SPRAWNOŚĆ TURBINOWEGO SILNIKA ODRZUTOWEGO DLA RÓŻNYCH WARUNKÓW PRACY DYSZY WYLOTOWEJ[1]

Robert Jakubowski, Marek Orkisz
Katedra Samolotów i Silników Lotniczych,
Politechnika Rzeszowska

Streszczenie. W referacie przedstawiono wpływ stopnia rozprężenia spalin w dyszy wylotowej na charakter przemian energii w kanale przepływowym turbinowego silnika odrzutowego. Wykazano, że stosowanie podstawowych zależności definicyjnych do określenia charakterystyk wewnętrznych [8] tego typu silników uniemożliwia dokonanie fizycznej interpretacji jego sprawności, a tym samy prowadzi do niemożności oceny wpływu parametrów obiegu termodynamicznego i warunków lotu samolotu na jakość przemian energii w silniku.

1. Wstęp

W literaturze poświęconej teorii turbinowych silników lotniczych nie do końca można znaleźć odpowiedź na pytanie: jaki wpływ na jakość procesów zamiany energii w turbinowym silniku odrzutowym ma stopień rozprężu spalin w dyszy wylotowej dla różnych parametrów jego obiegu termodynamicznego i różnych warunków lotu samolotu? Najczęściej po przedstawieniu modelu ogólnego, poprzez liczne założenia upraszczające, przechodzi się do analizy pracy silnika, w którym występuje rozpręż zupełny spalin w dyszy wylotowej i na tej podstawie określane są podstawowe definicje i wnioski eksploatacyjne oraz konstrukcyjne. Takie podejście powoduje, że niektóre wyprowadzone na tej podstawie wskaźniki, zastosowane do silnika z dyszą zbieżną, w której nie występuje rozpręż zupełny, uzyskują wartości trudne do interpretacji. Szczególnie uwidacznia się to podczas prób oszacowania sprawności napędowej i oceny wpływu sprężu sprężarki i stopnia podgrzania strumienia na jej wartość.

Sprawność napędową definiuje się jako stosunek jednostkowej użytecznej pracy ciągu do zmiany jednostkowej energii kinetycznej strumienia [3,4,5,6,7,8]

$$\eta_k = \frac{k_j V}{ek_{str}} \tag{1}$$

gdzie:

k_j - ciąg jednostkowy;

V - prędkość lotu samolotu (prędkość nie zaburzonego strumienia - rys. 1);

ek_{str} - przyrost jednostkowej energii kinetycznej strumienia.

$$ek_{str} = \frac{(1+\tau_{pal})c_5^2 - V^2}{2} \tag{2}$$

τ_{pal} – względny strumień paliwa dostarczonego do silnika;

$$\tau_{pal} = \frac{\dot{m}_{pal}}{\dot{m}}$$

[1] Pracę wykonano w ramach projektu badawczego KBN 0T00A 015 16

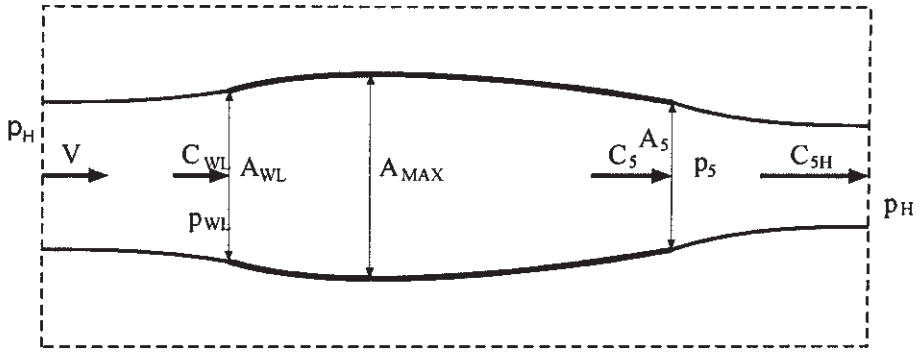
$\dot{m}_{pal}$ - natężenie dopływu paliwa do silnika;

$\dot{m}$ - natężenie przepływu powietrza przez silnik;

c_5 – prędkość wypływu spalin z dyszy wylotowej.

Otrzymana na tej podstawie wartość sprawności napędowej dla przypadku niezupełnego rozprężu spalin w dyszy wylotowej przekracza 100% , a przebieg sprawności w zależności od zmiany sprężu lub stopnia podgrzania strumienia, nie jest zgodny z charakterem przebiegu zmiany ciągu silnika. Z analizy przeprowadzonej dla silnika wyposażonego w dyszę umożliwiającą rozpręż zupełny wynika, że przebieg sprawności napędowej od sprężu sprężarki i stopnia podgrzania strumienia jest odwrotny do przebiegu ciągu.

Poszukiwanie rozwiązania tego problemu doprowadziło do konieczności zdefiniowania ciągu, opierając się na założeniu, że rozpatrywany model silnika analizowany jest w otoczeniu rozszerzonym o strefę nie zaburzonego przepływu, poza nim, zgodnie z rys. 1 [2].



Rys. 1. Schemat osiowego oddziaływania ciśnień i prędkości na turbinowy silnik odrzutowy

Dla tak przyjętego modelu [2] ciąg opisuje zależność:

$$K = \dot{m}_{spal}\, c_{5H} - \dot{m} V \tag{3}$$

gdzie:

c_{5H} – prędkość spalin po rozprężeniu do ciśnienia otoczenia;

$\dot{m}_{spal}$ - strumień spalin wypływających z silnika.

Na podstawie bilansu sił zewnętrznych i wewnętrznych otrzymuje się [2]:

$$\dot{m}_{spal} c_{5H} = \dot{m}_{spal} c_5 + (p_5 - p_H) A_5 \tag{4}$$

gdzie:

p_5 – ciśnienie statyczne spalin w przekroju wylotowym silnika;

p_H – ciśnienie otoczenia w strefie nie zaburzonego strumienia.

Stąd prędkość spalin, po ich zupełnym rozprężeniu poza przekrojem dyszy wylotowej do ciśnienia otoczenia, wyraża zależność:

$$c_{5H} = c_5 + \frac{(p_5 - p_H) A_5}{\dot{m}_{spal}} \tag{5}$$

Definicja określająca sprawność napędową przyjmuje postać zgodną z [2]:

$$\eta_k = \frac{k_j V}{e c_{str}} \tag{6}$$

gdzie różnica jednostkowej energii całkowitej wyrażona jest równaniem:

$$ec_{str} = \frac{(1+\tau_{pal})c_{5H}^2 - V^2}{2} \tag{7}$$

Prędkość c_{5H}, zgodnie z [2], można nazwać prędkością spalin po rozprężeniu do ciśnienia otoczenia i jak wynika z równania (5) jest ona sumą prędkości strumienia w przekroju wyjściowym z dyszy a w przypadku niezupełnego rozprężania przyrostowi jednostkowej energii kinetycznej, wynikającemu z różnicy ciśnień statycznych działających na przekroje kontrolne silnika (Wl i 5).

2. Model obliczeniowy

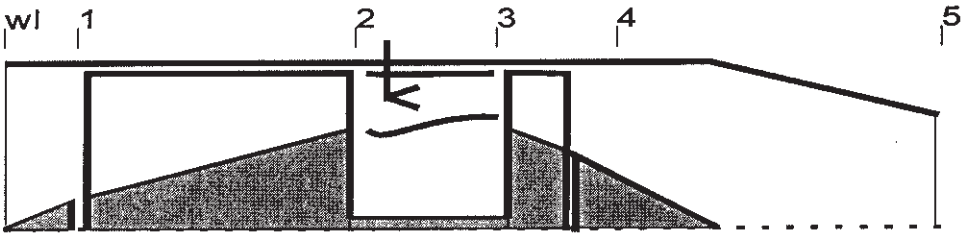
Model silnika rzeczywistego opracowano przyjmując następujące założenia upraszczające [7]:

- powietrze i spaliny traktowane są jako kalorycznie doskonałe, tj. właściwości powietrza i spalin są niezależne od temperatury i opisane równaniem Clapeyrona. Ich wartości wynoszą odpowiednio: k=1.4, c_p=1005 J/kgK, k'=1.33, c_p'=1200 J/kgK;
- pominięte zostaną wszelkiego rodzaju przecieki powietrza, a strumień spalin będzie traktowany jako suma strumienia powietrza i strumienia doprowadzonego paliwa;
- procesy zachodzące w poszczególnych zespołach silnika będą traktowane jako adiabatyczne i będą charakteryzowane poprzez odpowiednie ich sprawności.

Silnik modelowy wyposażono w dyszę zbieżną o przekroju wylotowym (minimalnym), umożliwiającym całkowity wypływ spalin w warunkach obliczeniowych.

Obliczenia poszczególnych sprawności zostały wykonane po przyjęciu następujących wartości parametrów wejściowych: σ_{wl}=0,98, η_s*=0,85, σ_{KS}=0,97, ξ_{KS}=0,985, η_T*=0,91, σ_{dysz}=0,98, φ_{dysz}=0,98, η_m=0,99.

Do oszacowania prędkości wypływu spalin z dyszy potrzebna jest znajomość wartości ciśnienia spiętrzenia i temperatury spiętrzenia w przekroju wyjściowym silnika, co powoduje w praktyce konieczność obliczenia parametrów termodynamicznych w poszczególnych przekrojach kontrolnych silnika. Wyrażenia umożliwiające obliczenie wartości tych parametrów w poszczególnych przekrojach kontrolnych zostały przedstawione w tab. 1, 2, 3, zgodnie z oznaczeniami jak na rys. 2.



Rys. 2. Schemat turbinowego silnika odrzutowego jednoprzepływowego z zaznaczonymi przekrojami kontrolnymi

Tabela 1. Wartości parametrów termodynamicznych w poszczególnych przekrojach kontrolnych silnika

Lp	Obliczana wielkość	Nazwa	Zależność
1	$T_{wl}^*=T_1^*$	Temperatura całkowita w przekroju wlotowym silnika	$T_H\left(1+\frac{k-1}{2}Ma_H^2\right)$
2	p_{wl}^*	Ciśnienie całkowite w przekroju wlotowym silnika	$p_H\left(1+\frac{k-1}{2}Ma_H^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$
3	p_1^*	Ciśnienie całkowite w przekroju wejściowym do sprężarki	$\sigma_{wl}\cdot p_{wl}^*$
4	p_2^*	Ciśnienie całkowite w przekroju za sprężarką	$\pi_s^*\cdot p_1^*$
5	T_2^*	Temperatura całkowita powietrza w przekroju za sprężarką	$T_1^*\left(1+\frac{\pi_s^{*\frac{k-1}{k}}-1}{\eta_s^*}\right)$
6	p_3^*	Ciśnienie całkowite spalin w przekroju przed turbiną	$\sigma_{KS}\cdot p_2^*$
7	$\tau_{pal}=\frac{\dot{m}_{pal}}{\dot{m}}$	Względny strumień paliwa dostarczonego do silnika	$\frac{c_p'T_3^*-c_pT_2^*}{\xi_{ks}W_u-c_p'T_3^*}$
8	T_4^*	Temperatura całkowita spalin w przekroju za turbiną	$T_3^*-\frac{1}{\eta_m}\frac{c_p}{c_p'}\frac{T_2^*-T_1^*}{1+\tau_{pal}}$
9	p_4^*	Ciśnienie całkowite spalin w przekroju za turbiną	$p_3^*\left(\frac{\eta_T^*+\frac{T_4^*}{T_{3a}^*}-1}{\eta_T^*}\right)^{\frac{k'}{k'-1}}$
10	T_5^*	Temperatura całkowita spalin w przekroju wyjściowym silnika	T_4^*
11	p_5^*	Ciśnienie całkowite spalin w przekroju wyjściowym silnika	$\sigma_{dysz}\cdot p_4^*$

W dyszy zbieżnej rozprężenie zupełny strumienia występuje wówczas, gdy stosunek ciśnienia całkowitego w przekroju wyjściowym do ciśnienia otoczenia jest mniejszy lub równy stosunkowi krytycznemu. Wtedy parametry na wyjściu oblicza się zgodnie z tab. 2.

Tabela 2. Parametry termodynamiczne strumienia w dyszy wylotowej w przypadku zupełnego rozprężu spalin

Lp	Obliczana wielkość	Nazwa	Zależność
12	p_5	Ciśnienie statyczne w przekroju wyjściowym silnika	p_H
13	Ma_5	Prędkość w przekroju wyjściowym silnika	$\sqrt{\frac{2}{k'-1}\left[\left(\frac{p_5^*}{p_5}\right)^{\frac{k'-1}{k'}}-1\right]}$
14	T_{5iz}	Temperatura statyczna dla rozprężania izentropowego	$T_5^*\left(\frac{p_5}{p_5^*}\right)^{\frac{k'-1}{k'}}$
15	$c_{5H}=c_5$	Prędkość po rozprężeniu zupełnym spalin i prędkość spalin w przekroju wyjściowym silnika	$\varphi_{dysz}Ma_5\sqrt{k'R'T_{5iz}}$
16	T_5	Temperatura statyczna w przekroju wyjściowym silnika	$T_5^*-\frac{c_5^2}{2\cdot c_p'}$

Natomiast gdy stosunek ciśnień jest większy od stosunku krytycznego, wtedy w dyszy następuje rozprężenie niezupełny, a dalsze rozprężanie do ciśnienia otoczenia następuje poza dyszą. W tym przypadku parametry oblicza się wg tabeli 3.

Tabela 3. Parametry termodynamiczne strumienia w dyszy wylotowej w przypadku niezupełnego rozprężu spalin

Lp	Obliczana wielkość	Silnik jednoprzepływowy	Zależność
17	p_5	Ciśnienie statyczne w przekroju wyjściowym silnika	$p_{5kr} = p_5^*\left(\frac{2}{k'+1}\right)^{\frac{k'}{k'-1}}$
18	T_{5iz}	Temperatura statyczna dla rozprężania izentropowego	$T_5^* \frac{2}{k'+1}$
19	c_5	Prędkość w przekroju wyjściowym silnika	$\varphi_{dysz}\sqrt{k'R'T_{5iz}}$
20	T_5	Temperatura statyczna w przekroju wyjściowym silnika	$T_5^* - \frac{c_5^2}{2\cdot c_p'}$
21	c_{5H}	Prędkość po rozprężeniu zupełnym spalin	$c_{5H} = c_5 + \frac{R'T_5}{c_5}\left(1-\frac{p_H}{p_5}\right)$

Tabela 4. Zależności do obliczenia parametrów jednostkowych i sprawności silnika

Lp	Obliczana wielkość	Silnik idealny	Silnik rzeczywisty
22	k_j	Ciąg jednostkowy silnika	$(1+\tau_{pal})c_{5H} - V$
23	ek_{str} (zal.1.2)	Zmiana jednostkowej energii kinetycznej strumienia	$\frac{(1+\tau_{pal})c_5^2 - V^2}{2}$
24	ec_{str} (zal.1.7)	Zmiana jednostkowej energii całkowitej strumienia	$\frac{(1+\tau_{pal})c_{5H}^2 - V^2}{2}$
25	η_{kI} (zal. 1.1)	Sprawność napędowa oparta na zmianie energii kinetycznej strumienia	$\frac{k_j V}{ek_{str}}$
26	η_{kII} (zal. 1.6)	Sprawność napędowa oparta na zmianie energii całkowitej strumienia	$\frac{k_j V}{ec_{str}}$
27	η_{cI}	Sprawność cieplna wyrażająca zmianę energii kinetycznej strumienia do ilości dostarczonego ciepła	$\frac{ek_{str}}{\tau_{pal}W_u}$
28	η_{cII}	Sprawność cieplna wyrażająca zmianę energii całkowitej strumienia do ilości dostarczonego ciepła	$\frac{ec_{str}}{\tau_{pal}W_u}$
29	η_o	Sprawność ogólna silnika	$\frac{k_j V}{\tau_{pal}W_u} = \eta_{kI}\eta_{cI}$ lub $= \eta_{kII}\eta_{cII}$

3. Wyniki obliczeń

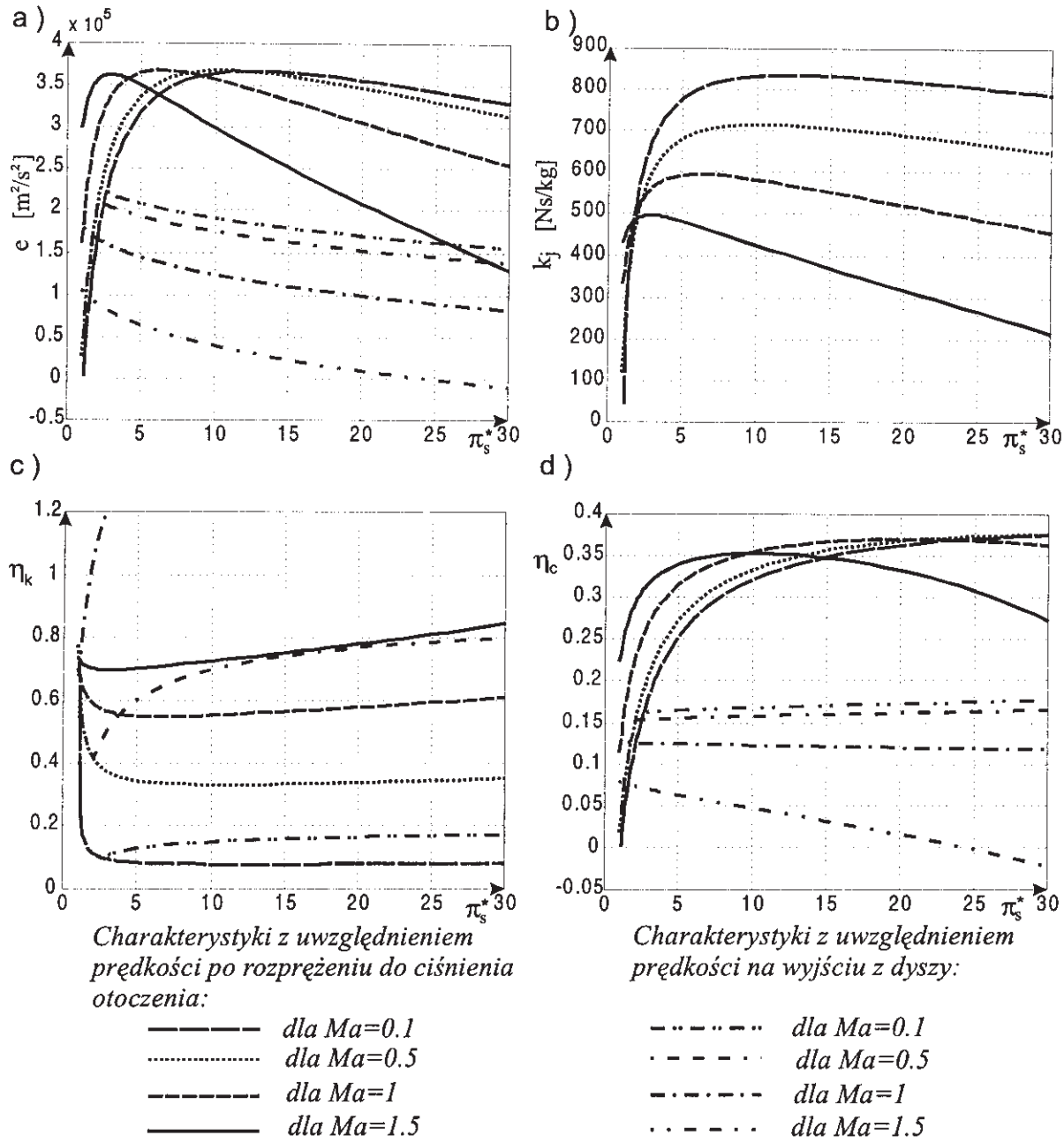
Obliczenia przeprowadzono w oparciu o model matematyczny przedstawiony w punkcie 2, z wykorzystaniem pakietu Matlab.

Dla silnika jednoprzepływowego obliczenia parametrów jego pracy, w zależności od zmiany sprężu sprężarki, przeprowadzono dla temperatury otoczenia T_H=288 K i temperatury przed turbiną T_3*=1400 K oraz dla czterech wybranych prędkości lotu: Ma_H=0,1; 0,5; 1 i 1,5. Natomiast w zależności od zmiany temperatury spalin przed turbiną obliczenia przeprowadzono dla tych samych założeń z tym, że przyjęto obliczeniowy spręż sprężarki wynoszący π_s*=15.

Na rys. 3a przedstawiono zależność jednostkowej energii strumienia od sprężu sprężarki. Analizując zmianę energii strumienia dla liczby Macha wynoszącej 0,1 (linia kreskowa długa) da się zauważyć, że początkowo ze wzrostem sprężu sprężarki szybko narasta energia strumienia. Przy pewnej wartości sprężu sprężarki, linia reprezentująca energię ek_{str} obliczaną wg zal. (2) (linia kreska dwie kropki), „oddziela" się od linii reprezentującej energię ec_{str} definiowaną przez zał. (7) (linia kreskowa długa). Dzieje się to w momencie, gdy przyrost ciśnienia w silniku powoduje, że w przekroju wyjściowym dyszy, strumień osiąga parametry krytyczne. Dalszy wzrost sprężu sprężarki nie powoduje wzrostu prędkości wypływu strumienia w przekroju wyjściowym z dyszy, a wręcz przeciwnie jego zmniejszenie. Związane jest to z tym, że wypływ odbywa się z prędkością dźwięku, która zależy tylko od temperatury spalin w dyszy wylotowej. Zwiększanie sprężu sprężarki powoduje wzrost mocy niezbędnej do napędu sprężarki, który trzeba zrekompensować zwiększeniem mocy rozporządzalnej turbiny. Przy założeniu stałej wartości temperatury przed turbiną prowadzi to do zmniejszenia wartości temperatury za turbiną i w efekcie obniżenia temperatury w dyszy wylotowej, a tym samym prędkości wypływu spalin z silnika.

Przyrost sprężu sprężarki powoduje wzrost ciśnienia strumienia w przekroju wyjściowym silnika z dyszą zbieżną, który zamieniany jest na przyrost jednostkowej energii kinetycznej strumienia podczas rozprężania spalin poza dyszą do ciśnienia otoczenia. Dlatego też zmiana energii całkowitej strumienia po osiągnięciu w dyszy wylotowej ciśnienia krytycznego dalej wzrasta, aż do osiągnięcia takiej wartości sprężu sprężarki, którego przekroczenie spowoduje, że przy stałej wartości temperatury przed turbiną praca niezbędna do napędu sprężarki będzie wymagała znacznie większej różnicy ciśnień, prowadząc do obniżania ciśnienia za turbiną i w przekroju wyjściowym silnika.

Ze wzrostem prędkości lotu rozdzielenie krzywych obrazujących zmianę jednostkowej energii kinetycznej i energii całkowitej w silniku następuje przy coraz mniejszych wartościach sprężu sprężarki. Prowadzi to w konsekwencji do tego, że dla prędkości Ma_H=1.5 od początku różnica jednostkowej energii całkowitej strumienia (linia ciągła) jest większa od różnicy energii kinetycznej w dyszy wylotowej (linia dwie kreski dwie kropki). Związane jest to z tym, że taka prędkość lotu powoduje powstanie na tyle dużej wartości sprężu dynamicznego, że przy sprężu sprężarki równym jedności uzyskuje się w dyszy wylotowej parametry krytyczne.



Rys. 3. Charakterystyki wewnętrzne turbinowego silnika odrzutowego jednoprzepływowego z dyszą zbieżną dla T_H=288K i T_3=1400K w zależności od sprężu sprężarki: a) zmiana jednostkowej energii strumienia w silniku; b) zmiana ciągu jednostkowego silnika; c) zmiana sprawności napędowej; d) zmiana sprawności cieplnej.*

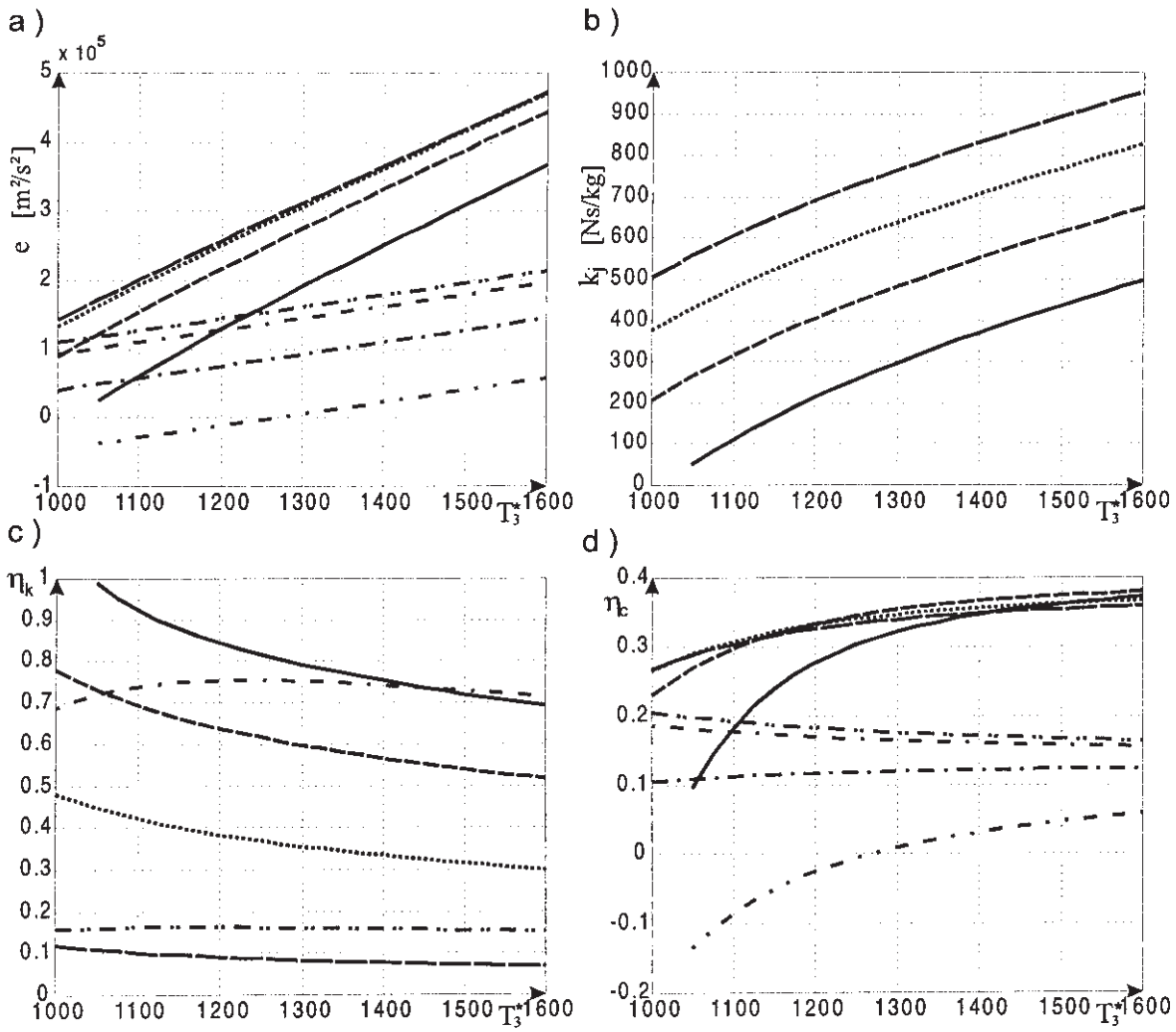
Analiza zmiany ciągu jednostkowego w zależności od sprężu sprężarki dla silnika z dyszą zbieżną wykazała analogię do zmiany jednostkowej energii całkowitej strumienia (rys. 3b). Optima tych funkcji występują dla zbliżonej wartości sprężu sprężarki, np. dla Ma_H=0,1 T_H=288 K, T_3*=1400 K, k_j=max dla π_s*=12,3, e_{str}=max dla π_s*=12,5. Dlatego też rozpatrując sprawność napędową jako iloczyn ciągu i prędkości, odniesiony do zmiany jednostkowej energii całkowitej strumienia w silniku, otrzymuje się zależność, w której zmiana sprawności napędowej od sprężu jest w przybliżeniu odwrotnie proporcjonalna do zmiany ciągu jednostkowego. Przyjmując strumień spalin równy strumieniowi powietrza uzyskuje się dokładnie odwrotną zależność, czyli taką jak dla silnika modelowego wyposażonego w dyszę umożliwiającą rozprężenie zupełny.

Za przyjęciem do badań w zakresie teorii turbinowych silników odrzutowych prędkości spalin, zdefiniowanej zal. 5 do określania sprawności silnika, przemawia fakt, że wartości sprawności napędowej występują wówczas w fizycznie interpretowalnym przedziale jego zmian, od 0 do 1. Przyjęcie do opisu sprawności silnika prędkości c_5 powoduje, że jej wartość znacznie przekracza jedność dla większych prędkości lotu (linia kreska-kropka na rys. 3c dla Ma_H=1, dla Ma_H=1.5 najmniejsze wartości sprawności napędowej wynoszą ok. 2 i są poza zakresem wykresu). Wartości sprawności napędowej opartej na obliczeniach z wykorzystaniem zal. definicyjnej (1) przekraczają 100%, jeżeli korzysta się np. z programu dołączonego do podręcznika Oatesa [7] do obliczeń podstawowych wskaźników pracy turbinowych silników odrzutowych z dyszą zbieżną.

W celu zachowania konsekwencji interpretacji fizycznej sprawności ogólnej, która z jednej strony powinna wyrażać iloczyn ciągu i prędkości odniesiony do ilości ciepła dostarczonego z paliwem do komory spalania silnika, z drugiej zaś strony być równa iloczynowi sprawności napędowej i cieplnej, sprawność cieplną należałoby zdefiniować jako zmianę energii całkowitej strumienia, uzyskana z ciepła doprowadzonego do silnika η_{cII} (tab. 4 zal. 28). Przemawia za tym tak sens fizyczny tej sprawności, jak również uzyskane wyniki (rys. 3d). Kształt linii kreskowych i ciągłej bardziej odpowiada charakterystyce modelowej, niż linie kropka-kreska. Poza tym dla dużej prędkości lotu Ma_H=1.5 i dla sprężów sprężarki ponad 24, sprawność cieplna wyrażająca zmianę energii kinetycznej strumienia do ilości dostarczonego ciepła przybiera wartości ujemne (linia dwie kreski dwie kropki), podczas gdy ciąg tego silnika jest większy od zera.

Sensowność stosowania prędkości całkowitej spalin, po rozprężeniu do ciśnienia otoczenia, potwierdzają także wyniki uzyskane podczas badania zależności sprawności silnika wyposażonego w dyszę zbieżną od temperatury spalin przed turbiną (rys. 4). Zależności sprawności napędowej, uwzględniającej prędkość po rozprężeniu do ciśnienia otoczenia (linie kreskowe i ciągła rys. 4a), odpowiadają przebiegowi zmiany ciągu jednostkowego w zależności od temperatury spalin przed turbiną (rys. 4b), czego nie można powiedzieć o charakterystykach sporządzonych uwzględniając tylko prędkość w przekroju wylotowym silnika (rys. 4c linie kropkowo-kreskowe). Wykazują one istnienie takiej temperatury spalin przed turbiną, przy której sprawność osiąga maksimum (Ma_H=0.1 T_3*=1166 linia kreska dwie kropki, Ma_H=0.5 T_3*=1231 K linia kropka trzy kreski), a to wskazywałoby na występowanie minimów przebiegu zmiany ciągu jednostkowego od temperatury przed turbiną, co nie uzyskuje potwierdzenia podczas obliczeń (rys. 4b). Natomiast dla dużych prędkościach lotu wartości sprawności napędowej przekraczają jedność (dla Ma_H=1 i 1.5) i są poza zakresem fizycznej interpretacji opisanych sprawności.

Stosowanie definicji sprawności cieplnej, wyrażającej stosunek zmiany jednostkowej energii kinetycznej strumienia ek_{str} do ilości ciepła doprowadzonego w paliwie do komory spalania, wykazuje nieracjonalność jej stosowania. Uwidacznia się to dla prędkości lotu Ma_H=1.5 i dla zakresu zmiany temperatury przed turbiną - T_3*=1050-1250 K (linia dwie kreski dwie kropki). Wyrażona w ten sposób sprawność przyjmuje ujemne wartości, podczas gdy silnik jeszcze pracuje efektywnie z termodynamicznego punktu widzenia. Zastosowanie prędkości wypływu spalin, powstałej w wyniku zupełnego ich rozprężenia do ciśnienia otoczenia, powoduje, że sprawność cieplna przybiera fizycznie interpretowalne wartości i przebiegi zmian.



Charakterystyki z uwzględnieniem prędkości po rozprężeniu do ciśnienia otoczenia:

- *dla Ma=0.1*
- *dla Ma=0.5*
- *dla Ma=1*
- *dla Ma=1.5*

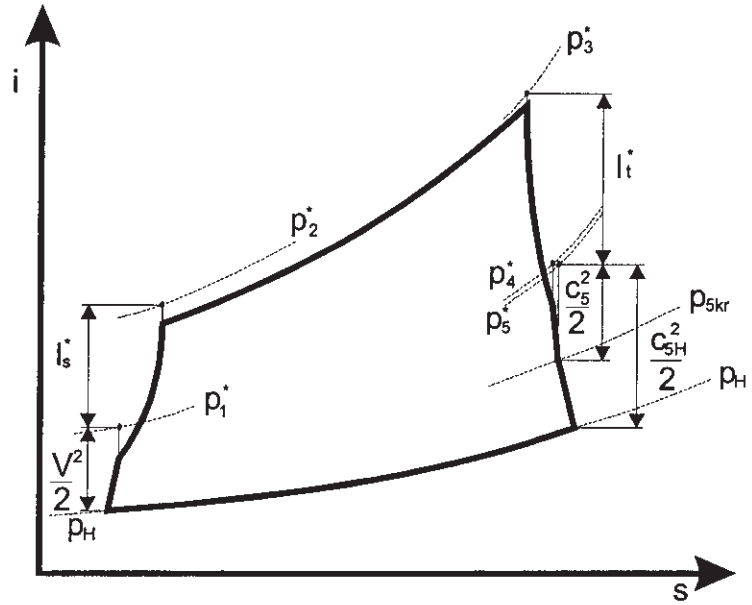
Charakterystyki z uwzględnieniem prędkości na wyjściu z dyszy:

- *dla Ma=0.1*
- *dla Ma=0.5*
- *dla Ma=1*
- *dla Ma=1.5*

Rys. 4. Charakterystyki wewnętrzne turbinowego silnika odrzutowego jednoprzepływowego z dyszą zbieżną dla T_H=288K i π_s=15 w zależności od temperatury spalin przed turbiną: a) zmiana jednostkowej energii strumienia w silniku; b) zmiana ciągu jednostkowego silnika; c) zmiana sprawności napędowej; d) zmiana sprawności cieplnej.*

4. Podsumowanie

W pracy przedstawiono, w jaki sposób przyjęcie do analizy sprawności silnika prędkości strumienia spalin po ich rozprężeniu do ciśnienia otoczenia i prędkości strumienia spalin w przekroju wyjściowym dyszy wylotowej wpływa na poprawność termodynamicznej interpretacji zasady jego pracy. Przyjęcie prędkości strumienia po rozprężeniu do ciśnienia otoczenia (zal. 5) powoduje, że w odniesieniu do silnika z dyszą zbieżną sprawności przybierają fizycznie interpretowalne i ilościowo sensowne wartości, a przebiegi sprawności napędowej są w przybliżeniu odwrotne do przebiegu ciągu jednostkowego w zależności od zmiany sprężu sprężarki i temperatury spalin przed turbiną. Odpowiada to faktycznemu znaczeniu sprawności napędowej w interpretacji bilansu energetycznego sinika.



Rys. 5. Obieg termodynamiczny turbinowego jednoprzepływowego silnika odrzutowego z uwzględnieniem rozprężania spalin poza dyszą wylotową

Dlatego też można zaproponować ogólny wykres obiegu silnika jednoprzepływowego do określania parametrów silnika, taki jak przedstawiono na rys. 5. Zaprezentowane podejście jest słuszne, zarówno wówczas gdy dokonujemy najbardziej ogólnej interpretacji zasady pracy turbinowych silników lotniczych, jak również gdy rozpatrujemy silnik szczególny, w którym następuje rozprężenie zupełny spalin, czyli gdy punkt 5 pokrywa się z punktem 5H, a prędkość wypływu spalin - c_5 i c_{5H} - są sobie równe.

Bibliografia

1. **Antas S., Wolański P.**: Obliczenia termogazodynamiczne lotniczych silników turbinowych. *Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej. Warszawa 1989.*
2. **Douglas Archer R.**: An introduction to aerospace propulsion. *Prentice Hall, Upper Saddle River. New Jersey 1996.*
3. **Dzierżanowski P i inni**: Turbinowe silniki odrzutowe. *WKŁ. Warszawa 1983.*
4. **Fiedorow R. M., Nieciajew Ju. N.**: Tieorija awiacionnych gazoturbinnych dwigatieliej. *Wydawnictwo Maszinostroienie. Moskwa 1978.*
5. **Gajewski T. i inni**: Przepływowe silniki odrzutowe. *WNT. Warszawa 1973.*
6. **Kulagin I. I.**: Tieorija awiacionnych gazoturbinnych dwigatieliej. *Gosudarstwiennoe Izdatelstwo Obronnoj Promyszliennosti, Moskwa 1955.*
7. **Oates G.**: Aerothermodynamics of aircraft engin components. *American Institute of Aeronautics and Astronomics. Washington 1985.*
8. **Orkisz M.**: Wybrane zagadnienia z teorii turbinowych silników odrzutowych. *Instytut Technologii Eksploatacji. Radom 1995.*

The Jet Engine Efficiency for Different Work Conditions of the Propelling Nozzle

Summary. This report presents the influence of the exhaust gases decompression ratio in the propelling nozzle on the character of energy changes in a duct of a jet engine. It has been proved that the application of basic definition relationships in order to determine the performance curve of this type of engine [8] prevents us from making an interpretation of its efficiency and, what it involves, no interpretation can be made about the influence that the thermodynamic cycle and the flight conditions exert on the quality of internal energy changes in a jet engine.