

Dr inż. Robert Jakubowski

Katedra Samolotów i Silników Lotniczych

Politechnika Rzeszowska

Al. Powstańców Warszawy 8; 35-959 Rzeszów, Polska

e-mail: robert.jakubowski@prz.edu.pl

Ocena właściwości eksploatacyjnych dwuprzepływowego silnika turbinowego z dwiema komorami spalania

Słowa kluczowe: *silnik turbinowy, silnik dwuprzepływowy, modyfikacje i rozwój silnika turbinowego, charakterystyki silnika turbinowego*

Streszczenie: W artykule przedstawiono zagadnienia związane z modyfikacją silnika dwuprzepływowego o dodatkową komorę spalania usytuowaną pomiędzy turbiną wysokiego i niskiego ciśnienia. Na wstępie, na podstawie analizy literatury, wskazano możliwe korzyści wynikające z zastosowania takiej modyfikacji lotniczego silnika dwuprzepływowego. Przede wszystkim zwrócono uwagę na możliwość ograniczenia maksymalnej temperatury spalin w przekroju wylotowym komory spalania w silniku tego typu, przez co istnieje możliwość istotnej redukcji NOx w odniesieniu do współcześnie eksploatowanych silników lotniczych. Następnie przedstawiono schemat rozwiązania konstrukcyjnego silnika z dwiema komorami spalania. Omówiono, jak takie rozwiązanie modyfikuje obieg silnika. Przedstawiono założenia i przyjęte ograniczenia na etapie przygotowywania modelu numerycznego silnika oraz scharakteryzowano główne parametry pracy silnika, które wykorzystano do oceny jego właściwości eksploatacyjnych. Na bazie danych istniejącego silnika dwuprzepływowego o dużym stopniu dwuprzepływowości oraz przyjętych założeń odnośnie wpływu omawianej modyfikacji silnika na jego charakterystyki wewnętrzne, wyznaczono osiągi silnika z dwiema komorami spalania w zmieniających się warunkach eksploatacji tj. dla różnej prędkości i wysokości lotu. Wyniki zilustrowano graficznie na wykresach w postaci zależności ciągu, ciągu jednostkowego, zużycia paliwa i jednostkowego zużycia paliwa od prędkości lotu dla różnych wysokości. W dyskusji uzyskanych wyników odniesiono się do charakterystyk eksploatacyjnych dla standardowych silników dwuprzepływowych o dużym stopniu dwuprzepływowości. Na tej podstawie wykazano możliwe korzyści wynikające z eksploatacji silnika z dwiema komorami spalania. Silnik ten cechuje korzystniejszy przebieg charakterystyk eksploatacyjnych od klasycznego silnika dwuprzepływowego w zakresie prędkości okołołódźwiękowych. Zaznaczono, że pomimo nieco wyższych wartości jednostkowego zużycia paliwa w warunkach startowych, może on być ekonomiczniejszy w całym cyklu eksploatacyjnym, który w przypadku statków powietrznych do których jest dedykowany, odbywa się w zdecydowanej większości czasu z prędkością okołołódźwiękową na wysokości ok 11 km.

1. Wstęp

W lotnictwie transportowym dominującym typem napędu są silniki dwuprzepływowe o dużym stopniu dwuprzepływowości i turbinowe silniki śmigłowe konstruowane w układzie dwu lub trójwornikowym. Obydwa typy napędów znalazły zastosowanie w tego typu statkach powietrznych poprzez ich korzystne cechy eksploatacyjne - przede wszystkim niskie jednostkowe zużycie paliwa, które stanowi ok. 20% wartości tego parametru dla jednoprzepływowych silników odrzutowych [15,18].

Turbinowe silniki śmigłowe cechują się nieco niższym jednostkowym zużyciem paliwa niż silniki dwuprzepływowe o dużym stopniu dwuprzepływowości. Jednakże istotnym

ograniczeniem tych silników jest mniejsza prędkość przelotowa, która wynika z ograniczeń związanych z obniżeniem sprawności śmigieł przy zbliżaniu się do prędkości okołodźwiękowych. Dodatkowo napędy te emitują większy hałas, przez co są bardziej uciążliwe dla otoczenia [3,17].

Silniki dwuprzepływowe o dużym stopniu dwuprzepływowości są na dzień dzisiejszy najlepszym rozwiązaniem dla samolotów transportowych dalekiego zasięgu. Dlatego też podejmowane są przez producentów silników kolejne działania w celu poprawy właściwości użytkowych tych napędów. Wyzwania jakie się przy tym stawia, to przede wszystkim obniżenie: zużycia paliwa, emisji zanieczyszczeń środowiska i hałasu, przy utrzymaniu możliwie wysokiego poziomu niezawodności w długotrwałym okresie niezawodnej eksploatacji [15]. Z tych przesłanek wynika także tematyka badawcza podejmowana przez naukowców w obszarze napędów lotniczych.

Jednym z obszarów działań jest poszukiwanie metod doboru zespołu napędowego do statku powietrznego przy uwzględnieniu profilu zadań lotniczych realizowanych przez statek powietrzny. Prace w tym zakresie wykorzystują metody optymalizacji jedno lub wielokryterialnej w celu wskazania rozwiązań zespołu napędowego najlepiej spełniającego wymagania taktyczno-techniczne stawiane w stosunku do projektowanych samolotów [13,21,22].

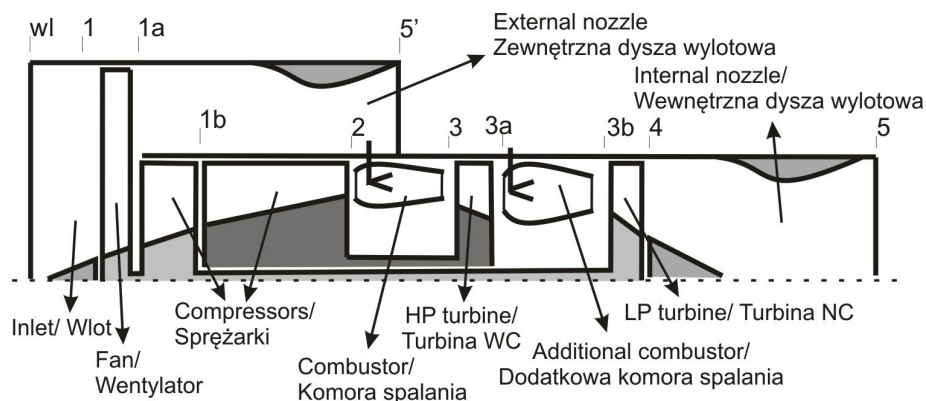
Kolejny obszar badań obejmuje zagadnienia doskonalenia i rozwoju konstrukcji silników turbinowych. Wpisują się w to prace nad: określeniem metod obniżenia zużycia paliwa i emisji zanieczyszczeń do środowiska, identyfikacją źródeł hałasu w silniku oraz możliwości jego ograniczenia, badaniami wytrzymałościowymi wybranych elementów silnika oraz całych zespołów w dynamicznych stanach pracy, a także nad nowoczesnymi materiałami i technologiami wytwarzania w przemyśle lotniczym [3,14,16,19,20]

Od kilku lat prowadzone są badania nad modyfikacją samego obiegu silnika dwuprzepływowego w celu podniesienia jego sprawności. Obejmują one analizę i ocenę energetyczną cyklu roboczego silnika otrzymanego w wyniku modyfikacji zachodzących w nim procesów. Aktualnie główne kierunki modyfikacji obiegu silnika dotyczą dodatkowego spalania w turbinie pomiędzy stopniami [12,17], lub w komorze spalania umieszczonej pomiędzy turbinami w konstrukcjach dwuwirnikowych [5,7,9,10]. Wyniki tych prac wskazują, że takie rozwiązanie powinno być korzystne z energetycznego punktu widzenia, bowiem w pewnej części proces doprowadzenia ciepła powinien być zbliżony do przemiany izotermicznej, która występuje w obiegu o najwyższej sprawności - obiegu Carnota [17]. W aspekcie ekologicznym, wskazuje się, że praktyczna realizacja proponowanych rozwiązań umożliwi ograniczenie maksymalnej temperatury obiegu silnika przy zachowaniu niezmiennych osiągnięć, co powinno korzystnie wpłynąć na ograniczenie emisji tlenków azotu [9,10].

Silnik z dodatkową komorą spalania pomiędzy turbinami wydaje się być wariantem najbardziej prawdopodobnym do realizacji w najbliższej przyszłości (obecnie działa turbina stacjonarna wyprodukowana przez ABB). Dlatego w pracy zostanie przedstawiona koncepcja silnika z dwiema komorami spalania oraz wyniki obliczeń jego charakterystyk eksploatacyjnych. Punkt odniesienia stanowić będzie silnik dwuprzepływowy o dużym stopniu dwuprzepływowości, na bazie którego zostaną wykonane obliczenia symulacyjne zmodyfikowanego silnika.

2. Silnik dwuprzepływowy z dodatkową komorą spalania pomiędzy turbinami

Silniki dwuprzepływowe o dużym stopniu dwuprzepływowości są współcześnie produkowane jako konstrukcje dwu lub trójwirnikowe. W konstrukcjach dwuwirnikowych wentylator i sprężarka niskiego ciśnienia napędzane są przez turbinę niskiego ciśnienia, a sprężarka wysokiego ciśnienia jest napędzana przez turbinę wysokiego ciśnienia. W konstrukcjach trójwirnikowych wentylator, sprężarka wysokiego i niskiego ciśnienia są napędzane przez osobne turbiny. Komora spalania usytuowana jest pomiędzy sprężarką wysokiego ciśnienia i turbiną wysokiego ciśnienia. Aby energia spalin była wystarczająca do napędu turbin oraz wytworzenia siły ciągu, temperatura gazów opuszczających komorę spalania musi być odpowiednio wysoka. Obecnie wynosi ona około 1700 - 1800 K, co powoduje, że turbiny muszą być wykonane z odpowiednich materiałów oraz dodatkowo wyposażone w zaawansowany system chłodzenia tarcz i łopatek [2,4,8,16,18]. System chłodzenia komplikuje konstrukcję silnika, oraz powoduje, że znaczna część sprężonego powietrza musi być użyta do chłodzenia łopatek turbin, przez co nie bierze czynnego udziału w wytwarzaniu mocy na turbinie [2,4]. Efektem tego, jest większy spadek temperatury i ciśnienia na turbinie w porównaniu z pracą silnika o tych samych parametrach roboczych, gdyby turbina nie wymagała chłodzenia. Wskutek tego, jak wskazano w pozycji [2], następuje obniżenie osiągnięć silnika.



Rys. 1. Schemat silnika dwuprzepływowego z dodatkową komorą spalania pomiędzy turbinami

Analizę pracy silnika dwuprzepływowego z dodatkową komorą spalania pomiędzy turbinami przedstawiono dla konstrukcji dwuwirnikowej, której schemat konstrukcyjny zobrazowano na rysunku 1. Dodatkowa komora spalania usytuowana pomiędzy turbiną wysokiego i niskiego ciśnienia poprzez dodatkowe doprowadzenie energii pozwala na ograniczenie wielkości energii dostarczanej w głównej komorze spalania. W założeniach przyjętych do obliczeń ograniczono temperaturę gazów wypływających z obydwu komór spalania do 1300 K. Takie rozwiązanie pozwala wyeliminować stosowanie zaawansowanych systemów chłodzenia turbin, w tym chłodzenia wewnętrznego tarcz i łopatek, oraz ogranicza w istotnym stopniu ilość powietrza upuszczanego ze sprężarki silnika dla celów chłodzenia [2,18]. Dodatkowe korzyści wynikające z takiego rozwiązania, to zmniejszenie stopnia skomplikowania konstrukcji tarcz i łopatek turbin (wykonuje się je bez wewnętrznych otworów do transportu powietrza chłodzącego) przez co obniżą się koszty wytwarzania i zwiększy się czas niezawodnej pracy zespołu [11].

3. Analiza obiegu i osiągow silnika z dodatkową komorą spalania pomiędzy turbinami

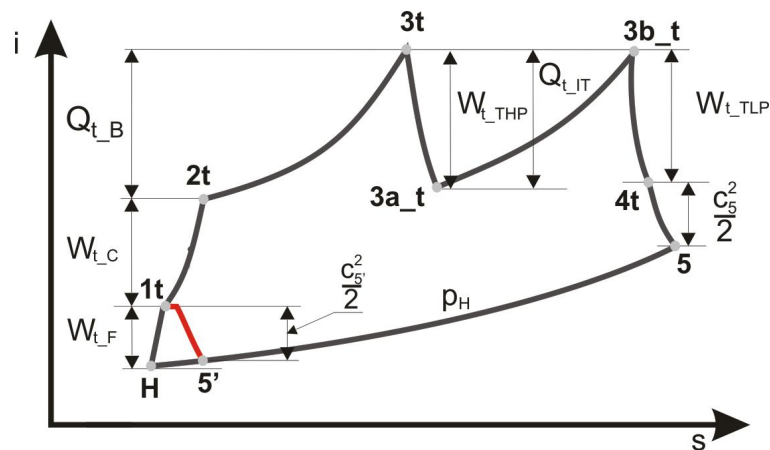
Schemat pracy obiegu silnika z dwiema komorami spalania przedstawiono na rysunku 2. Istotną modyfikacją w opisie matematycznego modelu obiegu jest to, że sumaryczna energia doprowadzona do silnika jest sumą ciepła dostarczonego w głównej i dodatkowej komorze spalania, co wyraża zależność:

$$Q_t = Q_{B_t} + Q_{IT_t} \quad (1)$$

gdzie:

Q – ciepło doprowadzone do silnika,

indeksy: t – dla parametrów śpiętrzenia, B – główna komora spalania, IT – komora spalania pomiędzy turbinami (inter turbines).



Rys. 2. Wykres entalpia-entropia silnika z dwiema komorami spalania, oznaczenia: W_i - praca, Q_t - ciepło, c - prędkość strumienia gazów, 1,2..5 - oznaczenie przekrojów silnika wg rysunku 1

Ciepło doprowadzone do głównej komory spalania wyznacza się z zależności:

$$Q_{B_t} = \frac{m_{f_B}}{m_I} h \eta_B = C_p (T_{3t} - T_{2t}) \quad (2)$$

Zaś ciepło doprowadzone do dodatkowej komory spalania wyznacza się z zależności:

$$Q_{IT_t} = \frac{m_{f_{IT}}}{m_I} h \eta_B = C_p (T_{3b_t} - T_{3a_t}) \quad (3)$$

gdzie:

$m_{f_B}, m_{f_{IT}}$ - masowe natężenie przepływu paliwa w głównej i dodatkowej komorze spalania,

m_I - masowe natężenie przepływu powietrza w przekroju wlotowym do kanału wewnętrznego,

h - wartość opałowa paliwa,

η_B - sprawność cieplna komory spalania,

C_p - ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu,

T - temperatura.

Całkowite masowe natężenie przepływu paliwa w silniku jest wyrażane zależnością:

$$\sum m_f = m_{f_B} + m_{f_{IT}} = (m_I Q_t) / (h(\eta_B + \eta_{IT})) \quad (4)$$

Ciąg silnika jest obliczany jako:

$$F = m_5 c_5 + m_I \alpha c_{5'} - m_I (1 + \alpha) V \quad (5)$$

Ciąg jednostkowy:

$$F_S = \left(\frac{m_5}{m_I} c_5 + \alpha c_{5'} - (1 + \alpha) V \right) / (1 + \alpha) \quad (6)$$

gdzie:

F - ciąg,

F_S – ciąg jednostkowy,

m_5 – masowe natężenie przepływu spalin na wylocie dyszy w kanale wewnętrznym silnika,

c_5, c_5^* – prędkość gazów w przekroju wylotowym dyszy kanału wewnętrznego i zewnętrznego,

α – stopień dwuprzepływowości,

V – prędkość lotu.

Jednostkowe zużycie paliwa jest wyznaczane z zależności:

$$S_f = \sum m_f / F \quad (7)$$

Jednostkowe zużycie paliwa i ciąg jednostkowy są bardzo istotnymi parametrami determinującymi właściwości eksploatacyjne silnika. Szczególnie istotna z punktu widzenia eksploatacji jest niska wartość jednostkowego zużycia paliwa. Wskaźnik ten determinuje koszty związane bezpośrednio z wykonywanymi zadaniami lotniczymi. Niskie jednostkowe zużycie paliwa powoduje, że mniej paliwa potrzeba do realizacji określonego zadania lotniczego, co obniża koszty przelotu, a z drugiej strony, przy określonej masie startowej samolotu zwiększa możliwą masę handlową [13]. Mniejsze zużycie paliwa ma także aspekt ekologiczny, bo powoduje ograniczenie ilości masy produktów spalania emitowanych do otoczenia [8].

4. Określenie podstawowych parametrów konstrukcyjnych silnika dwuprzepływowego z dodatkową komorą spalania

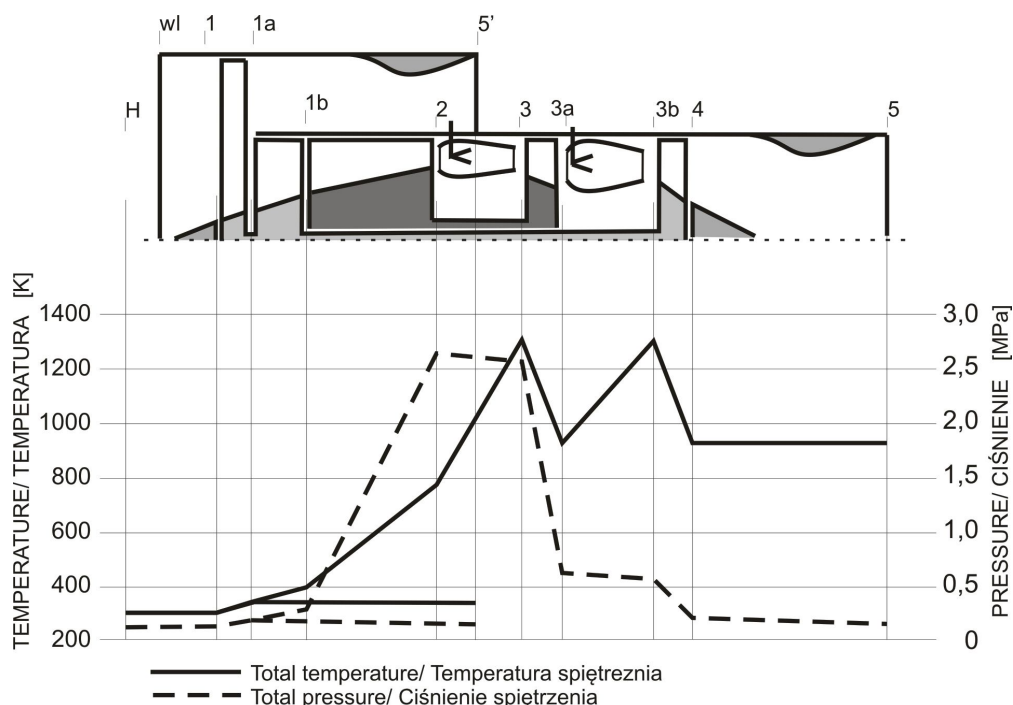
Podczas definiowania podstawowych parametrów konstrukcyjnych silnika wykorzystano dane dla silnika GE90-85B [23]. Silnik ten ma stopień dwuprzepływowości wynoszący 8,1, spręż wentylatora 1,65, spręż sprężarki niskiego ciśnienia 1,141, a całkowity spręż silnika wynosi 40,4.

W pracy [7] wykazano, że obieg silnika dwuprzepływowego z dwiema komorami spalania można zoptymalizować w celu równoczesnego spełnienia kryterium maksimum ciągu jednostkowego i minimum jednostkowego zużycia paliwa. Dlatego w analizowanym silniku z dodatkową komorą spalania przyjęto stopień dwuprzepływowości oraz spręż wentylatora i spręż sprężarki niskiego ciśnienia zgodnie z tym, co zostało podane dla silnika GE90-85B, natomiast wartość sprężu całkowitego wyznaczono poprzez optymalizację obiegu ze względu na kryterium maksimum ciągu jednostkowego i minimum jednostkowego zużycia paliwa.

Na podstawie danych przedstawionych w pozycji [23] przyjęto wartości wskaźników doskonałości procesów wewnętrznych w silniku. Wartości wskaźników do opisu procesów w dodatkowej komorze spalania przyjęto na niższym poziomie niż dla głównej komory spalania, stąd współczynnik start ciśnienia wyniósł 96% (99% dla głównej komory spalania), a sprawność cieplna procesu spalania wyniosła 96,5% (99% dla głównej komory spalania). Takie założenie wynika z faktu, że w dodatkowej komorze spalania będą gorsze warunki dla przebiegu procesu wskutek większej prędkości przepływu, oraz tego, że zamiast powietrza do komory spalania dostarczana jest mieszanina spalin z powietrzem.

W obliczeniach parametrów gazodynamicznych w charakterystycznych przekrojach kontrolnych wykorzystano „0- wymiarowy” model przedstawiony w pracach [6,8,18], który dostosowano do wymogów obliczeń dla silnika z dwiema komorami spalania zgodnie z zależnościami przedstawionymi w rozdziale 3. W celu zwiększenia dokładności obliczeń czynnik roboczy scharakteryzowano jako gaz półdoskonały, którego model zaczerpnięto z pracy [1].

Wartość sprężu całkowitego silnika z dodatkową komorą spalania w wyniku optymalizacji obiegu przyjęto równą 26,36 (silnik GE-90 ma spręż całkowity 40,4), co przy przyjętych wartościach sprężu wirnika niskiego ciśnienia, powoduje, że spręż sprężarki wysokiego ciśnienia wynosi 14.



Rys. 3. Wykres rozkładu temperatury i ciśnienia spiętrzenia w przekrojach kontrolnych silnika

Dla tak dobranych parametrów roboczych silnika rozkład temperatury i ciśnienia spiętrzenia w charakterystycznych przekrojach przedstawiono na rysunku 3. Wyznaczono parametry użytkowe silnika: ciąg i jednostkowe zużycie paliwa. W warunkach startowych na ziemi ciąg jednostkowy silnika wynosi 286,2 Ns/kg, jednostkowe zużycie paliwa 0,344 kg/daN/h, ciąg silnika 386,4 kN, oraz sekundowe zużycie paliwa 3,69 kg/s. Zestawienie wyników podstawowych parametrów silnika z dodatkową komorą spalania z danymi dla silnika GE90-85B przedstawiono w tabeli 1.

Tabela 1. Zestawienie podstawowych parametrów wyznaczonych dla silnika z dwoma komorami spalania z danymi dla silnika GE90-85B [23] dla warunków startowych na ziemi

	Silnik z dwiema komorami spalania	Silnik GE90-85B
Spręż całkowity	26,4	40,4
Masowe natężenie przepływu powietrza [kg/s]	1350	1350
Ciąg [kN]	386,4	375,3
Ciąg jednostkowy [Ns/kg]	286,2	278,1
Jednostkowe zużycie paliwa [kg/daN/h]	0,344	0,285
Sekundowe zużycie paliwa [kg/s]	3,69	2,99

Wyznaczone wartości wskazują, że silnik z dwiema komorami spalania przy porównywalnym ciągu ma wyższe jednostkowe zużycie paliwa. Ten niekorzystny efekt może wynikać z dwóch przyczyn. Po pierwsze przyjęto zbyt niskie wartości wskaźników procesów w dodatkowej komorze spalania, co jak można wnioskować na podstawie wyników badań przedstawionych w pracy [6], w przypadku komór spalania bardzo istotnie wpływa na wzrost jednostkowego zużycia paliwa. Po drugie nie uwzględniono wzrostu sprawności turbin w wyniku wyeliminowania procesów chłodzenia. Kwestie te zostaną poddane analizie w kolejnych pracach badawczych.

4. Charakterystyka eksploatacyjna silnika z dwiema komorami spalania

W środowisku Matlab opracowano model numeryczny silnika do wyznaczania wpływu zmiany warunków otoczenia, wynikających z obszaru eksploatacji silników lotniczych na jego charakterystyki eksploatacyjne. Jako wskaźniki oceniające właściwości eksploatacyjne silnika przyjęto zdefiniowane wcześniej parametry tj. ciąg, ciąg jednostkowy i jednostkowe zużycie paliwa. Zmiany parametrów otoczenia z wysokością uwzględniono zgodnie z modelem atmosfery wzorcowej ISA (International Standard Atmosphere).

Na etapie przygotowywania modelu dla zmiennych warunków lotu założono, że spręż wentylatora i sprężarek oraz rozpręż na turbinach nie ulegają zmianie. Jest to słuszne gdy modeluje się pracę silnika dla stałego punktu charakterystyki wyrażonej parametrami zredukowanymi. Z tego założenia wynika m.in. to, że:

- zredukowane masowe natężenie przepływu powietrza w wentylatorze i sprężarce jest stałe, czyli dla wentylatora spełniony jest warunek:

$$m \frac{\sqrt{T_{Ht}(M_a, H)}}{p_{Ht}(M_a, H)} = m_{obl} \left(\frac{\sqrt{288}}{101325} \right) \quad (8)$$

dla sprężarki wysokiego ciśnienia spełniony jest warunek:

$$m_I \frac{\sqrt{T_{1at}(M_a, H)}}{p_{1at}(M_a, H)} = m_{I_obl} \left(\frac{\sqrt{T_{1at_obl}}}{p_{1at_obl}} \right) \quad (9)$$

- prędkości zredukowane wirników niskiego i wysokiego ciśnienia są stałe czyli:

$$\frac{n_{NC}(M_a, H)}{\sqrt{T_{Ht}(M_a, H)}} = const \quad (10)$$

$$\frac{n_{WC}(M_a, H)}{\sqrt{T_{1bt}(M_a, H)}} = const \quad (11)$$

- sprawności zespołów wirnikowych nie zmieniają się.

Na podstawie przyjętych założeń, strumień masy powietrza wlotowego do silnika w funkcji prędkości i wysokości lotu został wyznaczony z zależności (8), a strumień masy powietrza wlotowego do kanału wewnętrznego silnika został wyznaczony z zależności (9). Równania (10) i (11) wykorzystano do oszacowania prędkości fizycznej wirników, a następnie do wyznaczenia wartości temperatury gazów w przekroju wlotowym turbin wysokiego i niskiego ciśnienia. W tym celu skorzystano z kryterium na stałą zredukowaną prędkość obrotową wirnika turbiny wysokiego ciśnienia:

$$\frac{n_{WC}(M_a, H)}{\sqrt{T_{3t}(M_a, H)}} = const \quad (12)$$

Podobnie dla wirnika turbiny niskiego ciśnienia:

$$\frac{n_{NC}(M_a, H)}{\sqrt{T_{3bt}(M_a, H)}} = const \quad (13)$$

Ponieważ równość fizycznej prędkości obrotowej sprężarki, czy wentylatora i współpracującej z nimi turbiny musi być spełniona, zatem z kombinacji zależności (10) i (13) oraz (11) i (12) otrzymano zależności na temperaturę gazów wylotowych z głównej komory spalania:

$$T_{3t}(M_a, H) = T_{3t_obl} \frac{T_{1bt}(M_a, H)}{T_{1bt_obl}} \quad (14)$$

i temperaturę gazów wylotowych z dodatkowej komory spalania:

$$T_{3bt}(M_a, H) = T_{3bt_obl} \frac{T_{Ht}(M_a, H)}{288} \quad (15)$$

gdzie:

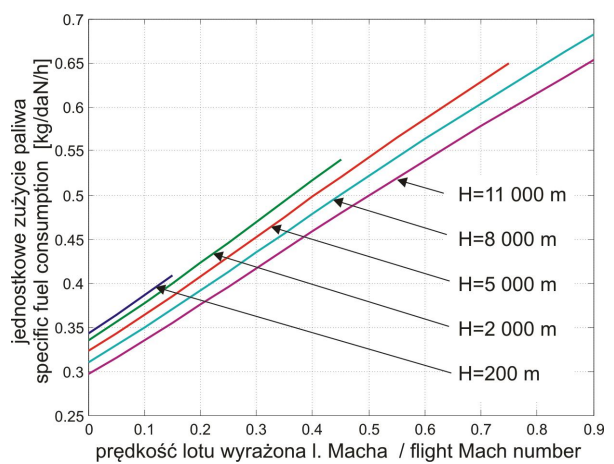
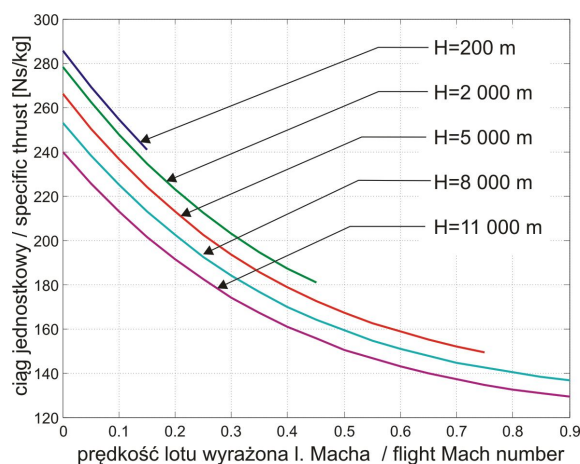
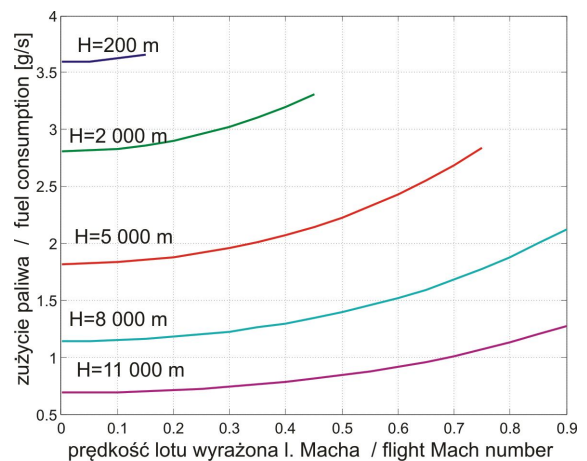
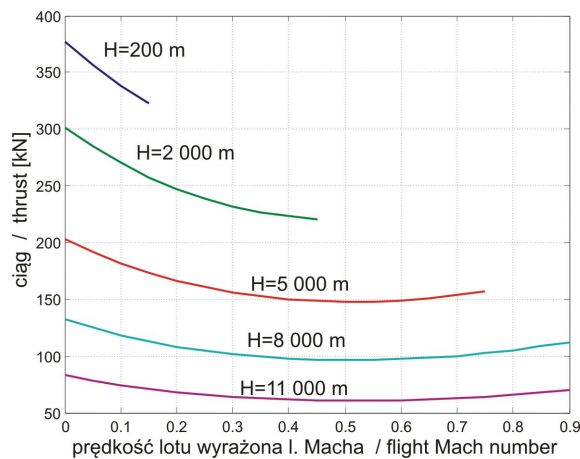
$T_{3t}(M_a, H)$ – temperatura spiętrzenia gazów na wylocie z komory spalania dla różnych prędkości M_a i wysokości lotu H ,

$T_{3bt}(M_a, H)$ – temperatura spiętrzenia gazów na wylocie z dodatkowej komory spalania dla różnych prędkości M_a i wysokości lotu H

T_{3t_obl} – temperatura gazów na wylocie z komory spalania w warunkach obliczeniowych

$T_{Ht}(M_a, H)$ – temperatura spiętrzenia gazów wlotowych do silnika, którą wyznacza się z zależności:

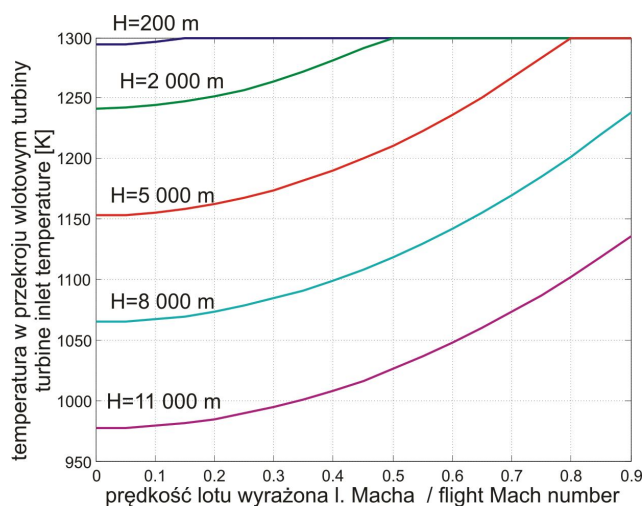
$$T_{Ht}(M_a, H) = T_H(H) \left(1 + \frac{k-1}{2} M_a^2 \right) \quad (16)$$



Rys. 4. Zależność wybranych charakterystyk eksploatacyjnych silnika dwuprzepływowego z dwiema komorami spalania dla różnych prędkości i wysokości lotu (H - wysokość lotu)

W oparciu o przedstawione założenia oraz opracowany model numeryczny wyznaczono charakterystyki prędkościowo-wysokościowe silnika dwuprzepływowego z dwiema komorami spalania. Przebiegi parametrów najbardziej istotnych ze względów użytkowych zostały przedstawione na rysunku 4.

Przedstawione wyniki symulacji pracy silnika zostały przerwane gdy dla zadanej wysokości dalsze zwiększanie prędkości lotu powodowało konieczność przekroczenia maksymalnej dopuszczalnej temperatury gazów przed turbiną. Program sterowania silnikiem powinien zapewnić w dalszym zakresie pracy utrzymanie stałej temperatury, jednak założenia przyjęte na etapie opracowywania modelu nie pozwalają kontynuować wiarygodnych obliczeń dla takich warunków pracy silnika. Charakterystykę temperatury gazów w przekroju wylotowym z głównej komory spalania w funkcji prędkości i wysokości lotu przedstawiono na rysunku 5. Dla dodatkowej komory spalania wykres temperatury w przekroju wylotowym ma taki sam przebieg.



Rys. 5. Zależność temperatury gazów przed turbiną silnika dwuprzepływowego z dwiema komorami spalania dla różnych prędkości i wysokości lotu (H - wysokość lotu)

Na podstawie wyznaczonych wartości ciągu w funkcji prędkości lotu, można stwierdzić, że dla większych wysokości, po osiągnięciu prędkości ok 0,5 Ma, ciąg silnika po początkowym spadku zaczyna wzrastać. Wyróżnia to silnik dwuprzepływowy z dwiema komorami w stosunku do klasycznego silnika dwuprzepływowego, gdzie charakterystyka ciągu w całym przedziale prędkości maleje [18].

Ma to także swoje odzwierciedlenie w charakterystyce jednostkowego zużycia paliwa, która dla typowego silnika dwuprzepływowego o dużym stopniu dwuprzepływowości silnie rośnie przy zbliżaniu się do prędkości równej prędkości dźwięku. W silniku z dwiema komorami, na skutek wzrostu ciągu przy większych prędkościach, jednostkowe zużycie paliwa wzrasta, ale wolniej. Wskazuje, to że charakterystyki silnika dwuprzepływowego z dwiema komorami spalania w warunkach eksploatacji przy większej prędkości lotu powinny być korzystniejsze niż dla klasycznego silnika dwuprzepływowego.

5. Podsumowanie i wnioski

Przedstawiona w pracy analiza wykazała, że silnik z dwiema komorami spalania, może być interesującą propozycją modyfikacji klasycznego silnika dwuprzepływowego do

samolotu komunikacyjnego. Wymaga to wprowadzenie zastosowania dodatkowej komory spalania umieszczonej pomiędzy turbinami wysokiego i niskiego ciśnienia, ale dzięki temu będzie możliwe znaczące obniżenie maksymalnej temperatury gazów przed turbiną wysokiego ciśnienia. W wyniku tego powinno nastąpić zwiększenie wytrzymałości i trwałości elementów konstrukcji silnika pracujących w części gorącej, uproszczenie technologii wytwarzania turbin oraz redukcja NO_x.

Wyniki obliczeń wykazały, że silnik z dwiema komorami spalania dla wytwarzania tego samego ciągu startowego, przy zachowaniu takiego samego przepływu powietrza, ma znacząco mniejszą wartość sprężu całkowitego (mniejszą sprężarkę). Mniejszy spręż powoduje wprowadzenie zwiększenia jednostkowego zużycia paliwa w warunkach startowych, ale w zakresie lotu z dużymi prędkościami, charakterystyki silnika z dwiema komorami spalania są korzystniejsze niż klasycznego silnika dwuprzepływowego. Wskazuje to, że silnik taki może cechować się niższym jednostkowym zużyciem paliwa w warunkach przelotowych z prędkościami zbliżonymi do tych, z jakimi poruszają się współczesne samoloty transportowe.

Literatura

1. Guha A. An efficient generic method for calculating the properties of combustion products. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*. 2001; A3(215): 375-387.
2. Horlock J H, Watson D T, Jones T V. Limitations on Gas Turbine Performance Imposed by Large Turbine Cooling Flow. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2001; 123: 487-494.
3. Huff D L. NASA Glenn's Contributions to Aircraft Engine Noise Research. *Journal of Aerospace Engineering*. 2013; 2(26): 218-250.
4. Jakubowski R. Modeling and analysis of jet engine with cooling turbine. *Journal of KONES Powertrain and Transport*. 2012; 2(19): 235-243.
5. Jakubowski R. Two-Combustor Turbofan engine Performance Analysis. *Journal of KONES Powertrain and Transport*. 2014; 3(21): 141-148.
6. Jakubowski R, Orkisz M. Wpływ zmian procesów przepływowo-ciepłych w silniku turbinowym na jego charakterystyki użytkowe. *Eksploatacja i Niezawodność - Maintenance and Reliability*. 2002; 2(14): 4-25.
7. Jakubowski R, Orkisz M, Wygonik P. Preliminary Analysis of Two Combustors Turbofan Engine. *Journal of KONES Powertrain and Transport*. 2013; 2(20):175-180.
8. Lefebvre A H. *Gas Turbine Combustion* 3th ed. Taylor and Francis Group, 2010.
9. Liew K H, Urip E, Yang S L. Parametric Cycle Analysis of a Turbofan with Interstage Turbine Burner. *Journal of Propulsion and Power*. 2015; (3)21: 546-551.
10. Liew K H, Urip E, Yang S L, Mattingly J D, Marek C J. Performance Cycle Analysis of a Two-spool Separate-exhaust Turbofan with Interstage Turbine Burner. *Journal of Propulsion and Power*. 2006; 2(22): 411-416.
11. Lin T, Lee J, Lwin T. Integrated approach for rotor blade manufacturing cost estimate. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2011; 4(83): 235-244.

12. Liu F, Sirignano W A. Turbojet and Turbofan Engine Performance Increases Through Turbine Burners. *Journal of Propulsion and Power* 2001; 3(17): 695-705.
13. Majka A. Multiple objective optimization of the power unit for a very light jet. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2014; 3(86): 234-241.
14. Merkisz J, Markowski J, Pielecha J. Emission tests of the F100-PW-229 turbine jet engine during pre-flight verification of the F-16 aircraft. *AIR POLLUTION XXI Book Series: WIT Transactions on Ecology and the Environment*. 2013; 174: 219-230.
15. Peitsch D. Propelling the future – the meaning of ACARE VISION 2050 for the future development of propulsion systems for aircraft. *Combustion engines*. 2011; 4(147): 3-13.
16. Sieniawski J. Nickel and titanium alloys in aircraft turbine engines. *Advances in Manufacturing Science and Technology*. 2003; 3(27): 23-33.
17. Sirignano W A, Liu F. Performance Increases for Gas-Turbine Engines Through Combustion Inside the Turbine. *Journal of Propulsion and Power*. 1999; 1(15): 111-118.
18. Walsh P P, Fletcher P. *Gas Turbine Performance* 2nd ed. Blackwell Publishing and ASME, 2004.
19. Witek L. Simulation of crack growth in the compressor blade subjected to resonant vibration using hybrid method. *Engineering Failure Analysis*. 2015; 49: 57–66.
20. Witek L, Orkisz M, Wygonik P, Musili D N, Kowalski T. Fracture analysis of a turbine casing. *Engineering Failure Analysis*. 2010; 3(18) : 914-923.
21. Wygonik P. Engine and multitask airplane integration: criteria of engine parameters selection. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2013; 6(85): 460-466,
22. Wygonik P. Selection criteria of internal parameters of turbofan engine for the type of multi-task aircraft mission. *Combustion Engines*. 2013; 154(3): 483-488.
23. http://web.stanford.edu/~cantwell/AA283_Course_Material/GE90_Engine_Data.pdf