

# THERMODYNAMICS AND MASS SELECTION CRITERIONS OF LOW BYPASS TURBINE ENGINE PARAMETERS FOR MULTI-PURPOSE AIRCRAFT

Piotr Wygonik

Rzeszów University of Technology  
Department of Airplane and Aircraft Engines  
Pola W. Street 2, 35-959 Rzeszów, Poland  
tel.: +48 17 8651241  
e-mail: piowyg@prz.edu.pl

## Abstract

Parameters of the turbofan engine comparative cycle (turbine inlet temperature, compression of compressors), by-pass ratio, fan compressor, (or low pressure compressor) are the most important engine parameters which determine their characteristics and construction. In order to fulfill the task there is a necessity for searching the optimum parameters for the system. The most important equation that binds airplane and engine characteristics is mass balance equation. The sum of engine mass and fuel mass was called total engine-fuel mass. In the paper specific total engine mass index was introduced ( $\gamma_s$ ). This index is equal to total engine-fuel mass divided by thrust in design point. Impact of the choice of the design point on the total mass index of the engine and the fuel used up was presented for different airplane mission. 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. A very important parameter that plays the part in fuel consumption is airplane flight time. 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, thermal cycle

## TERMODYNAMICZNE I MASOWE KRYTERIA DOBORU PARAMETRÓW DWUPRZEPLYWOWEGO SILNIKA ODRZUTOWEGO DO SAMOLOTU WIELOZADANIOWEGO

### Streszczenie

Parametry obiegu porównawczego dwuprzepływowego turbinowego silnika odrzutowego determinują jego charakterystyki i schemat konstrukcyjny. W pracy przedstawiono problem poszukiwania optymalnych wartości parametrów termogazodynamicznych obiegu porównawczego silnika turbinowego. Do tych parametrów zaliczono: spręż całkowity sprężarki, temperaturę przed turbiną, stopień podziału strumieni. Przedstawiono wpływ wybranych warunków lotu, sprężu sprężarki i temperatury przed turbiną na zmianę ciągu jednostkowego i jednostkowego zużycia paliwa. Jako kryterium optymalizacji wybrano sumaryczną masę silnika i paliwa, wymaganą do wykonania zadania lotniczego. Wykorzystano, zbudowany na potrzeby innych prac, model silnika, który jest funkcją parametrów termogazodynamicznych. Wyprowadzono zależności pozwalające na optymalizację jednostkowej masy sumarycznej (jako kryterium bezwymiarowego). Przeprowadzono szereg obliczeń, których wyniki przedstawiono na wykresach. Wykazano, że na podstawie wybranego kryterium optymalizacji, jakim jest sumaryczna masa silnika i paliwa, można wyznaczyć wartości sprężu sprężarki, dla których wskazane kryteria oceny masy osiągają swoje minimum.

**Słowa kluczowe:** samolot wielozadaniowy, silnik turbinowy, integracja samolotu i zespołu napędowego, obieg cieplny

### 1. Wstęp

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.

Masowe kryteria optymalizacji wynikają z równania bilansu mas samolotu w postaci:

$$M_0 = M_p + M_u + M_{ZN} + M_{pal}, \quad (1)$$

gdzie:

$M_0$  - masa startowa samolotu,

$M_p$  - masa płatowca z uwzględnieniem masy załogi, awioniki, instalacji pokładowych itp.,

$M_u$  - masa ładunku (np. uzbrojenia),

$M_{ZN}$  - masa zespołu napędowego (silniki, agregaty pomocnicze, konstrukcja zabudowy),

$M_{pal}$  - masa paliwa.

Dzieląc prawą stronę równania (1) przez masę startową  $M_0$ , otrzymuje się równanie masy samolotu w postaci bezwymiarowej:

$$1 = \bar{M}_p + \bar{M}_u + \bar{M}_{ZN} + \bar{M}_{pal}. \quad (2)$$

Suma mas względnych paliwa i zespołu napędowego stanowi dla samolotów wielozadaniowych ponad 30% masy startowej. Oznacza to, że doskonałość silnika wpływa na efektywność samolotu (mierzoną zasięgiem, czasem wykonania zadania, udźwigiem). Wprowadzając pojęcie sumarycznej masy zespołu napędowego i paliwa w postaci:

$$\bar{M}_\Sigma = \bar{M}_{ZN} + \bar{M}_{pal}, \quad (3)$$

i podstawiając (3) do (2), równanie bilansu mas samolotu przyjmuje postać:

$$1 = \bar{M}_p + \bar{M}_u + \bar{M}_\Sigma. \quad (4)$$

## 2. Model zużycia paliwa

Zakłada się, dla uproszczenia rozważań, że samolot zużyje cały zapas paliwa na wykonanie przelotu z określonym ciągiem, na zakresie maksymalnym w czasie  $t_p$ . Lot odbywa się na wysokości  $h$ , z prędkością względną wyrażoną liczbą Macha -  $Ma$ .

Masę zużytego w czasie lotu paliwa wyznacza się z zależności:

$$M_{pal} = \dot{m}_{pal_p} t_p, \quad (5)$$

gdzie:

$\dot{m}_{pal_p}$  - masowe natężenie przepływu paliwa w silniku (silnikach).

Jednostkowe zużycie paliwa zdefiniowane jest:

$$c_{jp} = \frac{\dot{m}_{pal_p}}{K_p}, \quad (6)$$

gdzie:

$K_p$  - ciąg maksymalny w zadanych warunkach lotu.

Wyznaczając z (6)  $\dot{m}_{pal_p}$  i podstawiając do (5), wzór na masę zużytego paliwa przyjmuje postać:

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

### 3. Masowy model silnika

Masę silnika wyznacza się ze wzoru:

$$M_{sil} = (M_{WC} + M_{NC} + M_M + M_D) K_R K_N, \quad (8)$$

gdzie:

$K_R$  - współczynnik, uwzględniający wpływ trwałości silnika na jego masę. Przyjmuje się, dla współcześnie eksploatowanych silników, wartość tego parametru z zakresu 1-1,07,

$K_N$  - współczynnik uwzględniający wpływ technologii i zastosowanych materiałów na masę silnika, jego wartość przyjmować można z przedziału 0,98-2.

Masa zespołu wysokiego ciśnienia (z komorą spalania):

$$M_{WC} = B \dot{m}_0^{m_1} \left( \pi_{SWC}^{*0.286} - 1 \right)^{m_2} K_T. \quad (9a)$$

Masa zespołu niskiego ciśnienia:

$$M_{NC} = C (\alpha \dot{m}_0)^{m_3} \left( \pi_W^{*0.286} - 1 \right)^{m_4}. \quad (9b)$$

Masa mieszalnika:

$$M_M = 2,32 \dot{m}_0^{m_5}. \quad (9c)$$

Masa dopalacza:

$$M_D = 2,9 \dot{m}_0, \quad (9d)$$

gdzie:

$\dot{m}_0$  - masowe natężenie przepływu powietrza, na wlocie do silnika w warunkach startowych,  
 $K_T = 1 + 2 \cdot 10^{-4} (T_{3o}^* - 1200)$  - współczynnik, uwzględniający wpływ układu chłodzenia turbin,  
 $B, C, m$  - stałe, zależne od geometrii silnika.

### 4. Wyznaczanie sumarycznej masy zespołu napędowego i paliwa

Podstawiając (7) do (3), wzór na sumaryczną masę zespołu napędowego i paliwa przyjmie postać:

$$M_\Sigma = M_{ZN} + c_{jp} t_p K_p, \quad (10)$$

gdzie:

$$M_{ZN} = i_{sil} K_{ZN} M_{sil}, \quad (10a)$$

$i_{sil}$  - liczba silników na samolocie,

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

Równanie (10) przekształca się do postaci:

$$M_{\Sigma} = K_p \left( \frac{M_{ZN}}{K_p} + c_{jp} t_p \right). \quad (11)$$

Jednym z podstawowych parametrów, charakteryzujących silnik, jest tzw. masa jednostkowa:

$$\gamma_{sil} = \frac{M_{sil}}{K_{H=0}}, \quad (12)$$

gdzie:

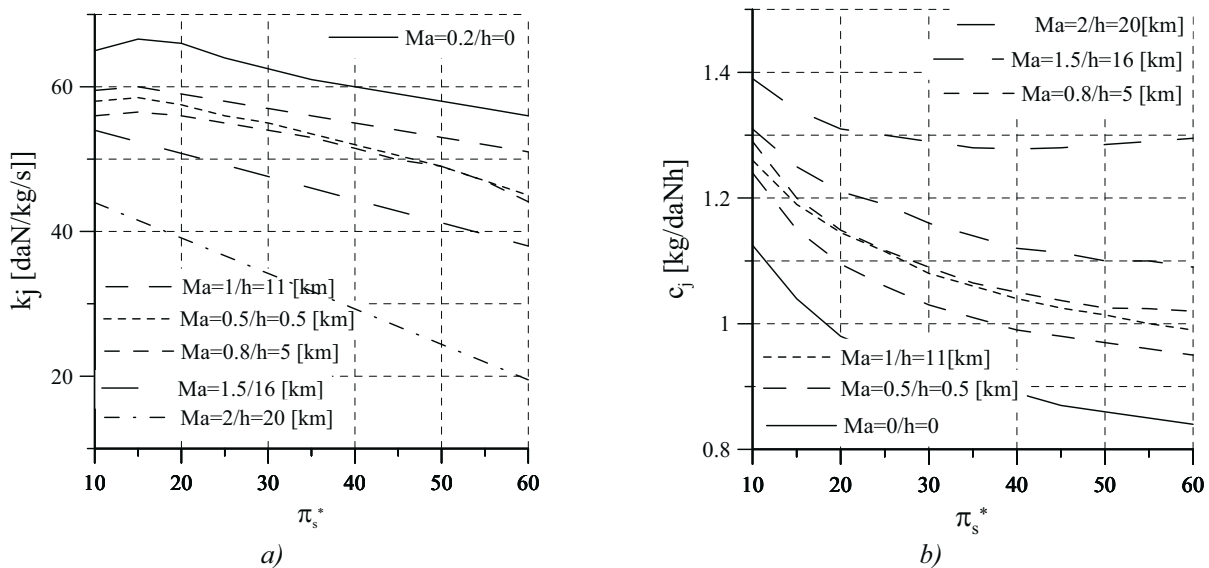
$K_{H=0}$  - ciąż w warunkach startowych.

Przez analogię do (12) wprowadza się jednostkową sumaryczną masę zespołu napędowego i paliwa w postaci:

$$\gamma_{\Sigma} = \left( \gamma_{sil} \frac{K_{H=0}}{K_p} + c_{jp} t_p \right). \quad (13)$$

## 5. Model silnika

Model silnika zbudowano w oparciu o metodykę przedstawioną w [6, 7, 8]. Przeprowadzono obliczenia zależności  $k_j, c_j$  w funkcji  $(\pi_s^*, T_3^*, \alpha)$  w celu znalezienia wartości ekstremów funkcji. Wyniki obliczeń przedstawiono na Rys. 1. Charakterystyczne jest, występowanie ekstremalnych wartości  $k_j$ , przy stosunkowo niewielkich wartościach sprężu całkowitego sprężarki  $\pi_s^*$ .

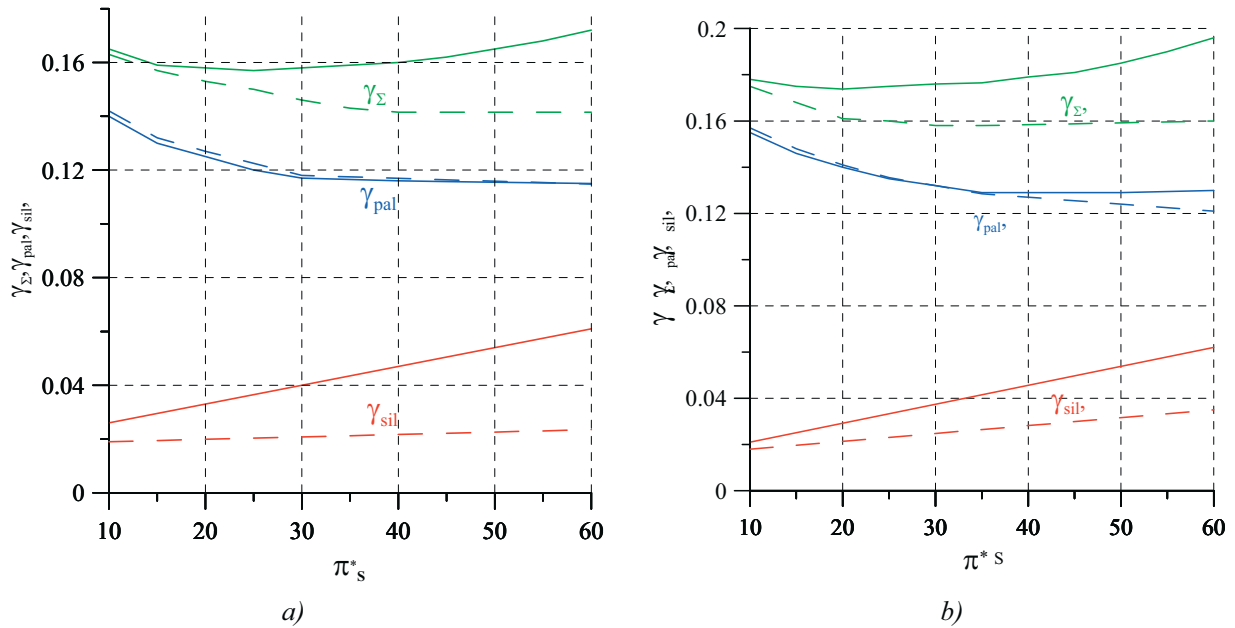


Rys. 1. Zależność a) ciągu jednostkowego  $k_j$  b) jednostkowego zużycia paliwa  $c_j$ , w funkcji  $\pi_s^*$ , dla  $T_3^* = 1500$  [K], i  $\alpha = 0,4$  dla różnych warunków lotu

Fig. 1. Compression ratio  $\pi_s^*$  influence on a) specific thrust, b) specific fuel consumption, for different flight conditions,  $T_3^* = 1500$  [K],  $\alpha = 0,4$

## 6. Wyniki obliczeń

W pierwszej kolejności, przeprowadzono obliczenia wpływu sprężu całkowitego sprężarki  $\pi_s^*$  i temperatury przed turbiną  $T_3^*$  na przebieg  $\gamma_{\Sigma}$ , dla różnych warunków lotu, przy zachowaniu stałej wartości  $\alpha = 0,4$ .



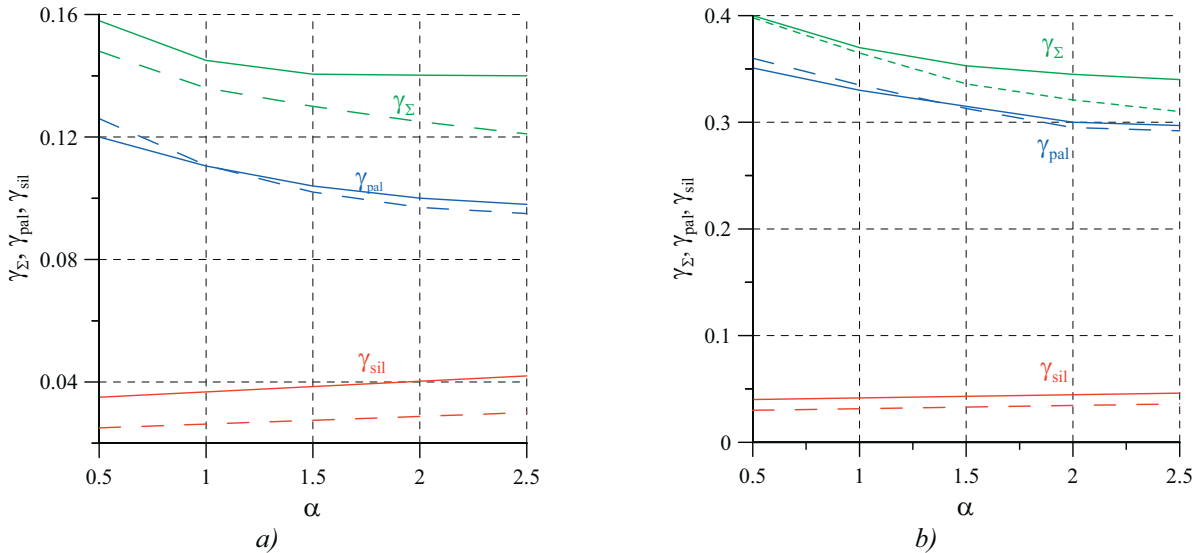
Rys. 2. Zależność  $\gamma_{\Sigma}$ ,  $\gamma_{sil}$ ,  $\gamma_{pal}$  jako funkcji  $\pi_s^*$  dla dwóch wartości temperatury  $T_3^* = 1500[K]$  (linia ciągła) i  $T_3^* = 1800[K]$  (linia przerywana),  $\alpha = 0,4$ ,  $h = 500 [m]$  dla a) lotu poddźwiękowego  $Ma = 0,8$  i b) lotu nadźwiękowego  $Ma = 1,2$ ; czas lotu  $t_p = 1[h]$

Fig. 2. Compression ratio  $\pi_s^*$  influence on specific mass  $\gamma_{\Sigma}$ ,  $\gamma_{sil}$ ,  $\gamma_{pal}$  for  $h = 500[m]$  and a) subsonic flight -  $Ma = 0,8$ , b) supersonic flight -  $Ma = 1,2$ , for two TIT  $T_3^* = 1500[K]$  (solid lines),  $T_3^* = 1800[K]$  (dashed lines)

Przyjęto, że punkt obliczeniowy odpowiada warunkom startowym (ciąg obliczeniowy jest równy startowemu). Wyniki przedstawiono na Rys. 2. Wraz ze wzrostem  $\pi_s^*$  spada  $\gamma_{pal}$  (bo zmniejsza się  $c_j$ ). Wynika to z większego wpływu członu  $\gamma_{pal}$  w równaniu (13) w stosunku do  $\gamma_{sil}$  (mimo, że ten ostatni rośnie wraz ze wzrostem sprężu). Dla dużych wartości temperatury  $T_3^*$  nie stwierdza się istnienia (w przyjętym zakresie zmian sprężu) występowania minimum  $\gamma_{\Sigma}$ . Faktycznie to minimum występuje blisko wartości  $\pi_{Sek}^*$ . Obserwuje się natomiast wyraźne minimum  $\gamma_{\Sigma}$  dla mniejszych wartości  $T_3^*$  (w przykładzie  $1500[K]$ ) i sprężu rzędu  $\pi_s^* \approx 20$ . Im większa prędkość lotu tym minimalna wartość funkcji  $\gamma_{\Sigma}$  co do wartości bezwzględnej jest mniejsza. Natomiast spręż  $\pi_{Sopt}^*$  dla  $\gamma_{\Sigma}$  w całym zakresie zmian sprężu jest wyższy niż dla  $\pi_{Sopt}^*$  ze względu na maksimum  $k_j$ .

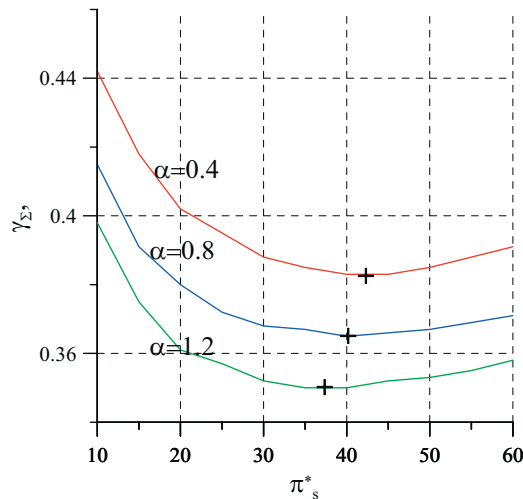
Ważnym parametrem decydującym o przebiegu charakterystyk zewnętrznych silnika jest stopień podziału strumieni  $\alpha$ . Zbadano jak  $\alpha$  i  $T_3^*$  wpływa na parametr  $\gamma_{\Sigma}$ , przy założeniu stałej wartości sprężu sprężarki  $\pi_s^*$ . Wyniki obliczeń przedstawiono na Rys. 3. Przyjęty do obliczeń zakres zmian  $\alpha = 0,4 \dots 2,5$ , został wybrany ze względu na wartości, jakie przyjmuje  $\alpha$  w silnikach współczesnych samolotów wielozadaniowych. Wraz ze wzrostem  $\alpha$  następuje spadek wartości  $\gamma_{\Sigma}$ , ale wyraźnego minimum funkcji nie obserwuje się. Przeprowadzono również obliczenia, mające na celu wyznaczenie wpływu zmiany  $\pi_s^*$  i  $\alpha$  na przebieg  $\gamma_{\Sigma}$ . Wyniki obliczeń przedstawiono na Rys. 4.

Im większy jest  $\alpha$  tym dla mniejszej wartości  $\pi_s^*$  funkcja  $\gamma_{\Sigma}$  osiąga swoje minimum. Na Rys. 5 przedstawiono wyniki obliczeń  $\gamma_{\Sigma} = f(\pi_s^*)$  dla różnych czasów i warunków lotu.



Rys. 3. Zależność  $\gamma_{\Sigma}, \gamma_{sil}, \gamma_{pal}$  w funkcji stopnia podziału strumieni  $\alpha$ , dla dwóch wartości temperatury  $T_3^* = 1500[K]$  (linia ciągła) i  $T_3^* = 1800[K]$  (linia przerywana), dla lotu poddźwiękowego ( $Ma=0,8, h=500[m]$ ), i czasu lotu a)  $t_p=1[h]$  i b) czasu lotu  $t_p=3[h]$ ,  $\pi_s^* = 25$

Fig. 3. Bypass ratio  $\alpha$  influence on specific mass  $\gamma_{\Sigma}, \gamma_{sil}, \gamma_{pal}$  for subsonic flight ( $Ma=0,8, h=500[m]$ , two TIT  $T_3^* = 1500[K]$  (solid lines),  $T_3^* = 1800[K]$  (dashed lines) and flight time a)  $t_p=1[h]$  and b)  $t_p=3[h]$

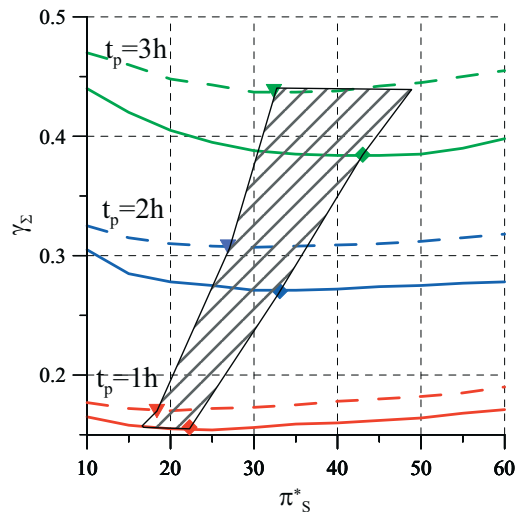


Rys. 4. Zależność  $\gamma_{\Sigma}$  jako funkcji stopnia podziału strumieni  $\alpha$  i sprężu  $\pi_s^*$  dla  $T_3^* = 1500[K]$  w warunkach lotu poddźwiękowego ( $Ma=0,8, h=500[m]$ ), czasu lotu  $t_p=3[h]$ . Krzyżykami oznaczono miejsca położenia minimalnych wartości funkcji  $\gamma_{\Sigma}$

Fig. 4. Compression  $\pi_s^*$  and bypass ratio  $\alpha$  influence on  $\gamma_{\Sigma}$  for subsonic flight ( $Ma=0,8, h=500 m$ ), flight time  $t_p=3[h]$ . Crosses are for minimum  $\gamma_{\Sigma}$

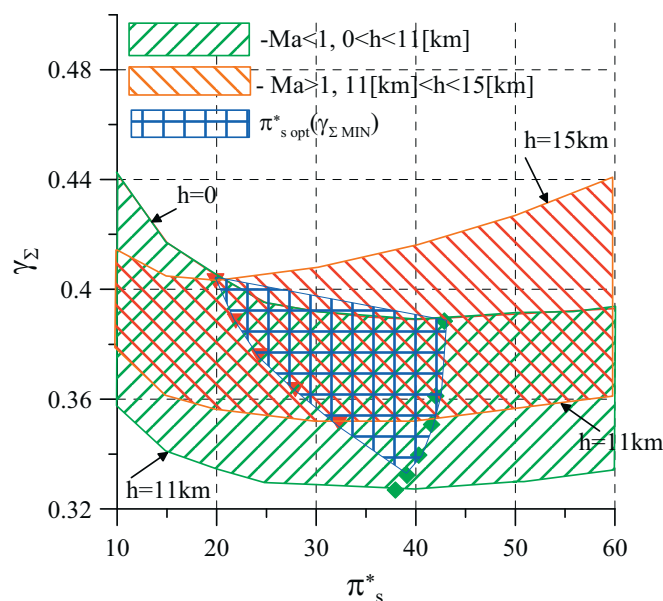
Na podstawie wykresów przedstawionych na Rys. 5, stwierdza się występowanie minimum  $\gamma_{\Sigma}$ , dla określonych wartości  $\pi_{Sopt}^*$ . Wartości  $\pi_{Sopt}^*$  ( $\gamma_{\Sigma MIN}$ ) w locie naddźwiękowym są mniejsze niż w trakcie lotu z prędkościami poddźwiękowymi. Wynika to z faktu, 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. 6 rombami, a trójkątami - dla lotu naddźwiękowego. Obszar zakreskowany przedstawia zakres zmian sprężu optymalnego sprężarki dla lotu poddźwiękowego i naddźwiękowego dla różnych długości lotu. Im dłuższy czas lotu na danym zakresie tym

zakres możliwych do wyboru wartości sprężu optymalnego sprężarki jest większy. Dla samolotów realizujących krótkotrwałe zadania zarówno na zakresach poddźwiękowych jak i naddźwiękowych, zalecane jest budowanie sprężarek o stosunkowo niewielkich wartościach spręży, rzędu  $\pi_s^* = 20...25$ . Misje, które wykonują samoloty wielozadaniowe można w dużym uproszczeniu podzielić na loty naddźwiękowe na dużych wysokościach, loty poddźwiękowe na małych wysokościach. Dla takich misji przeprowadzono obliczenia  $\gamma_\Sigma$ , a ich wyniki przedstawiono w postaci wykresów na Rys. 7.



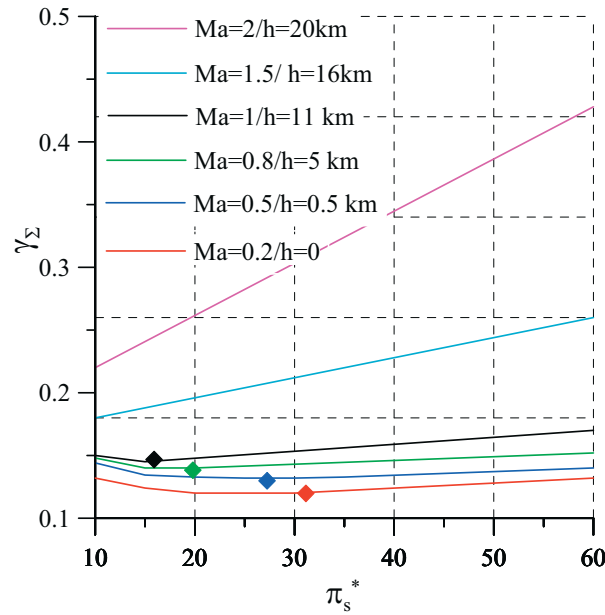
Rys. 5. Zależność  $\gamma_\Sigma$  od sprężu  $\pi_s^*$  dla lotu: poddźwiękowego  $Ma=0.8$ ,  $h=500[m]$  – linia ciągła, naddźwiękowego  $Ma=1.2$ ,  $h=500[m]$ - linia przerywana i różnych czasów lotu  $t_p=1h$  (kolor czerwony),  $t_p=2h$  (niebieski),  $t_p=3h$  (zielony)

Fig. 5. Compression ratio influence on  $\gamma_\Sigma$  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),  $T_3^* = 1500[K]$



Rys. 6. Zależność  $\gamma_\Sigma$  jako funkcji sprężu  $\pi_s^*$  dla  $T_3^* = 1500[K]$  i a) lotu poddźwiękowego  $Ma=0.8$ , na wysokościach  $h \leq 11000[m]$ , i b) lotu naddźwiękowego  $Ma=1.2$ , na wysokościach  $h \geq 11000 [m]$ , czas lotu  $t_p=3[h]$

Fig. 6. Compression ratio  $\pi_s^*$  influence on  $\gamma_\Sigma$  for a) subsonic flight ( $Ma=0.8$ ,  $h \leq 11000[m]$ ), b) supersonic flight ( $Ma=1.2$ ,  $h \geq 11000 [m]$ ); flight time  $t_p=3[h]$



Rys. 7. Zależność  $\gamma_\Sigma$  jako funkcji sprężu  $\pi_s^*$  dla  $T_3^* = 1500[K]$  i wybranych warunków lotu,  $t_p = 1[h]$   
 Fig. 7. Compression ratio  $\pi_s^*$  influence on  $\gamma_\Sigma$  for different flight conditions;  $T_3^* = 1500[K]$ ,  $t_p = 1[h]$

## 8. Wnioski

Ze wzrostem  $\pi_s^*$ , w zakresie wartości, które są fizycznie i konstrukcyjnie uzasadnione, jednostkowe zużycie paliwa  $c_j$  zmniejsza się a masa jednostkowa silnika  $\gamma_{sil}$  wzrasta. Najbardziej znaczący wpływ na wartość  $\gamma_\Sigma$  ma człon „paliwowy” równania (14) tj.  $\gamma_{pal}$ . Odmienne charakter przebiegu funkcji  $\gamma_{pal}$  i  $\gamma_{sil}$  powoduje występowanie minimum funkcji  $\gamma_\Sigma$  wraz ze wzrostem  $\pi_s^*$ . Należy zauważyć, że optymalna wartość sprężu sprężarki  $\pi_{Sopt}^*$  ze względu na minimum  $\gamma_\Sigma$  jest znacznie mniejsza niż  $\pi_{Sek}^*$  (ze względu na minimum  $c_j$ ). Wpływa na to masa silnika. Jeżeli wartość  $\gamma_{pal}$  rośnie, (bo rośnie  $c_{jp}$  albo  $t_p$ ) to wzrasta  $\pi_{Sopt}^*$  ze względu na minimum  $\gamma_\Sigma$ . I odwrotnie, wzrost  $\gamma_{sil}$  (poprzez wzrost wartości parametrów termogazodynamicznych) prowadzi do obniżenia  $\pi_{Sopt}^*$  ze względu na minimum  $\gamma_\Sigma$ . Z przeprowadzonych obliczeń wynika, że krzywe  $\gamma_\Sigma = f(\pi_s^*, T_3^*, \alpha, Ma, h)$ , mają stosunkowo płaski przebieg. Dlatego, nieznaczna zmiana  $\gamma_\Sigma$  od wartości minimalnej, np. o 1% powoduje stosunkowo dużą zmianę  $\pi_s^*$  w stosunku do wartości  $\pi_{Sopt}^*$  (nawet 20-30%). Wskaźnik masy  $\gamma_\Sigma$  również zależy od wartości stopnia podziału strumieni  $\alpha$ . Minimum funkcji  $\gamma_\Sigma = f(\alpha)$  występuje przy optymalnej wartości  $\alpha_{opt}$ . Jednakże wartość ta przewyższa wartości występujące we współczesnych silnikach dwuprzepływowych, stanowiących napęd samolotów wielozadaniowych. Podsumowując należy stwierdzić, że minimalną wartość funkcji  $\gamma_\Sigma$  otrzymuje się poprzez właściwy dobór przede wszystkim sprężu  $\pi_s^*$ . Ze względu na charakter przebiegu funkcji  $\gamma_\Sigma = f(\pi_s^*, T_3^*, \alpha, Ma, H)$  istnieje szeroki zakres możliwych do wyboru wartości  $\pi_s^*$ . Stosowanie funkcji  $\gamma_\Sigma$  jako kryterium wyboru parametrów termogazodynamicznych i „punktu obliczeniowego” dla silnika, rozszerza możliwości optymalizacji silnika.



## **Literatura**

- [1] Dzierżanowski, P., i in. *Turbinowe silniki odrzutowe, Seria Napędy Lotnicze*, WKiŁ, Warszawa 1993.
- [2] Guha, A., *Optimisation and design of aero gas turbine engine*, Aeronautical Journal, Vol.105, No. 1049, July 2001.
- [3] Herteman, J. P., Goutines, M., *Design principles and methods for military turbojet engines RTO-MP, AC/323(AVT)TP/9*, February 1999.
- [4] Kurzke, J., *Gas turbine cycle design methodology a comparison of parameter variation with numerical optimization*, Trans.ASME, Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol.121, January 1999.
- [5] Maslov, W. G., *Tieorija wybora optymalnych paramietrov pri projektirowani awiacionnych GTD*, Masinostroenie, Moskwa 1981.
- [6] Muszyński, M., Orkisz, M., *Modelowanie turbinowych silników odrzutowych*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 1997.
- [7] Orkisz, M., (red): *Podstawy doboru turbinowych silników odrzutowych do płatowca*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2002.
- [8] Wygonik, P., *Kryteria doboru parametrów silnika turbinowego do samolotu wielozadaniowego*, Silniki Spalinowe, 4/2006.

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

