

SILNIKI STRUMIENIOWE

Zastosowanie silników strumieniowych ogranicza się w tej chwili wyłącznie do napędu pocisków, doświadczalnych samolotów myśliwskich oraz pewnej liczby śmigłowców. Najbliższe lata powinny jednak rozszerzyć ten zakres na samoloty pasażerskie i transportowe.

Samoloty takie, napędzane silnikami strumieniowymi i latające z prędkością odpowiadającą liczbie Macha $6 \div 8$, będą miały mniejsze koszty eksploatacji niż stosowane obecnie samoloty poddźwiękowe.

8.1. TERMODYNAMIKA I AERODYNAMIKA SILNIKÓW STRUMIENIOWYCH

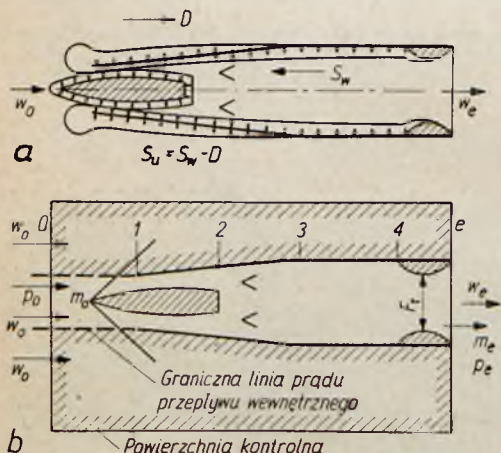
Przepływające przez silnik strumieniowy i opływające go powietrze atmosferyczne wywiera na jego ścianki ciśnienie statyczne

(rys. 8.1a), którego wypadkowa zwana ciągiem użytkowym jest skierowana odwrotnie do kierunku przepływu. Ciąg użytkowy S_u powstaje jako różnica przeciwnie skierowanych sił:

— ciągu wewnętrznego S_w (będącego wypadkową ciśnień działających na wewnętrzne ścianki silnika),

— oporu zewnętrznego D (będącego wypadkową ciśnień działających na ścianki zewnętrzne)

$$S_u = S_w - D \quad [8.1]$$



Rys. 8.1. Rozkład ciśnień statycznych działających na ścianki silnika strumieniowego

8.1.1. Ciąg wewnętrzny

Wprowadzając pojęcie ciągu strumienia

$$S = mw + pF \quad [8.2]$$

można określić (L.8.4) ciąg wewnętrzny silnika strumieniowego jako

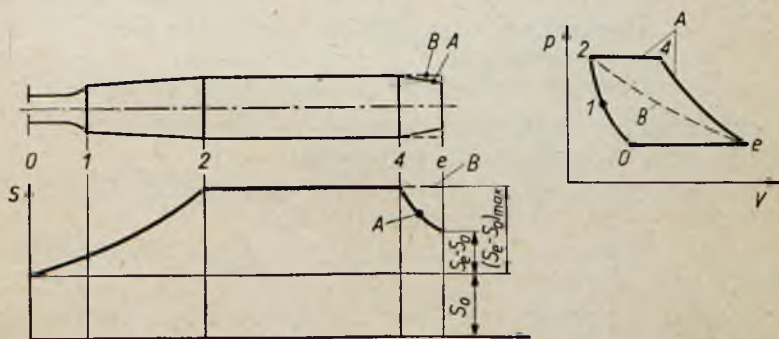
$$S_w = S_e - S_0 - p_0 (F_e - F_0) \quad [8.3]$$

gdzie: S_e, S_0 — ciąg strumienia wylotowego i wlotowego,
 F_e, F_0 — powierzchnie przekrojów strumienia wylotowego i wlotowego,
 p_0 — ciśnienie otoczenia,
 m — wydatek masowy.

Ciąg wewnętrzny jest więc równy różnicy ciągów strumienia na wejściu i wyjściu z silnika z uwzględnieniem ciśnienia atmosferycznego, działającego na różnicę powierzchni poprzecznej strumieni: wlotowego i wylotowego.

Niezwykłe pouczająca jest analiza rozkładu ciągu strumienia wzdłuż silnika. Analiza taka oddaje poważne usługi przy wyborze kształtu silnika.

Zwiększenie ciągu wewnętrznego przy stałym ciągu strumienia na wlocie ($S_0 = \text{const}$) można uzyskać, zwiększając wartość ciągu strumienia wylotowego. Jest to możliwe tylko przez powiększenie powierzchni wylotu silnika, co wiąże się z równoczesnym zwiększeniem podgrzania strumienia w komorze spalania. W przypadku granicznym, gdy ciąg wewnętrzny osiąga maksimum, dyszę wylotową o rozprężaniu adiabatycznym zastępuje komora spalania spełniająca rolę dyszy cieplnej. Ta zamiana odbija się jednak niekorzystnie na sprawności silnika strumieniowego, co uwidacz-



Rys. 8.2. Zmiana ciągu strumienia wzdłuż silnika strumieniowego oraz wpływ wielkości ciągu na pole obiegu termodynamicznego: A — silnik konwencjonalny z dyszą adiabatyczną, B — silnik z dyszą cieplną

nia naszkicowany na rys. 8.2 obieg silnika z dyszą adiabatyczną oraz obieg z dyszą cieplną.

Równanie [8.3] można przekształcić, wprowadzając zależność na ciąg strumienia

$$S = mw + pF = F(\rho w^2 + p) = pF(1 + \kappa M^2) \quad [8.4]$$

Otrzymuje się wtedy kolejno

$$S_w = m_e w_e - m_0 w_0 + F_e(p_e - p_0) \quad [8.5]$$

i

$$S_w = p_e F_e (1 + \kappa_e M_e^2) - (p_0 F_0 M_0^2 + p_0 F_e) \quad [8.6]$$

gdzie: κ_e — wykładnik izentropy dla spalin,

M_0, M_e — liczby Macha na wlocie i wylocie.

Aby w równaniu na ciąg wewnętrzny wyeliminować wyrażenia zawierające ciśnienie, wprowadzono pojęcie efektywnej prędkości strumienia na wylocie z dyszy określonej jako

$$w_j = w_e + \frac{F_e g}{m_e} (p_e - p_0)$$

W tym przypadku równanie [8.5] można zapisać w postaci

$$S_w = m_e w_j - m_0 w_0 \quad [8.7]$$

natomiast równanie [8.6] przekształcić w sposób następujący

$$S_w = F_0 \kappa_0 p_0 M_0^2 \left[(1 + f) \frac{M_j}{M_0} \sqrt{\frac{\kappa_e T_e}{\kappa_0 T_0}} - 1 \right] \quad [8.8]$$

gdzie: f — stosunek paliwa do powietrza,

$M_j = \frac{w_j}{a_e}$ — efektywna liczba Macha na wylocie z dyszy,

T_0, T_e — temperatura bezwzględna strumienia wlotowego i wylotowego,

a_e — prędkość dźwięku w strumieniu wylotowym.

Przepływ przez silnik jest związany ze stratami ciśnienia całkowitego. Straty te powstają w wyniku:

— zwiększenia entropii gazu podczas przechodzenia przez fale uderzeniowe w dyfuzorze naddźwiękowym,

— tarcia, oderwań i zawirowań w części poddźwiękowej dyfuzora,

— oporów aeromechanicznych wtryskiwaczy, stateczników płomienia oraz innych elementów umieszczonych wewnątrz silnika,

— spadku ciśnienia na skutek doprowadzania ciepła,

— tarcia w dyszy.

Stosunek ciśnień całkowitych na końcu i początku typowego silnika strumieniowego przy liczbie Macha $M_0 \sim 1,8$, liczbie Macha na wejściu do komory spalania $M_2 \sim 0,2$ i temperaturze na końcu komory spalania $T_3 \sim 2100^\circ \text{K}$ wynosi $\frac{p_e^*}{p_0^*} = 0,72$

Ta strata ciśnienia całkowitego rozdziela się w następujący sposób pomiędzy straty w poszczególnych zespołach silnika strumieniowego:

— w dyfuzorze naddźwiękowym $\frac{p_1^*}{p_0^*} = 0,92$,

— w dyfuzorze poddźwiękowym $\frac{p_2^*}{p_1^*} = 0,90$,

— na statecznikach płomienia $\frac{p_3^*}{p_2^*} = 0,97$,

— w komorze spalania $\frac{p_4^*}{p_3^*} = 0,92$

— w dyszy $\frac{p_e^*}{p_4^*} = 0,97$

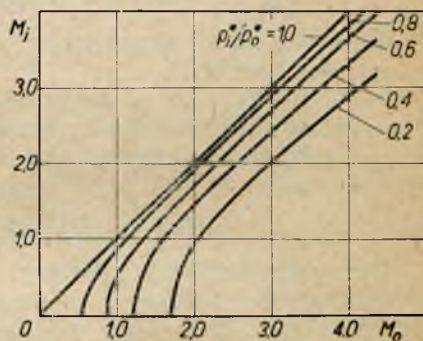
Strata ciśnienia całkowitego wpływa na zmniejszenie efektywnej liczby Macha na wylocie z dyszy. Wpływ ten jest uwiidoczny na rys. 8.3.

W przypadku idealnym liczby Macha na wlocie i wylocie silnika są sobie równe. Jeśli przyjmie się jeszcze, że $\kappa_0 = \kappa_e$ oraz $f = 0$, wtedy zależność na ciąg wewnętrzny [8.8] przekształca się w sposób następujący

$$S_w = F_0 \kappa_0 p_0 M_0^2 \left(\sqrt{\frac{T_e}{T_0}} - 1 \right)$$

lub

$$S_w = \varrho_0 F_0 w_0^2 \left(\sqrt{\frac{T_4}{T_3}} - 1 \right)$$



Rys. 8.3. Wpływ strat ciśnienia całkowitego w silniku strumieniowym na wartość efektywnej liczby Macha na wylocie z dyszy

gdzie: ϱ_0 — gęstość powietrza w strumieniu wlotowym,
 T_4 — temperatura na końcu komory spalania,
 T_3 — temperatura na początku komory spalania.

Z tej ostatniej zależności wynika, że ciąg wewnętrzny silnika strumieniowego jest proporcjonalny:

— do gęstości powietrza wlotowego (a więc maleje ze wzrostem wysokości lotu),

— do kwadratu prędkości (a więc zmienia się podobnie jak opór aerodynamiczny),

— do pierwiastka kwadratowego ze stosunku temperatur na końcu i początku komory spalania zmniejszonego o jedność.

✓ 8.1.2. Opór zewnętrzny

Opór zewnętrzny silnika strumieniowego określa równanie

$$D = \int_{F_0}^{F_e} (p_z + \tau_z) dF - p_0 (F_e - F_0) \quad [8.9]$$

lub

$$D = \int_{F_0}^{F_e} [(p_z - p_0) + \tau_z] dF \quad [8.10]$$

gdzie: p_z, τ_z — ciśnienie oraz napięcie styczne panujące na zewnętrznych ściankach silnika,

p_0 — ciśnienie otoczenia.

W skład oporu zewnętrznego wchodzi:

— opór tarcia D_t ,

— opór wywołany ciśnieniem działającym na zewnętrzne powierzchnie silnika D_c ,

— opór dopełniający D_d .

Oczywiście

$$D = D_t + D_c + D_d$$

Opór dopełniający powstaje na skutek zmiany ilości ruchu, wynikającej z rozszerzenia się strumienia przed dyfuzorem wlotowym (rys. 8.4). Jego wielkość zależy przede wszystkim od współczynnika przewężenia wlotowego

$$\varphi_0 = \frac{F_1}{F_0} \quad [8.11]$$

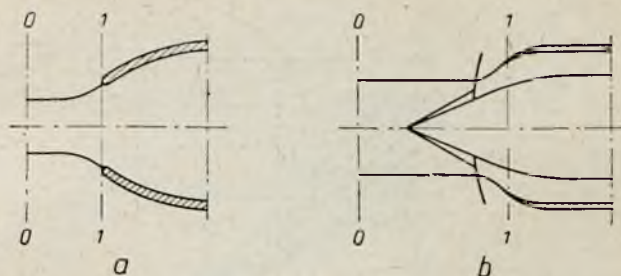
gdzie: F_0 — powierzchnia strumienia napływającego do silnika,
 F_1 — powierzchnia wlotu,

i może być określona z zależności

$$D_d = mw_1 + F_1 (p_1 - p_0) - mw_0 \quad [8.12]$$

która stanowi bilans ilości ruchu między przekrojami 0—0 i 1—1 (rys. 8.4).

W przypadku, gdy współczynnik przewężenia wlotowego jest równy jedności (to znaczy, że przewężenie nie występuje), opór dopełniający równa się zero.



Rys. 8.4. Powstanie oporu dopełniającego w wyniku przewężenia strumienia napływającego do silnika strumieniowego:

a — silnik z dyfuzorem poddźwiękowym, b — silnik z dyfuzorem naddźwiękowym

Wielkość oporu dopełniającego określa się za pomocą współczynnika oporu

$$C_d = \frac{D_d}{q_0 F_m} \quad [8.13]$$

gdzie: F_m — powierzchnia czołowa silnika,
 q_0 — ciśnienie dynamiczne w strumieniu wlotowym.

Przykładową zależność C_d od liczby Macha i współczynnika przewężenia przedstawia rys. 8.5a.

Pozostałe współczynniki oporów: tarcia i ciśnieniowego, wyrażają analogiczne równania

$$C_t = \frac{D_t}{q_0 F_b} \quad \text{i} \quad C_c = \frac{D_c}{q_0 F_m}$$

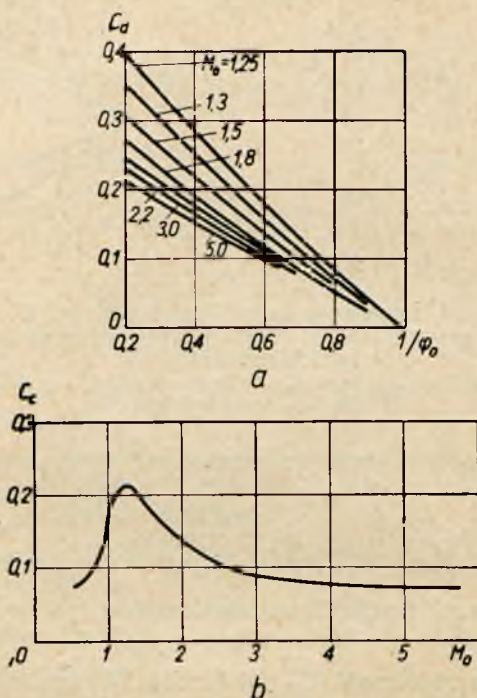
gdzie: F_b — powierzchnia boczna silnika.

Wartość współczynnika oporu tarcia można określić za pomocą zależności

$$C_t = \frac{0,074}{Re^{0,2}} \quad \text{dla } Re \leq 10^6$$

$$C_t = \left(\frac{0,242}{lg Re} \right)^2 \quad \text{dla } Re > 10^6$$

Współczynnik C_d zależy od liczby Macha, kształtu silnika oraz od współczynnika przewężenia wlotowego. Do obliczeń wstępnych można go przyjąć na podstawie wykresu podanego na rys. 8.5b.



Rys. 8.5. Zależność oporu od liczby Macha na wlocie:

a — opór dopełniający, b — opór ciśnieniowy

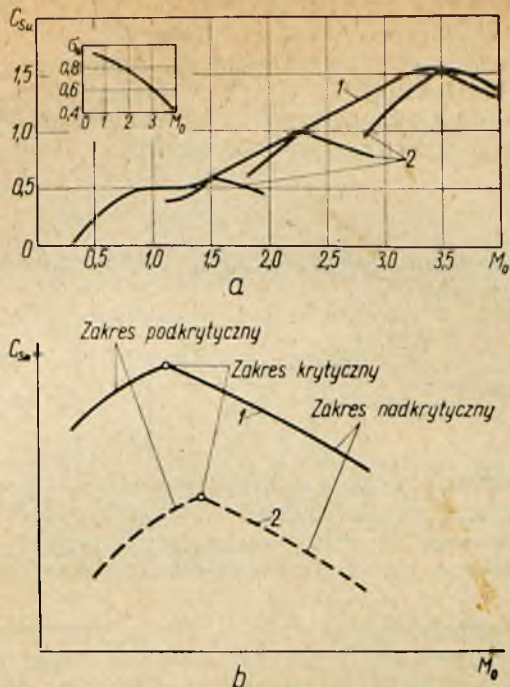
✓ 8.1.3. Współczynnik ciągu użytecznego

Współczynnik ciągu użytecznego silnika strumieniowego określa się związkiem

$$C_{S_u} = \frac{S_u}{q_0 F_m} = \frac{2(S_w - D)}{p_0 F_m \alpha_0 M_0^2} \quad [8.14]$$

Zależność współczynnika ciągu użytecznego od liczby Macha na wlocie silnika przedstawia wykres na rys. 8.6a.

W obliczeniu przedstawionych na tym wykresie charakterystyk przyjęto następujące założenia:



Rys. 8.6. Charakterystyki prędkościowe silników strumieniowych:

a — zależność współczynnika ciągu użytecznego od liczby Macha na wlocie, 1 — charakterystyka silnika o zmiennej geometrii, 2 — charakterystyki silników o stałej geometrii; b — zależność współczynnika ciągu wewnętrznego od liczby Macha na wlocie silnika, 1 — w warunkach wysokościowych, 2 — na powierzchni morza

- sprawność spalania benzyny 0,9,
- temperatura otoczenia 20°C ,
- współczynnik odzyskania ciśnienia całkowitego w dyfuzorze zmienia się zgodnie z wykresem umieszczonym na rysunku w lewym rogu u góry.

• 8.1.4. Współczynnik ciągu wewnętrznego

Posługiwanie się przy ocenie osiągow silnika strumieniowego ciągiem użytecznym, a tym samym i współczynnikiem ciągu użytecznego, jest słuszne tylko w przypadku silników niezależnych.

Coraz częściej jednak spotykane są konstrukcje (i taki jest właściwie kierunek rozwoju aparatów latających), w których silnik strumieniowy stanowi integralną całość z płatowcem jako część jego kadłuba lub skrzydła. Wtedy wielkością charakteryzującą silnik jest jego ciąg wewnętrzny i tym samym współczynnik ciągu wewnętrznego zdefiniowany zależnością

$$C_{Sw} = \frac{S_w}{q_0 F_m} \quad [8.15]$$

Po przeprowadzeniu odpowiednich przekształceń z równania [8.15] otrzymuje się

$$C_{Sw} = \frac{\frac{2F_e}{F_m}}{\kappa_0 M_0^2} \left[\frac{p_e^*}{p_0} \left[\frac{1 + \kappa_e M_e^2}{\frac{p_e^*}{p_e}} \right] - 1 \right] - \frac{2F_0}{F_m} \quad [8.16]$$

Jak już wiadomo z poprzednich rozważań, powstanie ciągu silnika jest następstwem istnienia w nim odpowiednio wysokiego ciśnienia statycznego. W celu podtrzymania tego ciśnienia należy do przepływającego przez silnik strumienia powietrza doprowadzać ciepło.

Od ilości doprowadzonego ciepła zależy, przy stałej geometrii silnika, wydatek powietrza przepływającego przez silnik. Przedstawione równanie [8.16] pozwala określić zależność współczynnika ciągu wewnętrznego od liczby Macha na wlocie silnika. Przykładowe charakterystyki przedstawia wykres na rys. 8.6b. W charakterystykach tych można wyróżnić trzy zakresy pracy silnika: podkrytyczny, krytyczny i nadkrytyczny. Zakres krytyczny odpowiada przypadkowi obliczeniowemu, gdy cały wydatek napływającego powietrza wchodzi do silnika, a powstała prostopadła fala uderzeniowa jest umiejscowiona w wejściowym przekroju dyfuzora. Zakres podkrytyczny (rys. 3.34a) odpowiada przypadkowi, gdy liczba Macha na wlocie jest mniejsza od obliczeniowej, w związku z czym na wejściu do dyfuzora powstaje przewężenie i wydatek napływającego powietrza zostaje zmniejszony. W zakresie krytycznym (rys. 3.34b) wlotowa liczba Macha jest większa od obliczeniowej, przez co prostopadła fala uderzeniowa zostaje wessana do wnętrza dyfuzora. Pociąga to za sobą zwiększenie strat ciśnienia całkowitego w silniku i spadek współczynnika ciągu wewnętrznego. Uwidoczniony na rys. 8.6 wzrost współczynnika ciągu ze wzrostem wysokości lotu należy tłumaczyć obniżeniem temperatury strumienia wlotowego. W związku z tym utrzymanie założonej temperatury na końcu komory spalania T_1 wymaga zwiększonej ilości doprowadzonego ciepła, co wpływa na wzrost C_{Sw} .

8.1.5. Jednostkowe zużycie paliwa

Jednostkowe zużycie paliwa silnika strumieniowego określa zależność

$$b = \frac{B}{S} \text{ [kG/kGgodz]} \quad [8.17]$$

gdzie: B — zużycie paliwa w kG/godz,

S — ciąg, do którego odnosi się jednostkowe zużycie paliwa (S_w odpowiada b_w , natomiast S_u odpowiada b_u).

Po odpowiednim przekształceniu równania [8.17] otrzymuje się

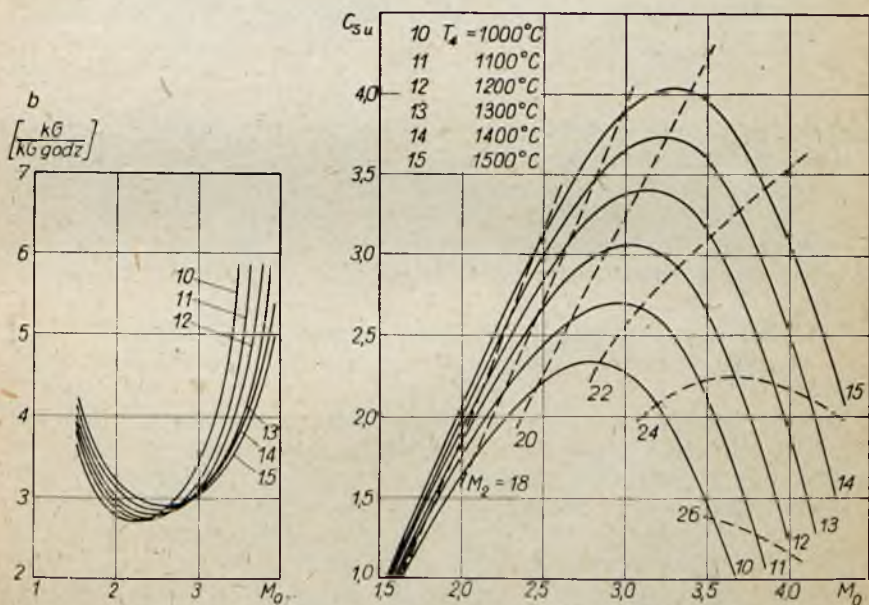
$$b = \frac{2g}{a_0 M_0} \left(\frac{F_0}{F_m} \right) \frac{f}{C_s} \quad [8.18]$$

gdzie: g — przyspieszenie ziemskie,

a_0 — prędkość dźwięku w strumieniu wlotowym,

f — stosunek paliwa do powietrza,

C_s — współczynnik ciągu, do którego odnosi się jednostkowe zużycie paliwa.



Rys. 8.7. Zależność współczynnika ciągu użytecznego oraz jednostkowego zużycia paliwa od liczby Macha na wlocie dla typowego silnika strumieniowego o stałej geometrii określonej stosunkiem powierzchni $F_t/F_4 = 0,6$

(rys. 8.1)

Wyniki obliczeń określające zależność jednostkowego zużycia paliwa i współczynnika ciągu użytecznego od liczby Macha na wlocie dla typowego silnika naddźwiękowego przedstawiają wykresy na rys. 8.7.

8.2. KOMORY SPALANIA SILNIKÓW STRUMIENIOWYCH

Komory spalania silników strumieniowych stanowią podstawowy ich element. Ich warunki pracy są o wiele trudniejsze od tych, jakie panują w komorach silników turbinowo-odrzutowych. Występujące tu prędkości przepływu dochodzą do 150 m/sek przy nieraz bardzo niskich ciśnieniach (do 0,2 ata). Czynnikiem, który szczególnie utrudnia uzyskanie sprawnie pracującej komory spalania, jest warunek małych strat ciśnienia całkowitego w komorze. Istnienie tego warunku wynika z omówionego już w poprzednim podrozdziale wpływu strat ciśnienia w strumieniu przepływającym przez silnik na spadek osiągow tego silnika.

8.2.1. Sprawność cieplna komory spalania

Sprawność cieplna komory spalania jest określona zależnością

$$\eta_s = \frac{\Delta i_{rz}}{\Delta i_t} \quad [8.19]$$

gdzie: Δi_{rz} — rzeczywisty przyrost entalpii w komorze,
 Δi_t — teoretyczny przyrost entalpii w komorze idealnej.

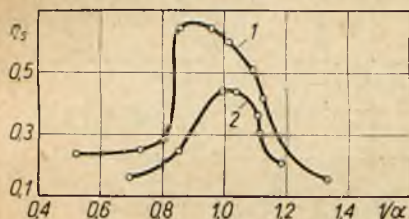
Komorę idealną należy rozumieć jako komorę bez strat cieplnych, spowodowanych niezupełnym spalaniem i wymianą ciepła z otoczeniem. Na sprawność cieplną komory spalania wpływają głównie następujące parametry mieszanki i elementy konstrukcyjne:

- skład, temperatura i prędkość początkowa mieszanki,
- długość komory spalania oraz kształt stateczników płomienia.

Wpływ składu i początkowej temperatury mieszanki ilustruje rys. 8.8. Przedstawione charakterystyki otrzymano w komorze modelowej, przez którą przepływała mieszanka jednorodna i całkowicie odparowana. Stożkowy statecznik płomienia był umieszczony w osi komory. Maksymalną sprawność cieplną uzyskuje się przy stechiometrycznym składzie mieszanki. Wynika to z tego, że skład stechiometryczny zapewnia najlepsze warunki stateczności i największą prędkość rozchodzenia się płomienia ze strefy ustateczniania w kierunku ścianek komory. Sprawność cieplna rośnie ze wzrostem temperatury, co jest oczywiste, gdyż wzrost temperatury zwiększa prędkość spalania.

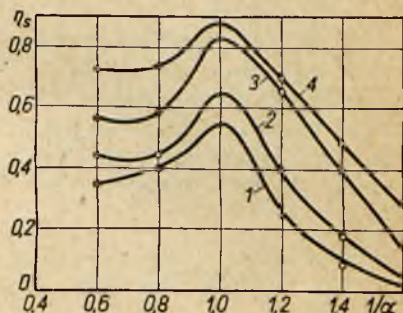
Wpływ prędkości przepływu na sprawność cieplną jest przedstawiony na rys. 8.9.

Ze wzrostem prędkości mieszanki wzrasta intensywność turbulencji, a tym samym i prędkość rozchodzenia się płomienia.



Rys. 8.8. Wpływ współczynnika nadmiaru powietrza α i początkowej temperatury mieszanki t na sprawność cieplną komory:

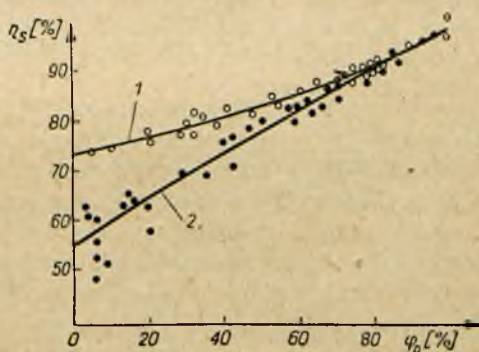
1 — $t = 210^{\circ}\text{C}$, 2 — $t = 100^{\circ}\text{C}$



Rys. 8.9. Wpływ prędkości przepływu w na sprawność cieplną komory:

1 — $w = 91$ m/sek, 2 — $w = 76$ m/sek,
3 — $w = 61$ m/sek, 4 — $w = 46$ m/sek

Jednak wzrost tej prędkości następuje wolniej od wzrostu prędkości przepływu, w związku z czym kąt czoła płomienia między strefą stateczności a ścianą komory (δ_{ez} z rys. 8.14) maleje. Przy zbyt dużych prędkościach przepływu następuje oderwanie pło-

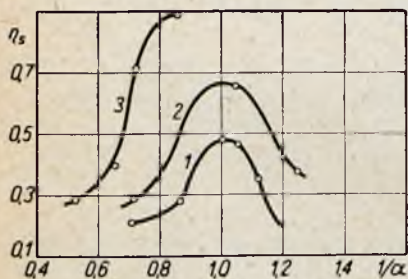


Rys. 8.10. Zależność sprawności cieplnej komory od stopnia odparowania i początkowej średniej średnicy kropli d_k :

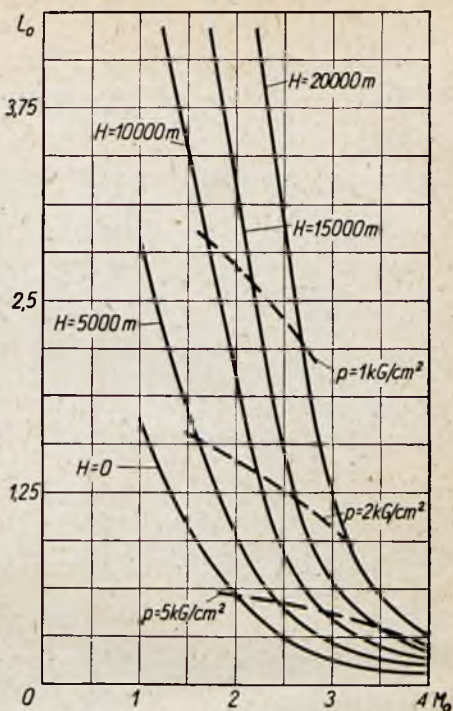
1 — $d_k = 90$, 2 — $d_k = 290$

mienia od statecznika i wygaszenie komory. W stadium przejściowym wzrost prędkości przepływu wywołuje zmniejszenie się sprawności cieplnej komory.

Na rys. 8.10 przedstawiono wynik badania wpływu stopnia odparowania i wielkości kropeł paliwa węglowodorowego na sprawność cieplną komory (L. 8.8). Wykres wy-



Rys. 8.11. Wpływ długości komory L na jej sprawność cieplną:
1 — $L = 254$ mm, 2 — $L = 355$ mm,
3 — $L = 457$ mm

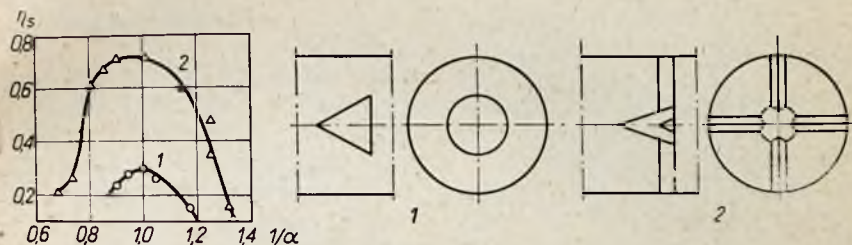


Rys. 8.12. Zależność długości komory spalania silnika strumieniowego L odpowiadającej sprawności $\eta_s = 1,0$ od wysokości H i prędkości lotu M_0 . Współczynnik nadmiaru powietrza $\alpha = 1$

kazuje, że zmniejszanie stopnia odparowania paliwa obniża sprawność cieplną. Wpływ ten jest tym intensywniejszy, im średnia średnica kropli jest większa. Z rys. 8.11 wynika oczywisty wniosek, że sprawność cieplna wzrasta wraz z wydłużeniem komory. Wzrost długości komory zwiększa czas spalania, co umożliwia dopalanie się nawet nie odparowanych lub źle zmieszanych obszarów mieszanki. Poczynając od pewnej długości komory, sprawność cieplna osiąga wartość 100%. Typową zależność tej optymalnej ze względu na proces spalania długości komory przedstawia rys. 8.12. Z wykresu na tym rysunku wynika, że optymalna długość komory zależy od prędkości i wysokości lotu. Wzrost prędkości i obniżanie wysokości lotu wpływają dodatnio na skrócenie komory spalania. Jeśli ze względów konstrukcyjnych długość komory musi być

mniejsza od długości optymalnej, wtedy należy się liczyć z obniżeniem sprawności cieplnej.

Wpływ kształtu statecznika płomienia na sprawność cieplną ilustruje rys. 8.13.

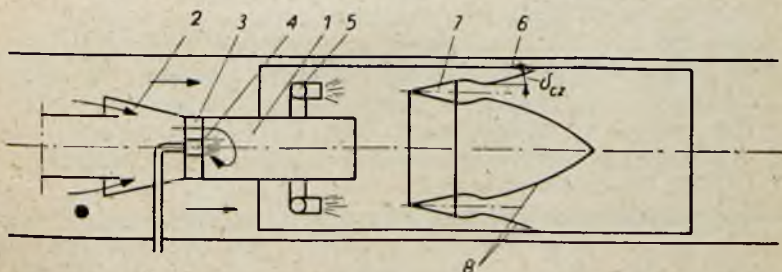


Rys. 8.13. Wpływ kształtu statecznika na sprawność cieplną komory:
1 — statecznik stożkowy, 2 — statecznik palczasty

Porównane zostały dwa stateczniki stożkowy i palczasty o tym samym przykryciu, tj. o tym samym stosunku powierzchni czołowej statecznika do powierzchni przekroju poprzecznego komory. Palczasty układ statecznika sprzyja promieniowemu oddziaływaniu gorących gazów powstających za centralnym stożkiem w kierunku ścianek i w związku z tym zmniejsza odległość potrzebną na rozejście się czoła płomienia w poprzek całej komory.

8.2.2. Konstrukcja komór spalania

Komora spalania silnika strumieniowego jest przedstawiona w najczęściej obecnie spotykanym układzie na rys. 8.14.



Rys. 8.14. Schemat komory spalania silnika strumieniowego:
1 — komora pilotująca, 2 — chwyt powietrza skierowanego do komory pilotującej, 3 — zawirowywacz, 4 — wtryskiwacz pilotujący, 5 — wtryskiwacze główne, 6 — ekran, 7 — statecznik, 8 — czoło płomienia

Komora składa się:

— z komory pilotującej, której zadaniem jest ułatwienie rozruchu dokonywanego za pomocą świecy lub zapłonu pirotechnicznego oraz zapoczątkowanie procesu spalania przepływającego obok głównego strumienia mieszanki;

— wtryskiwaczy głównych, zasilających w paliwo przepływający strumień powietrza;

— statecznika płomienia lub układu stateczników.

Ścianki komory spalania są ekranowane w celu zabezpieczenia ich przed działaniem wysokiej temperatury. Dodatkowym zadaniem ekranu jest tłumienie drgań przepływającej mieszanki, powstających pod wpływem spalania. Przekrój poprzeczny komory pilotującej stanowi $\sim 25\%$ przekroju poprzecznego całej komory, natomiast powierzchnia poprzeczna płaszcza chłodzącego ograniczona od komory przez ekran — około $10 \div 15\%$.

Konstrukcja komory pilotującej jest analogiczna do większości konstrukcji części żarowej komór spalania silników turbinowo-odrzutowych. Umieszczony centralnie wtryskiwacz wtryskuje paliwo w strumień powietrza zawirowanego przez odpowiednio ukształtowane kierownice, umieszczone na wlocie do komory. Powstała w ten sposób mieszanka spala się, tworząc płomień pilotujący o dużej intensywności. W celu zwiększenia chemicznej aktywności płomienia w stosunku do głównego strumienia mieszanki w komorze pilotującej umyślnie nie doprowadza się procesu spalania do końca, zostawiając w składzie spalin pewien procent nienasyconych produktów reakcji. W projekcie komory spalania silnika strumieniowego na czoło wysuwają się następujące zagadnienia:

— konstrukcja układu ustateczniającego,

— dobór układu wtryskowego,

— wzajemne usytuowanie tych dwu układów.

Przed przystąpieniem do konstrukcji układu ustateczniającego należy znaleźć odpowiedź na dwa pytania:

— jaki ma być kształt stateczników?

— jakie ma być ich przykrycie i wymiar charakterystyczny?

Kształt stateczników wynika ze średnicy komory. W małych komorach (do ~ 250 mm) stosuje się stateczniki stożkowe, tarczowe (rys. 8.15a i b) lub palczaste (rys. 8.13); w komorach większych — stateczniki pierścieniowe (rys. 1.15c) wielopierścieniowe (rys. 8.17) lub typu mieszanego.

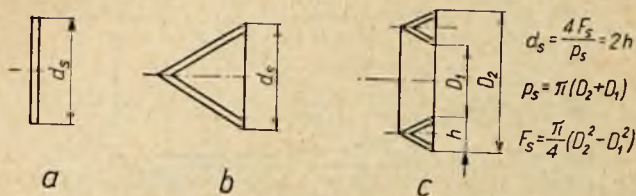
Wielkość przykrycia, którego miarą jest współczynnik

$$\varphi_s = \frac{F_s}{F_k} \quad [8.20]$$

gdzie: F_s — powierzchnia czołowa stateczników,

F_k — powierzchnia przekroju poprzecznego,

określa się z warunku, aby stosunek charakterystycznego wymiaru statecznika do prędkości przepływu miał w danej komorze wartość maksymalną; wówczas dla stateczników stożkowych i tarczowych $\varphi_s = 0,5$, dla pierścieniowych natomiast $\varphi_s = 0,35$.



Rys. 8.15. Kształt stateczników płomienia:

a — statecznik tarczowy, b — statecznik stożkowy, c — statecznik pierścieniowy

Wymiar charakterystyczny statecznika d_s równa się w przypadku stateczników stożkowych lub tarczowych ich średnicy geometrycznej, w przypadku natomiast stateczników pierścieniowych średnicy hydraulicznej (rys. 8.15). Przyjmuje się go na podstawie zależności De Zubaya

$$a = F \left[\frac{w}{\rho^{0,95} \cdot d_s^{0,856}} \left(\frac{T_0}{T} \right)^{1,5} \right] \quad [8.21]$$

gdzie: a — współczynnik nadmiaru powietrza mieszanki w strefie statecznika,

w — prędkość w przekroju statecznika,

T_0 — temperatura, przy której De Zubay prowadził badania ($T_0 = 390^\circ\text{K}$),

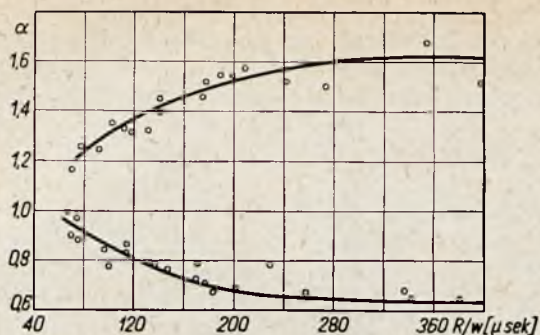
F — funkcja określona za pomocą krzywej na rys. 6.10,

T — początkowa temperatura mieszanki.

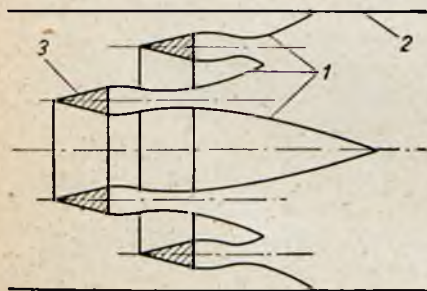
Obliczenie prowadzi się dla najniekorzystniejszych warunków lotu (najczęściej dla warunków wysokościowych). Otrzymaną wielkość sprawdza się z wykresem na rys. 8.16. Wykres ten przedstawia wpływ charakterystycznego dla statecznika płomienia stosunku R/w (gdzie $R = \frac{d_s}{2}$) na zakres stateczności miesza-

nek nafta-powietrze. Z wykresu wynika, że powiększenie stosunku R/w powyżej $200 \mu \text{ sek}$ jest niecelowe.

W związku z tym w większych komorach spalania korzystnie jest zastąpić jeden pierścieniowy statecznik płomienia kilkoma statecznikami o mniejszym wymiarze charakterystycznym (rys. 8.17).

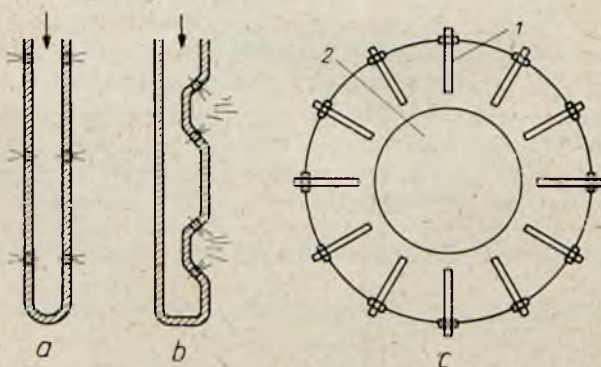


Rys. 8.16. Wpływ charakterystycznego dla statecznika stosunku R/w na zakres stateczności mieszanek nafta-powietrze



Rys. 8.17. Układ ustaleczniający z dwoma pierścieniowymi statecznikami płomienia:

1 — czoło płomienia, 2 — ścianka komory, 3 — stateczniki



Rys. 8.18. Wtryskiwacze strumieniowe:

a — proste, b — rozbryzgowe, c — rozmieszczenie wtryskiwaczy w strefie rozpylania komory; 1 — wtryskiwacz, 2 — rdzeń dyfuzora lub komora pilotująca

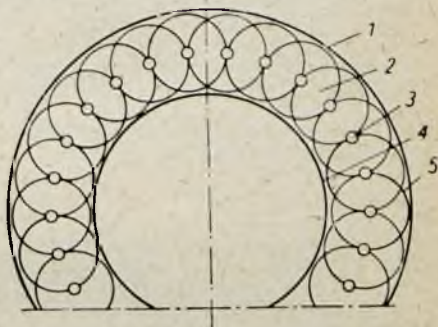
Układ taki zmniejsza drogę czoła płomienia w kierunku poprzecznym, a tym samym skraca komorę. W celu wyeliminowania oddziaływania na siebie stref ustateczniania (co może być powodem wzbudzenia drgań groźnych dla wytrzymałości komory) stateczniki rozsuwa się w kierunku podłużnym, pamiętając jednak o takim ich ustawieniu względem siebie, aby nie stykały się bezpośrednio z czołem płomienia wytworzonym przez inny statecznik.

Układ wtryskowy składa się z zespołu wtryskiwaczy wirowych lub strumieniowych.

Dwa rodzaje wtryskiwaczy strumieniowych przedstawia rys. 8.18. Wtryskiwacz naszkicowany na rys. 8.18a stanowi prostą rurkę z otworami skierowanymi w poprzek strumienia. Wtryskiwacz z rys. 8.18b jest typu współprądowego. Otwory wtryskowe są tak umieszczone, by poszczególne strumienie zderzały się ze

Rys. 8.19. Kolektor wtryskiwaczy wirowych:

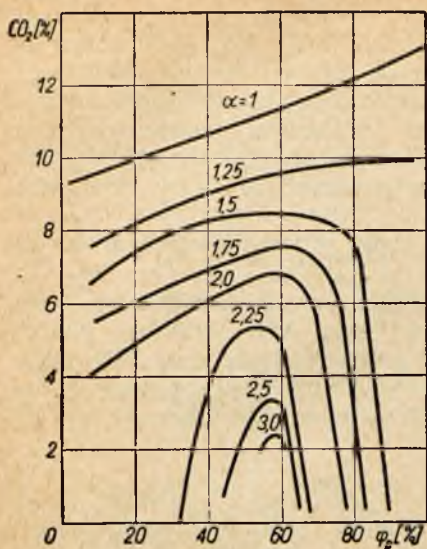
1 — zewnętrzna ściana silnika, 2 — przewód kolektora, 3 — wtryskiwacz wirowy, 4 — zewnętrzna ściana komory pilotującej lub rdzenia dyfuzora, 5 — granica zasięgu strumienia paliwa rozpylonego przez jeden wtryskiwacz



sobą, polepszając w ten sposób rozpylanie. Rys. 8.18c podaje sposób umieszczania takich wtryskiwaczy w komorze spalania. Wtryskiwacze wirowe rozmieszcza się na jednym lub kilku kolektorach pierścieniowych w sposób uwidoczniiony na rys. 8.19.

W przypadku gdy warunki pracy silnika strumieniowego wymagają dużego zakresu wydatków paliwa, który nie może być objęty przez zmianę ciśnienia wtrysku, wtedy należy albo zastosować ustawienie wtryskiwaczy w kilku sekcjach (włączanych lub wyłączanych w miarę potrzeby) albo zastąpić zwykłe wtryskiwacze wirowe wtryskiwaczami upustowymi (rys. 5.6).

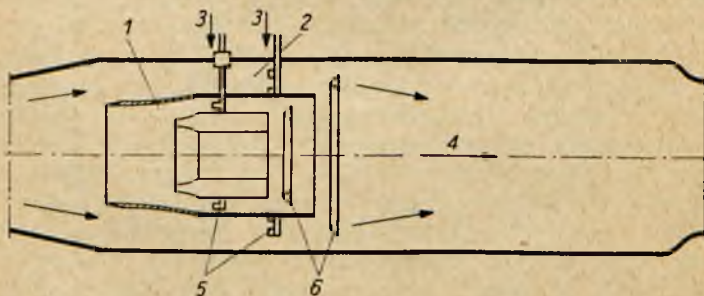
Następnym ważnym zagadnieniem w projekcie komory jest właściwe umieszczenie wtryskiwaczy. Należy je tak usytuować, aby statecznik płomienia był omywany strumieniem mieszanki o składzie jak najbardziej zbliżonym do stechiometrycznego, gdyż w ten sposób zwiększa się zakres stateczności spalania. Odległość wtryskiwaczy od statecznika powinna być w zasadzie tak dobrana, aby paliwo w mieszance omywającej statecznik było już



Rys. 8.20. Wpływ współczynnika odparowania φ_p na stateczność płomienia

w znacznej części odparowane. Tylko w wyjątkowych przypadkach, gdy np. ze względu na zakres regulacji należy spodziewać się w strefie ustateczniania mieszanek ubogich, korzystnie jest wttryskiwacze umieścić w takim miejscu, aby stateczniki były omywane przez częściowo tylko odparowaną mieszanę. Taka mieszanaka, ze względu na istnienie w niej bogatych w paliwo mikrostref, ma lepsze własności ustateczniające. Zjawisko to ilustruje wykres na rys. 8.20. Na rysunku tym przedstawiono zależność własności ustateczniających mieszanek (których miarą jest udział CO_2 w strefie ustateczniania) od współczynnika odparowania. Z rysunku wynika, że najlepszą stateczność mieszanek ubogich uzyskuje się przy współczynniku odparowa-

nia $\varphi_p = 0,6$. W przypadku gdy zakres ciągów przy stałej prędkości lotu wymaga tak szerokiego zakresu średniej temperatury na końcu komory spalania, że przekracza to możliwości ustateczniające systemu mieszanaka — statecznik płomienia, wtedy komorę spalania należy podzielić na dwie strefy (rys. 8.21).



Rys. 8.21. Dwustrefowa komora spalania silnika strumieniowego:

1 — strefa wewnętrzna, 2 — strefa zewnętrzna, 3 — paliwo, 4 — obszar spalania i mieszania, 5 — wttryskiwacze, 6 — stateczniki

Poszczególne strefy mogą być dowolnie włączane i wyłączane, przez co można uzyskać trzy zakresy pracy silnika bez specjalnie ostrych wymagań co do zakresu pracy układu uszczelniającego.

Ostatni parametr konstrukcyjny, a mianowicie długość komory, wybiera się na podstawie doświadczenia w ten sposób, aby sprawność spalania nie była mniejsza od $80 \div 90\%$.

8.3. PULSACJE W KOMORZE SILNIKA STRUMIENIOWEGO

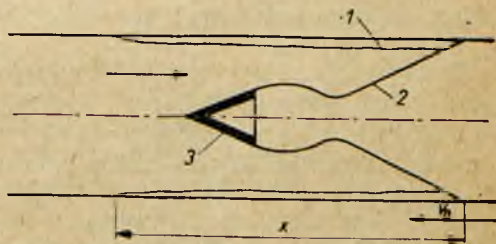
W pewnych warunkach w komorze spalanie ciągle przechodzi w pulsujące. Objawia się to wzrostem hałasu, spadkiem sprawności oraz wahaniami ciśnienia o różnej częstotliwości i amplitudzie.

Pulsacje te w wielu przypadkach powodują niszczenie elementów komory, a nawet całego silnika. Opisane zjawisko nazwano twardym spalaniem. Komora powinna być oczywiście tak zaprojektowana, żeby w warunkach jej pracy twarde spalanie nie występowało.

Badania prowadzone przez szereg eksperymentatorów pozwoliły wydzielić trzy rodzaje twardego spalania, różniące się częstotnością pulsacji i wywoływane różnymi czynnikami.

8.3.1. Spalanie twarde typu $35 \div 60$ Hz

Ten typ twardego spalania przedstawia następujący obraz (rys. 8.22). Gdy płomień od statecznika poprzez strumień mieszanki dochodzi do ścianek komory, wtedy w warstwie przysściennnej i warstwach przyległych powstaje detonacja przebiegająca w kierunku pod prąd, która kończy się w pewnej odległości od statecznika. Kiedy uzupełniona nową mieszanką warstwa przysścienna dopływa do płomienia, zjawisko się powtarza. Spalanie ma na pewno charakter detonacyjny, co stwierdzono rozpylając wodę w miejscu styku czoła płomienia ze ścianką komory. Zahamowywało to proces, gdyż jak wiadomo, para wodna ma własności antydetonacyjne (chłodzenie natomiast w tym miejscu ścianki od zewnątrz nie miało wpływu na przebieg procesu).



Rys. 8.22. Obraz powstawania spalania twardego typu $35 \div 60$ Hz:

1 — warstwa detonującej mieszanki, 2 — czoło płomienia, 3 — statecznik płomienia

Ten typ spalania kończy się w najlepszym razie zniszczeniem statecznika.

Jeśli oznaczmy przez: x — drogę czoła fali detonacyjnej, S_0 — początkową prędkość spalania w kierunku przeciw prądowi ($6 \div 9$ m/sek), to częstość pulsacji wyniesie

$$\nu = \frac{\sqrt{350 S_0}}{\arctg x \sqrt{\frac{350}{S_0}}}$$

Gdy przyjmujemy, że $x = 300 \div 900$ mm, to $\nu = 35 \div 60$ Hz.

Stwierdzono, że o występowaniu tego typu twardego spalania decyduje jakość pracy statecznika i współczynnik nadmiaru powietrza. Zachodzi ono mianowicie przy bogatych mieszankach (współczynnik nadmiaru powietrza $\alpha = 1,1 \div 0,8$).

W pewnych przypadkach wystarczy powiększenie charakterystycznego wymiaru statecznika, aby uniknąć tego rodzaju twardego spalania.

8.3.2. Spalanie twarde typu $100 \div 130$ Hz

Ten typ spalania jest uwarunkowany ukształtowaniem komory. Powstające pulsacje zależą od parametrów stanu strumienia.

W strumieniu gazowym, przepływającym przez przewód z prędkością odpowiadającą liczbie Macha M , mogą powstawać fale stojące, związane z częstością pulsacji równaniem

$$\nu = a(1 - M^2) \frac{1}{l}$$

W równaniu tym oznaczono: l — długość fali, a — prędkość dźwięku.

Pulsacje tego typu występują tylko w zakresie $100 \div 130$ Hz. Trzeba tak dobierać długość komory, żeby drgań tych uniknąć.

8.3.3. Spalanie twarde typu $20 \div 30$ Hz

Pulsacje powstające przy tym spalaniu związane są z charakterem współpracy systemu wtryskowego z komorą.

Załóżmy, że z pewnych przyczyn w komorze powstaje i zanika impuls ciśnienia. Wywołuje to wzrost i spadek wydatku paliwa, który zależy oczywiście od różnicy ciśnień w komorze i wtryskiwaczu. Gdy uboższa mieszanka dobiegnie do statecznika, ciśnienie w komorze spada. Gdy spadnie i w strefie wtryskiwacza, mieszanka się wzbogaca itd. Pulsacje ciśnienia przeciw prądowi przebiegają z prędkością dźwięku zmniejszoną o średnią prędkość strumienia.

Stąd czas pełnego cyklu składa się z czasu potrzebnego do przejścia impulsu od statecznika do wtryskiwacza i czasu potrzebnego do przemieszczenia części mieszanki z podniesionym współczynnikiem nadmiaru powietrza od wtryskiwacza do statecznika.

Związek między częstością pulsacji i wymienionymi wielkościami określa się następującym równaniem

$$v = \left(\frac{x}{u} + \frac{x}{a - u} \right)^{-1} \quad [8.22]$$

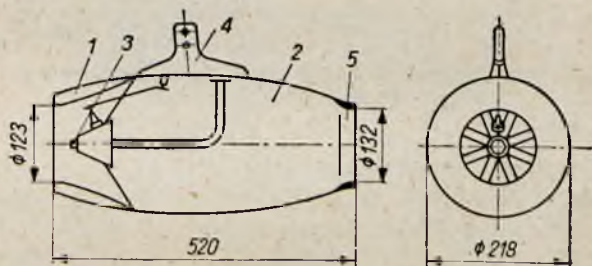
gdzie: x — odległość między statecznikiem i wtryskiwaczem,
 u — prędkość przepływu,
 a — prędkość dźwięku.

Im wyższe są ciśnienia, przy których pracuje wtryskiwacz, tym mniejszy jest wpływ tego zjawiska.

8.4. PODDŹWIĘKOWE SILNIKI STRUMIENIOWE

Poddźwiękowe silniki strumieniowe znajdują w lotnictwie i technice raketowej bardzo wąskie zastosowanie. Służą one do napędu pocisków bliskiego zasięgu, samolotów-celów oraz śmigłowców.

Najciekawszy z konstrukcyjnego punktu widzenia jest silnik do śmigłowca. Realizacja jego ze względu na duże wymagania



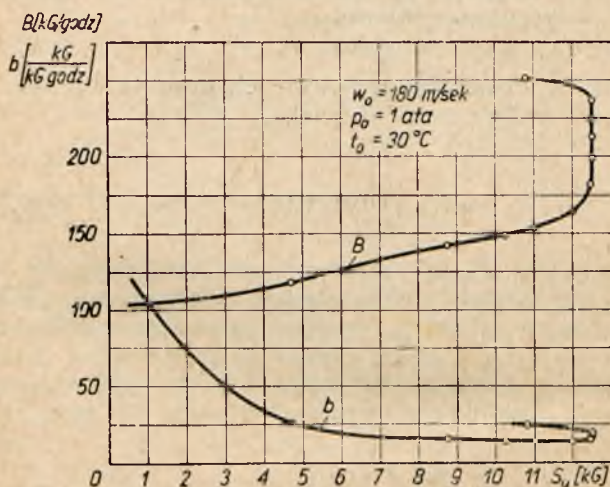
Rys. 8.23. Poddźwiękowy silnik strumieniowy do napędu łopat śmigłowca:

- 1 — dyfuzor, 2 — komora spalania, 3 — wtryskiwacz,
 4 — uchwyt służący do zamocowania silnika do łopaty,
 5 — pierścień usztywniający dyszę wylotową

(mały ciężar przy bardzo dużych obciążeniach mechanicznych i ograniczona długość) jest bardzo utrudniona. Jedno z możliwych rozwiązań takiego silnika przedstawia rys. 8.23. Cechą charakterystyczną przedstawionej konstrukcji jest jej integralność. Ze

względem na warunek małej długości silnika palczasty statecznik płomienia jest głęboko wsunięty w dyfuzor, tworząc stożek przyciskający strumień przepływającego powietrza do jego ścianek. Na końcu tego stożka umieszczono przeciwwądry wtryskiwacz wirowy. Strumień rozpylonego paliwa zostaje odchylony do tyłu, tworząc w strefie ustateczniania mieszanke niezupełnie odparowaną, co jak wiadomo z poprzedniego podrozdziału, zwiększa zakres stateczności komory.

Charakterystykę dławienia tego silnika przedstawia wykres na rys. 8.24. Charakterystyka została sporządzona dla stałej prę-

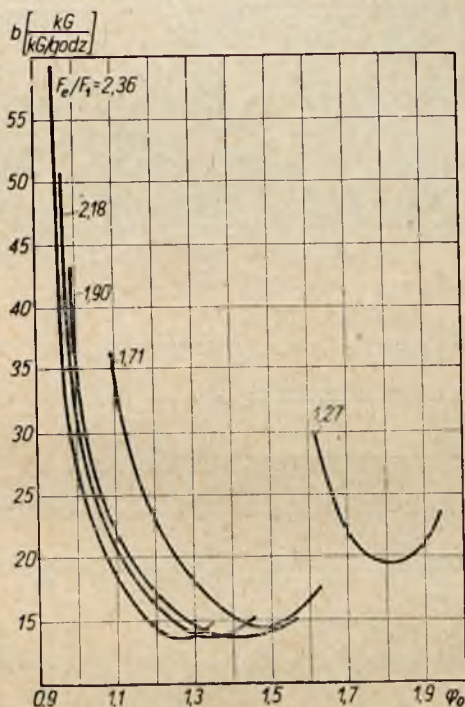


Rys. 8.24. Charakterystyka dławienia poddźwiękowego silnika strumieniowego

kości przepływu $w_0 = 180 \text{ m/sec}$. Realizuje się ją, zmieniając wydatek paliwa podawanego do silnika przez wtryskiwacz. Zmiana wydatku paliwa powoduje zmianę temperatury T_4 na końcu komory spalania, zmianę prędkości w_1 na wejściu do silnika, a tym samym i zmianę współczynnika przewężenia na wlocie $\varphi_0 = \frac{F_1}{F_0}$.

Na skutek tego zmienia się też wydatek powietrza G przepływającego przez silnik oraz współczynnik nadmiaru powietrza α , przy którym zachodzi spalanie. Optymalny cięg użytkowy S_u silnika odpowiadający minimalnemu zużyciu paliwa b_{min} zależy od odpowiedniego przyjęcia wymienionych parametrów. Szczególnie ważne jest przyjęcie odpowiedniego współczynnika przewężenia φ_0 .

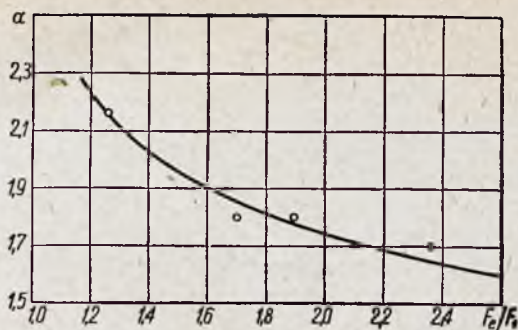
Z wykresów na rys. 8.25 wynika, że jednostkowe zużycie paliwa b jako funkcja współczynnika przewężenia na wlocie przy stałym stosunku F_e/F_1 ma minimum odpowiadające pewnej optymalnej wartości φ_0 , różnej dla różnych stosunków F_e/F_1 . Minimum to przesunąć się wraz ze zmniejszaniem stosunku F_e/F_1 w kierunku coraz wyższych współczynników przewężenia φ_0 , przy czym odpowiadające mu jednostkowe zużycie paliwa rośnie. Wartość F_e/F_1 przyjmuje się w zależności od wymaganego ciągu (F_e/F_1 rośnie ze wzrostem ciągu). Do przyjętej wartości F_e/F_1 zostaje dobrany odpowiedni optymalny współczynnik przewężenia,



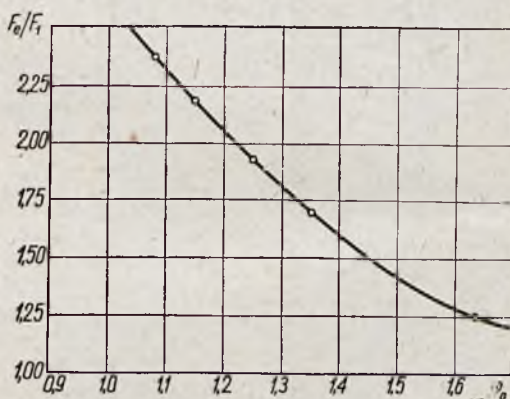
Rys. 8.25. Zależność jednostkowego zużycia paliwa b od wlotowego współczynnika przewężenia φ_0 przy różnych stosunkach powierzchni przekroju wlotowego do wlotowego F_e/F_1

który uzyskuje się przez odpowiednio przyjęty (optymalny) współczynnik nadmiaru powietrza.

Przykładową zależność optymalnego współczynnika nadmiaru powietrza i optymalnego współczynnika przewężenia od stosunku F_e/F_1 przedstawiają rysunki 8.26 i 8.27.



Rys. 8.26. Wpływ stosunku F_e/F_1 na optymalny współczynnik nadmiaru powietrza

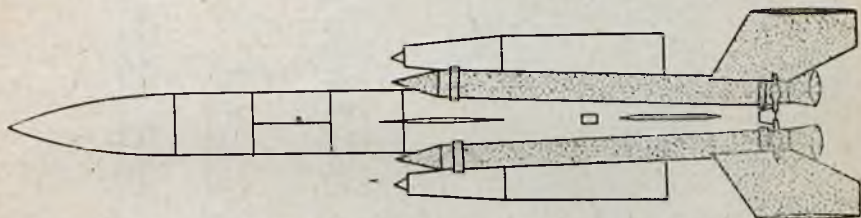
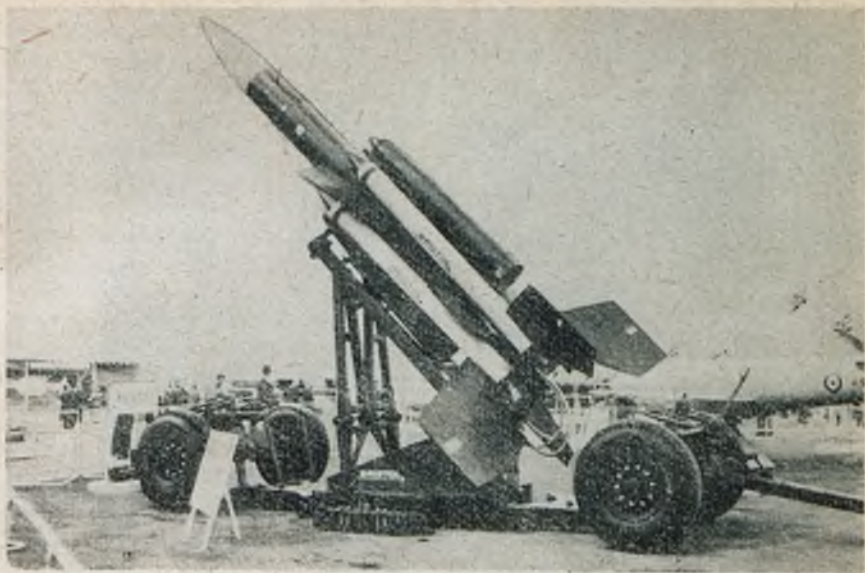


Rys. 8.27. Zależność stosunku F_e/F_1 od optymalnego współczynnika przewężenia φ_0

▼ 8.5. NADDŹWIĘKOWE SILNIKI STRUMIENIOWE

Naddźwiękowe silniki strumieniowe znajdują obecnie zastosowanie głównie do napędu pocisków kierowanych (rys. 8.28) i niepilotowanych samolotów myśliwskich (rys. 8.29). Typowy naddźwiękowy silnik strumieniowy przeznaczony do lotów z prędkością odpowiadającą liczbie Macha $2 \div 3$ przedstawia rys. 8.30.

Poszczególne elementy konstrukcyjne tego silnika są już znane z innych omówień. Przedmiotem obecnych rozważań będzie wy-



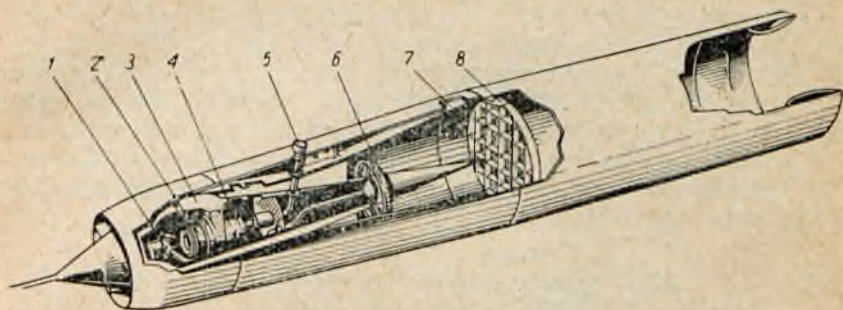
Rys. 8.28. Przeciwlotniczy pocisk kierowany z napędem strumieniowym
typu Bloodhound 90-78

bór optymalnych parametrów silnika i optymalnego kształtu poszczególnych jego zespołów. Na rys. 8.31 przedstawiono zależność stosunku ciśnień całkowitych na końcu i początku komory spalania $p_4^* p_2^*$ od współczynnika prędkości na wejściu do komory spalania $M_2^* = \frac{w_2}{c_2^*}$ (gdzie c_2^* —krytyczna prędkość przepływu) przy założeniu stałego współczynnika przykrycia stateczników $\varphi_s = 0,33$. Równocześnie przedstawiono tam zależność współczynnika prędkości na wyjściu z komory spalania $M_4^* = \frac{w_4}{c_4^*}$ od stosunku powierzchni przekroju krytycznego i wejściowego dyszy F_1/F_4



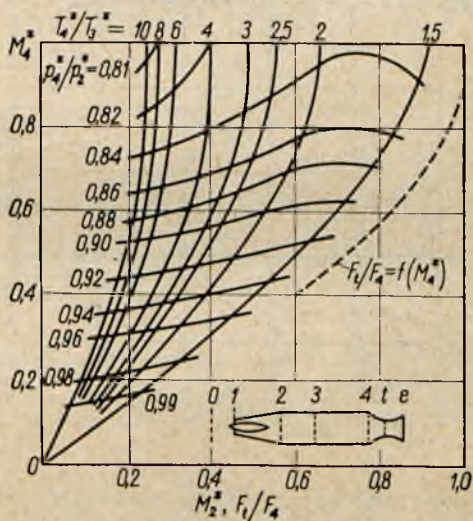
Rys. 8.29. Niepilotowany samolot myśliwski z napędem strumieniowym
typu *Bomarc*

(zwężenia dyszy). Z wykresu wynika, że jeśli przyjąć określone zwężenie dyszy i określony stopień podgrzania, to otrzymuje się jednoznaczne wartości współczynników prędkości na wejściu



Rys. 8.30. Naddźwiękowy silnik strumieniowy:

1 — zespół regulacji paliwa, 2 — turbina powietrza, 3 — wlot sprężonego powietrza do turbiny, 4 — pompa paliwa, 5 — doprowadzenie paliwa, 6 — kolektor paliwa z wtryskiwaczem, 7 — wylot powietrza z turbiny, 8 — statecznik płomienia

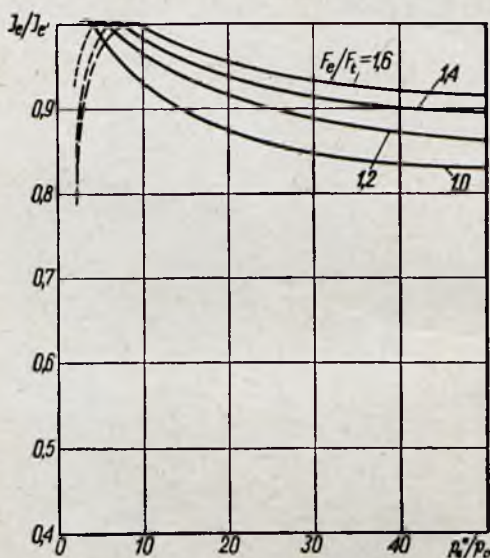


Rys. 8.31. Charakterystyka komory spalania naddźwiękowego silnika strumieniowego

i wyjściu z komory spalania oraz współczynnik straty ciśnienia całkowitego w komorze. Doświadczalnie stwierdzono, że w celu uniknięcia niestatecznego przepływu przez komorę spalania nale-

ży wybierać zwężenie dyszy $F_t/F_4 < 0,9$. Zmniejszenie stosunku F_t/F_4 wywołuje spadek liczb Macha na wejściu i wyjściu z komory spalania oraz wzrost odpowiedniego stosunku ciśnień całkowitych p_4^*/p_2^* .

O wielkości ciągu silnika strumieniowego decyduje przede wszystkim wartość impulsu strumienia wypływającego z dyszy J_e . Impuls ten osiąga wartość maksymalną J'_e , gdy w dyszy realizuje się rozprężanie aż do ciśnienia otoczenia. Niestety, ten warunek przy dużych liczbach Macha jest niemożliwy do urzeczywistnienia, gdyż przekrój wylotowy dyszy byłby wtedy większy od przekroju komory spalania, co oczywiście zwiększyłoby nadmiernie opór aerodynamiczny silnika.



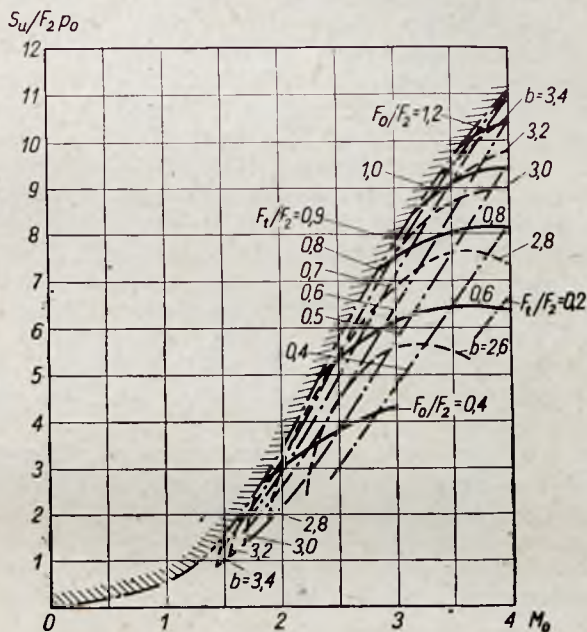
Rys. 8.32. Charakterystyka dyszy nadźwiękowego silnika strumieniowego

Zachowanie przekroju wyjściowego równego przekrojowi komory wywołuje powstanie strat impulsu, które określa się stosunkiem J_e/J'_e . Zależność tego stosunku od stosunku ciśnień p_4^*/p_0 (gdzie p_0 — ciśnienie statyczne w strumieniu wejściowym) dla różnych stosunków powierzchni przekrojów F_e/F_t podają wykresy na rys. 8.32.

Wyboru parametrów silnika dokonuje się na podstawie wykresu przedstawionego na rys. 8.33. Wykres ten ilustruje zależność ciągu użytecznego odniesionego do jednostki ciśnienia otoczenia

i jednostki powierzchni komory spalania od liczby Macha M_0 na wlocie silnika oraz stosunków powierzchni $F_1/F_2 = F_1/F_c$.

Ze wzrostem tego stosunku, to jest ze zmniejszeniem zwężenia dyszy, następuje wzrost ciągu, wzrost stosunku powierzchni F_0/F_2 (a tym samym wzrost wydatku powietrza przepływającego przez silnik), wzrost jednostkowego zużycia paliwa oraz wzrost liczby Macha na wejściu do komory spalania. Wielkość F_1/F_2 przyjmuje się, pamiętając o poprawnej pracy komory spalania, którą określa



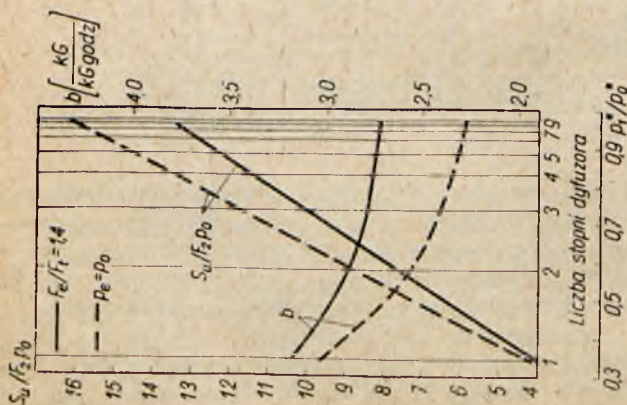
Rys. 8.33. Charakterystyka naddźwiękowego silnika strumieniowego (wysokość lotu $H = 11$ km, dyfuzor dwustopniowy):

$$\varphi_g = 0,33, F_g = F_2 = F_1, T_1 = 2000^\circ\text{K}, \eta_g = 0,85$$

przy ustalonym i pozbawionym drgań przepływie odpowiedni zakres stateczności i właściwa sprawność cieplna. Wpływ podstawowych strat ciśnienia całkowitego na osiągi silnika strumieniowego przedstawia rys. 8.34. Źródłem tych strat jest przede wszystkim:

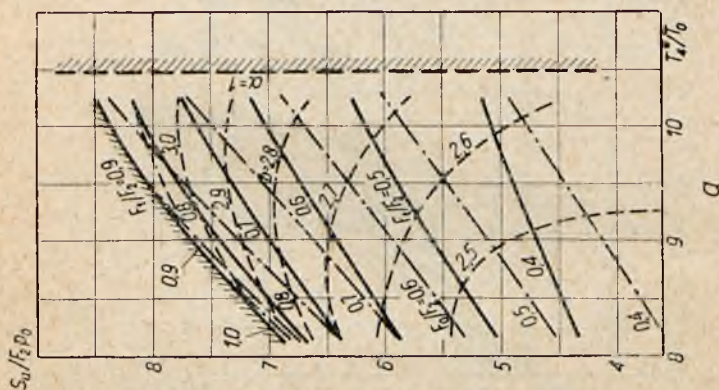
- nieizentropowe sprężanie w naddźwiękowym dyfuzorze,
- niezupełne rozprężanie w dyszy silnika.

Z przedstawionego na tym rysunku wykresu wynika, że o osiąгах naddźwiękowego silnika strumieniowego decyduje przede wszystkim sprawność dyfuzora, która z kolei zależy od liczby



Rys. 8.34. Wpływ strat energii spowodowanych nieizentropowym sprężaniem i niezupełnym rozprężaniem na osiągi silnika strumieniowego;

$M_0 = 3$, $M_2 = 0.2$, $H = 11$ km, $T_0 = 2000^\circ\text{C}$, $q_s = 0.33$



Rys. 8.35. Wpływ podgrzania przepływającego przez silnik strumienia powietrza na charakterystykę silnika strumieniowego;

$H = 11$ km, $q_s = 0.33$, $a - M_0 = 3.0$, $b - M_0 = 4.0$

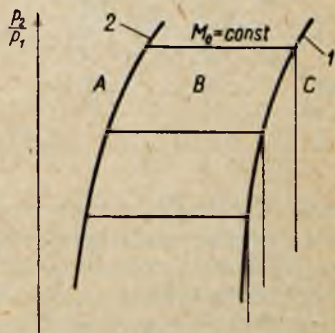
stopni. Przykładowo w rozpatrywanym przypadku przejście z dyfuzora dwustopniowego na dyfuzor trójstopniowy zwiększa ciąg o $\sim 35\%$, zmniejsza natomiast jednostkowe zużycie paliwa o $\sim 6\%$.

Rys. 8.35 ilustruje wpływ podgrzania strumienia powietrza przepływającego przez silnik strumieniowy (jako miarę podgrzania przyjęto stosunek temperatur T_4^*/T_0) na ciąg silnika. Z wykresów wynika, że wzrost podgrzania, przy stałym stosunku F_1/F_2 , wywołuje wzrost ciągu przy jednoczesnym wzroście jednostkowego zużycia paliwa. Pole możliwych do osiągnięcia ciągów jest ograniczone z jednej strony przez podgrzanie odpowiadające stechiometrycznemu składowi mieszanki ($a = 1$), z drugiej zaś przez wynikający z warunku statecznego przepływu przez komorę stosunek powierzchni $F_1/F_2 = 0,9$.

Trzecią granicę występującą przy większych liczbach Macha przedstawia rys. 8.35b. Zwiększenie ciągu przy stałym podgrzaniu wywołuje równoczesny wzrost stosunków powierzchni F_1/F_2 i F_0/F_2 . Stosunki te regulują wydatek powietrza przepływającego przez silnik. Granicznym stosunkiem powierzchni strumienia napływającego do silnika F_0 do powierzchni komory spalania F_2 dla strumienia naddźwiękowego jest $F_0/F_2 = 1$. Stosunek ten jest osiągany przy tym mniejszym stosunku F_1/F_2 , im większa jest wartość M_0 . Dla $M_0 = 4$ i $T_4^*/T_0 = 10$ stosunek $F_0/F_2 = 1$ występuje już przy $F_1/F_2 = 0,5$, a więc przy dużo mniejszym stosunku od maksymalnego, dopuszczalnego ze względu na stateczny przepływ strumienia przez komorę. Jak wynika z rys. 8.31, przy nadkrytycznym spadku ciśnienia w dyszy liczba Macha na wejściu do komory spalania określa zwężenie dyszy i stosunek temperatur T_4^*/T_3^* . Zwiększenie liczby Macha na wlocie przy stałym zwężeniu dyszy i stałej temperaturze na końcu komory spalania zwiększa liczbę Macha na wejściu do komory. Z warunku utrzymania natomiast optymalnego zakresu pracy dyfuzora (rys. 8.36), co

Rys. 8.36. Charakterystyka dyfuzora naddźwiękowego

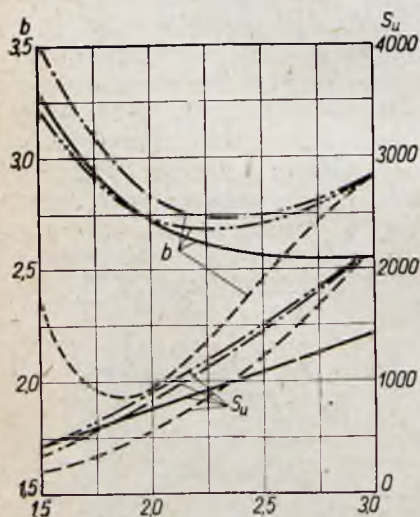
1 — linia pracy w warunkach krytycznych (fala prostopadła jest umiejscowiona w przekroju wlotowym dyfuzora), 2 — granica stateczności, A — obszar pracy niestatecznej, B — obszar pracy w zakresie podkrytycznym (fala prostopadła jest przesunięta do przodu), C — obszar pracy w zakresie nadkrytycznym (fala prostopadła jest cofnięta do tyłu)



występuje wtedy, gdy prostopadła fala uderzeniowa jest umiejscowiona w wejściowym przekroju silnika, wynika, że ze wzrostem liczby Macha na wlocie liczba Macha na końcu komory spalania powinna maleć. Jeśli to nie następuje, wtedy fala prostopadła zostaje wessana do wnętrza dyfuzora (rys. 3.33b). W przypadku gdy stosunki T_4^*/T_3^* i F_t/F_2 zostają niezmienione, a liczba Macha M_0 na wlocie silnika maleje, wtedy następuje zmniejszenie stosunku F_0/F_2 , co pociąga za sobą spadek wydatku powietrza przepływającego przez silnik i przesunięcie się prostopadłej fali uderzeniowej do przodu (rys. 3.33a). Zwiększa to opór aerodynamiczny i stwarza niebezpieczeństwo przejścia pracy dyfuzora w zakres nie ustalony, co grozi zniszczeniem silnika i w związku z tym nie powinno występować.

W chwili obecnej istnieje już kilka sposobów regulacji zabezpieczających normalne warunki pracy dyfuzora. Należą do nich:

- upust powietrza między wlotem i komorą spalania,
- zmiana stosunku temperatur na początku i końcu komory spalania,
- zmiana geometrii dyfuzora,
- zmiana geometrii dyszy.



Rys. 8.37. Porównanie różnych sposobów regulacji silników strumieniowych:

$H = 11 \text{ km}$, $T_3 = 2000^\circ\text{K}$ (z wyjątkiem przypadku regulacji za pomocą zmiany T_4), $F_2 = F_t = F_e = 0,1257 \text{ m}^2$,

- — — — — regulacja dyszy,
- - - - - regulacja przez zmianę T_4 ,
- upust powietrza,
- silnik o stałej geometrii

Rys. 8.37 ilustruje wpływ wymienionych metod regulacji na charakterystykę silnika z obliczeniową liczbą Macha na wlocie równą $M_0 = 3,0$ oraz dwustopniowym dyfuzorem.

Z przedstawionego na tym rysunku wykresu wynika, że charakterystyka ciągu przebiega najkorzystniej w przypadku regulacji upustowej, natomiast charakterystyka jednostkowego

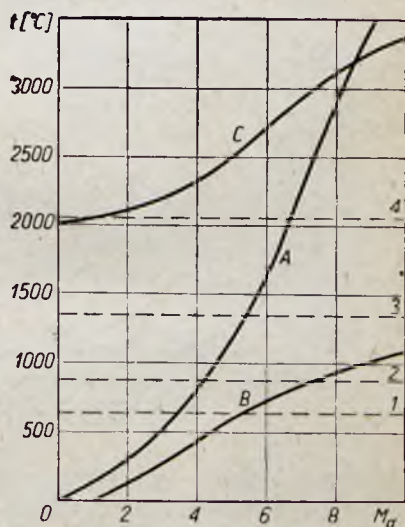
zużycia paliwa przy stosowaniu regulacji za pomocą zmiany temperatury T_4^* . Jednak w pewnych typach silników, w których zachodzi potrzeba stosowania dużych zmian ciągu przy nie zmieniającej się prędkości lotu, konieczne jest stosowanie regulacji za pomocą zmian powierzchni przekroju krytycznego dyszy, gdyż taka tylko regulacja zapewnia optymalne warunki pracy dyfuzora przy znacznych zmianach temperatury w końcu komory spalania.

8.6. HIPERDŹWIĘKOWE SILNIKI STRUMIENIOWE

Cechą charakterystyczną przepływów hiperdźwiękowych są wysokie temperatury śpiętrzenia. Ma to zasadniczy wpływ na pracę komory spalania, ułatwiając z jednej strony proces zapłonu, ustateczniania i spalania mieszanki, a zmniejszając z drugiej cieplną sprawność komory na skutek silnie uzewnętrzniającej się dysocjacji. Charakterystyczne temperatury występujące w hiperdźwiękowych silnikach strumieniowych przedstawia rys. 8.38.

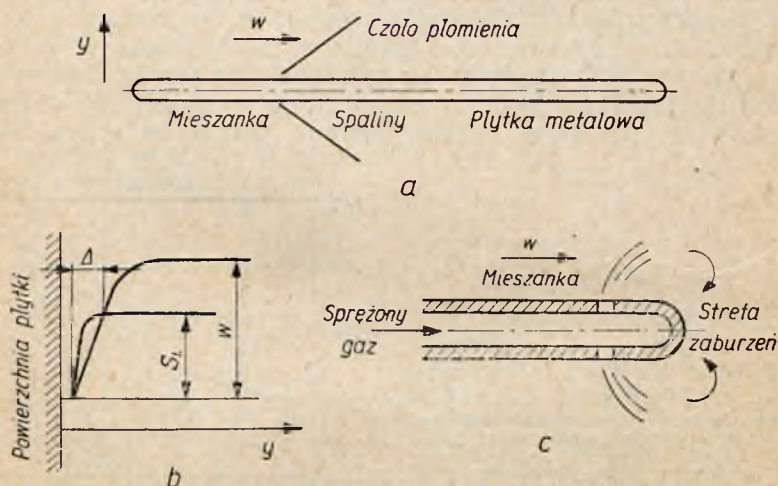
Rys. 8.38. Charakterystyczne temperatury występujące w hiperdźwiękowych silnikach strumieniowych:

A — temperatura na wejściu do komory spalania, B — temperatura ścianki silnika z uwzględnieniem odprowadzenia ciepła na skutek promieniowania, C — temperatura spalania mieszanki stechiometrycznej z uwzględnieniem dysocjacji, 1 — temperatura topienia aluminium, 2 — temperatura samozapłonu mieszanki nafta-powietrze, 3 — temperatura topienia stali żaro-wytrzymałej, 4 — temperatura topienia ceramicznych materiałów żaro-wytrzymałych



Z przedstawionych na tym rysunku charakterystyk wynika, że mieszanka nafty z powietrzem osiąga temperaturę samozapłonu już przy liczbie Macha $M_0 \sim 4,5$. W tych warunkach klasyczne metody ustateczniania płomienia za pomocą wstawionych w strumień ciał nieopływowych mogą być zastąpione ustatecznianiem w warstwie przyściennej lub za pomocą stateczników aerodyna-

micznych. Mechanizm ustateczniania płomienia w warstwie przyściennej ilustruje rys. 8.39a i b. W przepływającej wzdłuż płytki mieszance powstaje warstwa laminarna, w której rozkład prędkości przepływu w oraz rozkład prędkości spalania laminarnego S_L podaje rys. 8.39b. Z rozkładów tych wynika istnienie warstwy o szerokości Δ , w której prędkość rozchodzenia się płomienia jest większa od prędkości spalania. Jeśli warstwa ta jest dostatecznie szeroka, może stać się punktem zaczepienia czoła płomienia. Szerokość warstwy zależy od liczby Reynoldsa, a więc dla tej samej mieszanki i tej samej prędkości przepływu od odległości między czołem płomienia a krawędzią natarcia płytki.



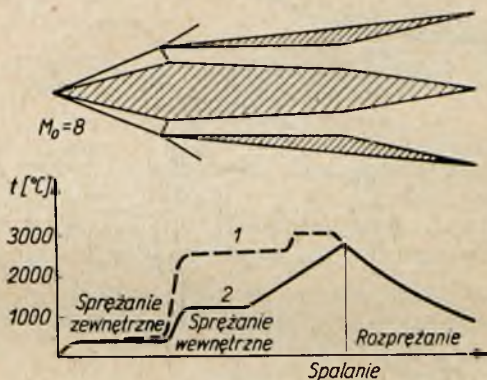
Rys. 8.39. Ustatecznianie płomienia:
a i b — w warstwie przyściennej, c — za pomocą statecznika aerodynamicznego

W stateczniku aerodynamicznym (rys. 8.39c) zaburzenie przepływu, w którym zostaje zapoczątkowane czoło płomienia, wywołuje się przez poprzeczne doprowadzenie sprężonego gazu do głównego strumienia mieszanki. Przy wysokich temperaturach panujących w silniku hiperdźwiękowym sposób ten wystarcza do uzyskania statecznego spalania w szerokich granicach. Jeden i drugi sposób ustateczniania, w przeciwieństwie do komór z klasycznymi statecznikami płomienia, odznacza się małymi stratami ciśnienia całkowitego, co dodatkowo wpływa na ogólną sprawność silnika. Krzywa C na rys. 8.38 przedstawia zależność między tem-

peraturą spalania i liczbą Macha M_0 na wlocie silnika. Z przebiegu tej krzywej wynika, że ze wzrostem M_0 strata energii chemicznej pochłoniętej przez dysocjację wzrasta w takim stopniu, że przy $M_0 > 9,0$ spalanie już w ogóle nie zachodzi. I chociaż część energii dysocjacji zostaje odzyskana w dyszy na skutek rekombinacji zachodzącej podczas rozprężania, to jednak można przyjąć, że ta właśnie wartość liczby Macha na wlocie stanowi granicę stosowności silnika strumieniowego z konwencjonalną komorą spalania.

Aby granicę tę przesunąć w kierunku większych prędkości lotu, zaproponowano następujące rozwiązania:

- silnik strumieniowy pracujący na przebogaconej mieszance,
- silnik strumieniowy z naddźwiękową komorą spalania,
- silnik strumieniowy o spalaniu detonacyjnym,
- silnik strumieniowy o spalaniu zewnętrznym.

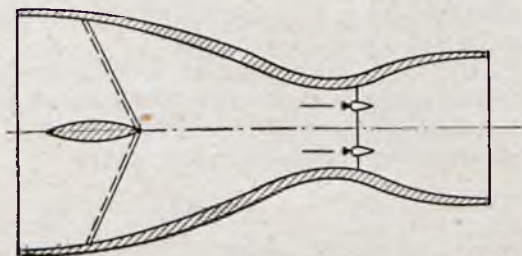


Rys. 8.40 Hiperdźwiękowy silnik strumieniowy z naddźwiękową komorą spalania:
1 — rozkład temperatur w silniku z konwencjonalną komorą spalania, 2 — rozkład temperatur w silniku z komorą naddźwiękową

Zastosowanie mieszanek przebogaconych w paliwo zamiast mieszanek stechiometrycznych może zwiększyć zakres pracy silnika strumieniowego nawet do $M_0 = 20$. Silniki takie, mając większe jednostkowe zużycie paliwa, odznaczają się niższymi temperaturami spalania, a tym samym mniejszą stratą energii na dysocjację. Poza tym duże wydatki paliwa mogą być wykorzystane do chłodzenia ścianek komory i dyszy. Inną propozycję przedstawia silnik z naddźwiękową komorą spalania naszkicowany na rys. 8.40. W naddźwiękowym dyfuzorze tego silnika następuje zahamowanie napływającego strumienia powietrza do umiar-

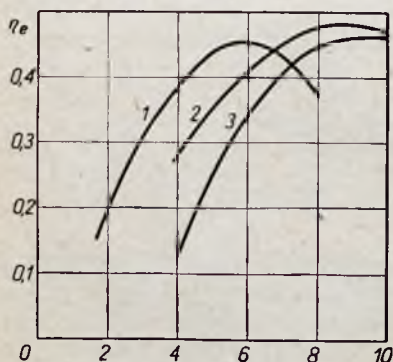
kowanej prędkości naddźwiękowej tak dobranej, aby po doprowadzeniu przewidzianej ilości ciepła prędkość przepływu w końcu komory spalania odpowiadała $M = 1$.

Uzyskuje się w ten sposób w porównaniu z układem konwencjonalnym niższą temperaturę początkową. Wpływa to oczywiście dodatnio na zmniejszenie strat energii chemicznej paliwa wynikających z dysocjacji spalin.



Rys. 8.41. Hiperdźwiękowy silnik o spalaniu detonacyjnym

Rys. 8.41 przedstawia szkic hiperdźwiękowego silnika detonacyjnego. Proces spalania w tym silniku realizuje się w stojącej fali detonacyjnej, umiejscowionej na krawędzi natarcia klina umieszczonego w naddźwiękowym strumieniu mieszanki.



Rys. 8.42. Zależność sprawności ogólnej hiperdźwiękowych silników strumieniowych od liczby Macha na wlocie:

1 — silnik z konwencjonalną komorą spalania, 2 — silnik z naddźwiękową komorą spalania, 3 — silnik o spalaniu detonacyjnym

Porównanie osiągniętych wyników wymienionych silników z osiągnięciami silnika w układzie konwencjonalnym przedstawia wykres na rys. 8.42.

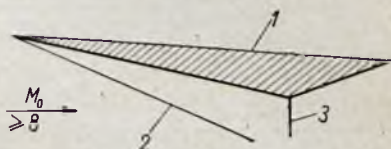
W hiperdźwiękowym silniku strumieniowym z konwencjonalną komorą spalania sprawność ogólna zaczyna spadać, poczynając

od $M_0 = 5 \div 6$. Powyżej tej wartości liczby Macha sprawniejszy okazuje się silnik z komorą spalania o przepływie naddźwiękowym, następnie silnik detonacyjny. Ich zakres sprawności maksymalnej zawiera się w granicach $M_0 = 8 \div 10$.

Omówione wyżej hiperdźwiękowe silniki strumieniowe rozszerzają zakres pracy silnika strumieniowego, nie rozwiązują natomiast w pełni problemu chłodzenia. Z tego punktu widzenia ciekawa wydaje się propozycja hiperdźwiękowego silnika strumieniowego o spalaniu zewnętrznym. Schemat takiego silnika przedstawia rys. 8.43. Silnik stanowi latające skrzydło o nad-

Rys. 8.43. Hiperdźwiękowy silnik strumieniowy o spalaniu zewnętrznym:

1 — naddźwiękowy profil lotniczy, 2 — skośna fala uderzeniowa, 3 — czoło płomienia



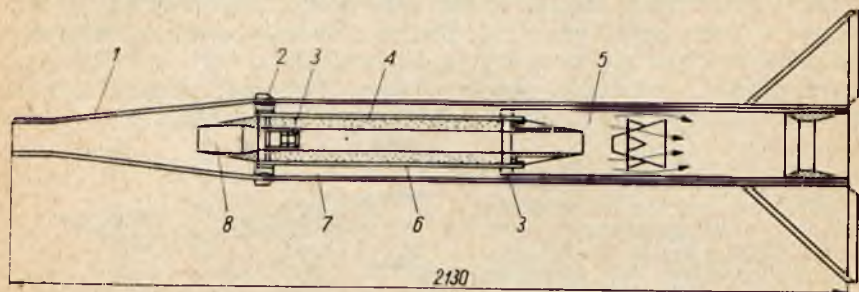
dźwiękowym profilu. Doprowadzane ciepło pod tylną część skrzydła powoduje odchylenie strumienia powietrza napływającego w obszar podgrzania. Powiększa to wypór w taki sam sposób, jak przy zwiększonym kącie natarcia, wywołując równocześnie powstanie ciągu. Jeśli ciąg ten jest dostatecznie duży, to skrzydło może przyspieszać lot. Ponieważ większa część całkowitej siły pochodzącej z rozprężania spalonych gazów idzie w tym przypadku raczej na udźwignięcie niż na ciąg, więc określenie sprawności silnika w celu sporządzenia charakterystyki, jak na rys. 8.42, jest trudne. Z przybliżonej jednak oceny wynika, że sprawność ta odpowiada mniej więcej sprawności silnika detonacyjnego. Ale największą zaletą silników tego rodzaju jest przede wszystkim rozwiązanie problemu chłodzenia, polegające na odprowadzaniu ciepła z miejsc silnie obciążonych poprzez przewodnictwo materiału, z którego wykonany jest profil, a następnie poprzez promieniowanie.

8.7. SILNIKI STRUMIENIOWE NA PALIWO STAŁE

Osobną grupę silników strumieniowych stanowią silniki na paliwo stałe. Schemat konstrukcyjny takiego silnika podaje rys. 8.44.

Silnik składa się (poza normalnymi elementami konwencjonalnych silników strumieniowych) z umieszczonego w odpowiednio ukształtowanym korpusie ziarna paliwa stałego. Ziarno jest wykonane ze sprasowanego proszku magnezu z niewielką domieszką utleniacza, który przyspiesza proces spalania. Przewiduje się za-

stosowanie tych silników jako napędu pocisków klasy „ziemia-ziemia” i „powietrze-powietrze” o zasięgu $15 \div 150$ km. W tym zakresie silniki strumieniowe na paliwo stałe mają przy tych samych wymiarach lepsze osiągi od stosowanych przeważnie do



Rys. 8.44. Silnik strumieniowy na paliwo stałe:

1 — dyfuzor, 2 — pierścień uszczelniający, 3 — zapłonnik, 4 — ziarno paliwa ze sprasowanego proszku magnezowego, 5 — komora mieszania z mieszalnikami spalin i powietrza wtórnego, 6 — korpus ziarna paliwa, 7 — kanał powietrza wtórnego, 8 — kanał powietrza pierwotnego

tego celu silników rakietowych. Podstawową wadą tych silników jest brak możliwości regulacji ich ciągu w czasie pracy.

LITERATURA DO ROZDZIAŁU 8:

- 8.1. M. Roy: *Poussees Netes et Consommations Specifiques du Statoréacteur Supersonique*. 1952.
- 8.2. S. Wójcicki: *Badanie wpływu charakterystycznych wielkości poddźwiękowego silnika strumieniowego na jego osiągi*. Arch. Bud. Masz., 1954.
- 8.3. S. Wójcicki: *Termodynamiczne zagadnienia silników strumieniowych*. Technika Lotnicza nr 3/1954.
- 8.4. A. Ronney, M. Zucrow, C. Besserer: *Propulsion*. 1956.
- 8.5. S. Wójcicki: *Flame Stabilisation in the Boundary Layer*. Biuletyn PAN, Vol. IV, nr 4/1956.
- 8.6. M. Bondariuk, S. Iljaszenko: *Priamotocznyje wożdusno-reaktywne dwigatieli*. Oborongiz, 1958.
- 8.7. G. Dugger: *Recent Advances in Ramjet Combustion*. ARS Journal, nr 11/1959.
- 8.8. J. Basewicz: *O wlijanii predwaritielnogo isparenia na polnostiu i ustoičiwos gorenia rozpylennogo topliwa*. Izd. A.N. SSSR, 1960.
- 8.9. H. Jenkins: *Priamotocznyje dwigatieli na twierdom topliwie* W.R. Tiechn. 7/1960.