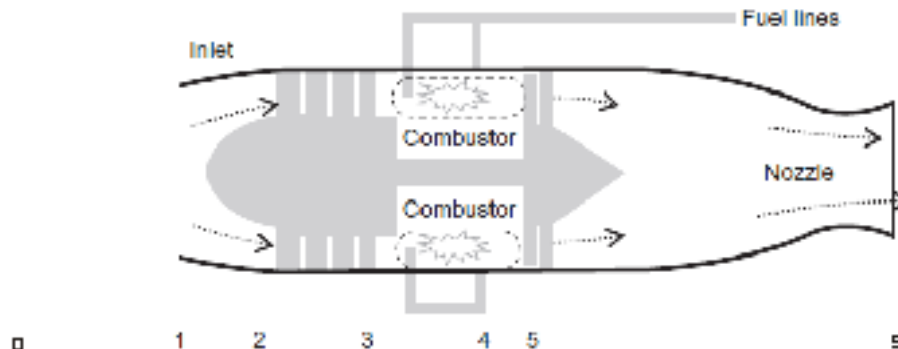


# TSL Ćwiczenia nr 2 - silnik idealny przykłady, obliczenia

Opracowała dr inż. Robert JAKUBOWSKI, KILiK, Politechnika Rzeszowska

## 1) Obliczenia silnika idealnego jednoprzepływowego



Policzyć silnik idealny jednoprzepływowy: ciąg, ciąg jednostkowy, jednostkowe zużycie paliwa oraz sprawności cieplną napędową i ogólną: dla następujących danych:

$T_0=288\text{K}$ ,  $P_0=100\text{ kPa}$ ,  $M_0=0$ , Spręż sprężarki 15, temperatura na wejściu do turbiny  $T_{t4}=1300\text{ K}$  oraz wydatek masowy  $m=25\text{ kg/s}$ . W obliczeniach uwzględnić: dla powietrza:  $k=1.4$ ;  $c_p=1005\text{ J/kg/K}$ ,  $R=287\text{ J/kg/K}$ , dla spalin w turbinie i dyszy wylotowej  $k_t=1.33$ ,  $c_{pt}=1170\text{ J/kg/K}$ ,  $R_t=290\text{ J/kg/K}$  dla spalania  $c_{p3-4}=1200\text{ J/kg/K}$ , Dla paliwa wartość opałową przyjmując  $FHV=43\text{ MJ/kg}$

### % DANE GAZU:

$k=1.4$ ;  
 $c_p=1005$ ; % J/kg/K  
 $R=287$ ; % J/kg/K  
 $k_t=1.33$ ; % J/kg/K  
 $c_{pt}=1170$ ; % J/kg/K  
 $R_t=290$ ; % J/kg/K  
 $c_{pB}=1200$ ; % J/kg/K  
 $FHV=43e6$ ; % J/kg

### % DANE DO OBLICZEŃ

#### % Dane silnika

$T_{t4}=1300$ ; % K

$Spr_{spr}=15$ ;

$m_0=25$ ; % kg/s

#### % Parametry otoczenia

$T_0=288$  % K

$T_0 = 288$

$P_0=1e5$  % Pa

$P_0 = 100000$

**Przekrój 0 - przekrój niezaburzony przed silnikiem**

Ponieważ  $M_0=0$ , stąd:

$$V_0=0 \quad \% \text{ m/s}$$

$$V_0 = 0$$

$$T_{t0}=T_0 \quad \% \text{ K} \quad \text{Parametry spiętrzenia dla prędkości lotu } 0$$

$$T_{t0} = 288$$

$$P_{t0}=P_0 \quad \% \text{ Pa} \quad \text{Parametry spiętrzenia dla prędkości lotu } 0$$

$$P_{t0} = 100000$$

### Przekrój 2 - przekrój wlotowy do sprężarki

$$T_{t2}=T_{t0} \quad \% \text{ K} \quad \text{Z definicji przepływu izentalpowego}$$

$$T_{t2} = 288$$

$$P_{t2}=P_{t0} \quad \% \text{ Pa} \quad \text{Obliczenia dla silnika bez strat}$$

$$P_{t2} = 100000$$

### Przekrój 3 - przekrój wylotowy ze sprężarki / wlot do komory spalania

$$T_{t3}=T_{t2} \cdot \text{Spr\_spr}^{\frac{(k-1)}{k}} \quad \% \text{ K} \quad \text{Z równania zizentropy}$$

$$T_{t3} = 624.3363$$

$$P_{t3}=P_{t2} \cdot \text{Spr\_spr} \quad \% \text{ Pa} \quad \text{Definicja sprężu sprężarki}$$

$$P_{t3} = 1500000$$

### OBLICZENIA SPREŻARKI /COMPRESSOR

$$\% \text{ Praca sprężarki} \\ W_C = c_p \cdot (T_{t3} - T_{t2}) \quad \% \text{ J/kg}$$

$$W_C = 3.3802e+05$$

$$\% \text{ Moc sprężarki} \\ P_C = m_0 \cdot W_C \quad \% \text{ W}$$

$$P_C = 8.4504e+06$$

### Przekrój 4 - przekrój wlotowy z komory spalania / wlot do turbiny

$$T_{t4}=T_{t4} \quad \% \text{ K} \quad \text{Z danych do zadania}$$

$$T_{t4} = 1300$$

$$P_{t4}=P_{t3} \quad \% \text{ Pa} \quad \text{Z warunków przemiany izobarycznej w komorze spalania silnika idealnego}$$

$$P_{t4} = 1500000$$

### OBLICZENIA KOBORY SPALANIA / BURNER

% Względny wydatek paliwa  
 $f = cp_B \cdot (T_{t4} - T_{t3}) / FHV$  % Z bilansu energetycznego komory spalania

$f = 0.0189$

% wydatek paliwa  
 $mf = m_0 \cdot f$  % kg/s

$mf = 0.4714$

### Przekrój 5 - przekrój wylotowy z turbiny

$T_{t5} = T_{t4} - WC / (1 + f) / c_{pt}$  % K Z bilansu współpracy turbina-sprężarka

$T_{t5} = 1.0164e+03$

$P_{t5} = P_{t4} \cdot (T_{t5} / T_{t4})^{(k_t / (k_t - 1))}$  % Pa Z równania izentropii dla procesu rozprężania

$P_{t5} = 5.5643e+05$

### Przekrój 9 - przekrój wylotowy z dyszy silnika

$T_{t9} = T_{t5}$  % K Proces izentalpowy w dyszy

$T_{t9} = 1.0164e+03$

$P_{t9} = P_{t5}$  % Pa Dysza bez strat przepływowych

$P_{t9} = 5.5643e+05$

$P_9 = P_0$  % Pa Założenie rozprężu zupełnego

$P_9 = 100000$

$T_9 = T_{t9} \cdot (P_9 / P_{t9})^{((k_t - 1) / k_t)}$  % K Z równania izentropii dla rozprężania w dyszy

$T_9 = 663.9437$

$M_9 = ((T_{t9} / T_9 - 1) \cdot 2 / (k_t - 1))^{0.5}$  % - Prędkość dla przepływu ściśliwego

$M_9 = 1.7938$

$a_9 = (k_t \cdot R_t \cdot T_9)^{0.5}$  % m/s Prędkość dźwięku w przekroju 9

$a_9 = 506.0465$

$V_9 = M_9 \cdot a_9$  % m/s Prędkość wylotowa gazów w przekroju 9

$V_9 = 907.7404$

### OBLICZENIA PARAMETRÓW OSIĄGOWYCH SILNIKA (dla $V_0=0$ )

% Ciąg / Thrust  
 $T = m_0 \cdot (1 + f) \cdot V_9$  % N

$T = 2.3121e+04$

% Ciąg jednostkowy / specific thrust  
 $ST = T/m_0$  % Ns/kg

ST = 924.8565

% Jednostkowe zużycie paliwa / Specific fuel consumption  
 $SFC = f/ST$  % kg/N/s

SFC = 2.0388e-05

$SFC = SFC * 3600$  % kg/N/h

SFC = 0.0734

% Sprawność cieplna / thermal efficiency  
 $spr_{th} = ((1+f) * V_9^2) / 2 / f / FHV$

spr\_th = 0.5177

% Sprawność napędowa / propulsive efficiency  
 $spr_p = ST * V_0 / (((1+f) * V_9^2) / 2)$

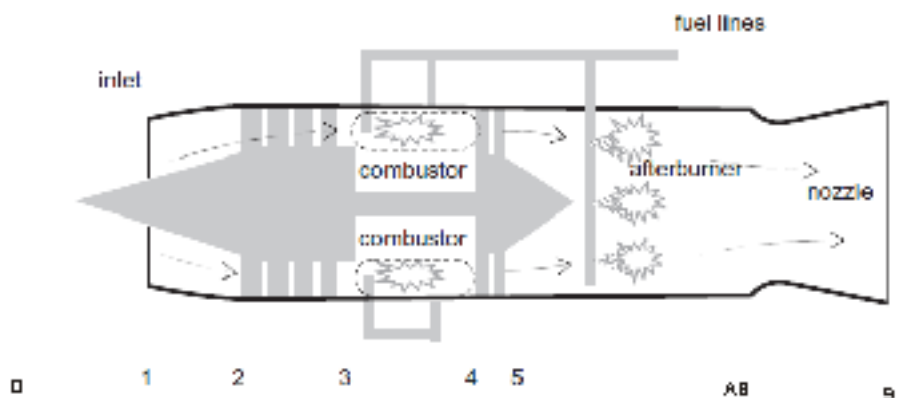
spr\_p = 0

% Sprawność ogólna / overall efficiency  
 $spr_o = spr_{th} * spr_p$

spr\_o = 0

## 2) Obliczenia silnika idealnego jednoprzepływowego z dopalaczem (kontynuacja zadania 1)

Dla silnika o danych jak wcześniej policzyć jak zmienią się parametry osiągowo silnika, gdy włączony zostanie dopalacz  $T_{tAB} = 1850$  K



W obliczeniach przyjmij parametry gazu po włączeniu dopalacza:  $k_{AB} = 1.3$ ,  $c_{pAB} = 1250$  J/kg/K,  $R_{AB} = 297$  J/kg/K

% PARAMETRY GAZU DLA WŁACZONEGO DOPALACZA

$k_{AB} = 1.3$ ;  $c_{pAB} = 1250$ ;  $R_{AB} = 297$ ; % jednostki  $c_p$  i  $R$  [J/kg/K]

## OBLICZENIA PARAMETRÓW WYJŚCIOWYCH Z DOALACZA (PARAMETRY WEJŚCIOWE DO DOPALACZA TO PARAMETRY Z PRZEKROU 5 DLA SILNIKA BEZ WŁACZONEGO DOPALACZA)

### Przekrój AB - przekrój wylotowy z dopalacza / AFTERBURNER

$T_{tAB}=1850$  % K Z danych do zadania

$T_{tAB} = 1850$

$P_{tAB}=P_{t5}$  % kPa Z warunku pracy dopalacza silnika idealnego - bez strat

$P_{tAB} = 5.5643e+05$

% Względny wydatek paliwa w dopalczu

$f_{AB}=(1+f)*c_{pAB}*(T_{tAB}-T_{t5})/FHV$  % Z bilansu cieplnego dopalacza

$f_{AB} = 0.0247$

% Wydatek paliwa w dopalczu

$m_{fAB}=m_0*f_{AB}$  % kg/s

$m_{fAB} = 0.6172$

### Przekrój 9 - przekrój wylotowy z dyszy silnika

$T_{t9}=T_{tAB}$  % Parametry całkowite w dyszy wylotowej nie ulegają zmianie

$T_{t9} = 1850$

$P_{t9}=P_{tAB}$  % Dla silnika bez strat

$P_{t9} = 5.5643e+05$

$P_9=P_0$  % Zakładamy dla warunków rozprężu zupełnego w dyszy

$P_9 = 100000$

$T_9=T_{t9}*(P_9/P_{t9})^{((k_{AB}-1)/k_{AB})}$  % K Obliczmy z przemiany izentropowej

$T_9 = 1.2450e+03$

$M_{9AB}=((T_{t9}/T_9-1)*2/(k_{AB}-1))^{0.5}$  %- Z równania izentropy dla przepływu ściśliwego

$M_{9AB} = 1.8000$

$a_{9AB}=(k_{AB}*R_{AB}*T_9)^{0.5}$  % m/s Prędkość dźwięku w przekroju 9 po włączeniu dopalacza

$a_{9AB} = 693.3090$

$V_{9AB}=M_{9AB}*a_{9AB}$  % m/s Prędkość gazów wylotowych z silnika po włączeniu dopalacza

$V_{9AB} = 1.2480e+03$

## OBLICZENIA PARAMETRÓW OSIĄGOWYCH SILNIKA z dopalaczem (dla $V_0=0$ )

```
% Sumaryczny względny wydatek paliwa w silniku po włączeniu dopalacza
f_sum=f+fAB
```

```
f_sum = 0.0435
```

```
% Sumaryczny wydatek paliwa w silniku po włączeniu dopalacza
mf_sum=mf+mfAB % kg/s
```

```
mf_sum = 1.0886
```

```
% Ciąg silnika z dopalaczem / Thrust
T_AB=m0*(1+f_sum)*V9AB % N
```

```
T_AB = 3.2557e+04
```

```
% Ciąg jednostkowy silnika z dopalaczem / specific thrust
ST_AB=T_AB/m0 % Ns/kg
```

```
ST_AB = 1.3023e+03
```

```
% Jednostkowe zużycie paliwa silnika z dopalaczem / Specific fuel consumption
SFC_AB=f_sum/ST_AB % kg/N/s
```

```
SFC_AB = 3.3436e-05
```

```
SFC_AB=SFC_AB*3600 % kg/N/h
```

```
SFC_AB = 0.1204
```

```
% Sprawność cieplna / thermal efficiency
spr_th_AB=((1+f_sum)*V9AB^2)/2/f_sum/FHV
```

```
spr_th_AB = 0.4340
```

```
% Sprawność napędowa / propulsive efficiency
spr_p_AB=ST*V0/(((1+f_sum)*V9AB^2)/2)
```

```
spr_p_AB = 0
```

```
% Sprawność ogólna / overall efficiency
spr_o_AB=spr_th_AB*spr_p_AB
```

```
spr_o_AB = 0
```

## ZESTAWIENIE WYNIKÓW SILNIKA Z DOPALACZEM I BEZ DOPALACZA

```
Tabela=table({'Thrust';'Specific Thrust';'Specific fuel consump';'therm. efficiency';'prop. eff...
            {'kN';'N*s/kg';'kg/N/h';'-';'-';'-'},[T/1000;ST;SFC;spr_th;spr_p;spr_o],[T_AB/1000;ST_AB;SFC_AB;spr_th_AB;spr_p_AB;spr_o_AB],
            'AB OFF' 'AB ON'})
```

```
Tabela = 6x4 table
```

	Parameter	Unit	AB OFF	AB ON
1	'Thrust'	'kN'	23.1214	32.5573
2	'Specific Thrust'	'N*s/kg'	924.8565	1.3023e+03
3	'Specific fuel...	'kg/N/h'	0.0734	0.1204

	Parameter	Unit	AB OFF	AB ON
4	'therm. effici...	'.'	0.5177	0.4340
5	'prop. efficiency'	'.'	0	0
6	'overall effic...	'.'	0	0

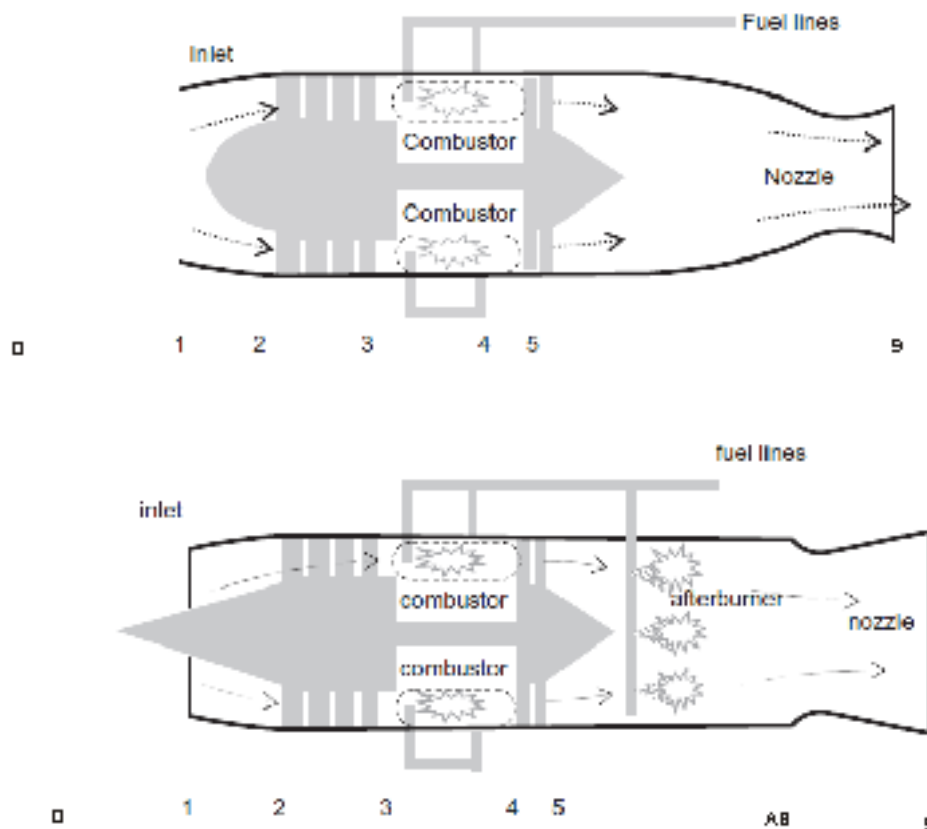
Wnioski:

Włączenie dopalacza powoduje:

- zwiększeni ciągu i ciągu jednostkowego - w analizowanym przypadku powyżej 30%
- prawie dwukrotny wzrost jednostkowego zużycia paliwa
- Zmniejszenie sprawności cieplnej

Sprawności napędowa i ogólna dla obu przypadków są równe 0, bo prędkość lotu jest 0

### 3) Obliczenia silnika idealnego jednoprzepływowego bez i z dopalaczem - porównanie



Policzyć dla silnika idealnego jednoprzepływowego: ciąg, ciąg jednostkowy, jednostkowe zużycie paliwa oraz sprawności: cieplną, napędową i ogólną dla pracy bez dopalacza i z dopalaczem dla następujących danych:

$T_0=217$  K,  $P_0=22$  kPa,  $M_0=1.5$ , spręż sprężarki 15, temperatura na wejściu do turbiny  $T_{t4}=1400$  K oraz wydatek masowy  $m=20$  kg/s. Dla silnika z włączonym dopalaczem przyjąć temperaturę w dopalaczu  $T_{tAB}=1750$  K

W obliczeniach uwzględnić: dla powietrza:  $k=1.4$ ;  $c_p=1005$  J/kg/K,  $R=287$  J/kg/K, dla spalin w turbinie i dyszy wylotowej  $k_t=1.33$ ,  $c_{pt}=1170$  J/kg/K,  $R_t=290$  J/kg/K, dla spalin po włączeniu dopalacza  $k_{AB}=1.3$ ,  $c_{pAB}=1200$  J/kg/K,  $R_{AB}=297$  J/kg/K, dla spalania  $c_{p3-4}=1200$  J/kg/K, Dla paliwa wartość opałową przyjąć  $FHV=43$  MJ/kg

% DANE GAZU:

$k=1.4$ ;

$c_p=1005$ ; % J/kg/K

$R=287$ ; % J/kg/K

% PARAMETRY DLA SPALIN NA TURBINIE I W DYSZY WYLOTOWEJ

$k_t=1.33$ ; %

$c_{pt}=1170$ ; % J/kg/K

$R_t=290$ ; % J/kg/K

% CIEPŁO WŁAŚCIWE DLA PROCESU SPALANIA W KOMORZE SPALANIA

$c_{pB}=1200$ ; % J/kg/K

% PARAMETRY GAZU DLA WŁĄCZONEGO DOPALACZA

$k_{AB}=1.3$ ;  $c_{pAB}=1250$ ;  $R_{AB}=297$ ;

$FHV=43e6$ ; % J/kg

% DANE DO OBLICZEŃ (z treści zadania)

% Dane silnika

$M_0=1.5$ ; % Liczba macha lotu

$m_0=20$ ; % kg/s

$T_{t4}=1400$ ; % K temperatura przed turbiną

$Spr_{spr}=15$ ;

$T_{tAB}=1750$ ; % K temperatura w dopalaczu

% Parametry otoczenia

$T_0=217$  % K

$T_0 = 217$

$P_0=22e3$  % Pa

$P_0 = 22000$

### Przekrój 0 - przekrój niezaburzony przed silnikiem

% Obliczenia parametrów spiętrzenia w przekroju 0 z równania sprężania

% izentropowego dla przepływu ściśliwego

$T_{t0}=T_0*(1+(k-1)/2*M_0^2)$  % K

$T_{t0} = 314.6500$

$P_{t0}=P_0*(1+(k-1)/2*M_0^2)^(k/(k-1))$  % Pa

$P_{t0} = 8.0763e+04$

% prędkość dźwięku dla zadanej temperatury otoczenia

$a_0=\sqrt{k*R*T_0}$  % m/s



$a_0 = 295.2805$

% Obliczenia prędkości lotu z definicji liczby Macha  
 $V_0 = M_0 * a_0$  % m/s

$V_0 = 442.9208$

### Przekrój 2 - przekrój wlotowy do sprężarki

$T_{t2} = T_{t0}$  %K Z założenia o przepływie izentalpowym w dyszy

$T_{t2} = 314.6500$

$P_{t2} = P_{t0}$  %Pa Wlot silnika bez uwzględnienia strat

$P_{t2} = 8.0763e+04$

### Przekrój 3 - przekrój wylotowy ze sprężarki / wlot do komory spalania

$T_{t3} = T_{t2} * Spr\_spr^{((k-1)/k)}$  % K Z równani sprężania izentropowego

$T_{t3} = 682.1090$

$P_{t3} = P_{t2} * Spr\_spr$  %Pa Z definicji sprężu sprężarki

$P_{t3} = 1.2114e+06$

### OBLICZENIA SPREŻARKI /COMPRESSOR

% Praca sprężarki  
 $WC = cp * (T_{t3} - T_{t2})$  % J/kg

$WC = 3.6930e+05$

%M oc sprężarki  
 $PC = m_0 * WC$  % W

$PC = 7.3859e+06$

### Przekrój 4 - przekrój wlotowy z komory spalania / wlot do turbiny

$T_{t4} = T_{t4}$  % K z danych do zadania

$T_{t4} = 1400$

$P_{t4} = P_{t3}$  % Pa z warunku spalania izobarycznego

$P_{t4} = 1.2114e+06$

### OBLICZENIA KOBORY SPALANIA / BURNER

% Względny wydatek paliwa  
 $f = cp_B * (T_{t4} - T_{t3}) / FHV$  % - z bilansu cieplnego komory spalania

$f = 0.0200$

% wydatek paliwa

$$mf = m_0 * f$$

% kg/s

$$mf = 0.4007$$

### Przekrój 5 - przekrój wylotowy z turbiny

$$Tt5 = Tt4 - WC / (1 + f) / c_{pt} \quad \% K \quad \text{z bilansu współpracy turbina-sprężarka}$$

$$Tt5 = 1.0906e+03$$

$$Pt5 = Pt4 * (Tt5 / Tt4)^{(k_t / (k_t - 1))} \quad \% Pa \quad \text{Z równania rozprężania izentropowego}$$

$$Pt5 = 4.4269e+05$$

### Przekrój 9 - przekrój wylotowy z dyszy silnika

$$Tt9 = Tt5 \quad \% K \quad \text{Z warunku przepływu izentalpowego w dyszy}$$

$$Tt9 = 1.0906e+03$$

$$Pt9 = Pt5 \quad \% Pa \quad \text{Założenie dla dyszy bez strat przepływowych}$$

$$Pt9 = 4.4269e+05$$

$$P9 = P_0 \quad \% Pa \quad \text{Warunek rozprężu całkowitego w dyszy wylotowej}$$

$$P9 = 22000$$

$$T9 = Tt9 * (P9 / Pt9)^{((k_t - 1) / k_t)} \quad \% K \quad \text{Z równania rozprężania izentropowego w dyszy}$$

$$T9 = 517.8221$$

$$M9 = ((Tt9 / T9 - 1) * 2 / (k_t - 1))^{0.5} \quad \% - \text{L. Macha Z równania dla przepływu izentropowego ściśliwego}$$

$$M9 = 2.5891$$

$$a9 = (k_t * R_t * T9)^{0.5} \quad \% m/s \quad \text{Prędkość dźwięku w przekroju 9}$$

$$a9 = 446.9049$$

$$V9 = M9 * a9 \quad \% m/s \quad \text{Prędkość wypływu strumienia spalin z silnika}$$

$$V9 = 1.1571e+03$$

### OBLICZENIA PARAMETRÓW OSIĄGOWYCH SILNIKA BEZ DOPALACZA

% Ciąg / Thrust

$$T = m_0 * (1 + f) * V9 - m_0 * V_0 \quad \% N$$

$$T = 1.4747e+04$$

% Ciąg jednostkowy / specific thrust

$$ST = T / m_0 \quad \% Ns/kg$$

$$ST = 737.3348$$

% Jednostkowe zużycie paliwa / Specific fuel consumption  
 $SFC=f/ST$  % kg/N/s

$$SFC = 2.7171e-05$$

$SFC=SFC*3600$  % kg/N/h

$$SFC = 0.0978$$

% Sprawność cieplna / thermal efficiency  
 $spr\_th=((1+f)*V9^2-V0)/2/f/FHV$

$$spr\_th = 0.7924$$

% Sprawność napędowa / propulsive efficiency  
 $spr\_p=ST*V0/(((1+f)*V9^2-V0)/2)$

$$spr\_p = 0.4784$$

% Sprawność ogólna / overall efficiency  
 $spr\_o=spr\_th*spr\_p$

$$spr\_o = 0.3791$$

## OBLICZENIA DLA WŁĄCZONEGO DOPALACZA

Obliczenia parametrów wyjściowych z doalacza - parametry wejściowe do dopalacza to parametry z przekrou 5 dla silnika bez dopalacza

### Przekrój AB - przekrój wylotowy z dopalacza / AFTERBURNER

$TtAB=TtAB$  % K Z treści zadania

$$TtAB = 1750$$

$PtAB=Pt5$  % kPa Z warunku spalania izobarycznego w doplaczu dla silnika idealnego

$$PtAB = 4.4269e+05$$

% względny wydatek paliwa w dopalczu  
 $fAB=(1+f)*cpAB*(TtAB-Tt5)/FHV$  % - Z bilansu ciepnego dopalacza

$$fAB = 0.0196$$

% wydatek paliwa w dopalczau  
 $mfAB=m0*fAB$  %kg/s

$$mfAB = 0.3911$$

### Przekrój 9 - przekrój wylotowy z dyszy silnika

$Tt9=TtAB$  % K Z warunku przepływu izentalpowego w dyszy

$$Tt9 = 1750$$

$Pt9=PtAB$  % Pa Przepływ bez strat przepływowych w dyszy

$$Pt9 = 4.4269e+05$$

$P_9 = P_0$  % Pa Rozpręż zupełny w dyszy wylotowej

$P_9 = 22000$

$T_9 = T_t9 * (P_9 / P_t9)^{((k_{AB}-1)/k_{AB})}$  % K Z równania rozprężu izentropowego w dyszy wylotowej

$T_9 = 875.3641$

$M_{9AB} = ((T_t9/T_9 - 1) * 2 / (k_{AB} - 1))^{0.5}$  % - L. Macha z równania dla przepływu izentropowego ściśliwego

$M_{9AB} = 2.5809$

$a_{9AB} = (k_{AB} * R_{AB} * T_9)^{0.5}$  % m/s Prędkość dźwięku strumienia w przekroju 9

$a_{9AB} = 581.3588$

$V_{9AB} = M_{9AB} * a_{9AB}$  % m/s Prędkość wypływu strumienia z silnika po włączeniu dopalacza

$V_{9AB} = 1.5004e+03$

## OBLICZENIA PARAMETRÓW OSIĄGOWYCH SILNIKA Z DOPALACZEM

% Sumaryczny względny wydatek paliwa w silniku po włączeniu dopalacza

$f_{sum} = f + f_{AB}$

$f_{sum} = 0.0396$

% Sumaryczny wydatek paliwa w silniku po włączeniu dopalacza

$mf_{sum} = mf + mf_{AB}$  % kg/s

$mf_{sum} = 0.7918$

% Ciąg silnika z dopalaczem / Thrust

$T_{AB} = m_0 * (1 + f_{sum}) * V_{9AB} - m_0 * V_0$  % N

$T_{AB} = 2.2338e+04$

% Ciąg jednostkowy silnika z dopalaczem / specific thrust

$ST_{AB} = T_{AB} / m_0$  % Ns/kg

$ST_{AB} = 1.1169e+03$

% Jednostkowe zużycie paliwa silnika z dopalaczem / Specific fuel consumption

$SFC_{AB} = f_{sum} / ST_{AB}$  % kg/N/s

$SFC_{AB} = 3.5444e-05$

$SFC_{AB} = SFC_{AB} * 3600$  % kg/N/h

$SFC_{AB} = 0.1276$

% Sprawność cieplna / thermal efficiency

$spr_{th\_AB} = ((1 + f_{sum}) * V_{9AB}^2 - V_0^2) / (2 * f_{sum} * FHV)$

$spr_{th\_AB} = 0.6298$

% Sprawność napędowa / propulsive efficiency  
 $spr\_p\_AB = ST \cdot V_0 / ((1 + f\_sum) \cdot V_{9AB}^2 / 2 - (V_0^2) / 2)$

spr\_p\_AB = 0.3046

% Sprawność ogólna / overall efficiency  
 $spr\_o\_AB = spr\_th\_AB \cdot spr\_p\_AB$

spr\_o\_AB = 0.1918

## ZESTAWIENIE WYNIKÓW SILNIKA Z DOPALACZEM I BEZ DOPALACZA

```
Tabela=table({'Thrust';'Specific Thrust';'Specific fuel consump';'therm. efficiency';'prop. effi...
{'kN';'N*s/kg';'kg/N/h';'-';'-';'-'},[T/1000;ST;SFC;spr_th;spr_p;spr_o],[T_AB/1000;ST_AB;SFC_AB;spr_th_AB;spr_p_AB;spr_o_AB],['AB OFF';'AB ON'])
Tabela.Properties.VariableNames={'Parameter' 'Unit' 'AB OFF' 'AB ON'}
```

Tabela = 6x4 table

	Parameter	Unit	AB OFF	AB ON
1	'Thrust'	'kN'	14.7467	22.3383
2	'Specific Thrust'	'N*s/kg'	737.3348	1.1169e+03
3	'Specific fuel...	'kg/N/h'	0.0978	0.1276
4	'therm. effici...	'-'	0.7924	0.6298
5	'prop. efficiency'	'-'	0.4784	0.3046
6	'overall effic...	'-'	0.3791	0.1918

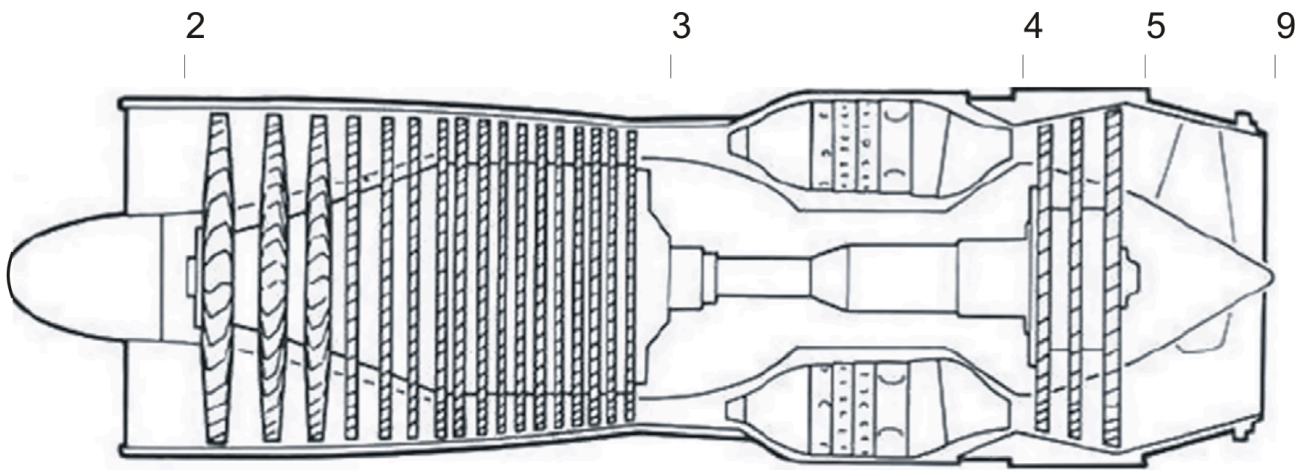
Wnioski:

Włączenie dopalacza powoduje:

- zwiększeni ciągu i ciągu jednostkowego w większym stopniu niż dla prędkości 0
- wzrost jednostkowego zużycia paliwa w mniejszym stopniu niż dla prędkości 0
- Zmniejszenie sprawności cieplnej

Sprawności napędowa i ogólna dla obu przypadków są równe 0, bo prędkość lotu jest 0

## 4) Obliczenia silnika idealnego jednaprzepływowego o niezupełnym rozprężu w dyszy wylotowej - w odniesieniu do silnika o rozprężu zupełnym



Policzyć silnik idealny jednoprzepływowy: ciąg, ciąg jednostkowy, jednostkowe zużycie paliwa oraz sprawności: cieplną napędową i ogólną dla silnika o pełnym i niepełnym rozprężu w dyszy wylotowej.

$T_0=217$  K,  $P_0=22$  kPa,  $M_0=0.8$ , Spręż sprężarki 8, temperatura na wejściu do turbiny  $T_{t4}=1300$  K oraz wydatek masowy  $m=20$  kg/s. Dla silnika o niepełnym rozprężu w dyszy przyjąć, że ciśnienie statyczne w przekroju 9= $P_{t9}/1.85$

W obliczeniach uwzględnić: dla powietrza:  $k=1.4$ ;  $c_p=1005$  J/kg/K,  $R=287$  J/kg/K, dla spalin w turbinie i dyszy wylotowej  $k_t=1.33$ ,  $c_{pt}=1170$  J/kg/K,  $R_t=290$  J/kg/K, dla spalania  $c_{p3-4}=1200$  J/kg/K, Dla paliwa wartość opałową przyjąć  $FHV=43$  MJ/kg

% DANE GAZU:

$k=1.4$ ;

$c_p=1005$ ; % J/kg/K

$R=287$ ; % J/kg/K

% PARAMETRY DLA SPALIN NA TURBINIE I W DYSZY WYLOTOWEJ

$k_t=1.33$ ; %

$c_{pt}=1170$ ; % J/kg/K

$R_t=290$ ; % J/kg/K

% CIEPŁO WŁAŚCIWE DLA PROCESU SPALANIA W KOMORZE SPALANIA

$c_{pB}=1200$ ; % J/kg/K

% DANE DO OBLICZEŃ

% Dane silnika

$M_0=0.8$ ; % Liczba Macha lotu

$m_0=20$ ; % kg/s

$T_{t4}=1300$ ; % K

$Spr_{spr}=8$ ;

% Parametry otoczenia

$T_0=217$  % K

$T_0 = 217$

$P_0=22e3$  % Pa

$P_0 = 22000$

### Przekrój 0 - przekrój niezaburzony przed silnikiem

% Obliczenia parametrów spiętrzenia w przekroju 0 z równania sprężania  
% izentropowego dla przepłtwnu ściśliwego  
 $Tt0 = T0 * (1 + (k-1)/2 * M0^2)$  %K

Tt0 = 244.7760

$Pt0 = P0 * (1 + (k-1)/2 * M0^2)^{(k/(k-1))}$  %Pa

Pt0 = 3.3535e+04

% Obliczenia prędkości lotu z definicji liczby Macha  
 $V0 = M0 * \text{sqrt}(k * R * T0)$  % m/s

V0 = 236.2244

### Przekrój 2 - przekrój wlotowy do sprężarki

$Tt2 = Tt0$  % K

Tt2 = 244.7760

$Pt2 = Pt0$  % Pa

Pt2 = 3.3535e+04

### Przekrój 3 - przekrój wylotowy ze sprężarki / wlot do komory spalania

$Tt3 = Tt2 * \text{Spr\_spr}^{((k-1)/k)}$  % K

Tt3 = 443.3988

$Pt3 = Pt2 * \text{Spr\_spr}$  % Pa

Pt3 = 2.6828e+05

### OBLICZENIA SPREŻARKI /COMPRESSOR

%Praca sprężarki  
 $WC = cp * (Tt3 - Tt2)$  % J/kg

WC = 1.9962e+05

%Moc sprężarki  
 $PC = m0 * WC$  % W

PC = 3.9923e+06

### Przekrój 4 - przekrój wlotowy z komory spalania / wlot do turbiny

$Tt4 = Tt4$  % K

Tt4 = 1300

$$Pt4=Pt3 \quad \% Pa$$

$$Pt4 = 2.6828e+05$$

## OBLICZENIA KOBORY SPALANIA / BURNER

$$\% \text{ Względny wydatek paliwa} \\ f=cpB*(Tt4-Tt3)/FHV \quad \% -$$

$$f = 0.0239$$

$$\% \text{ wydatek paliwa} \\ mf=m0*f \quad \% kg/s$$

$$mf = 0.4781$$

## Przekrój 5 - przekrój wylotowy z turbiny

$$Tt5=Tt4-WC/(1+f)/cpt \quad \% K$$

$$Tt5 = 1.1334e+03$$

$$Pt5=Pt4*(Tt5/Tt4)^{(kt/(kt-1))} \quad \% Pa$$

$$Pt5 = 1.5435e+05$$

## Przekrój 9 - przekrój wylotowy z dyszy silnika - rozpręż zupełny (UNCHOCKED NOZZLE)

$$Tt9=Tt5 \quad \% K$$

$$Tt9 = 1.1334e+03$$

$$Pt9=Pt5 \quad \% Pa$$

$$Pt9 = 1.5435e+05$$

$$P9=P0 \quad \% Pa \quad \text{Rozpręż zupełny w dyszy wylotowej}$$

$$P9 = 22000$$

$$T9=Tt9*(P9/Pt9)^{((kt-1)/kt)} \quad \% K$$

$$T9 = 698.9435$$

$$M9=((Tt9/T9-1)*2/(kt-1))^{0.5}$$

$$M9 = 1.9409$$

$$a9=(kt*Rt*T9)^{0.5} \quad \% m/s$$

$$a9 = 519.2134$$

$$V9=M9*a9 \quad \% m/s$$

$$V9 = 1.0077e+03$$

## OBLICZENIA PARAMETRÓW OSIĄGOWYCH SILNIKA DLA ROZPRĘŻU ZUPEŁNEGO



% Ciąg / Thrust

$$T = m_0 \cdot (1+f) \cdot V_9 - m_0 \cdot V_0 \quad \% \text{ N}$$

$$T = 1.5912e+04$$

% Ciąg jednostkowy / specific thrust

$$ST = T/m_0 \quad \% \text{ Ns/kg}$$

$$ST = 795.5896$$

% Jednostkowe zużycie paliwa / Specific fuel consumption

$$SFC = f/ST \quad \% \text{ kg/N/s}$$

$$SFC = 3.0047e-05$$

$$SFC = SFC \cdot 3600 \quad \% \text{ kg/N/h}$$

$$SFC = 0.1082$$

% Sprawność cieplna / thermal efficiency

$$\text{spr\_th} = ((1+f) \cdot V_9^2 - V_0^2) / 2 / f / FHV$$

$$\text{spr\_th} = 0.5057$$

% Sprawność napędowa / propulsive efficiency

$$\text{spr\_p} = ST \cdot V_0 / (((1+f) \cdot V_9^2 - V_0^2) / 2)$$

$$\text{spr\_p} = 0.3616$$

% Sprawność ogólna / overall efficiency

$$\text{spr\_o} = \text{spr\_th} \cdot \text{spr\_p}$$

$$\text{spr\_o} = 0.1828$$

**Przekrój 9 - przekrój wylotowy z dyszy silnika - rozpręż niezupełny (CHOCKED NOZZLE) (obliczenia dla zdefiniowanego ciśnienia statycznego w dyszy wylotowej)**

$$P_{t9} = P_{t5}$$

$$P_{t9} = 1.5435e+05$$

$$T_{t9} = T_{t5}$$

$$T_{t9} = 1.1334e+03$$

% CIŚNIENIE I TEMPERATURA STATYCZNA W PRZEKROJU WYLOTOWYM DYSZY DLA ROZPRĘŻU NIEZUPEŁNEGO

$$P_{9RN} = P_{t9} / 1.85 \quad \% \text{ Pa}$$

$$P_{9RN} = 8.3432e+04$$

$$T_{9RN} = T_{t9} \cdot (P_{9RN} / P_{t9})^{(k_t - 1) / k_t} \quad \% \text{ K}$$

$$T_{9RN} = 972.9298$$

% PRĘDKOŚĆ WYLOTOWA W DYSZY DLA ROZPRĘŻU NIEZUPEŁNEGO

$$M_{9RN} = ((T_{t9} / T_{9RN} - 1) \cdot 2 / (k_t - 1))^{0.5} \quad \% \text{ L. Macha}$$

M9RN = 0.9997

$a_{9RN} = (k_t \cdot R_t \cdot T_{9RN})^{0.5}$  % m/s prędkość dźwięku

a9RN = 612.5839

$V_{9RN} = M_{9RN} \cdot a_{9RN}$  % m/s prędkość wypływu z dyszy

V9RN = 612.4086

% PRĘDKOŚĆ PO ROZPRĘŻENIU DO CIŚNIENIA OTOCZENIA  
% Gęstość strumienia w przekroju wylotowym dyszy [kg/m<sup>3</sup>]  
 $R_{09RN} = P_{9RN} / R_t / T_{9RN}$

RO9RN = 0.2957

% Prędkość po rozprężeniu do ciśnienia otoczenia  
 $V_{9e} = V_{9RN} + (P_{9RN} - P_0) / R_{09RN} / V_{9RN}$  % m/s

V9e = 951.6434

% Temperatura statyczna spalin po rozprężeniu do ciśnienia otoczenia  
 $T_{9e} = T_{t9} - V_{9e}^2 / 2 / c_p$  % K

T9e = 746.3521

$P_{9e} = P_0$  % Pa W przekroju 9e strumień spalin osiągnie ciśnienie P0

P9e = 22000

## OBLICZENIA PARAMETRÓW OSIĄGOWYCH SILNIKA DLA ROZPRĘŻU NIEZUPEŁNEGO

% Ciąg / Thrust  
 $TRN = m_0 \cdot (1+f) \cdot V_{9e} - m_0 \cdot V_0$  % N

TRN = 1.4763e+04

% Ciąg jednostkowy / specific thrust  
 $STRN = TRN / m_0$  % Ns/kg

STRN = 738.1681

% Jednostkowe zużycie paliwa / Specific fuel consumption  
 $SFC_{RN} = f / STRN$  % kg/N/s

SFC\_RN = 3.2384e-05

$SFC_{RN} = SFC_{RN} \cdot 3600$  % kg/N/h

SFC\_RN = 0.1166

% Sprawność cieplna / thermal efficiency  
 $spr_{th\_RN} = ((1+f) \cdot V_{9e}^2 - V_0^2) / 2 / f / F_{HV}$

spr\_th\_RN = 0.4509

% Sprawność napędowa / propulsive efficiency

$$\text{spr\_p\_RN} = \text{STRN} \cdot V_0 / (((1+f) \cdot V_9e^2 - V_0) / 2)$$

$$\text{spr\_p\_RN} = 0.3762$$

% Sprawność ogólna / overall efficiency

$$\text{spr\_o\_RN} = \text{spr\_th\_RN} \cdot \text{spr\_p\_RN}$$

$$\text{spr\_o\_RN} = 0.1696$$

## ZESTAWIENIE WYNIKÓW SILNIKA ROZPRĘŻ ZUPEŁNY I ROZPRĘŻ NIEZUPEŁNY W DYSZY

```
Tabela=table({'T9';'V9';'P9';'T9e';'V9e';'Thrust';'Specific Thrust';'Specific fuel consump';'thrust efficiency';'prop. efficiency';'overall efficiency'}, {'K';'m/s';'kPa';'K';'m/s';'kN';'N*s/kg';'kg/N/h';'-';'-';'-'},...
[T9;V9;P9/1000;T9;V9;T/1000;ST;SFC;spr_th;spr_p;spr_o],[T9RN;V9RN;P9RN/1000;T9e;V9e;TRN/1000;SFRN;spr_thRN;spr_pRN;spr_oRN],...
Tabela.Properties.VariableNames={'Parameter' 'Unit' 'UNCHOCKED NOZZLE' 'CHOCKED NOZZLE'}
```

Tabela = 11x4 table

	Parameter	Unit	UNCHOCKED NOZZLE	CHOCKED NOZZLE
1	'T9'	'K'	698.9435	972.9298
2	'V9'	'm/s'	1.0077e+03	612.4086
3	'P9'	'kPa'	22	83.4321
4	'T9e'	'K'	698.9435	746.3521
5	'V9e'	'm/s'	1.0077e+03	951.6434
6	'Thrust'	'kN'	15.9118	14.7634
7	'Specific Thrust'	'N*s/kg'	795.5896	738.1681
8	'Specific fuel...	'kg/N/h'	0.1082	0.1166
9	'therm. effici...	'.'	0.5057	0.4509
10	'prop. efficiency'	'.'	0.3616	0.3762
11	'overall effic...	'.'	0.1828	0.1696

W silniku o niezupełnym rozprężu w dyszy wylotowej temperatura i ciśnienie statyczne gazów w przekroju wylotowym silnika są wyższe niż w silniku o zupełnym rozprężu spalin. Poza dyszą strumień gazu rozpręża się i przyspiesza. Ciśnienie statyczne osiąga wartość ciśnienia otoczenia, ale prędkość, ze względu na większe straty nie osiąga wartości prędkości, takiej jak spaliny w pełni rozprężane w dyszy wylotowej. Efektem tego jest pogorszenie wszystkich wskaźników osiągowych silnika o niezupełnym rozprężu spalin w dyszy wylotowej: obniżenie ciągu, ciągu jednostkowego i sprawności cieplnej i ogólnej oraz wzrost jednostkowego zużycia paliwa.

## 5) Obliczenia silnika idealnego jednaprzepływowego o niezupełnym rozprężu w dyszy wylotowej przy zdefiniowanym przekroju dyszy wylotowej

Inaczej będzie można rozwiązać zadanie dla silnika o niezupełnym rozprężu spalin w dyszy wylotowej, gdy będzie zdefiniowany przekrój wylotowy, Przykład obliczeniowy zostanie przedstawiony na podstawie silnika wyliczonego w zadaniu 4. W założeniach dotyczących obliczeń dla przepływu niezupełnego należy przyjąć,

że przekrój wylotowy dyszy wynosi  $A_9=0.1131 \text{ m}^2$ . Parametry spiętrzenia strumienia w przekroju 9 będą jak w zadaniu 4 oraz dane dotyczące prędkości lotu, ciśnienia statycznego otoczenia i zużycia paliwa.

```
% Parametry dyszy wylotowej  
A9=0.1131 % m^2   Przekrój wylotowy z dyszy silnika
```

```
A9 = 0.1131
```

```
% % Dane dotyczące właściwości gazów w dyszy wylotowej, takie jak dla spalin  
% w zadaniu powyżej
```

```
% Parametry całkowite w przekroju 9 takie jak w poprzednim zadaniu:  
Tt9 % K
```

```
Tt9 = 1.1334e+03
```

```
Pt9 % Pa
```

```
Pt9 = 1.5435e+05
```

Dla wyznaczenia parametrów statycznych w dyszy wykorzystane zostanie równanie ciągłości, z którego wyznaczona zostanie iteracyjnie prędkość i gęstość

$$m_9 = A_9 * \rho_9 * V_9$$

W pierwszym przybliżeniu gęstość zostanie wyznaczona dla parametrów całkowitych, a następnie z układu równań wyznaczy się gęstość statyczną

```
R09RN=Pt9/Rt/Tt9 % kg/m^3 - pierwsze przybliżenie gęstości
```

```
R09RN = 0.4696
```

```
% Wydatek masowy powietrza w silniku i wydatek masowy paliwa w [kg/s]  
m0
```

```
m0 = 20
```

```
mf
```

```
mf = 0.4781
```

```
V9RN=(m0+mf)/R09RN/A9 % m/s - pierwsze przybliżenie prędkości wylotowej
```

```
V9RN = 385.5605
```

```
T9RN=Tt9-(V9RN^2)/2/cpt % K - Temperatura statyczna wyrażana z zależności przepływu ściśliwego
```

```
T9RN = 1.0698e+03
```

```
P9RN=Pt9*(T9RN/Tt9)^(kt/(kt-1)) % Pa - ciśnienie statyczne z równania izentropy
```

```
P9RN = 1.2233e+05
```

W drugim kroku gęstość zostanie wyznaczona dla parametrów statycznych w przekroju 9 i powtórzone zostaną obliczenia pozostałych parametrów

$R_{O9RN} = P_{9RN} / R_t / T_{9RN}$  % kg/m<sup>3</sup> - drugie przybliżenie gęstości

$R_{O9RN} = 0.3943$

$V_{9RN} = (m_0 + m_f) / R_{O9RN} / A_9$  % m/s - drugie przybliżenie prędkości wylotowej

$V_{9RN} = 459.2070$

$T_{9RN} = T_{t9} - (V_{9RN}^2) / 2 / c_{pt}$  % K - nowa wartość temperatury statycznej

$T_{9RN} = 1.0433e+03$

$P_{9RN} = P_{t9} * (T_{9RN} / T_{t9})^{(k_t / (k_t - 1))}$  % Pa - nowa wartość ciśnienia statycznego

$P_{9RN} = 1.1053e+05$

Kolejne obliczenia będą realizowane w pętli do momentu, kiedy kolejne wartości gęstości nie będą się różnić więcej niż 0,01%. Dlatego obecna wartość zostanie przypisana jako  $R_{O9RN\_old}$  i dla aktualnie wyznaczonych wartości temperatur i ciśnień wyznaczona zostanie nowa wartość gęstości  $R_{O9NR}$ .

```
i=2;
R09RN_old=R09RN;
R09RN=P9RN/Rt/T9RN; % kg/m^3 - trzecie przybliżenie gęstości
while abs(R09RN-R09RN_old)/R09RN_old>0.0001
```

```
    i=i+1;
    R09RN_old=R09RN;
    V9RN=(m0+m_f)/R09RN/A9;
    T9RN=Tt9-(V9RN^2)/2/cpt;
    P9RN=Pt9*(T9RN/Tt9)^(kt/(kt-1));
    R09RN=P9RN/Rt/T9RN;
end
% WYNIK OBLICZEŃ PO WYKONANIU ITERACJI
i % Liczba iteracji
```

$i = 58$

$R_{O9RN}$  % kg/s gęstość w przekroju 9

$R_{O9RN} = 0.3032$

$V_{9RN}$  % m/s prędkość w przekroju 9

$V_{9RN} = 597.1100$

$T_{9RN}$  % K temperatura statyczna w przekroju 9

$T_{9RN} = 981.0037$

$P_{9RN}$  % Pa - ciśnienie statyczne w przekroju 9

$P_{9RN} = 8.6258e+04$

Następnie można kontynuować obliczenia wg schematu z zadania 4

% Ciśnienie P0 [Pa]

P0

P0 = 22000

% Prędkość po rozprężeniu do ciśnienia otoczenia

$V9e = V9RN + (P9RN - P0) / R09RN / V9RN$  % m/s

V9e = 952.0392

% Temperatura statyczna spalin po rozprężeniu do ciśnienia otoczenia

$T9e = Tt9 - V9e^2 / 2 / cpt$  % K

T9e = 746.0300

P9e=P0 % Pa W przekroju 9e strumień spalin osiągnie ciśnienie P0

P9e = 22000

## OBLICZENIA PARAMETRÓW OSIĄGOWYCH SILNIKA DLA ROZPRĘŻU ZUPEŁNEGO

% Ciąg / Thrust

$TRN = m0 * (1 + f) * V9e - m0 * V0$  % N

TRN = 1.4771e+04

% Przy znanej wartości pola przekroju wylotowego dyszy alternatywną metodą  
% obliczeń ciągu dla niezupełnego rozprężu jest:

$TRN = m0 * (1 + f) * V9RN + A9 * (P9RN - P0) - m0 * V0$  % N

TRN = 1.4771e+04

% Ciąg jednostkowy / specific thrust

$STRN = TRN / m0$  % Ns/kg

STRN = 738.5375

% Jednostkowe zużycie paliwa / Specific fuel consumption

$SFC\_RN = f / STRN$  % kg/N/s

SFC\_RN = 3.2368e-05

$SFC\_RN = SFC\_RN * 3600$  % kg/N/h

SFC\_RN = 0.1165

% Sprawność cieplna / thermal efficiency

$spr\_th\_RN = ((1 + f) * V9e^2 - V0^2) / 2 / f / FHV$

spr\_th\_RN = 0.4513

% Sprawność napędowa / propulsive efficiency

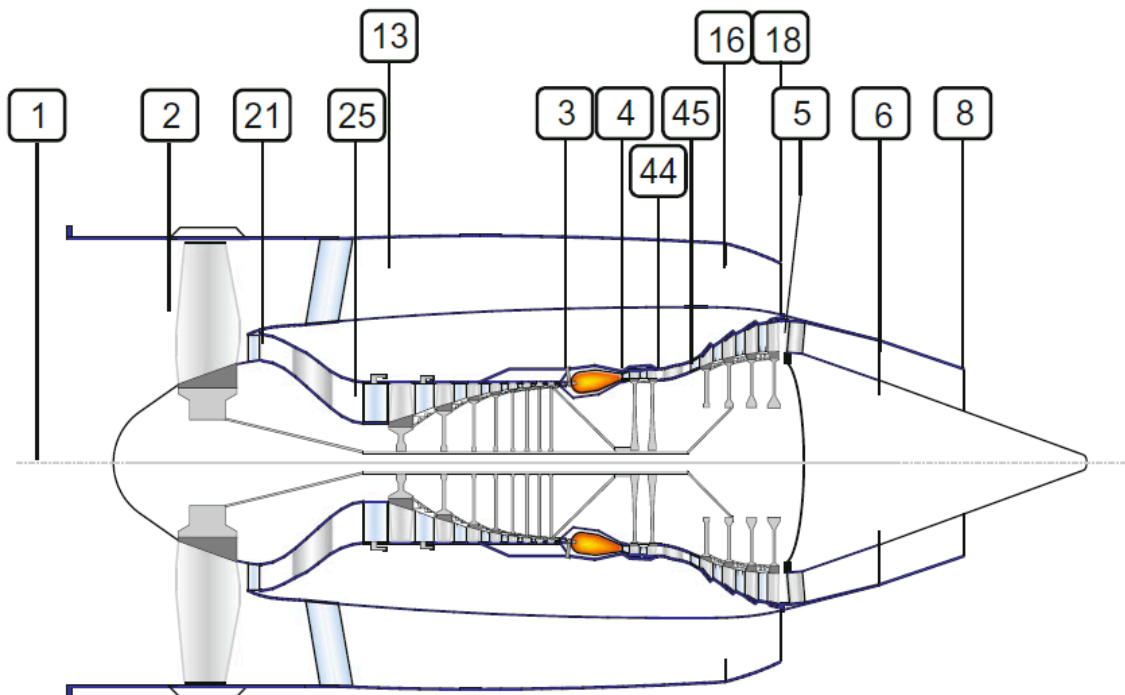
$spr\_p\_RN = ST * V0 / (((1 + f) * V9e^2 - V0^2) / 2)$

spr\_p\_RN = 0.4051

% Sprawność ogólna / overall efficiency

$spr\_o\_RN = spr\_th\_RN * spr\_p\_RN$

## 6) Obliczenia silnika idealnego dwuprzepływowego / turbofan



Policzyć dla silnika idealnego dwuprzepływowego: ciąg, ciąg jednostkowy, jednostkowe zużycie paliwa oraz sprawności cieplną napędową i ogólną: dla następujących danych:

$T_0=216\text{K}$ ,  $P_0=22.6\text{ kPa}$ ,  $M_0=0.8$ , Spręż wentylatora 1.6, spręż sprężarki 15, temperatura na wejściu do turbiny  $T_{t4}=1500\text{ K}$  stopień dwuprzepływowości  $BPR=8$ , oraz wydatek masowy  $m=60\text{ kg/s}$ . W obliczeniach uwzględnić właściwości gazu: dla powietrza:  $k=1.4$ ;  $c_p=1005\text{ J/kg/K}$ ,  $R=287\text{ J/kg/K}$ , dla spalin w turbinie i dyszy wylotowej  $k_t=1.33$ ,  $c_{pt}=1170\text{ J/kg/K}$ ,  $R_t=290\text{ J/kg/K}$  dla spalania  $c_{pB}=1200\text{ J/kg/K}$ , Dla paliwa wartość opałową przyjąć  $FHV=43\text{ MJ/kg}$ , w obydwu dyszach wylotowych założyć rozpręż zupełny.

### % DANE GAZU:

$k=1.4$ ;  
 $c_p=1005$ ; % J/kg/K  
 $R=287$ ; % J/kg/K  
 $k_t=1.33$ ; % J/kg/K  
 $c_{pt}=1170$ ; % J/kg/K  
 $R_t=290$ ; % J/kg/K  
 $c_{pB}=1200$ ; % J/kg/K  
 $FHV=43e6$  % J/kg

$FHV = 43000000$

### % DANE DO OBLICZEŃ

% Dane silnika  
 $M_0=0.8$ ;

Tt4=1500; % K  
Spr\_F=1.6;

Spr\_spr=15;  
BPR=11;  
m0=60; % kg/s  
% Parametry otoczenia  
T0=216 % K

T0 = 216

P0=22.6e3 % Pa

P0 = 22600

### Przekrój 0 - przekrój niezaburzony przed silnikiem

a0=(k\*R\*T0)^0.5 % m/s Prędkość dźwięku

a0 = 294.5994

V0=a0\*M0 % m/s Prędkość lotu

V0 = 235.6795

Tt0=T0\*(1+(k-1)/2\*M0^2) % K Temperatura całkowita

Tt0 = 243.6480

Pt0=P0\*(1+(k-1)/2\*M0^2)^(k/(k-1)) % Pa Ciśnienie całkowite

Pt0 = 3.4450e+04

### Przekrój 2 - przekrój wlotowy do wentylatora

Tt2=Tt0 % K

Tt2 = 243.6480

Pt2=Pt0 % Pa

Pt2 = 3.4450e+04

### Przekrój 25 - przekrój wylotowy z wentylatora / wlot do kanału wewnętrznego

Tt25=Tt2\*Spr\_F^((k-1)/k) % K Temperatura w przekroju za wentylatorem obliczona z uwzględnieniem

Tt25 = 278.6653

Pt25=Pt2\*Spr\_F % Pa Ciśnienie w przekroju za wentylatorem

Pt25 = 5.5120e+04

%Praca Wentylatora

WF=cp\*(Tt25-Tt2) % J/kg



$$WF = 3.5192e+04$$

%Moc sprężarki

$$PF = m\theta * WF \quad \% W$$

$$PF = 2.1115e+06$$

### MASA W KANALE WEWNĘTRZNYM / Podział strumienia

$$m25 = m\theta / (1 + BPR) \quad \% \text{ kg/s} \quad \text{Masa względem której odnosi się parametry względne przepływu w}$$

$$m25 = 5$$

### Przekrój 13 - przekrój za wentylatorem / wlot do kanału zewnętrznego

$$m13 = m\theta * BPR / (1 + BPR) \quad \% \text{ kg/s} \quad \text{Masa w kanale zewnętrznym}$$

$$m13 = 55$$

$$Tt13 = Tt25 \quad \% K \quad \text{Temperatura w kanale zewnętrznym}$$

$$Tt13 = 278.6653$$

$$Pt13 = Pt25 \quad \% Pa \quad \text{Ciśnienie w kanale zewnętrznym}$$

$$Pt13 = 5.5120e+04$$

### OBLICZENIA STRUMIENIA W KANALE WEWNĘTRZNYM

#### Przekrój 3 - przekrój wylotowy ze sprężarki / wlot do komory spalania

$$Tt3 = Tt25 * Spr\_spr^{((k-1)/k)} \quad \% K \quad \text{Temperatura na wejściu do komory spalania / za sprężarką}$$

$$Tt3 = 604.1001$$

$$Pt3 = Pt25 * Spr\_spr \quad \% Pa \quad \text{Ciśnienie na wejściu do kom. spalania / za sprężarką}$$

$$Pt3 = 8.2680e+05$$

### OBLICZENIA SPRĘŻARKI /COMPRESSOR

%Praca sprężarki

$$WC = cp * (Tt3 - Tt25) \quad \% J/kg$$

$$WC = 3.2706e+05$$

%Moc sprężarki

$$PC = m25 * WC \quad \% W$$

$$PC = 1.6353e+06$$

### Przekrój 4 - przekrój wlotowy z komory spalania / wlot do turbiny

$$Tt4 = Tt4 \quad \% K \quad \text{Temperatura na wyjściu z komory spalania jest zadana w danych do obliczeń}$$

$$Tt4 = 1500$$

$$Pt4=Pt3 \quad \% Pa \quad \text{Ciśnienie na wyjściu z komory spania z procesu izobarycznego}$$

$$Pt4 = 8.2680e+05$$

## OBLICZENIA KOBORY SPALANIA / BURNER

$$\% \text{ Względny wydatek paliwa w komorze spalania} \\ f=cpB*(Tt4-Tt3)/FHV \quad \% - \text{ Względne zużycie paliwa z bilansu komory spalania - liczone w}$$

$$f = 0.0250$$

$$\% \text{ wydatek paliwa} \\ mf=m25*f \quad \% kg/s$$

$$mf = 0.1250$$

## Przekrój 45 - przekrój wylotowy z turbiny wysokiego ciśnienia

$$Tt45=Tt4-WC/(1+f)/cpt \quad \% K \quad \text{Z bilansu współpracy turbiny wysokiego ciśnienia i sprężarki}$$

$$Tt45 = 1.2273e+03$$

$$Pt45=Pt4*(Tt45/Tt4)^{(kt/(kt-1))} \quad \% Pa \quad \text{z równania izentropy dla parametrów wejściowych i wyjści}$$

$$Pt45 = 3.6827e+05$$

## Przekrój 5 - przekrój wylotowy z turbiny niskiego ciśnienia (za turbinami)

$$Tt5=Tt45-(1+BPR)*WF/(1+f)/cpt \quad \% K \text{ obliczany z bilansu energetycznego turbina niskiego ciśnienia}$$

$$Tt5 = 875.1353$$

$$Pt5=Pt45*(Tt5/Tt45)^{(kt/(kt-1))} \quad \% Pa$$

$$Pt5 = 9.4242e+04$$

## Przekrój 8 - przekrój wylotowy z dyszy w kanale wewnętrznym silnika

$$Tt8=Tt5 \quad \% K$$

$$Tt8 = 875.1353$$

$$Pt8=Pt5 \quad \% Pa$$

$$Pt8 = 9.4242e+04$$

$$P8=P0 \quad \% Pa \quad \text{Założenie dla rozpreżu zupełnego w dyszy wewnętrznej}$$

$$P8 = 22600$$

$$T8=Tt8*(P8/Pt8)^{((kt-1)/kt)} \quad \% K \quad \text{Obliczane z równania izentropy dla dyszy wewnętrznej}$$

$$T8 = 614.0539$$

$$M8=((Tt8/T8-1)*2/(kt-1))^{0.5} \quad \% \quad \text{1. Macha w przekroju wylotowym dyszy}$$

$$M8 = 1.6053$$

$$a8=(k_t \cdot R_t \cdot T8)^{0.5} \quad \% \text{ m/s} \quad \text{Prędkość dźwięku w przekroju wylotowym}$$

$$a8 = 486.6627$$

$$V8=M8 \cdot a8 \quad \% \text{ m/s} \quad \text{Prędkość w przekroju wylotowym dyszy}$$

$$V8 = 781.2155$$

## OBLICZENIA KANAŁU ZEWNĘTRZNEGO

### Przekrój 18 - przekrój wylotowy z dyszy w kanale zewnętrznym silnika

$$Tt18=Tt13 \quad \% \text{ K} \quad \text{Z założenia o przepływie izentalpowym w dyszy zewnętrznej silnika}$$

$$Tt18 = 278.6653$$

$$Pt18=Pt13 \quad \% \text{ Pa} \quad \text{Dla silnika bez strat ciśnienia}$$

$$Pt18 = 5.5120e+04$$

$$P18=P0 \quad \% \text{ Pa} \quad \text{Z założenia o rozprężu zupełnym}$$

$$P18 = 22600$$

$$T18=Tt18 \cdot (P18/Pt18)^{((k-1)/k)} \quad \% \text{ K} \quad \text{Z równania izentropy dla rozprężania w dyszy - w kanale ze}$$

$$T18 = 216$$

$$M18=((Tt18/T18-1) \cdot 2 / (k-1))^{0.5} \quad \% \quad \text{1 Macha w przekroju wylotowym dyszy zewnętrznej}$$

$$M18 = 1.2044$$

$$a18=(k \cdot R \cdot T18)^{0.5} \quad \% \text{ m/s} \quad \text{Prędkość dźwięku w zewnętrznej dyszy wylotowej}$$

$$a18 = 294.5994$$

$$V18=M18 \cdot a18 \quad \% \text{ m/s} \quad \text{Prędkość gazów na wylocie z dyszy zewnętrznej}$$

$$V18 = 354.8162$$

## OBLICZENIA PARAMETRÓW OSIĄGOWYCH SILNIKA

% Ciąg / Thrust

$$T=m25 \cdot (1+f) \cdot V8+m13 \cdot V18-m0 \cdot V0 \quad \% \text{ N}$$

$$T = 9.3779e+03$$

% Ciąg jednostkowy / specific thrust

$$ST=T/m0 \quad \% \text{ Ns/kg}$$

$$ST = 156.2976$$

% Jednostkowe zużycie paliwa / Specific fuel consumption

$$SFC=f/ST/(1+BPR) \quad \% \text{ kg/N/s}$$

$$SFC = 1.3330e-05$$

$$SFC=SFC \cdot 3600 \quad \% \text{ kg/N/h}$$

SFC = 0.0480

% Sprawność cieplna / thermal efficiency

$$\text{spr\_th} = ((1+f) \cdot V_8^2 + \text{BPR} \cdot V_{18}^2 - (1+\text{BPR}) \cdot V_0^2) / 2 / f / \text{FHV}$$

spr\_th = 0.6250

% Sprawność napędowa / propulsive efficiency

$$\text{spr\_p} = (1+\text{BPR}) \cdot \text{ST} \cdot V_0 / (((1+f) \cdot V_8^2 + \text{BPR} \cdot V_{18}^2 - (1+\text{BPR}) \cdot V_0^2) / 2)$$

spr\_p = 0.6579

% Sprawność ogólna / overall efficiency

$$\text{spr\_o} = \text{spr\_th} \cdot \text{spr\_p}$$

spr\_o = 0.4112

## 7) Obliczenia silnika dwuprzepływowego o rozprężu niezupełnym

W silniku dwuprzepływowym rozpręż niezupełny może występować w jednej z dysz silnika, albo w obydwu. Obliczenia osiągow są wtedy prowadzone wg zależności dla dyszy niezupełnej. Poniższy przykład będzie dotyczył obliczeń silnika dwuprzepływowego dla silnika dwuprzepływowego, gdy rozpręż niezupełny występuje w dyszy w kanale wewnętrznym. Kanał zewnętrzny daje rozpręż zupełny.

Dla silnika obliczonego w zadaniu 6 policzyć osiągi silnika, gdy w dyszy zewnętrznej występuje rozpręż zupełny, a ciśnienie statyczne w przekroju wylotowym dyszy wewnętrznej  $p_8 = p_{t8} / 1.85$ . Pozostałe dane pozostaną takie same

Rozwiązanie:

Parametry strumienia gazu w przekroju zewnętrznym są takie jak w zadaniu 6, stąd nie będą obliczane.

Parametry całkowite w dyszy wewnętrznej są jak w zadaniu 6, ale parametry statyczne będą się różniły.

Tt8    % K    Temperatura całkowita w przekroju wylotowym wewnętrznej dyszy wylotowej

Tt8 = 875.1353

Pt8    % Pa    ciśnienie całkowite w przekroju wylotowym wewnętrznej dyszy wylotowej

Pt8 = 9.4242e+04

P8RN = Pt8 / 1.85    % Pa    ciśnienie statyczne w wewnętrznej dyszy wylotowej wg danych w zadaniu

P8RN = 5.0942e+04

T8RN = Tt8 \* (P8RN / Pt8) ^ ((kt - 1) / kt)    % K    temperatura z równania izentropy

T8RN = 751.2500

RO8RN = P8RN / Rt / T8RN    % kg/m<sup>3</sup>    gęstość strumienia w przekroju 9

RO8RN = 0.2338

% PRĘDKOŚĆ WYLOTOWA W DYSZY WEWNĘTRZNEJ DLA ROZPRĘŻU NIEZUPEŁNEGO

$$\text{M8RN} = ((\text{Tt8} / \text{T8RN} - 1) \cdot 2 / (\text{kt} - 1))^{0.5} \quad \% \text{ L. Macha}$$

M8RN = 0.9997

$a_{8RN} = (k_t \cdot R_t \cdot T_{8RN})^{0.5}$  % m/s prędkość dźwięku

a8RN = 538.2909

$V_{8RN} = M_{8RN} \cdot a_{8RN}$  % m/s prędkość wypływu z dyszy

V8RN = 538.1369

$V_{8e} = V_{8RN} + (P_{8RN} - P_0) / (R_{O8RN} / V_{8RN})$  % m/s Prędkość spalin w dyszy wewnętrznej po rozprężeniu do ciśn

V8e = 763.3755

## OBLICZENIA PARAMETRÓW OSIĄGOWYCH SILNIKA

Inne nieliczone w zadaniu 7 parametry zaczerpnięto z zadania 6

% Ciąg silnik o niezpełnym rozprężu w wewnętrznej dyszy wylotowej / Thrust

$TRN = m_{25} \cdot (1+f) \cdot V_{8e} + m_{13} \cdot V_{18} - m_0 \cdot V_0$  % N

TRN = 9.2864e+03

% Ciąg jednostkowy silnik o niezpełnym rozprężu w wewnętrznej dyszy wylotowej / specific thrust

$STRN = TRN / m_0$  % Ns/kg

STRN = 154.7738

% Jednostkowe zużycie paliwa silnik o niezpełnym rozprężu w wewnętrznej dyszy wylotowej / Specific fuel consumption

$SFCRN = f / STRN / (1+BPR)$  % kg/N/s

SFCRN = 1.3462e-05

$SFCRN_{h} = SFCRN \cdot 3600$  % kg/N/h

SFCRN = 0.0485

% Sprawność cieplna silnik o niezpełnym rozprężu w wewnętrznej dyszy wylotowej / thermal efficiency

$spr_{th\_RN} = ((1+f) \cdot V_{8e}^2 + BPR \cdot V_{18}^2 - (1+BPR) \cdot V_0^2) / (2 \cdot f \cdot F_{HV})$

spr\_th\_RN = 0.6119

% Sprawność napędowa silnik o niezpełnym rozprężu w wewnętrznej dyszy wylotowej / propulsive efficiency

$spr_{p\_RN} = (1+BPR) \cdot STRN \cdot V_0 / (((1+f) \cdot V_{8e}^2 + BPR \cdot V_{18}^2 - (1+BPR) \cdot V_0^2) / 2)$

spr\_p\_RN = 0.6654

% Sprawność ogólna silnik o niezpełnym rozprężu w wewnętrznej dyszy wylotowej / overall efficiency

$spr_{o\_RN} = spr_{th\_RN} \cdot spr_{p\_RN}$

spr\_o\_RN = 0.4072

Porównanie osiągow silnika dwuprzepływowego o zupełnym i niezpełnym rozprężu.

```
Tabela1=table({'Thrust';'Specific Thrust';'Specific fuel consump';'therm. efficiency';'prop. efficiency';  
{ 'kN'; 'N*s/kg'; 'kg/N/h'; '-'; '-'; '-' },...  
[T/1000;ST;SFC;spr_th;spr_p;spr_o],[TRN/1000;STRN;SFCRN;spr_th_RN;spr_p_RN;spr_o_RN] );
```

T

Tabela1 = 6x4 table

	Parameter	Unit	UNCHOCKED NOZZLE	CHOCKED NOZZLE
1	'Thrust'	'kN'	9.3779	9.2864
2	'Specific Thrust'	'N*s/kg'	156.2976	154.7738
3	'Specific fuel...	'kg/N/h'	0.0480	0.0485
4	'therm. effici...	'-'	0.6250	0.6119
5	'prop. efficiency'	'-'	0.6579	0.6654
6	'overall effic...	'-'	0.4112	0.4072

```
abela1.Properties.VariableNames={'Parameter' 'Unit' 'UNCHOCKED NOZZLE' 'CHOCKED NOZZLE'}
```