

CRITERIA OF AIRCRAFT ENGINE PARAMETERS EVALUATION FOR MULTI-PURPOSE AIRCRAFT

Piotr Wygonik

Rzeszow University of Technology
Al. Powstanców Warszawy 8, 35-959 Rzeszów, Poland
tel.: +48 17 8651241
e-mail: piowyg@prz.edu.pl

Abstract

At the stage of a power unit selection for a multi-purpose aircraft the problem of mutual relations between the dimension of an aircraft and an engine should be solved. Starting from the motion equation of an aircraft and the theory of similarity the criteria and performance were determined which connect in a geometrical and power way the engine and the aircraft. The analysis of the influence of flight conditions and the parameters of an engine comparative cycle on the geometrical dimensions was conducted. In the paper it was shown that the fundamental flight stage which determines the relations between the geometrical parameters of the aircraft and the engine is the take-off or supersonic flight on the big altitude. Usually the parameters selection of the turbine engine thermal cycle is done on the basis of the internal characteristics of the engine, such as specific thrust and specific fuel usage. In case of the turbofan engine model with the mixer, afterburner, and the aircraft model (with simplified aerodynamic and mass characteristics) the influence of the cycle parameters on the performance and aerodynamic lift/drag ratio, the agreed range and the theoretical range was described. The next problem is to find those thermodynamics parameters (compression ratio, turbine inlet total temperature, bypass ratio) which give minimum of total mass of engine and consumed fuel for different airplane missions γ_{Σ} . For long-lasting mission minimum γ_{Σ} is occurs for compression ratio near his economic value (for specific fuel consumption). For short missions minimum of γ_{Σ} occurs for smaller compression ratio (near 20-30), but greater than for those giving maximum specific thrust. A little change in minimum value of γ_{Σ} gives a big difference in compression ratio. The most important conclusion is that the best thermodynamics parameters from minimum mass criterion are less than for minimum specific fuel consumption.

Keywords: multi-purpose aircraft, turbine engines, airframe and engine integration

KRYTERIA OCENY PARAMETRÓW SILNIKA TURBINOWEGO STANOWIĄCEGO NAPĘD SAMOLOTU WIELOZADANIOWEGO

Streszczenie

Na etapie wyboru zespołu napędowego do samolotu wielozadaniowego należy rozwiązać problem wzajemnych relacji między wymiarami samolotu i silnika. Wychodząc z równań ruchu samolotu i teorii podobieństwa wyznaczono kryteria i wskaźniki wiążące geometrycznie i energetycznie silnik oraz samolot. Przeprowadzono analizę wpływu warunków lotu samolotu i parametrów obiegu porównawczego silnika na wybrane wymiary geometryczne. W pracy wykazano, że zasadniczym stanem lotu determinującym relacje między parametrami geometrycznymi samolotu i silnika jest start samolotu lub przelot naddźwiękowy na dużej wysokości. Zwykle doboru parametrów obiegu cieplnego silnika turbinowego dokonuje się w oparciu o charakterystyki wewnętrzne silnika – ciąg jednostkowy, jednostkowe zużycie paliwa. W oparciu o model silnika dwuprzepływowego, z mieszalnikiem strumieni, dopalaczem oraz model samolotu (przyjęto uproszczone charakterystyki aerodynamiczne i masowe) określono wpływ parametrów obiegu na podstawowe wskaźniki samolotu jak doskonałość aerodynamiczna, zasięg umowny i zasięg teoretyczny. Kolejnym problemem jest określenie parametrów termogazodynamicznych, które pozwalają minimalizować masę silnika i zużytego w trakcie misji samolotu paliwa. W trakcie misji tzw. długich parametr jednostkowej masy względnej silnika γ_{Σ} osiąga minimum dla sprężu całkowitego sprężarki rzędu (20-30), ale większych niż wartości sprężu

optymalnego. Niewielka zmiana w wartości minimum γ_s powoduje znaczną zmianę w wartości sprężu sprężarki. Parametry termogazodynamiczne, które pozwalają minimalizować masę sumaryczną paliwa i silnika są mniejsze niż dla minimum jednostkowego zużycia paliwa i zbliżone do wartości charakterystycznych dla współczesnych silników lotniczych.

Słowa kluczowe: samolot wielozadaniowy, silniki turbinowe, integracja samolotu i silnika

1. Wstęp

Do napędu współczesnych samolotów wielozadaniowych stosuje się dwuprzepływowe turbinowe silniki odrzutowe z mieszalnikiem strumieni i wspólnym dla obu kanałów dopalaczem [4,6,7,8]. Cechą szczególną współcześnie eksploatowanych silników jest wysoka temperatura spalin przed turbiną ($T_3^*=1700-1775$ K), przy stosunkowo niewielkich wartościach sprężu sprężarki ($\pi_s^*=26-32$) oraz małych stopniach dwuprzepływowości „ α ”. Wybór wartości stopnia dwuprzepływowości zależy od typu samolotu, jego przeznaczenia i przede wszystkim udziału fazy lotu pod- i naddźwiękowej do całego czasu trwania lotu. Do grupy samolotów wielozadaniowych zalicza się dzisiaj takie samoloty jak F-14, F-16, Mig 29, JAS 39 Grippen, EF 2000, Mirage 2000. Jedną z cech charakteryzujących samolot wielozadaniowy jest zdolność do wykonywania różnych zadań lotniczych w trakcie jednej misji np. przechwytywanie na dużej wysokości, walka powietrzna na małej wysokości, wsparcie pola walki. W prezentowanej pracy przedstawiono zadanie wyznaczenia optymalnych parametrów termogazodynamicznych silnika dwuprzepływowego, stanowiącego napęd samolotu wielozadaniowego, w celu minimalizacji masy zespołu napędowego i masy paliwa wymaganej do wykonania określonego zadania lotniczego.

2. Model matematyczny samolotu i silnika

W zadaniach optymalizacji stosuje się uproszczone modele obliczeniowe zarówno samolotu jak i silnika. Wymagany stopień uproszczenia określony jest koniecznością zachowania fizycznej i jakościowej zgodności modelu obliczeniowego z obiektem badanym. Jednym ze sposobów stosowanych w celu rozwiązania postawionego zadania jest wykorzystanie w trakcie budowy modelu parametrów w postaci bezwymiarowej. Zadanie budowy modelu matematycznego samolotu i silnika przedstawiono w [2,5,6]. Korzystając z zależności wyprowadzonych w [6,7], związek między parametrami geometrycznymi silnika i samolotu dla różnych warunków lotu uwzględnia się poprzez związek parametrów bezwymiarowych w postaci:

$$S_{ZN} = \frac{a_H}{g} \frac{dMa}{dt} \frac{\Psi}{K_{sil}} + \sin \theta \frac{\Psi}{K_{sil}} \left(1 + \frac{a_H}{g} Ma^2 \frac{da_H}{dH} \right) + \frac{kc_x Ma^2}{2K_{sil}}, \quad (1)$$

gdzie:

względny wymiar zespołu napędowego (ZN):

$$S_{ZN} = \frac{iA_0}{S_{SK}}, \quad (2)$$

bezwymiarowy parametr ciągu silnika

$$\overline{K}_{sil} = \frac{K}{A_0 p_H}, \quad (3)$$

względne obciążenie skrzydła

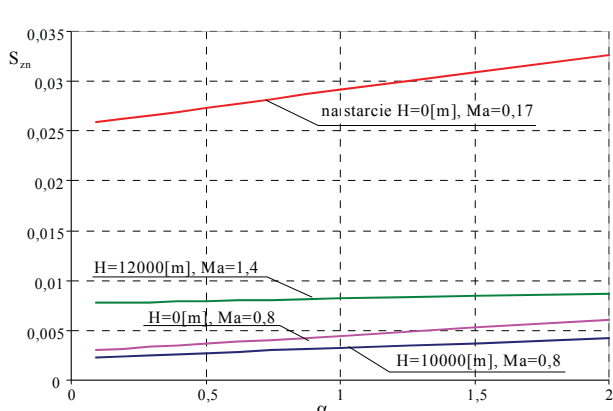
$$\psi = \frac{mg}{S_{SK} p_H}, \quad (4)$$

gdzie:

a_H – prędkość dźwięku na wysokości H; A_0 – pole przekroju na wlocie do wentylatora (sprężarki niskiego ciśnienia); c_x – współczynnik siły oporu aerodynamicznego; i – liczba silników; wykładnik

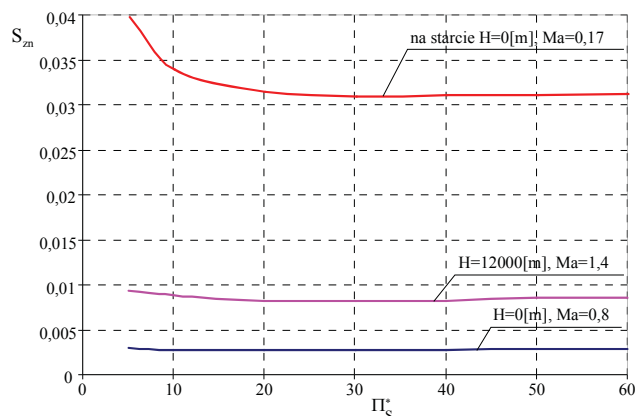
adiabaty dla powietrza; K -ciąg rozporządzalny zespołu napędowego samolotu; m - masa samolotu; Ma - liczba Macha (prędkość względna lotu), S_{SK} - powierzchnia skrzydeł samolotu; p_H - ciśnienie na wysokości H ; g -przyspieszenie ziemskie, θ - kąt wznoszenia (kąt nachylenia do linii horyzontu stycznej do trajektorii lotu [6]).

Dążenie do minimalizacji parametru S_{ZN} wynika z dążenia do uzyskania silnika o najmniejszych (spośród rozwiązań fizycznie, konstrukcyjnie i technologicznie uzasadnionych) rozmiarach gabarytowych i najmniejszej masie. Na rys. 1 przedstawiono wpływ stopnia dwuprzepływowości silnika α na wartość parametru bezwymiarowego S_{ZN} dla wybranych warunków lotu tj. dla startu i ustalonego lotu poziomego z zadaną prędkością i na określonej wysokości. Obliczenia charakterystyk silnika przeprowadzono w oparciu o algorytm obliczeń silnika dwuprzepływowego z mieszalnikiem strumieni i dopalaczem przedstawiony w [6].



Rys. 1. Wpływ stopnia dwuprzepływowości silnika α na bezwymiarowy parametr S_{ZN} dla wybranych warunków lotu ($\pi_s^* = 20, T_3^* = 1775K$)

Fig. 1. The influence of by-pass ratio α on S_{ZN} for the chosen flight conditions ($\pi_s^* = 20, T_3^* = 1775K$)

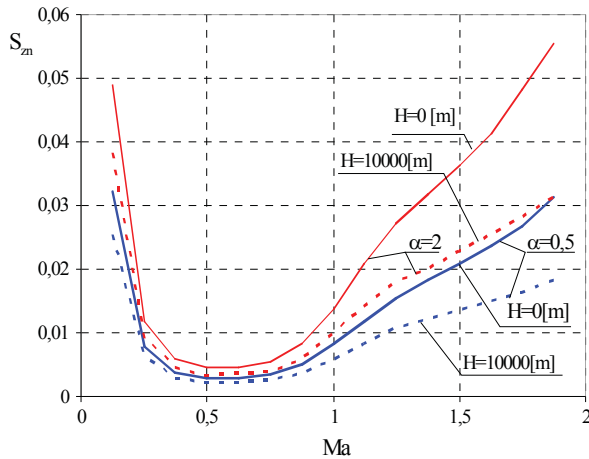


Rys. 2. Wpływ sprężu sprężarki π_s^* na bezwymiarowy parametr S_{ZN} dla wybranych warunków lotu ($\alpha = 0.4, T_3^* = 1775K$)

Fig. 2. Relation of S_{ZN} parameter from the compression of the compressor for different flight conditions ($\alpha = 0.4, T_3^* = 1775K$)

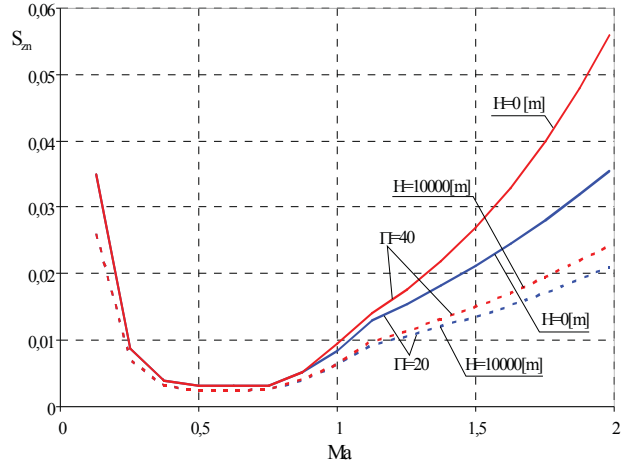
Jak wynika z wykresu przedstawionego na rys. 1, (przy założeniu niezmienniej geometrii samolotu – stała powierzchnia skrzydeł) to warunki startowe determinują geometrię silnika, bowiem uzyskiwane wartości parametru „dopasowania” silnika i samolotu S_{ZN} są w tych warunkach największe. Lot poddźwiękowy zarówno na małej i dużej wysokości nie stanowi kryterium granicznego S_{ZN} , podobnie zresztą jak lot naddźwiękowy na dużej wysokości. Wartości parametru S_{ZN} są dla tych warunków ponad 2.5-krotnie mniejsze niż w warunkach startu. Takie rozwiązanie wynika z faktu prowadzenia obliczeń oparciu o równania, które determinują energetyczne zapotrzebowanie samolotu dla wykonania określonego fragmentu zadania. Dla pokonania oporów ruchu i oporów aerodynamicznych podczas startu, konieczne jest zwiększenie powierzchni wlotowej do silnika, co powoduje wzrost masowego natężenia przepływu powietrza i wzrost stopnia dwuprzepływowości. Na rys. 2 przedstawiono wpływ sprężu sprężarki π_s^* na S_{ZN} również dla wybranych warunków lotu. Również w tym przypadku to warunki startowe decydują o wyborze wartości parametru S_{ZN} . Przy czym, w fazie startu, im większy jest spręż sprężarki tym wartość S_{ZN} zmniejsza się. Wpływ sprężu sprężarki na S_{ZN} jest istotny jedynie w trakcie startu, i to tylko w niewielkim zakresie zmiany sprężu. Przy sprężach π_s^* większych, od 20, (gdy $T_3^* = idem, \alpha = idem$) wpływ sprężu sprężarki na S_{ZN} jest nieznaczny (podobnie jak w trakcie lotu naddźwiękowego i poddźwiękowego). Przy sprężach π_s^* rzędu 20...30 parametr S_{ZN} , obliczony dla warunków startowych jest ponad trzykrotnie większy niż dla lotu poziomego,

naddźwiękowego. Ważne jest również to, że dla spełnienia wymagań lotu naddźwiękowego wartość tego parametru jest większa ponad dwukrotnie niż dla lotu poddźwiękowego.



Rys. 3. Wpływ warunków lotu oraz stopnia dwuprzepływowości silnika α na wartość parametru bezwymiarowego S_{ZN} ($\pi_s^* = 20, T_3^* = 1775K$)

Fig. 3. Influence of flight conditions and by-pass ratio α on S_{ZN} ($\pi_s^* = 20, T_3^* = 1775K$)



Rys.4. Wpływ sprężu silnika π_s^* i warunków lotu na wartość parametru bezwymiarowego S_{ZN} ($\alpha = 0.4, T_3^* = 1775K$)

Fig.4. Influence of the engine compression and flight conditions on S_{ZN} ($\alpha = 0.4, T_3^* = 1775K$)

Na rys. 3, pokazano wpływ warunków lotu H , Ma i stopnia dwuprzepływowości α na wielkość S_{ZN} . Różnice widoczne są szczególnie w obszarze małych wartości prędkości lotu (startu) i w zakresie prędkości naddźwiękowych. Należy zauważyć, że to lot naddźwiękowy na małej wysokości determinuje wybór wartości S_{ZN} . Dla uzupełnienia wyników obliczeń na rys. 4 przedstawiono w formie wykresu wpływ sprężu sprężarki na wartość S_{ZN} dla różnych warunków lotu i stałej wartości α . Determinującymi wybór warunków lotu samolotu jako obliczeniowych są start i lot z dużymi prędkościami na małych wysokościach. Dla dużych wartości stopnia dwuprzepływowości i sprężu silnika wymiarujące są stany lotu z dużymi prędkościami naddźwiękowymi.

3. Kryteria oceny silnika w modelu samolotu i zadania lotniczego

Jednym z podstawowych zadań integracji charakterystyk silnika i samolotu jest ustalenie optymalnej wartości ciągu dla założonych warunków lotu, przy założeniu, że znane są wymiary samolotu (S_{ZN} i ψ). Zadanie to można rozwiązać wykorzystując pojęcie zasięgu umownego L_{um} :

$$L_{um} = \frac{E a_H Ma}{g c_j}, \quad (5)$$

gdzie:

$E = \frac{c_z}{c_x}$ - doskonałość aerodynamiczna samolotu,

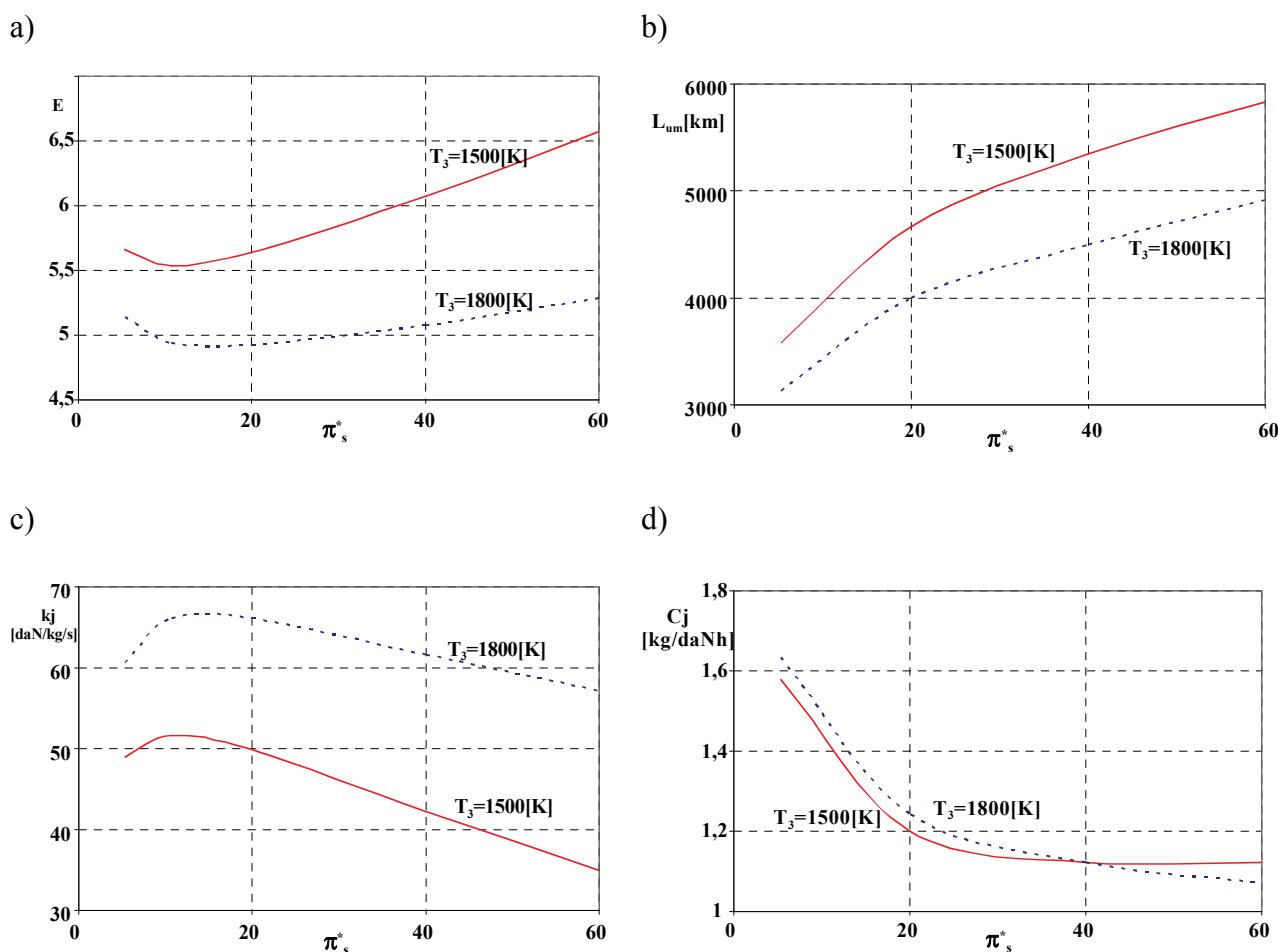
a_H - prędkość dźwięku na wysokości obliczeniowej,

c_j - jednostkowe zużycie paliwa, będące funkcją parametrów obiegu porównawczego silnika

$$c_j = c_j(\pi_s^*, T_3^*, \alpha).$$

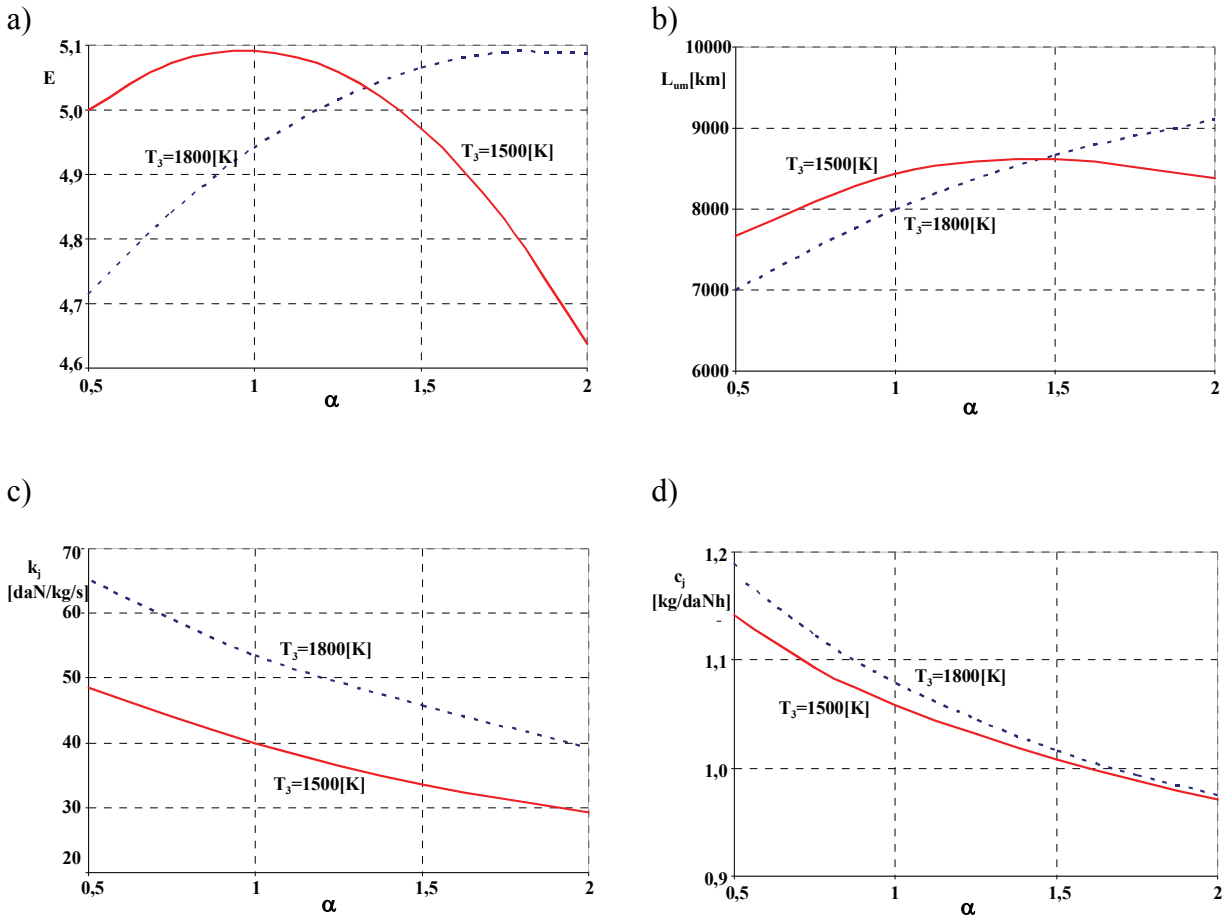
Przyjmując, za [2], że biegunowa samolotu jest symetryczna, oraz wykorzystując zależności wyprowadzone w [7], doskonałość aerodynamiczną obliczyć można z zależności:

$$E = \sqrt{\frac{kMa^2}{2AS_{ZN}K_{sil}} \left(1 - \frac{c_{x0}kMa^2}{2S_{ZN}K_{sil}} \right)}, \quad (6)$$



Rys.5. Wpływ sprężu sprężarki π_s^* ($H=0$, $Ma=0.8$, stopień dwuprzepływowości $\alpha=0.4$) na a) doskonałość aerodynamiczną E , b) zasięg L_{um} , c) ciąg jednostkowy k_j , d) jednostkowe zużycie paliwa c_j dla dwóch wartości T_3^*
 Fig.5. The influence of compression ratio π_s^* ($H=0$, $Ma=0.8$, by-pass ratio $\alpha=0.4$) on a) aerodynamic lift\drag E , b) range L_{um} , c) specific thrust k_j , d) specific fuel usage c_j for two values T_3^*

Na rys. 5 przedstawiono wpływ zmiany sprężu całkowitego sprężarki silnika na doskonałość aerodynamiczną samolotu E i zasięg umowny L_{um} . Dla wartości π_s^* , przy której ciąg jednostkowy osiąga swoje maksimum doskonałość aerodynamiczna osiąga swoje minimum. Wzrostowi sprężu π_s^* towarzyszy wzrost zasięgu umownego, przy czym im wyższa temperatura przed turbiną tym mniejszy zasięg umowny. Wyższa wartość jednostkowego zużycia paliwa przy stałej wartości ciągu jednostkowego powoduje, bowiem zwiększenie masy paliwa dla wykonania przelotu. Na rys.6 przedstawiono wpływ zmiany stopnia dwuprzepływowości α na charakterystyki samolotu. W zakresie lotu poddźwiękowego wzrost α powoduje zarówno wzrost doskonałości E jak i zasięgu umownego L_{um} (nie przedstawiano na rysunku). Na wykresach rys. 6a i 6b zauważalne jest wyraźne maksimum dla doskonałości E i zasięgu umownego L_{um} w trakcie lotu naddźwiękowego, przy czym im niższa wartość temperatury przed turbiną tym maksimum przesuwa się w kierunku mniejszych wartości stopnia dwuprzepływowości.



Rys. 6. Wpływ stopnia dwuprzepływowości α ($H=12000$ [m], $Ma=1.4$, $\pi_s^*=20$) na a) doskonałość aerodynamiczną E , b) zasięg L_{um} , c) ciąg jednostkowy k_j , d) jednostkowe zużycie paliwa c_j , dla dwóch wartości T_3^*

Fig. 6. Influence of by-pass ratio α ($H=12000$ [m], $Ma=1.4$, $\pi_s^*=20$) on a) aerodynamic lift/drag ratio E , b) range L_{um} , c) specific thrust k_j , d) specific fuel consumption c_j , for two values T_3^* .

4. Masowe kryteria optymalizacji zespołu napędowego

Suma mas względnych paliwa i zespołu napędowego stanowi dla samolotów wielozadaniowych ponad 30% masy startowej [8]. Masę zużytego w trakcie lotu paliwa, przy założeniu, że samolot zużył cały zapas paliwa na wykonanie przelotu z określonym ciągiem przelotowym K_p , w czasie t_p , wyznacza się ze wzoru

$$M_{pal} = c_{jp} K_p t_p, \quad (7)$$

gdzie: c_{jp} - jednostkowe zużycie paliwa na zakresie odpowiadającym cięgowi K_p .

Masa zespołu napędowego:

$$M_{ZN} = i_{sil} K_{ZN} M_{sil}, \quad (8)$$

gdzie:

i_{sil} - liczba silników na samolocie,

K_{ZN} - współczynnik, uwzględniający ile razy masa silnika zabudowanego na płatowcu jest większa od masy „suchego”, niezabudowanego silnika,

$M_{sil} = f(\alpha, \pi_s^*, T_3^*, \dot{m}_0)$ - masa silnika jako funkcja parametrów termogazodynamicznych i masowego natężenia powietrza przepływającego przez silnik (\dot{m}_0 wyznaczona w [8]).

Jednostkowa, sumaryczna masa zespołu napędowego i paliwa wyznaczana jest na podstawie zależności:

$$\gamma_{\Sigma} = \left(\gamma_{sil} \frac{K_{H=0}}{K_p} + c_{jp} t_p \right), \quad (9)$$

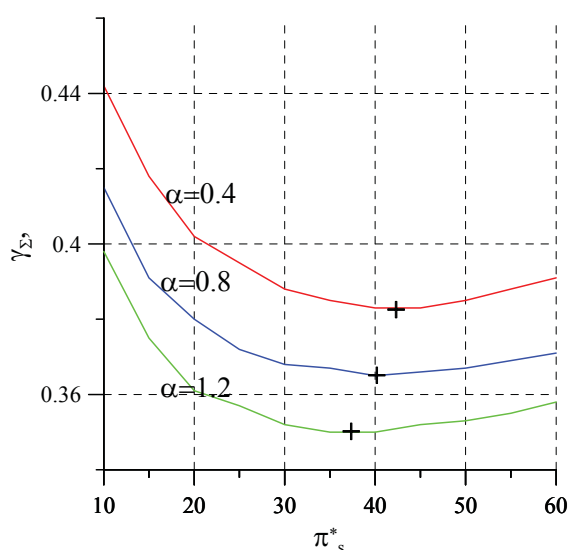
gdzie:

$$\gamma_{sil} = \frac{M_{sil}}{K_{H=0}} \text{ tzw. masa jednostkowa silnika,}$$

$K_{H=0}$ - ciąg w warunkach startowych.

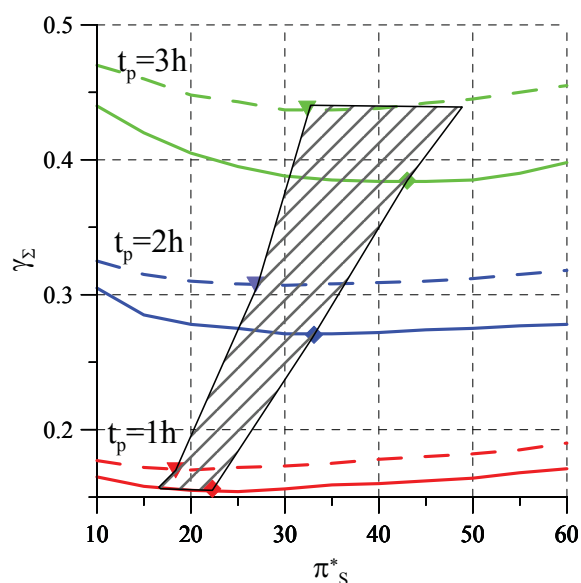
Analiza prowadzona jest dla stałych warunków przelotowych, ciąg przelotowy K_p jest stały (równy ciągowi niezbędnemu samolotu), poszukuje się ekstremum wyrażenia (11).

Na rys. 7 przedstawiono przebieg zależności funkcji γ_{Σ} w zależności od sprężu sprężarki i stopnia dwuprzepływowości. Na rys. 8 pokazano wpływ czasu lotu i sprężu sprężarki na zmianę wartości γ_{Σ} dla lotu poddźwiękowego i naddźwiękowego.



Rys. 7. Zależność γ_{Σ} jako funkcji stopnia podziału strumieni α i sprężu π_s^* dla $T_3^* = 1500[K]$ w warunkach lotu poddźwiękowego ($Ma=0.8$, $h=500[m]$), czasu lotu $t_p=3[h]$. Krzyżykami oznaczono miejsca położenia minimalnych wartości funkcji γ_{Σ}

Fig. 7. Compression π_s^* and bypass ratio α influence on γ_{Σ} for subsonic flight ($Ma=0.8$, $h=500$ m), flight time $t_p=3[h]$. Crosses are for minimum γ_{Σ}



Rys. 8. Zależność γ_{Σ} od sprężu π_s^* dla lotu: poddźwiękowego $Ma=0.8$, $h=500[m]$ – linia ciągła, naddźwiękowego $Ma=1.2$, $h=500$ [m]- linia przerywana i różnych czasów lotu $t_p=1h$ (kolor czerwony), $t_p=2h$ (niebieski), $t_p=3h$ (zielony)

Fig. 8. Compression ratio influence on γ_{Σ} for a) subsonic flight ($Ma=0.8$, $h=500[m]$) (solid lines) and b) for supersonic flight $Ma=1.2$, $h=500[m]$ (dashed lines) and for flight times $t_p=1h$ (red lines), $t_p=2h$ (blue lines), $t_p=3h$ (green lines), $T_3^* = 1500[K]$

Im większy jest α tym dla mniejszej wartości π_s^* funkcja γ_{Σ} osiąga swoje minimum. Na rys. 8 przedstawiono wyniki obliczeń $\gamma_{\Sigma} = f(\pi_s^*)$ dla różnych czasów i warunków lotu. Wartości $\pi_{s,opt}^*$ ($\gamma_{\Sigma MIN}$) w locie naddźwiękowym są mniejsze niż w trakcie lotu z prędkościami poddźwiękowymi. Wynika to z faktu, że w locie naddźwiękowym część pracy sprężania realizowana jest we wlocie. Stąd spręż całkowity silnika jest większy, ale spręż sprężarki zmniejsza się. Minima funkcji $\gamma_{\Sigma MIN}$ dla lotu poddźwiękowego zaznaczono na rys. 9 rombami, a trójkątami – dla lotu naddźwiękowego. Obszar zakreskowany przedstawia zakres zmian sprężu optymalnego sprężarki dla lotu poddźwiękowego i naddźwiękowego dla różnych długości czasu lotu. Im dłuższy czas lotu na danym zakresie tym zakres możliwych do wyboru wartości sprężu

optymalnego sprężarki jest większy. Widoczny jest również wzrost wartości π_{Sopt}^* ($\gamma_{\Sigma MIN}$) wraz ze wzrostem długości lotu na zdanym zakresie lotu. Dla samolotów realizujących krótkotrwałe zadania zarówno na zakresach poddźwiękowych jak i naddźwiękowych zalecane jest budowanie sprężarek o stosunkowo niewielkich wartościach sprężu, rzędu $\pi_s^* = 20..25$. Zwiększanie czasu lotu powoduje konieczność zwiększenia sprężu w celu osiągnięcia lub zbliżenia się do minimalnej wartości γ_{Σ} . Nieznaczna zmiana γ_{Σ} od wartości minimalnej, np. o 1% powoduje stosunkowo dużą zmianę π_s^* w stosunku do wartości π_{Sopt}^* (nawet 20-30%). Minimum funkcji $\gamma_{\Sigma} = f(\alpha)$ występuje przy optymalnej wartości α_{opt} . Jednakże wartość ta przewyższa wartości występujące we współczesnych silnikach dwuprzepływowych, stanowiących napęd samolotów wielozadaniowych. Ze względu na charakter przebiegu funkcji $\gamma_{\Sigma} = f(\pi_s^*, T_3^*, \alpha, Ma, H)$ istnieje szeroki zakres możliwych do wyboru wartości π_s^* .

5. Wnioski

Przeprowadzone obliczenia wykazały istnienie szeregu kryteriów, które mogą być brane pod uwagę w procesie projektowania silnika do samolotu. Nie istnieje jedno uniwersalne kryterium za pomocą, którego możliwe byłoby uzyskanie „najlepszej” w sensie najlepiej dopasowanej do samolotu, konstrukcji. Warunki lotu, czas trwania lotu, w znaczący sposób determinują wybór parametrów termogazodynamicznych opisujących obieg porównawczy silnika turbinowego stanowiącego napęd samolotu wielozadaniowego. Wyniki szczegółowe świadczą o znacznej rozbieżności pomiędzy klasycznymi kryteriami k_j , c_j a tymi związanymi z samolotem: doskonałość E, zasięg umowy L_{um} . Uzyskane wyniki, szczególnie w zakresie minimalizacji względnej masy sumarycznej wskazują, że wartości sprężu całkowitego sprężarki, temperatury przed turbiną i stopnia dwuprzepływowości są dla tego kryterium najbliższe tym, które występują we współcześnie eksploatowanych samolotach wielozadaniowych.

Literatura

- [1] Dzierżanowski, P. i in., *Turbinowe silniki odrzutowe*, Seria Napędy Lotnicze, WKiŁ Warszawa 1993.
- [2] Goraj, Z., *Dynamika i aerodynamika samolotów manewrowych z elementami obliczeń*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2001.
- [3] Guha, A., *Optimisation and design of aero gas turbine engines*, Aeronautical Journal, vol.105, No. 1049. July 2001.
- [4] Herteman, J.P., Goutines, M., *Design principles and methods for military turbojet engines*, RTO-MP-*, AC/323(AVT)TP/9 Design Principles and Methods for Aircraft Gas Turbine Engines, February 1999.
- [5] Muszyński, M., Orkisz, M., *Modelowanie turbinowych silników odrzutowych*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 1997.
- [6] Orkisz, M. (red), *Podstawy doboru turbinowych silników odrzutowych do płatowca*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2002.
- [7] Wygonik, P., *Kryteria doboru parametrów silnika turbinowego do samolotu wielozadaniowego*, Silniki Spalinowe, 4, (127), 2006.
- [8] Wygonik, P., *Masowe kryteria doboru parametrów dwuprzepływowego silnika odrzutowego do samolotu wielozadaniowego, dla wybranych zadań lotniczych*, Silniki Spalinowe, SC1, 2007.

Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2005-2008 jako projekt badawczy.