ANALZIA PRACY SILNIKA TURBINOWEGO

Robert Jakubowski PhD

Rzeszow University of Technology

Aerospace Engineering Department

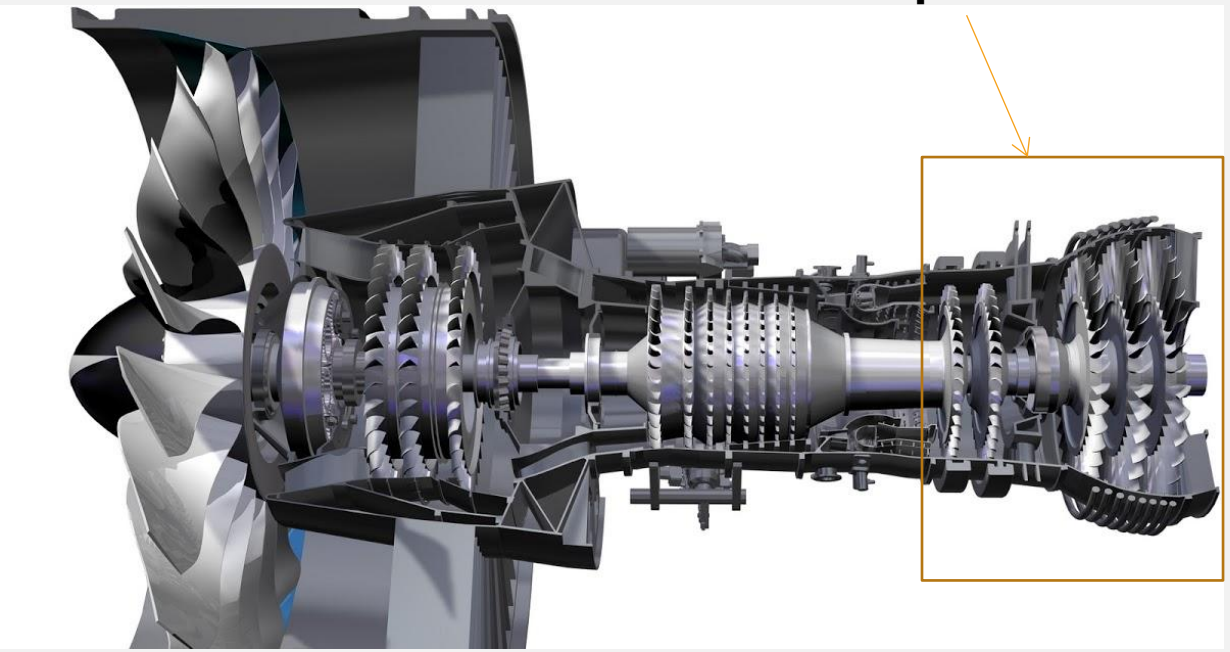
robert.jakubowski@prz.edu.pl

LITERATURA:

- **Jack D. Mattingly, Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets, AIAA Education Series 2006 (Chapter 7)**
- **Jack D. Mattingly, Elements of Gas Turbine Propulsion, Tata McGraw Hill Education Private Limited, 2013 (Chapter 7)**
- **Gordon C. Oates, Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion, AIAA Education Series, 1997 (Chapter 7)**

TURBINY W SILNIKU LOTNICZYM

Zespół turbin



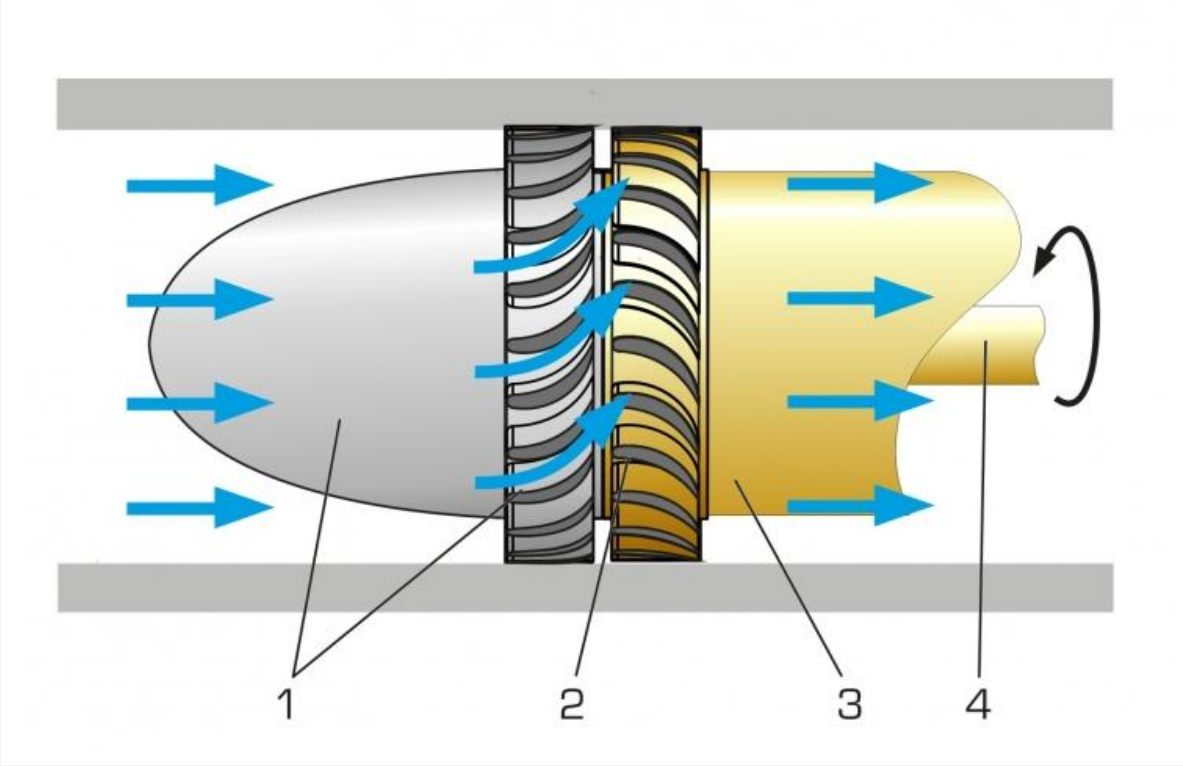


Wieniec wirnika łopatek turbiny

W silniku występuje od jednego do maksymalnie trzech zespołów turbin, z których każdy w zależności od wytwarzanej mocy może składać się z jednego kilku stopni (wieńców łopatek dyszowych i wirnikowych)

Maksymalne moce produkowane przez turbinę osiągają dla dużych silników dwuprzepływowych 30-50 MW. Pojedyncza łopatka wytwarza moc równą mocy silnika auta sportowego. Temperatura gazów na wejściu do turbiny wysokiego ciśnienia przekracza 1800 K

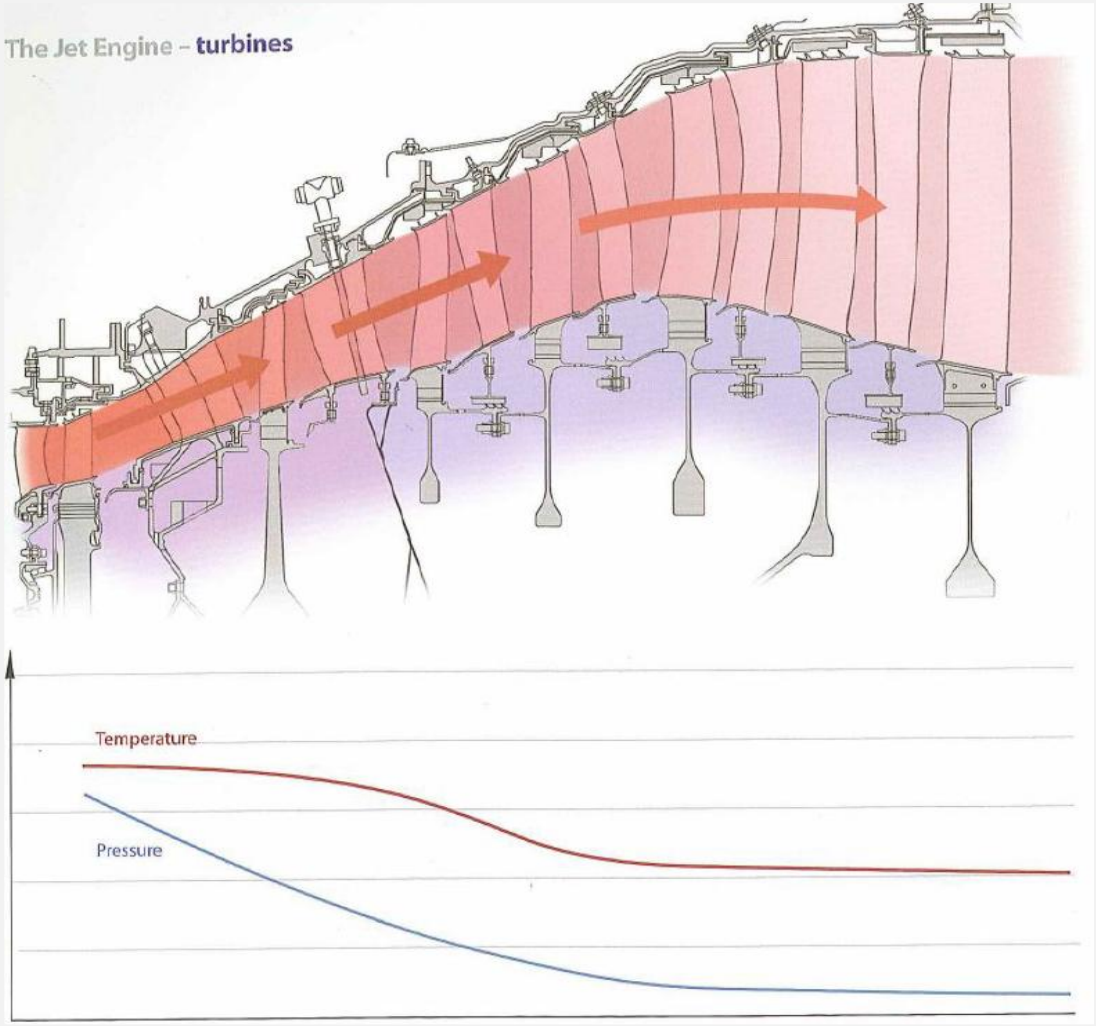
ZASADA DZIAŁANIA TURBINY



Przekształcają energię strumienia gazów (spalin) w silniku w moc mechaniczną niezbędną do napędu sprężarek, wentylatora, urządzeń występujących na silniku (pompy olejowe, paliwowe, generatory prądu), a w przypadku silników śmigłowych i śmigłowcowych wytwarzają moc niezbędną do wytworzenia siły ciągu

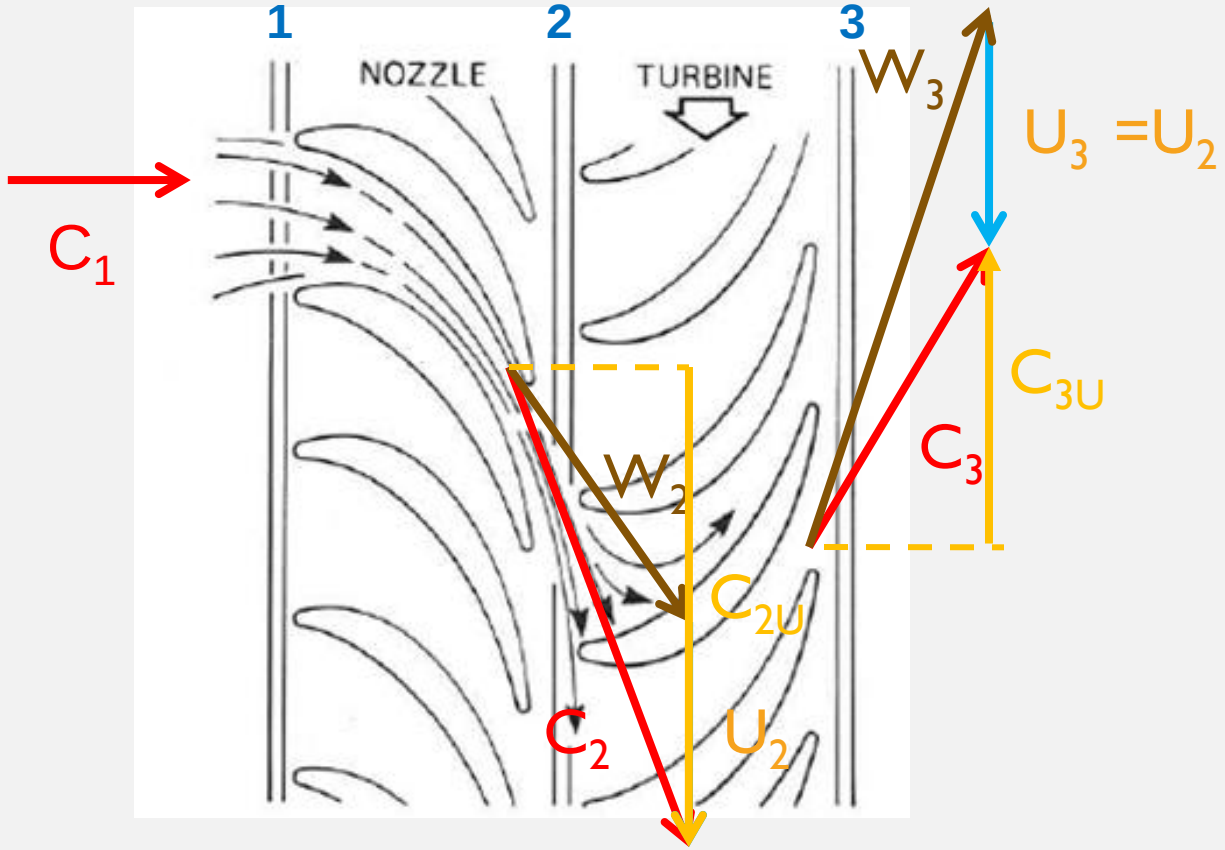
1 – stator (stator vans)
2 – rotor blades
3 – rotor cowl
4 – spool

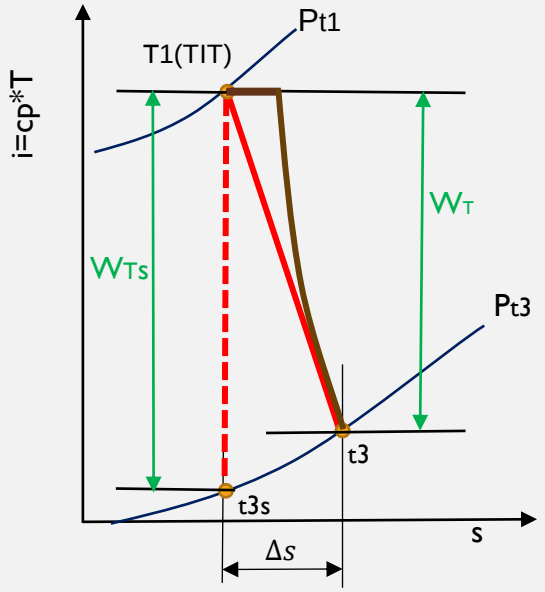
ROZKŁAD TEMPERATURY I CIŚNIENIA NA TURBINIE



Temperatura i ciśnienie gazu w turbinie obniża się. Również gęstość strumienia malej, przez co kolejne sekcje turbiny muszą cechować się większymi polami przekrojów (dłuższymi łopatkami)

PRACA STOPNIA TURBINY





Praca stopnia turbiny

$$W_{st} = u_2(c_{2u} + c_{3u})$$

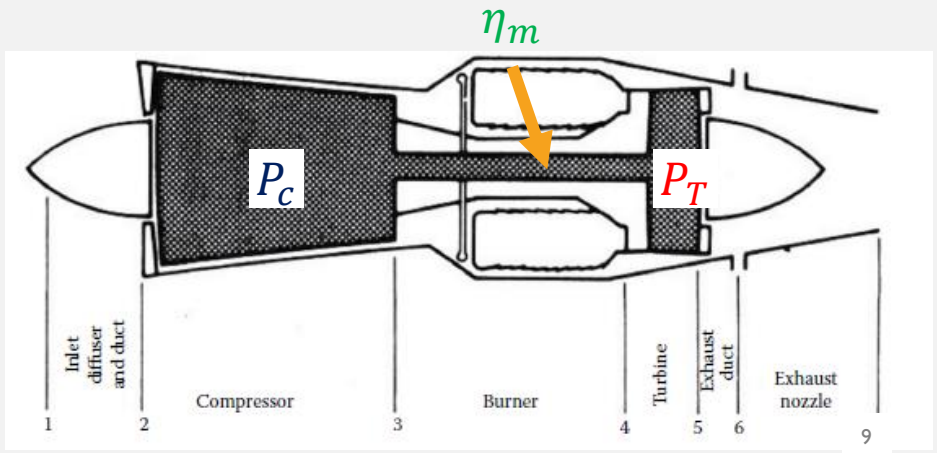
Praca stopnia turbiny:

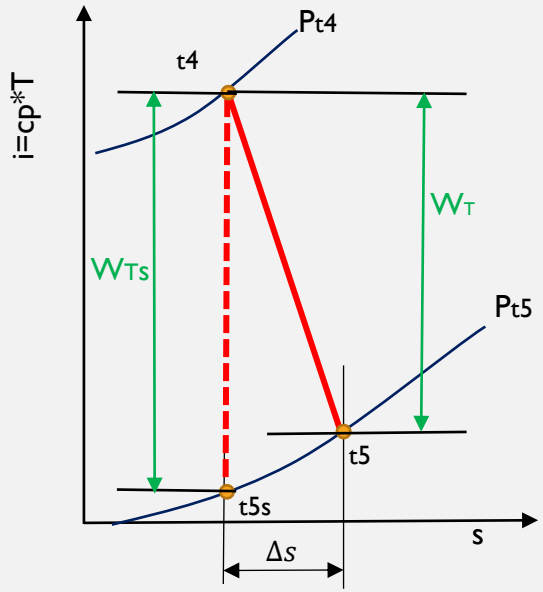
$$W_{st} = c_p(T_{t1} - T_{t3})$$

Sprawność stopnia turbiny

$$\eta_T = \frac{W_T}{W_{Ts}}$$

TURBINA NAPĘDZAJĄCA SPRĘŻARKĘ





Bilans mocy turbiny i napędzanej sprężarki:

$$P_T = \dot{m}_4 Cp_T (T_{t4} - T_{t5}) = \frac{1}{\eta_m} P_C$$

Turbine exit temperaturę (TET)

$$T_{t5} = T_{t4} - \frac{P_C}{\eta_m \dot{m}_4 Cp_T}$$

for: $\dot{m}_2 = \dot{m}_0$ and $\dot{m}_4 = \dot{m}_0 + \dot{m}_f$

$$T_{t5} = T_{t4} - \frac{W_C}{\eta_m (1+f) Cp_T}$$

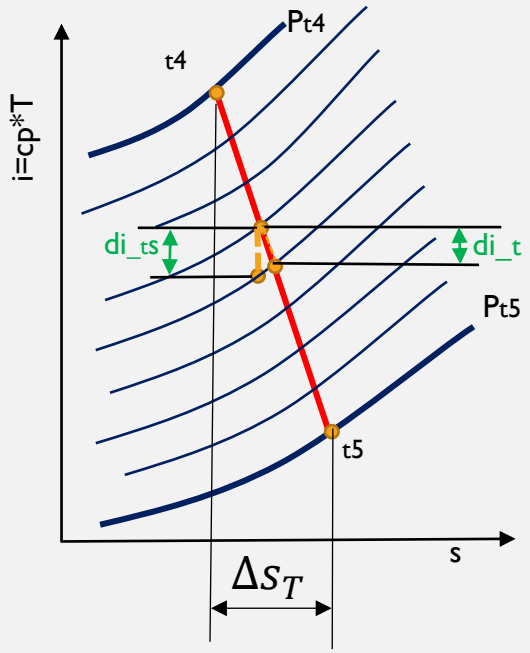
Rozpręż na turbinie (TPR Turbine Pressure Ratio)

$$TPR = P_{t4}/P_{t5} > 1 \qquad \frac{1}{TPR} = \left(1 - \frac{1 - T_{t5}/T_{t4}}{\eta_T}\right)^{\frac{k_t}{k_t - 1}}$$

Sprawność izentropowa turbiny

$$\eta_T = \frac{W_T}{W_{Ts}} = \frac{Cp_t (T_{t4} - T_{t5})}{Cp_t (T_{t4} - T_{t5s})} = \frac{1 - T_{t5}/T_{t4}}{1 - T_{t5s}/T_{t4}} = \frac{1 - T_{t5}/T_{t4}}{1 - (P_{t5}/P_{t4})^{\frac{k_t - 1}{k_t}}}$$

SPRAWNOŚĆ POLITROPOWA TURBINY



$$e_T = \frac{\text{praca dla elemnetarnego } spadku\ ciśnienia\ w\ prcoesie\ rzeczywistym}{\text{praca dla elemnetarnego } spadku\ ciśnienia\ w\ prcoesie\ izentropowym}$$

$$e_T = \frac{di_t}{di_{ts}} = \frac{dT_t}{dT_{ts}} = \frac{dT_t/T_t}{dT_{ts}/T_t} \qquad dT_{ts}/T_t = \frac{k_t - 1}{k_t} dP_t/P_t$$

Po zróżniczkowaniu

$$dT_t/T_t = e_T \frac{k_t - 1}{k_t} dP_t/P_t \longrightarrow \ln(T_{t5}/T_{t4}) = e_T \frac{k_t - 1}{k_t} ln(P_{t5}/P_{t4})$$

$$e_T = \frac{k_t}{k_t - 1} ln\,(T_{t5}/T_{t4})/ln(P_{t5}/P_{t4})$$

$$T_{t5}/T_{t4} = (P_{t5}/P_{t4})^{\frac{e_T(k_t-1)}{k_t}}$$

Przyrost entropii w turbinie:

$$\Delta s_T = Cp_t * ln(T_{t5}/T_{t4}) - R_t ln(P_{t5}/P_{t4}))$$

Sprawność politropowa jest przyjmowana jako stała dla turbiny. Jej wartość nie zależy od liczby stopni w turbinie (TPR). Wyższa sprawność politropowa dotyczy nowoczesnych turbin.
Typowy zakres:
e_T = 0,85 – 0,9

SPRAWNOŚĆ IZENTROPOWA VS SPRAWNOŚĆ POLITROPOWA W TURBINIE

Sprawność izentropowa

$$\eta_T = \frac{1 - T_{t5}/T_{t4}}{1 - (P_{t5}/P_{t4})^{\frac{k_t - 1}{k_t}}}$$

Sprawność politropowa

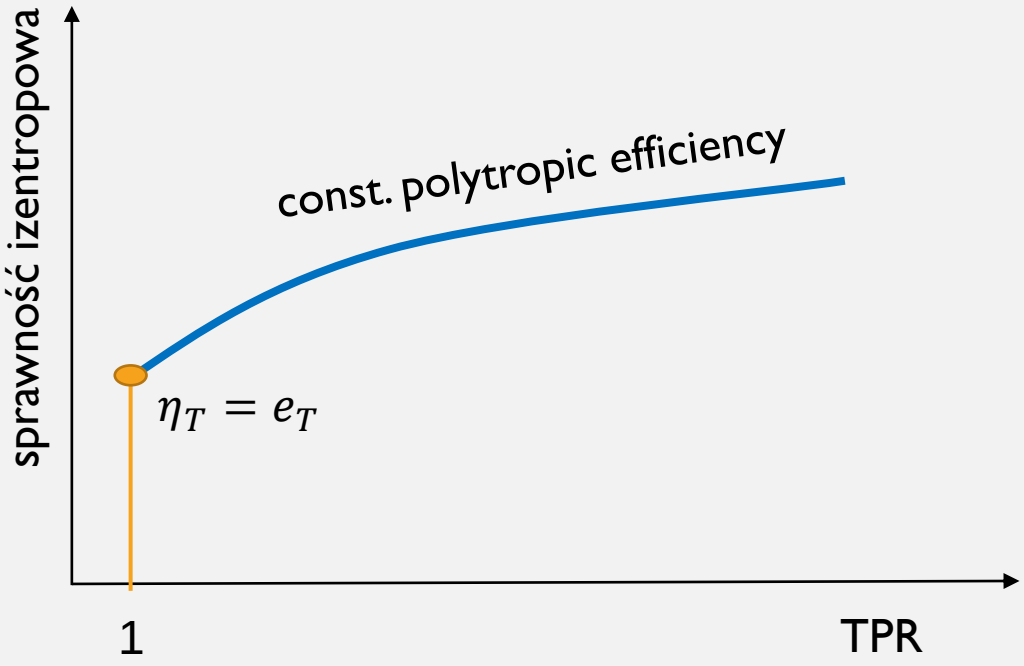
$$T_{t5}/T_{t4} = (P_{t5}/P_{t4})^{\frac{e_T(k_t - 1)}{k_t}}$$

Sprawność izentropowa vs politropowa

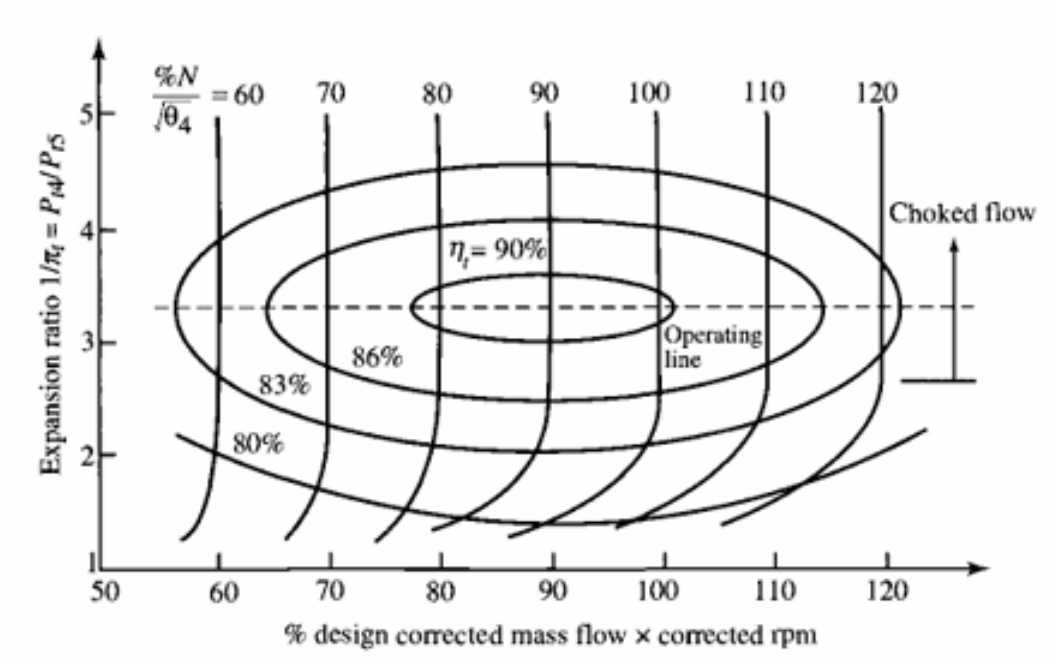
$$\eta_T = \frac{1 - (P_{t5}/P_{t4})^{\frac{e_T(k_t - 1)}{k_t}}}{1 - (P_{t5}/P_{t4})^{\frac{k_t - 1}{k_t}}}$$

Sprawność izentropowa wzrasta wraz ze wzrostem stosunku ciśnień turbiny (TPR) dla określonej sprawności politropowej.

Sprawność izentropowa turbiny dla TPR>1 jest wyższa niż sprawność politropowa.



CHARAKTERYSTYKA TURBINY

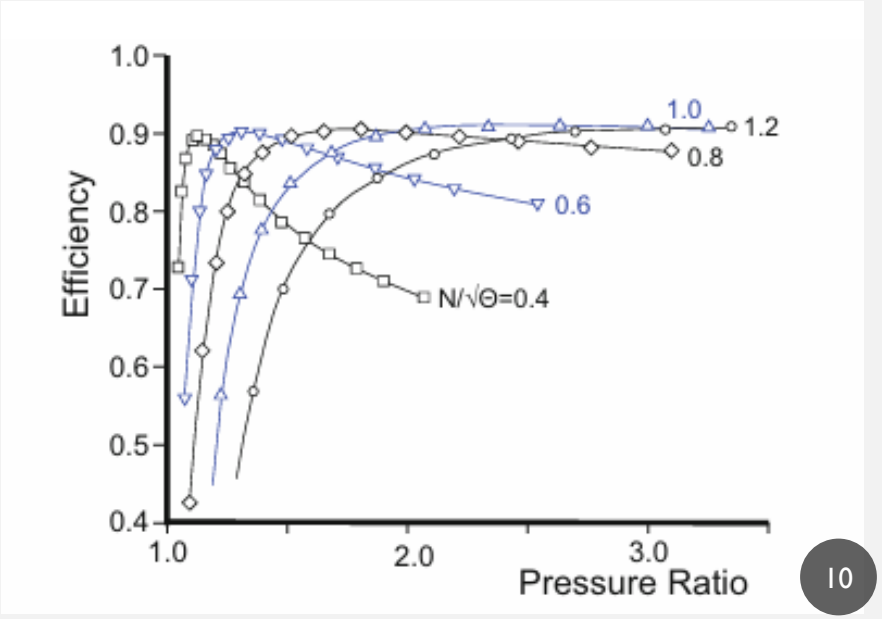


Prędkość zredukowana turbiny (Corrected rotational speed)

$$N_{cor} = N/\sqrt{\theta_4} = N/\sqrt{T_{t4}/288}$$

Zredukowana wydatek masowy turbiny (Corrected mass flow)

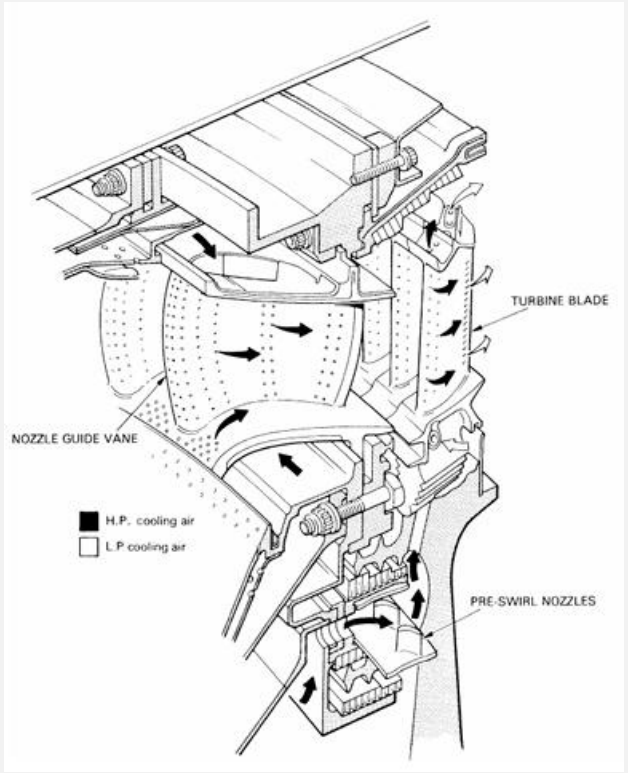
$$m_{cor} = m_4 \sqrt{T_{t4}/288}\ \frac{1013.25}{P_{t4}}$$

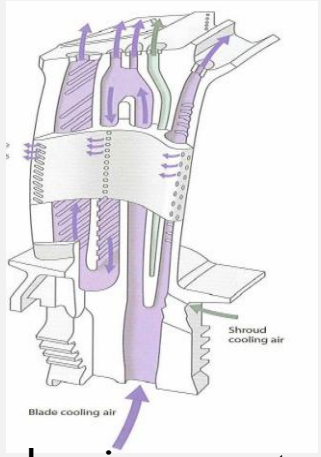


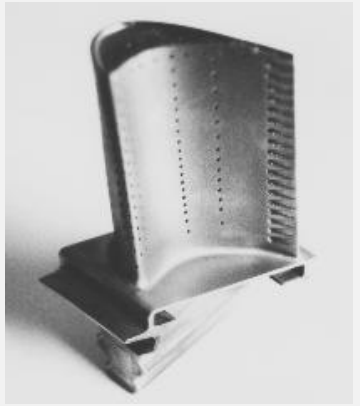
CHŁODZENIE TURBIN

Turbina HPT pracuje w wysokiej temperaturze osiągającej ok. 1800 K

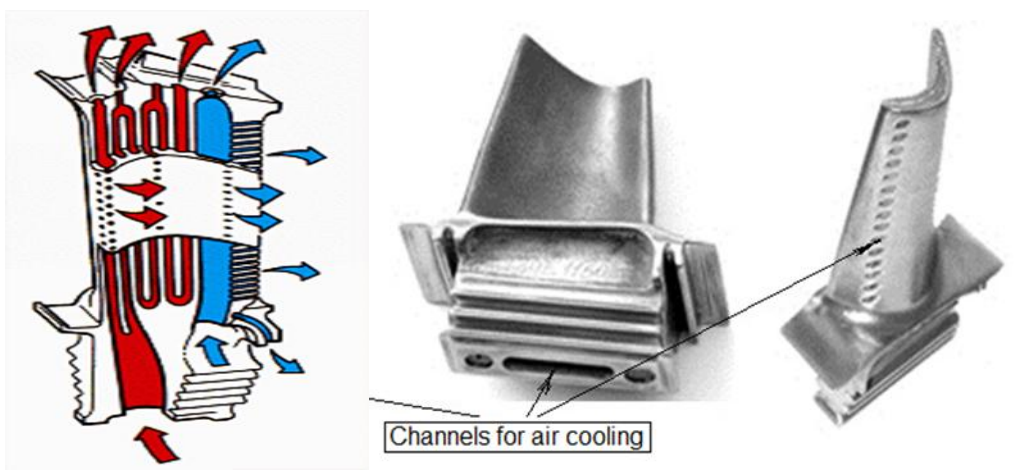
Wymaga bardzo intensywnego chłodzenia na całej powierzchni łopatki





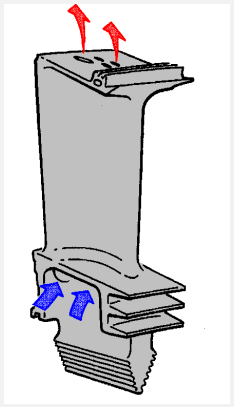


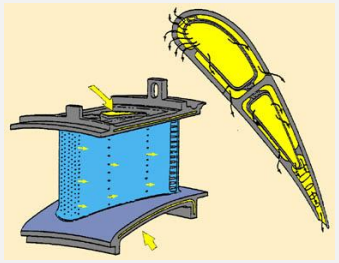
Chłodzenie zewnętrzne (konwekcyjno-błonowe)

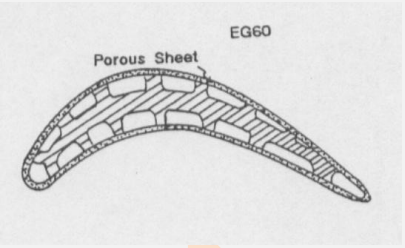


Chłodzenie wewnętrzne (konwekcyjne)

SYSTEMY CHŁODZENIA TURBIN







1250 K

1550 K

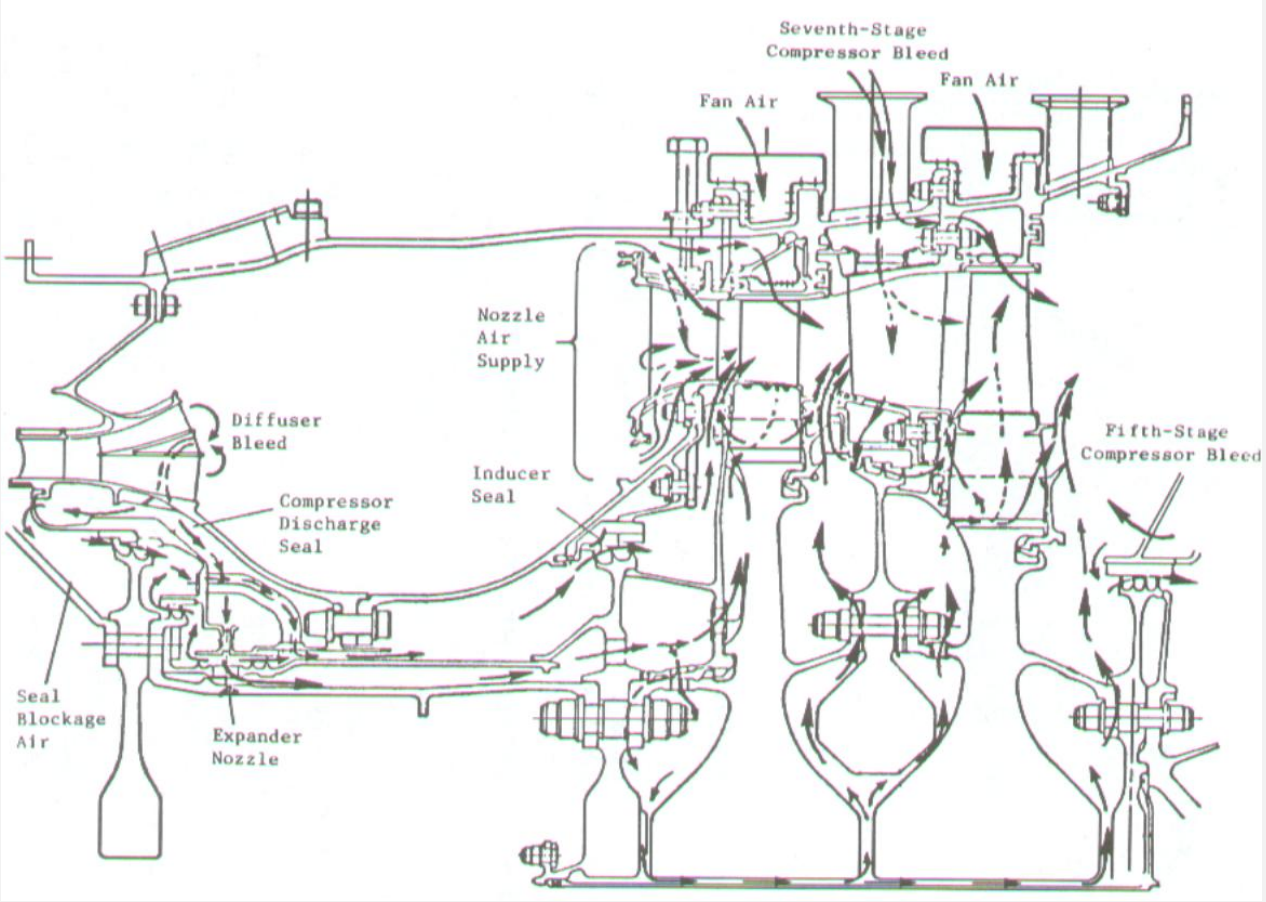
1800 K

Chłodzenie wewnętrzne

Chłodzenie zewnętrzne

Chłodzenie transpiracyjne

POWIETRZE DO CHŁODZENIA TURBINY



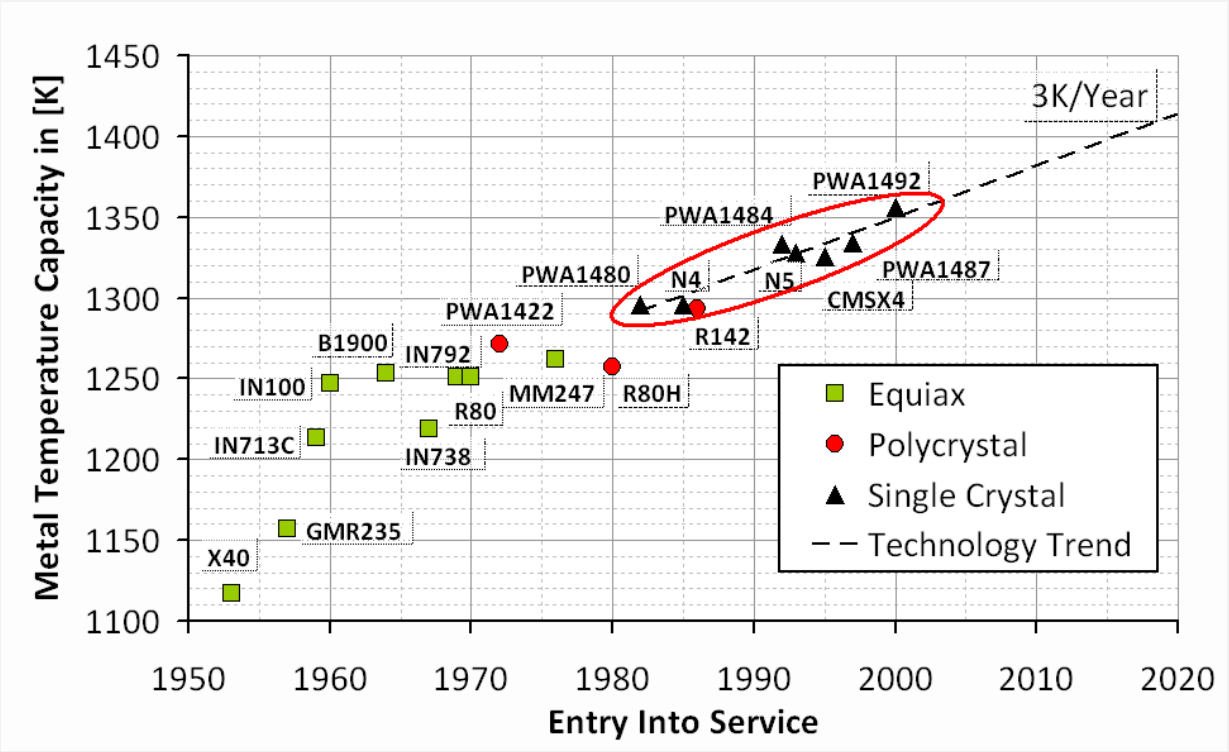
Powietrze do chłodzenia musi mieć odpowiednie ciśnienie i temperaturę

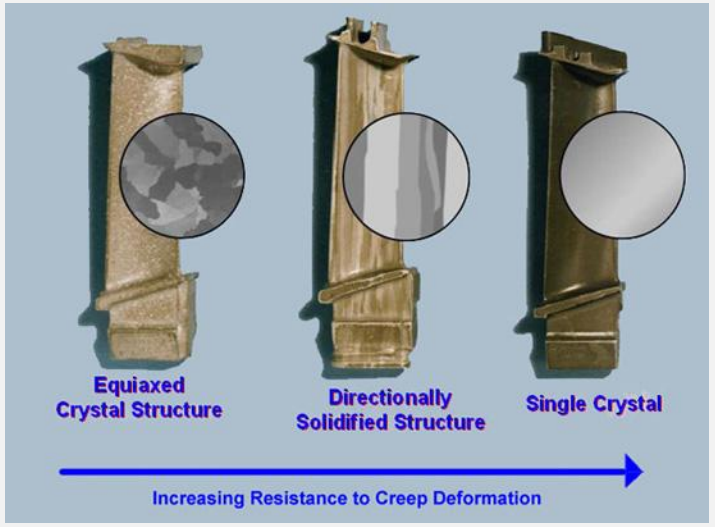
Pobiera się je ze sprężarki. Powietrze na chłodzenie 1-go stopnia HPT jest pobierane z za sprężarki.
Kolejne stopnie są chłodzone powietrzem pobieranym ze wcześniejszych stopni.

W turbinie chłodzonej wzrastają straty przepływowe, a przez to obniża się sprawność

Schema of turbine cooling of NASA E3 engine (NASA CR-167955) [Je-Chin Han, Sandip Dutta, Srinath V. Ekkad: Gas turbine heat transfer and cooling technology, Taylor & Francis, New York 2001]

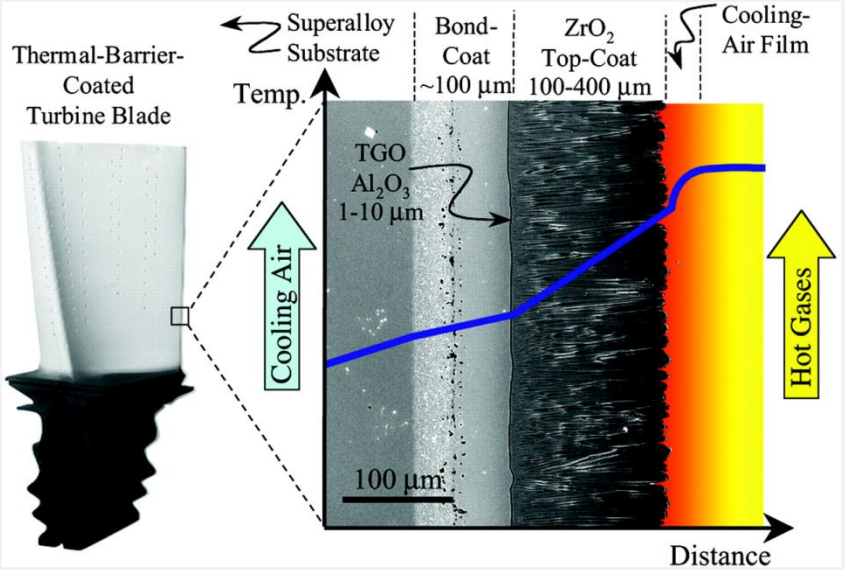
ROZWÓJ MATERIAŁÓW NA CZĘŚCI GORĄCE SILNIKA

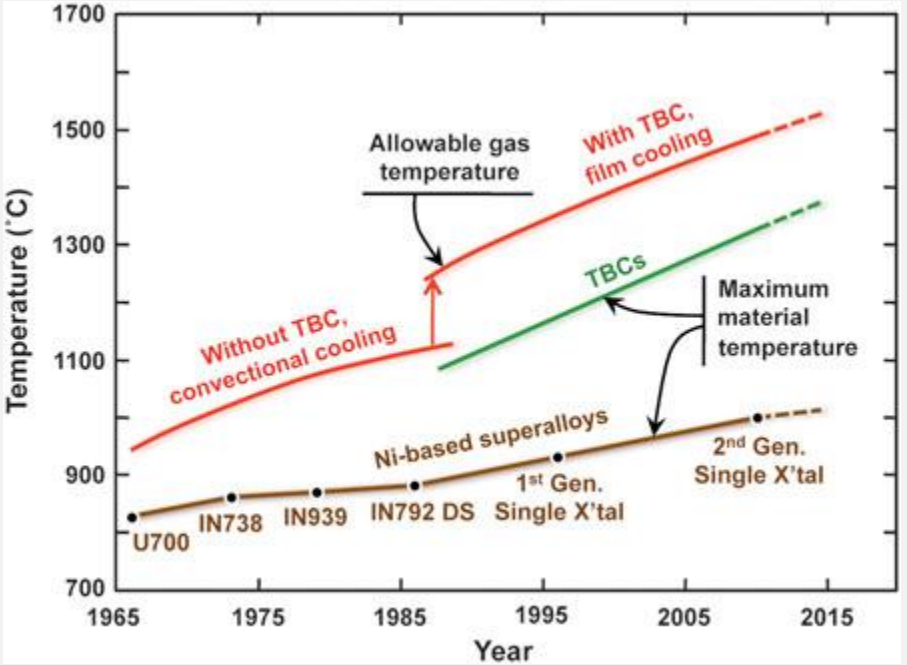




Temperatura pracy współcześnie znanych materiałów (superstopów na bazie niklu) nie jest w stanie spełnić wymagań stawianych przez silniki lotnicze.

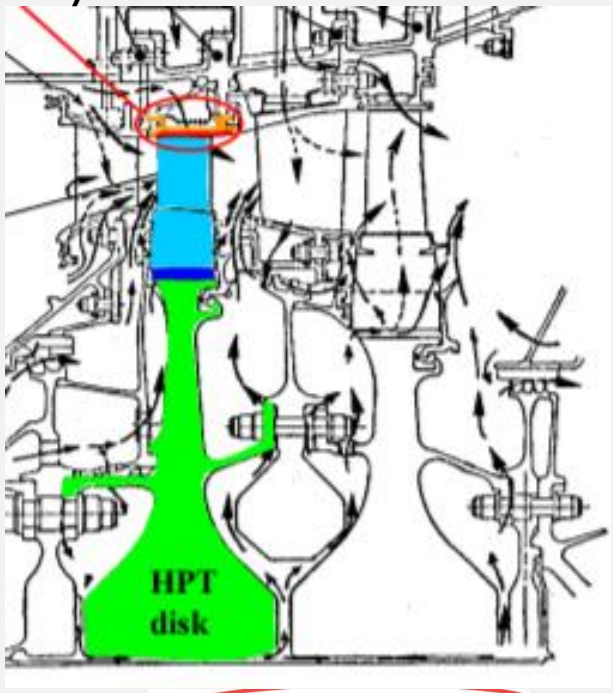
WYKORZYSTANIE POWŁOK OCHRONNYCH W CELU ZWIĘKSZENIA WYTRZYMAŁOŚCI W WYSOKIEJ TEMPERATURZE

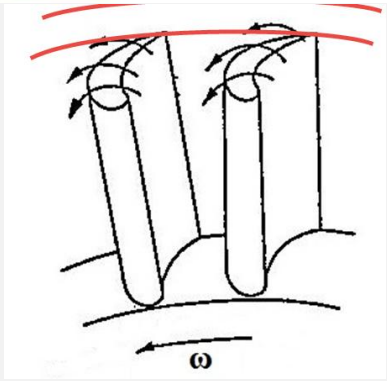




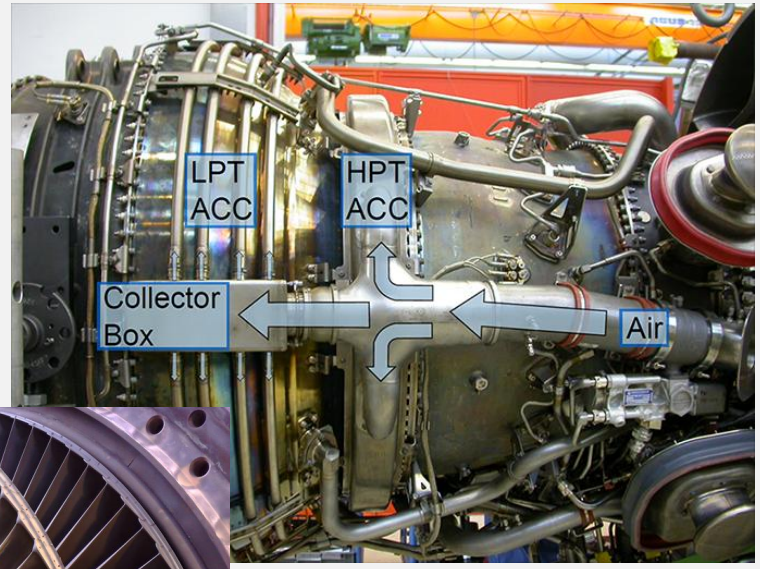
KONTROLA LUZU WIERZCHOŁKOWEGO ŁOPATEK

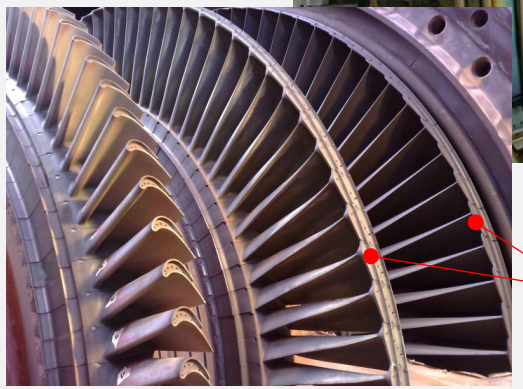
Luz wierzchołkowy





Wzrost luzu wierzchołkowego o 0.01 cala powoduje wzrost SFC o 1% i wzrost temperatury gazów wylotowych o 10 K oraz obniżenie sprawności





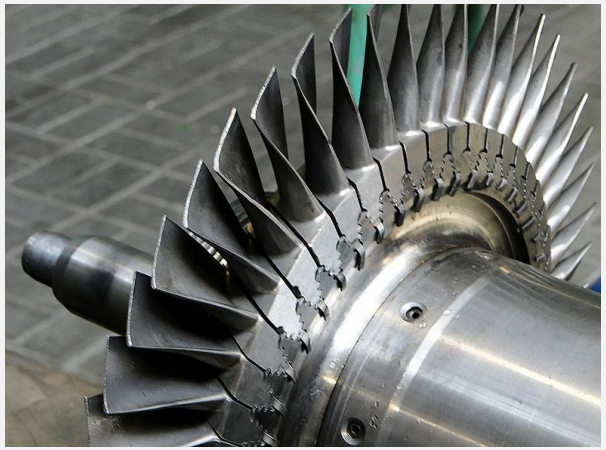
półki bandażowe
(outer shroud)

NOWOCZESNE TECHNIKI WYTWARZANIA ELEMENTÓW SPRĘŻAREK I TURBIN

Technologia bladed disk „blisk" lub integrated blade rotor (IBR) stosowana do wytwarzania sprężarek i turbin







Turbina wykonana w klasycznej technologii, gdzie łopatki są montowane do tarczy turbiny

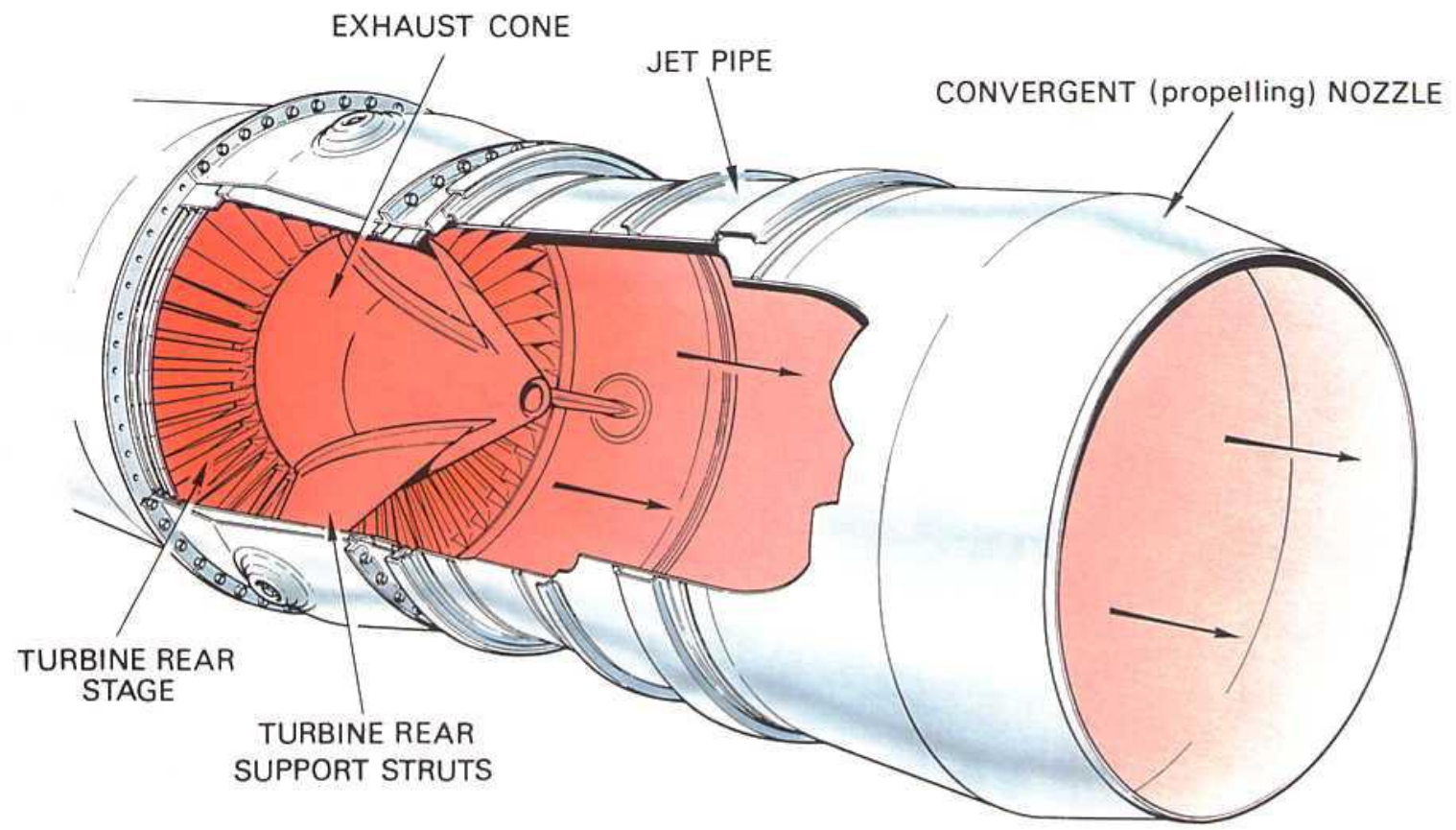
Sprężarka i turbina wykonana w technologii „blisk" – łopatki są wykonywane w całości z tarczą co powoduje:

- Większa dokładność wykonania, co podnosi sprawność zespołu,
- Brak konieczności montażu łopatek z wirnikiem – zmniejsza koszty i czasochłonność montażu silnika

DYSZA WYLOTOWA SILNIKA

Przyśpiesza strumień gazów wylotowych zamieniając energię ciśnienia statycznego na prędkość (ciśnienie dynamiczne)

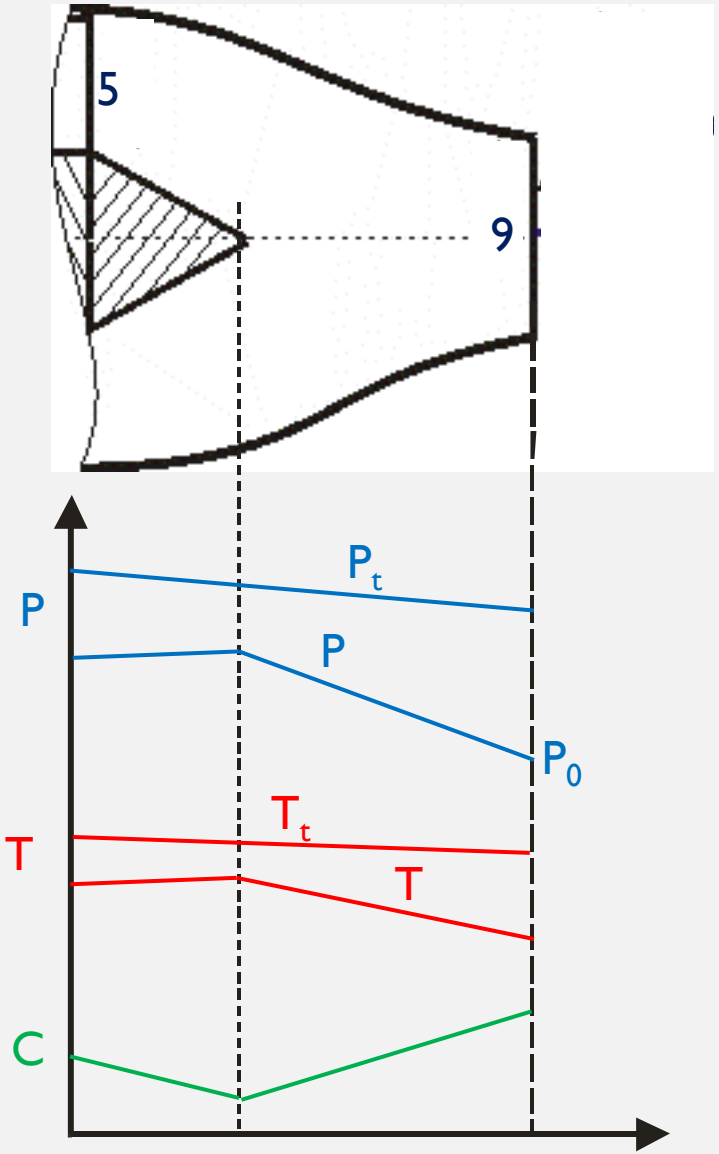
DYSZA WYLOTOWA ZBIEŻNA



Jest stosowana w silnikach gdzie prędkość gazów wylotowych jest poddźwiękowa lub nieznacznie przekracza prędkość dźwięku (pierwsze silniki turbinowe odrzutowe i duże silniki turbowentylatorowe)

Cechuje się prostą budową, brakiem regulacji, a więc dużą niezawodnością i małą masą

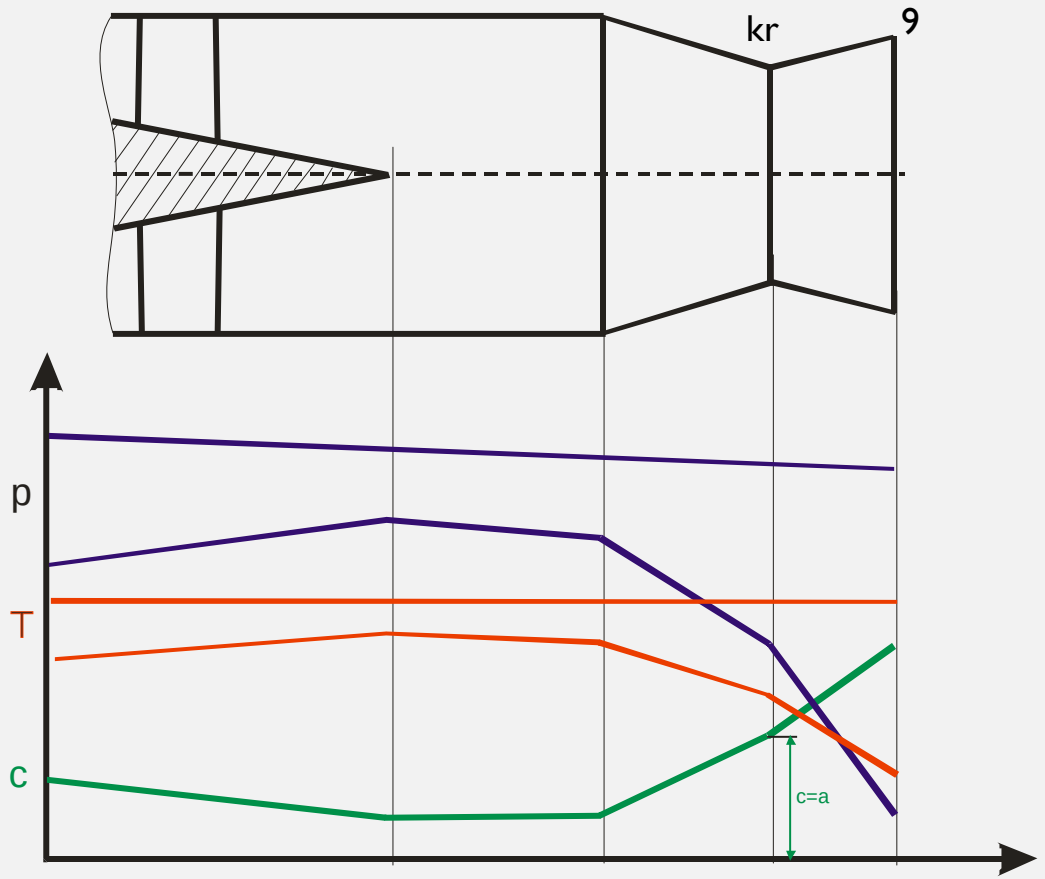
PRACA DYSZY WYLOTOWEJ



W dyszy wylotowej:

- Na skutek strat tarcia następuje spadek ciśnienia całkowitego.
- Zmiana ciśnienia statycznego zależy od kształtu dyszy. W warunkach projektowych dąży się do uzyskania rozprężu zupełnego w dyszy, wtedy ciśnienie statyczne osiąga wartość ciśnienia otoczenia.
- Temperatura całkowita strumienia gazu jest przyjmowana jako stała – pomija się wymianę ciepła w dyszy
- Temperatura statyczna zmienia się podobnie do zmian ciśnienia statycznego, przy czym na wylocie jest zawsze większa niż temperatura otoczenia
- Prędkość gazu w kanałach rozszerzających się wyhamowuje, a w zwężających się przyśpiesza, chyba że występuje przepływ naddźwiękowy, to wtedy jego zachowanie jest odwrotne

PRACA DYSZY WYLOTOWEJ ZBIEŻNO-ROZBIEŻNEJ





Przekrój krytyczny kr (8) – przekrój w dyszy o najmniejszej średnicy, gdzie prędkość osiąga lokalną prędkość dźwięku

$c_{kr} = a$

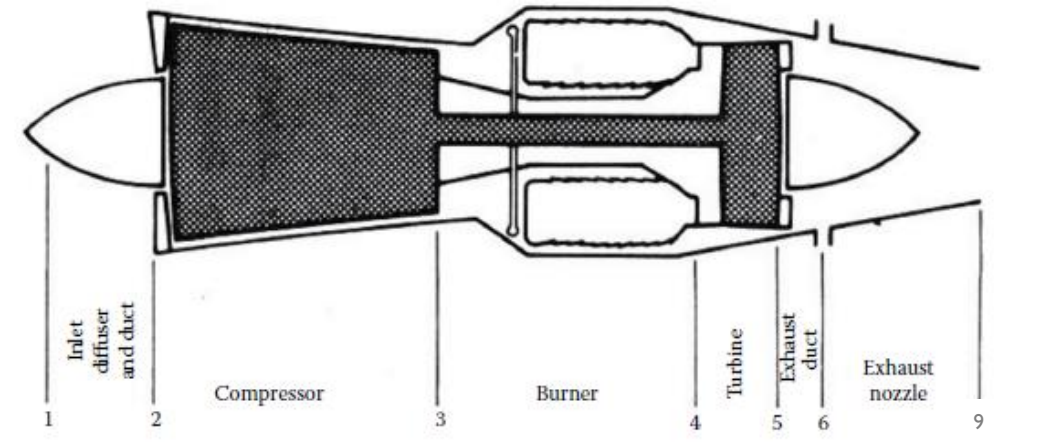
Przekrój ten limituje wydatek wypływających gazów

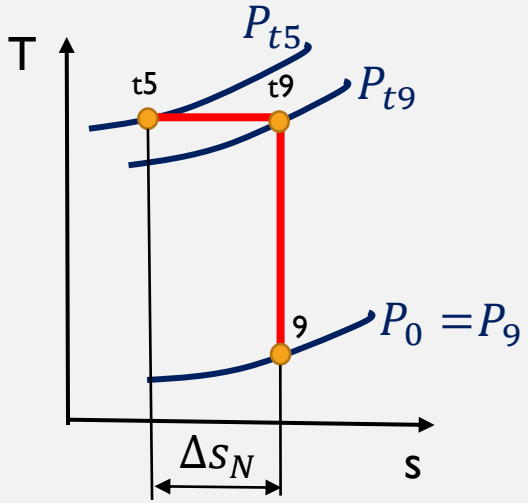
W przekroju wylotowym dyszy prędkość jest naddźwiękowa , $C_5 > C_{kr}$ **gdy** $P_9 \approx P_0$

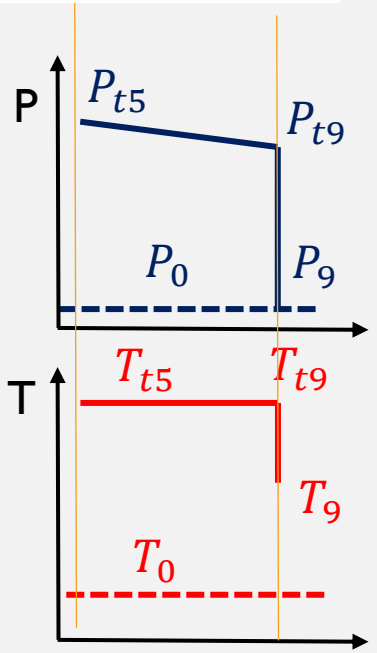
$$c_9 = \sqrt{2c_p T_{t5}\left(1 - \left(\frac{P_9}{\pi_N P_{t5}}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right)}$$

π_N - straty w dyszy wylotowej

ROZPRĘŻ W DYSZY DO CIŚNIENIA OTOCZENIA – METODYKA OBLICZEŃ







DYSZA (5-9)

Straty ciśnienia: $\pi_N = \frac{P_{t9}}{P_{t5}} < 1 \quad P_{t9} = \pi_N P_{t5}$

Bez strat cieplnych $T_{t9} = T_{t5}$

Rozpręż zupełny: $P_9 = P_0$

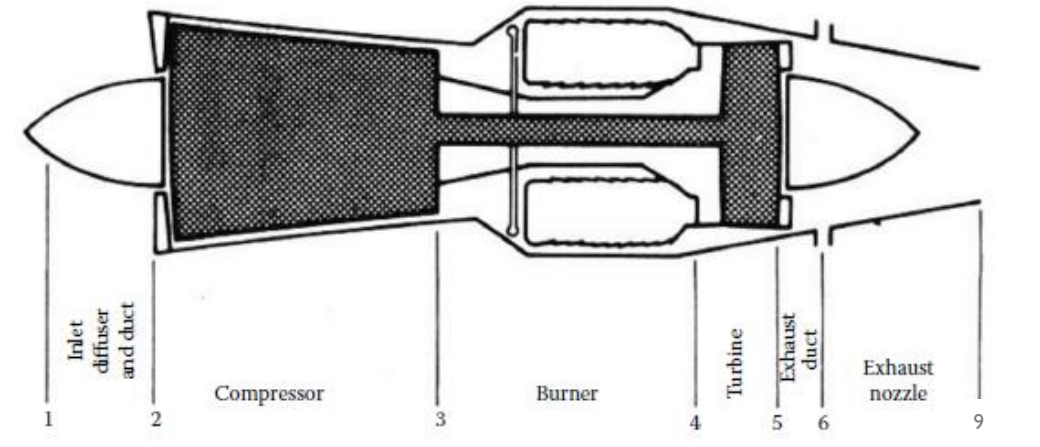
Przyrost entropii: $\Delta s_N = R_t ln \frac{1}{\pi_N}$

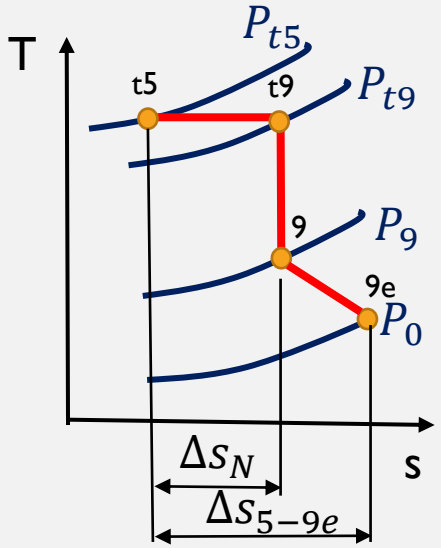
$c_9 = \sqrt{2Cp_t(T_{9t} - T_9)}$ - Dla przepływu nieściśliwego

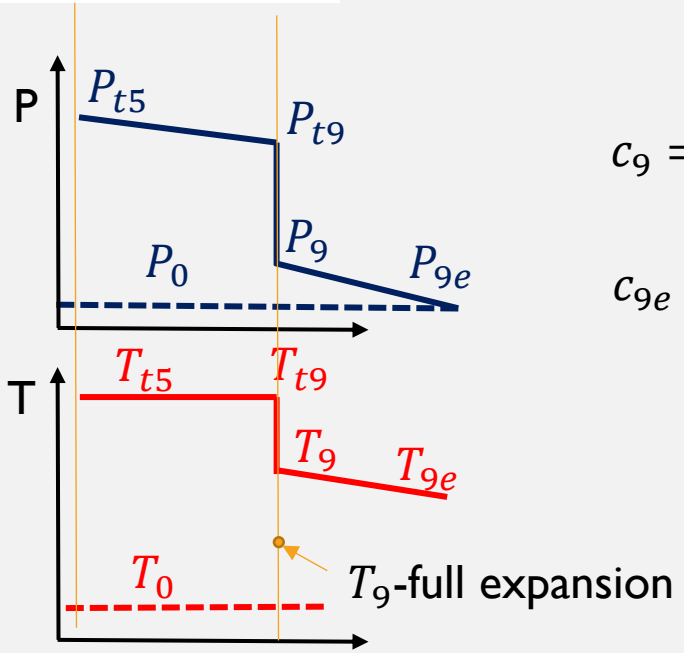
$c_9 = a_9 M_9 = \sqrt{k_t R_t T_9} * \sqrt{\frac{2}{k_t - 1}\left(\frac{T_{t9}}{T_9} - 1\right)}$ - Dla przepływu ściśliwego

$\frac{T_{t9}}{T_9} = \frac{P_{t9}}{P_9}^{(k_t-1)/k_t}$ - Relacja izentropowa pomiędzy parametrami statycznymi i spiętrzenia

NIEZUPEŁNY ROZPRĘŻ W DYSZY WYLOTOWEJ







NOZZLE (5-9)

Parametry całkowite gazu liczone jak wcześniej

$$P_{t9} = \pi_N P_{t5}$$
$$T_{t9} = T_{t5}$$

Ciśnienie statyczne w dyszy wylotowej: $P_9 > P_0$

$$c_9 = a_9 M_9 = \sqrt{k_t R_t T_9} * \sqrt{\frac{2}{k_t - 1}\left(\frac{T_{t9}}{T_9} - 1\right)}$$

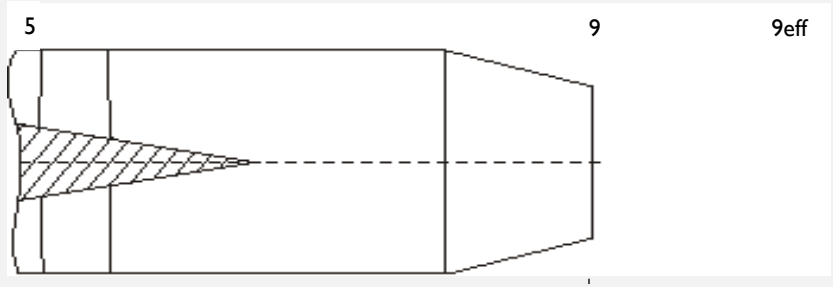
$$c_{9e} = c_9 + \frac{A_9(P_9 - P_o)}{\dot{m}_9} = c_9 + \frac{(P_9 - P_o)}{\rho_9 c_9}$$

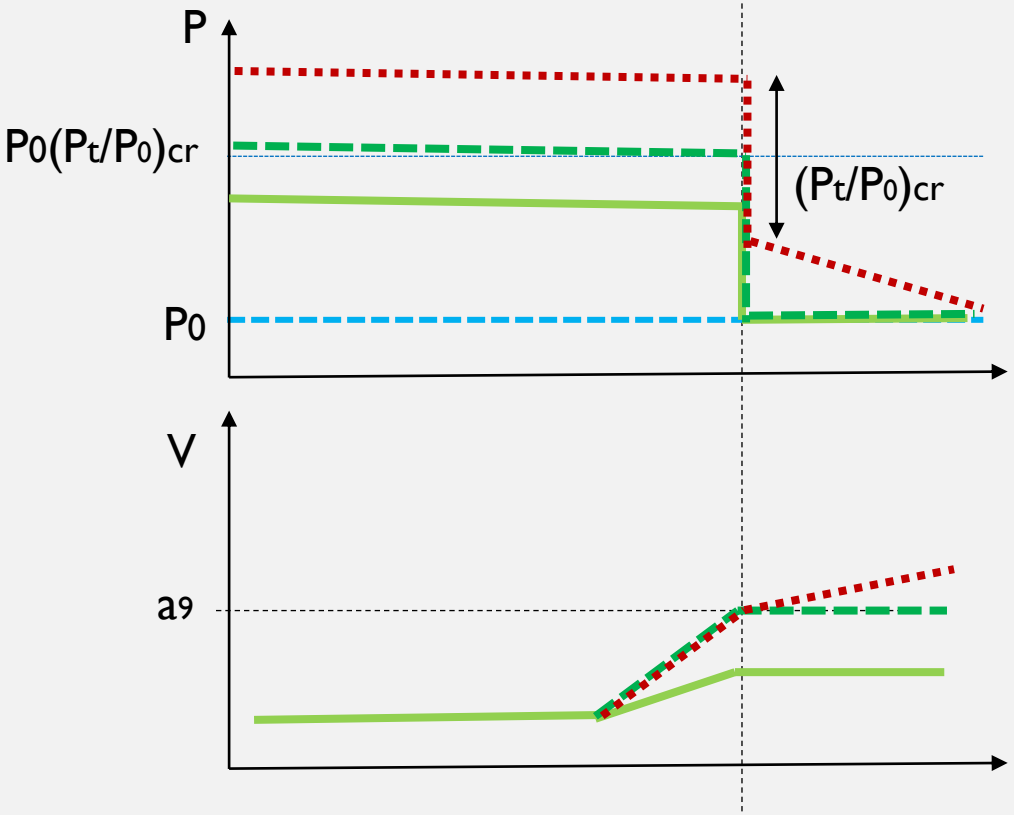
$$= c_9 + \frac{R_9 T_9 (P_9 - P_o)}{P_9 c_9}$$

$$\frac{T_{t9}}{T_9} = \left(\frac{P_{t9}}{P_9}\right)^{(k_t - 1)/k_t}$$

Równanie ciągłości:
$\dot{m}_9 = A_9 \rho_9 c_9$

ZASADA PRACY DYSZY ZBIEŻNEJ





$$\left(\frac{P_t}{P}\right)_{cr} = \left(\frac{1+k_t}{2}\right)^{\frac{k_t}{k_t-1}}$$

- Pełny rozprężdla przepływu poddźwiękowego ($C_9 < a_9$)
- Gdy ciśnienie całkowite do statycznego osiągnie warunek przepływu krytycznego, to w dyszy następuje przepływ krytyczny (zdławiona dysza wylotowa – chocled nozzle)
- Gdy stosunek ciśnienia całkowitego do statycznego jest wyższy niż krytyczny, prędkość na wylocie dyszy równa jest prędkości dźwięku – dysza zdławiona. Proces rzprężania gazu jest kontynuowany poza dyszą

ZESPOŁY WYLOTOWE SILNIKÓW DWUPRZEPŁYWOWYCH

W silnikach turbowentylatorowych o średnim dużym stopniu dwuprzepływowości występują dwie oddzielne dysze wylotowe dla kanału wewnętrznego (core nozzle) i zewnętrznego (bypass nozzle). Są to dysze zbieżne stałe osiowo-symetryczne. Ich rolą jest przyśpieszenie gazów wylotowych na skutek obniżani ciśnienia statycznego gazu wylotowego



TŁUMIENIE HAŁASU



Dla obniżenia emisji hałasu generowanego przez silnik na dyszy kanału zewnętrznego stosuje się specjalne ząbkowe zakończenie – shewron – do rozbijania strugi wylotowej i obniżania jej emisyjności akustycznej.

ODWRACACZE CIĄGU





Służą zmniejszeniu drogi hamowania
W dużych silnikach występują na kanale zewnętrznym
W małych silnikach turbowentylatorowych są stosowane na obydwu kanałach



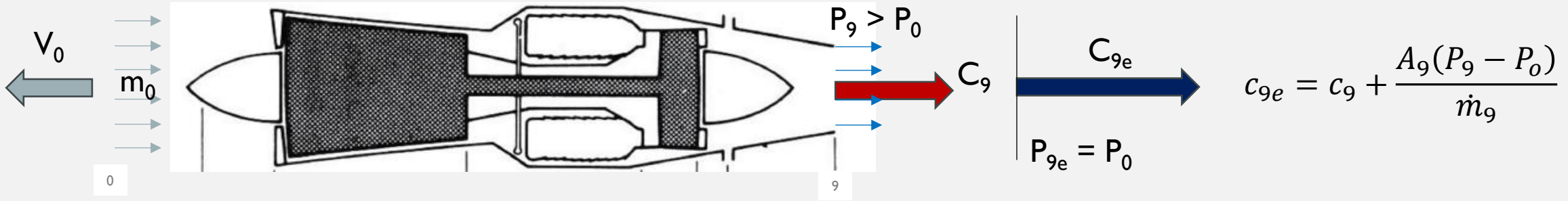
DYSZA ZBIEŻNO-ROZBIEŻNA REGULOWANA

Dla silników turbowentylatorowych o małym stopniu dwuprzepływowości i jednoprzepływowych – do samolotów wojskowych stosuje się regulowane dysze zbieżno-rozbieżne

- Umożliwia adaptację przekrojów wylotowych do warunków pracy silnika – zmiana geometrii w zależności prędkości lotu.
- Jest wymagana w silniku z dopalaczem, żeby reagować na zmianę warunków pracy w wyniku włączenia dopalacza



PARAMETRY OSIĄGOWE SILNIKA JEDNOPRZEPŁYWOWEGO



- Ciąg (Thrust)

$$T = m_9 C_9 - m_0 V_0 + A_9(P_9 - P_0) = m_9 V_{9e} - m_0 V_0$$

- Ciąg jednostkowy (Specific Thrust)

$$ST = \frac{T}{m_0} = (1 + f_B) C_{9e} - V_0$$

- Jednostkowe zużycie paliwa (Specific Fuel Consumption)

$$SFC = \frac{m_f}{T} = \frac{f_B}{(1 + f_B) V_{9e} - V_0}$$

- Sprawność cieplna (Thermal efficiency)

$$\eta_{th} = \frac{m_9 {C_{9e}}^2 - m_0 {V_0}^2}{2\, m_f\, FHV} = \frac{(1 + f_B) {C_{9e}}^2 - {V_0}^2}{2\, f_B FHV}$$

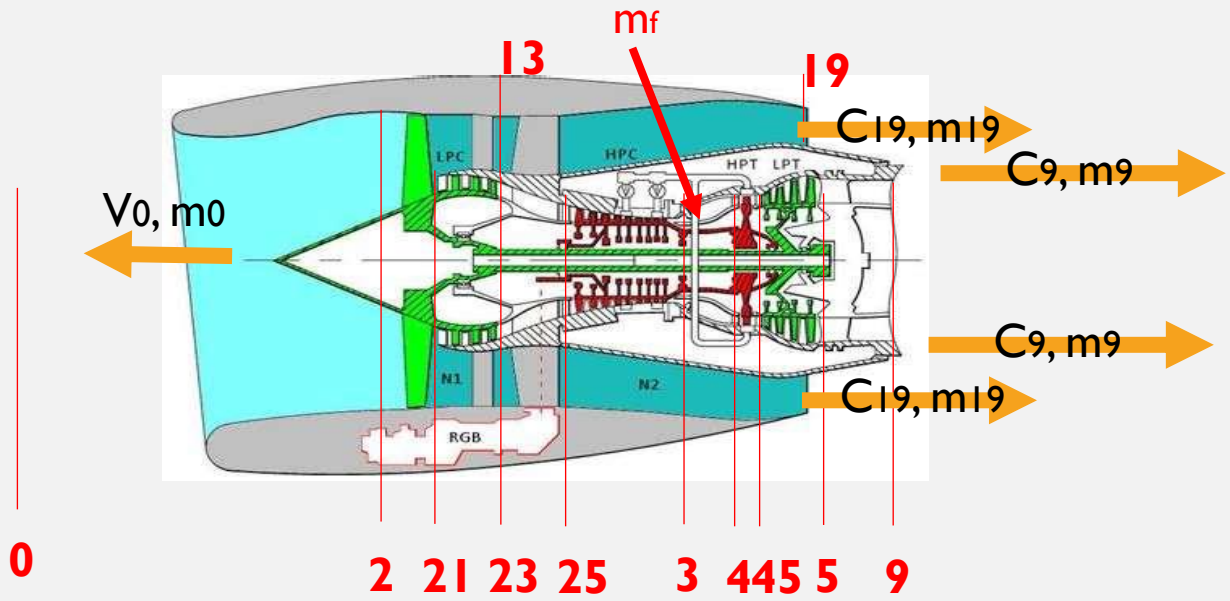
- Sprawność napędowa (Propulsive efficiency)

$$\eta_p = \frac{2\, T\, V_0}{m_9 {C_{9e}}^2 - m_0 {V_0}^2} = \frac{2\, ST\, V_0}{(1 + f_B) {C_{9e}}^2 - {V_0}^2}$$

- Sprawność ogólna (Overall efficiency)

$$\eta_o = \frac{T\, V_0}{m_f\, FHV} = \frac{ST\, V_0}{f_B\, FHV} = \eta_{th} \eta_p$$

OSIĄGI SILNIKA DWUPRZEPŁYWOWEGO



Prędkość ekwiwalentna w dyszy

$$C_{e9} = C_9 + A_9(P_9 - P_0)/\dot{m}_9$$

$$C_{e19} = C_{19} + A_{19}(P_{19} - P_0)/\dot{m}_{19}$$

CIĄG

$$T = \dot{m}_9 C_9 + A_9(P_9 - P_0) + \dot{m}_{19} C_{19} + A_{19}(P_{19} - P_0) - \dot{m}_0 V_0$$

CIĄG JEDNOSTKOWY

$$ST = T/\dot{m}_0 = \frac{(1 + f_B)C_{e9} + BPR\, C_{e19} - (1 + BPR)\, V_0}{1 + BPR}$$

JEDNOSTKOWE ZUŻYCIE PALIWA

$$\mathrm{SFC} = \dot{m}_f/T = \frac{f_B}{(1 + BPR) * ST}$$

THANKS FOR YOUR ATENTION

Questions and Comments ?

1. …….
2. …….
3. …….