ZESZYTY NAUKOWE POLITECHNIKI ŚLĄSKIEJ

Nr 14 Energetyka z. 2 1957

Tadeusz Świerzawski

Katedra Teorii Maszyn Cieplnych

Sprawność napędu odrzutowego *

W pracy usystematyzowano pojęcia, z jakimi ma się do czynienia przy określaniu sprawności silników odrzutowych bez względu na rodzaj silnika. Podano równania ogólne oraz szczególne dla napędu turbo-odrzutowego lub rakietowego.

Wstęp

Rozwiązanie problemów wysokiego pułapu i dużych szybkości lotu pociąga za sobą rozwój silników stosowanych do napędu samolotów. Celem osiągnięcia dużych mocy rzędu 3000 KM i więcej budowano silniki tłokowe, których liczba cylindrów w układach X, H, wynosiła 24, 32 a nawet 42.

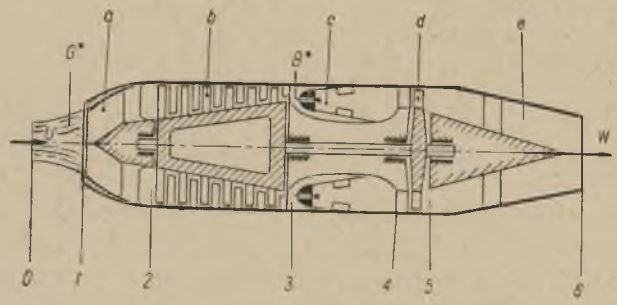
Ponieważ wymagania w odniesieniu do mocy napędowej samolotów o dużych szybkościach lotu ciągle wzrastały, więc koniecznością stało się zastosowanie innego rodzaju napędu niż silnik tłokowy, którego wymiary stale rosły, a budowa stawała się się coraz bardziej skomplikowana. Napędem tym jest napęd turbo-odrzutowy. W obecnej dobie silniki turbo-odrzutowe stanowią podstawowy typ napędu szybkich samolotów.

Głównymi częściami składowymi silnika turbo-odrzutowego (rys. 1) są: a) dyfuzor wlotowy, b) sprężarka wirnikowa, c) komora spalania, d) turbina gazowa, e) dysza napędowa.

Powietrze z otoczenia wpada do dyfuzora przez przekrój *1* i zostaje w nim wstępnie sprężone. Spadkowi energii kinetycznej w dyfuzorze towarzyszy przyrost entalpii powietrza. Z dyfuzora powietrze dostaje się do sprężarki, a następnie do komory spalania, gdzie służy do spalenia paliwa. Gorące gazy ekspandują w turbinie, która tylko dostarcza mocy potrzebnej do napędu sprężarki. Ponieważ temperatura spalin jest wysoka, a temperatura powietrza niska, przeto stosunek rozprężenia w turbinie

* Praca niniejsza stanowi wstęp do dalszych prac autora dotyczących napędu odrzutowego (uwaga redakcji).

jest mniejszy niż stosunek sprężenia w sprężarce. Pozostaje więc nie wykorzystana pewna nadwyżka entalpii i w rezultacie tego spaliny opuszczające turbinę mają ciśnienie wyższe od ciśnienia otoczenia.



Rys. 1. Schemat silnika turbo-odrzutowego

Drugim typem napędu odrzutowego jest napęd rakietowy. Różni się on od napędu turbo-odrzutowego tym, że do spalania paliwa nie czerpie tlenu z otoczenia. Paliwo używane do tego rodzaju napędu musi zawierać wszystkie składniki potrzebne do przebiegu reakcji chemicznej, która dostarcza energii cieplnej, lub obok paliwa muszą być stosowane środki utleniające.

Silniki rakietowe (rys. 2) stosowane były w czasie drugiej wojny światowej do poruszania pocisków i bomb latających (V-2 i inne), a po wojnie stosuje się je do napędu badawczych pocisków stratosferycznych oraz

Rys. 2. Schemat silnika rakietowego

jako napęd wspomagający przy startowaniu samolotów pasażerskich i transportowych celem skrócenia trasy wybiegu na lotnisku. W przyszłości (przy użyciu energii atomowej) silnik rakietowy będzie mógł służyć do napędu pocisków międzyplanetarnych, gdyż silnik ten może funkcjonować w próżni. Jest to więc „napęd przyszłości".

W silniku rakietowym mamy do czynienia z najprostszym sposobem zamiany energii chemicznej mieszanki napędowej na energię kinetyczną strumienia gazów. W dalszym ciągu zostanie wykazane, że sprawność napędu rakietowego jest zadowalająca tylko przy nadzwyczaj dużych szybkościach lotu, znacznie przewyższających prędkość dźwięku.

Wszelkie pojęcia i oznaczenia z zakresu termodynamiki są identyczne z tymi, które są używane przez prof. St. Ochęduszkę w książce *Teoria maszyn cieplnych.*

WAŻNIEJSZE OZNACZENIA

$A = \frac{l}{427} \frac{\text{kcal}}{\text{kGm}}$	— cieplny równoważnik pracy mechanicznej,
B^* kg pal./sec	— zużycie paliwa w ciągu sekundy,
ΔE_k kGm/kg pal.	— strata pracy na skutek niezupełnego wykorzystania energii kinetycznej gazów wylotowych odniesiona do masy 1 kg paliwa,
G^* kg pow./sec	— masowe natężenie przepływu powietrza,
i kcal/kg	— entalpia,
K kG	— siła ciągu,
$K' \frac{\text{kG}}{\text{kg pal./sec}}$	— ciąg jednostkowy przypadający na 1 kg masy paliwa spalonego w jednostce czasu,
L_N kGm/kg pal.	— praca napędowa odniesiona do 1 kg paliwa,
L_C „	— praca ciągu odniesiona do 1 kg paliwa,
p kG/cm^2	— ciśnienie bezwzględne,
q kcal/kg	— ciepło odniesione do 1 kg czynnika,
T °K	— temperatura bezwzględna,
u m/sec	— prędkość lotu,
w m/sec	— prędkość wypływu gazów z dyszy napędowej,
W_d kcal/kg	— wartość opałowa paliwa,
η	— sprawność,
Θ	— stosunek temperatur bezwzględnych,
$\varkappa$	— wykładnik adiabaty,
$\mu = 9{,}80665 \frac{\text{kg} \cdot \text{m}}{\text{kG} \cdot \text{sec}^2}$	— równoważnik jednostek masy,
$\nu = u/w$	— stosunek prędkości,
ζ	— stosunek ciśnień bezwzględnych.

1. Ciąg silnika odrzutowego

Rozpatrywać będziemy przykład najbardziej ogólny. Układ przedstawiony na rys. 1 (silnik turbo-odrzutowy) porusza się ruchem jednostajnym z prędkością u. Dla rozważań teoretycznych przyjmiemy jednak, że silnik znajduje się w spoczynku, a powietrze dopływa z szybkością lotu. Ze względu na deformację strumienia przy dolocie do dyfuzora, do obliczenia siły ciągu przyjęto powierzchnię kontrolną O w takiej odległości

od silnika, gdzie nie odczuwa się żadnych zakłóceń ze strony silnika. W przekroju tym ciśnienie jest równe ciśnieniu p_0 otoczenia, a szybkość strumienia powietrza $w_0 = u$. Przyjęcie takiej powierzchni kontrolnej pozwoli na posługiwanie się szybkością lotu u przy obliczeniach siły ciągu oraz ułatwi wyznaczenie parametrów termicznych w poszczególnych przekrojach silnika.

W obliczeniach przyjmuje się, że oś kanału, przez który przepływa powietrze, jest pozioma oraz że ekspansja spalin w dyszy napędowej przebiega do ciśnienia $p_6 = p_0$, powodując prędkość wylotową w_6.

Zgodnie z zasadą zachowania ilości ruchu (prawo impulsów) siła ciągu przy założeniach wyżej wymienionych równa się przyrostowi pędów przenikających powierzchnie kontrolne 0 i 6. Ze względu na to, że $w_0 = u$ oraz podstawiając $w_6 = w$ można napisać:

$$K = \frac{G^*}{\mu} \cdot (w - u) + \frac{B^*}{\mu} \cdot w \quad \text{kG}. \tag{1}$$

Dzieląc równanie (1) obustronnie przez B^* otrzymamy wyrażenie określające tzw. jednostkowy ciąg przypadający na 1 kg masy paliwa spalonego w jednostce czasu

$$K' = K/B^* = \frac{1}{\mu} \cdot [G^*/B^* \cdot (w - u) + w] \frac{\text{kG}}{\text{kg pal./sec}}. \tag{2}$$

Po podstawieniu $\nu = u/w$, równanie powyższe przyjmie postać

$$K' = \frac{1}{\mu} \cdot \left[G^*/B^* \cdot u \cdot \left(\frac{1}{\nu} - 1\right) + \frac{u}{\nu}\right] = \frac{u}{\mu} \cdot \left[\frac{1}{\nu} \cdot (G^*/B^* + 1) - G^*/B^*\right] \tag{2a}$$

Ponieważ w silnikach turbo-odrzutowych $G^*/B^* = 50 \div 100$, przeto w równaniu (2a) można pominąć 1 wobec G^*/B^* i wówczas

$$K' = \frac{w \cdot G^*}{\mu \cdot B^*} \cdot (1 - \nu). \tag{3}$$

Równanie (1) jest słuszne również dla silników rakietowych z tą różnicą, że pierwszy człon po prawej stronie znaku równości jest równy zeru (silnik rakietowy nie pobiera tlenu z otaczającej atmosfery), a w członie drugim B^* oznacza masę zużywanego w jednostce czasu materiału pędnego (paliwa wraz z utleniaczem).

W dalszych rozważaniach mówiąc o paliwie silników rakietowych będziemy mieli na myśli materiał pędny.

Ciąg jednostkowy silnika rakietowego wyrazi się równaniem

$$K' = \frac{w}{\mu}. \tag{4}$$

2. Praca napędowa, praca ciągu

Mocą napędową nazywa się całkowitą moc dostarczaną systemowi napędowemu. Część tej mocy, tzw. moc ciągu zużywa się na poruszanie samolotu, reszta zaś stanowi stratę charakterystyczną dla danego systemu napędu. W samolotach o napędzie śmigłowym moc napędowa mierzona jest na wale silnika sprzężonego z propelerem. Moc napędowa jest czerpana z energii chemicznej paliwa. W silniku odrzutowym energia ta zużywa się na podwyższenie energii kinetycznej (przyspieszenie) czynnika w obrębie silnika.

Moc ciągu oblicza się jako iloczyn siły ciągu i szybkości lotu

$$L_C^* = K \cdot u \quad \text{kGm/sec.} \tag{5}$$

Jeżeli jednostkowy ciąg K' pomnożymy przez szybkość lotu u, to otrzymamy wzór określający pracę ciągu w odniesieniu do jednostki masy spalonego paliwa

$$L_C^* = K' \cdot u \quad \text{kGm/kg pal.} \tag{6}$$

a po podstawieniu (2a) do (6)

$$L_C = \frac{u^2}{\mu} \cdot \left[\frac{1}{\nu} \cdot (G^*/B^* + 1) - G^*/B^*\right] \tag{6a}$$

Gazy opuszczające silnik z prędkością bezwzględną $c = w - u$ posiadają pewien zapas nie wykorzystanej energii kinetycznej, którą można określić równaniem

$$\Delta E_k^* = \frac{B^* + G^*}{2 \cdot \mu} \cdot c^2 = \frac{B^* + G^*}{2 \cdot \mu} \cdot (w - u)^2 =$$

$$= \frac{B^* + G^*}{2 \cdot \mu} \cdot u^2 \cdot \left(\frac{1}{\nu} - 1\right)^2 \quad \text{kGm/sec.} \tag{7}$$

Dzieląc równanie (7) przez B^* otrzymamy zależność

$$\Delta E_k = \frac{u^2}{2 \cdot \mu} \cdot (1 + G^*/B^*) \cdot \left(\frac{1}{\nu} - 1\right)^2 \quad \text{kGm/kg pal.} \tag{8}$$

Praca napędowa, którą mierzy się przyrostem energii kinetycznej gazów w obrębie silnika, w przypadku kiedy $w > u$ jest sumą pracy ciągu i straty pracy na skutek niewykorzystania energii kinetycznej w strumieniu gazów opuszczających silnik

$$L_N = L_C + \Delta E_k \tag{9}$$

Po podstawieniu równań (6a) i (8) do równania (9) otrzymamy zależność

$$L_N = \frac{u^2}{2 \cdot \mu} \cdot \left[(G^*/B^* + 1) \cdot \left(\frac{1}{\nu^2} + 1 \right) - 2 \cdot G^*/B^* \right] =$$

$$= \frac{u^2}{2 \cdot \mu} \cdot \left[(G^*/B^* + 1) \cdot \frac{1}{u^2} \cdot (w^2 + u^2) - 2 \cdot G^*/B^* \right] \tag{9a}$$

Dla napędu turbo-odrzutowego, gdzie $G^*/B^* \gg 1$, równanie powyższe przyjmie postać

$$L_N = \frac{u^2}{2 \cdot \mu} G^*/B^* \cdot \left(\frac{1}{\nu^2} - 1 \right) = \frac{1}{2 \cdot \mu} \cdot G^*/B^* \cdot (w^2 - u^2) \tag{10}$$

dla napędu zaś rakietowego, gdzie $G^*/B^* = 0$, można napisać

$$L_N = \frac{u^2}{2 \cdot \mu} \cdot \left(\frac{1}{\nu^2} + 1 \right) = \frac{1}{2 \cdot \mu} \cdot (w^2 + u^2) \tag{11}$$

3. Sprawności

a. Sprawność napędowa

Stosunek mocy ciągu do mocy napędowej nazywa się sprawnością napędową η_N. Gdyby szybkość lotu zrównała się z szybkością wylotową gazów z dyszy napędowej, sprawność ta miałaby wartość równą jedności. Odpowiada ona sprawności śmigła w samolotach śmigłowych. Sprawność napędową określa się równaniem

$$\eta_N = \frac{L_C}{L_N} = \frac{L_C}{L_C + \Delta E_k} \tag{12}$$

Po podstawieniu równań (6a) i (8) do (12) i po uporządkowaniu otrzymamy

$$\eta_N = \frac{2 \cdot \nu \cdot [1 + G^*/B^* \cdot (1 - \nu)]}{(1 + \nu^2) + G^*/B^* \cdot (1 - \nu^2)} \tag{12a}$$

albo

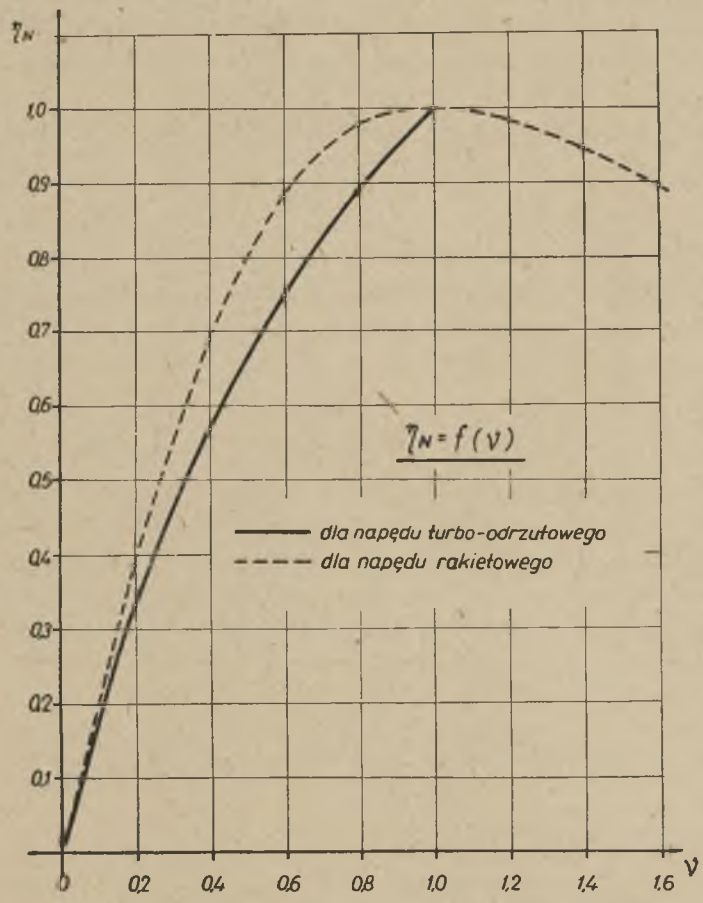
$$\eta_N = \frac{2 \cdot \nu \cdot [B^*/G^* + (1 - \nu)]}{B^*/G^* \cdot (1 + \nu^2) + (1 - \nu^2)} \tag{12b}$$

Dla silników turbo-odrzutowych, gdzie stosunek $B^*/G^* = 0{,}01 \div 0{,}02$, bez popełnienia większego błędu można sprawność napędową wyrazić wzorem

$$\eta_N = \frac{2 \cdot \nu}{1 + \nu} \tag{13}$$

Wielkość B^*/G^* ma wpływ na końcową temperaturę spalania i dlatego jest ograniczona ze względu na wytrzymałość materiałów konstrukcyj-

nych. W przyszłości, gdy będzie można podwyższyć końcową temperaturę przed łopatkami turbiny, wartość B^*/G^* nie będzie mogła być pominięta w obliczeniach sprawności. Jak widać z wykresu (rys. 3) sporządzonego na podstawie równania (13), sprawność napędowa rośnie wraz ze wzrostem stosunku prędkości ν. Wzrost η_N ponad 100% nie ma w silnikach turbo-odrzutowych znaczenia realnego, gdyż przy $\nu = 1$ siła ciągu K jest praktycznie równa zeru (równ. 1).



Rys. 3. Sprawność napędowa w zależności od stosunku $\nu = u/w$

W silnikach rakietowych B^*/G^* ma wartość $B^*/G^* = \infty$, w porównaniu więc z tą wielkością wyrażenia $(1 - \nu)$ oraz $(1 - \nu^2)$ w równaniu (12b) można zaniedbać. Sprawność napędową wyraża więc równanie

$$\eta_N = \frac{2 \cdot \nu}{1 + \nu^2} \tag{14}$$

Ze wzrostem szybkości lotu, jak widać z wykresu (rys. 3), rośnie sprawność napędowa osiągając swe maksimum przy $u = w$.

b. *Sprawność termiczna silnika*

Sprawność termiczną silnika definiuje się jako stosunek pracy napędowej L_N, otrzymanej ze spalenia jednostki masy paliwa, do wartości opałowej tego paliwa. Definicja ta jest jednak słuszna tylko wówczas, gdy inne postacie energii znajdujące się w paliwie są bardzo małe w porównaniu z wartością opałową. W silnikach rakietowych, gdzie mamy do czynienia z dużymi prędkościami lotu (V-2 około 5500 km/h) i z dużym zużyciem paliwa w jednostce czasu, nie można pominąć w bilansie energetycznym silnika energii kinetycznej tego paliwa, które utlenia się w komorze spalania.

Sprawność termiczną silnika będącego w locie określa więc wzór

$$\eta_t = \frac{A \cdot L_N}{W_d + A \cdot \frac{u^2}{2 \cdot \mu}} \quad [1] \tag{15}$$

który w mianowniku ma wyrażenie określające ubytek energii układu w odniesieniu do 1 kg utlenionego paliwa.

Podstawiają do równania (15) wyrażenie (9a) po przekształceniu otrzymamy

$$\eta_t = \frac{A \cdot u^2}{2 \cdot \mu} \cdot \frac{1}{\nu^2} \cdot \frac{G^*/B^* \cdot (1 - \nu^2) + (1 + \nu^2)}{W_d + A \cdot \frac{u^2}{2 \cdot \mu}} \tag{15a}$$

Przy napędzie turbo-odrzutowym w równaniu (15) można pominąć w mianowniku wartość $A.u^2/2 \cdot \mu$, gdyż jest ona zbyt mała w porównaniu z wartością opałową paliwa. Również wartość $(1+\nu^2)$ występującą w liczniku tego równania można pominąć wobec iloczynu G^*/B^*. Równanie (15a) przyjmie postać

$$\eta_t = \frac{A}{2 \cdot \mu} \cdot \frac{u^2}{\nu^2} \cdot \frac{G^*/B^* \, (1 - \nu^2)}{W_d} = \frac{A}{2 \cdot \mu} \cdot G^*/B^* \cdot \frac{w^2 - u^2}{W_d} \tag{16}$$

Podstawiając do równania (16)

$$q_1 = \frac{B^* \cdot W_d}{G^*} = i_4 - i_3 \text{ kcal/kg} \cdot \text{pow}$$

---

[1] Jeżeli w silniku rakietowym spaliny paliwa pomocniczego zasilają turbinę napędzającą pompy paliwowe, to sprawność tę wyraża wzór

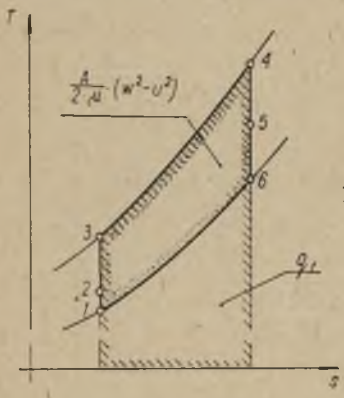
$$\eta_t = \frac{A \cdot L_N}{W_d + W'_d \cdot B^{*\prime}/B^* + A \cdot \frac{u^2}{2 \cdot \mu} \cdot (1 + B^{*\prime}/B^*)}$$

gdzie; W'_d kcal/kg — wartość opałowa paliwa pomocniczego,
$B^{*\prime}$ kg/sec — wartość opałowa paliwa pomocniczego,

oraz traktując czynnik roboczy jak gaz doskonały, dla stałej masy przepływającego przez silnik czynnika roboczego możemy napisać

$$\eta_t = \frac{A \cdot (w^2 - u^2)}{2 \cdot \mu \cdot q_1} \tag{17}$$

Jeżeli przepływ odbywa się w sposób odwracalny, bez wymiany ciepła, wówczas przyrost energii kinetycznej jest spowodowany tylko spad-



Rys. 4. Przemiany zachodzące w idealnym silniku turbo-odrzutowym w układzie *T,s*

kiem entalpii czynnika. Sprawność termiczna silnika przy zachowaniu izentropowych przemian będzie równoznaczna ze sprawnością termiczną obiegu porównawczego.

Ponieważ (rys. 1 i 4)

$$i_4 - i_6 = A \cdot \left(l_t + \frac{w^2}{2 \cdot \mu}\right)^{1} \tag{a}$$

$$i_3 - i_0 = A \cdot \left(l_S + \frac{u^2}{2 \cdot \mu}\right) \tag{b}$$

oraz ponieważ

$$l_t = l_S \tag{c}$$

(praca turbiny = pracy sprężarki), przeto po odjęciu stronami równań (a) i (b) uzyskamy zależność

$$(i_4 - i_6) - (i_3 - i_0) = A \cdot \frac{w^2 - u^2}{2 \cdot \mu}$$

Podstawiając uzyskany wynik do równania (17) otrzymamy

$$\eta_t = \frac{(i_4 - i_6) - (i_3 - i_0)}{i_4 - i_3} = \frac{(i_4 - i_3) - (i_6 - i_0)}{i_4 - i_3} = 1 - \frac{T_0\left(\frac{T_6}{T_0} - 1\right)}{T_3\left(\frac{T_4}{T_3} - 1\right)} \tag{17a}$$

---

[1] St. Ochęduszko, *Teoria maszyn cieplnych*, cz. I, równ. XXVIII, 1a oraz cz. II, równ. XXXVIII, 1.

Dla adiabat 0—3 i 4—6 słuszny jest związek $T_6/T_0 = T_4/T_3$. Podstawiając powyższe zależności do równania (17a) otrzymamy

$$\eta_t = 1 - \frac{T_0}{T_3} \tag{17b}$$

Stosunek T_0/T_3 dla przemiany adiabatycznej można wyrazić wzorem

$$\frac{T_0}{T_3} = \frac{T_0}{T_2} \cdot \frac{T_2}{T_3} = \frac{1}{\Theta_D \cdot \Theta_S} = \left(\frac{p_0}{p_3}\right)^{\frac{\varkappa-1}{\varkappa}} = \left(\frac{p_0}{p_2} \cdot \frac{p_2}{p_3}\right)^{\frac{\varkappa-1}{\varkappa}} = \frac{1}{\zeta^{\frac{\varkappa-1}{\varkappa}}}$$

gdzie $T_2/T_0 = \Theta_D$ — stosunek temperatur za i przed dyfuzorem wlotowym,

$T_3/T_2 = \Theta_S$ — stosunek temperatur za i przed sprężarką,

$p_3/p_0 = \zeta$ — stosunek sprężenia całkowitego.

Równanie (17b) można więc napisać w postaci

$$\eta_t = \eta_{ob} = 1 - \frac{1}{\Theta_D \cdot \Theta_S} = 1 - \frac{1}{\zeta^{\frac{\varkappa-1}{\varkappa}}} \tag{17c}$$

Sprawność termiczna silnika turbo-odrzutowego przy zachowaniu przemian przedstawionych na rysunku 4 jest więc równa sprawności termicznej obiegu porównawczego Braytona.

c. *Sprawność ekonomiczna napędu*

Miarą przydatności silnika odrzutowego jako napędu samolotu jest sprawność ekonomiczna napędu. Określa się ją jako stosunek pracy ciągu uzyskanej po spaleniu jednostki masy paliwa do energii wprowadzonej do komory spalania z jednostką masy paliwa

$$\eta_{ek} = \frac{A \cdot L_C}{W_d + \frac{A}{2 \cdot \mu} \cdot u^2} = \frac{A \cdot L_C}{A \cdot L_N} \cdot \frac{A \cdot L_N}{W_d + \frac{A}{2 \cdot \mu} \cdot u^2} = \eta_N \cdot \eta_t \tag{18}$$

Jak wynika z równania (18), sprawność ekonomiczna napędu jest równa iloczynowi sprawności napędowej i sprawności termicznej silnika. Podstawiając równanie (6a) do (18) otrzymamy

$$\eta_{ek} = \frac{A \cdot u^2}{\mu} \cdot \frac{\left[\frac{1}{\nu}(G^*/B^* + 1) - G^*/B^*\right]}{W_d + \frac{A}{2 \cdot \mu} \cdot u^2} \tag{19}$$

Przy napędzie turbo-odrzutowym można pominąć wielkość $\frac{A \cdot u^2}{2 \cdot \mu}$ występującą w mianowniku, jako bardzo małą w porównaniu z wartością opałową W_d. Pomimając 1 wobec G^*/B^* w równaniu (19) otrzymamy

$$\eta_{ek} = \frac{A}{\mu \cdot W_d} \cdot G^*/B^* \cdot u^2 \cdot \left(\frac{1}{\nu} - 1\right) = \frac{A}{\mu \cdot W_d} \cdot G^*/B^* \cdot (w - u) \cdot u \tag{20}$$

Dla napędu rakietowego, gdzie stosunek $G^*/B^* = 0$, można napisać równanie (19) w postaci

$$\eta_{ek} = \frac{A}{\mu} \cdot \frac{u^2 \cdot \frac{1}{\nu}}{W_d + \frac{A}{2 \cdot \mu} \cdot u^2} = \frac{A}{\mu} \cdot \frac{u \cdot w}{W_d + \frac{A}{2 \cdot \mu} \cdot u^2} \tag{21}$$

Jest rzeczą wskazaną porównanie sprawności ekonomicznych różnych systemów napędu odrzutowego przy pewnych wspólnych założeniach. Przyjmijmy wartość opałową paliwa $W_d = 10\,000$ kcal/kg. Wartości stosunku $G^*/B^* = 0 \div 100$ obejmują wszystkie możliwe rodzaje napędu odrzutowego od rakietowego do turbo-odrzutowego. Porównanie przeprowadzimy dla $G^*/B^* = 100$, 50,25, i 0.

Opierając się na ogólnym równaniu (19) wykonano wykresy dla trzech różnych stosunków $G^*/B^* = 100$, 50, 25, podające zależności między sprawnością ekonomiczną napędu η_{ek} i szybkością lotu u przy założonych prędkościach w wypływu gazów z dyszy napędowej. Z wykresów tych wynika, że sprawność ekonomiczna napędu dla założonych stosunków G^*/B^* osiąga swoje maksimum przy prędkościach $u_{opt} \cong 0{,}5 \cdot w$ tzn. przy stosunku prędkości $\nu_{opt} \cong 0{,}5$.

Sprawność ekonomiczna napędu jest iloczynem sprawności termicznej η_t silnika i sprawności napędowej η_N, która przy stałym stosunku ν zależy tylko od ilorazu G^*/B^* (równ. 12a). Korzystając z tej relacji umieszczono na poszczególnych wykresach (rys. 5, 6, 7) dodatkową oś zaopatrzoną w podziałkę sprawności termicznej η_t silnika. Sprawność $\eta_t = 1{,}00$ ogranicza wykresy od góry.

Na podstawie rysunków 5, 6 i 7 wykonano wykres (rys. 8) podający zależność między sprawnością ekonomiczną napędu η_{ek} i stosunkiem G^*/B^* dla różnych wartości szybkości lotu u_{opt}, jakie można osiągnąć najsprawniej (przy ν_{opt}). Jak wynika z tego wykresu, wraz ze spadkiem wartości

Zestawienie pojęć sprawności

		Болгарский	Иноземцев
1. Sprawność napędowa $\eta_N = \frac{L_C}{L_N}$		полетный к.п.д.	полетный к.п.д.
	a [1]		$\frac{2 \cdot u/w}{1 + u/w}$
	b	$\frac{2 \cdot w \cdot u}{w^2 + u^2}$	
2. Sprawność termiczna silnika $\eta_t = \frac{A \cdot L_N}{W_d + A \cdot \frac{u^2}{2 \cdot \mu}}$		Эффективный к.п.д.	Эффективный к.п.д.
	a		$\frac{A \cdot \left(\frac{G^* + B^*}{2 \cdot \mu} \cdot w^2 - \frac{G^* \cdot u^2}{2 \cdot \mu}\right)}{B^* \cdot W_d}$
	b	$\frac{A}{2 \cdot \mu} \cdot \frac{w^2 + u^2}{W_d + A \cdot u^2/2 \cdot \mu}$	
3. Sprawność ekonomiczna napędu $\eta_{ek} = \frac{A \cdot L_C}{W_d + A \cdot \frac{u^2}{2 \cdot \mu}}$		полный к.п.д	полный к.п.д
	a		$\frac{A \cdot K \cdot u}{B^* \cdot W_d}$
	b	$\frac{A \cdot w \cdot u}{\mu \cdot (W_d + A \cdot u^2/2 \cdot \mu)}$	
4. Sprawność termiczna obiegu porównawczego $\eta_{ob} = 1 - \frac{q_2}{q_1}$ (rys. 4)			термический к.п.д.
	a		$1 - \frac{1}{\zeta^{\frac{\varkappa - 1}{\varkappa}}}$
	b		

[1]) a — dotyczy napędu turbo-odrzutowego, b — dotyczy napędu rakietowego

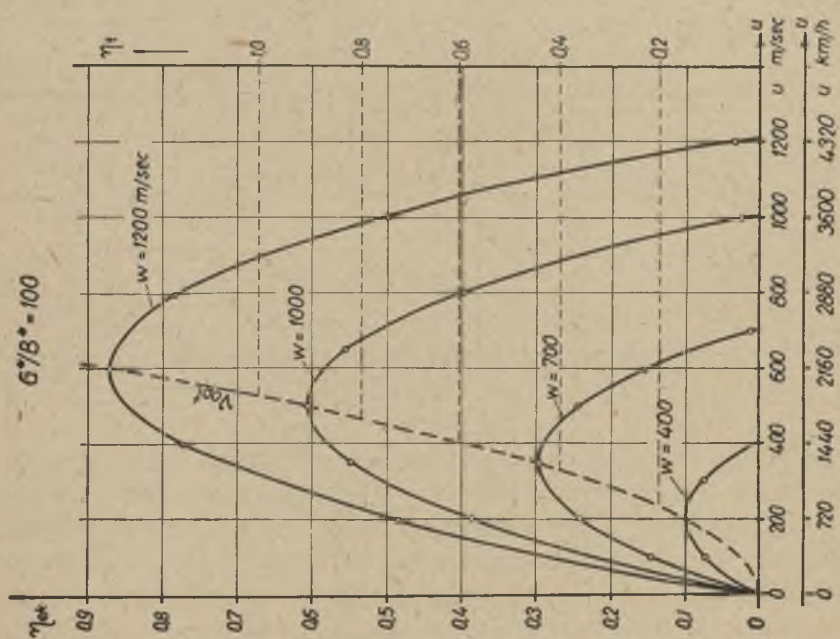
iloczynu G^*/B^* wzrasta szybkość lotu, jaką można osiągnąć przy danej sprawności ekonomicznej napędu, a więc wzrasta równocześnie siła ciągu silnika (równ. 1). Spadek stosunku G^*/B^* powoduje wzrost temperatury w komorze spalania, gdyż na jednostkę masy paliwa spalanego doprowadza się mniej powietrza. Dla osiągnięcia wysokich sprawności przy danej szybkości lotu pożądane są wysokie wartości stosunku G^*/B^*.

Zaznaczyć należy, że w praktyce przy ocenie silników turbo-odrzuto-

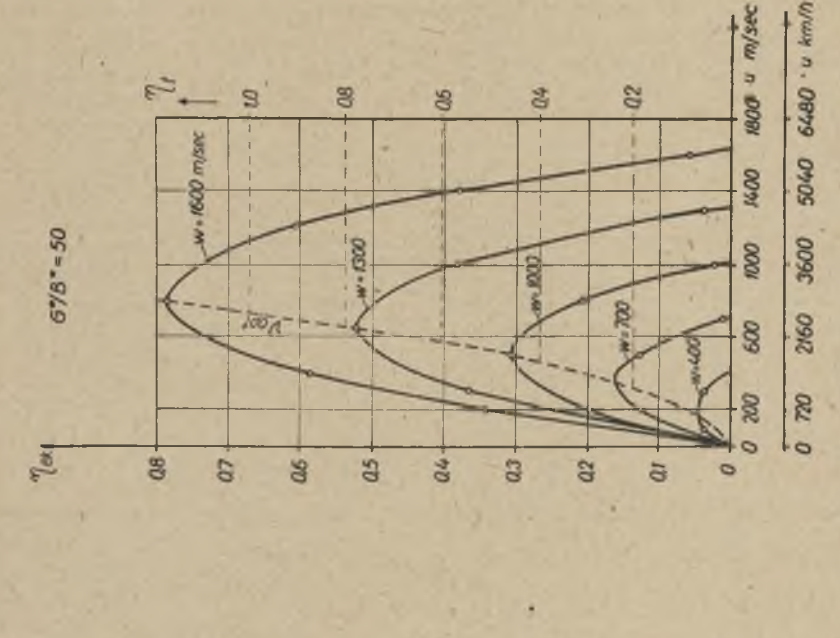
stosowanych przez różnych autorów

Lewitt	Schmidt	Vincent	Zucrow
Propulsion Efficiency	Vortriebs- oder ausserer Wirkungsgrad	Propulsive Efficiency	Propulsion Efficiency
$\frac{2 \cdot u}{w + u}$	$\frac{2}{1 + w/u}$	$\frac{2 \cdot \nu\,[B^*/G^* + (1-\nu)]}{B^*/G^* \cdot (1+\nu^2) + (1-\nu^2)}$	$\frac{2 \cdot \nu}{1 + \nu}$
	$\frac{2 \cdot u/w}{1 + (u/w)^2}$		$\frac{2 \cdot \nu}{1 + \nu^2}$
		The Engine Thermal Efficiency	Internal Efficiency
		$\frac{A \cdot u^2}{2 \cdot \mu} \cdot \frac{1}{\nu^2}$	$\frac{A \cdot L_N^*}{B^* \cdot W_d}$
		$\frac{G^*/B^* \cdot (1-\nu^2) + (1+\nu^2)}{W_d + A \cdot u^2 / 2 \cdot \mu}$	
Overall Efficiency		Overall Efficiency	Plant or Thermal Efficiency
$\frac{A \cdot K \cdot u}{B^* \cdot W_d}$		$\eta_N \cdot \eta_J$	$\frac{A \cdot K \cdot u}{B^* \cdot W_d}$
Ideal Efficiency	Thermodynamischer- oder innerer Wirkungsgrad		
$1 - (v_3/v_1)^{\varkappa - 1}$	$1 - (p_1/p_3)^{\frac{\varkappa - 1}{\varkappa}}$		

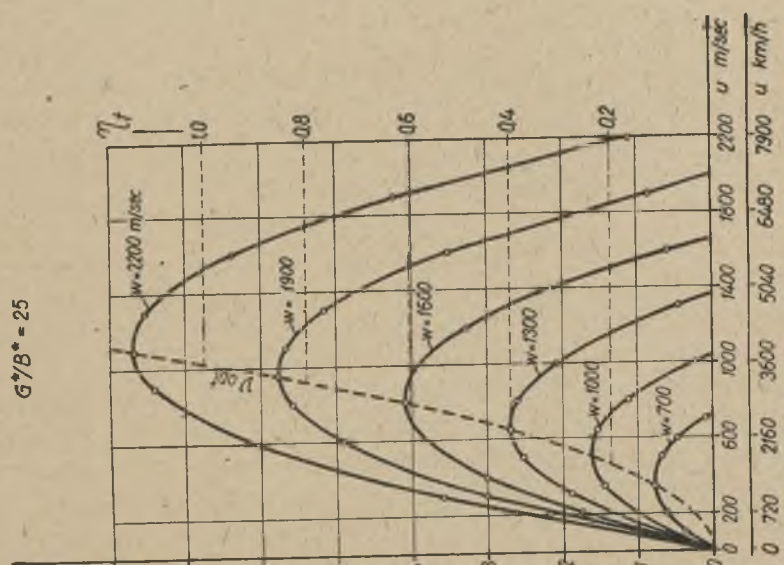
wych wygodniej jest posługiwać się nie sprawnościami, lecz jednostkowym zużyciem paliwa przypadającym na jednostkę siły ciągu albo na jednostkę mocy ciągu silnika. Wartości jednostkowego zużycia paliwa i jednostkowej siły ciągu wiążą się ściśle z charakterystyką ruchową silnika, która podaje związek między sprawnością ekonomiczną napędu, szybkością lotu, pułapem lotu, maksymalną temperaturą przed łopatkami turbiny oraz sprawnościami poszczególnych elementów silnika.



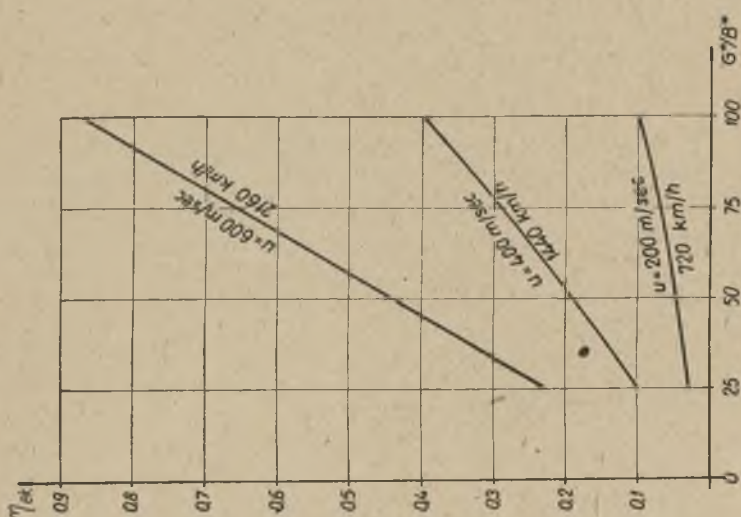
Rys. 5. Sprawność ekonomiczna napędu dla $G^*/B^* = 100$



Rys. 6. Sprawność ekonomiczna napędu dla $G^*/B^* = 50$



Rys. 7. Sprawność ekonomiczna napędu dla $G^*/B^* = 25$

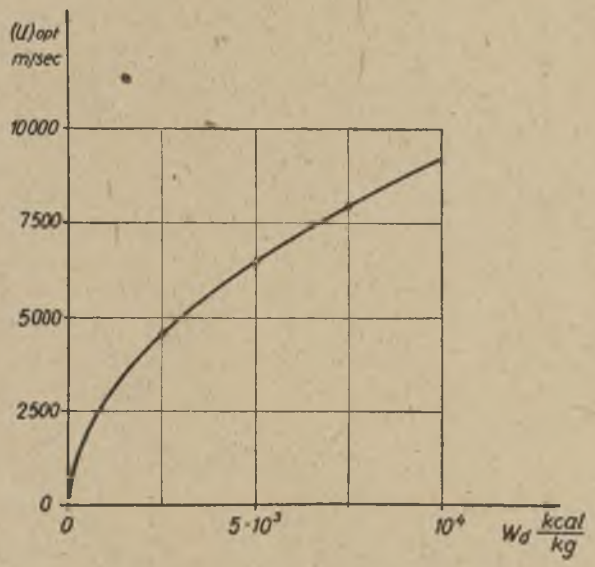


Rys. 8. Sprawność ekonomiczna napędu w zależności od G^*/B^* przy stałej wartości u_{opt}

Jeżeli chodzi o napęd rakietowy, to po zróżniczkowaniu równania (21) względem u znajdujemy, że optymalna prędkość lotu nie jest już równa $w/2$ jak przy napędzie turbo-odrzutowym, ale ma wartość

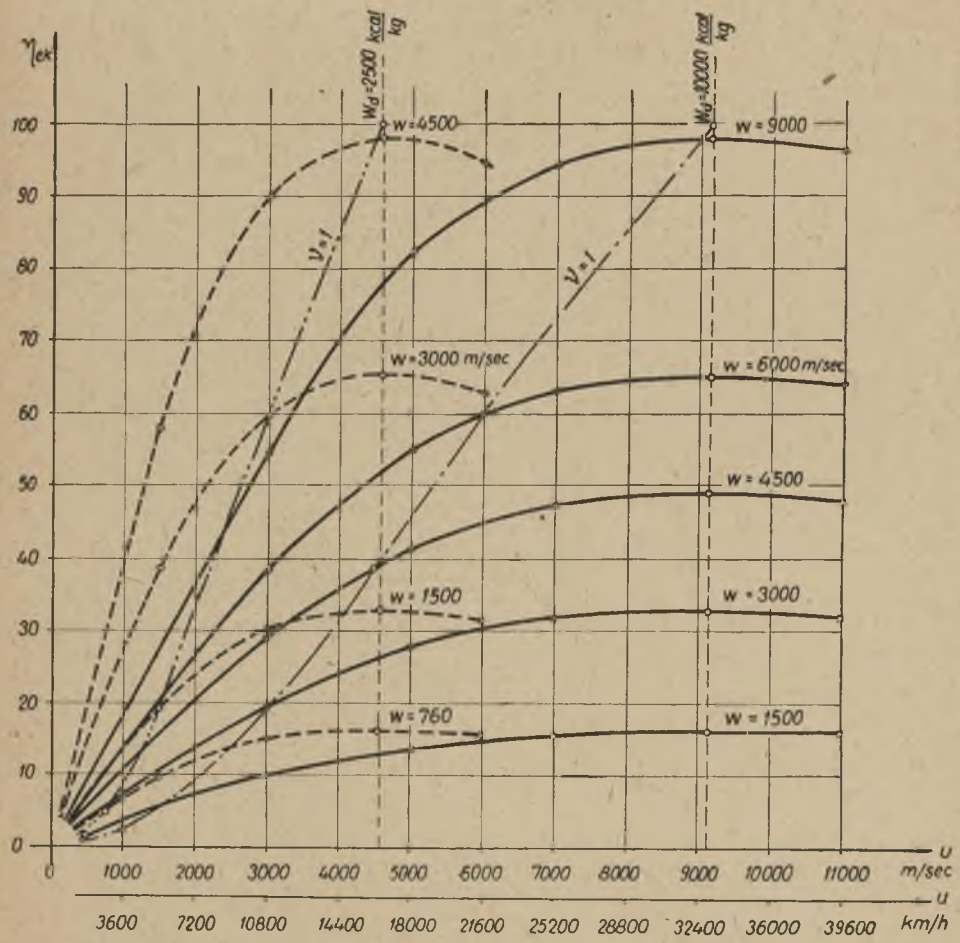
$$u_{opt} = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu}{A} \cdot W_d} = 91{,}53 \cdot \sqrt{W_d} \tag{22}$$

zależną jedynie od wartości opałowej materiału pędnego (rys. 9). Na rysunku 10 przedstawiono zależności $\eta_{ek} = f(W_d, u)_w$. Jak wynika z analizy wykresu, ze wzrostem szybkości w wypływu gazów z dyszy napędowej, przy stałej wartości opałowej W_d maleje stosunek ν, przy którym



Rys. 9. Optymalna szybkość lotu rakiety w zależności od wartości opałowej materiału pędnego

można osiągnąć maksymalną sprawność. Ponieważ zależy nam na uzyskaniu jak najwyższej sprawności, staramy się osiągnąć możliwie duże szybkości w, przy których maksima funkcji $\eta_{ek} = f(u)$ leżą w pobliżu $\nu = 1$. Jeżeli osiągnie się szybkość lotu u_{opt} przy stosunku $\nu = 1$, sprawność ekonomiczna napędu rakietowego równać się będzie 100% (rys. 10). W dobie obecnej nie można uzyskać zbyt dużych szybkości strumienia wypływającego z dyszy napędowej ze względu na małą odporność materiałów konstrukcyjnych na wysokie ciśnienia w komorze spalania przy dużym obciążeniu cieplnym. Podwyższenie sprawności ekonomicznej możliwe jest przez stosowanie do napędu silników rakietowych paliw o mniejszej wartości opałowej (np. mieszaniny C_2O_5OH i ciekłego tlenu o wartości opałowej około 2500 kcal/kg).



Rys. 10. Sprawność ekonomiczna napędu rakietowego ($G^*/B^* = 0$) dla $W_d = 2500$ kcal/kg i $W_d = 10\,000$ kcal/kg

Otrzymano 14 kwietnia 1956 r.

BIBLIOGRAFIA

[1] А. В. Болгарский, В. К. Щукин, Рабочие процессы в жидкостно-реактивных двигателях, Москва 1953.
[2] Н. В. Иноземцев, Авиационные газотурбинные двигатели, Москва 1955.
[3] E. H. Lewitt. *Thermodynamics Applied to Heat Engines*, London 1953.
[4] St Ochęduszko, *Teoria maszyn cieplnych*, Warszawa 1953, PWT.
[5] E. Schmidt, *Thermodynamik*, Berlin 1953.
[6] E. T. Vincent, *The Theory and Design of Gas Turbines and Jet Engines*, New York 1950.
[7] M. J. Zucrow, *Principles of Jet Propulsion and Gas Turbines*, New York 1948.