teorija raketnych dwigatelej”, 1962.
- [3] Wimpres R. N.: Balistyka wewnętrzna rakiet prochowych”, 1957.
- [4] Barrère M., Jaumotte A., de Veubeke B. F., Vandekerckhove J.: „Napęd raketowy”, 1960.
- [5] Bartley C. E., Mills M. M.: „Rakiety na stały materiał pędny”, 1961.

Mgr inż. ANTONI JANKOWSKI

Instytut Lotnictwa

621.455:536.46

Spalanie w silnikach raketowych na paliwo stałe

W artykule przedstawiono problemy spalania w silnikach raketowych na paliwo stałe, zwracając szczególną uwagę na wpływ na prędkość spalania takich czynników, jak: ciśnienie, temperatura ładunku, prędkość omywania powierzchni spalania, skład paliwa, wymiar ziaren uileniacza, promieniowanie, geometria komory i ładunku, technologia wykonania, odkształcenie ładunku, katalizatory. Podano model spalania w warunkach ustalonych dla paliw homogenicznych i złożonych oraz model spalania niestatecznego, wskazano na źródła niestateczności i zmian prędkości spalania w warunkach spalania niestatecznego.

Czynniki wpływające na procesy spalania

Teoria spalania paliw stałych jest dziedziną słabo rozwiniętą, a niektóre jej zagadnienia stanowią jedynie zbiór wycinkowych danych empirycznych. Duża ilość parametrów wpływających na proces spalania oraz brak materiałów z systematycznych badań utrudniają opracowania teoretyczne, a przyjęte założenia upraszczające nie pozwalają na wyjaśnienie wszystkich zjawisk występujących w procesach spa-

lania. Często też teorie odnoszą się do wąskich zakresów parametrów bądź dotyczą wyidealizowanych schematów. Z tych względów wydaje się celowe zwrócenie uwagi na zespół czynników, które wpływają na proces spalania:

- ciśnienie gazów znajdujących się w kontakcie z powierzchnią spalania,
- początkowa temperatura ładunku,
- prędkość omywania powierzchni spalania stycznym strumieniem gazów,

- skład paliwa,
- wymiar ziaren utleniacza (dla paliw złożonych),
- promieniowanie,
- geometria komory i ładunku,
- technologia wykonania ładunków,
- odkształcenia ładunków,
- katalizatory.

Ciśnienie jest tu najbardziej istotnym parametrem. Zwykle jego wzrost powoduje wzrost prędkości spalania. Można wyodrębnić kilka zakresów, w których zależności prędkości spalania od ciśnienia są różne. W zakresie 30—40 kG/cm² dobrze opisuje wpływ ciśnienia potęgowe prawo palenia (1):

$$r = \beta p^n \quad (1)$$

W zakresie ciśnień od 30—40 kG/cm² do 200—300 kG/cm² obowiązuje zależność (2):

$$r = a + b p \quad (2)$$

Dla jeszcze wyższych ciśnień dopuszczalne jest zastąpienie równania (2) równaniem (3):

$$r = b p \quad (3)$$

Bardziej dokładnie określa wpływ ciśnienia zależność (4):

$$r = a + \beta p^n \quad (4)$$

Dla niektórych paliw złożonych, a zwłaszcza dla paliw na bazie nadchloranu amonu wpływ ciśnienia najlepiej uwzględnić równanie (5):

$$r = \frac{1}{\frac{c}{p} + \frac{d}{p^n}} \quad (5)$$

Parametrem charakteryzującym wpływ ciśnienia jest tzw. współczynnik ciśnienia zdefiniowany przez zależność (6):

$$P = \frac{\partial \ln r}{\partial \ln p} \quad (6)$$

Dla większości paliw współczynniki ciśnienia zawierają się w granicach od 0,05 do 1. Dla pewnych jednak paliw i zakresów ciśnień mogą być równe zero (prędkość spalania nie zależy od ciśnienia), a nawet ujemne.

Drugim istotnym czynnikiem jest temperatura ładunku, której wzrost zwiększa prędkość spalania. Najsilniejsze jej oddziaływanie obserwuje się w zakresach wysokich temperatur. Wpływ temperatury uwzględniają zależności (7 i 8):

$$r = r_0 \frac{B}{B - [T - T_0]} \quad (7)$$

$$r = r_0 e^{s(T - T_0)} \quad (8)$$

gdzie:

- T, T_0 — temperatura ładunku i odniesienia,
- B, s — współczynniki,
- r_0 — liniowa prędkość spalania w temperaturze normalnej.

Wpływ temperatury charakteryzuje współczynnik temperaturowy zdefiniowany przez zależność (9):

$$\tau = \frac{\partial \ln r}{\partial \ln T} \quad (9)$$

Strumień gazów równoległych do powierzchni spalania zmienia prędkość spalania — przeważnie powoduje

jej wzrost. Ta cecha występuje jaskrawo przy długich ładunkach o spalaniu wewnętrznym. Istnieje wiele zależności empirycznych opisujących wpływ prędkości strumienia. Najprostsze przedstawiają równania (10 i 11):

$$r = r_0 (1 + k_v v) \quad (10)$$

$$r = r_0 \left(1 + k_G \frac{G}{G_x} \right)$$

gdzie:

- r_0 — prędkość spalania przy zerowym strumieniu gazów równoległych,
- k_v, k_G — współczynniki erozji,
- v — liniowa prędkość strumienia,
- G — wydatek strumienia,
- G_x — krytyczny wydatek strumienia.

Jeżeli różnica ciśnień wzdłuż kanału jest niewielka, to zależność (11) można przedstawić w postaci (12):

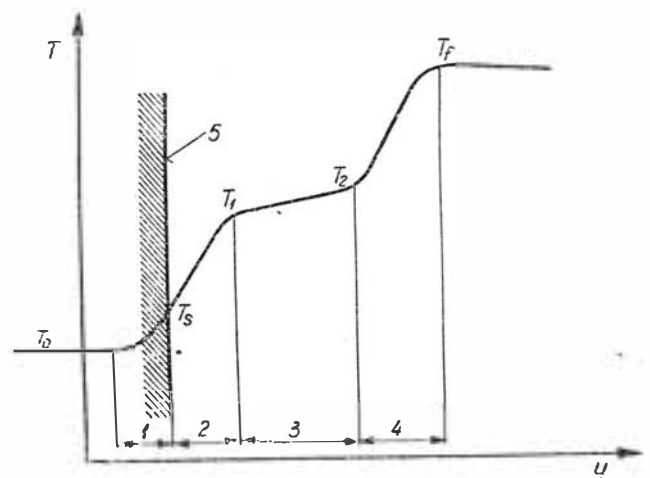
$$r = r_0 \left[1 + K_G J \frac{X}{L} \right] \quad (12)$$

gdzie:

- J — stosunek przekroju krytycznego dyszy do przekroju swobodnego,
- X — odległość od przedniego końca ładunku,
- L — długość ładunku.

Badania [2] wykazały, że istnieje prędkość strumienia, tzw. progowa, powyżej której dopiero następuje oddziaływanie strumienia na prędkość spalania. Istnieje pogląd [8], że strumień gazów zwiększa prędkość spalania o stałą wielkość zależną jedynie od cech strumienia. Badania Lake i Marklunda [7] wykazały, iż w przypadku omywania powierzchni spalania strumieniem gazów o niewielkiej prędkości, prędkość spalania nie tylko nie rośnie, lecz wprost przeciwnie — maleje w stosunku do prędkości spalania przy braku omywania. Zjawisko to nosi nazwę erozji ujemnej.

Paliwa raketowe mają niedomiar utleniacza w stosunku do składu stechiometrycznego i z tego względu spalanie jest niepełne. Polepszenie charakterystyk energetycznych paliw można osiągnąć przez zwiększenie ilości składnika zawierającego tlen. Dodanie utleniacza jest ograniczone względami technologicznymi, toteż trwają poszukiwania sposobów zwiększe-



1. Schemat spalania:

- 1 — strefa pienia, 2 — strefa gazyfikacji, 3 — strefa przygotowawcza, 4 — strefa płomienia, 5 — powierzchnia spalania

nia ilości tlenu przez stosowanie utleniaczy o dużym jego udziale, zwiększenie zawartości tlenu w lepszycach oraz przez dodawanie mineralnych utleniaczy do paliw koloidalnych.

Wpływ składu paliwa jest dwojakiego rodzaju: wiąże się ze zmianą temperatury płomienia oraz ze zmianą fizyko-chemicznych cech strefy spalania. Zmiana fizyko-chemicznych cech strefy spalania jest istotna przy niskich ciśnieniach i dotyczy głównie paliw złożonych.

Postać utleniacza w paliwie złożonym, a głównie wymiary ziaren w sposób istotny wpływają na proces spalania. Wpływ wymiarów ziaren jest różny i zależy od rodzaju i własności utleniacza, a ponadto oddziaływanie wymiarów ziaren utleniacza nie jest jednakowe w całym zakresie ciśnień. Dla paliw na bazie nadchloranu amonu można przyjąć następującą zależność uwzględniającą wpływ wymiarów ziaren:

$$r = \frac{1}{\alpha + \psi d} \quad (13)$$

gdzie:

α i ψ — parametry niezależne od wymiarów ziaren,
 d — wymiar ziaren.

Między gorącymi spalinami a powierzchnią spalania zachodzi wymiana ciepła przez promieniowanie. Wpływ promieniowania ma głównie charakter cieplny i jest największy dla paliw przezroczystych. Źródło promieniowania stanowi cienka strefa płomienia położona blisko powierzchni spalania. Jego intensywność określa zależność (14):

$$I = \sigma T_f^4 \left(1 - e^{-k \rho_g l}\right) \quad (14)$$

gdzie:

σ — stała Stefana-Boltzmana,
 T_f — temperatura płomienia,
 k — współczynnik charakteryzujący zdolność do promieniowania gazów,
 ρ_g — gęstość gazów,
 l — średnia odległość od strefy promieniowania.

W rezultacie pochłaniania energii przez paliwo zwiększa się temperatura powierzchni spalania i to wyjaśnia wzrost prędkości spalania. Wzrost prędkości spalania z powodu promieniowania może wynosić ok. 7%.

Badania wykazały, że istnieją duże rozbieżności w spalaniu ładunków o różnych wymiarach geometrycznych, różnych kształtach ładunków i komory spalania. Zjawisko to nie ma jeszcze dostatecznego wyjaśnienia. Jeśli jednak uwzględnić chociażby promieniowanie, to mogą występować różnice w prędkości spalania, np. ładunków rurowych i czołowych, dochodzące do 7%. Innym źródłem rozbieżności są straty cieplne, które zależą od kształtu komory spalania i są zawsze większe dla małych komór. Straty cieplne powodują, że entalpia spalin jest mniejsza od entalpii paliwa stałego i prowadzą do zmniejszenia prędkości spalania. Straty cieplne powodują także, że występuje minimalne ciśnienie, poniżej którego spalanie jest niemożliwe. Zwykle temperatura powierzchni spalania jest zbliżona do temperatury wrzenia. Ze wzrostem ciśnienia temperatura wrzenia rośnie, jeśli nie jest przekroczone ciśnienie krytyczne. Może zdarzyć się, że w końcu temperatura wrzenia przy wzroście ciśnienia przekroczy temperaturę spalania. Wskazuje to na istnienie pewnego górnego zakresu ciśnienia, powyżej którego spalanie nie występuje. Takie górne zakresy ciśnień istnieją, a można je najłatwiej za-

obserwować w silnikach z ładunkami o spalaniu czołowym.

Innym czynnikiem wpływającym na proces spalania jest technologia wykonania ładunków. Sposób wytwarzania ładunków, a także niektóre parametry procesu produkcji, jak ciśnienie i temperatura, wpływają na prędkość spalania. Inaczej spalają się ładunki tłoczone, a inaczej odlewane. Znane są różnice w prędkościach spalania ładunków w kierunku osiowym i promieniowym; próbki przygotowane w matrycy spalają się o ok. 7% szybciej niż próbki wycięte z bloku. Nie bez wpływu na prędkość spalania pozostaje też inhibitowanie.

Ładunek w komorze znajduje się pod działaniem sił pochodzących z dwóch źródeł — od ciśnienia gazów oraz sił bezwładności. W czasie pracy na stoisku występują tylko siły pierwszego rodzaju i siła ciężkości. Wspomniane siły powodują odkształcenia zarówno ładunku jak i komory silnika, a także przyspieszają strumień gazów oraz mogą zmywać warstwę przyscienną. To wszystko wpływa na procesy spalania.

Odrębnego omówienia wymagają katalizatory, których wpływ na proces spalania jest bardzo znaczny i różnorodny. Katalizatory oddziałują przez promieniowanie, rozkład utleniacza i przemiany fizyczne. Intensywność promieniowania przez dodanie katalizatorów wzrasta. Poza działaniem cieplnym dodatków katalitycznych istotny wpływ na prędkość spalania odgrywa fotoliza. Badania [1 i 5] wykazały, że niektóre związki chemiczne, zwłaszcza tlenki metali, przyspieszają rozkład utleniacza w paliwach złożonych, zwiększając prędkość spalania. Pewne związki chemiczne zmieniają strukturę strefy gazowej, a więc przez to zmieniają mechanizm spalania. Dodatek katalizatora może zlikwidować strefę przygotowawczą w strefie gazowej lub ją rozszerzyć. Zerowe lub nawet ujemne współczynniki ciśnienia, a także niewielkie współczynniki temperaturowe są głównymi efektami oddziaływania katalizatorów. Oprócz zmian prędkości spalania, współczynników temperaturowych i ciśnienia katalizatory wpływają także na zapłon oraz skład produktów spalania.

Mechanizm spalania

W czasie spalania powierzchnia paliwa nagrzewa się przez dostarczanie ciepła od gorących gazowych produktów reakcji. Przekazywanie ciepła ze strefy płomienia do stref o niższych temperaturach zapewnia niezbędną temperaturę, zabezpieczającą rozkład paliwa stałego i przekształcenie go w składniki lotne, które po przygotowaniu w wyniku reakcji chemicznych dają końcowe produkty spalania. Prędkość rozkładu paliwa stałego określa równanie Arrheniusa:

$$r = B_s \exp \left(- \frac{E_s}{R T_s} \right) \quad (15)$$

gdzie:

B_s — stała chemiczna,
 E_s — energia aktywacji,
 T_s — temperatura powierzchni spalania,
 R — uniwersalna stała gazowa.

Schemat spalania paliwa przedstawiony na rys. 1 zakłada, że procesy spalania zachodzą w czterech strefach: pienia, gazyfikacji, przygotowawczej i płomienia.

Strefa pienia charakteryzuje się tym, że reakcje przebiegają w niej w fazie stałej. W wyniku tych reakcji temperatura wzrasta od T_0 do T'_s , przy czym temperaturę końcową można określić przez zależność (16):

$$T'_s = T_0 + \frac{Q_0}{c} \quad (16)$$

gdzie:

- T_0 — temperatura paliwa stałego,
- Q_0 — ciepło reakcji pienia,
- c — średnia pojemność cieplna strefy pienia.

Z powodu wymiany ciepła z sąsiednimi warstwami rzeczywista temperatura powierzchni spalania T_s jest wyższa od temperatury T'_s .

W strefie gazyfikacji, bezpośrednio przylegającej do powierzchni paliwa, następuje przekształcenie stałego paliwa przez topienie i parowanie bądź sublimację; mają tam także miejsce niepełne reakcje, w wyniku których wydziela się ciepło. Temperatura gazów wzrasta do temperatury T'_1 określonej przez zależność (17):

$$T'_1 = T'_s + \frac{Q_1}{c_1} = T_0 + \frac{Q_0}{c} + \frac{Q_1}{c_1} \quad (17)$$

gdzie:

- Q_1 — ciepło reakcji w strefie gazyfikacji,
- c_1 — średnia pojemność cieplna strefy gazyfikacji.

Rzeczywista temperatura w końcu strefy gazyfikacji T_1 jest wyższa od temperatury T'_1 , ponieważ do tej strefy jest doprowadzane ciepło warstw sąsiednich.

Strefa przygotowawcza występuje za strefą gazyfikacji. W niej nie wydziela się ciepło, ale powstają aktywne ośrodki niezbędne dla przebiegu końcowych reakcji. Z powodu dostarczania ciepła z ostatniej strefy temperatura w końcu strefy przygotowawczej wzrasta od T_1 do T_2 .

W strefie płomienia przebiegają końcowe reakcje spalania i wydziela się ciepło Q_3 . W wyniku tych reakcji temperatura gazów wzrasta do temperatury spalania T_f określonej przez zależność (18):

$$T_f = T'_1 + \frac{Q_3}{c_{23}} = T_0 + \frac{Q_0}{c} + \frac{Q_1}{c_1} + \frac{Q_3}{c_{23}} \quad (18)$$

gdzie:

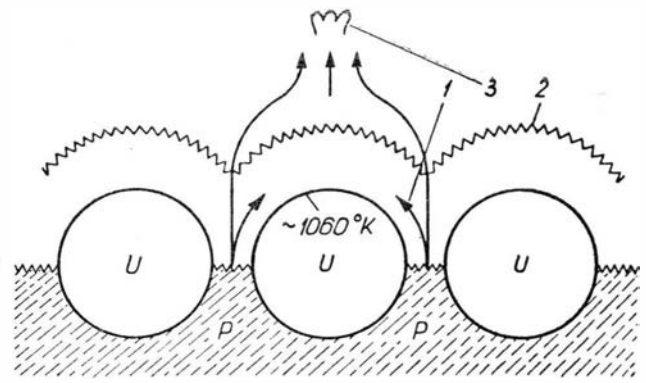
- Q_3 — ciepło reakcji strefy płomienia,
- c_{23} — średnia pojemność cieplna strefy przygotowawczej i płomienia.

Przedstawiony model jest ogólny. Można przedstawić także jego prostsze przypadki, np. model, w którym nie występuje strefa przygotowawcza, co ma miejsce przy wysokich ciśnieniach.

Dla paliw złożonych, będących mieszaniną dwóch różnych związków chemicznych — paliwa i utleniacza — liniowe prędkości rozkładu poszczególnych związków muszą być równe. Prędkości rozkładu określają równania Arrheniusa, wobec czego istnieje następująca zależność:

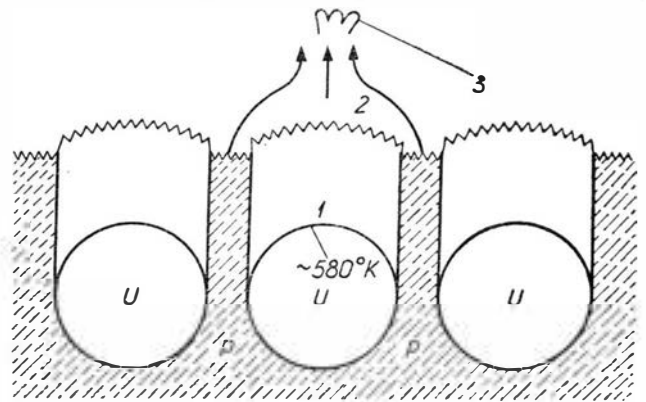
$$B_{sp} \exp\left(-\frac{E_{sp}}{R T_{sp}}\right) = B_{su} \exp\left(-\frac{E_{su}}{R T_{su}}\right) \quad (19)$$

Ponieważ dla paliwa i utleniacza współczynniki chemiczne, tzw. współczynniki częstościowe, są różne oraz różne są energie aktywacji, temperatury powierzchni muszą być też różne. Wniosek ten nosi nazwę postulatu dwóch temperatur. Procesy rozkładu (pirolizy) paliwa są endotermiczne, a utleniacza — egzotermiczne. Ponieważ ilość utleniacza jest większa od ilości paliwa, to w efekcie sumaryczny proces



2. Schemat powierzchni spalania paliwa na osnowie nadchloranu amonu [11]:

- 1 — dyfuzja gazowego paliwa do warstwy cieplnej, 2 — częściowe reakcje utleniania, tzw. płomień rozkładowy, 3 — reakcje spalania, 4 — płomień dyfuzyjny



3. Schemat powierzchni spalania paliwa na osnowie azotanu amonu [11]:

- 1 — warstwa cieplna, 2 — wstępne reakcje utleniania, 3 — reakcje w fazie gazowej

rozkładu jest egzotermiczny. Większość utleniaczy ma temperaturę rozkładu wyższą od temperatury pirolizy paliwa (lepiszcza). W ten sposób kryształki utleniacza wystają ponad powierzchnię paliwa i są w kontakcie ze strefami o wyższej temperaturze. Schemat powierzchni spalania tego rodzaju paliw przedstawia rys. 2. Schemat powierzchni spalania paliw opartych na bazie azotanu amonu, których rozkład następuje przy niższej temperaturze utleniacza, przedstawia rys. 3.

Niejednorodność paliw złożonych powoduje niejednorodność strefy gazowej. Dlatego reakcje chemiczne poprzedza mieszanie. Jeżeli gazyfikacja paliwa stałego następuje po uprzednim stopieniu, to do strefy spalania przedostają się składniki przemieszane. Jeżeli gazyfikacja następuje w wyniku sublimacji, zmieszanie nie występuje.

W przypadku, gdy różnice temperatur powierzchni rozkładu paliwa i utleniacza są niewielkie, można posługiwać się modelem takim jak dla paliw homogenicznych. Rozbieżności będą tym mniejsze, im mniejsze będą ziarna utleniacza.

Jak wspomniano, niejednorodność paliw złożonych w fazie stałej powoduje konieczność zmieszania. Przy niskich ciśnieniach prędkość mieszania gazowych produktów rozkładu paliwa i utleniacza przewyższa prędkość reakcji chemicznych. Procesem kontrolującym spalanie są tu reakcje w fazie gazowej. W tym przypadku spalanie ma charakter kinetyczny. Przy wysokich ciśnieniach, gdy prędkości reakcji chemicz-

nych są duże, prędkość spalania jest kontrolowana przez dyfuzję gazowych składników. Spalanie ma więc charakter dyfuzyjny.

Spalanie niestateczne. Czasem obserwuje się w czasie spalania wysokie ciśnienia, których nie można wyjaśnić w oparciu o teorię statecznego spalania. Szczegółowe badania zjawiska wykazały, że wysokie te są następstwem zwiększenia prędkości spalania w wyniku stycznych pulsacji ciśnienia o dużej częstotliwości, których nie można zarejestrować przez typowe czujniki. Ustalono także, że pulsacje ciśnienia prowadzą do zmian średniej prędkości spalania.

W czasie pulsacji ciśnienia występują zmiany ilości ciepła dostarczanego do powierzchni spalania powodujące zmiany temperatury powierzchni spalania. Zależność prędkości spalania od temperatury określa prawo Arrheniusa. Krzywa zależności ma punkt przegięcia dla wartości temperatury określonej przez równanie (20):

$$T_{sp} = \frac{E_s}{4R} \quad (20)$$

Poniżej punktu przegięcia krzywa jest wklęsła, powyżej wypukła.

Jeżeli temperatura równowagi T_s jest mniejsza od temperatury przegięcia, to jednakowym zmianom temperatury T_s będą odpowiadały mniejsze spadki i większe przyrosty prędkości spalania, tak że średnia prędkość spalania w przeciągu całego okresu drgań będzie większa od prędkości ustalonej.

Jeżeli temperatura równowagi T_s jest wyższa od temperatury przegięcia, to przy obniżeniu temperatury powierzchni spalania nastąpi większy spadek prędkości spalania niż przyrost prędkości przy podwyższeniu temperatury o taką samą wartość. Średnia prędkość spalania w przeciągu okresu drgań będzie więc mniejsza od prędkości ustalonej. Gdy zmiany temperatury powierzchni spalania będą niewielkie,

średnia prędkość spalania się nie zmieni. Może się zdarzyć, w przypadku gdy ustalona temperatura powierzchni spalania znajduje się na odcinku krzywej o małej krzywiznie, że nawet przy dużych pulsacjach ciśnienia zmiana średniej prędkości spalania będzie nieznaczna. Zmiany prędkości spalania wywołane zmianą temperatury powierzchni przedstawia rys. 4.

Zależność prędkości spalania od pulsacji ciśnienia jest warunkiem koniecznym, ale niewystarczającym do występowania niestateczności. Niestateczność wystąpi dopiero wówczas, gdy między poszczególnymi procesami łączącymi pulsacje ciśnienia z prędkością spalania wystąpią odpowiednie opóźnienia, tak aby początkowe niewielkie zakłócenia były wzmacniane energią uzyskaną ze spalania. Opóźnienia zależą nie tylko od rodzaju paliwa, ale także od cech konstrukcyjnych silnika.

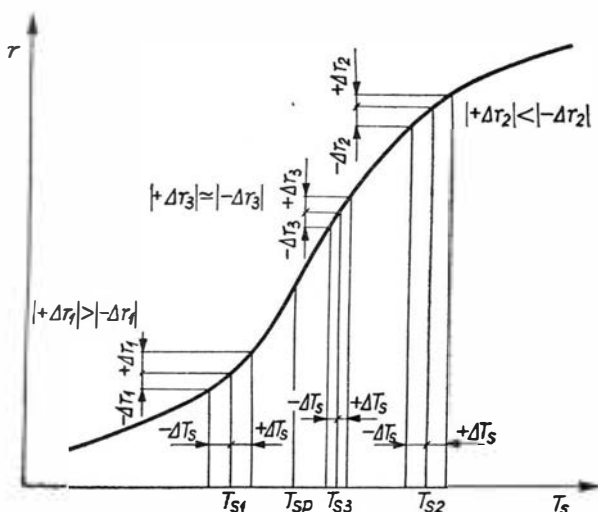
Analiza teoretyczna, potwierdzona eksperymentalnie, wykazuje, że każdemu zespołowi cech termodynamicznych i balistycznych silnika i paliwa odpowiada określona częstość pulsacji parametrów strumienia gazów, przy których występuje duża amplituda pulsacji temperatury powierzchni spalania⁷ i zmienia się (w większości przypadków wzrasta) średnia prędkość spalania. Jednakże, jak wykazuje analiza przeprowadzana przez L. Greena [3], pulsacje o małej częstości nie prowadzą do większych zmian temperatury powierzchni spalania — jej maksymalne odchylenia nie przekraczają 2% wartości ustalonej. Dopiero przy dużych częstościach, przekraczających 10^4 rad/sek, zmiany temperatury powierzchni spalania mogą wywołać istotne zmiany prędkości spalania.

Z powodu dużej ilości parametrów oddziałujących na procesy spalania, opracowanie uniwersalnej teorii czy też teoretycznego modelu wyjaśniającego wpływ wszystkich czynników oraz różny wpływ niektórych z nich jest zagadnieniem bardzo skomplikowanym.

Brak wyników z systematycznych badań uniemożliwia wyjaśnienie wielu zjawisk, a niejednokrotnie uniemożliwia stwierdzenie czy nie wynikają one z błędów pomiarowych lub wpływu nie zarejestrowanych zjawisk (np. erozja ujemna).

Literatura

- [1] Friedman R., Nugent R. C., Rumbel K. E., Scurlock A. C.: „Deflagration of Ammonium Perchlorate”. Sixth Symposium (International) on Combustion. New York, 1958.
- [2] Green L.: „Erosive Burning of Some Composite Solid Propellants”. Jet Propulsion, No. 1, 1954.
- [3] Green L.: „Some Properties of a Simplified Model of Solid Propellant Burning”. Jet Propulsion, No. 6, 1958.
- [4] Handbook of Astronautical Engineering. New York, 1961.
- [5] Hermoni A., Salman A.: „The Catalytic Decomposition of Ammonium Perchlorate”. Eighth Symposium (International) on Combustion. Baltimore, 1962.
- [6] Huggett C., Bartley C. E., Mills M. M.: „Solid Propellant Rockets”. Princeton, New Jersey, 1960.
- [7] Lake A., Marklund T.: „Experimental Investigation of Propellant Erosion”. ARS Journal, No. 2, 1960.
- [8] Lenoir J. M., Robillard G.: „A Mathematical Method to Predict the Effects of Erosive Burning in Solid Propellant Rockets”. Sixth Symposium (International) on Combustion. New York, 1957.



4. Zależność zmian prędkości spalania od zmian temperatury powierzchni:

- T_{s1} — temperatura ustalona powierzchni mniejsza od temperatury przegięcia T_{sp} ,
- T_{s2} — temperatura ustalona powierzchni większa od temperatury przegięcia T_{sp} ,
- T_{s3} — temperatura ustalona powierzchni na odcinku linii o małej krzywiznie

Maksymalna prędkość śmigłowca i możliwości jej podwyższenia

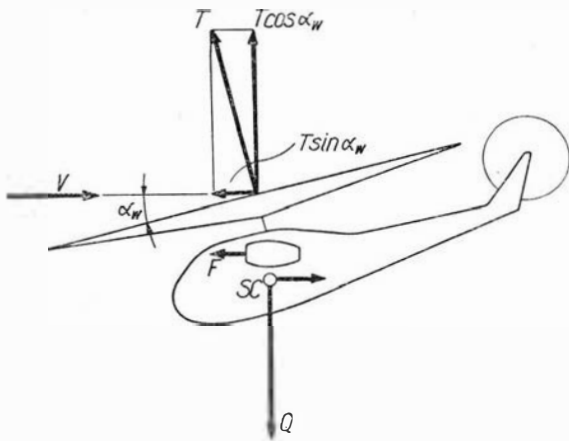
C z ę ś ć II

Pewne sposoby podwyższenia maksymalnej prędkości śmigłowców

Dodatkowy ciąg do przodu

Uproszczony obraz sił działających w locie poziomym na śmigłowiec wyposażony w urządzenie wytwarzające dodatkowy ciąg do przodu różni się tylko nieznacznie (obecnością wektora ciągu dodatkowego F) od obrazu sił działających na śmigłowiec „czysty” (rys. 5).

W pierwszej kolejności rozpatrzmy wpływ ciągu dodatkowego na ograniczenie prędkości mocą zespołu napędowego. Uczynimy przy tym założenie, że ciąg dodatkowy zapewniany jest z dodatkowego



5. Siły działające na śmigłowiec z ciągiem dodatkowym w locie poziomym — obraz uproszczony

źródła i moc dostarczana wałem do wirnika jest nadal równa ηN .

Równanie równowagi sił w kierunku prędkości lotu ma postać:

$$T \cdot \sin \alpha_w + F = P_p + P_i + P_{sz} \quad (38)$$

gdzie: F — ciąg dodatkowy w kG, a inne symbole mają to samo znaczenie co we wzorach (24 i 26).

Przekształcając równanie równowagi sił na równanie bilansu mocy otrzymamy:

$$\eta N + \frac{FV}{75} = N_p + N_i + N_{sz} \quad (39)$$

Pamiętając, że $V = \mu \Omega R$ i przyjmując oznaczenie:

$$K_5 = \frac{F \Omega R}{75}$$

równaniu 39 możemy nadać postać:

$$\eta N + K_5 \mu = \frac{K_1}{\mu} + K_2 \mu^2 + K_3 + K_4 \mu^3 \quad (40)$$

z której dochodzi się łatwo do równania czwartego stopnia określającego maksymalną prędkość lotu:

$$\mu^4 + \frac{K_2}{K_4} \mu^3 - \frac{K_5}{K_4} \mu^2 + \frac{K_3 - \eta N}{K_4} \mu + \frac{K_1}{K_4} = 0 \quad (41)$$

Od równania (6) dla śmigłowca „czystego” równanie powyższe różni się jedynie wyrazem zawierającym współczynnik K_5 .

Rozpatrując zagadnienie od strony ograniczenia V_{max} przez kąty natarcia zwrócić trzeba uwagę, że ciąg dodatkowy wpływa przede wszystkim na zmniejszenie kąta natarcia wirnika α_w , a za jego pośrednictwem na współczynnik przepływu λ .

Pamiętamy z równania (25), że kąt natarcia tarczy wirnika α_w był określony ogólnym związkiem:

$$\alpha_w = \arctg \frac{P_x}{Q}$$

gdzie symbol P_x reprezentował sumę sił działających na śmigłowiec w kierunku lotu. Dla przypadku śmigłowca z ciągiem dodatkowym suma ta będzie równa:

$$P_x = P_p + P_i + P_{sz} - F \quad (42)$$

i kąt natarcia wirnika w będzie równy:

$$\alpha_w = \arctg \left[\frac{C_{xp} \sigma}{4\mu C_T} (1 + 4,65 \mu^2) + \frac{C_T}{4\mu^2} + \frac{f\mu^2}{C_T \pi R^2} - \frac{F}{Q} \right] \quad (43)$$

Kąt natarcia w przekroju łopaty odległym od osi obrotu o r będzie, jak poprzednio, wyrażony wzorem (19) z tym, że funkcje kąta natarcia $\sin \alpha_w$ i $\cos \alpha_w$ muszą być w nim obliczone dla kąta α_w według wzoru (43). Muszą być również obliczone ponownie dla przypadku dodatkowego ciągu współczynnik przepływu λ i wszystkie wielkości związane z nim, to jest kąt nastawienia θ_0 oraz współczynniki wahań łopat a_0, a_1, b_1, a_2, b_2 .

Przyjmijmy, że śmigłowiec służący jako przykład obliczeniowy zostaje wyposażony w ciąg dodatkowy $F = 100$ kG. Prowadząc w pierwszej kolejności analizę V_{max} ograniczoną mocą zespołu napędzającego wirnik nośny otrzymamy:

$$K_5 = \frac{100 \cdot 176}{75} = 234,6 \text{ KM}$$

Pozostałe współczynniki K mają tę samą wartość co w przypadku rozpatrzonym w równaniu (5), w związku z czym równanie prędkości maksymalnej jest:

$$\mu^4 + 0,05585 \mu^3 - 0,03688 \mu^2 - 0,06031 \mu + 0,00193 = 0$$

Pierwiastkiem rzeczywistym i dodatnim spełniającym powyższe równanie jest $\mu = 0,394$, co odpowiada maksymalnej prędkości lotu śmigłowca ograniczonej mocą zespołu napędowego:

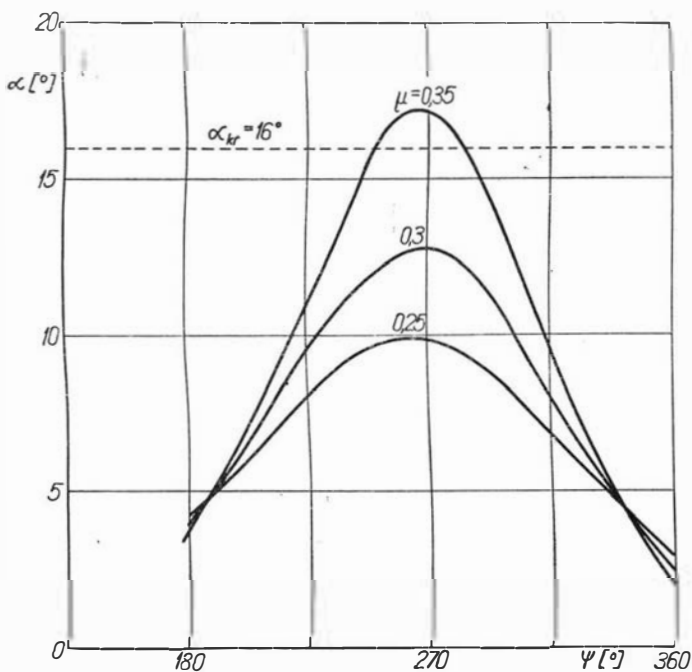
$$V_{max} = \mu \Omega R = 0,394 \cdot 176 = 69,3 \text{ m/s} = 249,6 \text{ km/h.}$$

Tablica 4

Wielkość	μ			
	0,25	0,30	0,35	0,40
Kąt nat. tarczy wirn. α_w	7°20'	8°07'	9°34'	11°30'
	0,1279	0,1416	0,1669	0,2006
Kąt nast. łopaty u nas. β_0	9°44'	10°17'	11°05'	12°06'
	0,1701	0,1795	0,1933	0,2111
Współcz. przepływu λ	0,0410	0,0499	0,0646	0,0855
Współczynniki wahań:				
a_0	0,1565	0,1799	0,2156	0,2647
a_1	0,1076	0,1448	0,1986	0,2723
b_1	0,0533	0,0731	0,1019	0,1425
a_2	0,0070	0,0113	0,0179	0,0279
b_2	-0,0018	-0,0029	-0,0045	-0,0070

Rozpatrując V_{max} jako funkcję kąta natarcia łopatek otrzymamy dla śmigłowca—przykładu wielkości charakterystyczne przedstawione w tablicy 4.

Podane w tablicy 4 wielkości zależne od ciągu dodatkowego oraz parametrów, na które obecność ciągu nie wywiera wpływu, to jest C_T , t_1 , t_2 , t_3 , t_4 umożliwiając obliczenie za pomocą wzoru (19a) kąta natarcia w przekroju łopaty odległym o $\bar{r} = 0,7$. Wynik takiego obliczenia przedstawia rys. 6. Jak z niego



6. Kąt natarcia w przekroju łopaty $r = 0,7$ — śmigłowiec z ciągiem dodatkowym

widać, graniczna wartość kąta natarcia $\alpha = 16^\circ$ osiągnięta jest przy $\mu = 0,338$, co daje maksymalną prędkość lotu śmigłowca przy ograniczeniu oderwaniem strug równą:

$$V_{max} = \mu \Omega R = 0,338 \cdot 176 = 59,5 \text{ m/s} = 214,2 \text{ km/h}$$

Z powyższego wynika, że śmigłowiec — przykład po zaopatrzeniu w ciąg dodatkowy $F = 100 \text{ kG}$ ma maksymalną prędkość lotu:

- a) przy ograniczeniu mocą o 19,7 km/h, to jest o 8,6%
- b) przy ograniczeniu kątami nat. o 16,5 km/h, to jest o 8,3% — wyższą niż w wersji „czystej”.

Skrzydło dodatkowe

Obecność skrzydła dodatkowego wprowadza w obrazie sił działających na śmigłowiec większe zmiany, niż miało to miejsce w przypadku ciągu, a to z tego względu, że obecność skrzydła dodatkowego oddziałuje zarówno na równowagę sił w kierunku poziomym jak i pionowym (rys. 7 i 8).

W kierunku prędkości lotu równowaga sił daje się przedstawić prostym równaniem:

$$T \cdot \sin \alpha_w = P_p + P_i + P_s + S_x \quad (44)$$

gdzie: S_x oznacza opór skrzydła.

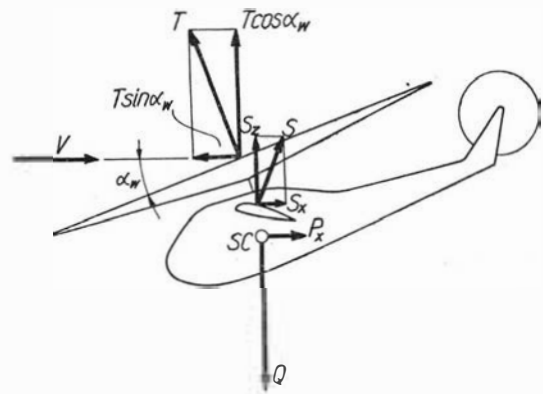
W kierunku pionowym równowaga sił działających na śmigłowiec jest następująca:

$$T \cdot \cos \alpha_w + S_z = Q \quad (45)$$

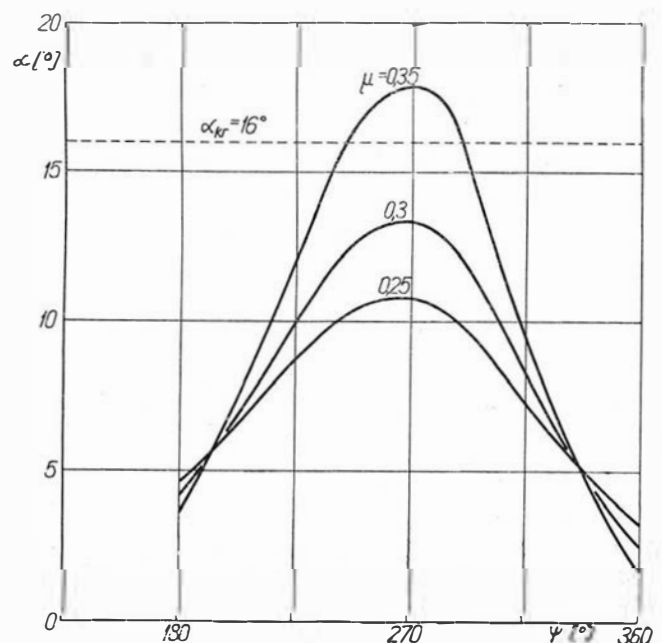
lub:

$$T \cdot \cos \alpha_w = Q - S_z \quad (45a)$$

Z równań równowagi widać, że w przypadku obecności skrzydła pozioma składowa ciągu wirnika równoważy sumę oporów śmigłowca powiększoną o opór skrzydła, natomiast składowa pionowa równoważy ciężar śmigłowca zmniejszony o udźwig wytworzony na skrzydle dodatkowym.



7. Siły działające na śmigłowiec ze skrzydłem dodatkowym w locie poziomym — obraz uproszczony



8. Kąt natarcia w przekroju łopaty $r = 0,7$ — śmigłowiec ze skrzydłem

Dokonajmy, podobnie jak dla przypadku dodatkowego ciągu do przodu, przekształcenia równania równowagi sił na równanie bilansu mocy. Otrzymamy w rezultacie:

$$\eta N = N_p + N_t + N_{sz} + N_s \quad (46)$$

gdzie N_s reprezentuje moc niezbędną na pokonanie oporu skrzydła S_x . Moc ta jest oczywiście równa:

$$N_s = \frac{S_x \cdot V}{75} = \frac{1}{2,75} \cdot C_{xs} \rho A_s (\Omega R)^3 \mu^3 \quad (47)$$

Przed dalszym przekształceniem równania bilansu mocy uwzględnić trzeba, że pionowa składowa ciągu wirnika ma wielkość określoną równaniem (45a), czyli mniejszą od ciężaru śmigłowca o udźwig skrzydła. W związku z tym moc indukowana dla wirnika śmigłowca ze skrzydłem jest równa:

$$N_{is} = \frac{1}{2 \cdot 75 \pi R^2 \rho \Omega R \mu} (Q^2 - 2Q S_z + S_z^2) \quad (48)$$

Ponieważ siła nośna (udźwig) skrzydła jest w przybliżeniu (przy założeniu, że prędkość opływu skrzydła jest równa prędkości lotu V):

$$S_z = C_{zs} \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 A_s = \frac{1}{2} C_{zs} \rho (\Omega R)^2 A_s \mu^2 \quad (49)$$

moc indukowana na wirniku wyraża się związkem:

$$N_{is} = \frac{1}{2 \cdot 75 \pi R^2} \left(\frac{Q^2}{\rho \Omega R} \cdot \frac{1}{\mu} - Q \cdot C_{zs} \rho \Omega R \cdot A_s \mu + \frac{C_{zs}^2 \rho (\Omega R)^3 A_s^2}{4} \right) \quad (50)$$

Uwzględniając powyższą zmienność N_{is} możemy napisać równanie bilansu mocy w postaci:

$$\eta N = K_1 \cdot \frac{1}{\mu} + K_6 \mu^3 + K_2 \mu^2 + K_3 + K_4 \mu^3 + K_8 \mu^3 \quad (51)$$

którą można doprowadzić do postaci równania czwartego stopnia określającego maksymalną prędkość lotu śmigłowca ze skrzydłem dodatkowym:

$$\mu^4 + \frac{K_2}{K_4 + K_7 + K_8} \mu^3 + \frac{K_6}{K_4 + K_7 + K_8} \mu^2 + \frac{K_3 - \eta N}{K_4 + K_7 + K_8} \mu + \frac{K_1}{K_4 + K_7 + K_8} = 0 \quad (52)$$

W równaniu tym K_1 , K_2 , K_3 i K_4 mają znaczenie jak w poprzednich rozważaniach, zaś:

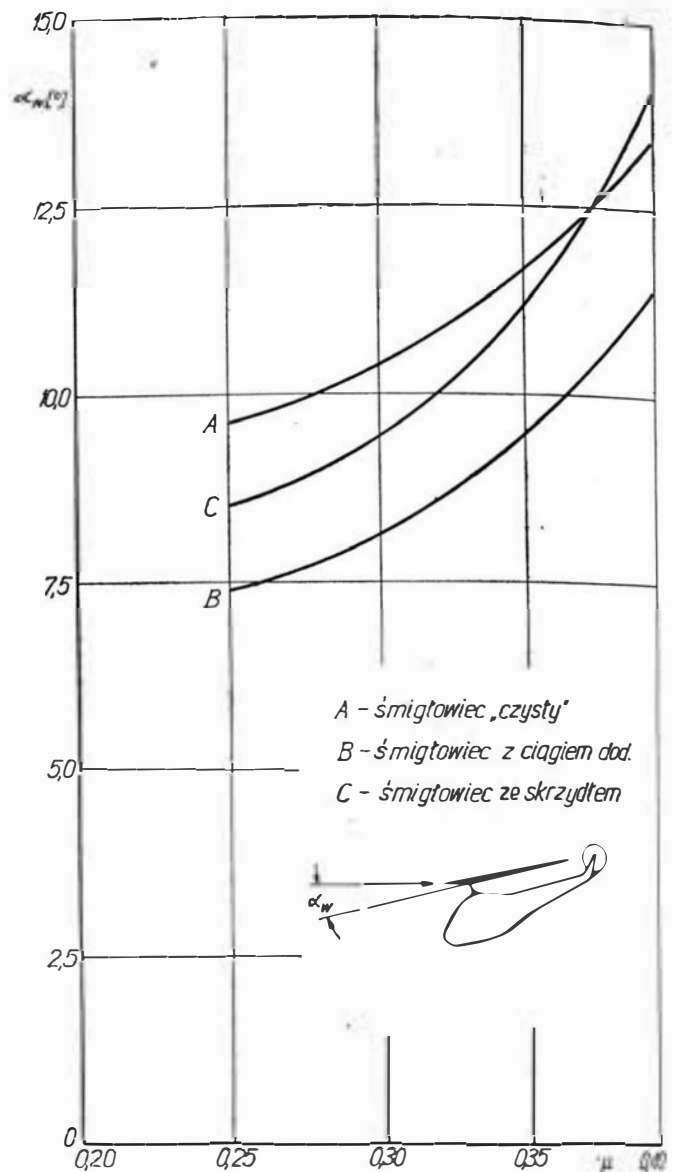
$$K_6 = - \frac{Q \cdot C_{zs} \rho \Omega R \cdot A_s}{2,75 \cdot \pi R^2}$$

$$K_7 = \frac{C_{zs}^2 \rho (\Omega R)^3 A_s^2}{8,75 \cdot \pi R^2}$$

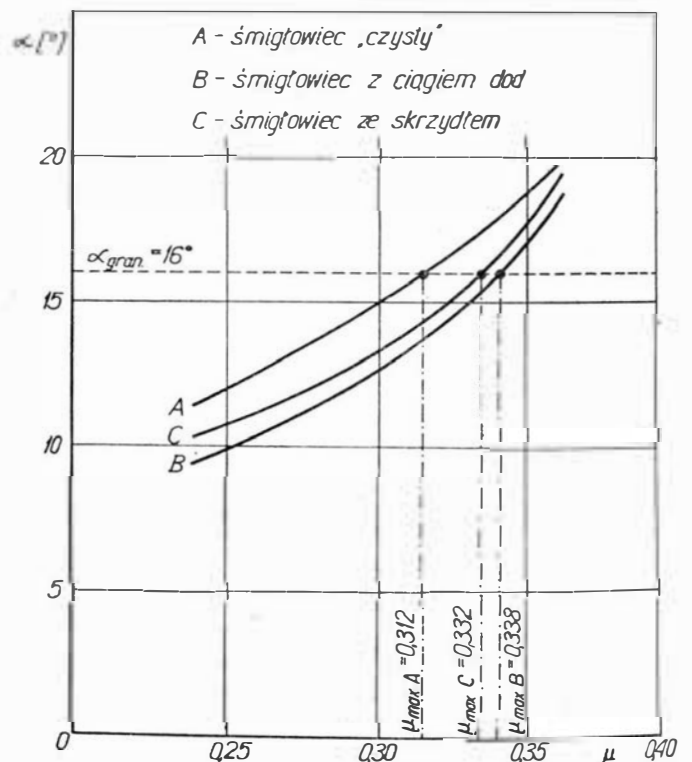
$$K_8 = \frac{C_{xs} \rho A_s (\Omega R)^3}{2,75}$$

Wielkość współczynnika siły nośnej C_{zs} i współczynnika oporu C_{xs} skrzydła dodatkowego obliczona powinna być z uwzględnieniem charakterystycznych parametrów takich jak kąt zaklinowania skrzydła na kadłubie (lub związek kąta ustawienia ze sterownicami), współczynnik interferencji z kadłubem i tym podobnych.

Podchodząc do zagadnienia, podobnie jak poprzednio, również od strony ograniczeń V_{max} przez kąty natarcia łopat nośnych zauważyć trzeba, że obecność skrzydła dodatkowego zmienia zarówno kąt natarcia



9. Kąt natarcia wirnika śmigłowca — przykładu



10. Maksymalny kąt natarcia w przekroju $r = 0,7$ dla różnych wariantów śmigłowca — przykładu

tarczy wirnika α_w jak i współczynnik przepływu λ i inne charakterystyczne wielkości (rys. 9 i 10).

W pierwszej kolejności rozpatrzmy kąt natarcia tarczy wirnika α_w . Biorąc pod uwagę związki (44 i 45a) otrzymujemy:

$$\alpha_w = \arctg \frac{P_p + P_i + P_s + S_x}{Q - S_z} \quad (53)$$

Wyrażenie to możemy łatwo przekształcić do postaci analogicznej do wzoru (31) w ten sposób, że współczynnik ciągu wirnika C_T we wzorze (31) zostanie zastąpiony przez:

$$C_{Ts} = \frac{2Q}{\rho \pi R^2 (\Omega R)^2} - \frac{C_{zs} A_s}{\pi R^2} \mu^2 \quad (54)$$

zaś w nawiasie kwadratowym wystąpi czwarty człon równy:

$$\frac{S_x}{Q - S_z} - \frac{C_{xs}}{\frac{-2Q}{\rho A_s (\Omega R)^2 \mu^2} - C_{zs}} \quad (55)$$

Po dokonaniu powyższych operacji otrzymamy:

$$\alpha_{ws} = \arctg \left[\frac{C_{xp} \sigma}{4 \mu C_{Ts}} (1 - 4,65 \mu^2) + \frac{C_{Ts}}{4 \mu^2} + \frac{f \mu^2}{C_{Ts} \pi R^2} + \frac{C_{xs}}{\frac{2Q}{\rho A_s (\Omega R)^2 \mu^2} - C_{zs}} \right] \quad (56)$$

Skok ogólny ϑ_0 (u nasady) zostaje obliczony z zależności (20) z tym, że współczynnik C_T wyznaczony zostaje ze zmodyfikowanego związku (21):

$$C_{Ts}^* = \frac{4}{Rak b_0} \left(\frac{2Q}{\rho (\Omega R)^2} - C_{zs} A_s \mu^2 \right) \frac{1}{\cos \alpha_w} \quad (57)$$

średnia prędkość indukowana:

$$\bar{v}_{os} = \frac{p}{2 \rho e \mu (\Omega R)^2} \frac{C_{zs} A_s}{4e \cdot \pi R^2 \cdot \mu} \quad (58)$$

i wreszcie współczynnik przepływu:

$$\lambda_s = \mu \sin \alpha_{ws} + \bar{v}_{os} \quad (59)$$

Za pomocą powyższych wielkości, obliczonych dla przypadku śmigłowca ze skrzydłem, określić należy również współczynniki wahań, posilkując się przy tym wzorami (33—37). Mając obliczone wszystkie wielkości charakterystyczne można wyznaczyć kąt natarcia wzorem (19a).

Dla śmigłowca—przykładu przyjmujemy, że zaopatrzonego zostaje on dla podwyższenia maksymalnej prędkości lotu w skrzydło dodatkowe o powierzchni $A_s = 6 \text{ m}^2$ i wydłużeniu $\Lambda = 6$ z tak dobranym profilem i kątem zaklinowania na kadłubie, że odniesione do jego powierzchni współczynniki siły nośnej i oporu są dla przypadku lotu z wysoką prędkością odpowiednio równe:

$$\begin{aligned} C_{zs} &= 0,25 \\ C_{xs} &= 0,01. \end{aligned}$$

Dla tak przyjętych wielkości współczynniki występujące w równaniu prędkości maksymalnej, charakterystyczne dla przypadku śmigłowca ze skrzydłem, są równe:

$$\begin{aligned} K_6 &= -34,3 \text{ KM} \\ K_7 &= 23,9 \text{ KM} \\ K_8 &= 272,6 \text{ KM} \end{aligned}$$

i równanie (52) przyjmuje postać:

$$\mu^4 + 0,053370 \mu^3 - 0,005150 \mu^2 - 0,057628 \mu + 0,001849 = 0.$$

Równanie jest spełnione przez $\mu = 0,362$, to jest tę samą wielkość co w przypadku śmigłowca „czystego”. Odpowiadająca temu pierwiastkowi prędkość maksymalna (ograniczona mocą) wynosi:

$$V_{\max} = 63,712 \text{ m/s} = 229,4 \text{ km/h.}$$

Rozpatrując V_{\max} śmigłowca ze skrzydłem jako wielkość ograniczoną kątem natarcia łopaty nośnej w przekroju $\bar{r} = 0,7$ otrzymamy dla śmigłowca—przykładu dane charakterystyczne (tabl.5), obliczone między innymi za pomocą związków (53—55 i 57—59).

Tablica 5

Wielkość	μ			
	0,25	0,30	0,35	0,40
Kąt nat. tarczy wirn. α_w	8°27' 0,1474	9°24' 0,1640	11°22' 0,198	14°14' 0,248
Kąt nast. łopat u nas. ϑ_0	10°23' 0,1813	10°45' 0,1877	11°37' 0,2029	13°01' 0,2273
Współcz. przepływu λ	0,04503	0,05561	0,07436	0,10276
Współczynniki wahań:				
a_0	0,1721	0,1948	0,2371	0,3026
a_1	0,1178	0,1562	0,2161	0,3076
b_1	0,0585	0,0791	0,1121	0,1629
a_2	0,0077	0,0122	0,0196	0,0318
b_2	-0,0020	-0,0031	-0,0049	-0,0079

Korzystając z liczb zawartych w tabl. 2, 5 i stosując do obliczenia kątów natarcia wzór (56) otrzymujemy współczynnik prędkości maksymalnej $\mu = 0,332$, co daje prędkość:

$$V_{\max} = \mu \Omega R = 0,332 \cdot 176 = 58,4 \text{ m/s} = 210,4 \text{ km/h.}$$

Przy odniesieniu uzyskanych wyników dla śmigłowca ze skrzydłem do maksymalnej prędkości śmigłowca „czystego” widzimy, że V_{\max} śmigłowca „uskrzydłonego” jest:

a) przy ograniczeniu mocą — równa prędkości śmigłowca bez skrzydła,

b) przy ograniczeniu kątami natarcia — wyższa o 12,7 km/h, tj. o 6,4%.

Na zakończenie rozważań nad śmigłowcem „uskrzydłonym” podkreślić należy, że skrzydło podwyższyło maksymalną prędkość bez konieczności instalowania dodatkowej mocy, co było nieuniknione przy rozwiązaniu z ciągiem dodatkowym.

Dcn

Pierwsza część artykułu była opublikowana w zeszytach 10/11 z 1966 r.

Spawanie strumieniem elektronów

W najnowszych konstrukcjach lotniczych i rakietowych coraz szerzej stosowane są takie metale, jak tytan, cyrkon, molibden, wolfram itp. Odnaczają się one dużą odpornością na korozję i wysokie temperatury. Te własności wytrzymałościowe są szczególnie cenne w konstrukcjach lotniczych i raketowych. Konieczne jest opanowanie odpowiednich metod łączenia tych metali, ponieważ znane i dotychczas w kraju stosowane metody spawania i zgrzewania nie gwarantują uzyskania optymalnych własności złączy. Wysoka temperatura topnienia oraz duże powinowactwo tych metali do tlenu narzucają konieczność zwiększenia mocy źródła ciepła przy spawaniu, a także lepszego zabezpieczenia przed oddziaływaniem tlenu i azotu z atmosfery.

Wymagania te w pełni spełniają fizyczne metody spawania, do których zaliczamy spawanie laserowe oraz spawanie strumieniem elektronów. Spawanie strumieniem elektronów rozwinęło się bardzo szybko i jest szeroko stosowane w krajach zachodnich.

Zastosowanie strumienia elektronów w technice datuje się od czasu wynalezienia lampy rentgenowskiej i lampy wzmacniającej, a więc od dość dawna. Strumień elektronów zdobył sobie olbrzymie znaczenie w technice. W nowoczesnej produkcji, zmechanizowanej i często zautomatyzowanej, decydującą rolę odgrywają elektroniczne urządzenia łączące, sterujące i regulujące.

Aparaty rentgenowskie, mikroskopy elektronowe, a nawet odbiorniki telewizyjne szeroko stosowane są do kontroli materiałów i półfabrykatów. W ostatnich latach zbudowano także obrabiarki, wykorzystujące strumień elektronów do obróbki materiałów. Przeniesienie energii drogą bombardowania elektronami wystąpiło pierwotnie jako szkodliwe zjawisko uboczne. Dopiero od niewielu lat zjawisko to znajduje zastosowanie techniczne, przede wszystkim do topienia trudno topliwych metali i stopów. Praktyczne zastosowanie strumienia elektronów jako źródła ciepła przy spawaniu datuje się zaledwie od kilku lat. Jednakże rozwój tej metody głównie na bazie przemysłu raketowego, lotniczego i nuklearnego nastąpił bardzo szybko. W ciągu kilku lat opracowano i wykonano wiele typów urządzeń, opracowano technologię spawania bardzo złożonych elementów konstrukcyjnych wykonanych z metali uznawanych dotychczas za niespawalne, a liczne publikacje na ten temat w pismach technicznych świadczą o coraz szerszym zastosowaniu tej metody. Tak szybki rozwój i szerokie zastosowanie metody wynika z jej cennych właściwości umożliwiających proste rozwiązywanie niektórych skomplikowanych problemów łączenia części.

Zasada spawania strumieniem elektronów

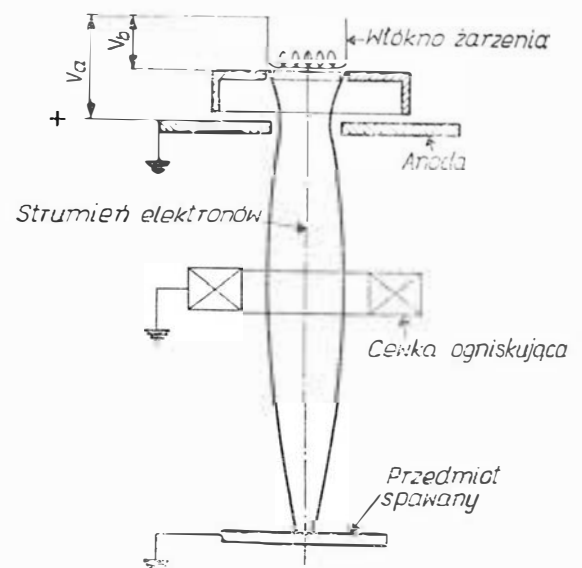
Metale takie jak wolfram, tantal itp. podgrzane do odpowiednio wysokiej temperatury mają zdolność

emitowania elektronów. Elektrony te, poruszając się z dużą prędkością, przy uderzeniu o jakiegokolwiek ciało tracą znaczną część swojej energii kinetycznej i zamieniają ją na ciepło. Zasada procesu spawania strumieniem elektronów schematycznie przedstawiona jest na rysunku 1.

Rozżarzone włókno wolframu (w postaci spirali lub płytki) emituje elektrony, które pod działaniem napięcia V_a są przyspieszane w kierunku materiału spawanego będącego anodą. W celu skupienia i odpowiedniego ukształtowania strumienia elektronów na jego drodze od katody do anody umieszcza się cewkę ogniskującą. Prędkość poruszania się elektronów, a zatem ich energia kinetyczna, a w efekcie ilość uzyskanego ciepła, uzależniona jest od wielkości napięcia (V_a) pomiędzy katodą i anodą (przedmiotem spawanym). W celu zwiększenia prędkości elektronów oraz nadania odpowiedniego kształtu (skupienia w wiązkę) strumieniowi pomiędzy katodę i cewkę skupiającą umieszcza się anodę o ujemnym napięciu (V_b).

W efekcie skupienia strumienia elektronów o dużej energii kinetycznej na bardzo małej przestrzeni uzyskuje się źródło ciepła o bardzo dużej koncentracji — 1000 razy większej niż przy spawaniu łukowym — które umożliwia stopienie nawet najtrudniej topliwych metali.

Aby jednakże w pełni wykorzystać energię kinetyczną strumienia elektronów do zamiany jej na ciepło, konieczne jest, aby proces spawania przebiegał w próżni 10^{-4} mm Hg. W atmosferze gazowej elektrony natrafiając na atomy gazu traciłyby swą energię i powodowały jonizację. Jony z kolei powodowałyby niszczenie katody.



1. Zasada spawania strumieniem elektronów

Przedstawiony na rysunku 1 układ formowania strumienia jest uproszczony i schematyczny. W budowanych obecnie urządzeniach do spawania strumieniem elektronów stosuje się bardziej skomplikowane elektronowe układy optyczne.

Charakterystyczne właściwości procesu

Charakterystycznymi właściwościami procesu spawania strumieniem elektronów, które wyróżniają go spośród innych metod spawania, są: wysoka gęstość energii strumienia, możliwość łatwego dozowania jej i sterowania, czystość przebiegu procesu i duża sprawność cieplna.

Strumień elektronów stanowi źródło ciepła, które przewyższa wszystkie dotychczas znane i stosowane w spawalnictwie pod względem gęstości (koncentracji) energii oraz pod względem precyzji jej dozowania i sterowania. Olbrzymią gęstość energii strumienia elektronów uzyskuje się dzięki możliwości skoncentrowania go na bardzo małej powierzchni. Dla porównania w tabelicy podano zestawienie porównawcze gęstości różnych źródeł ciepła. Tak duża gęstość energii umożliwia stapianie różnorodnych i trudno topliwych metali.

Źródło ciepła	Najmniejsza powierzchnia działania cm^2	Najmniejsza gęstość energii W/cm^2
Płomień palnika acetylenowo-tlenowego	10^{-2}	10^4
Łuk elektryczny	10^{-3}	10^5
Strumień elektronów	10^{-7}	10^9

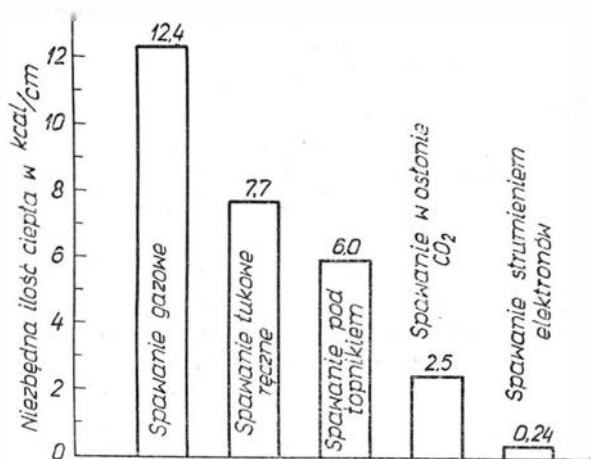
W wyniku oddziaływania pola elektrycznego lub magnetycznego strumień elektronów może być w dowolny sposób odchylany i sterowany, co umożliwia wykonywanie bardzo dokładnych spoin i automatyzację procesu spawania. Bardzo wysoki stopień czystości spoiny uzyskuje się dzięki temu, że metal stopiony w próżni nie pochłania gazów.

Porównaniem charakteryzującym sprawność różnych źródeł ciepła stosowanych przy spawaniu może być porównanie niezbędnych ilości ciepła (z różnych źródeł) do uzyskania takiego samego złącza.

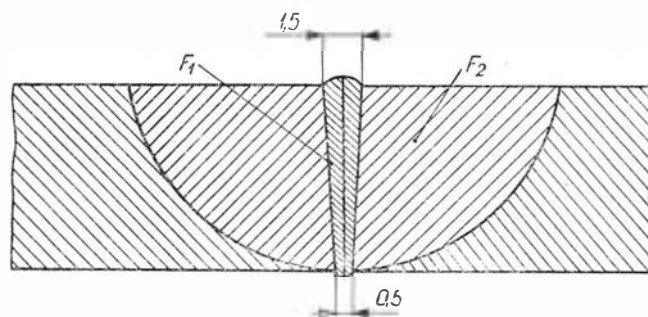
Jako kryterium porównawcze przyjęto niezbędną ilość ciepła do wykonania złącza doczołowego blach stalowych o grubości 4,0 mm na długości 1,0 cm. Na wykresie na rys. 2 podano zestawienie niezbędnych ilości ciepła przy zastosowaniu różnych metod spawania (różnych źródeł ciepła).

Z zestawienia powyższego widać, że różnice w ilości ciepła pomiędzy poszczególnymi metodami są bardzo znaczne. Główne czynniki wpływające na ilość niezbędnego ciepła to rodzaj źródła ciepła oraz stopień mechanizacji procesu spawania. Większe prędkości spawania stosowane przy metodzie pod topnikiem oraz w CO_2 powodują lepsze wykorzystanie energii niż przy ręcznym spawaniu łukowym. Duża różnica pomiędzy spawaniem łukowym a gazowym wynika z różnych gęstości energii obu źródeł ciepła. Spawa-

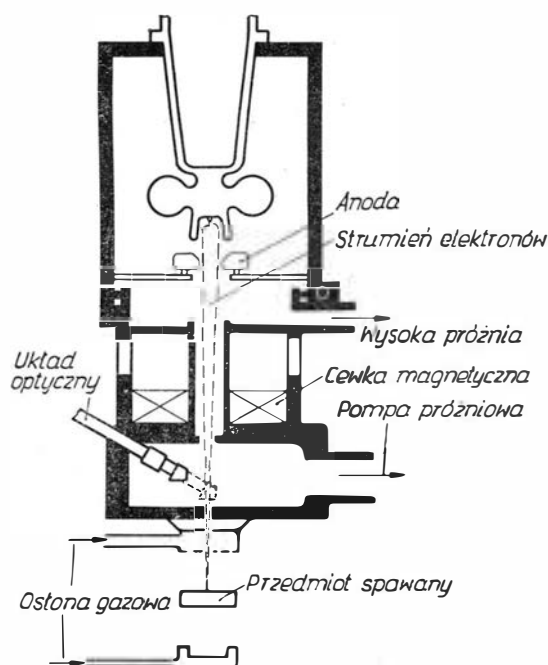
nie strumieniem elektronów charakteryzuje się natomiast więcej niż 10-krotnie lepszym wykorzystaniem energii od zmechanizowanego spawania łukowego. Wynika to ze sposobu wytwarzania i przeznaczenia ciepła. Przy spawaniu łukowym już podczas przeno-



2. Ilość ciepła niezbędna do wykonania złącza doczołowego blach stalowych o grubości 4,0 mm na długości 1 cm przy użyciu różnych źródeł ciepła



3. Porównanie szerokości strefy stopienia przy spawaniu strumieniem elektronów (F_1) i spawaniu łukowym (F_2)



4. Zasada budowy urządzenia do spawania strumieniem elektronów w atmosferze gazów lub powietrza

szczenia energii (ciepła) od elektrody do przedmiotu spawanego powstają znaczne straty (około 15%) w wyniku wypromieniowania i unoszenia.

Duże straty (około 15—20%) stanowi również ciepło zużyte na stopienie i wyparowanie otuliny elektrody lub topnika.

Przy małych prędkościach spawania (spawanie ręczne) znaczna ilość uzyskanego ciepła tracona jest na nagrzewanie metalu spawanego w wyniku przewodnictwa cieplnego.

Natomiast przy spawaniu strumieniem elektronów zamiana kinetycznej energii strumienia elektronów na ciepło następuje przy zetknięciu strumienia z przedmiotem spawanym, a zatem na drodze od katody emitującej strumień elektronów do przedmiotu spawanego, poza niewielkimi stratami na rozproszenie i jonizację, nie ma strat energii. Zamiana energii kinetycznej strumienia elektronów wnikażącego w głąb spawanych metali następuje w sposób natychmiastowy, podczas gdy nagrzewanie w wyniku przewodzenia wiąże się z upływem pewnego okresu czasu, z czego wynika znaczna różnica w szerokości spoiny.

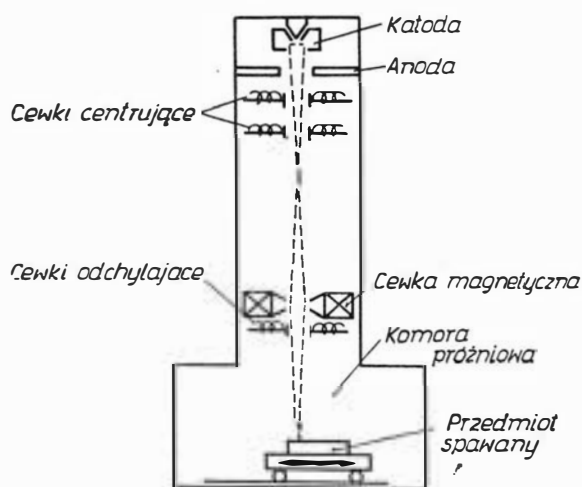
Tak więc przy spawaniu strumieniem elektronów można uzyskać spoiny równe 1/20 do 1/25 szerokości spoin uzyskiwanych przy spawaniu łukowym (rys. 3).

Wąskie spoiny — stąd mniejsza ilość stopionego metalu, a zatem mniejsza ilość ciepła niezbędnego do stopienia. Uzyskiwanie takich spoin jest możliwe zarówno dzięki dużej gęstości energii, jak i dzięki łatwości sterowania strumieniem elektronów.

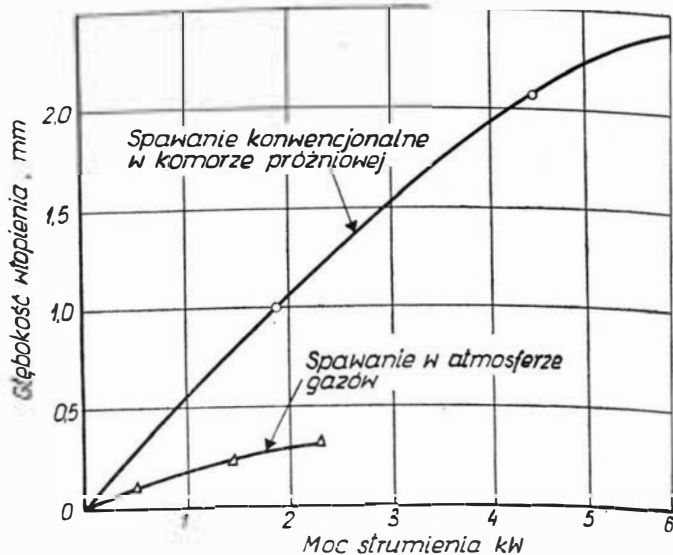
Do wad tej metody należy zaliczyć to, że proces spawania odbywa się w próżni, co wymaga stosowania komór próżniowych i pomp oraz ogranicza wielkość spawanych przedmiotów.

Warto tu nadmienić o prowadzonych w USA badaniach i próbach spawania strumieniem elektronów w atmosferze gazów ochronnych lub nawet w atmosferze powietrza. W tym celu wykonano specjalne urządzenie, którego zasadę budowy schematycznie przedstawiono na rys. 4.

Kształtowanie strumienia elektronów w omawianym urządzeniu odbywa się analogicznie jak w urządzeniu konwencjonalnym, którego zasadę budowy dla porównania przedstawiono na rys. 5.



5. Zasada budowy urządzenia do spawania strumieniem elektronów w komorze próżniowej (metoda konwencjonalna)



6. Głębokość wtopienia w zależności od mocy strumienia elektronów przy spawaniu metodą konwencjonalną w komorze próżniowej oraz przy spawaniu w atmosferze gazów

Włókno wolframowe nagrzane do temperatury 2500 °C emituje elektrony, które analogicznie jak w metodzie konwencjonalnej są formowane i ogniskowane za pomocą pola elektromagnetycznego. Strumień przechodzi przez komorę próżniową, optyczny układ centrujący, a następnie do przedmiotu spawanego umieszczonego poza komorą próżniową. Jednakże strumień elektronów przechodzący przez atmosferę gazów nie jest tak silnie skoncentrowany jak strumień w próżni.

W wyniku przeprowadzonych badań i porównawczych prób spawania metodą konwencjonalną (strumieniem elektronów w próżni) i metodą bezpróżniową stwierdzono duże różnice w głębokości przetopu spoin wykonywanych strumieniem elektronów o jednakowej mocy. Głębokość przetopu w spoinach wykonanych spawaniem w atmosferze gazów jest kilka razy mniejsza od przetopu w spoinach wykonanych metodą konwencjonalną. Wykres uzyskiwanych głębokości stopienia w zależności od mocy strumienia elektronów dla metody spawania w próżni i w atmosferze przedstawiono na rys. 6. Z powyższego wykresu wynika (w aspekcie grubości spawanych części) poważne ograniczenie zakresu zastosowania metody spawania w atmosferze.

W przypadku, gdy ważna jest wysoka czystość spoiny, również spawanie konwencjonalne nie może być zastąpione spawaniem bezpróżniowym. Przeprowadzone badania strukturalne złączy spawanych ze stali austenitycznej wykazały różnice strukturalne i tak np. strefa przejściowa w złączach wykonanych metodą spawania w komorze próżniowej charakteryzuje się strukturą bardzo drobnoziarnistą, natomiast w strefie przejściowej złączy wykonanych w atmosferze gazów ochronnych stwierdzono występowanie znacznie grubszych ziaren.

Prowadzi się dalsze prace nad udoskonaleniem tej metody spawania. Należy jednakże mieć na uwadze, że metoda ta będzie pewnym uzupełnieniem i rozszerzeniem zakresu zastosowania metody konwencjonalnej, której nigdy nie zastąpi.

W ostatnio budowanych urządzeniach do spawania strumieniem elektronów problem uzyskiwania żąda-

nej próżni w komorze roboczej został technicznie rozwiązany w sposób zadowalający przez zastosowanie wysokowydajnych pomp próżniowych, które umożliwiają uzyskanie żądanej próżni w przeciągu kilku do kilkunastu minut.

Do wad metody spawania strumieniem elektronów należy również zaliczyć konieczność zabezpieczenia obsługi urządzeń przed promieniami X. Uzyskuje się to przez zastosowanie odpowiedniej grubości ścianek komory próżniowej lub przez zastosowanie specjalnych osłon zabezpieczających.

Urządzenie do spawania strumieniem elektronów

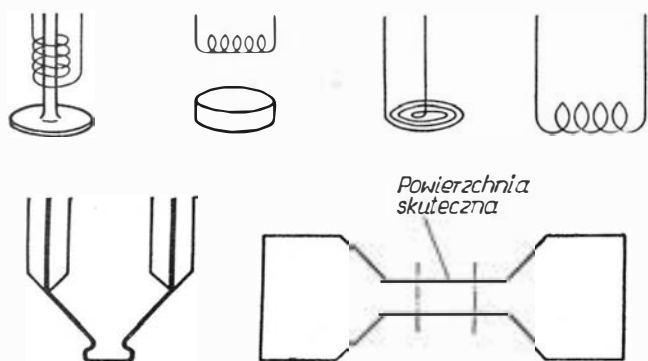
Każde urządzenie do spawania strumieniem elektronów składa się z następujących głównych zespołów:

- 1) wyrzutni elektronów,
- 2) źródła wysokiego napięcia,
- 3) komory próżniowej,
- 4) pomp próżniowych,
- 5) mechanizmów do przesuwania przedmiotów spawanych,
- 6) szafki sterowniczej.

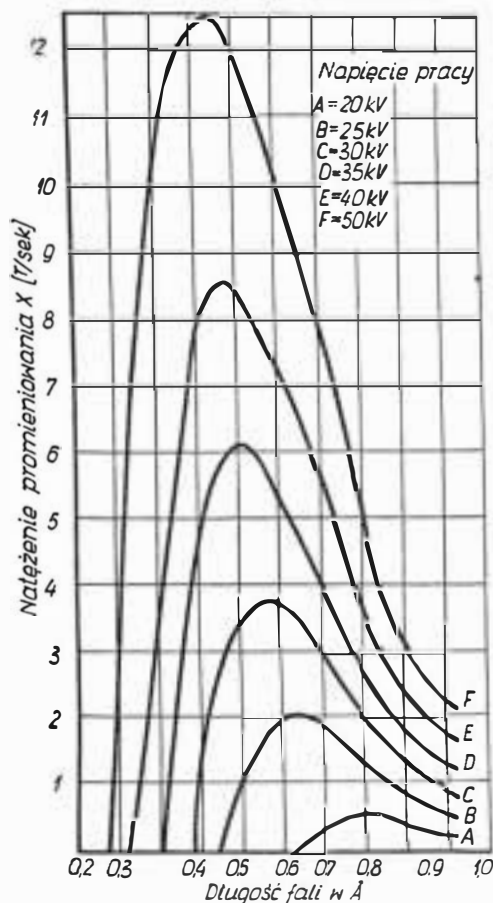
Wyrzutnia elektronów

Urządzenie, w którym wytwarza się i odpowiednio skupia strumień elektronów nazywa się wyrzutnią elektronów lub działkiem elektronowym. Głównymi częściami składowymi tego urządzenia jest katoda emitująca strumień elektronów, układ ogniskowania strumienia oraz anoda sterująca emisję elektronów.

Wielkość emisji elektronów uzależniona jest od rodzaju materiału katody, jej kształtu i temperatury. Katody wykonuje się z takich metali jak: wolfram, tantal i molibden. Zaletą wolframu jest jego najwyższa temperatura topnienia oraz najmniejsza aktywność chemiczna. Natomiast wadą wolframu jest jego kruchość, którą poważnie utrudnia wykonawstwo. Kształt katody może być bardzo różny. Pierwsze katody wykonywano z drutu wolframowego związanego w kształt spirali lub linii śrubowej. Katoda w postaci linii śrubowej ma dosyć ograniczoną powierzchnię skuteczną (emisji) i wytwarza zbędne pole magnetyczne, które zakłóca przebieg strumienia. Kształt spiralny jest natomiast bardzo trudny do wykonania. Katody wykonywane są również w postaci krążków lub pasków metalu ukształtowanych w taki sposób, aby wyeliminować zakłócające działanie pola magnetycznego. Katody o obecnie stosowanych kształtach przedstawione są na rys. 7.



7. Kształty katod stosowanych w wyrzutniach elektronów



8. Wykresy zmian długości fali i natężenia promieni X w funkcji napięcia

Temperatura pracy katody ma wpływ zarówno na wielkość emisji elektronów, jak i na trwałość katody. Katoda nagrzewana jest pośrednio lub bezpośrednio prądem elektrycznym — od natężenia prądu zależy temperatura katody.

W praktyce wymiary skutecznej powierzchni katody dobiera się tak, aby uzyskać niskie wartości prądu nasycenia (0,4 A), przy którym trwałość katody wynosi kilkaset godzin.

Ogniskowanie strumienia elektronów może być zrealizowane w sposób elektromagnetyczny, elektrostatyczny lub też przez kombinację tych dwóch sposobów, co najczęściej jest w praktyce stosowane.

Ogniskowanie elektrostatyczne uzyskuje się przez nadanie elektrodom kształtów powodujących odchylenie torów elektronów i skupienie ich w jednym punkcie zwanym ogniskiem. Poza tym punktem elektrony znów się rozogniskowują. W rzeczywistości elektrony rozogniskowują się już przed osiągnięciem ogniska. Mają bowiem ładunek ujemny, który powoduje wzajemne odpychanie się elektronów. Anoda dzięki swojemu kształtowi i ujemnemu potencjałowi powoduje ogniskowanie i przyspieszenie strumienia. Dla uzyskania właściwych efektów cieplnych niezbędne jest, aby ognisko strumienia elektronów było na poziomie spawanej części. Przy zmianie jednakże napięcia pomiędzy katodą i anodą (zmiana mocy strumienia) następuje przesunięcie ogniska strumienia, co z kolei powoduje konieczność zmiany odległości pomiędzy wyrzutnią a częścią spawaną. W praktyce byłoby to bardzo kłopotliwe i poważnie utrudniałoby proces sterowania, dlatego zastosowano drugi sposób ogniskowania — przez sterowanie pola magnetycznego (rys. 5). Przez nadanie temu polu odpowiedniego kształtu istnieje możliwość skupienia elek-

tronów w drugim ognisku. Natężenie pola magnetycznego może być regulowane w wyniku zmiany wartości prądu przepływającego przez uzwojenie, co daje możliwości przesuwania (w pewnych granicach) ogniska strumienia i dostosowywania go do poziomu spawanej części.

Zródło wysokiego napięcia

Energia kinetyczna strumienia elektronów zależy od wielkości napięcia pomiędzy katodą i anodą. Im większe napięcie, tym większa prędkość elektronów i tym samym większa energia kinetyczna strumienia. Jednakże wraz ze wzrostem napięcia wzrasta natężenie promieni X, które wytwarzane są przy bombardowaniu materiałów strumieniem elektronów. Ilustruje to wykres na rysunku 8, na którym przedstawiono zależność pomiędzy długością fali i natężeniem promieni X od napięcia pomiędzy katodą i anodą (katodą wolframową).

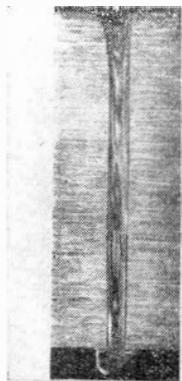
Stwierdzono, że przy napięciach do 30 kV powstaje promieniowanie tzw. miękkie i o małej przenikliwości. Ochrona przed promieniowaniem tego typu nie nastęrcza żadnych trudności — wystarcza grubość ścianki komory próżniowej wykonanej ze stali nierdzewnej.

Przy stosowaniu wyższych napięć promieniowanie staje się bardziej przenikliwe, co zmusza do stosowania osłon z ołowiu. Wynikałoby stąd, że najwłaściwiej jest stosować napięcia niskie — w granicach 30 kV — jednakże sprawa ta nie jest rozstrzygnięta jednoznacznie. Zwolennicy stosowania wysokich napięć w granicach 75 do 150 kV twierdzą, że napięcia tego rzędu są niezbędne do uzyskania głębokiego wtopienia. Jak wykazują próby, wtopienie 1 mm uzyskuje się przy napięciu 75 kV, 2,5 mm przy 100 kV, 5 mm przy 125 kV i przetapia płytkę o grubości 6 mm przy 150 kV.

Z drugiej znów strony zwolennicy stosowania niskich napięć stwierdzają, że te same efekty spawalnicze można uzyskać przy znacznie niższych napięciach, lecz przy większych prądach. I tak doczołowe złącze ze stali nierdzewnej o grubości 6,0 mm uzyskano przy zastosowaniu napięcia 30 kV i prądu 100 mA. Na rysunku 9 przedstawiono złącze doczołowe aluminium o grubości 45 mm, wykonane przy zastosowaniu napięcia 27 kV i natężeniu 280 mA.

Należy podkreślić, że we wszystkich urządzeniach do spawania strumieniem elektronów, produkowanych przez znaną wytwórnę tego typu urządzeń francuską firmę „Sciaky”, stosuje się napięcia w granicach 35 kV.

Źródłem wysokiego napięcia jest transformator z prostownikiem.



9. Złącze doczołowe płyt aluminiowych o grubości 45 mm

Komora próżniowa

Wymiary komory próżniowej uzależnione są od wielkości przewidywanych do spawania części i zmieniają się w dosyć szerokich granicach.

Komory próżniowe do badań laboratoryjnych wykonywane są najczęściej w kształcie zbiornika o średnicy około 0,5 m i długości 1,0 m, natomiast w urządzeniach przemysłowych wykonuje się je o znacznie większych wymiarach.

Komory wykonywane są ze stali nierdzewnej za pomocą spawania. W każdej komorze znajduje się przynajmniej jedno okno zaopatrzone w szybę ze szkła ołowiowego, umożliwiające obserwację procesów spawania, oraz szereg otworów służących do doprowadzenia przewodów aparatury kontrolno-pomiarowej i napędów mechanizmów ruchu części spawanej.

W zależności od przeznaczenia — jedna, dwie lub nawet trzy ścianki komory są otwierane w celu umożliwienia wkładania i wyjmowania części spawanych. Ścianki otwierane mocowane są najczęściej do komory za pomocą docisków śrubowych.

Pompy próżniowe

Powietrze z komory usuwane jest za pomocą zespołu dwóch pomp, a mianowicie: pompy mechanicznej, zwanej „pompą pierwotną”, przeznaczonej do obniżenia ciśnienia do około 10^{-2} mm Hg, oraz pompy dyfuzyjnej, zwanej „pompą wtórną”, przeznaczonej do obniżenia ciśnienia do 10^{-5} mm Hg.

W wielu przypadkach dla powszechnie stosowanych metali nie zachodzi potrzeba uzyskania takiego ciśnienia i wystarczające może być ciśnienie $5 \cdot 10^{-4}$ mm Hg.

Wydajność pomp powinna być możliwie największa, aby czas uzyskiwania żądanej próżni był możliwie najkrótszy, co ma szczególne znaczenie w urządzeniach przemysłowych.

Stwierdzono, że czas uzyskiwania próżni 10^{-4} mm Hg w komorze o pojemności $0,5 \text{ m}^3$ wynosi 10 minut przy zastosowaniu pompy pierwotnej o wydajności $80 \text{ m}^3/\text{godz.}$ i pompy wtórnej o wydajności 900 litrów/sek.

W czasie spawania następuje wydzielanie się gazów ze stopionego metalu i pompy mają zapewnić utrzymanie osiągniętej próżni przez odprowadzanie wydzielonych gazów.

Mechanizm do przesuwania części spawanych

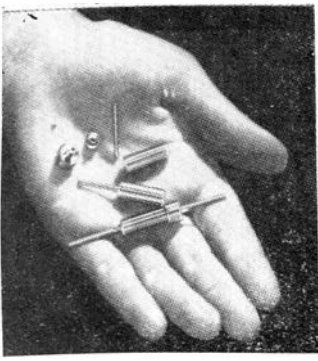
W związku z tym, że wyrzutnia elektronów (źródło ciepła) w urządzeniach do spawania strumieniem elektronów jest z reguły zamocowana na stałe, dla uzyskania spoiny ciągłej konieczny jest ruch części spawanej.

W zależności od rodzaju spawanych części powinien to być ruch wzdłużny, poprzeczny lub obrotowy. W zasadzie nie buduje się urządzeń z napędem uniwersalnym, lecz tylko z ruchem obrotowym bądź też prostoliniowym.

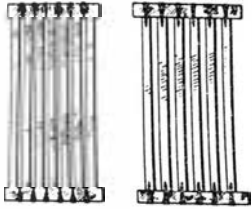
Ruchy części spawanej uzyskuje się w wyniku umieszczenia jej na ruchomym stole napędzanym w sposób mechaniczny.

Szafka sterownicza

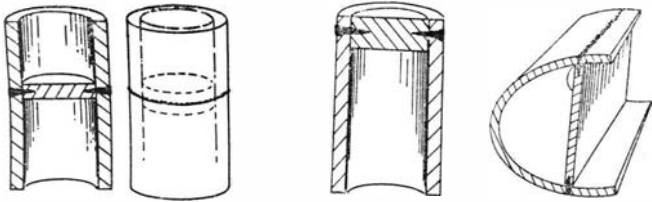
W szafce sterowniczej umieszczona jest aparatura sterowania procesem spawania i aparatura kontrolna, a w szczególności:



10. Przykład spawania bardzo małych części wykonanych z molibdenu, niklu i stali: przed spawaniem i po spawaniu



11. Przykład spawania stosu elementów paliwowych



12. Spawanie krążków wewnątrz grubych rur i różnego rodzaju wzmocnień wewnętrznych

pulpit regulacji i kontroli prędkości spawania,
pulpit regulacji i kontroli próżni,

pulpit z pokrętkami regulacji prędkości przesuwu stołu, napięcia anodowego, ogniskowania i innych parametrów procesu.

W szafce sterowniczej umieszczone są również urządzenia kontrolujące prawidłowość funkcjonowania urządzenia.

Zakres zastosowania

Zakres możliwości spawania strumieniem elektronów jest bardzo szeroki, zarówno pod względem rodzajów spawanych materiałów, ich grubości, jak i kształtów złączy.

Dzięki dużej koncentracji energii można za pomocą tej metody wykonywać połączenia elementów bardzo grubych, jak np. złącze doczołowe płyt aluminiowych o grubości 45 mm (rys. 9), a równocześnie dzięki doskonałej możliwości regulacji strumienia elektronów metoda ta jest szczególnie przydatna do precyzyjnego łączenia elementów cienkościennych. Dlatego też znalazła ona szerokie zastosowanie przy wykonawstwie różnego rodzaju urządzeń elektronicznych oraz części aparatury kontrolno-pomiarowej.

Przykładem tego typu zastosowania może być spawanie czujnika ciśnienia do korpusu, spawanie folii niklowej o grubości 0,012 mm i 0,05 mm umieszczonej pomiędzy dwoma cylindrami wykonanymi z monelu w spłonkach wybuchowych, spawanie bardzo małych elementów składających się z rurki molibdenowej, kołnierza niklowego i stalowego cylindra (rys. 10) oraz spawanie dwóch półkul aluminiowych o średnicy 33 mm i grubości 1,5 mm.

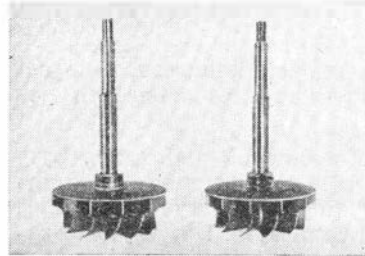
Strumień elektronów ma zdolność przenikania, co daje niespotykaną dotychczas możliwość wykonywania złączy poprzez ściankę. Tego typu złącza stosuje się przy zamykaniu w osłonach paliwa atomowego (rys. 11) przy spawaniu krążków we wnętrzu grubych rur lub też przy spawaniu wewnętrznych wzmocnień w konstrukcjach lotniczych (rys. 12).

Spawanie metali trudnych topliwych, takich jak molibden i wolfram, metodami dotychczas stosowanymi nie było możliwe. W wyniku nagrzewania w czasie spawania następował bardzo duży wzrost ziaren i metal (złącza) stawał się bardzo kruchy. Strumień elektronów pozwala na operowanie bardzo dużą mocą i znaczną prędkością, co daje możliwość wykonywania złączy tych metali o odpowiednich własnościach wytrzymałościowych.

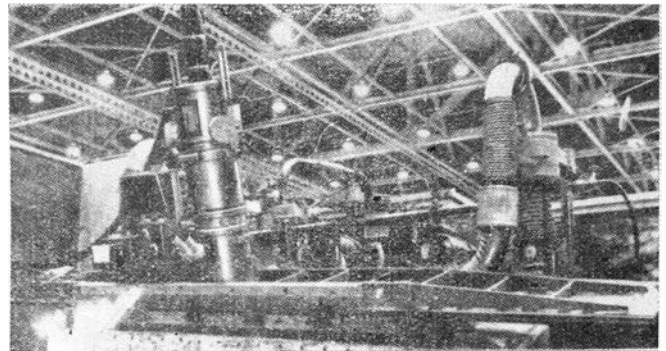
Dobre wyniki przy zastosowaniu tej metody uzyskuje się również przy łączeniu stali o wysokich własnościach wytrzymałościowych. Zastosowanie spawania w procesie wykonawstwa niektórych części ze stali o wysokiej wytrzymałości pozwala na znaczne uproszczenie i ułatwienie wykonania.

Przykładem tego typu zastosowania strumienia elektronów może być spawanie wirnika turbiny z wałkiem (rys. 13), obwodowe spawanie tarczy turbiny, oraz spawanie wieńców kół zębatych z wałkiem.

Spawanie strumieniem elektronów znalazło zastosowanie również w produkcji lotniczej krajów zachodnich. I tak na przykład w North American Aviation tą metodą spawania zastosowano przy wykonawstwie prototypu doświadczalnego samolotu (XB-70) o prędkości ponad 3 Ma (rys. 14), co pozwoliło na znaczne



13. Spawanie wirnika turbiny z wałkiem



14. Spawanie strumieniem elektronów zespołów samolotu XB-70

uproszczenie konstrukcji samolotu i obniżenie tak olbrzymich kosztów wykonania.

Na zakończenie należy nadmienić, że wstępne prace nad opanowaniem tej bardzo interesującej metody spawania są również prowadzone w kraju. O wynikach tych prac i możliwościach zastosowania tej metody w naszym przemyśle poinformujemy w przyszłości.

Literatura

1. Boston M. E.: „Electron Beam Welding Trends 1”. Welding and Metal Fabrication, 1965 r.

2. Boston M. E.: „Electron Beam Welding Trends 2”. Welding and Metal Fabrication, 9/65.
3. Bratkovich N. F.: „Roth R. E., Purdx R. E.: Electron Beam Welding — Applications and design considerations for aircraft turbine engine gears”. Welding Journal 8-65.
4. Collins L. W.: „Electron Beam Welding Operation on large parts”. Machinery, 19-9-64.
5. Czech J., Pieter J.: „Spawanie wiązką elektronów”. Biuletyn Informacyjny I S₄ nr 24.
6. Dallas Daniel B.: „Nonvacuum electron — beam welding the big breakthrough”. Tool Manufacturing engineer, 1/65.
7. Dorn Lutz, Zurn Herbert: „Die Anwendung des Elektrostrahl-Schweissens in der Industrie”. Schweissen und Schneiden 2/65.

8. „Electron Beam Processing”. Aircraft Production, 10/60.
9. „Electron Beam Welding. High-Voltage — and Low-Voltage Systems”. Aircraft Production, 9/62.
10. „Electron Beam Welding on Triplesonic Aircraft. Use of Advanced Techniques for the XB-70”. Welding and Metal Fabrication, 9/65.
11. Gregor W. P. Me.: „Some results obtained with electron beam welding”. Machinery 16-12-64.
12. Gurewicz C. M., Charczenko C. K.: „Waprosy elektronno-luczowej swarki molibdienu”. Automaticzeskaja Swarka, 12/1961.
13. Sciaky: „Le soudage par Bombardement Electronique”.
14. Sciaky: „Electron Beam Weldments”. Sciaky Application Engineering Report.

BERNARD STASZEWSKI

629.138—473 (061)

Po III Kongresie Lotnictwa Rolniczego w Arnhem

III Międzynarodowy Kongres Lotnictwa Rolniczego w Arnhem — Holandia zorganizowany został w marcu 1966 roku przez Międzynarodowe Centrum Lotnictwa Rolniczego (International Agricultural Aviation Centre — IAAC) z siedzibą w Hadze. Ze strony polskiej w kongresie udział wzięli przedstawiciele przemysłu lotniczego oraz APRL.

Oprócz uczestnictwa w sesjach kongresu, delegaci wzięli także udział w obserwacji całodziennych pokazów sprzętu.

Głównym tematem zainteresowania delegatów były pokazy sprzętu, które niezależnie od znaczenia handlowego stanowiły przegląd najnowszych osiągnięć technicznych w lotnictwie rolniczym. Dotyczyło to zarówno konstrukcji samolotów i śmigłowców, jak i konstrukcji aparatury rolniczej.

Poza tym, pokazy dostarczyły sporo materiału pozwalającego na ocenę zarówno osiągnięć, jak i tendencji rozwojowych urządzeń rolniczych.

Jeśli chodzi o śmigłowce, prezentowane były następujące (w wersjach opryskującej i do mgławicowania):

Agusta — Bell 47 J 2 A
 Agusta — Bell 47 G 4
 Bell 47 G 5 AG Master
 Djinn SO 1221
 Hughes 200 Ag.

Można zaryzykować twierdzenie, że użycie śmigłowców do celów rolniczych było dominującym tematem pokazów. Śmigłowce tej klasy są bardzo zwrotne, umożliwiając wykonywanie zabiegów agrotechnicznych we wszystkich niemal warunkach terenowych. Doskonale uzupełniają samoloty, zwłaszcza w terenach górzystych i trudno dostępnych dla samolotów. W dziedzinie samolotów rolniczych demonstrowanych i omawianych na kongresie widoczne były dwie grupy:

1. Samoloty dostosowane do zadań agrotechnicznych: Piper Super Cub PA-18A, Morane-Saulnier 893 i Champion Challenger.
2. Samoloty specjalnie zaprojektowane do celów rolniczych: Callair A9, Bumble-Bee (Čmelak) Z-37, Piper Pawnee 235 B i Grumman Ag-Cat.

Samoloty dostosowane (starszych typów) wyposażone były wyłącznie w urządzenia do opryskiwania, natomiast samoloty drugiej grupy wyposażone były w różne urządzenia przystosowane do wykonywania następujących zabiegów:

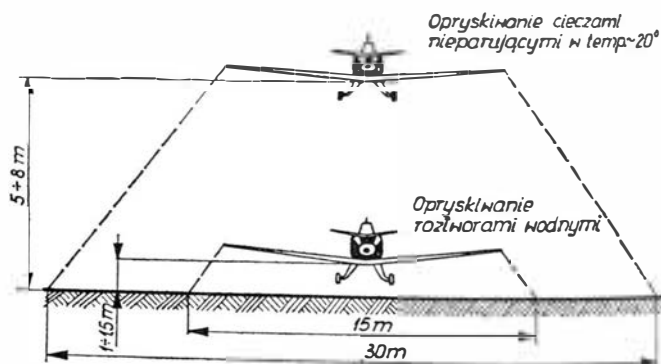
opryskiwanie zwykłe,
 opryskiwanie drobnokropliste (ultra-low-volume-spray),

opylanie środkami ochrony roślin,
 nawożenie pyliste i granulami.

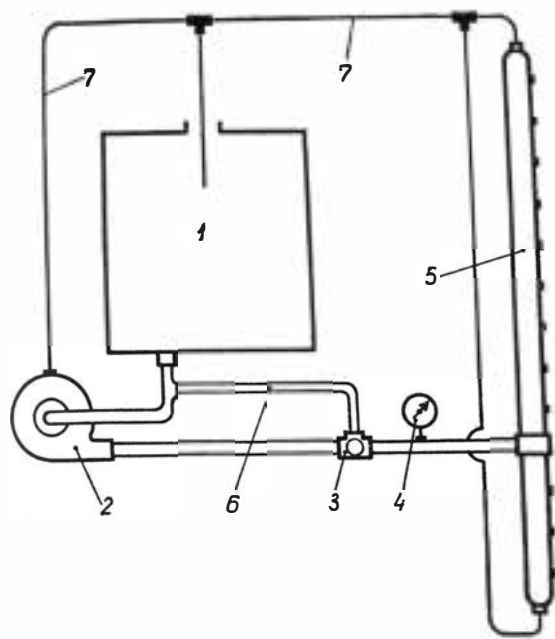
Z dziedziny urządzeń rolniczych na uwagę zasługuje aparatura do opryskiwania drobnokroplistego. Jest to całkowicie nowa metoda opryskiwania dużych obszarów przy znacznie zmniejszonym zużyciu chemikaliów płynnych. Efektem tej metody jest znaczne obniżenie kosztów opryskiwania roślin.

Technika latania przy tym opryskiwaniu jest nieco inna niż przy opryskiwaniu tradycyjnym, różnica tkwi w tym, że samolot lata wyżej i opryskuje jednocześnie szerszy pas uprawy.

Chemikalia stosowane przy tej metodzie są stosunkowo ciężkie ($\gamma = 1,23 \text{ g/cm}^3$) i nie parujące w tempe-



1. Porównanie wysokości lotu i szerokości opryskanego pasa przy stosowaniu cieczy nie parujących i roztworów wodnych



2. Schemat instalacji aparatury do opryskiwania drobnokroplistego cieczami nie parującymi:

1 — zbiornik chemikaliów, 2 — pompa wirowa, 3 — zawór trójdrogowy, 4 — manometr, 5 — kolektor z rozpryskiwaczami, 6 — przewód przelewowy, 7 — przewody odpowietrzające

raturach $\sim 20^{\circ}\text{C}$, dzięki czemu krople szybciej opadają na rośliny i nie odparowują w czasie opadania.

Tablica podaje wartości porównawcze opryskiwania cieczami rozwodnionymi i cieczami specjalnymi na dolnośląskie z rurami opryskiwaczy przytwierdzonymi przy krawędzi spływu skrzydła na szerokość $\frac{3}{4}$ rozpiętości skrzydła.

Tablica porównawcza opryskiwania drobnokroplistego cieczami specjalnymi nie parującymi z opryskiwaniem cieczami rozwodnionymi przy użyciu samolotów

Metoda opryskiwania	Cisnienie w inst. [kg/cm ²]	Wydajność [l/ha]	Wysokość lotu [m]	Szerokość opryskiwanego pasa [m]	Ilość rozpryskiwaczy
Opryskiwanie cieczami wodnymi	3	20÷150	1÷1,5	15	~ 30
Opryskiwanie cieczami specjalnymi	3	0,15÷1,2	5÷8	30	maks. 8

Aparatura do opryskiwania drobnokroplistego ultra-low-volume-spray).

Do opryskiwania tą metodą stosuje się aparaturę dotychczas używaną, z tym że wyposażona jest w następujące dodatkowe zespoły:

- 1) przewody przelewowe i odpowietrzające na pompie i kolektorze z rozpryskiwaczami,
- 2) przewód zwrotny (ze strony tłoczącej pompy na stronę ssącą),
- 3) rozpryskiwacze (specjalne w ilości maks. 8 szt. na samolot).

Przewody przelewowe o średnicy ~ 5 mm zapobiegają powstawaniu korków powietrznych w instalacji, które mogą powodować częściowe lub całkowite zatkanie rozpryskiwaczy. Kolektor z rozpryskiwaczami umieszcza się zwykle przy krawędzi spływu skrzydła (dla dolnośląkowców).

O dalszych tendencjach rozwojowych w dziedzinie urządzeń agrolotniczych*) od strony konstrukcyjnej postaram się poinformować czytelników w następujących artykułach.

*) Agrolotnictwo — coraz częściej spotykana nazwa lotnictwa rolniczego wśród fachowców lotniczych. Uważam, że termin ten należałoby przyjąć do nomenklatury lotniczej i rolniczej.

656.7(497.2)

ROZKWIAT BUŁGARSKIEGO LOTNICTWA CYWILNEGO *)

Mówiąc o osiągnięciach powietrznego transportu cywilnego w Bułgarii w ostatnim pięcioleciu czwartej z kolei pięcioletki w latach 1961—1965, należy podkreślić ogromne osiągnięcia ekonomiczne naszego kraju. Rozwój budownictwa, wzrost produkcji przemysłowej i rolnej, stałe rozszerzanie i zwiększanie wymiany towarowej z innymi krajami narzuciły konieczność rozwoju transportu powietrznego równoległe z rozwojem innych dziedzin życia gospodarczego Bułgarii.

Bułgarski transport powietrzny TABSO rozwija się w coraz większym tempie. Rząd bułgarski przeznaczył znaczne środki na unowocześnienie transportu powietrznego, na stworzenie niezbędnej bazy materialnej. Wykonanie wielkich zadań, które postawiła pięcioletka, wymagało dostawy nowych, bardziej nowoczesnych samolotów, któ-

re liczbą miejsc i zwiększoną prędkością odpowiadałyby szybkiemu rozwojowi ekonomicznemu. Sprobowano osiem nowoczesnych samolotów turbośmigłowych „IL-18” z 89 miejscami i średnią prędkością 650 km na godzinę.

Wraz z rozwojem uzdrowisk czarnomorskich: Warny i Burgasu oraz kompleksów uzdrowiskowych „Družba”, „Złote Piaski” i „Słoneczny Brzeg” powstała konieczność rozbudowy portów lotniczych oraz budowania nowego, nowoczesnego lotniska w Burgasie. W 1960 r. w Warnie położono pierwszorzędny pas startowy betonowy, a jeden z budynków został przystosowany tylko dla pasażerów linii międzynarodowych. W 1964 r. rozpoczęto budowę betonowego pasa startowego w Burgas, który wszedł do eksploatacji w ubiegłym roku, a w tym roku ukończono również i nowy budynek przyjmujący pasażerów. Tu stworzono wszelkie warunki dla dobrej obsługi zwiększonej ilości pasażerów, tak z kraju jak i z zagranicy.

Do rozwoju sieci powietrznej w kraju, która jest jedną z najgęstszych w porównaniu z liczbą ludności, przyczyniły się nowe lotniska w Płowdiwie i Starej Zagorze. Obecnie TABSO obsługuje 32 linie powietrzne w kraju, które zapewniają szybką i wygodną łączność z największymi ośrodkami gospodarczymi, administracyjnymi i kulturalnymi jak: Warna i Burgas na wybrzeżu czarnomorskim, Płowdiw, Ruse, Gorna Orjachowica i Tyrnowo, Stara Zagora, Haskowo i Dymitrowgrad. Wielokrotnie w ciągu dnia lecą regularnie samoloty do tych punktów i pokonują duże odległości w przeciągu jednej godziny.

Następnym osiągnięciem był rozwój komunikacji międzynarodowej — uruchomienie połączeń lotniczych z wielu krajami europejskimi, z którymi coraz więcej i szerzej rozwijają się stosunki handlowe, polityczne i kulturalne. Również, współpraca z krajami rozwijającymi się w Afryce wymagała szybkiego i wygodnego przewozu lotniczego pasażerów i towarów.

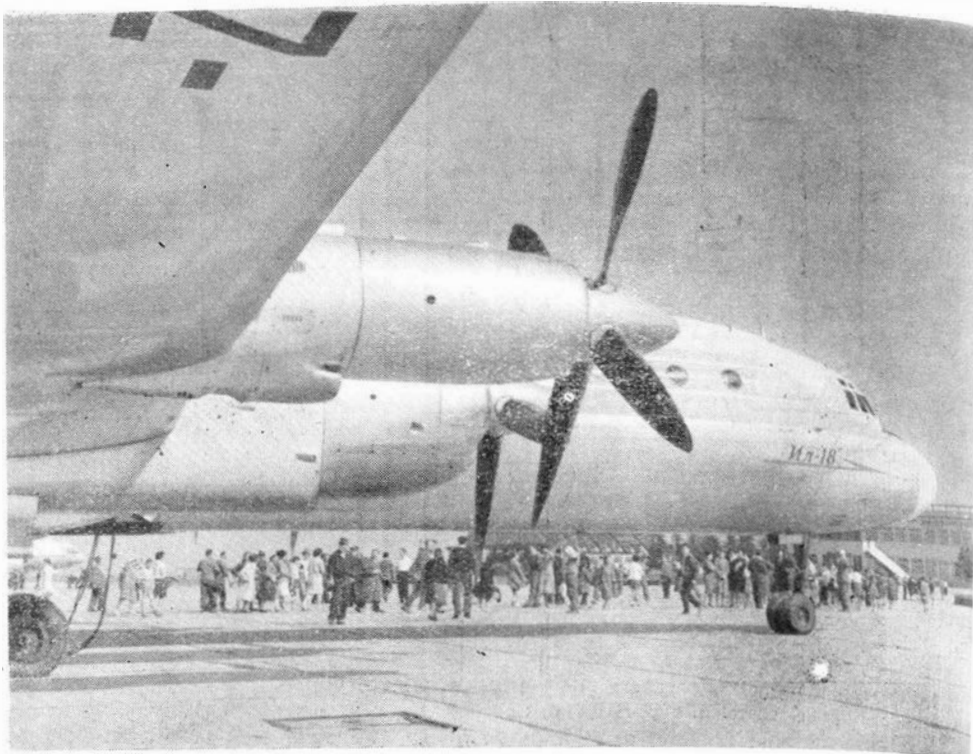
*) Opracowano na podstawie wywiadu z Lazarem Beluchowem — Generalnym Dyrektorem Państwowego Zjednoczenia Gospodarczego „Lotnictwo Cywilne”.

Rząd bułgarski zawarł umowy w sprawie komunikacji lotniczej z Ghaną, Algierem, Tuniszem, Grecją, Syryjską Republiką Arabską, Etiopią, Luksemburgiem, Cyprzem, Kubą, Francją i innymi krajami. Otrzymaliśmy też zezwolenie na otwarcie linii lotniczych z Wielką Brytanią i Szwajcarią. W wyniku czego otwarto regularne linie lotnicze z Kopenhagą, Frankfurtem nad Menem, Algierem, Tuniszem, Paryżem.

Po znormalizowaniu stosunków z Grecją otwarto linię lotniczą Sofia—Ateny najkrótszą drogą, co skróciło podróż o całą godzinę. Obecnie przez Ateny dokonuje się regularnych lotów do Damaszku, Tunisu i Algieru. W ubiegłym roku otwarto linie łączące z Londynem i Zurychem, a w tym roku z Istanbulem.

Wraz ze wzrostem działalności przedsiębiorstwa TABSO zwiększa się liczba przedstawicielstw zagranicą, które rozwijają różnorodną działalność handlową i reklamową. Przedstawicielstwa TABSO w Wiedniu, Frankfurcie, Kopenhadze, Paryżu, Berlinie, Budapeszcie, Pradze, Moskwie, Londynie, Atenach, Tunisie, Algierze i Damaszku z powodzeniem wykonują swe czynności. Poza lotniskami biura TABSO znajdują się i w centrum Frankfurtu, Wiednia, Berlina, Paryża, Tunisu, Algieru.

Lotniska w Sofii, Warnie i Burgasie wyposażone zostały w najnowsze urządzenia radionawigacyjne. W Sofii zainstalowano Instrumental Landing System-ILS, który kieruje i prowadzi samoloty ku centrum pasa startowego. Najnowsze radiolokatory angielskie „Plesi Radar” instalują technicy i inżynierowie bułgarscy pod kierunkiem specjalistów z firmy „Plesi Radar”.



W roku 1965 Bułgarię odwiedziło milion turystów zagranicznych. Setki tysięcy turystów z wielu krajów europejskich przybyło bezpośrednio nad wybrzeże czarnomorskie. TABSO w ostatnich latach rozwinęło nową działalność — przewożenie turystów samolotami czarterowymi. W ten sposób podróż z najdalszych rejonów w Europie do Warny i Burgasu zmniejszono do 3—4 godzin, bez pośrednich lądowań. Podróż do uzdrowisk bułgarskich i z powrotem stała się łatwa i przyjemna, a liczba lotów znacznie zwiększyła się. Z samej Niemieckiej Republiki Federalnej do Warny i Burgasu wylatują samoloty bułgarskie wraz z samolotami „Zud-

flug”, „Konder” i innych towarzystw lotniczych z sześciu—siedmiu lotnisk.

W sezonie, gdy produkuje się u nas wczesne pomidory, ogórki i inne warzywa, szybka ich dostawa do konsumentów jest niezbędna dla zachowania ich świeżości i walorów smakowych. W tym roku wywieziono setki ton wczesnych pomidorów, ogórków, truskawek, winogron, czereśni i innych owoców.

Naturalnie cała ta działalność byłaby nie do pomyślenia bez doskonale przygotowanego personelu lotniczego. TABSO ma wysoko wykwalifikowanych lotników, mechaników pokładowych, radiotechników, inżynierów i techników z wyższym wykształceniem technicznym i lotniczym. Wielu z nich przemierzyło w powietrzu po kilka milionów kilometrów. Stale podnoszą oni autorytet TABSO.

— Wzrost lotnictwa cywilnego Bułgarii zmusił do reorganizacji sposobu zarządzania transportem lotniczym. Istniejące do tej pory kierownictwo bułgarskiego cywilnego transportu lotniczego TABSO przestoczyło się w Państwowe Zjednoczenie Gospodarcze „Lotnictwo Cywilne” z trzema przedsiębiorstwami „Bułgarski Transport Lotniczy TABSO”, „Lotnictwo o specjalnym przeznaczeniu”, „Lotniska”.

Nowa ta organizacja, która rozpoczęła swą działalność od 1 października 1966 r., niewątpliwie przyczyni się do dalszego rozkwitu lotnictwa cywilnego w Bułgarii.

Jak podkreśla się w projektowych wytycznych IX Zjazdu BKP, transport lotniczy Bułgarii w nowej pięcioletniej perspektywie będzie się rozwijać nadal w szybkim tempie. Wyrazi się to w zwiększeniu przewozów towarów i ilości pasażerów. W 1970 r. samolotami TABSO przewiezie się liniami krajowymi o jedną trzecią wię-



cej niż w 1965 r., a liniami międzynarodowymi wzrost ten będzie około 3-krotny. Znacznie zwiększy się przewóz towarów, który wzrośnie o około 90%.

Program ten wykonany będzie obecnym parkiem samolotowym, przy czym w najbliższych latach wprowadzi się do eksploatacji turbodrzutowe samoloty. Równocześnie z rozwojem stosunków z innymi krajami zbada się możliwości rozszerzenia sieci powietrznej linii międzynarodowych, które uczynią podróż do Bułgarii jeszcze krótszą.

Wciąż wzrastający ruch pasażerski ku wybrzeżu Morza Czarnego, większa część którego koncentruje się w Warnie, domaga się budowy nowego, nowoczesnego portu lotniczego, który by miał wszelkie niezbędne warunki do szybkiej obsługi pasażerów. Nowe lotniska zbudowane będą w Haskowo i Ruse.

Sofia zajmuje centralne miejsce na drodze z Europy zachodniej do Bliskiego i Dalekiego Wschodu, dlatego też specjaliści badają możliwo-

ści przeniesienia istniejącego dotychczas lotniska i zbudowanie nowego, nowoczesnego lotniska. Zaprojektowanie jego i budowa przypuszczalnie trwać będzie około 4—5 lat i w siedemdziesiątym roku przyjmie pierwsze samoloty.

Cywilny transport lotniczy Bułgarii i w piątej pięcioletce 1966—1970 r. rozwijać się będzie nadal w szybkim tempie, TABSO pracować będzie nad rozszerzaniem i wzmacnianiem stosunków przyjacielskich między narodami.

Nowości Techniczne

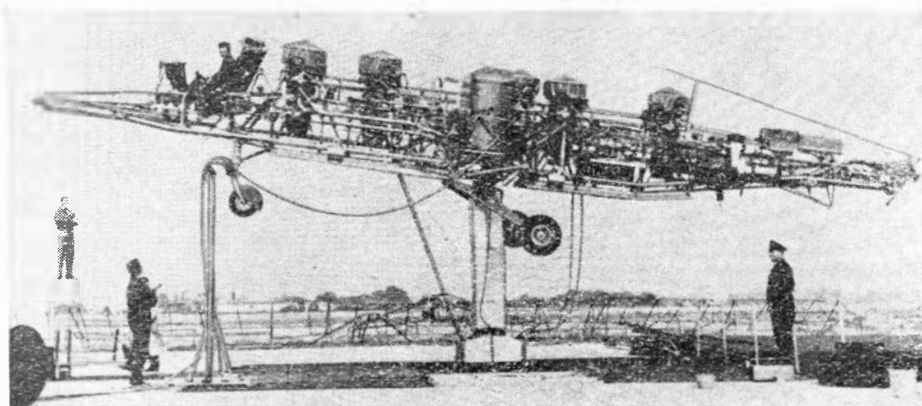
URZĄDZENIE DO WSTĘPNEGO BADANIA SAMOLOTU VAK 191 B

W połowie 1966 roku rozpoczęto w zakładach Vereinigte Flugtechnische Werke (VFW) próby urządzenia SG-1262, służącego do wstępnego badania działania układu sterowania i układu uszczelniania w czasie pionowego startu i lądowania oraz zawisu taktycznego samolotu VAK 191 B. Urządzenie SG-1262

— przedstawione na fotografii — jest zaopatrzone w pięć silników nośnych Rolls-Royce RB.108 i w dysze uszczelniające, zasilane powietrzem ze sprężarek silników nośnych. Pod względem dynamicznym odpowiada ono w dużym stopniu samolotowi VAK 191. Przed przystąpieniem do prób w locie swobodnym urządzenie zostało zamocowane przegubowo na kolumnie w celu wstępnego przebadania jego

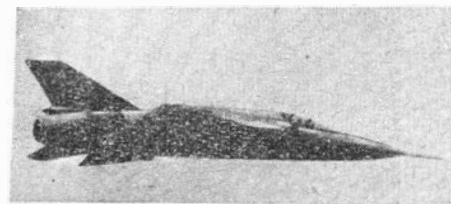
znajduje się komora z uzbrojeniem. Podwozie typu tandem jest chowane do komór, umieszczonych przed przednim i tylnym silnikiem nośnym. Przy długości 13 m i rozpiętości 5,5 m ciężar własny samolotu wynosi 4500 kg, a maksymalny ciężar całkowity 8800 kg, z czego na ciężar użyteczny przypada 4300 kg, w tym 1750 kg na uzbrojenie.

W. K.



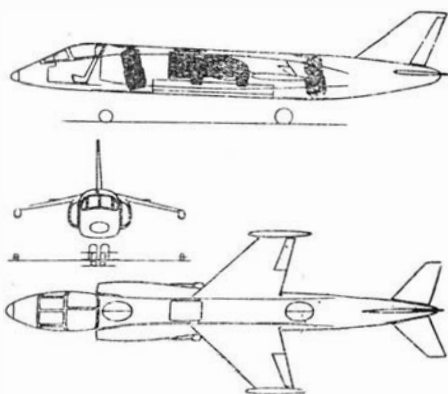
PRÓBY W LOCIE SAMOLOTU HA 300

Opublikowano pierwsze zdjęcie z prób w locie egipskiego samolotu myśliwskiego HA 300, którego projekt został opracowany w Hiszpanii przez Messerschmitta. Przystosowany do prędkości lotu $Ma=2$ samolot będzie w przyszłości napędzany silnikiem E 300 (obecnie samolot jest wyposażony w silnik Bristol Siddeley „Orpheus”), który rozwi-



jany jest w zakładach w Heluanie pod kierunkiem Brandnera. Silnik ten w czasie prób stoiskowych osiągnął już ciąg 5000 kG. W roku 1967 ma się rozpocząć jego seryjna produkcja; po próbach w locie na dwóch różnych typach samolotu (jednym z nich ma być indyjski samolot o prędkości $Ma=2$ — HF24) zostanie on zabudowany na samolocie HA 300.

W. K.

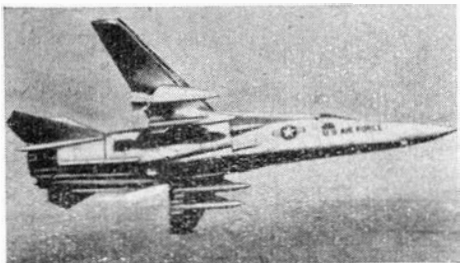


zachowania się pod względem reagowania na działanie sterów i impulsów zakłócających.

Przy okazji nie od rzeczy będzie podanie bliższych szczegółów na temat samolotu VAK 191 B. Jest on wyposażony w dwuprzepływowy silnik z przestawialnymi dyszami wylotowymi Rolls-Royce RB.193 o ciągu 4540 kG i 6800 kG ze spalaniem w strumieniu zewnętrznym (w rozwoju tego silnika uczestniczy również firma Bristol Siddeley, co znalazło wyraz w układzie silnika, przypominającym silniki BS.53 i BS.100), oraz w dwa silniki nośne Rolls-Royce RB.162-32 o ciągu 2480 kG. Przed silnikiem głównym

PIERWSZE PRODUKCYJNE SAMOLOTY F-111

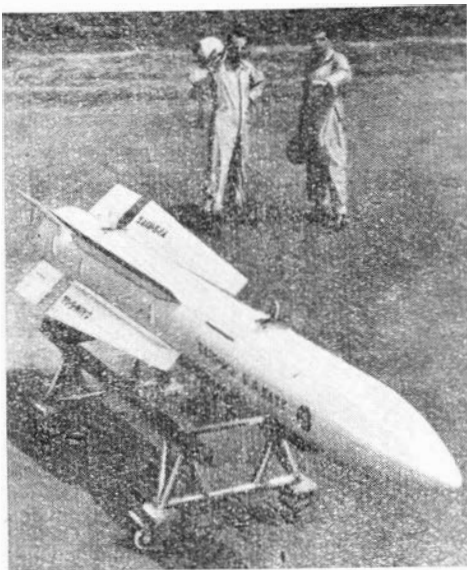
W połowie br. przeprowadzono próby w locie pierwszego z serii produkcyjnej samolotu o zmiennej geometrii skrzydła General Dynamics F-111A. Jest to dwunasty z



18 samolotów F-111A programu rozwojowego, a równocześnie pierwszy, w którym wprowadzono zmiany zgodnie z wynikami prób pierwszych dziesięciu samolotów F-111A i trzech F-111B (dla marynarki). Jego konstrukcja i instalacje są identyczne do tych, jakie będą zastosowane na samolotach, które na początku 1967 roku zostaną dostarczone siłom powietrznym.

Większe zmiany w samolocie polegają na zmniejszeniu jego ciężaru o ponad 2000 kg, udoskonaleniu współpracy silników z płatowcem, zastosowaniu klap i slotów, zapewniających większy przyrost siły nośnej, oraz systemu opuszczania przez pilota samolotu wraz z całą kabiną (jest to tzw. modułowy system opuszczania samolotu). W celu polepszenia współpracy silników z płatowcem zmieniono kanały wlotowe, wyrównując rozkład prędkości w strumieniu powietrza doprowadzanego do silników. Ze swej strony firma Pratt and Whitney wpro-

wadziła zmiany do silnika, czyniąc go mniej wrażliwym na zaburzenia przepływu w przekroju wlotowym sprężarki.



Według nowszych wiadomości jeden z następnych samolotów produkcyjnych F-111A osiągnął w locie poziomym prędkość odpowiadającą $Ma = 2,5$, a na małej wysokości przekroczył prędkość odpowiadającą $Ma = 1,2$; inny egzemplarz produkcyjny dokonał startu i lądowania na odcinku wynoszącym 900 m.

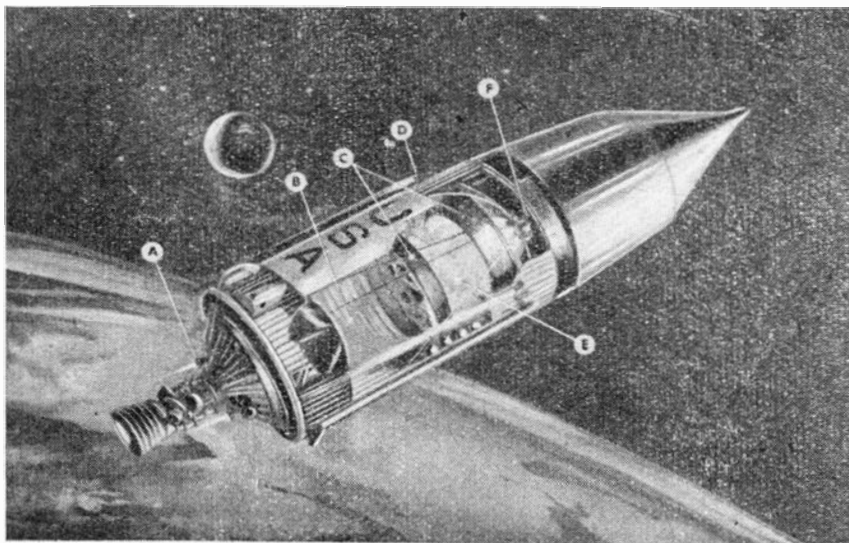
Przeprowadzane są również próby z produkcyjną wersją samolotu F-111B i z przeznaczonym do niego pociskiem kierowanym powietrze-powietrze Hughes AIM-54 „Phoenix” (na fotografii).

W. K.

PRÓBA W LOCIE RAKIETY „SATURN” SA-203

5 lipca 1966 roku przeprowadzono na Przylądku Kennedy'ego drugą z kolei próbę z udoskonaloną wersją rakiety „Saturn” 1 — z rakieta „Saturn” SA-203 (dotychczasowe oznaczenie — „Saturn” 1B). Rakieta

ta wyniosła na orbitę okołoziemską drugi stopień S-4B, zasobnik z przyrządami i specjalny stożek ochronny. „Satelita” miał ogólną długość 28,04 m i ciężar 26 552 kg (łącznie z pewną ilością ciekłego



wodoru przeznaczonych do badań na orbicie). Jest to największy ciężar umieszczony dotychczas na orbicie okołoziemskiej. Parametry orbity wynosiły: wysokość 185 do 188 km, inklinacja 32° , okres obiegu 88 min. Na orbicie zbadano zachowanie się drugiego stopnia i zespołu przyrządów, w szczególności sprawdzono odpowietrzenie zbiornika wodoru. Odpowietrzenie to (podobnie jak odpowietrzenie zbiornika tlenu) ma m.in. za zadanie zapewnić w czasie beznapędowej fazy lotu niewielkie przyspieszenie drugiego stopnia, dzięki czemu paliwo jest utrzymywane na dnie zbiornika. Jak wykazały bardzo wyraźne obrazy telewizyjne — przekazane przez kamerę telewizyjną zainstalowaną w zbiorniku wodoru — statyczne i dynamiczne zachowanie się cieczy w zmniejszonym polu ciężkości odpowiadało wymaganiom. Po celowym wprowadzeniu drugiego stopnia w chwilowe koziołkowanie i wywołaniu w ten sposób ruchu ciekłego wodoru okazało się, że wódór bardzo szybko wrócił do stanu równowagi.

Sprawdzono następnie możliwości długotrwałej pracy na orbicie urządzeń elektrycznych, zespołu przyrządów, układu sterowania położenia i układu regulacji temperatury. Z kolei ochłodzono silnik (Rocketdyne J-2 o ciągu 90 700 kG), pompę turbinową i przewody paliwowe, jak do rozruchu silnika. Rozruch nie przeprowadzono, gdyż na pokładzie stopnia S-4B nie było tlenu. W dalszym ciągu eksperymentów sprawdzono za pomocą urządzenia umieszczonego pod stożkiem ochronnym, czy przy zmniejszonej sile ciężkości i w temperaturze -190°C nie promadzi się w zbiorniku mieszanina cieczy i pary i czy nie wytwarzają się gorące pary azotu. Po zakończeniu badań, jako dodatkowe zadanie spowodowano wybuch drugiego stopnia. Zamknięto mianowicie odpowietrzenie zbiornika wodoru, co spowodowało wzrost ciśnienia w zbiorniku wskutek tworzenia się par wodoru. Wzrost ciśnienia rejestrowano aż do chwili rozpadnięcia się konstrukcji. Stopień rozpadł się na 185 większych części, które spadły następnie w gęstych warstwach atmosfery.

Podczas próby „Saturna” SA-203 przeprowadzono łącznie 1491 pomiarów: 550 na pierwszym stopniu, 581 na drugim stopniu (w tym 83 pomiary dotyczące zachowania się ciekłego wodoru) i 360 na zespole przyrządów.

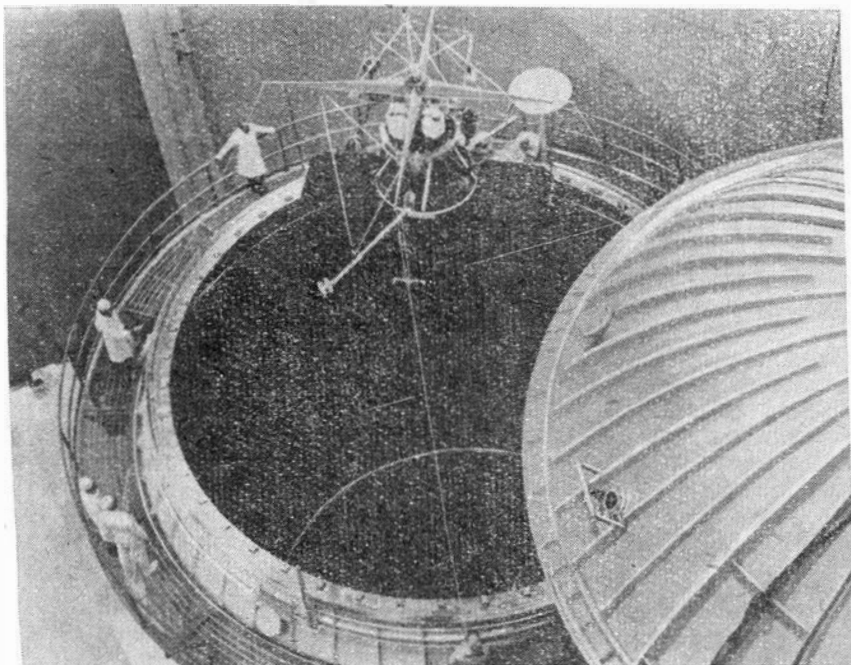
Oznaczenia na rysunku: A — odpowietrzenie zbiornika ciekłego tlenu; B — ciekły wódór z falami na powierzchni; C — ściany zbiornika wodoru i łamacz fal z nylonu; D — odpowietrzenie zbiornika ciekłego wodoru; E — wódór w stanie gazowym w górnej części zbiornika; F — kamery telewizyjne (jedna nieczynna wskutek defektu) i reflektor oświetlający wnętrze zbiornika wodoru.

W. K.

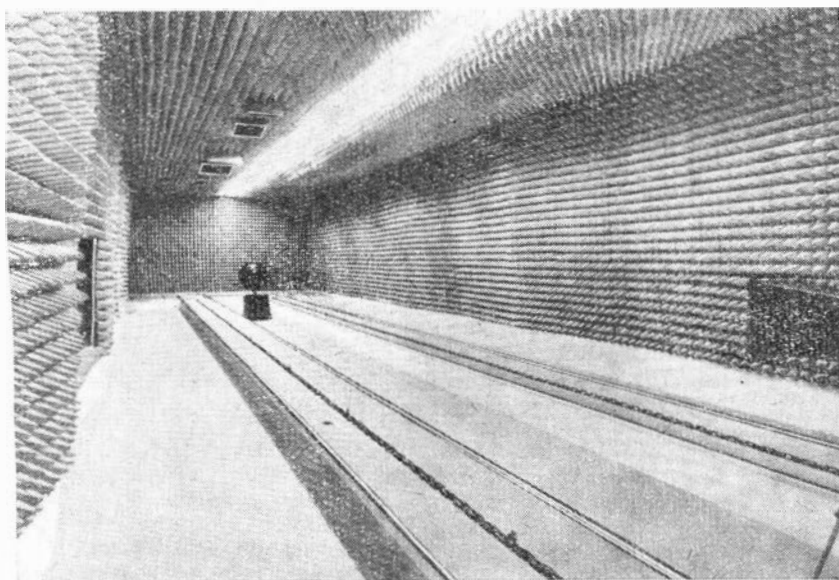
PRÓBY PRZED LOTEK SATELITY KSIĘŻYCOWEGO „LUNAR ORBITER”

Satelita Księżyc „Lunar Orbiter” przeszedł przed lotem dokładne badania w komorze wysokościowej do odtwarzania warunków prze-

Satelita był poza tym poddany próbom w komorze absorpcyjnej. Komora ta jest wyłożona piramidalnymi absorberami mikrofal i służy



1



2

strzeni kosmicznej, znajdującej się w ośrodku astronautycznym firmy Boeing. Komora ta jest jedną z jedenastu komór tego typu, należących do firmy. Bada się w nich materiały, części i całe pojazdy. Mogą one odtwarzać promieniowanie słoneczne, temperatury i wysokości do 1000 km. Podczas badania w komorze wysokościowej satelity „Lunar Orbiter” symulowano wykonywanie zdjęć Księżycy łącznie z dziejąciami jego okrążeniami w locie na małej wysokości. Satelita był przy tym wystawiony na działanie skrajnych temperatur strony cienia i strony słońca Księżycy, tj. -220°C i 120°C .

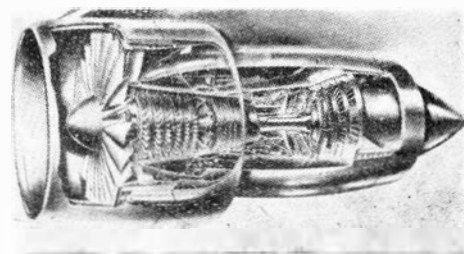
do badania anten i urządzeń telemetrycznych, łącznościowych i radarowych. W czasie badań urządzeń telemetrycznych i łącznościowych satelity „Lunar Orbiter” symulowano jego lot na trasie Ziemia-Księżyc.

W. K.

SILNIK DWUPRZEPLYWOWY ROLLS-ROYCE RB. 178

Projektowane obecnie samoloty pasażerskie i transportowe o ciężarze startowym przekraczającym 300 t wymagają do swego napędu nowej generacji silników. Silniki te

powinny rozwijać ciąg przynajmniej 18 000 kG, ich jednostkowe zużycie paliwa powinno być o 20—25% mniejsze od jednostkowego zużycia paliwa najlepszych współczesnych silników odrzutowych, mniejszy powinien być również ciężar jednostkowy oraz hałas wytwarzany przy starcie i lądowaniu. Największe wytwórcie silnikowe Zachodu — General Electric, Pratt and Whitney i Rolls-Royce — rozwijają obecnie silniki, które mają sprostać tym wymaganiom. Wydatne zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa zamierza się przy tym osiągnąć przez zastosowanie dużych sprężów, a przede wszystkim obiegu dwuprzepływowego o wyjątkowo dużym stosunku wydatków.



Firma Rolls-Royce zbudowała silnik RB.178 przeznaczony do projektowanych w Europie „autobusów powietrznych” i ewentualnie do amerykańskich ciężkich samolotów pasażerskich o dużym zasięgu. Rozwój silnika jest finansowany wspólnie przez firmę i rząd angielski.

Zaskoczenie wywołał bardzo duży stosunek wydatków silnika RB.178 wynoszący 6:1, ponieważ dotychczas firma Rolls-Royce hołdowała raczej małym wartościom tego stosunku. Silnik ma 6-stopniową sprężarkę wysokiego ciśnienia, napędzaną przez jednostopniową turbinę wysokiego ciśnienia za pośrednictwem cylindrycznego wału o dużej średnicy, 6-stopniową sprężarkę niskiego ciśnienia, którą napędza jednostopniowa turbina średniego ciśnienia, i umieszczony przed sprężarką niskiego ciśnienia jednostopniowy wentylator napędzany przez 4-stopniową turbinę niskiego ciśnienia. Jest to więc układ trzywałowy, po raz pierwszy zastosowany w turbinowym silniku lotniczym. Układ taki daje znaczne korzyści w porównaniu z układem dwuwałowym, powszechnie dotychczas stosowanym w silnikach dwuprzepływowych: silnik jako całość jest prostszy, ponieważ ma mniejszą ilość stopni sprężarkowych, co daje bardziej zwartą konstrukcję; nie jest konieczne stosowanie przestawialnych łopatek wlotowych sprężarki; rozruch silnika jest łatwiejszy; silnik ma lepsze własności użytkowe.

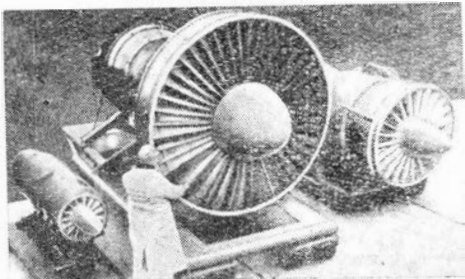
Ciąg startowy silnika n.p.m. przy temperaturze otoczenia ISA $+17^{\circ}\text{C}$ wynosi 20 000 kG (w przyszłości ma on być zwiększony), a ciężar 3510 kg. Najmniejsze jednostkowe zużycie paliwa na wysokości 10 650 m przy $Ma = 0,9$ ma wynosić 0,635 kg/kGh (ciąg przelotowy w tych wa-

runkach ok. 4200 kG), przy $Ma = 0,8-0,60$ kg/kGh (ciąg przelotowy ok. 4000 kG) i przy $Ma = 0,7-0,565$ kg/kGh (ciąg przelotowy 3700 kG).

Dzięki udoskonalonej technice chłodzenia łopatek turbinowych ich temperatura w warunkach wznoszenia nie będzie przekraczać temperatury łopatek silnika „Conway”, natomiast w warunkach startowych będzie o 80 °C niższa, dzięki czemu trwałość łopatek turbinowych będzie znacznie większa.

SILNIK DWUPRZEPLYWOWY PRATT AND WHITNEY JT9D-1

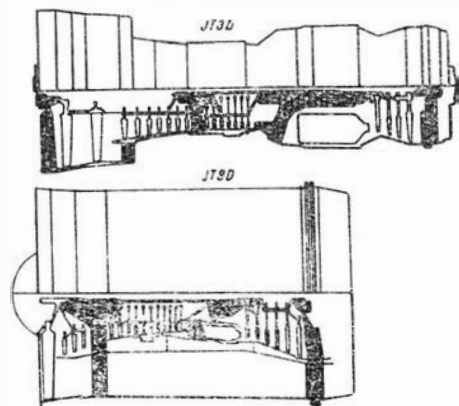
Jeszcze w roku 1963 firma Pratt and Whitney zaprojektowała i zbudowała własnymi środkami dwa prototypy dwuprzepływowego silnika STF-200; próby stoiskowe prototypów odbyły się na początku 1964 roku. Silnik ten miał dwustopniowy wentylator, stosunek wydatków 2:1 i ciąg 13 500 kG. Z silnika STF-200



1

powstał silnik JTF-14E, który był przeznaczony do samolotu transportowego Lockheed C-5A, przegrał jednak konkurs na rzecz silnika zbudowanego przez firmę General Electric. Silnik JTF-14E z jedno-stopniowym wentylatorem zapewniającym stosunek wydatków 3,4:1 stał się podstawą silnika JT9D-1, który następnie został wybrany do napędu samolotu pasażerskiego Boeing 747.

Ciąg startowy silnika JT9D-1 wynosi obecnie 18 600 kG, przy cięża-



2

rze silnika 3540 kg, jest więc dwukrotnie większy od ciągu silnika JT3D, który jest stosowany do napędu samolotów Boeing 707, Douglas DC-8 i Lockheed C-141 „Starlifter”. W przyszłości ciąg silnika ma być zwiększony do 19 960 kG, a następnie do 21 320 kG. Największy ciąg przelotowy na wysokości

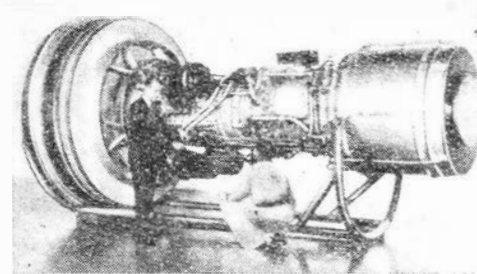
Przy projektowaniu silnika dużo uwagi poświęcono łatwości obsługi i wymiany części oraz możliwości zmiany stosunku wydatków, aby silnik można było dostosowywać do różnych zadań. Hałas wywoływany przez silnik w warunkach startu i lądowania jest o 4-5 dB mniejszy niż w przypadku obecnie eksploatowanych silników dwuprzepływowych.

Pierwsza próba stoiskowa prototypu silnika RB.178 była przewidziana na maj br.

W.K.

10 650 m i przy $Ma = 0,6$ wynosi 4320 kG.

Silnik JT9D-1 ma stosunek wydatków 5:1 przy całkowitym wydatku powietrza 664 kg/sek. Dzięki dużemu stosunkowi wydatków jednostkowe zużycie paliwa jest o 23% mniejsze od jednostkowego zużycia paliwa silnika JT3D. Umieszczony z przodu wentylator jest jedno-stopniowy, sprężarka niskiego ciśnienia ma 3 stopnie, a turbina niskiego ciśnienia 4 stopnie; sprężarka wysokiego ciśnienia jest 11-stopniowa i jest napędzana 2-stopniową turbiną wysokiego ciśnienia. Łopat-



3

ki turbiny wysokiego ciśnienia są chłodzone powietrzem, temperatura przed turbiną wynosi 1130 °C. W warunkach startowych strumień wentylatorowy daje 77% ciągu, w warunkach przelotowych — 61% ciągu.

Największa średnica silnika wynosi 2,43 m, a długość 3,75 m, czyli jest on o 229 mm krótszy od silnika JT3D. Skrócenie silnika było możliwe dzięki postępom w konstrukcji komory spalania i sprężarki, jak również dzięki wysięgnikowemu zamocowaniu wirnika wentylatora. Silnik ma tylko cztery łożyska główne (brak łożysk pośrednich). Nie zastosowano łopatek wlotowych, co uczyniło zbędnym urządzenia przeciwbodzeniowe. W celu polepszenia warunków przepływu w przekroju wlotowym silnika zastosowano wirujący kółpak wentylatora. Do budowy silnika użyto tytanu i wysokostopowych stali niklowych. Cena silnika wynosi 700 000 dolarów.

Na rys. 1 pokazano silnik JT9D-1 obok silników JT3D i JT12, a na rys. 2 porównano przekrój silnika JT9D z przekrojem silnika JT3D. Rys. 3 przedstawia konkurencyjny silnik General Electric TF39 wybrany do napędu samolotu Lockheed C-5A.

W.K.

NOWE WERSJE SILNIKA BMW 6022

Firma MAN — Turbomotoren, z którą połączona została niedawno firma BMW, opracowała dwie nowe wersje silnika BMW (obecnie MAN) 6022-A1 o mocy 220 KM. Są to silniki MAN 6022-A2 o mocy trwałej 250/350 KM i MAN 6022-A3 o mocy 375 KM. Silniki te mają przestawialne łopatki wlotowe sprężarki, co zwiększy ich ekonomię i pozwoli na korzystniejszą regulację momentu obrotowego, dzięki czemu będą one mogły być stosowane również w trakcji.

W.K.

NOWE SILNIKI TURBOMECA

Firma Turbomeca opracowała wspólnie z firmą Heinkel nową wersję silnika „Astazou” — silnik „Astazou” XIV o mocy 800 KM i jednostkowym zużyciu paliwa 0,250 kg/KMh. Zwiększenie mocy uzyskano przez zwiększenie wydatku powietrza w wyniku zmiany ułożenia sprężarki i turbiny. Prędkość obrotowa zespołu sprężarka-turbina wynosi 43 000 obr/min; przekładnia obiegowa zmniejsza ją do 2066 obr/min na wał śmigła.

Istnieje również nowa wersja silników „Bastan” nosząca oznaczenie „Bastan” VII. Ma ona zastąpić silnik „Bastan” VI na samolocie Nord 262 „Super Broussard”. Są przewidziane dwie odmiany silnika „Bastan” VII — o mocy 1050 KM i o mocy 1250 KM. „Bastan” VII ma większy wydatek powietrza będący wynikiem zastosowania dodatkowego osiowego stopnia sprężarki (silnik „Bastan” VI ma sprężarkę składającą się z jednego stopnia osiowego i jednego stopnia odśrodkowego). Prędkość obrotowa sprężarki i turbiny została zmniejszona o 3%, tj. z 33 500 obr/min do 32 000 obr/min.

W.K.

SILNIK UAC PT6A O DWUKROT- NIE ZWIĘKSZONEJ MOCY

Pozostający od dawna w eksploatacji silnik turbinowy do samolotów i śmigłowców UAC (United Aircraft of Canada) PT6A-20 ma mieć dwukrotnie zwiększoną moc, tj. do 1050 KM, przy dotychczasowej średnicy.

W.K.

TURBINOWY SILNIK ODRZUTOWY O CIĄGU 63,5 kG

Na ostatniej wystawie lotniczej w Hanowerze firma Bristol Siddeley pokazała po raz pierwszy mały turbinowy silnik odrzutowy BS 347 o ciągu 63,5 kG, przewidziany jako tani napęd bezpilotowych samolotów rozpoznawczych jednorazowego użytku. Silnik ma typowy układ silników Turbomeca. Ciężar silnika łącznie z układem sterowania i prądnicą wynosi 13,5 kG, co daje stosunek ciągu do ciężaru równy 5.

W.K.

Już od pięciu lat zachodniemiecka firma Teldix rozwija niezależny od warunków meteorologicznych system lądowania przeznaczony do samolotów V/STOL. System ten ma zapewniać, przy możliwie najmniejszych nakładach na urządzenia naziemne, pilotom samolotów VTOL wszelkie informacje konieczne do wykonania optymalnego przejścia i pionowego lądowania (także na terenie zupełnie nie znanym), przy czym przewiduje się możliwość zastosowania na życzenie pełnej automatyzacji. Ponieważ lądowanie jest logicznym następstwem przelotu, system ma również opracowywać i przedstawiać dane nawigacyjne. We współpracy z firmami SEL, Telefunken i Entwicklungsring Süd powstał zespolony system do nawigacji i lądowania KNL, który został po raz pierwszy pokazany na wystawie lotniczej w Hanowerze, w 1966 roku.

nych na ekranie, służących w tym przypadku jako dane kontrolne. W zależności od położenia lądowiska (na płaskim terenie albo w kotlinie) pilot może wybrać najkorzystniejszy z szeregu zaprogramowanych profilów lądowania.

Na ekranie mogą być przedstawione następujące dane: odległość i kierunek do celu, wysokość i odległość od lądowiska, odchylenie od kursu lądowania, kąt przechyłu, kąt pochylenia, kurs lotu, a także wymagane wartości prędkości, wysokości i kursu. W czasie przejścia i lądowania mogą być równocześnie pokazane odchyłki od poprawnych wartości, określone na podstawie zmagazynowanych w przeliczniku programów. W przypadku gdy samolot jest wyposażony w odbiorniki ILS lub radar lotu przy ziemi, na ekranie można również przedstawiać wskazania tych urządzeń, a także — po wyłączeniu systemu

Próby przeprowadzone na dużym symulatorze EWR, który został zaprogramowany na własności lotne odrzutowego samolotu VTOL, wykazały, że pilot po normalnym przeszkoleniu na samolotach odrzutowych może już po dwóch dniach szkolenia w pełni wykonywać zadania za pomocą systemu KNL. Po takim dwudniowym szkoleniu dziesięciu pilotów wykonało według wskazań KNL w sumie sto symulowanych lądowań wewnątrz koła o promieniu nie większym od 10 m.

Załączona fotografia pokazuje ekran systemu KNL zabudowany w kabinie myśliwskiego samolotu odrzutowego. Po obu stronach ekranu widać wskaźniki z pionowymi skalami Bendix do przedstawiania kąta natarcia, liczby Macha, wskaźwanej prędkości lotu, prędkości pionowych oraz wysokości (skala dokładna i skala zgrubna).

W. K.

SOLENOID DO NISKICH TEMPERATUR

Firma IMC — Magnetics Corp. zbudowała specjalnie do rakiety „Atlas-Centaur” dwuszpułowy solenoid, który może pracować w zakresie temperatur od -250°C do

$+72^{\circ}\text{C}$. W temperaturze pokojowej solenoid przewodzi prąd 2,0 A, w temperaturze minimalnej — 5,5 A.

W.K.

HARTOWANIE Z OBSZARU AUSTENITU

Wykonawstwo integralnych elementów płatowcowych stwarza olbrzymie trudności w przypadku, gdy wymagania stawiane przedmiotowi zmuszają do zastosowania obróbki cieplnej. Poważnym problemem stają się wtedy deformacje cienkościennych i zwykle skomplikowanych elementów. Przy poszukiwaniu dróg rozwiązania tego zagadnienia dla samolotu F-111 opracowano nową metodę obróbki cieplnej, eliminującej odkształcenia lub redukującej je do wartości dopuszczalnych. Istota nowej metody polega w zasadzie na zastosowaniu sterowanego procesu chłodzenia, umożliwiającego zajęcie pełnego zrównoważenia się temperatur w zewnętrznych i wewnętrznych warstwach materiału na kolejno różnych poziomach cieplnych: Dla niskostopowej stali węglowej proces ten wygląda następująco:

- załadowanie części wraz z przyrządem hartowniczym o specjalnej cienkościennych, azurowej konstrukcji do retorty ze stali nierdzewnej,
- podgrzewanie wstępne do temperatury $550\text{--}600^{\circ}\text{C}$ w komorze niskich temperatur,
- podgrzewanie do powstania austenitu w komorze wysokich temperatur — najpierw z piecem do $730\text{--}780^{\circ}\text{C}$, przez 30 minut, a na-

stępnie wygrzewanie w temperaturze 950°C ,

d) chłodzenie nawiewem powietrza przez 15 minut aż do stanu, gdy grube przekroje osiągną temperaturę 730°C , a cienkie 640°C ,

e) zmniejszenie prędkości chłodzenia przez powtórne załadowanie części na 2 minuty do komory wysokich temperatur,

f) przemieszczenie retorty do komory niskich temperatur dla ustabilizowania temperatury na poziomie 530°C ,

g) otwarcie pokrywy retorty i studzenie w kąpieli solnej w temperaturze 210°C ,

h) chłodzenie powietrzem do $85^{\circ}\text{--}110^{\circ}\text{C}$,

i) odpężenie w temperaturze 210°C w ciągu 1 godziny,

k) chłodzenie powietrzem do temperatury pokojowej,

l) podwójne odpuszczanie w temperaturze 580°C dla uzyskania wytrzymałości 155 kg/mm^2 .

Proces taki, stosowany do dużych elementów płatowcowych — integralnych, wykonywanych obróbką mechaniczną lub spawanych, pozwala na uzyskiwanie ulepszonych wyrobów bez deformacji i w stanie pełnej stabilizacji naprężeń wewnętrznych.

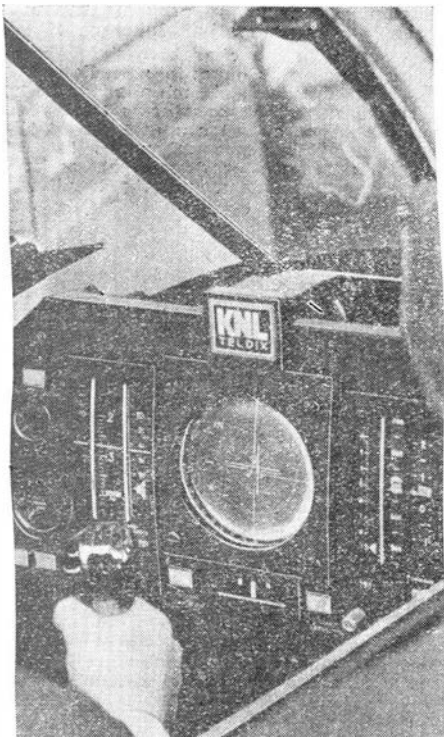
A.G.

HONOWANIE DIAMENTAMI

W budowie samochodów i samolotów coraz szersze zastosowanie znajdują diamentowe elementy honujące. Wynika to stąd, że zachowują one przez dłuższy okres pracy swój kształt zapewniając równocześnie większą jakość obrabianej powierzchni. Jednak największą

zaletą jest to, że jednym zespołem elementów diamentowych można obrobić 30 000 do 40 000 cylindrów, podczas gdy przy zastosowaniu elementów honujących z węgla krzemu liczba ta wynosi tylko $70\div 80$.

W.K.



Najbardziej istotnym elementem systemu jest przelicznik cyfrowy, którego funkcje może również spełniać, przy zastosowaniu odpowiedniego programowania, centralny przelicznik pokładowy. Przepracowuje on informacje dotyczące pozycji samolotu (powstają one dzięki sygnałom wysyłanym przez nadajnik pokładowy i odbijanym przez transponder naziemne), dane na temat wysokości wskazywanej przez wysokościomierz barometryczny i wysokościomierz radiowy, dane na temat kursu i położenia samolotu oraz wskazania pokładowych urządzeń nawigacyjnych. Przedstawianie danych odbywa się na ekranie lampy katodowej lub w postaci projekcji na przedniej szybie kabiny. Dane wyjściowe przelicznika mogą być również przekazywane bezpośrednio do automatycznego pilota, niezależnie od danych przedstawia-

■ Na zasłużoną emeryturę odszedł w ub. roku dyrektor techniczny International Air Traffic Association, Stanisław Krzyczkowski. Zdarzeniu temu poświęciły obszernie artykuły miesięczniki: „American Aviation” i „Interavia”. Po ukończeniu Politechniki Lwowskiej inż. Krzyczkowski w roku 1926 rozpoczął

pracę w Państwowych Zakładach Lotniczych (PZL) w Warszawie, potem został powołany początkowo na stanowisko dyrektora technicznego PLL „LOT”, w roku 1937 zaś na naczelnego dyrektora organizującej się Wytwórni Płatowców PZL w Mielcu. Na emigracji — w okresie od 1939 do 1945 r. — dyr. Krzyczkowski pracował w lotniczym przemyśle europejskim, potem amerykańskim, wreszcie został doradcą Rządu Kanadyjskiego. W listopadzie 1945 r. inż. Krzyczkowski przystąpił do zorganizowania Departamentu Technicznego w International Air Transport Associa-

tion, potem został mianowany jego dyrektorem. Dyr. Krzyczkowski zorganizował zespoły robocze Komisji Technicznej IATA oraz wprowadził stałe konferencje techniczne członków tej organizacji.

W związku z odejściem na emeryturę, dyrektor Krzyczkowski może obecnie dysponować wolnym czasem, nasuwa się więc pytanie, czy polskie Ministerstwo Komunikacji nie mogłoby skorzystać z ogromnego doświadczenia i szerokiej powiązanych osobistych inż. Stanisława Krzyczkowskiego proponując Mu np. stanowisko doradcy w sprawach lotniczo-komunikacyjnego.

NOTATKI ZE ŚWIATA



■ Od sympozjum zorganizowanego przed dwoma laty w Cranfield zwiększa się w W. Brytanii zrozumienie dla celowości instalowania na samolotach komunikacyjnych rejestratorów danych o pracy w locie urządzeń pokładowych. W oparciu o opinie przedsiębiorstw BOAC i BEA brytyjskie Ministerstwo Lotnictwa wprowadziło w ub. r. obowiązek rejestrowania parametrów lotu na wszystkich cywilnych samolotach o ciężarze powyżej 28 000 kg. Pod skrótem AIDS (Aircraft Integrated Data System) przyjętym tak przez ICAO, jak i IATA rozumie się automatyczne zapisy i analizy danych o pracy silników, płatowca, układów hydraulicznych i elektrycznych oraz głównych parametrów operacyjnych lotu: czasu, prędkości, kursu i wysokości.

■ Amerykańska Agencja FAA zatwierdziła do użytku nowy system usuwania deszczu z szyb kabiny pilotów, wprowadzony na samolotach firmy „Boeing”.

W systemie tym stosuje się specjalny płyn (stanowiący patent firmy) dawko-

wany pod koniec podchodzenia i w czasie lądowania. Urządzenie do usuwania deszczu wprowadzono po roku prób. ■ Przegrzewanie hamulców powoduje poważne niebezpieczeństwo pęknięcia opon. Na ogół jednak wytwórcy samolotów nie przewidują w kabine załogi przyrządów służących do kontroli temperatur kół. W przyszłości ma to być stosowane. „Swissair” dla zamówionych samolotów odrzutowych „DC-9” przewidział tego rodzaju przyrządy kontrolne.

■ Produkcja seryjna giganta „Boeing 747” rozpocznie się w 1969 r. Amerykańskie linie PAWA zamówiły już 25 sztuk tych samolotów za sumę 525 milionów dolarów. Typ „747” w wersji towarowej będzie zabierał 100 ton ładunku. Prędkość podróży wynosić będzie 840 km/godz. Ceny biletów będą o 30—40% niższe niż w samolotach „Boeing 707” lub „727”.

■ Koszt samolotu „Concorde” szacuje się obecnie na 1,12 mld dolarów. Na studia wydano już 120 milionów. Francja i Anglia partycypują po połowie w pracy i nakładach. Zgłoszono dotychczas zamówienia na 50 samolotów. Pierwsze egzemplarze wejdą do eksploatacji w 1971 r. Wielu ekspertów nadal wątpi czy „Concorde” będzie samolotem opłacalnym. Poza tym ciągle nie wiadomo, jak zostanie rozwiązany problem fali uderzeniowej kłopotliwej dla ludzi na Ziemi.

A oto niektóre charakterystyki prototypu samolotu „Concorde”: prędkość 2335 km/godz na wysokościach pomiędzy 15 000 a 19 000 m, liczba pasażerów 126, zasięg przy pełnym obciążeniu 6400 km, 4 silniki turbodrzutowe „Olympus 593 R” o ciągu 15 700 (bez dopalacza), maksymalny ciężar 148 t, udźwignie handlowe 10,7 t.

NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

M. C. Rachmarowa i Ja. G. Mirer: „Wpływanie technologicznych czynników na nadiożność łopatek gazowych turbin”. Izdatelstwo Maszynostrojenie. Moskwa 1966, stron 224, cena 73 kop.

W książce rozpatrzono zagadnienia wpływu technologii obróbki łopatek turbiny na jakość warstwy powierzchniowej (zgniot i naprężenia wewnętrzne) i na wytrzymałość zmęczeniową pióra i zamka. Przedstawiono metodykę i wyniki badań zgniotu i naprężeń wewnętrznych na próbkach i rzeczywistych łopatkach po obróbce różnymi sposobami. Zamieszczono opisy konstrukcyjne oryginalnych przyrządów i stoisk używanych w czasie badań.

Przytoczono charakterystyki pełnego zestawu stopów żaroodpornych oraz typowe procesy technologiczne łopatek wykonanych z tych stopów. Znaczną część objętości poświęcono procesom technologicznym i metodom obróbki w aspekcie jakości warstwy powierzchniowej, wytrzymałości doraźnej i zmęczeniowej. Rozpatrzono tu zagadnienia w rozbiu na wykonawstwo pióra i zamka łopatki. Wyniki badań zakończone zostały zaleceniami i wytycznymi w odniesieniu do wszystkich faz procesu technologicznego poczynając od doboru właściwego materiału, jego stanu, struktury i charakterystyki, a kończąc na operacjach wykonawczych. Szeroko potraktowano sposób podwyższenia pewności pracy łopatek, a szczególnie takie dziedziny technologii jak: kucie i obróbka cieplna, obróbka mechaniczna, cieplno-chemiczna, pokrycia itp. Książka przeznaczona dla inżynierów technologów i konstruktorów, pracowników badawczych instytutów lotniczych i przemysłu energetycznego oraz studentów politechnik tej specjalności. A.G.

„Litie tonkostennych konstrukcyi”. Redakcja G. F. Batandin. Izdatelstwo Maszynostrojenie. Moskwa 1966, str. 256, cena 1 rub. 14 kop.

W książce przedstawiono podstawowe wyniki prac prowadzonych przez autorów w laboratorium odlewniczym Wyższej Szkoły Technicznej im. Baumana w Moskwie. Tematem pracy było odlewanie cienkościennych konstrukcji.

Na podstawie oryginalnych teoretycznych wywodów o procesach, współzależności odlewu i formy wyprowadzono uogólnienia z różnorodnych materiałów badawczych, krajowych i zagranicznych, w zakresie technologii i teorii wytwarzania cienkościennych odlewów płytowych.

Szczegółowo potraktowano sprawę wypełniania form przy różnych systemach napełniania — pod wysokim i niskim ciśnieniem, grawitacyjnie itp. Podano kompletne zestawy parametrów technologicznych dla różnych procesów zalewania. Drugi wachlarz zagadnień stanowią problemy pęknięcia odlewów płytowych, zwłaszcza pęknięcia na gorąco. I wreszcie ostatni zespół zagadnień to technologia odlewania cienkościennych konstrukcji płytowych z uwzględnieniem własności mechanicznych odlewów oraz ich geometrii.

Książka przeznaczona dla pracowników inżynierjno-technicznych i naukowo-badawczych zatrudnionych w odlewnictwie. Może być również przydatna dla studentów kierunku mechanicznego.

A.G.

„Tieplowye jawlenia i obrabatywajemost rezaniem awiacyjnych materialow”. Trudy Instituta nr 64. Redakcja P. I. Brody. Izdatelstwo Maszynostrojenie. Moskwa 1966, str. 180, cena 79 kop.

W książce rozpatrzono podstawowe zagadnienia powstawania ciepła przy obróbce skrawaniem oraz wpływ tego ciepła na obrabialność różnych materiałów lotniczych. Przedstawiono nową metodykę wyznaczania i określania warunków skrawania, opartą na analizie fizyko-mechanicznych własności materiałów. Przytoczono analizę teoretyczną pola temperatur w czasie skrawania oraz przykłady obliczeń tych pól. Rozpatrzona została specyfika zjawisk cieplnych i procesu skrawania stopów lekkich i stopów miedzi przy prędkości skrawania do 10 000 m/min. Osobne rozdziały poświęcono analizie zjawisk cieplnych i obrabialności przy nacinaniu zębów i szlifowaniu zębów. W toku rozważań uwzględniono wpływ poszczególnych czynników takich jak: charakterystyki geometryczne fizyczne narzędzi, wpływ chłodzenia

itp. Całość opracowań oparto na bogatej literaturze, a dla wygody czytelnika przytoczono podstawowe równania rozchodzenia się ciepła oraz charakter tych funkcji. Książka przeznaczona dla inżynierjno-technicznych pracowników przemysłu oraz dla pracowników naukowo-badawczych instytutów. Może być również przydatna dla studentów specjalności technologicznych. A.G.

„Proizwodstwo gazoturbinnych dwigatielej”. Redakcja — M. F. Idson. Izdatelstwo Maszynostrojenie. Moskwa 1966, stron 472, cena 2 rub. 24 kop.

W książce podano w uporządkowanej formie wymagania technologiczne stawiane konstrukcji części i zespołów gazowych silników turbinowych. Podano skondensowane informacje ogólne i wiele szczegółowych, w poszczególnych rozdziałach dotyczących jednej metody wytwarzania. Szczegółowo potraktowano wytwarzanie części kształtowanem na gorąco, odlewaniem, tłoczeniem na zimno, spawaniem i zgrywaniem, obróbką mechaniczną i elektryczną. W książce zawarto wiele wiadomości o orzrzędowaniu i wyposażeniu technologicznym, kontroli technicznej, automatyzacji procesów wytwarzania i organizacji produkcji.

Poszczególne rozdziały opracowane zostały przez wybitnych specjalistów omawianych dziedzin i ujęte w układzie poradnika przy skondensowanym tabelarycznie uporządkowanym materiale. Wiadomości zawarte w poradniku pozwalają na bezpośrednie korzystanie technologom odpowiednich dziedzin wytwarzania. Książka przeznaczona głównie dla technologów zakładów budowy maszyn produkujących gazowe silniki turbinowe typu stacjonarnego i komunikacyjnego. Książka może być również przydatna konstruktorom i studentom starszych lat specjalności silnikowej. Książka stanowi cenną pozycję z uwagi na staranne i obszernie zgrupowanie praktycznego materiału, normalnie rozlanego w dziesiątkach publikacji. lub nigdzie nie drukowanego oraz z uwagi na jej nowoczesne ujęcie obejmujące wszystkie stosowane obecnie procesy wytwarzania.

A.G.

