

Charakterystyka prędkościowo-wysokościowa silnika jednoprzepływowego - metoda uproszczona

opracował dr inż Robert Jakubowski

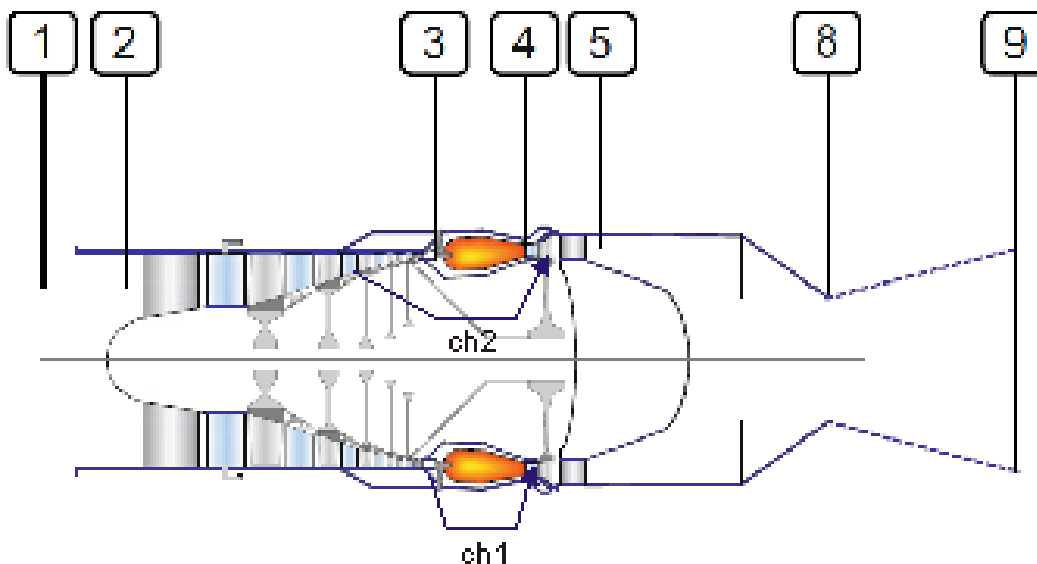
Przedstawiona zostanie metodyka wyznaczania charakterystyki prędkościowo-wysokościowej silnika jednoprzepływowego z wykorzystaniem metody uproszczonej.

Metodyka zostanie przedstawiona w następujący sposób:

- zdefiniowane zostaną warunki obliczeniowe silnika
- charakterystyka będzie wyznaczona z wykorzystaniem dwóch metod:
- metody uproszczonej wykorzystującej zależność na kryterium podobieństwa przepływu
- metoda wyznaczenia wydatku masowego z równania przepływu przez winiec dyszowej turbiny

Wykonane zostaną obliczenia dla silnika jednoprzepływowego z upuszczeniem powietrza ze sprężarki powietrza do chłodzenia turbiny. Powietrze do chłodzenia aparatu dyszowej pierwszego stopnia turbiny pobierane będzie z za sprężarki w ilości 4%, a powietrze do chłodzenia dalszej części turbiny w ilości 2% pobierane będzie ze sprężarki w ok 20% sprężu.

Pozostałe dane silnika dla punktu obliczeniowego przedstawiono poniżej.



Przygotowanie danych do obliczeń dla punktu obliczeniowego (DP)

Wysokość H [m]

$$H_{DP} = 11000$$

Prędkość lotu wyrażona liczbą Mach

$$VM_{DP} = 0.8000$$

Wydatek masowy powietrza w DP [kg/s]

$$m\theta_{DP} = 10$$

Spręż sprężarki

$$P_{is} = 25$$

Temperatura gazów przed turbiną [K]

$$T_{t4_DP} = 1400$$

Wskaźniki procesów w zespołach silnika

Współczynnik strat ciśnienia

$$s_{in} = 0.9700$$

Sprawność sprężarki politropowa

$$e_s = \begin{matrix} 1 \times 2 \\ 0.8800 & 1.0000 \end{matrix}$$

Współczynnik strat ciśnienia w dyfuzorze wlotowym do komory spalania

$$s_{dyf} = 0.9800$$

Współczynnik strat ciśnienia w komorze spalania

$$s_b = 0.9800$$

Sprawność komory spalania

$$e_b = 0.9700$$

Sprawność turbiny (izentropowa)

$$e_t = \begin{matrix} 1 \times 2 \\ 0.8800 & 0 \end{matrix}$$

Sprawność mechaniczna

$$e_m = 0.9900$$

Dysza zbieżno-rozbieżna o współczynnikach strat ciśnienia w całej dyszy i w części do przekroju minimalnego:

$$s_n = \begin{matrix} 1 \times 2 \\ 0.9600 & 0.9700 \end{matrix}$$

Obliczenia silnika dla pojedynczego punktu tzw DESIGN POINT

Wykonane zostaną obliczenia silnika jednoprzepływowego z wykorzystaniem przygotowanego modelu dla powyższych danych. Wyniki będą raktowane jako dane dla tzw. Design Point (DP)

Osiągi silnika w punkcie obliczeniowym (Design Point)

Podstawowe wyniki obliczeń zestawiono w tabeli:

tabela0 = 13x3 table

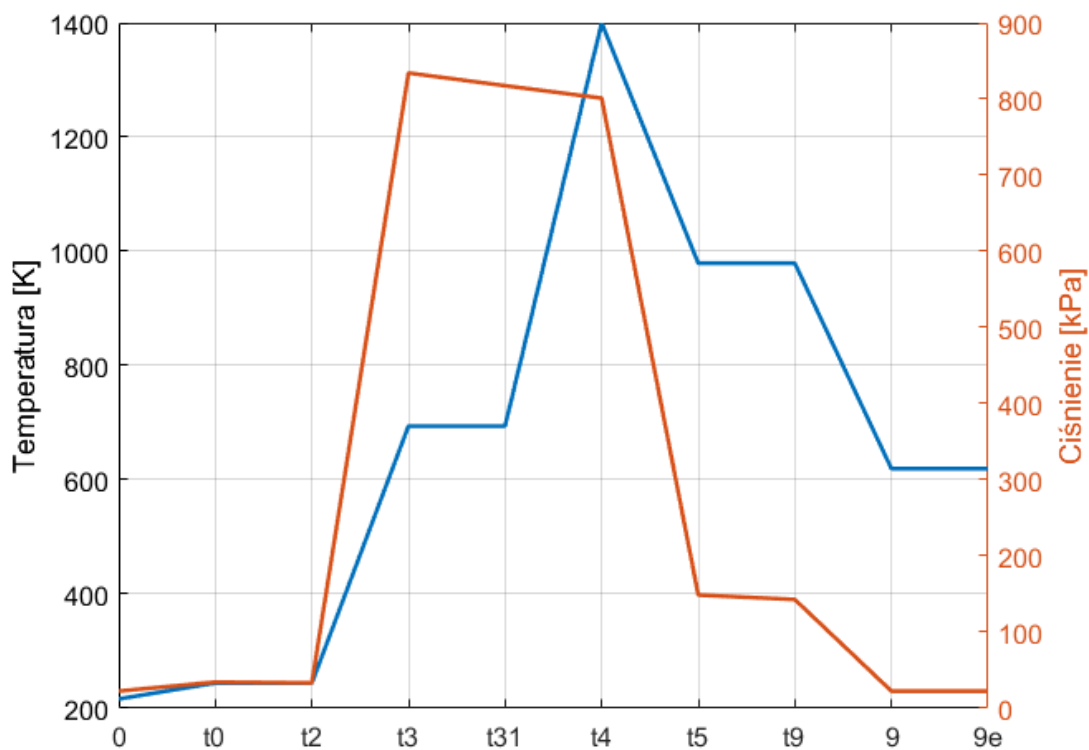
	Parameter	Unit	Design Point
1	'Altitude'	'm'	11000
2	'Mach No'	'.'	0.8000
3	'm0'	'kg/s'	10

	Parameter	Unit	Design Point
4	'Thrust'	'kN'	7.0310
5	'Specific Thrust'	'N*s/kg'	703.0995
6	'fuel consumption'	'kg/s'	0.1909
7	'Specific fuel...'	'kg/N/h'	0.0977
8	'therm. effici...'	'-'	0.4931
9	'prop. efficiency'	'-'	0.4098
10	'overall effic...'	'-'	0.2020
11	'A_WDT'	'm^2'	0.0118
12	'A9_min'	'm^2'	0.0559
13	'A9'	'm^2'	0.0881

Dane dotyczące parametrów strumienia w przekrojach silnika zestawieni w tabeli i na wykresie

tabela1 = 10x3 table

	section	Temp. [K]	Pressure [kPa]
1	'0'	216.4	2.257e+04
2	't0'	244.1	3.44e+04
3	't2'	244.1	3.337e+04
4	't3'	694.1	8.342e+05
5	't31'	694.1	8.175e+05
6	't4'	1400	8.012e+05
7	't5'	979.3	1.488e+05
8	't9'	979.3	1.428e+05
9	'9'	619.6	2.257e+04
10	'9e'	619.6	2.257e+04



Wartości parametrów w punkcie obliczeniowym stanowiąc będą odniesienie do wyników obliczeń parametrów i osiągow silnika dla różnych prędkości i wysokości lotu

OBLICZENIA CHARAKTERYSTYK WYSOKOŚCIOWYCH I PRĘDKOŚCIOWYCH SILNIKA

Założenia do obliczeń:

- Stała wartość sprężu sprężarki
- Stała wartość wydatku zredukowanego w sprężarce
- Stały stopień podgrzania w silniku, który wynika z zapewnienia stałego punktu pracy na charakterystyce sprężarki

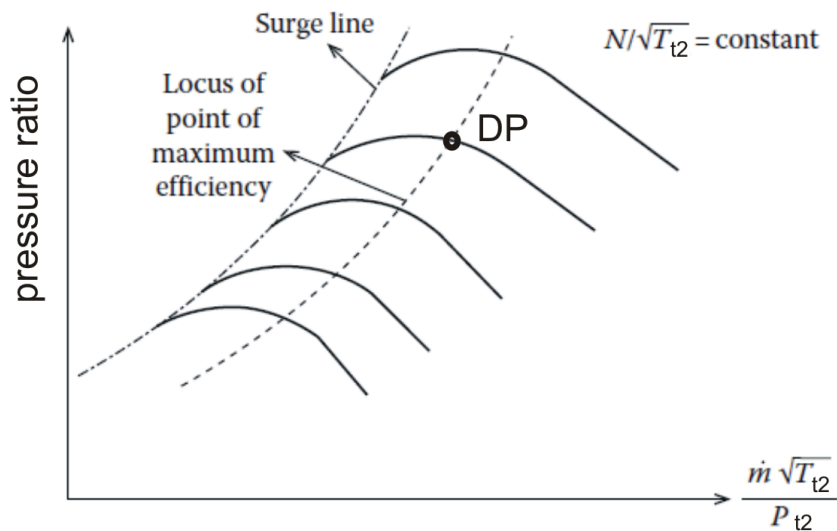
Stała temperatura gazów przed turbiną dla różnych prędkości i wysokości lotu jest wyrażona zależnością:

$$T_{t4}(M_0, H) = \frac{T_{t4 DP}}{T_{t0 DP}} * T_{t0}(M_0, H)$$

Wydatek masowy powietrza w silniku z zależności stałego wydatku zredukowanego jest wyrażony zależnością

$$m_0(M_0, H) = m_{0 DP} \sqrt{\frac{T_{t2 DP}}{T_{t2}(M_0, H)}} * \frac{P_{t2}(M_0, H)}{P_{t2 DP}}$$

Przyjęte założenie wynika z przyjęcia stałego punktu pracy na charakterystyce sprężarki:

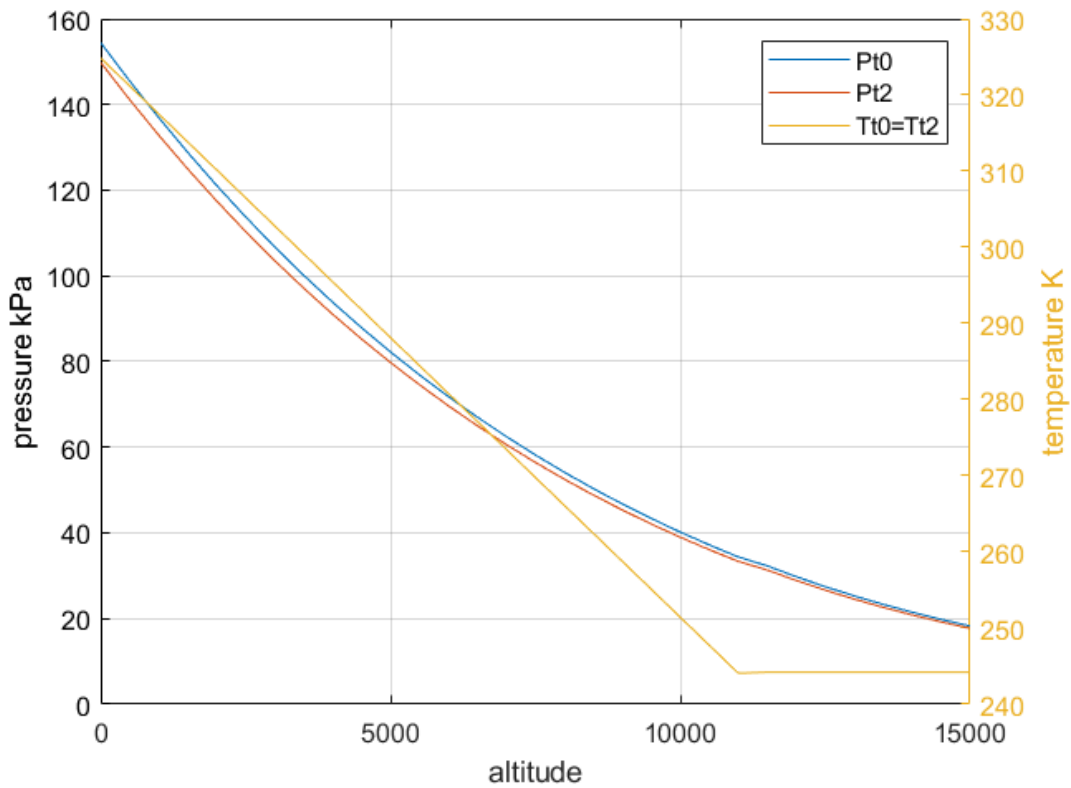


CHARAKTERYSTYKA WYSOKOŚCIOWA SILNIKA

Obliczenia wykonane zostaną dla przedziału wysokości od 0 do 15000 m początkowo dla tej samej prędkości lotu, co obliczeniowa

Obliczenia zostaną wykonane z założeniem, że charakterystyki zespołów są takie jak dla punktu obliczeniowego.

Wykorzystując moduł **otoczenie** zostaną wyznaczone wartości ciśnienia i temperatury spiętrzenia dla przyjętych parametrów lotu. Temperatura spiętrzenia na wejściu do spreżarki się nie zmieni, zaś ciśnienie zmaleje o straty ciśnienia we wlocie. Wyniki przedstawiono na wykresie:

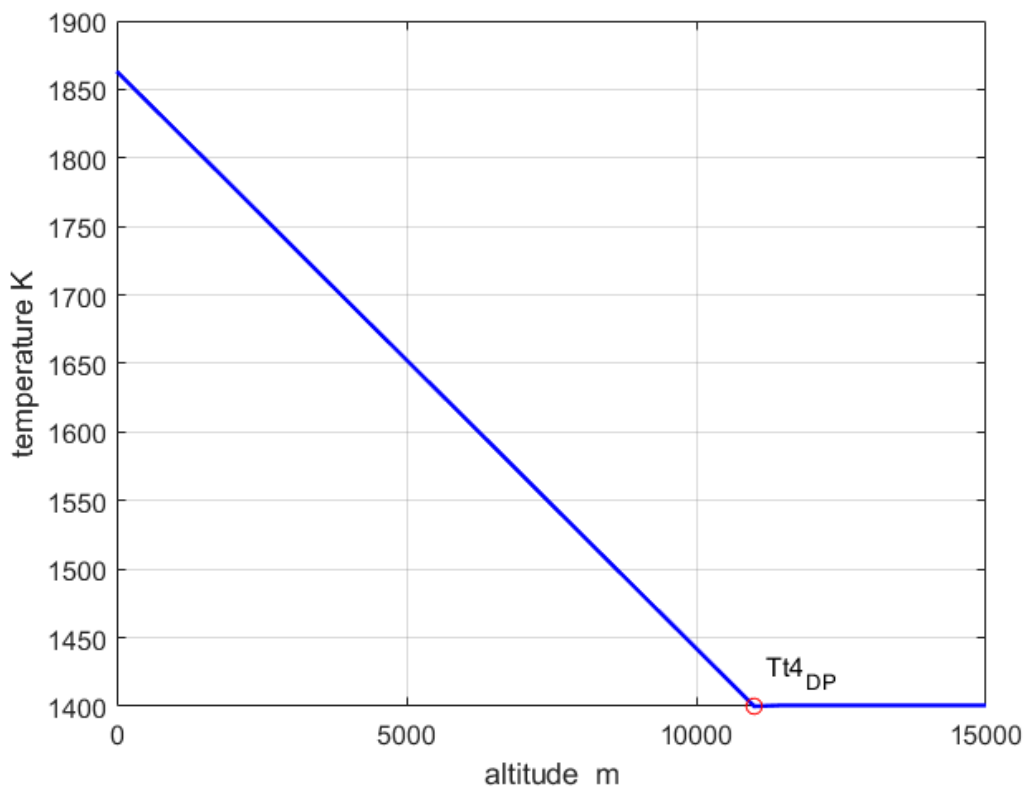
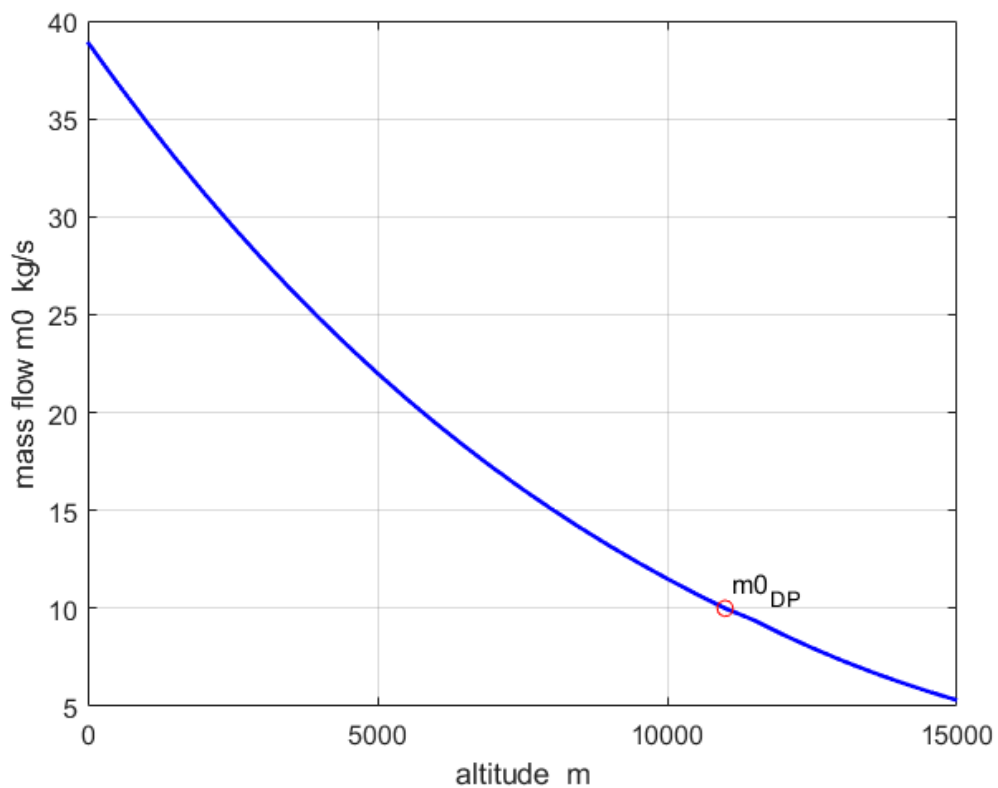


Wyniki pokazują, że ciśnienie całkowite na wlocie i na wejściu do sprężarki maleje z wysokością w całym analizowanym zakresie, zaś temperatura spiętrzenia we wlocie obniża się do 11 km, a potem jest na stałym poziomie. Wpływ tego na zmianę wydatku masowego w silniku i temperatury gazów przed turbiną wyznaczonych z zależności:

$$m_0(M_0, H) = m_{0\text{ DP}} \sqrt{\frac{T_{t2\text{ DP}}}{T_{t2}(M_0, H)}} * \frac{P_{t2}(M_0, H)}{P_{t2\text{ DP}}}$$

$$T_{t4}(M_0, H) = \frac{T_{t4\text{ DP}}}{T_{t0\text{ DP}}} * T_{t0}(M_0, H)$$

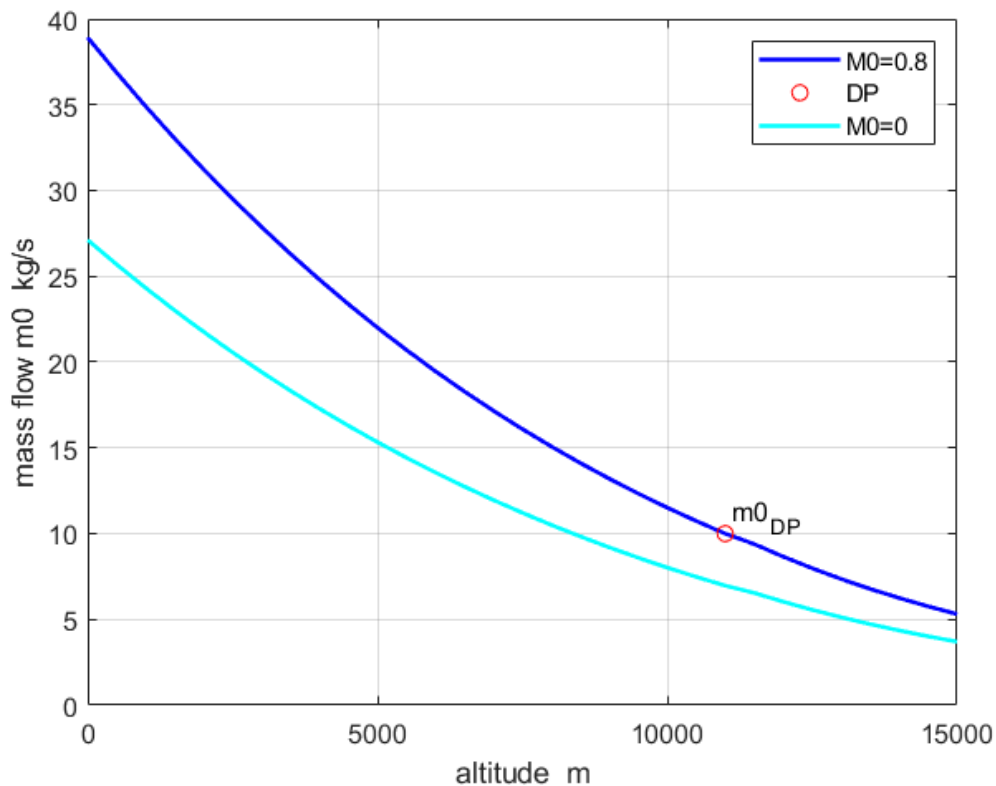
przedstawiono na poniższych wykresach.

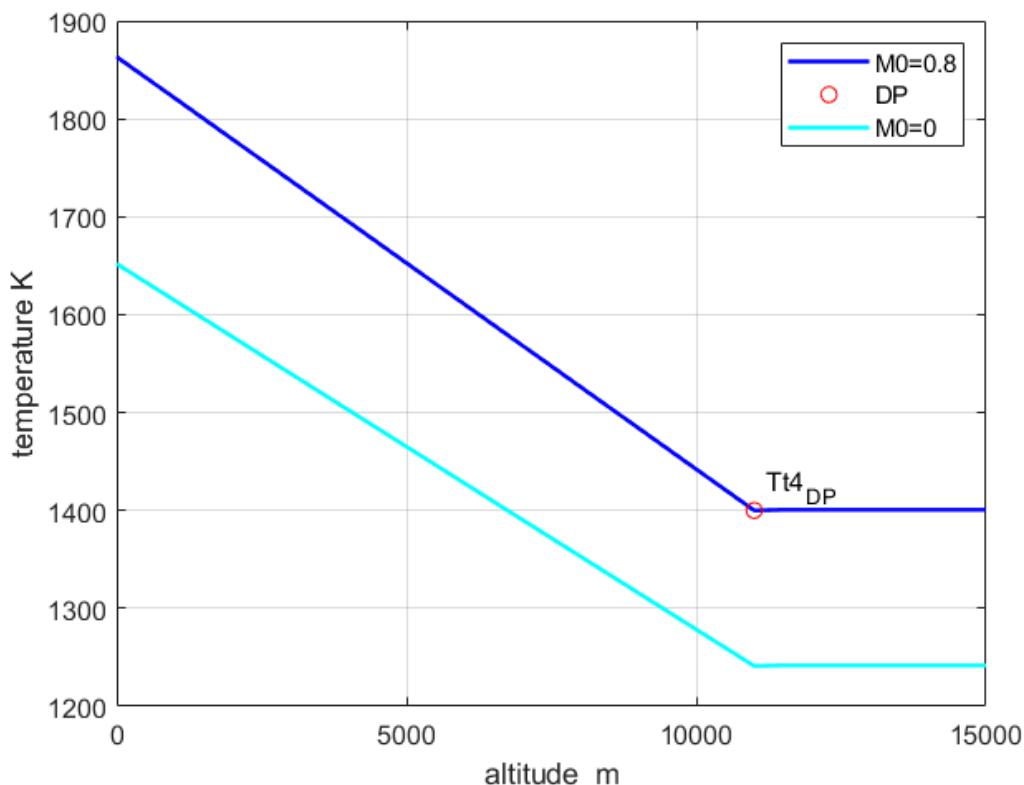


Pokazane charakterystyki pokazują, że ze względu na to, że punkt obliczeniowy został wybrany na wysokości 11 km, to ze zmniejszeniem wysokości temperatura gazów przed turbiną i wydatek masowy wzrasta. Biorąc

pod uwagę temperaturę gazów przed turbiną należy zauważyć, że dla zadanej prędkości lotu wartość jej na wysokości 0 osiąga prawie 1900 K, co we współczesnych silnikach nie jest dopuszczalne, ze względu na wytrzymałość elementów turbiny. Pokazuje to, że lot zadaną prędkością na wysokości 0 przy zachwaniu nastaw dla obliczeniowego punktu pracy - prędkości obrotowej zredukowanej i wydatku obliczeniowego zredukowanego oraz sprężu sprężarki nie jest możliwe.

Przeliczmy charakterystykę wydatku i temperatury gazów przed turbiną dla prędkości wynoszącej 0. Wyniki obliczeń zostaną dodane od wykresów.





Otrzymane wyniki dla prędkości $M_0=0$ pokazuje, że krzywe wydatku masowego i także temperatury gazów przed turbiną przebiegają niżej niż dla prędkości $M_0=0.8$. Pokazuje to, że na wysokości 0 i przy prędkości lotu 0 temperatura gazów przed turbiną będzie dużo poniżej 1700K, a wydatek masowy powietrza będzie wtedy wynosił ok 26 zamiast prawie 40 kg/s.

Przedstawione wyniki pokazują, że dla niższych wysokości należy spodziewać się wyższych wartości temperatury gazów przed turbiną i zdecydowanie wyższego wydatku masowego przepływu, niż na dużych wysokościach.

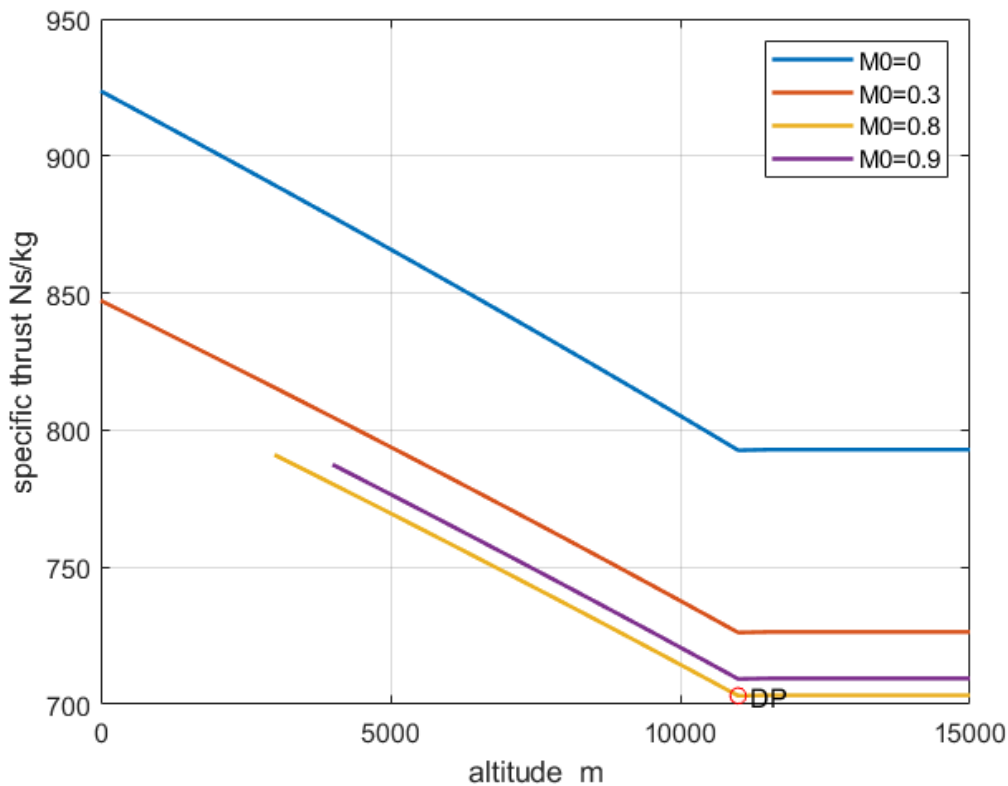
W obliczeniach silnika przy przedstawionej metodzie należy ustalić limit na maksymalną wartość temperatury gazów przed turbiną. W rozpatrywanym przypadku może to być temperatura 1750 K, co będzie powodować, że na wysokości 0 silnik nie może realizować lotu z ustalonymi parametrami pracy silnika przy większej prędkości. Prędkość $M_0=0.8$ dla zadanych warunków możliwa będzie od wysokości ok 2500m

Obliczenia osiągnięć silnika w funkcji wysokości

Wykonane zostaną obliczenia dla wysokości w zakresie 0-15 km dla prędkości $Ma=0, 0.3, 0.8, 0.9$

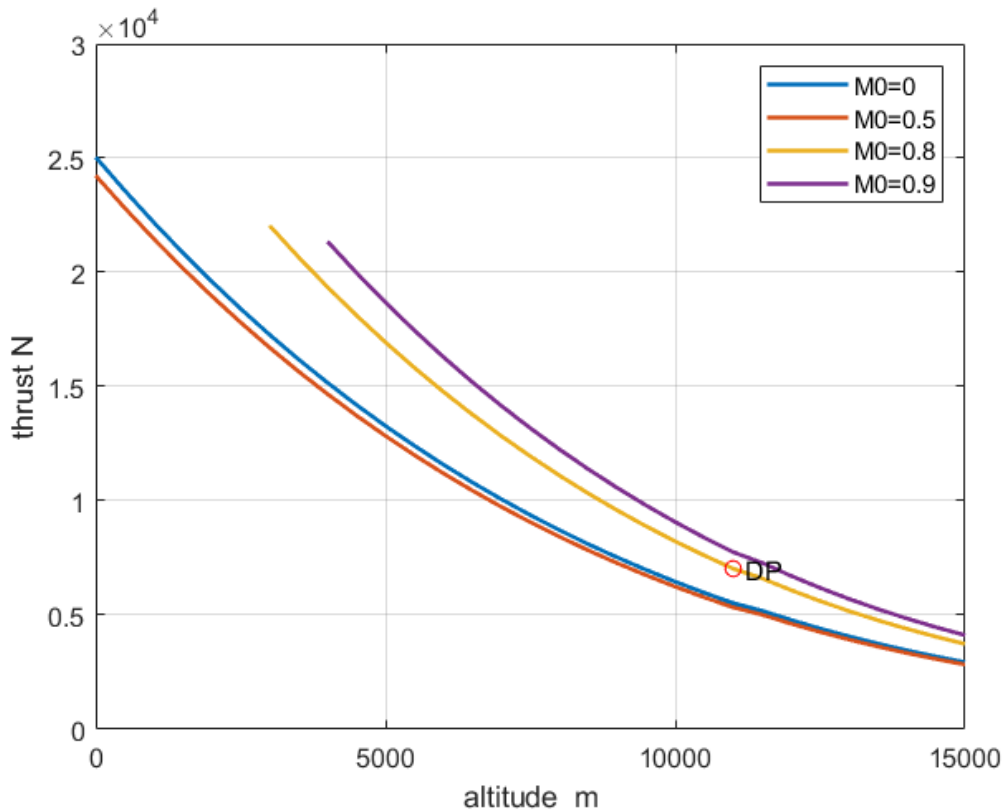
Wyniki zostaną przedstawione na wykresach

Zależność ciągu jednostkowego od wysokości dla różnych prędkości lotu



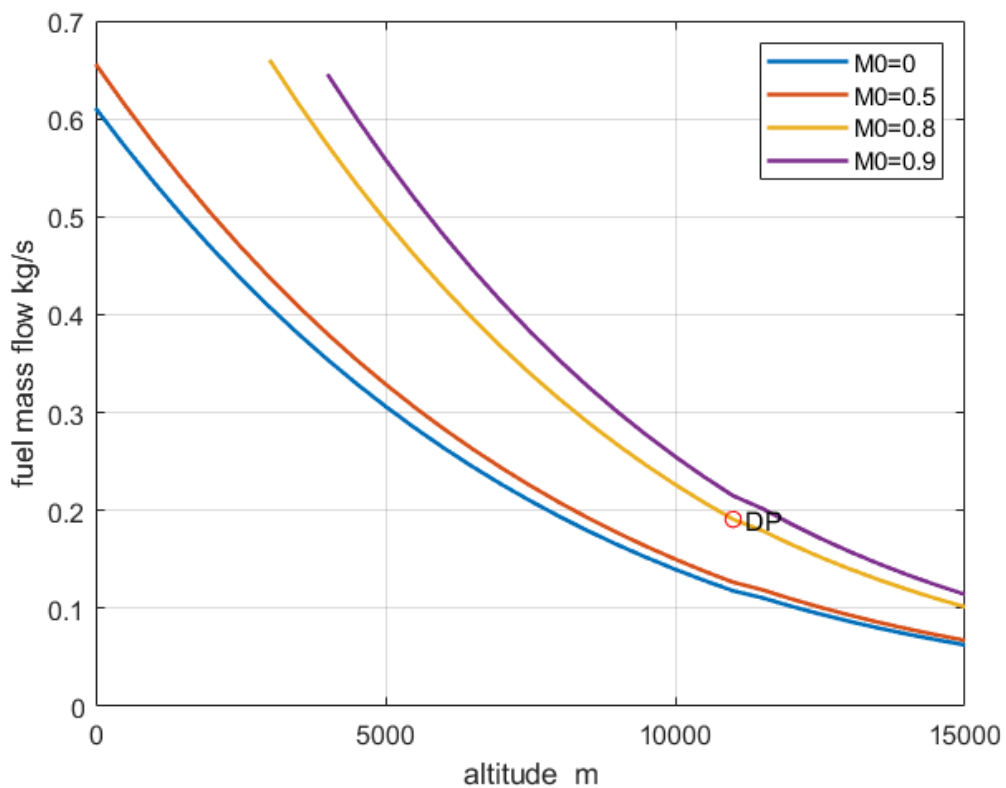
Ze wzrostem wysokości ciąż jednostkowy (ST) maleje do wysokości 11 km, później ustala się na stałym poziomie. Dla analizowanych czterech prędkości lotu największy ciąg jednostkowy wyznaczono dla prędkości lotu 0, Dla prędkości 0,5 Ma przebieg charakterystyki jest znacznie niżej położony. Dla wyższych prędkości charakterystyki skracają się (zaczynają się od wyższej wysokości), co pokazuje, że dla tych prędkości lotu przekroczone zostaje wartość przyjęta dopuszczalna wartość temperatury gazów przed turbiną, stąd ograniczenie charakterystyki. To, że linia dla prędkości $M_0=0.9$ jest powyżej linii $M_0=0.8$ jest wyjaśnione na podstawie [charakterystyk prędkościowych](#).

Zależność ciągu od wysokości dla różnych prędkości lotu



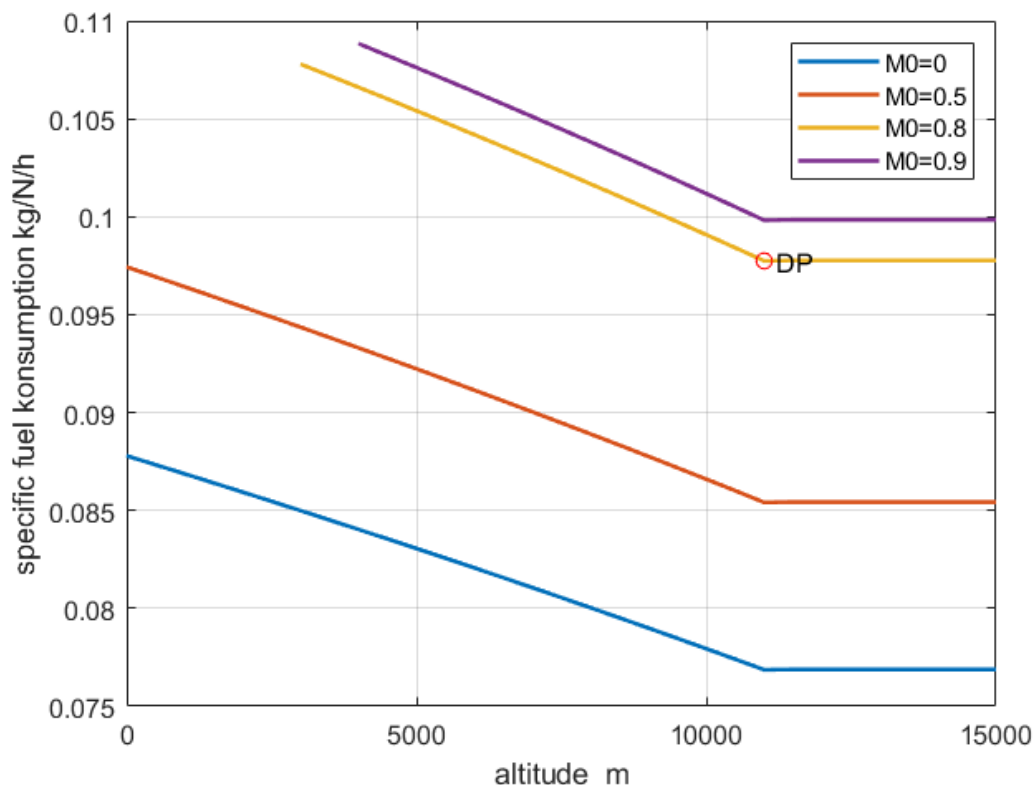
Ze wzrostem wysokości ciąg silnika (T) maleje w tym także poniżej 11 km. Wzajemne rozmieszczenie charakterystyk ciągu dla różnych prędkości jest nieco inne niż ciągu jednostkowego. W tym wypadku większe prędkości zapewnią wyższy ciąg niż dla mniejszych prędkości lotu. Jest to efektem zwiększonego wydatku przepływu w silniku przy większej prędkości lotu, co istotnie wpływa na zwiększenie ciągu ($T = m_0 * ST$). Dokładny przebieg zależności ciągu od prędkości lotu zawarto w dalszej części pracy.

Zależność zużycia paliwa od wysokości dla różnych prędkości lotu



Zużycie paliwa jest tym większe im niższa jest wysokość oraz większa prędkość lotu. W dużej mierze wpływa na to zwiększony wydatek powietrza przepływającego przez silnik.

Zależność jednostkowego zużycia paliwa od wysokości dla różnych prędkości lotu



Jednostkowe zużycie paliwa maleje z wysokością do 11km, a później utrzymuje się na stałym poziomie. Porównanie charakterystyk dla różnych prędkości lotu pokazuje, że ze wzrostem prędkości jednostkowe zużycie paliwa jest większe, co wiąże się z tym, że dla większej prędkości przyrasta spręż dynamiczny i temperatura na wejściu do silnika. Temperatura na wejściu do turbiny wyliczona na podstawie relacji

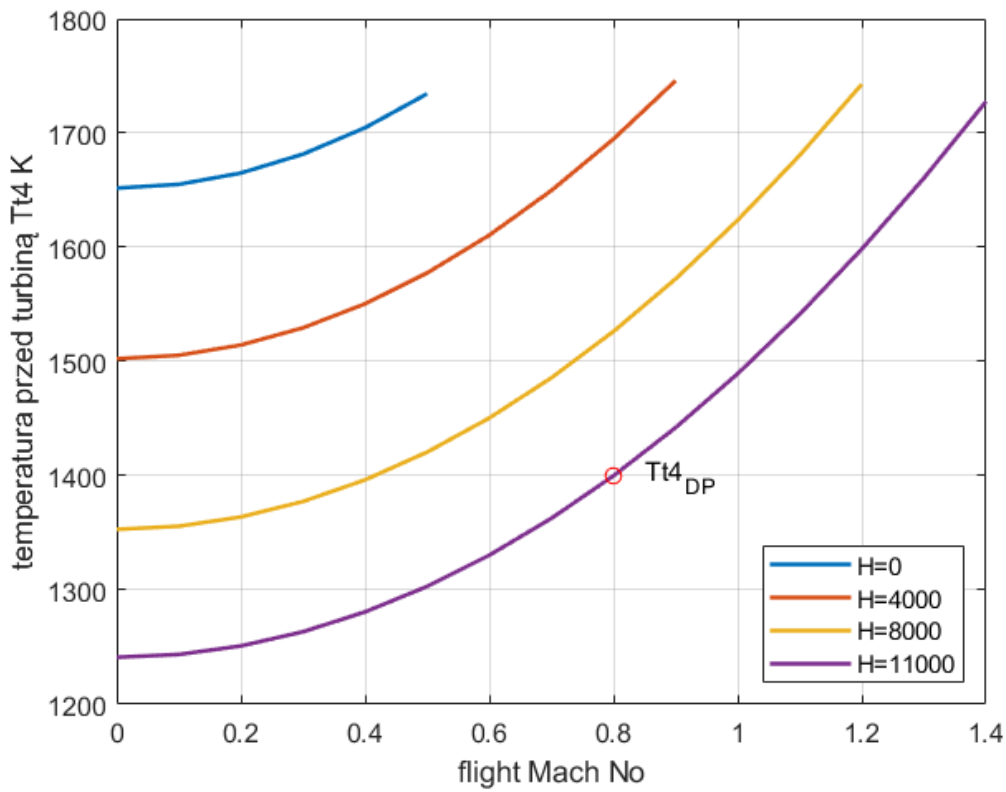
$T_{t4}(M_0, H) = \frac{T_{t4 DP}}{T_{t0 DP}} * T_{t0}(M_0, H)$ przyrasta szybciej niż temperatura za sprężarką, W efekcie więcej ciepła trzba dostarczyć, czyli więcej paliwa.

OBLICZENIA CHARAKTERYSTYK PRĘDKOŚCIOWYCH SILNIKA

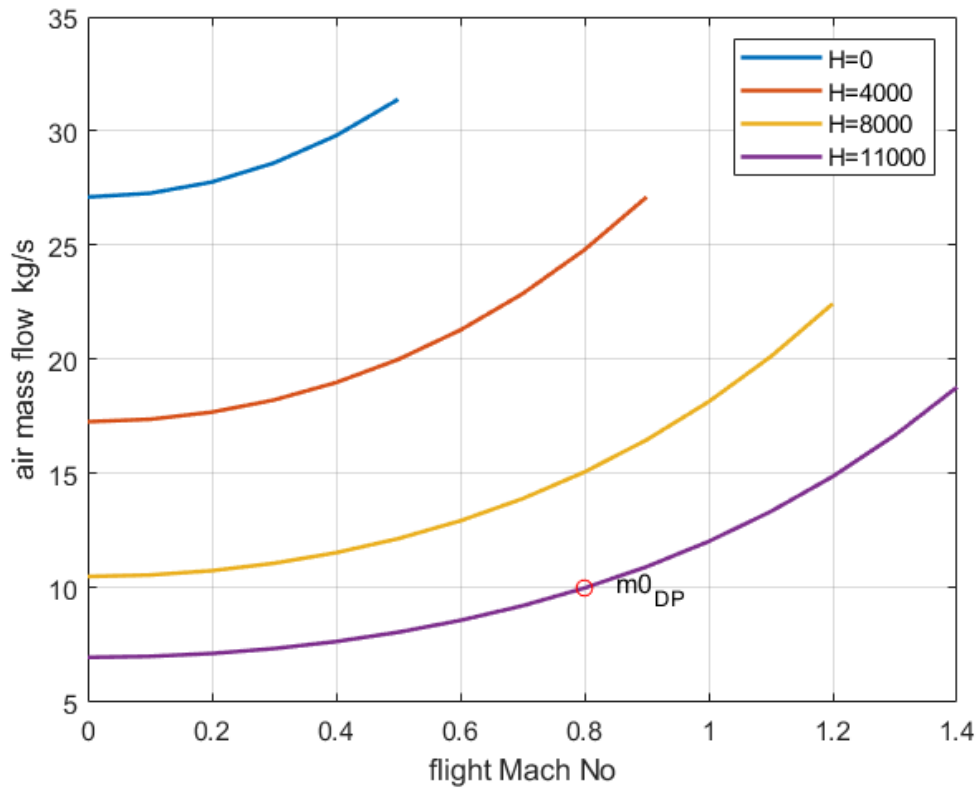
Wykonane zostaną obliczenia dla prędkości w zakresie 0-1.4 Ma oraz dla wysokości H=0 4000 8000 11000 m. W obliczeniach kluczowych parametrów jak wydatek masowy na wejściu do silnika i temperatury gazów przed turbiną wykorzystano te same zależności co wcześniej. Pozostałe parametry pracy silnika przyjęto jak dla punktu obliczeniowego

Wyniki przedstawiono na wykresach poniżej

Zależność temperatury gazów przed turbiną od prędkości lotu dla różnych wysokości

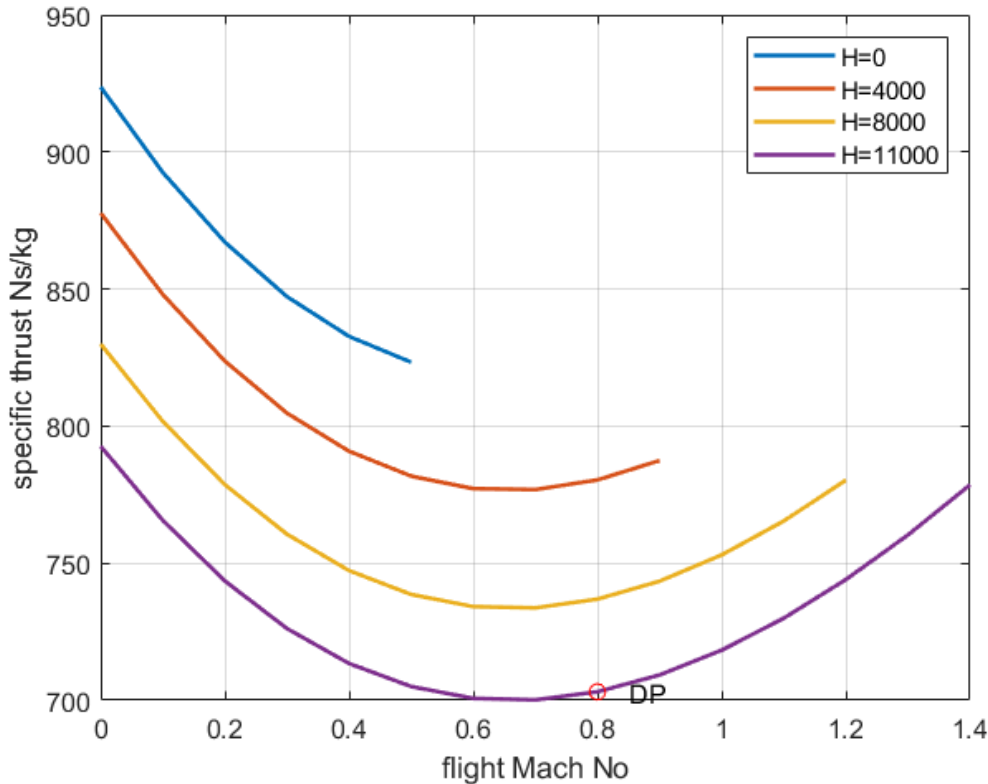


Zależność wydatku masowego na wlocie do silnika od prędkości lotu dla różnych wysokości



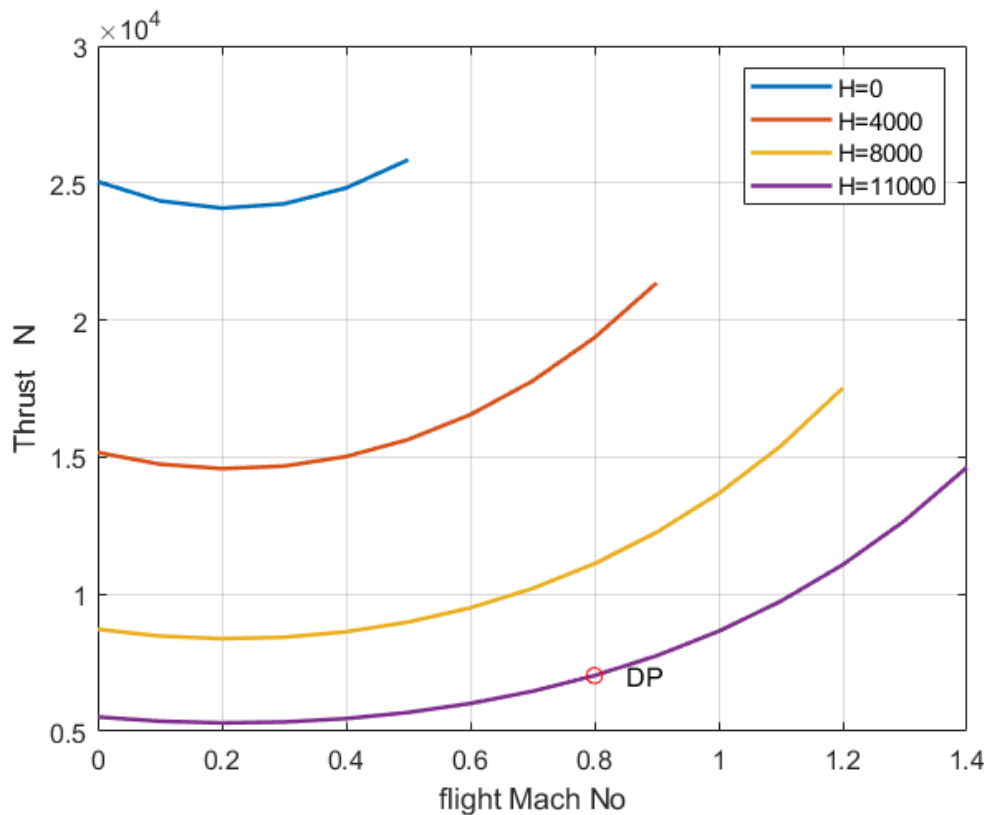
Wygenerowane charakterystyki potwierdzają spostrzeżenia zaobserwowane przy charakterystyce wysokościowej. Wzrost prędkości lotu zwiększa temperaturę gazów przed turbiną i wydatek masowy w silniku. Oczywiście dla większych wysokości wartości tych parametrów są niższe.

Zależność ciągu jednostkowego od prędkości lotu dla różnych wysokości



Ciąg jednostkowy z prędkością maleje, a następnie przy prędkości ok 0.6 Ma osiąga minimum, a następnie rośnie. Charakterystyki przerywane są po osiągnięciu maksymalnej założonej wartości temperatury gazów przed turbiną. Model nie obejmuje dalszego opisu stanu pracy silnika (ze stałą temperaturą gazów przed turbiną - powoduje zmniejszenie prędkości zredukowanej i sprężu sprężarki), stąd tutaj charakterystyki są urwane. Im mniejsza wysokość, tym przy mniejszej prędkości osiągane są maksymalne temperatury.

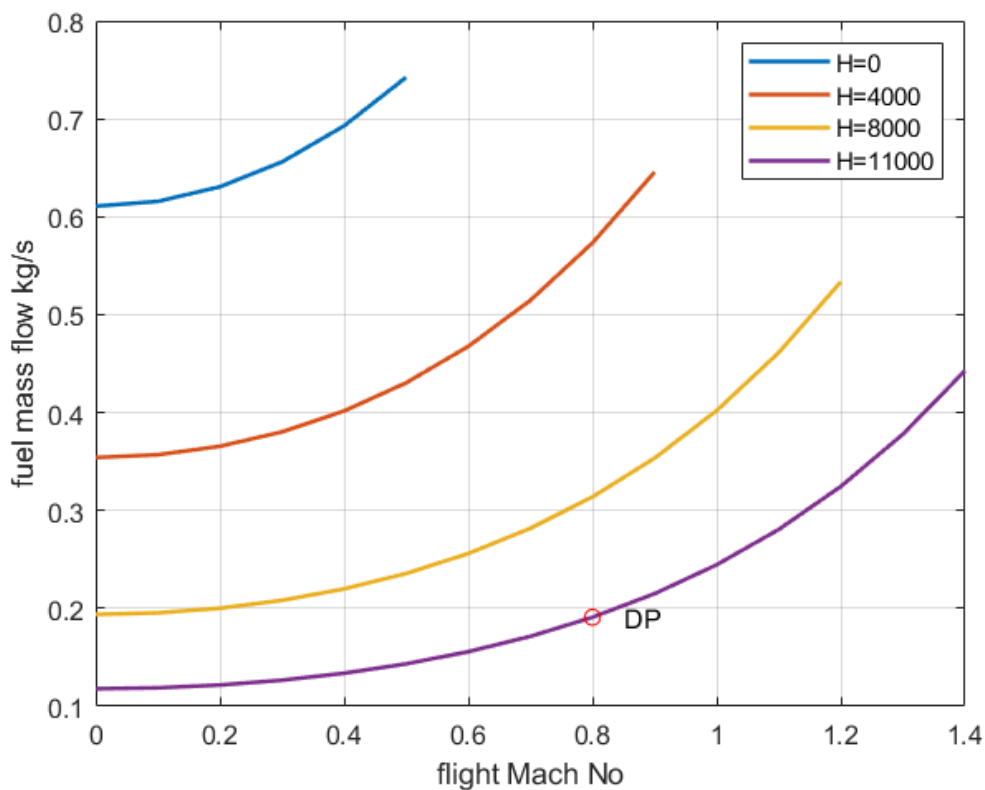
Zależność ciągu od prędkości lotu dla różnych wysokości



Ciąg silnika ze wzrostem prędkości lotu początkowo nieznacznie maleje, a następnie rośnie. Jest to spowodowane tym, że wydatek masowy powietrza w silniku ze wzrostem prędkości rośnie. Kompensuje to spadek ciągu jednostkowego przy małych prędkościach lotu i przesuwa minimum ciągu silnika w kierunku niższych wartości prędkości lotu, niż jest dla ciągu jednostkowego.

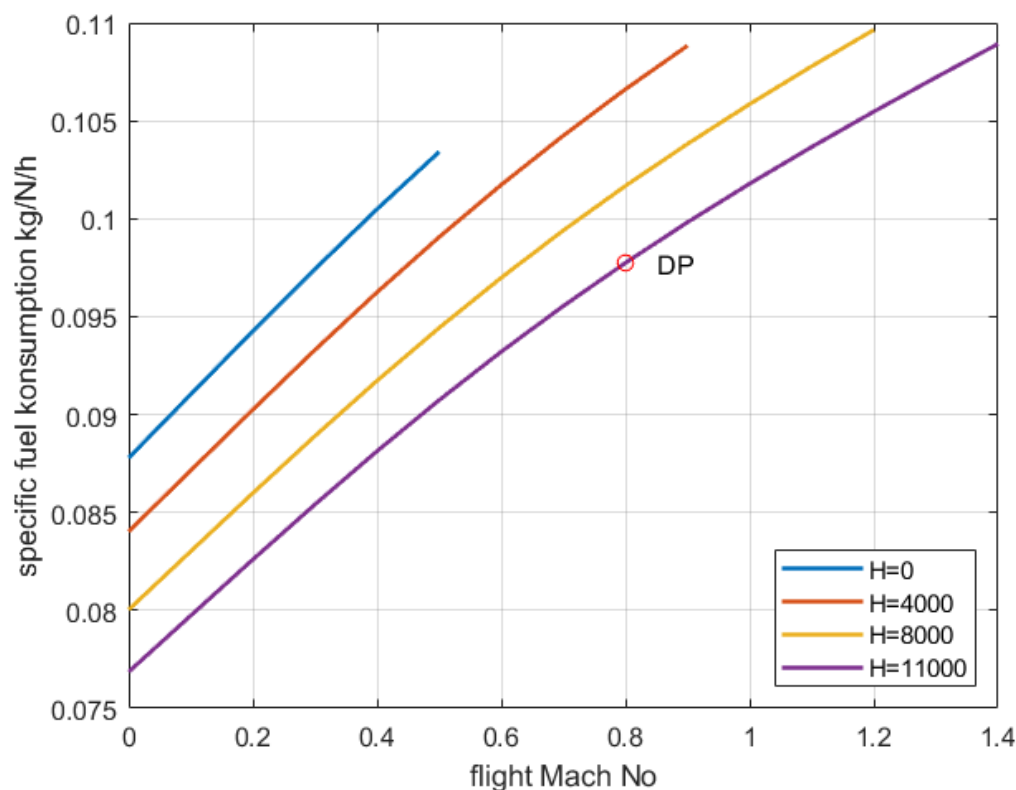
Powównując otrzymane charakterystyki dla różnych wysokości, wyraźnie obserwuje się, że dla większych wysokości ciąg jest niższy.

Zależność zużycia paliwa od prędkości lotu dla różnych wysokości



Zużycie paliwa rośnie ze wzrostem prędkości lotu i maleje ze wzrostem wysokości. Mimo to w warunkach startowych przy prędkości 0 zużycie paliwa jest dużo wyższe niż na wysokości 11km przy prędkości przelotowej.

Zależność jednostkowego zużycia paliwa od wysokości dla różnych prędkości lotu



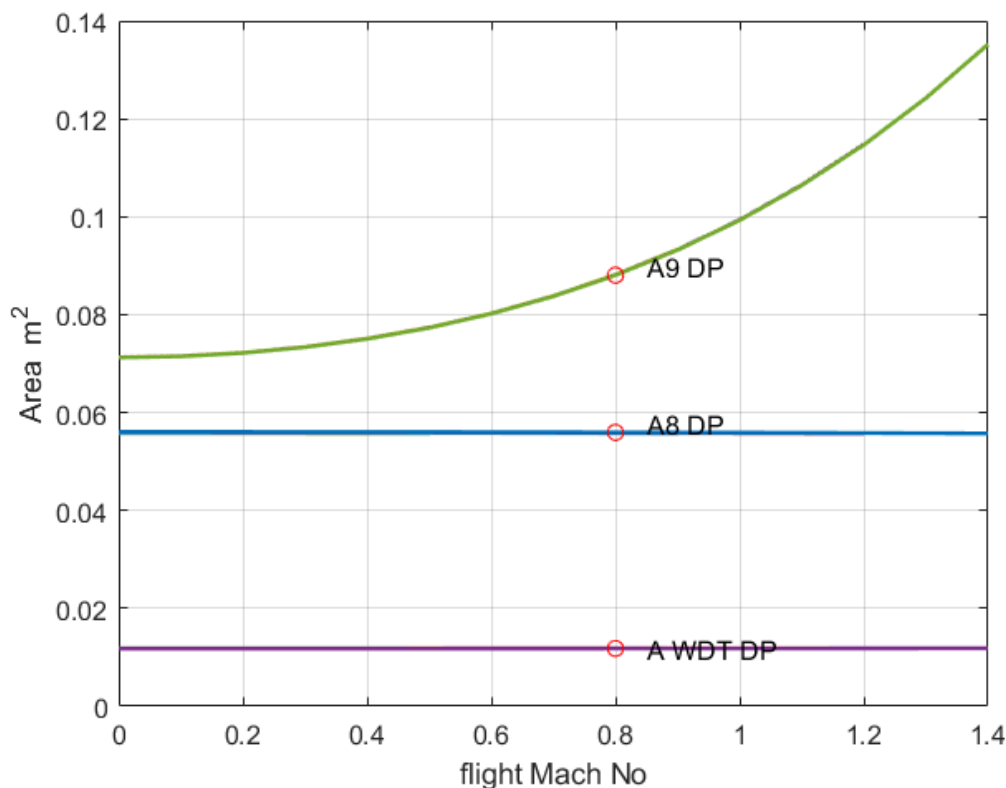
Jednostkowe zużycie paliwa rośnie z prędkością lotu i maleje z wysokością. W tym przypadku w warunkach startowych jest ono niższe niż w warunkach przelotowych na wysokości 11 km.

Analiza innych parametrów silnika w funkcji prędkości i wysokości lotu

Na podstawie wykonanych obliczeń dla charakterystyki prędkościowej w zakresie 0-1.4 M0 dla wysokości H=0 4000 8000 11000 m zostaną przedstawione wyniki innych obliczeń silnika:

ANALIZA WYZNACZONYCH WARTOŚCI PÓL PRZEKROJÓW CHARAKTERYSTYCZNYCH SILNIKA

Na wspólnym wykresie zostaną przedstawione wyznaczone pola przekrojów minimalnych wieńca dyszowego turbiny A_WDT oraz pole wylotowe A9 i minimalne dyszy silnika A8. Pole minimalne wieńca dyszowego silnika jest polem nieregulowanym więc powinno być stałe, zaś pola przekrojów dyszy wylotowej mogą być regulowane, choć w wykonanych obliczeniach należy spodziewać się, że pole minimalne powinno być takie jak w punkcie obliczeniowym.

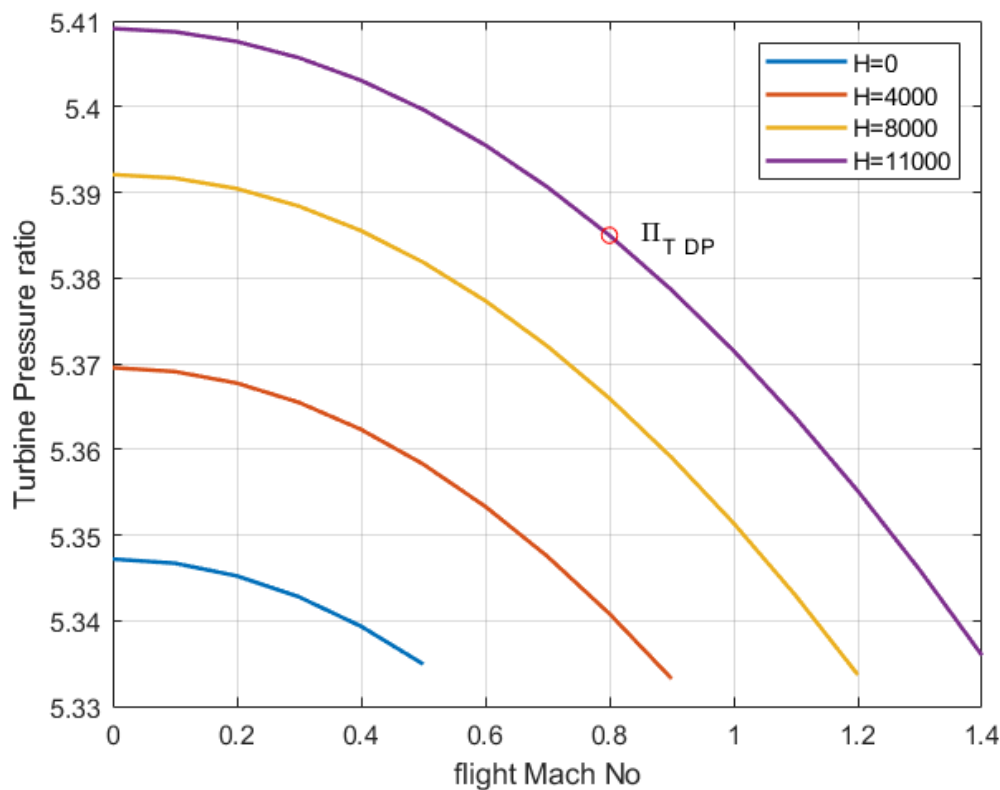


W całym zakresie realizownych obliczeń wyznaczono, że pole przekroju minimalnego wieńca dyszowego turbiny i pole minimalne dyszy wylotowej A8 jest stałe równe obliczeniowemu. Jest to zgodne z założeniami wynikającymi z przyjętej analizy oraz potwierdza poprawność obliczeń. Zapewnienie poprawnego przepływu przez silnika powinno odbywać się z zapewnieniem przepływu krytycznego w minimalnych (krytycznych) przekrojach silnika - to wykazano w analizie.

O ile przekroje dyszy mogą być regulowane, to przekrój wieńca dyszowego turbiny w silniku jest stały. Wyniki pokazały, że dla analizowanych stanów pracy silnika stałe przekroje A_WDT i A8 powinny być stałe. Jedynie przekrój wylotowy dyszy powinien być zmieniany dla zapewnienia pełnego rozprężania w dyszy. Gdyby przekrój wylotowy A9 był stały równy obliczeniowemu, to do prędkości 0.8 Ma w końcowej części dyszy strumień podlegałby wyhamowaniu, zaś powyżej 0.8 Ma strumień nie byłby w pełni rozprężany w dyszy wylotowej (rozpręż niepełny) Obydw opisane przypadki dla dyszy nieregulowanej generowały by mniejszy ciąg niż wyznaczono w pracy.

Należy zaobserwować, że dla różnych wysokości otrzymano taki sam przebieg charakterystyki A9 w funkcji M0.

ANALIZA ROZPRĘŻU NA TURBINIE



Rozpręż na turbinie się zmienia i z prędkością lotu maleje, a z wysokością rośnie. Wynika to stąd, że obniżeniem prędkości i wzrostem wysokości maleje temperatura i ciśnienie spalin na wejściu do turbiny, dlatego dla zapewnienia odpowiedniej mocy niezbędnej do napędu sprężarki wymagany jest większy rozpręż na turbinie.

ANALIZA ZREDUKOWANEGO WYDATKU MASOWEGO NA TURBINIE (TURBINE FLOW PARAMETER)

Wydatek zredukowany (flow parameter FP) wyznaczany jest z zależności:

$$FP = m * \frac{\sqrt{T}}{P}$$

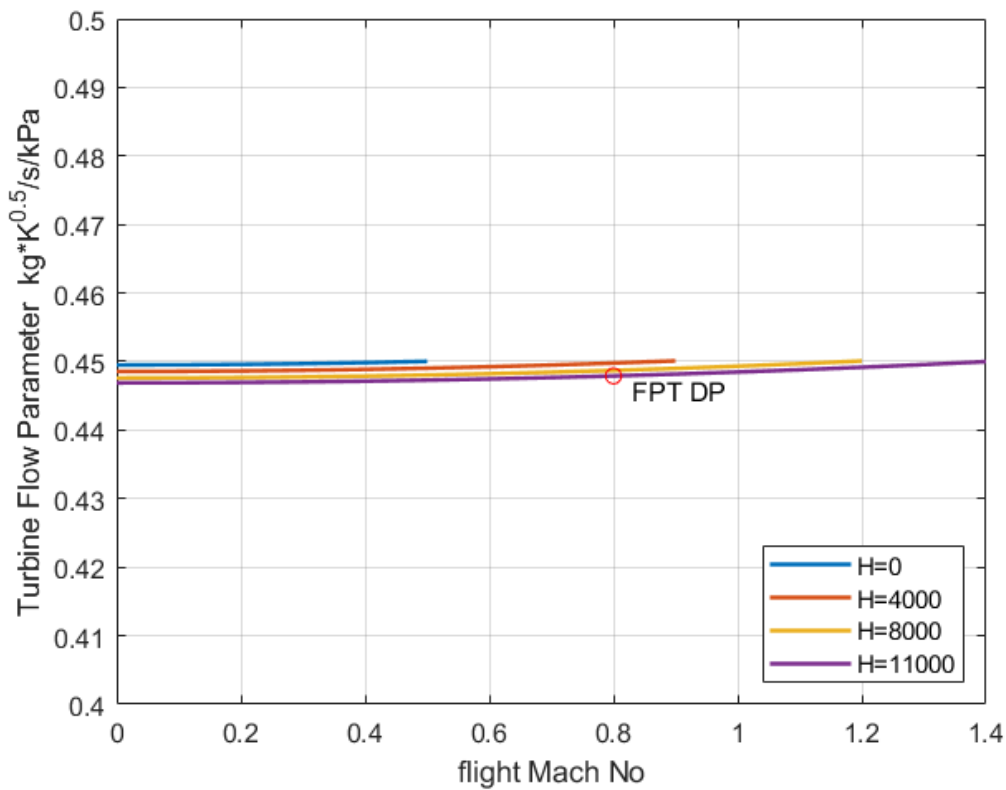
stąd dla turbiny będzie to zależność:

$$FPT = m_4 * \frac{\sqrt{T_{t4}}}{P_{t4}}$$

którą przedstawiono na poniższym wykresie. Wartość zredukowanego wydatku w turbinie dla punktu

obliczeniowego wynosi w $\left[\frac{\text{kg} \sqrt{\text{K}}}{\text{kPa} * \text{s}} \right]$

$$FPT_{DP} = 0.4479$$



Zredukowany wydatek przepływu w turbinie (Turbine Flow Parameter) jest praktycznie na stałym poziomie - jego zmiany są bardzo małe

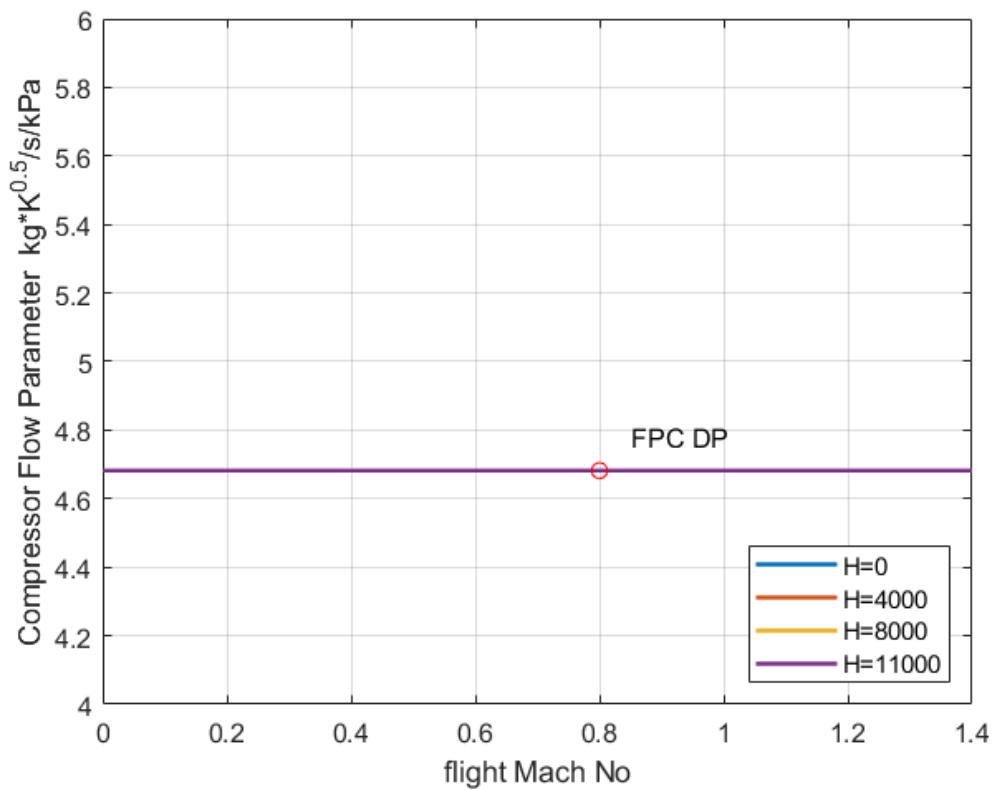
ANALIZA ZREDUKOWANEGO WYDATKU MASOWEGO NA SPRĘŻARCE (COMPRESSOR FLOW PARAMETER)

Wydatek zredukowany przepływu przez sprężarkę (compressor flow parameter FPC) wyznaczany jest z zależności:

$$FPC = m_2 * \frac{\sqrt{T_{t2}}}{P_{t2}}$$

W obliczeniach przyjęto go na stałym poziomie różnym obliczeniowym. Wynosi on w $\left[\frac{\text{kg} \sqrt{\text{K}}}{\text{kPa} * \text{s}} \right]$ wartościom

$$FPC_{DP} = 4.6820$$

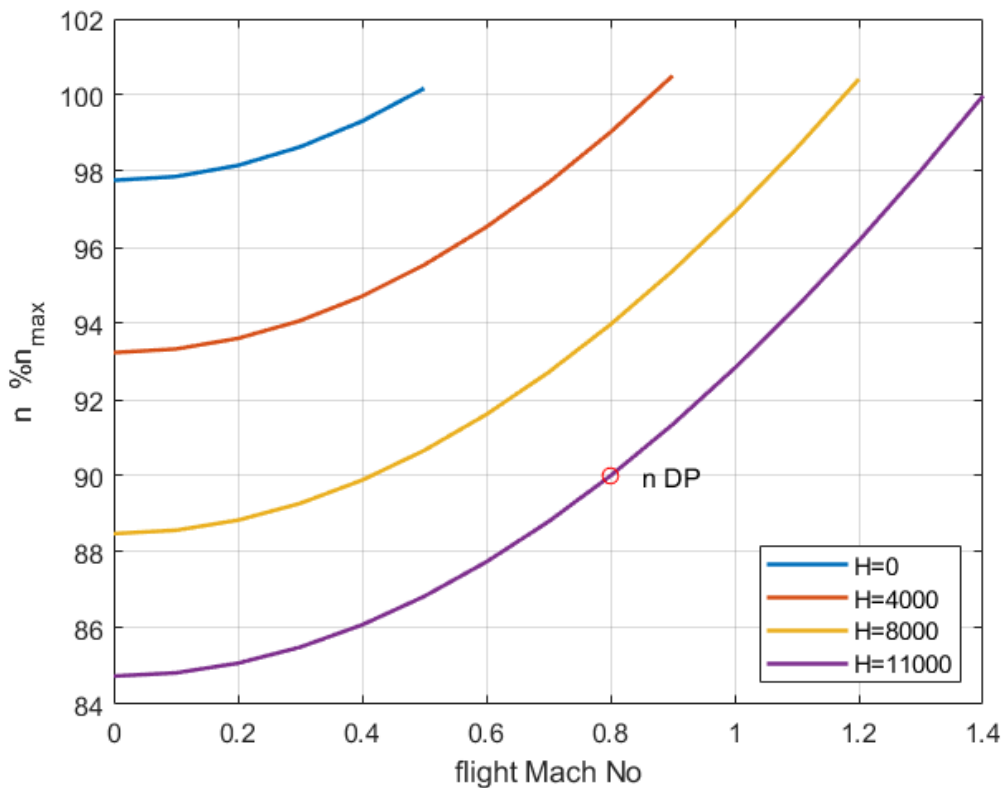


ANALIZA PRĘDKOŚCI OBROTOWEJ SILNIKA

Wykorzystując, że w obliczeniach cały czas utrzymywany był stały punkt na charakterystyce sprężarki, czyli

$n_{zr} = \frac{n}{\sqrt{T_{t2}}}$ zatem dla warunków przelotowych obrotowa wynosi 9%, to przyjmując, że prędkość można wyznaczyć wartości prędkości dla pozostałych wyliczonych punktów korzystając z zależności:

$$n(M_0, H) = n_{DP} \sqrt{\frac{T_{t2}(M_0, H)}{T_{t2, DP}}}$$



Przyjęta wartość prędkości obrotowej dla punktu obliczeniowego na poziomie 90% n_{max} spowodowała, że w całym zakresie przyjętych temperatur gazów przed turbiną wartości prędkości dochodzą do 100%. Przedstawiona charakterystyka pokazuje, że utrzymywanie stałej wartości prędkości zredukowanej powoduje zmianę prędkości obrotowej, która rośnie z prędkością lotu i maleje ze wzrostem wysokości. Prędkość zredukowana dla przyjętego punktu obliczeniowego na wysokości 11 km odpowiada prędkości obrotową na poziomie 90%, a dla warunków startowych na ziemi odpowiada prędkości prawie 98%.

SILNIK Z DOPALACZEM

Dla obliczonego powyżej silnika jednoprzepływowego zostaną wykonane obliczenia silnika z dopalaczem dla dwóch przypadków pracy dopalacza:

- stałej wartości temperatury w dopalaczu na poziomie 2000 K
- dla temperatury, która zostanie obliczona wg. poniższej zależności (podobnie jak dla temperatury gazów przed turbiną), przy założeniu że $T_{tAB_DP}=1800$ K oraz pozostałe parametry punktu obliczeniowego są jak dla silnika liczonego poprzednio

$$T_{tAB}(M_0, H) = \frac{T_{tAB_DP}}{T_{t0_DP}} * T_{t0}(M_0, H)$$

Przyjęta zostanie także granica maksymalnej temperatury w dopalaczu na poziomie $T_{tAB_max}=2300$ K. Powyżej tej temperatury obliczenia będą przerywane.

Dodatkowo zdefiniowane zostaną:

Temperatura w dopalaczu dla punktu obliczeniowego w [K]

$$T_{tAB_DP} = 1800$$

Dodatkowa strata ciśnienia po włączeniu dopalacza

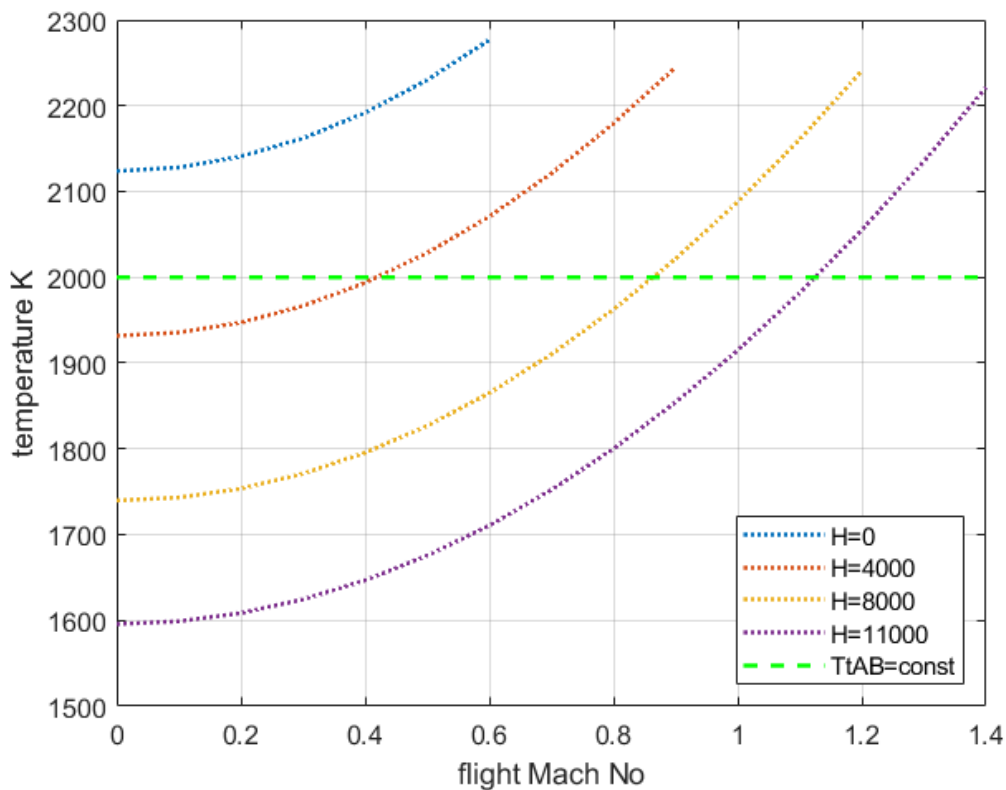
$$s_{AB} = 0.9800$$

Sprawność cieplna dopalacza

$$e_{AB} = 0.9500$$

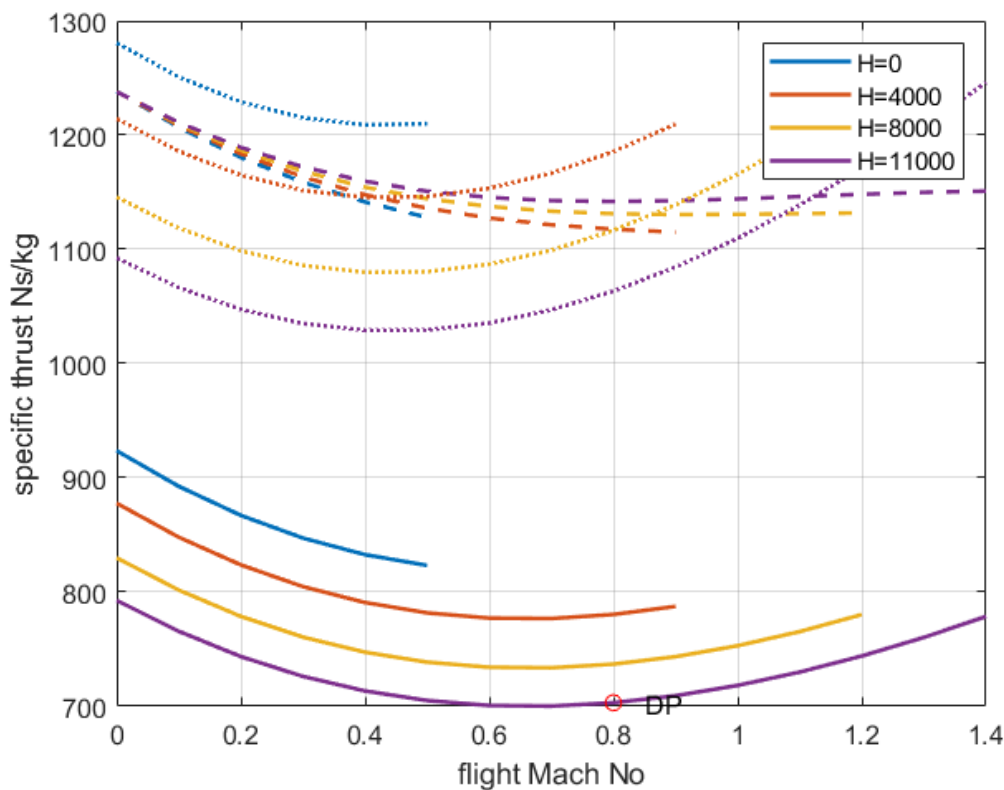
Wyniki porównania osiągow w funkcji prędkości lotu zestawiono na wykresach:

Zmiana temperatury w dopalaczu dla przyjętego modelu obliczeń ze zmienną temperaturą AB



Przedstawiona zależność pokazuje, że dla wariantu ze zmienną temperaturą w dopalaczu, wartość temperatury będzie tym wyższa im prędkość lotu jest wyższa i niższa wysokość lotu.

Zależność ciągu jednostkowego od prędkości lotu dla różnych wysokości

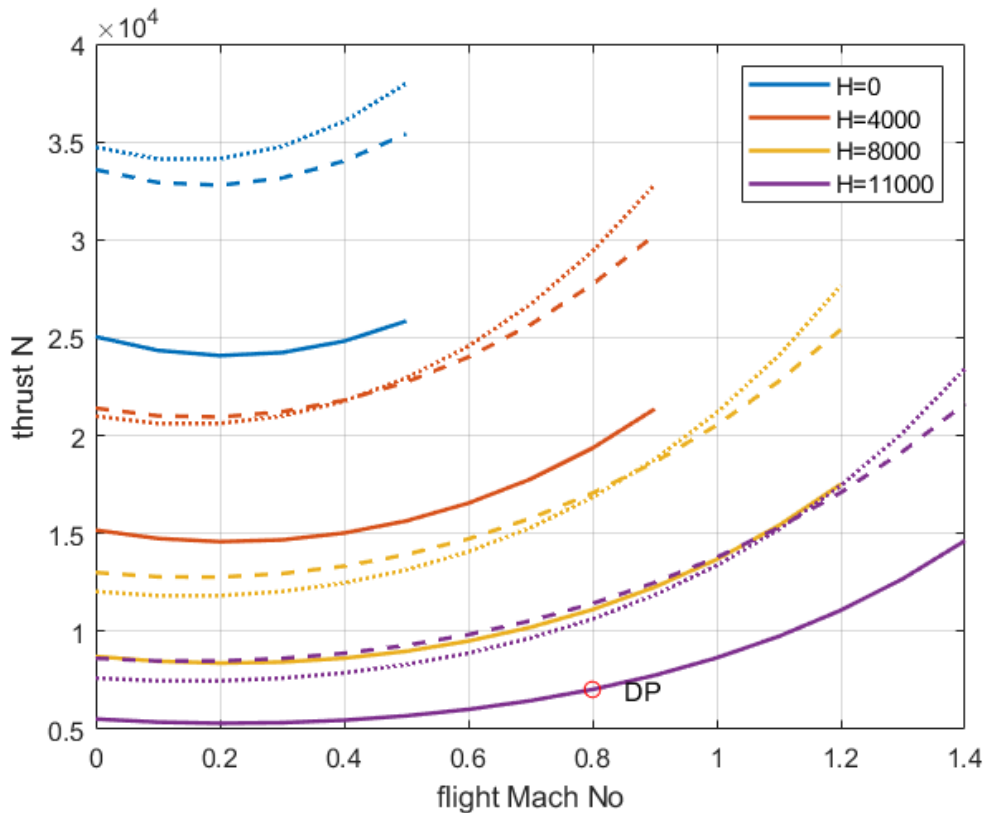


linie ciągłe - praca bez dopalacza, linia kreskowa praca z dopalaczem stała temperatura przed turbiną, linia kropkowa praca z dopalaczem zmienna temperatura w dopalaczu

Charakterystyka ciągu jednostkowego dla stałej wartości temperatury gazów przed turbiną (linie przerywane) nieznacznie obniża się ze wzrostem prędkości lotu. Wysokość lotu w tym przypadku ma znikomy wpływ na charakterystykę

Gdy temperatura w dopalaczu zmienia się wg. przyjętej zależności, to charakterystyka ciągu jednostkowego zmienia się w podobny sposób jak dla silnika bez dopalacza. Różnica jest taka, że ciąg jednostkowy jest na znacznie wyższym poziomie. W tym przypadku większa wysokość lotu powoduje, że ciąg silnika z dopalaczem jest niższy dla tej samej prędkości lotu.

Zależność ciągu od prędkości lotu dla różnych wysokości

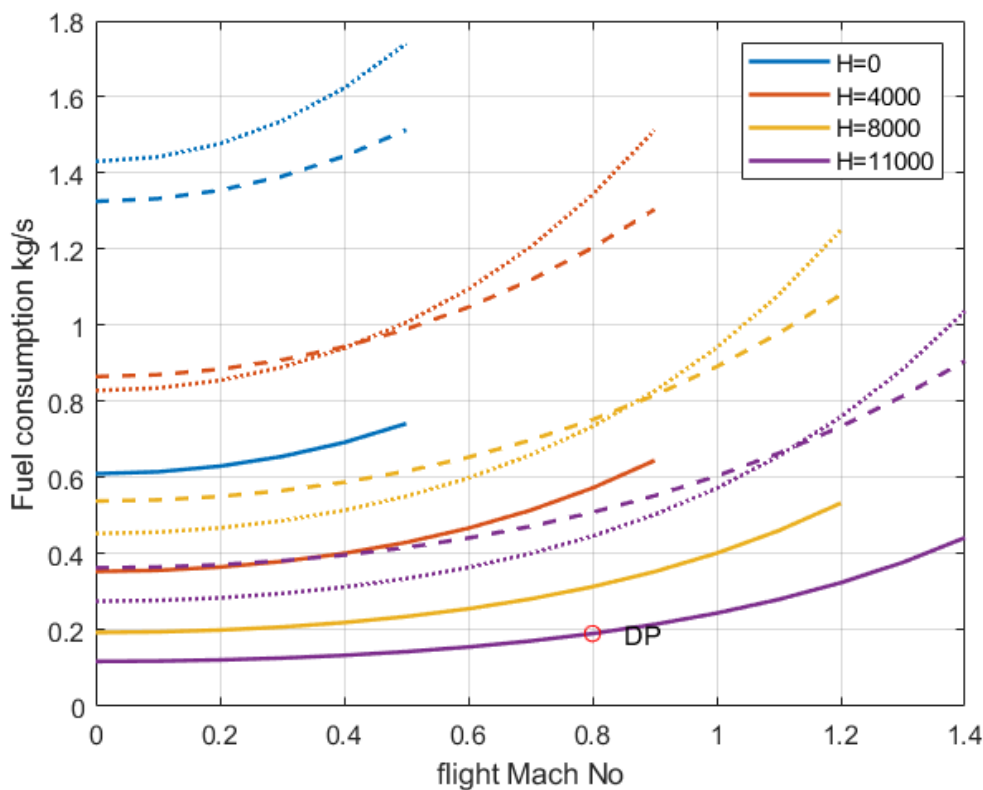


linie ciągłe - praca bez dopalacza, linia kreskowa praca z dopalaczem stała temperatura przed turbiną, linia kropkowa praca z dopalaczem zmienna temperatura w dopalaczu

Charakterystyka ciągu silnika z dopalaczem pokazuje, że największy przyrost ciągu jest obserwowany dla wysokości 0 przy założeniu zmiennej temperatury gazu w dopalaczu (linia niebieska kropkowa względem linii niebieskiej ciągłej). Wynika to stąd, że temperatura gazu w tym przypadku znacząco przekracza wartość temperatury przyjętej jako stałą w drugim przypadku pracy dopalacza $T_{tAB} = \text{const} = 2000\text{K}$. Dla pozostałych wysokości w zakresie niskich prędkości lotu temperatura w dopalaczu wyznaczona z zależności jest na niższym poziomie niż przyjęta jako stała, zaś dla większych prędkości jest ona wyższa od stałej. Stąd w zakresie niskich prędkości lotu ciąg obliczany wg stałej temperatury w dopalaczu jest wyższy (linie kreskowe względem linii kropkowych w tym samym kolorze), a dla większych prędkości lotu ciąg obliczany wg zmiennej temperatury jest wyższy.

Wyniki potwierdzają, że ze wzrostem prędkości ciąg początkowo nieznacznie maleje, a następnie od ok 0.2-0.3 Ma rośnie. Dla wyższych wysokości lotu ciąg z włączonym dopalaczem maleje (podobnie jak bez dopalacza)

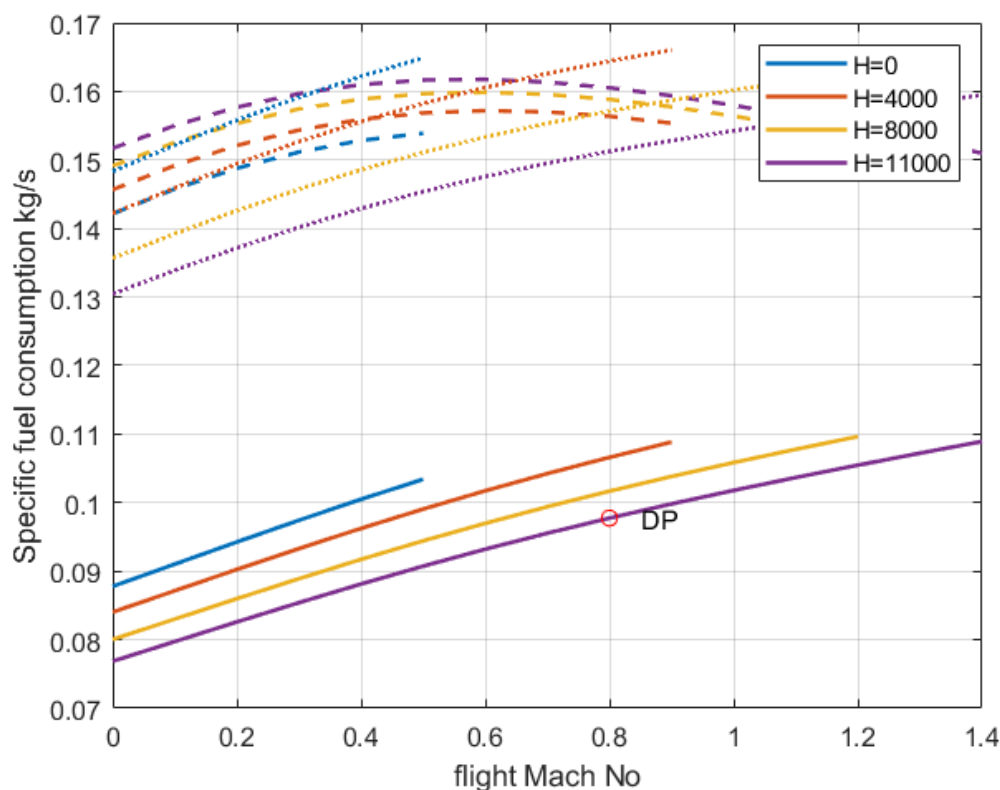
Zależność zużycia paliwa od prędkości lotu dla różnych wysokości



linie ciągłe - praca bez dopalacza, linia kreskowa praca z dopalaczem stała temperatura przed turbiną, linia kropkowa praca z dopalaczem zmienna temperatura w dopalaczu

Zużycie paliwa dla włączonego dopalacza jest większe niż, z wyłączonym dopalaczem. Szczególnie duży przyrost zużycia paliwa po włączeniu dopalacza występuje przy niskich wysokościach (tu H=0 linie niebieskie). Wyższe zużycie paliwa jest dla tego przypadku pracy dopalacza, gdzie temperatura w dopalaczu jest wyższa, stąd dla niskich prędkości wyższe jednostkowe zużycie paliwa jest dla dopalacza ze stałą temperaturą TtAB, a dla wyższych prędkości wyższe zużycie paliwa jest dla silnika o TtAB wyliczonym wg zależności

Zależność jednostkowego zużycia paliwa od prędkości lotu dla różnych wysokości

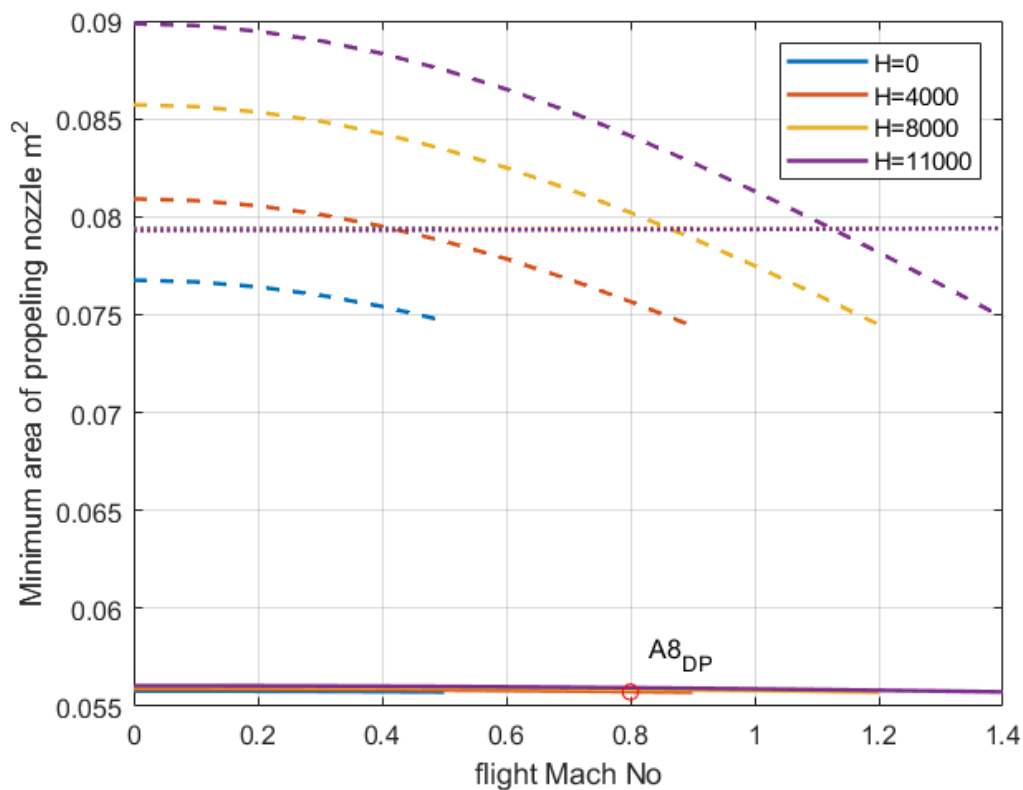


linie ciągłe - praca bez dopalacza, linia kreskowa praca z dopalaczem stała temperatura przed turbiną, linia kropkowa praca z dopalaczem zmienna temperatura w dopalaczu

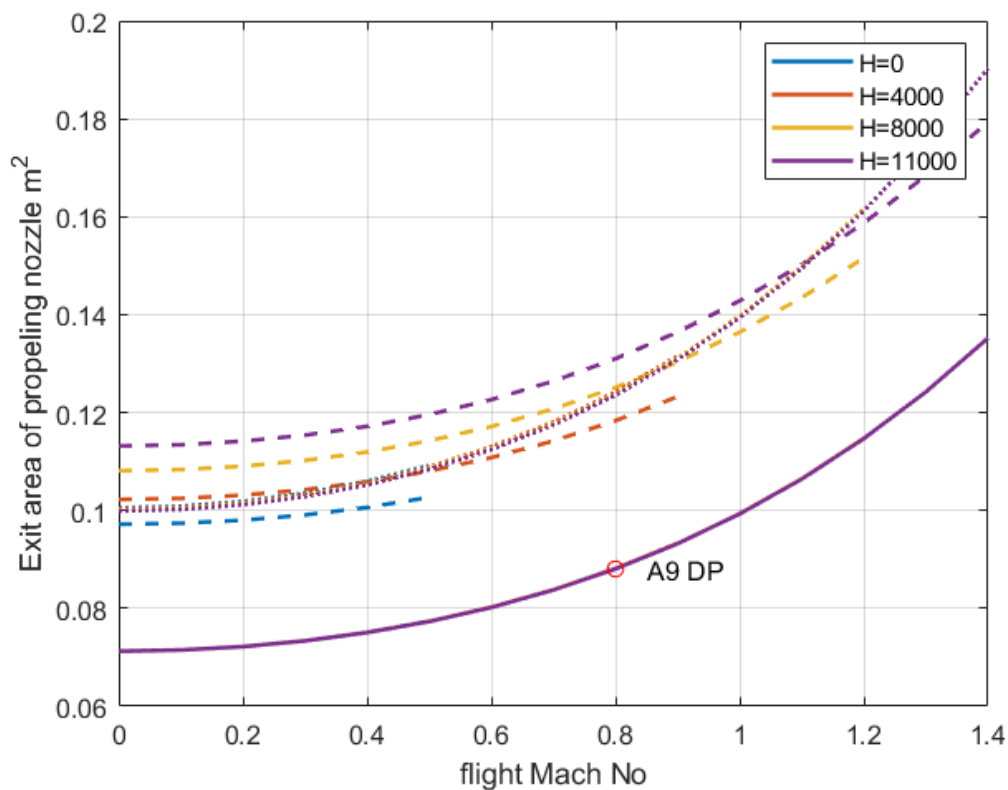
Porównanie jednostkowego zużycia paliwa silnika z włączonym dopalaczem wskazuje wzrost na poziomie prawie dwukrotnym względem stanu pracy z wyłączonym dopalaczem (linie kreskowe i kropkowe względem linii ciągłych). Wyraźna różnica występuje w charakterystykach jednostkowego zużycia paliwa w zależności od przyjętego modelu zmiany temperatury TtAB. Przykładowo, dla wysokości 11km (linie fioletowe), gdy temperatura TtAB jest wyliczana z przyjętej zależności (linia fioletowa kropkowa), to jednostkowe zużycie paliwa jest na najniższym poziomie spośród prezentowanych charakterystyk dla włączonego dopalacza. Dla modelu stałej temperatury w dopalaczu dla tej samej wysokości charakterystyka jednostkowego zużycia paliwa osiąga praktycznie najwyższe wartości spośród rozprzetywanych charakterystyk (linia przerywana fioletowa).

Zależność pól przekrojów dyszy - wylotowego (A9) i minimalnego (A8)

Pole minimalne dyszy



Pole minimalne dyszy przy zachowaniu wariantu z temperaturą w dopalaczu wyliczaną wg przyjętej zależności będzie na stałym poziomie, niezależnie od prędkości i wysokości lotu, podobnie jak w przypadku pracy z wyłączonym dopalaczem. Gdy temperatura w dopalaczu jest stała, to pole minimalne dyszy będzie się zmieniało dla różnych prędkości i wysokości lotu, pomimo, że sprężarka cały czas pracuje na jednym punkcie charakterystyki



Pole wylotowe silnika dla zmiennej temperatury gazów przed turbiną zmienia się tylko w funkcji prędkości lotu, tak jak uzyskano dla pracy bez dopalacza. Gdy dopalacz ma stałą temperaturę pole wylotowe zmienia się zarówno w funkcji prędkości jak i wysokości lotu.

Generalnie wyniki potwierdzają, że włączenie dopalacza wymaga zwiększenia pola minimalnego i wylotowego dyszy silnika względem stanu pracy bez dopalacza. Z punktu widzenia sterowania przekrojami dyszy korzystniejszym wydaje się przyjęcie modelu zmiany temperatury zależnie od temperatury spiętrzenia na wlocie przy zachowaniu stałego stopnia podgrzania w dopalaczu $T_{tAB}/T_{t0} = \text{const}$ niż utrzymanie stałej temperatury w dopalaczu.