

ANALZIA PRACY SILNIKA TURBINOWEGO

Robert Jakubowski PhD

Rzeszow University of Technology

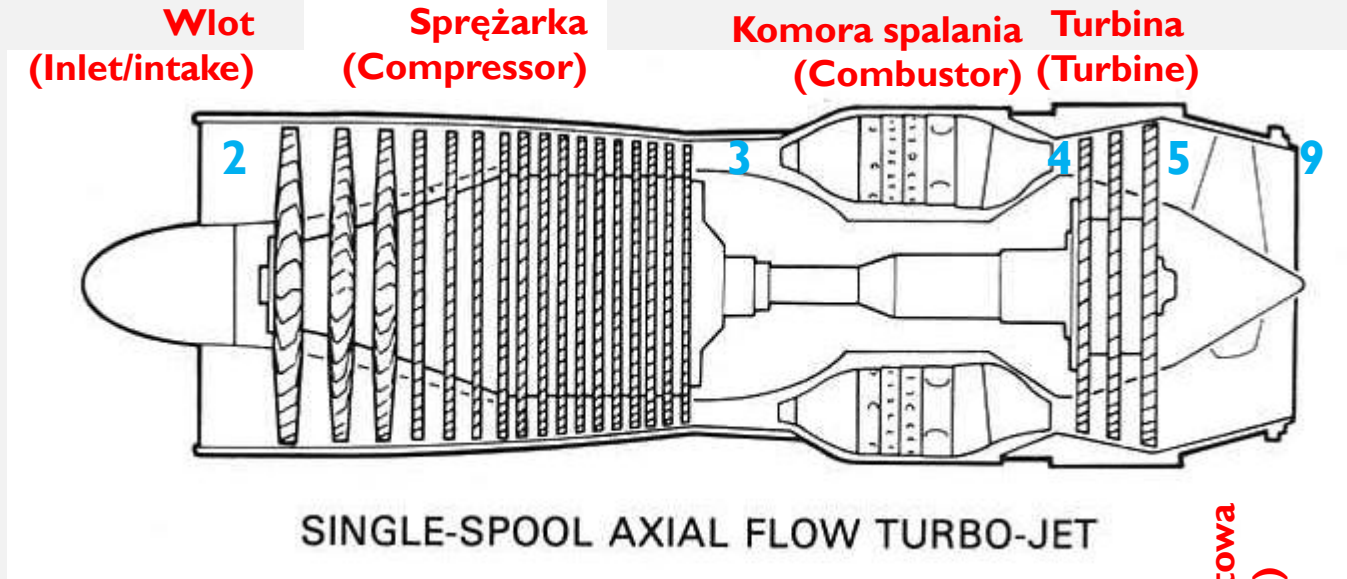
Aerospace Engineering Department

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)**

SILNIK TURBINOWY JEDNOPRZEPŁYWOWY

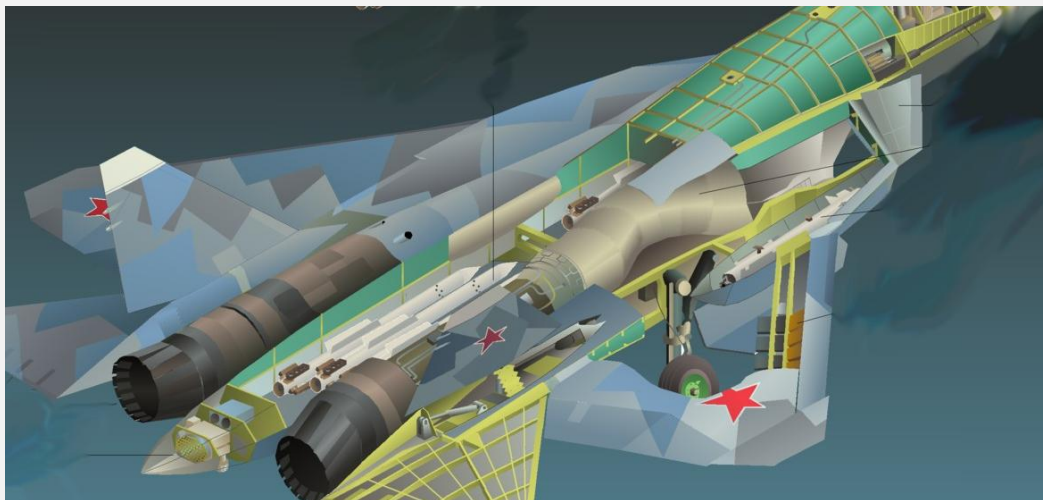


ZESPOŁY SILNIKA:

- WLOT (INLET / INTAKE)
- SPRĘŻARKA (COMPRESSOR)
- KOMORA SPALANIA (BURNER / COMBUSTOR)
- TURBINA (TURBINE)
- DYSZA WYLOTOWA (PROPELING NOZZLE)

WLOT SILNIKOWY / CHWYT POWIETRZA INLET/INTAKE

Wszystkie silniki odrzutowe **wykorzystujące do pracy powietrze z otoczenia** (airbreathing engines), zainstalowane w samolocie, muszą być wyposażone we **wlot powietrza** oraz **kanal doprowadzający** (nazywany **dyfuzorem**), którego zadaniem jest **spowolnienie przepływu powietrza** z prędkości swobodnego strumienia do **niższej prędkości**, odpowiedniej do dalszego przetwarzania w kolejnych zespołach silnika.



Elementy wlotu są zaprojektowane tak, aby pobierać dokładnie taką ilość powietrza, jaka jest potrzebna do pracy silnika. Powietrze we wlocie jest wychamowane zapewniając przyrost ciśnienia statycznego i minimalną stratą ciśnienia całkowitego. Profil prędkości przepływu na wyjściu z kanału doprowadzającego jest dostosowany do wymogów sprężarki lub wentylatora.

KLASYFIKACJA WLOTÓW

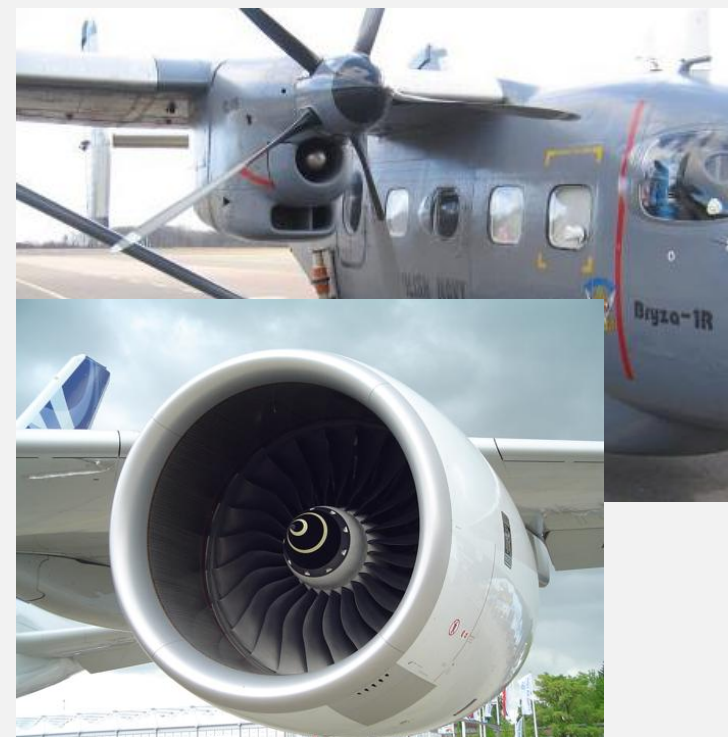
- **Wloty poddźwiękowe (subsonic inlet)** - prędkość lotu wyrażona liczbą Macha < 1
- **Wloty naddźwiękowe (supersonic inlet)** - prędkość lotu wyrażona liczbą Macha > 1



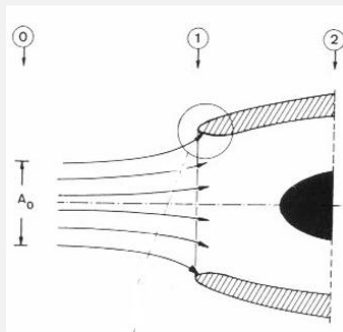
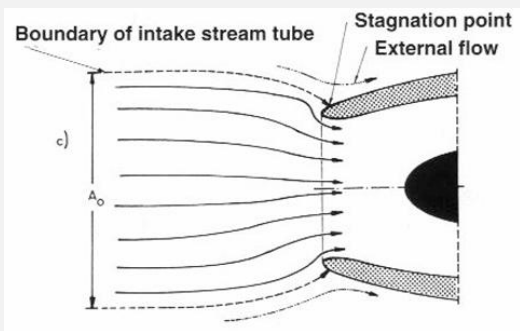
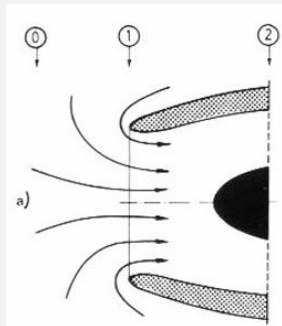
WLOTY PODDŹWIĘKOWE

Wloty poddźwiękowe silników odrzutowych cechują się:

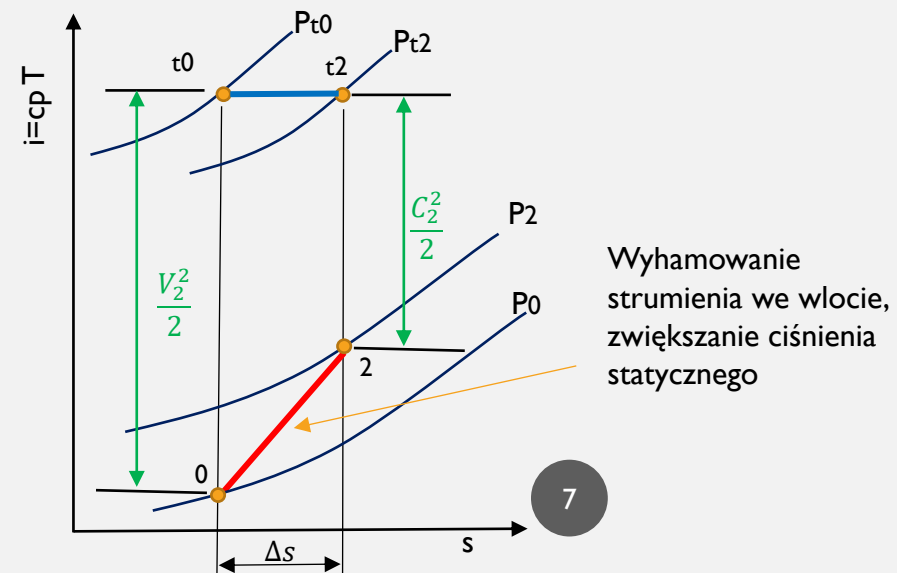
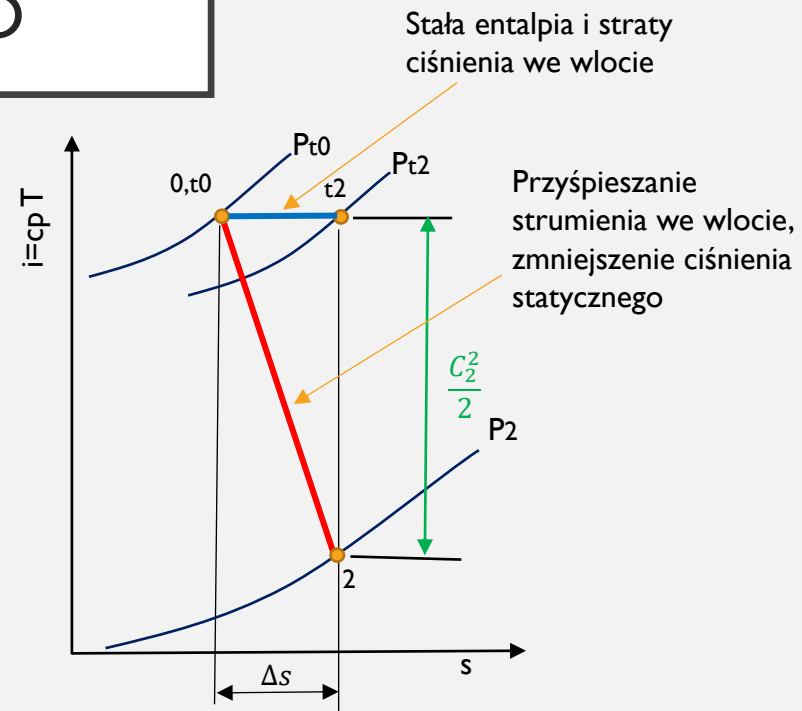
- **Prostą konstrukcją bez elementów mechanizacji**, co wynika z braku potrzeby regulacji geometrii przy niskich prędkościach napływu powietrza – zapewnia to mniejszą masę i większą niezawodność układu.
- **Opływowym kształtem o łagodnych przejściach**, umożliwiającym płynne spowolnienie przepływu powietrza do prędkości odpowiedniej dla sprężarki bez powstawania fal uderzeniowych.
- **Dla mniejszych prędkości lotu krawędź natarcia wlotu ma większy promień zaokrąglenia**, co sprzyja stabilnemu dopływowi powietrza i ogranicza ryzyko oderwania strug.
- **Wysoką sprawnością przepływu**, cechującą się niskimi stratami ciśnienia całkowitego oraz równomiernym rozkładem prędkości i ciśnienia na wlocie do sprężarki.
- **Dopasowaniem aerodynamicznym do kadłuba samolotu**, które minimalizuje zakłócenia przepływu i umożliwia stabilną pracę silnika w szerokim zakresie kątów natarcia i prędkości lotu.



PRACA WLOTU PODDŹWIĘKOWEGO



- Praca w warunkach statycznych
- Praca z prędkością lotu mniejszą niż obliczeniowa
- Praca z prędkością lotu większą niż obliczeniowa



WLOTY NADDŹWIĘKOWE

Wloty naddźwiękowe silników odrzutowych cechują się:

- **Złożoną konstrukcją z elementami regulacji geometrycznej**, takimi jak stożki, klapy lub ruchome klipy, umożliwiającymi kontrolę położenia fal uderzeniowych i efektywne spowalnianie przepływu do prędkości poddźwiękowej przed sprężarką.
- **Obecnością fal uderzeniowych w procesie sprężania powietrza**, co pozwala na wstępne zwiększenie ciśnienia całkowitego, jednak wymaga precyzyjnego kształtowania wlotu w celu minimalizacji strat energii i uniknięcia niestabilności przepływu.
- **Oстрыm kształtem krawędzi natarcia**, który ogranicza opory falowe przy dużych liczbach Macha, w przeciwieństwie do wlotów poddźwiękowych o łagodnym zaokrągleniu.
- **Możliwością pracy w szerokim zakresie prędkości lotu dzięki regulowanej geometrii**, co pozwala utrzymać odpowiedni kąt i położenie fal uderzeniowych zarówno przy prędkościach bliskich dźwięku, jak i w locie naddźwiękowym.
- **Zwiększoną złożonością aerodynamiczną i konstrukcyjną**, wynikającą z konieczności zapewnienia stabilnego dopływu powietrza do silnika przy zmiennych warunkach lotu, co często wiąże się z zastosowaniem zaawansowanych układów sterowania wlotem.

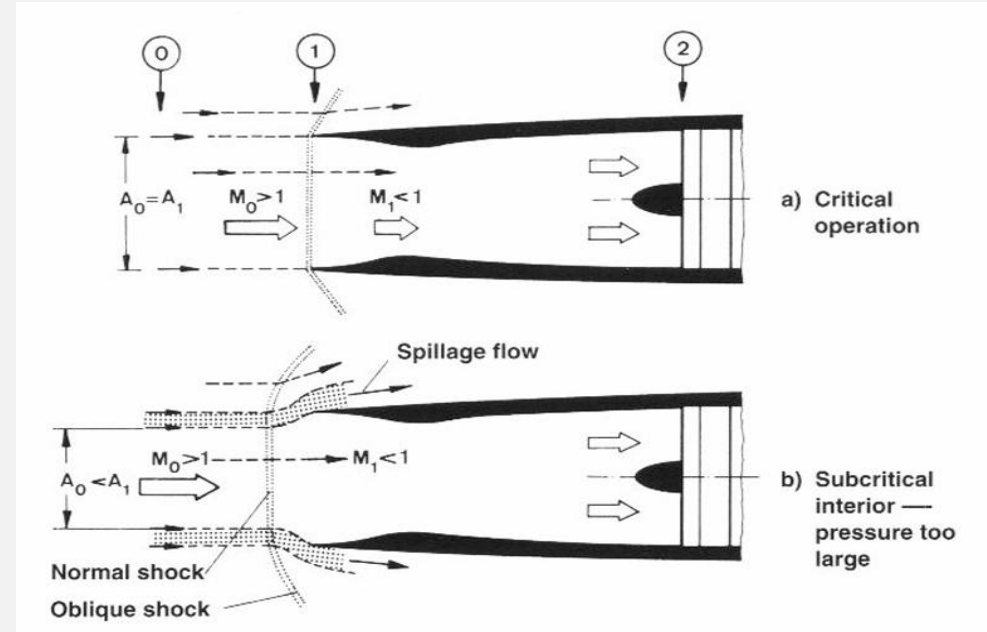


WLOTY NADDŹWIĘKOWE

Wloty do samolotów o niedużych naddźwiękowych prędkościach lotu Ma do 1.4. Wloty osiowosymetryczne o ostrych krawędziach wlotu – we wlocie powstaje prostopadła fala uderzeniowa



F 100 Super Sabre (Prędkość $Ma=1.3$)



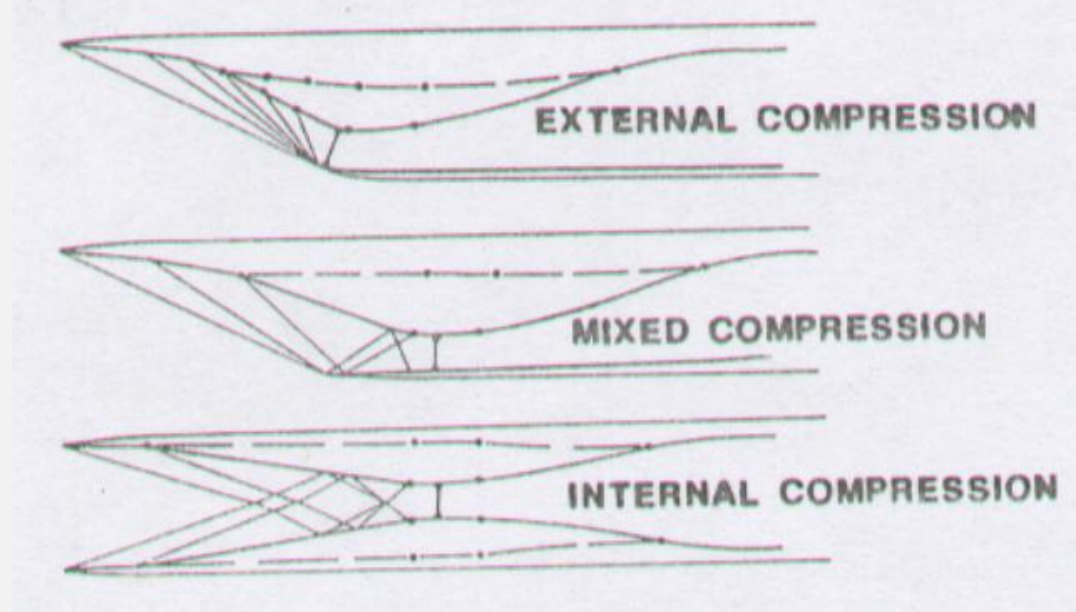
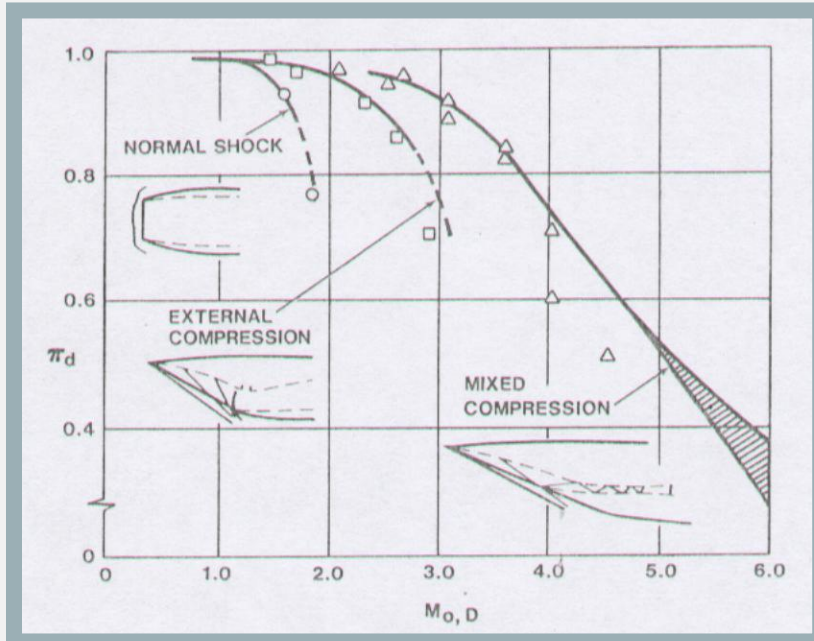
MIG 19 (Prędkość $Ma=1.2$)

WLOTY NADDŹWIĘKOWE DO WIĘKSZYCH PRĘDKOŚCI LOTU

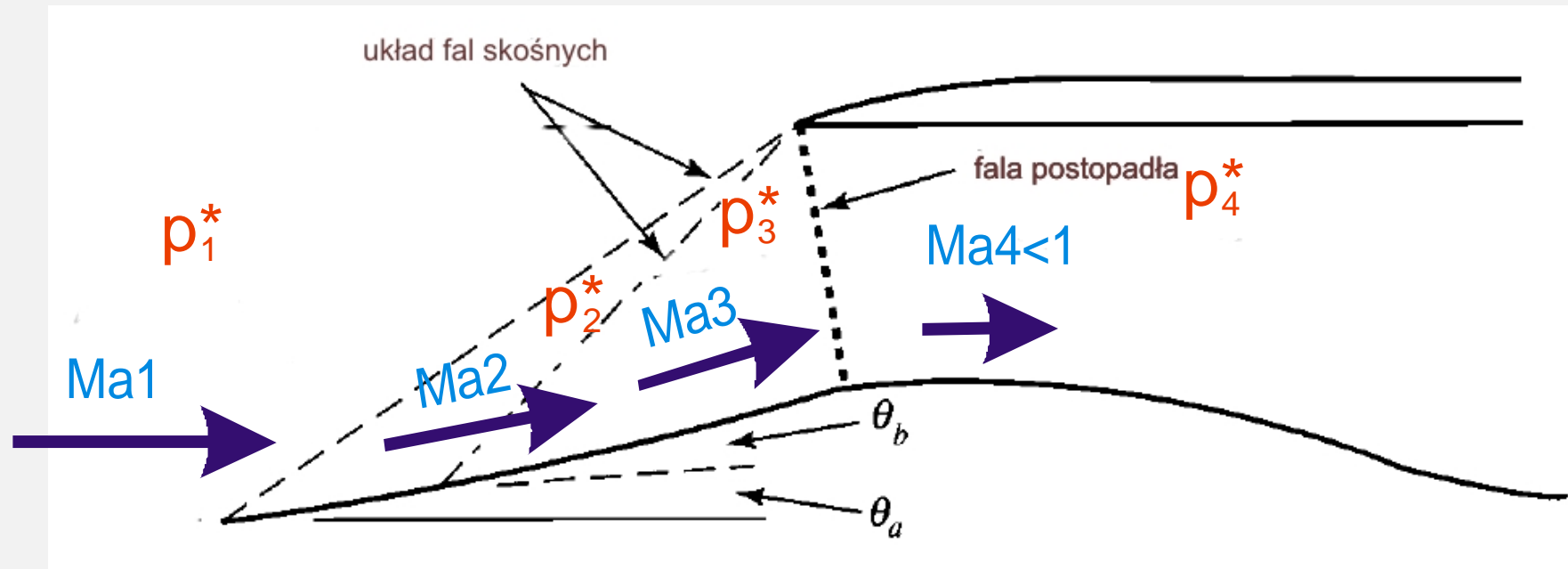
Wytwarzają skośne fale uderzeniowe i prostopadłą falę zamykającą w gardzieli, po której występuje przepływ poddźwiękowy.

Typy wlotów:

- O sprężaniu zewnętrznym
- O sprężaniu wewnętrznym
- O sprężaniu mieszanym



ZASADA PRACY WLOTU NADDŹWIĘKOWEGO O SPRĘŻANIU ZEWNĘTRZNYM



$$p_1^* = p_H \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma_1^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$Ma_1 > Ma_2 > Ma_3 > 1 > Ma_4$$

$$p_1^* > p_2^* > p_3^* > p_4^*$$

$$p_1 < p_2 < p_3 < p_4$$

- wyhamowanie prędkości strumienia w układzie fal uderzeniowych
- straty ciśnienia całkowitego na falach
- przyrost ciśnienia statycznego

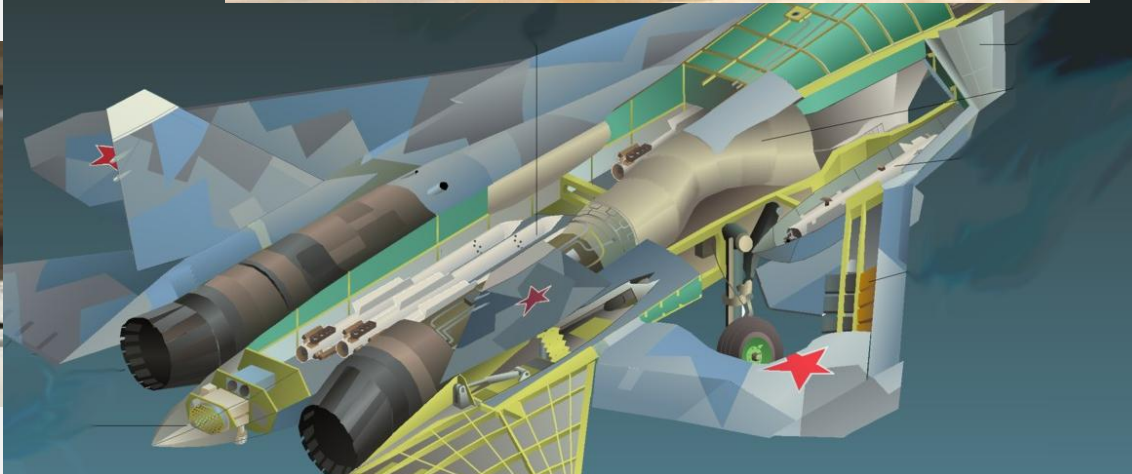
WLOTY SILNIKA NA ŚMIGŁOWCACH

Wloty powietrza do silników śmigłowców cechują się:

- **Kompaktową, prostą konstrukcją o dużym promieniu zaokrąglenia krawędzi natarcia**, co sprzyja równomiernemu dopływowi powietrza do sprężarki i minimalizuje ryzyko oderwania strug przy zmiennych kierunkach napływu spowodowanych ruchem łopatek wirnika głównego.
- **Dostosowaniem aerodynamicznym do otoczenia silnika i kadłuba**, umożliwiającym skuteczne zasysanie powietrza niezależnie od kąta pochylecia śmigłowca czy prędkości postępowej, przy jednoczesnym ograniczeniu ryzyka zassania ciał obcych (FOD).
- **Zastosowaniem systemów filtracji powietrza**, mających na celu ochronę silnika przed zanieczyszczeniami, takimi jak pył, piasek, drobne cząstki organiczne czy śnieg. Filtry te mogą przyjmować postać siatek, cyklonowych separatorów cząstek lub systemów odśrodkowych, a ich konstrukcja jest dostosowana do warunków eksploatacji śmigłowca (np. loty w warunkach pustynnych lub nad morzem).
- **Wyposażeniem w układy przeciwooblodzeniowe**, które zapobiegają gromadzeniu się lodu na krawędziach wlotu. Systemy te mogą wykorzystywać podgrzewanie elektryczne, gorące powietrze z upustu sprężarki lub kombinację obu rozwiązań, zapewniając niezakłócony dopływ powietrza w warunkach niskiej temperatury i wysokiej wilgotności.



TYPES OF AIRCRAFT ENGINE AIR INTAKES



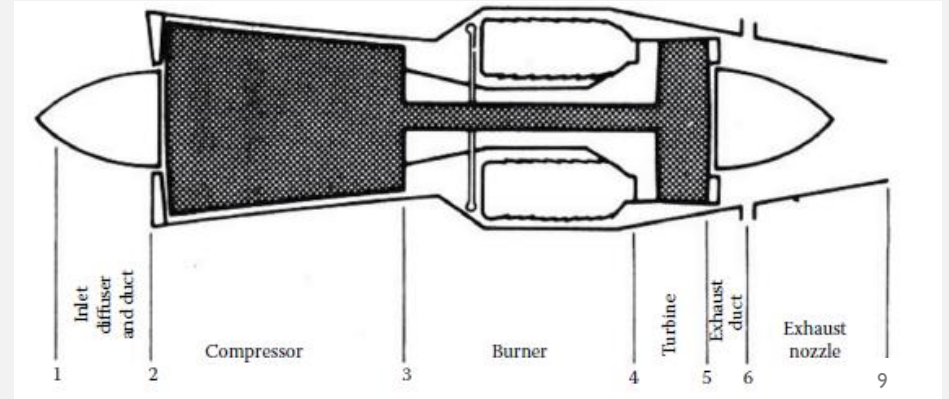
- **Types of aircraft engine air intakes based on their location on the aircraft:**
- **Nose-mounted intake**
(wlot umieszczony w nosie samolotu)
- **Wing-root intake**
(wlot umieszczony u nasady skrzydła)
- **Fuselage-side intake**
(wlot umieszczony po bokach kadłuba)
- **Over-fuselage intake**
(wlot umieszczony na górze kadłuba)
- **Under-fuselage intake**
(wlot umieszczony pod kadłubem)
- **Wing-mounted podded intake**
(wlot w gondoli silnika zawieszony pod skrzydłem)
- **Tail-mounted intake**
(wlot umieszczony w ogonie samolotu, często stosowany w silnikach montowanych z tyłu)

INLET WOR

Engine work in static conditions $V_0=0 \rightarrow P_{t0} = P_0, T_{t0} = T_0$

Ram pressure recovery for flight condition ($M_0 > 0$)

$$P_{t0} = P_0 \left(1 + \frac{k-1}{2} M_0^2 \right)^{k/(k-1)} \quad T_{t0} = T_0 \left(1 + \frac{k-1}{2} M_0^2 \right)$$



INLET pressure losses $\rightarrow P_{t2} = \pi_D P_{t0}$

No thermal losses $T_{t2} = T_{t0}$

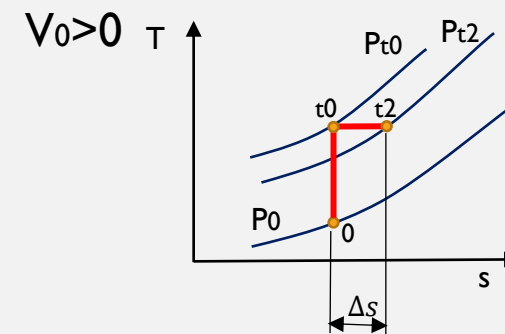
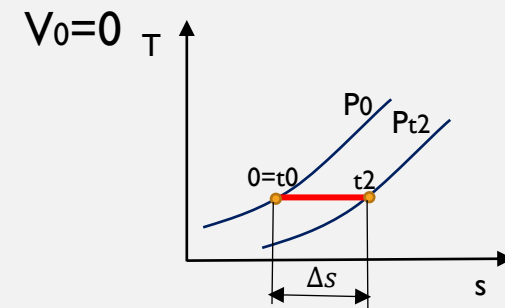
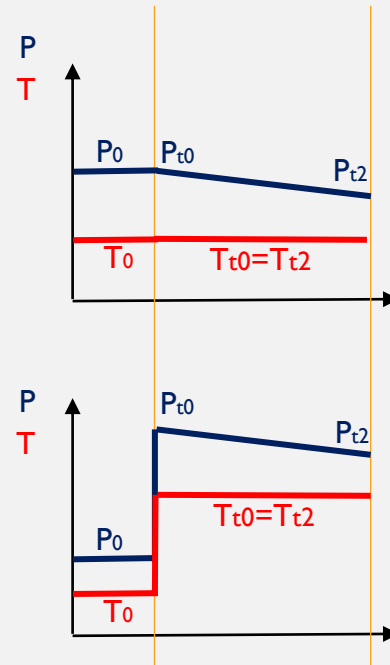
Typical range:

$$\pi_D = 0,95 - 0,99, \quad \pi_D = P_{t2} / P_{t0}$$

π_D is lower for high supersonic speed

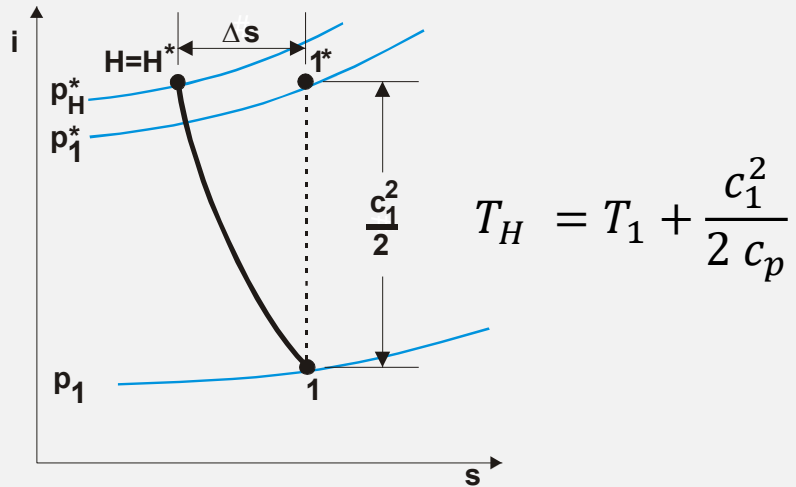
Pressure losses are visible in entropy grow:

$$\Delta s = -R \ln(P_{t2}/P_{t0}) = R \ln(1/\pi_D)$$

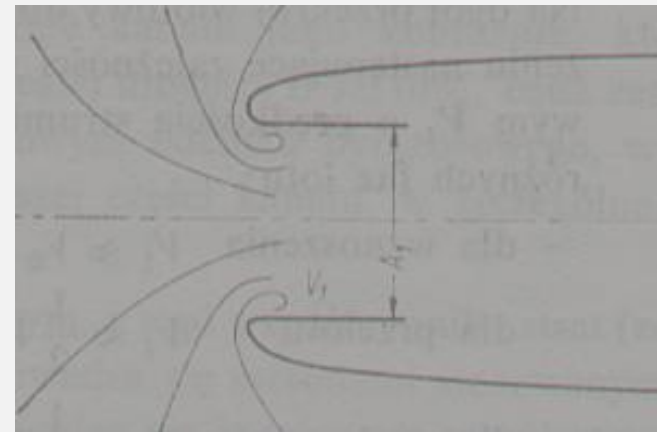
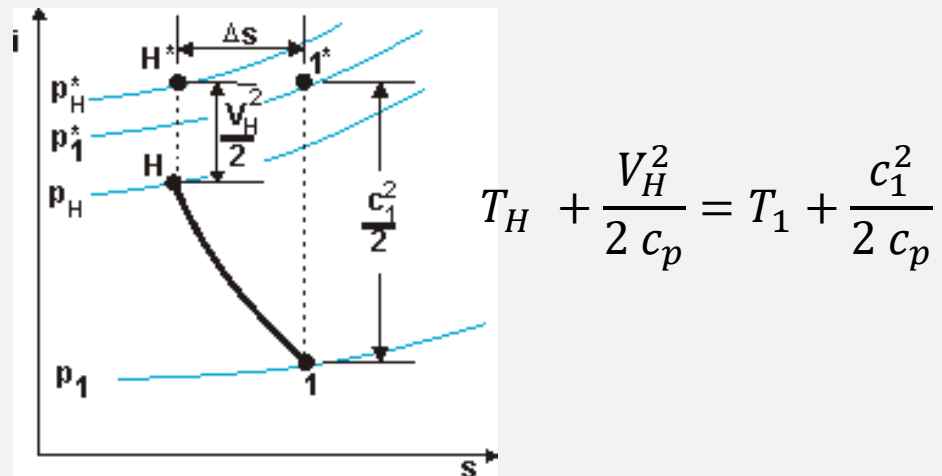


PROBLEMY OBLODZENIA WLOTU ŚMIGŁOWCA

DLA PRĘDKOŚCI LOTU 0



DLA PRĘDKOŚCI LOTU WIĘKSZEJ OD 0



PRZYKŁAD OBLICZENIOWY

Temperatura otoczenia wynosi 8C (281 K). Obliczyć jaka temperatura będzie we wlocie gdy strumień powietrza ma we wlocie ma prędkość 180 m/c, zaś śmigłowiec a) nie porusza się, b) porusza się z prędkością 150 km/h

a)

$$T_1 = T_H - \frac{c_1^2}{2 c_p} = 281 - \frac{180^2}{2 * 1000} = 265 K = -8 C$$

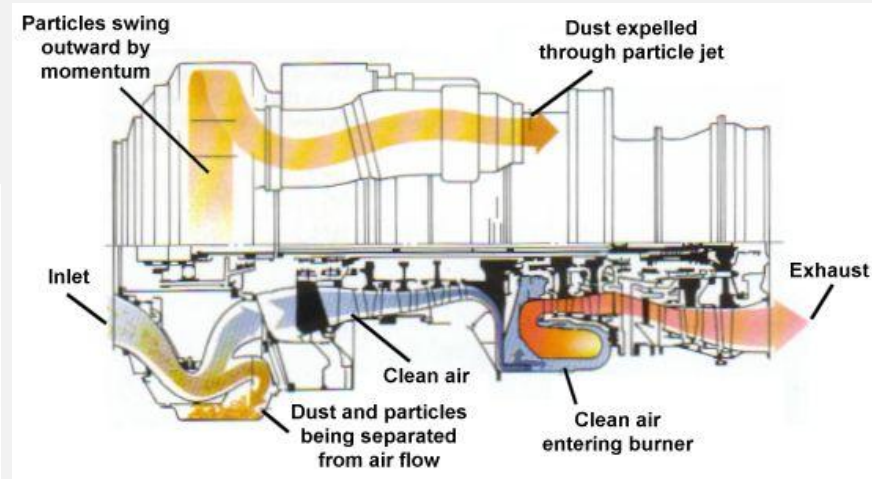
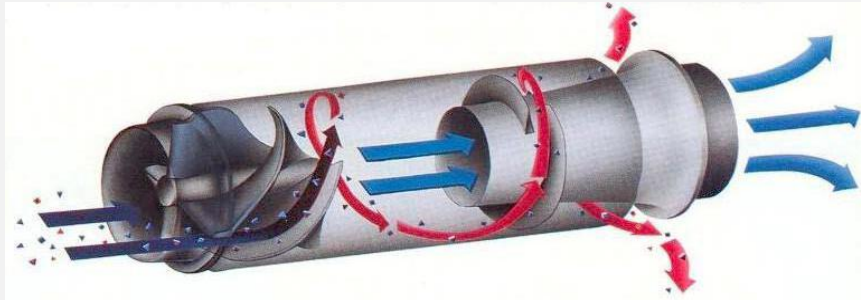
b)

$$V_H = 150 \frac{km}{h} = 41,67 m/s$$

$$T_1 = T_H + \frac{V_H^2}{2 c_p} - \frac{c_1^2}{2 c_p} = 281 + \frac{41,67^2}{2 * 1000} - \frac{180^2}{2 * 1000} = 266 K = -7 C$$

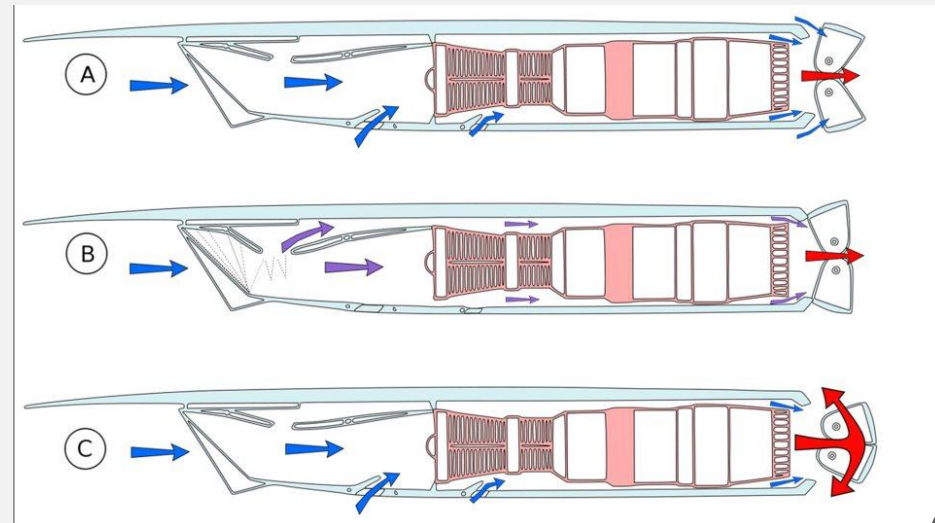
DODATKOWE ZADANIA WLOTU

- Ochrona silnika przed pyłem i kurzem

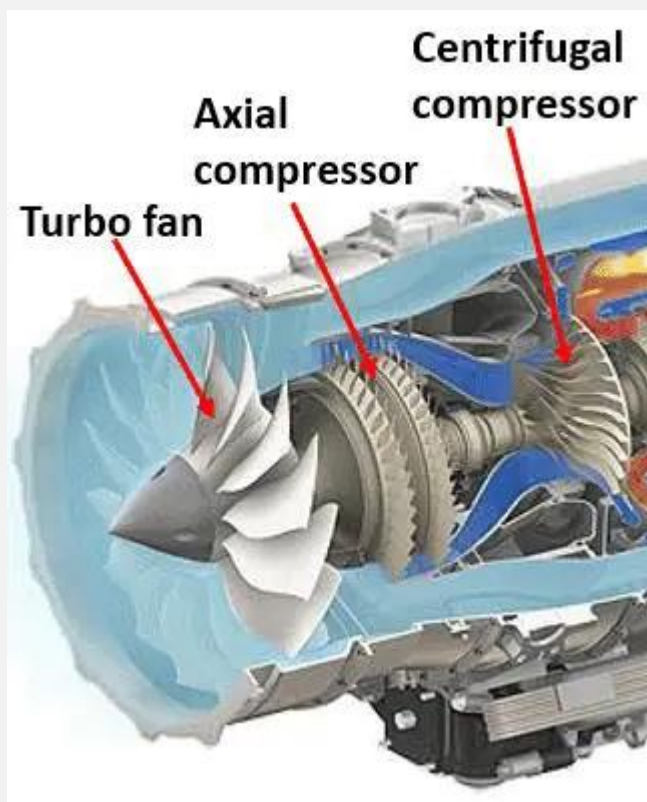


- Ustatecznianie pracy silnika dla różnych warunków lotu

- a) Dla warunków startowych
- b) Dla warunków lotu z dużymi prędkościami
- c) Dla pracy z włączonym odwracaczem ciągu

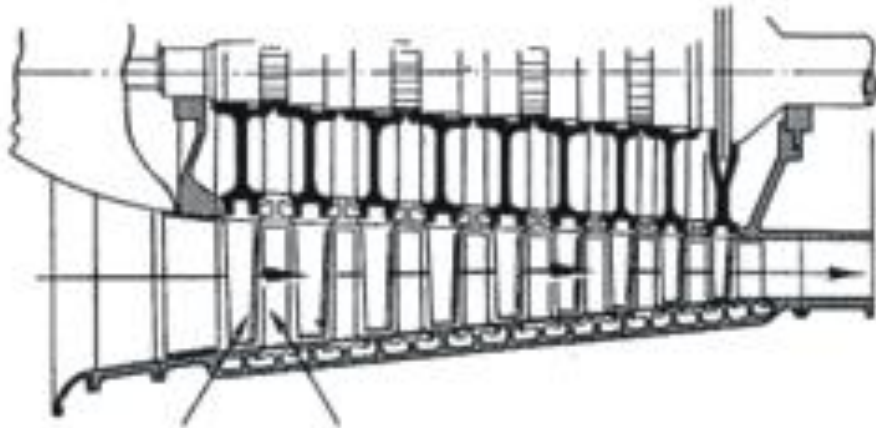


SPRĘŻARKI I WENTYLATORY

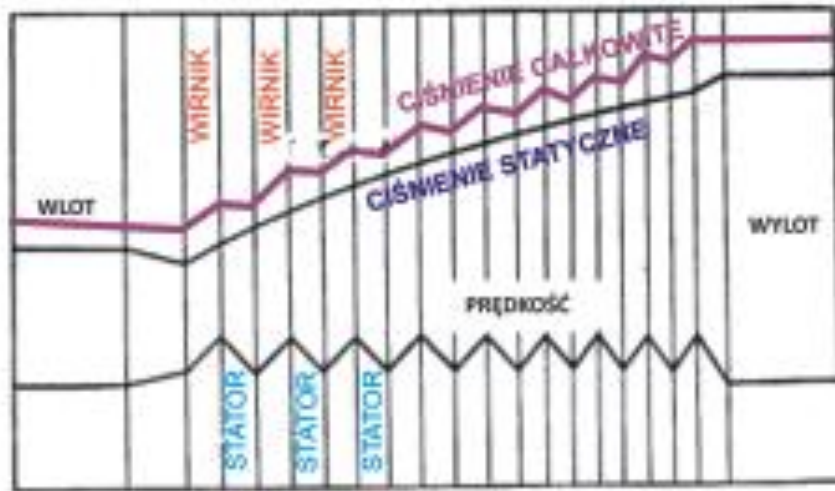


- Rolą sprężarki (compressor) i wentylatora (fan) w silniku turbinowym jest sprężanie powietrza, przy zużywaniu na to jak najmniej energii (mocy), co charakteryzuje sprawność sprężania.
- Wentylator w silniku różni się tym od sprężarki, że spręża powietrze dla kanału zewnętrznego i wewnętrznego i ma on konstrukcję osiowej maszyny przepływowej
- Sprężarka może być osiowa (axial compressor), odśrodkowa/promieniowa (centrifugal/radial compressor), lub osiowo-odśrodkowa, gdzie pierwsze stopnie są osiowe, a ostatni odśrodkowy

ZMIANA PARAMETRÓW W SPREŻARCE WIELOSTOPNIOWEJ



łopatki wirnika łopatki statora



Ciśnienie całkowite przyrasta w wirniku, a na statorze nieznacznie maleje w skutek strat
Ciśnienie statyczne wzrasta w wirniku i w statorze
Prędkość całkowita wzrasta na wirniku i maleje w statorze

STOPIEŃ SPRĘŻARKI OSIOWEJ

Praca stopnia:

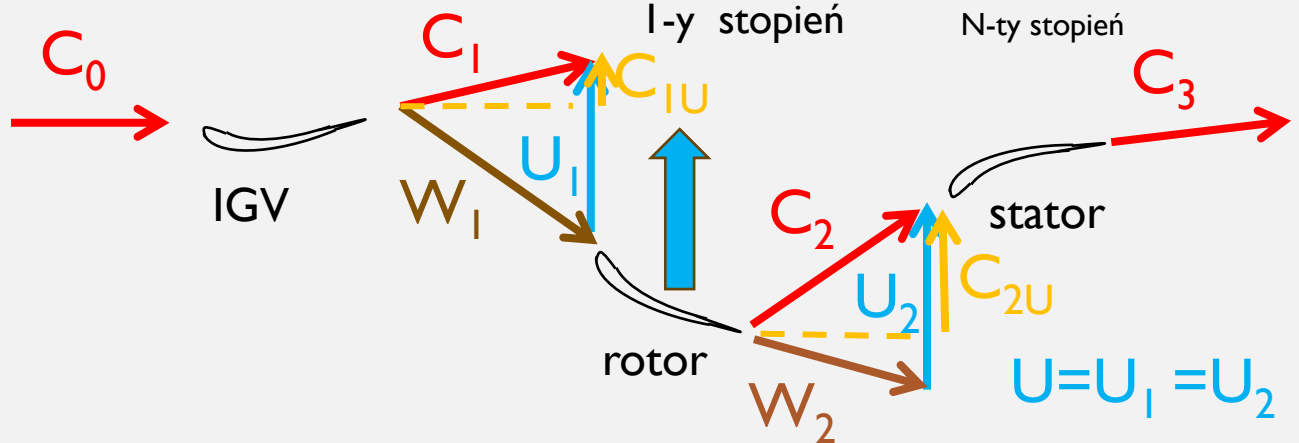
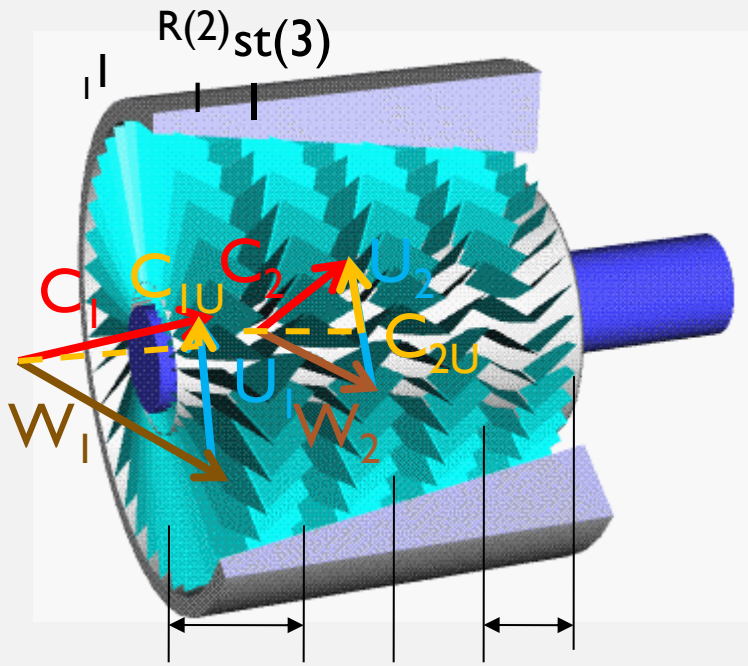
$$W_{st} = c_p (T_{t3} - T_{t1})$$

$$= U (C_{2U} - C_{1U})$$

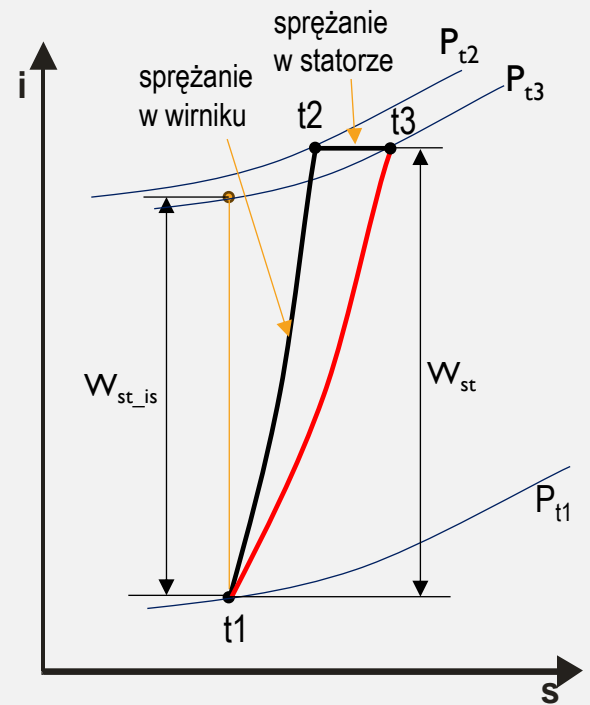
Moc stopnia:

$$P_{st} = \dot{m} W_{st}$$

$$= \dot{m} c_p (T_{t3} - T_{t1})$$



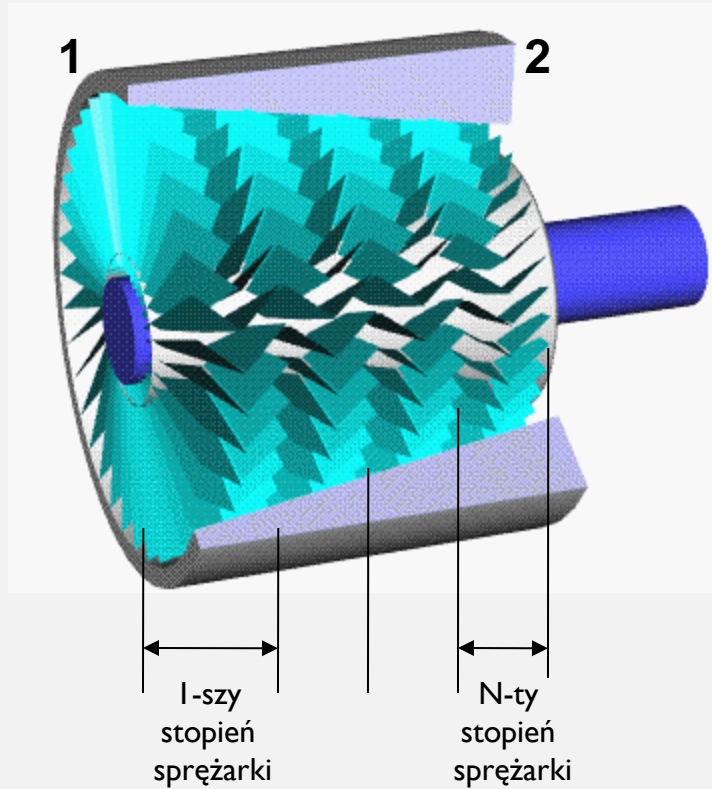
CHARAKTERYSTYKA PRACY STOPNIA SPRĘŻARKI



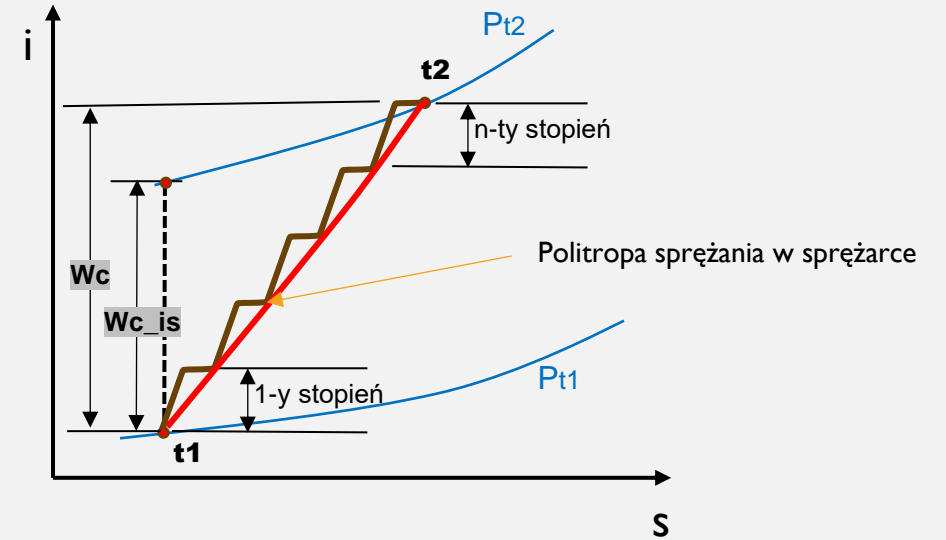
Sprawność stopnia:

$$\eta_{st} = \frac{W_{st_{is}}}{W_{st}} = \frac{i_{t_{st_{is}}} - i_{t1}}{i_{t_{st}} - i_{t1}}$$

SPRĘŻARKA OSIOWA



Charakterystyka sprężarki wielostopniowej



Compressor efficiency:

$$\eta_C = \frac{W_{C_is}}{W_C} = \frac{i_{t2_is} - i_{t1}}{i_{t2} - i_{t1}}$$

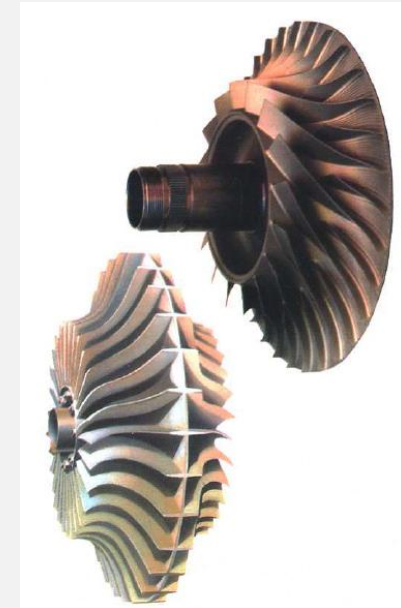
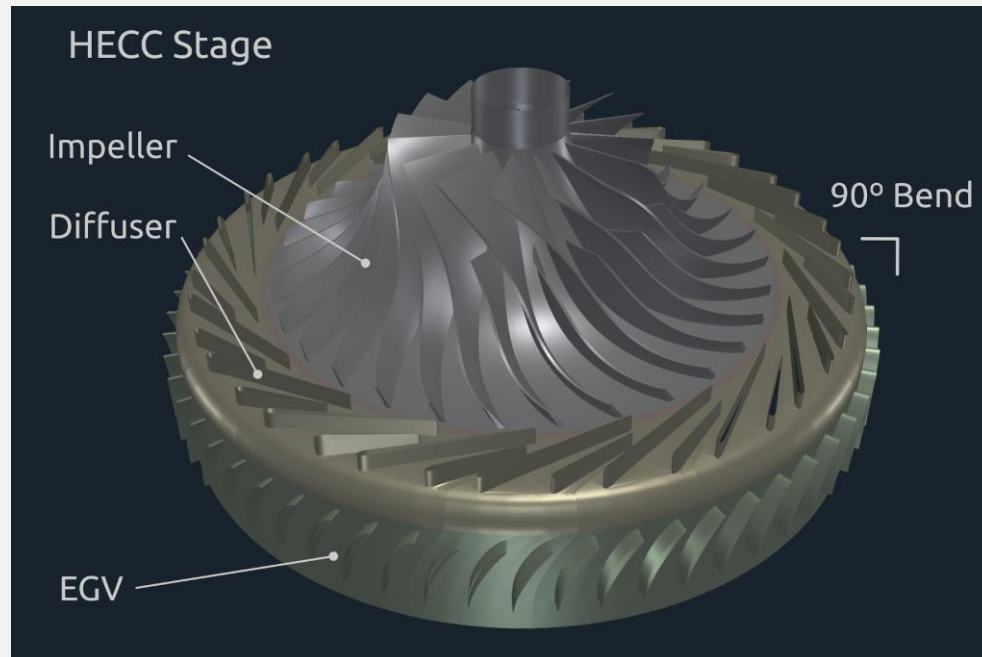
Compressor work:

$$W_C = \sum_{i=1}^n W_{st} = c_p (T_{t2} - T_{t1})$$

Compressor pressure ratio:

$$\pi_C = \prod_{i=1}^n \pi_{st}$$

SPRĘŻARKA PROMIENIOWA/ODŚRODKOWA



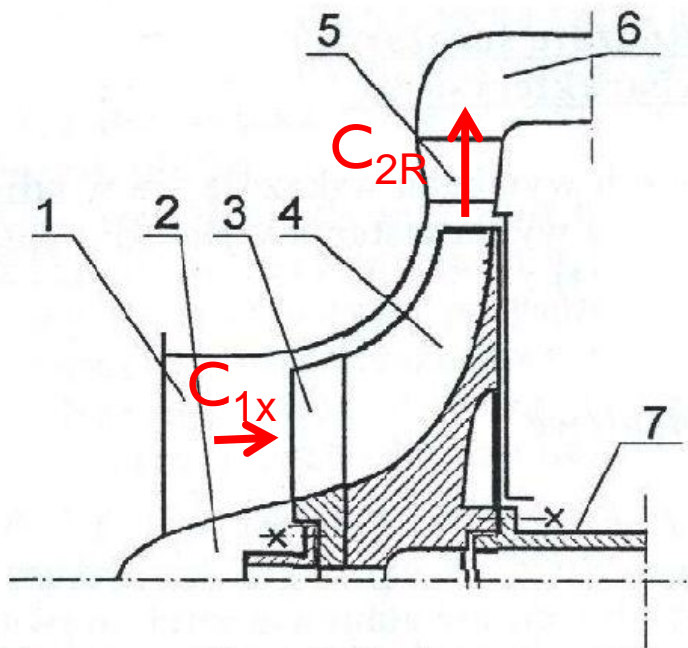
Zalety:

- wysoki spręż na pojedynczym stopniu
- możliwość stosowania dla małych wydatków przepływu powietrza

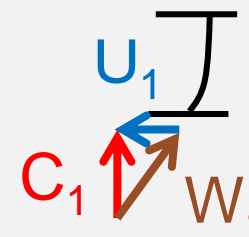
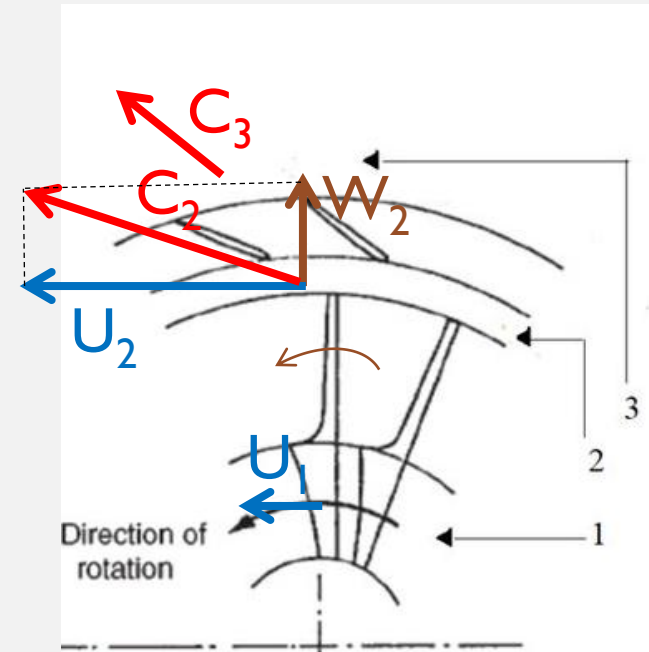
Wady:

- ograniczona ilość przepływającego powietrza
- niższe wartości prędkości obrotowej niż w sprężarce osiowej

SPRĘŻARKA PROMIENIOWA



Rys.1 Schemat sprężarki promieniowej
 1-włot; 2-owiewka; 3-zabierak; 4-kanaly międzyłopatkowe wirnika;
 5-dyfuzor; 6-wylot; 7-wał



Praca stopnia sprężarki:

$$l_{st}^* = u_2 c_{2u} - u_1 c_{1u}$$

OBLICZENIA SPRĘŻARKI W SILNIKU

COMPRESSOR (2 – 3)

SPRĘŻ SPRĘŻARKI CPR

$$\pi_C = \frac{P_{t3}}{P_{t2}} = \text{CPR}$$

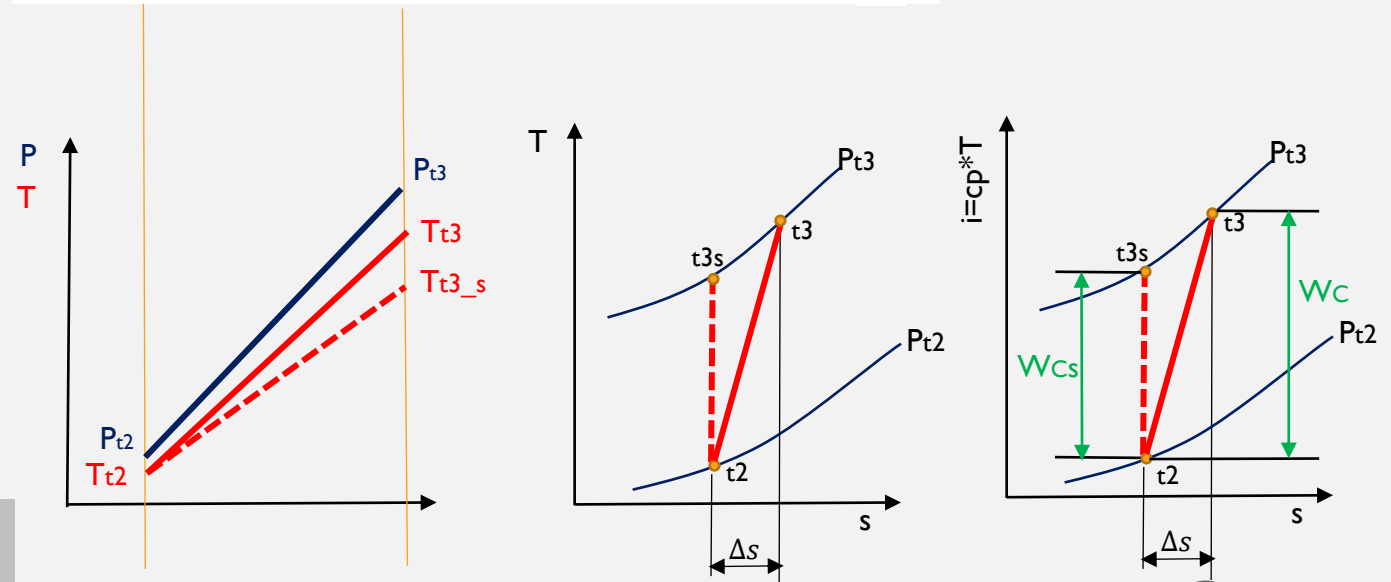
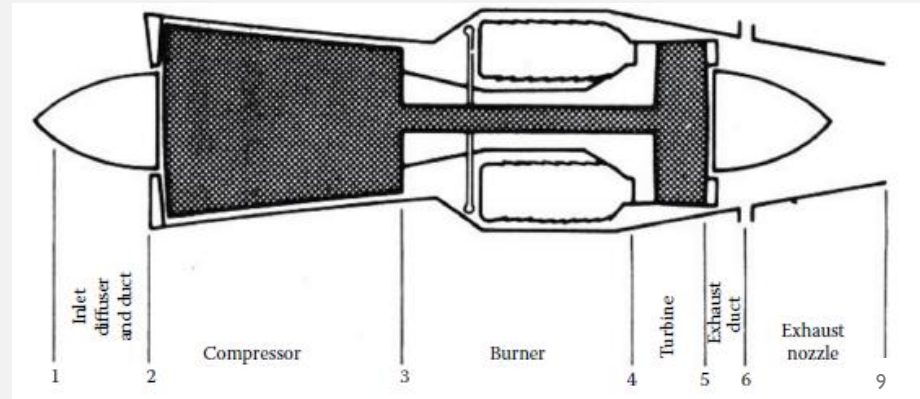
Straty w sprężarce - wzrost entropii:

$$\Delta s = C_p * \ln(T_{t3}/T_{t2}) - R \ln(P_{t3}/P_{t2})$$

Sprawność izentropowa

$$\begin{aligned} \eta_C &= \frac{W_{Cs}}{W_C} = \frac{C_p(T_{t3s} - T_{t2})}{C_p(T_{t3} - T_{t2})} = \frac{T_{t3s}/T_{t2} - 1}{T_{t3}/T_{t2} - 1} \\ &= \frac{(P_{t3}/P_{t2})^{\frac{k-1}{k}} - 1}{T_{t3}/T_{t2} - 1} = \frac{(\pi_C)^{\frac{k-1}{k}} - 1}{T_{t3}/T_{t2} - 1} \end{aligned}$$

Sprawność pozwala określić relację pomiędzy zmianą ciśnienia i temperatury w sprężarce rzeczywistej.



SPRAWNOŚĆ POLITROPOWA SPRĘŻARKI

$$e_c = \frac{\text{praca dla elementarnego przyrostu ciśnienia w procesie izentropowym}}{\text{praca dla elementarnego przyrostu ciśnienia w procesie rzeczywistym}}$$

$$e_c = \frac{di_{ts}}{di_t} = \frac{dT_{ts}}{dT_t} = \frac{dT_{ts}/T_t}{dT_t/T_t} \quad dT_{ts}/T_t = \frac{k-1}{k} dP_t/P_t$$

↓ Po przekształceniu Po różniczkowaniu

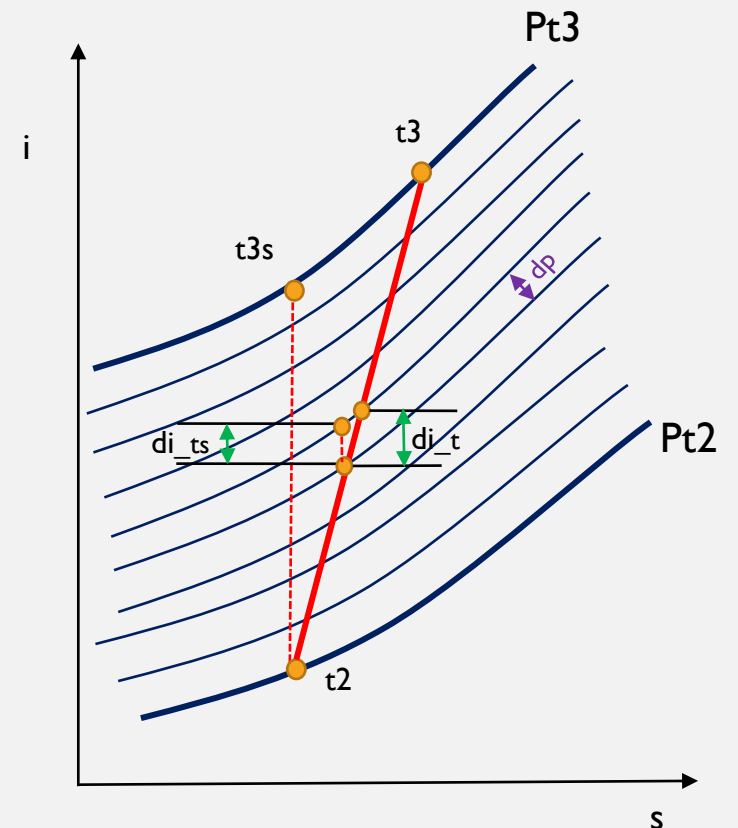
$$dT_t/T_t = \frac{k-1}{e_c k} dP_t/P_t \quad \longrightarrow \quad \ln(T_{t3}/T_{t2}) = \frac{k-1}{e_c k} \ln(P_{t3}/P_{t2})$$

$$e_c = \frac{k-1}{k} \ln(P_{t3}/P_{t2}) / \ln(T_{t3}/T_{t2})$$

$$T_{t3}/T_{t2} = (P_{t3}/P_{t2})^{\frac{k-1}{e_c k}}$$

Sprawność politropowa jest traktowana jako stała dla określonej sprężarki. Jest to wartość niezależna od liczby stopni w sprężarce (CPR). Wyższą sprawność politropową mają nowsze (lepsze) sprężarki.

Typowy zakres:
 $e_c = 0,88 - 0,92$



SPRAWNOŚĆ IZENTROPOWA VS. SPRAWNOŚĆ POLITROPOWA

Sprawność izentropowa

$$\eta_c = \frac{(P_{t3}/P_{t2})^{\frac{k-1}{k}} - 1}{T_{t3}/T_{t2} - 1}$$

Sprawność politropowa

$$T_{t3}/T_{t2} = (P_{t3}/P_{t2})^{\frac{k-1}{e_c k}}$$

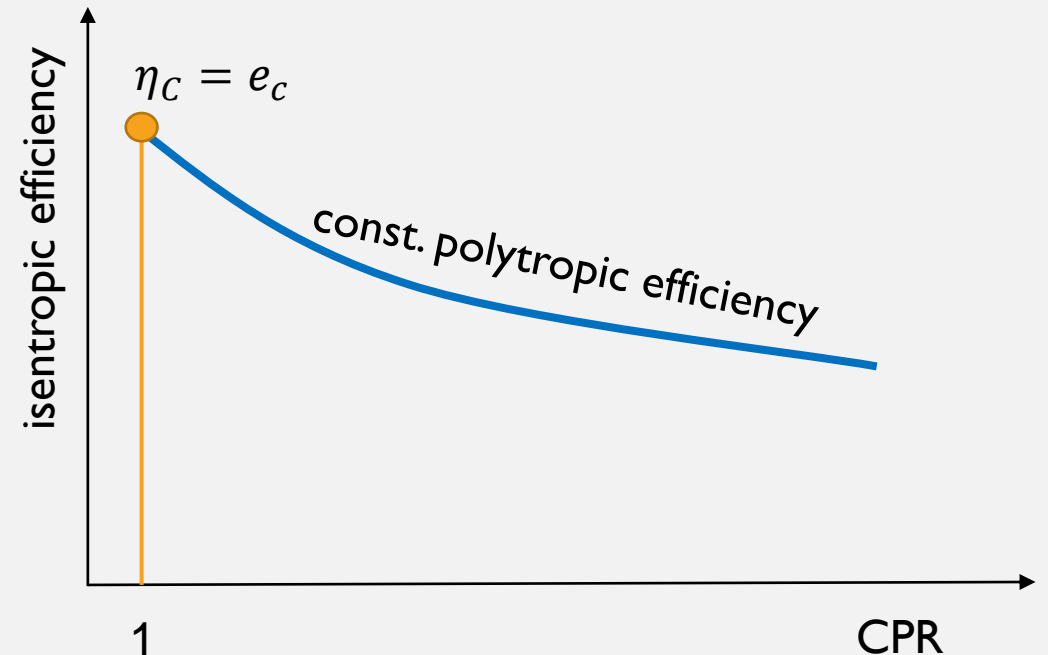
Sprawność izentropowa vs politropowa

$$\eta_c = \frac{(P_{t3}/P_{t2})^{\frac{k-1}{k}} - 1}{(P_{t3}/P_{t2})^{\frac{k-1}{e_c k}} - 1}$$

Sprawność izentropowa maleje ze wzrostem CPR (ilości stopni sprężarki) przy tej samej sprawności politropowej.

Sprawność izentropowa sprężarki dla $CPR > 1$ jest zawsze mniejsza od sprawności politropowej.

Dla sprężarki wielostopniowej typowe jest, że:
sprawność politropowa > sprawność izentr. stopnia > sprawność izentr. sprężarki



PRACA I MOC SPRĘŻARKI

Compressor work:

$$W_C = Cp(T_{t3} - T_{t2})$$

for isentropic efficiency



$$W_C = CpT_{t2} \left(\frac{(\pi_C)^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_C} \right)$$

for polytropic efficiency



$$W_C = CpT_{t2} \left((\pi_C)^{\frac{k-1}{e_C k}} - 1 \right)$$

Compressor power:

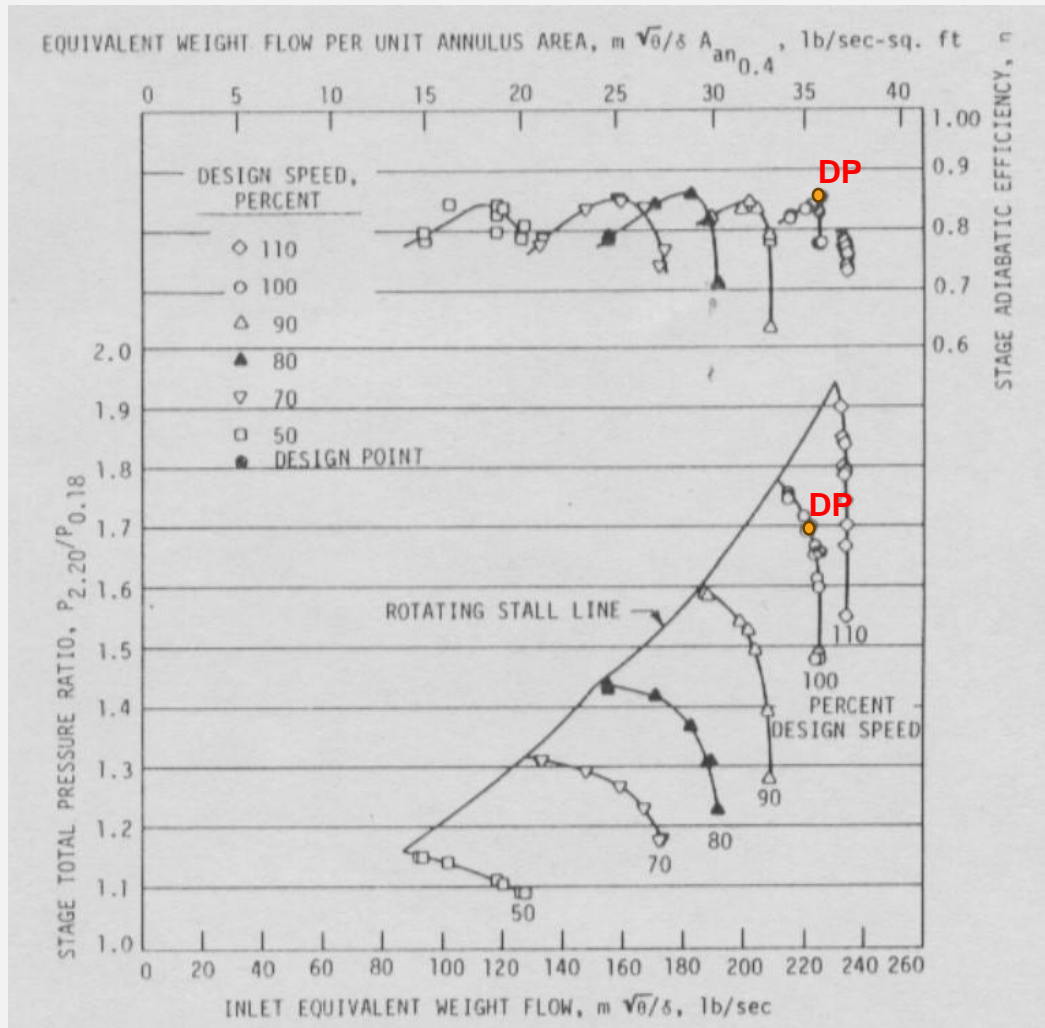
$$P_C = \dot{m}_C W_C = \dot{m}_0 Cp(T_{t3} - T_{t2})$$

Praca sprężarki jest związana z przyrostem entalpii (przyrostem temperatury) na sprężarce,

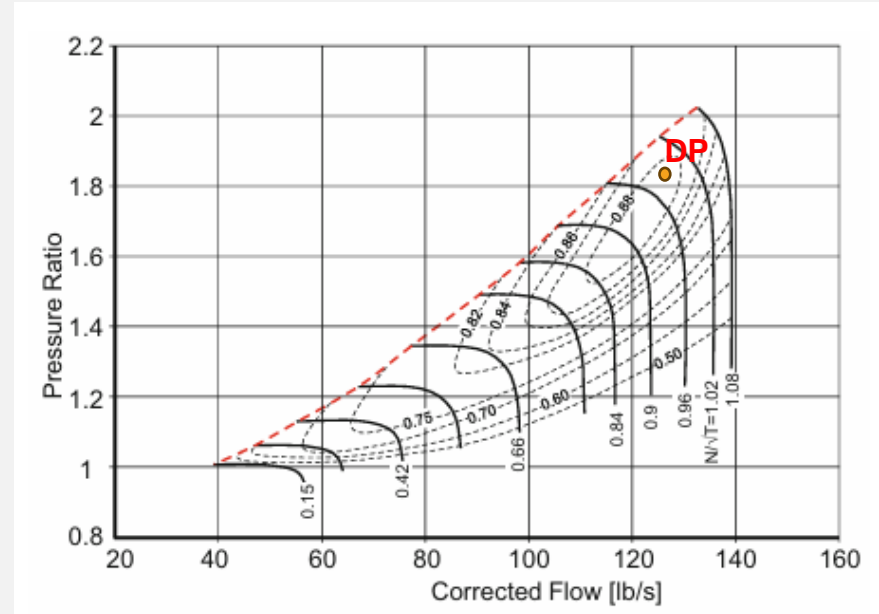
Moc sprężarki zależy od pracy i dodatkowo wydatku masowego powietrza przepływającego w sprężarce.

Wentylatory dużych silników dwuprzepływowych cechują się małą pracą (mały przyrost entalpii (temperatury gazu), ale ze względu na duży wydatek przepływającego powietrza moc potrzebna do ich napędu jest duża.

MAPA SPRĘŻARKI – OBLICZENIA PRACY SILNIKA W RÓŻNYCH WARUNKACH POZA PUNKTEM OBLICZENIOWYM



$$m \{kg/s\} = m \{lb/s\} \times 0.45359237$$



Przedstawia zależność sprężu, wydatku masowego i sprawności izentropowej sprężarki dla określonych prędkości obrotowych.

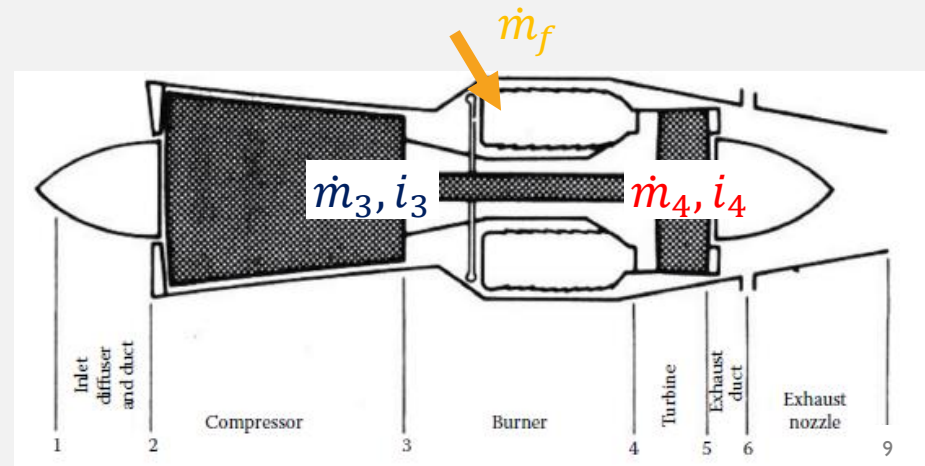
Charakterystyki wykonane są z uwzględnieniem prędkości zredukowanej i zredukowanego wydatku masowego powietrza w celu nadania jej uniwersalnego charakteru i uniezależnienia od warunków otoczenia

$$m_{cor} = m \sqrt{T_{t1}/288} \frac{1013.25}{P_{t1}} \quad N_{cor} = N / \sqrt{T_{t1}/288}$$

KOMORA SPALANIA

Komora spalania w silniku turbinowym umiejscowiona jest pomiędzy zespołem sprężarek, a zespołem turbin.

Rola **komory spalania** w silniku turbinowym polega na efektywnym wykorzystaniu energii paliwa do podniesienia energii (entalpii) gazu przepływającego w silniku z możliwie najmniejszymi stratami przepływowymi (stratami ciśnienia)



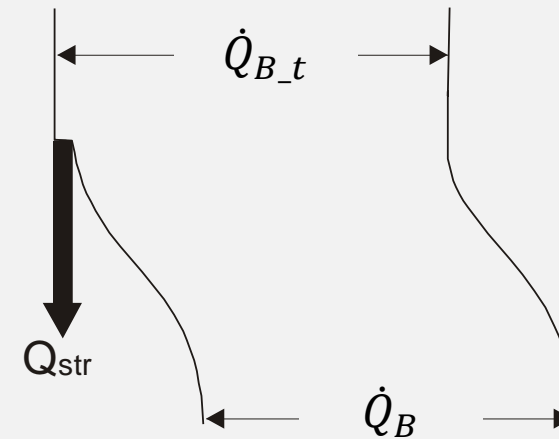
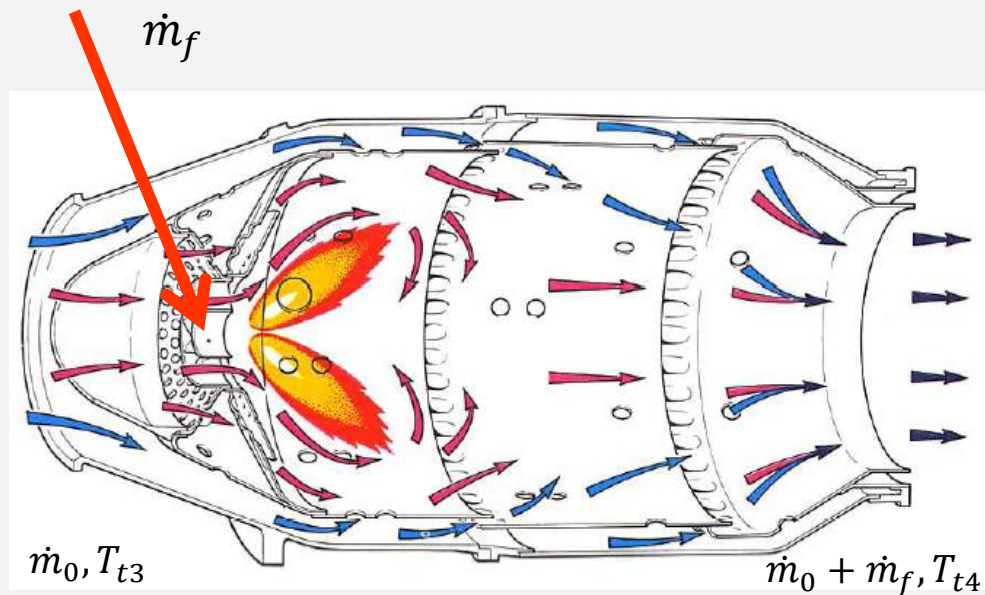
BILANS ENERGII W KOMORZE SPALANIA

Bilans komory spalania (burner)

$$\dot{Q}_B = \Delta \dot{I}_B = \bar{c}_p \left((\dot{m}_0 + \dot{m}_f) T_{t4} - \dot{m}_0 T_{t3} \right) \approx \dot{m}_0 \bar{c}_p (T_{t4} - T_{t3})$$

Współczynnik wydzielania ciepła w KS (sprawność cieplna KS)

$$\eta_B = \frac{\dot{Q}_B}{\dot{Q}_{B,t}} = \frac{\dot{m}_0 \bar{c}_p (T_{t4} - T_{t3})}{\dot{m}_f FHV} = \frac{\bar{c}_p (T_{t4} - T_{t3})}{FHV f_{pal}}$$



$\dot{Q}_{B,t}$

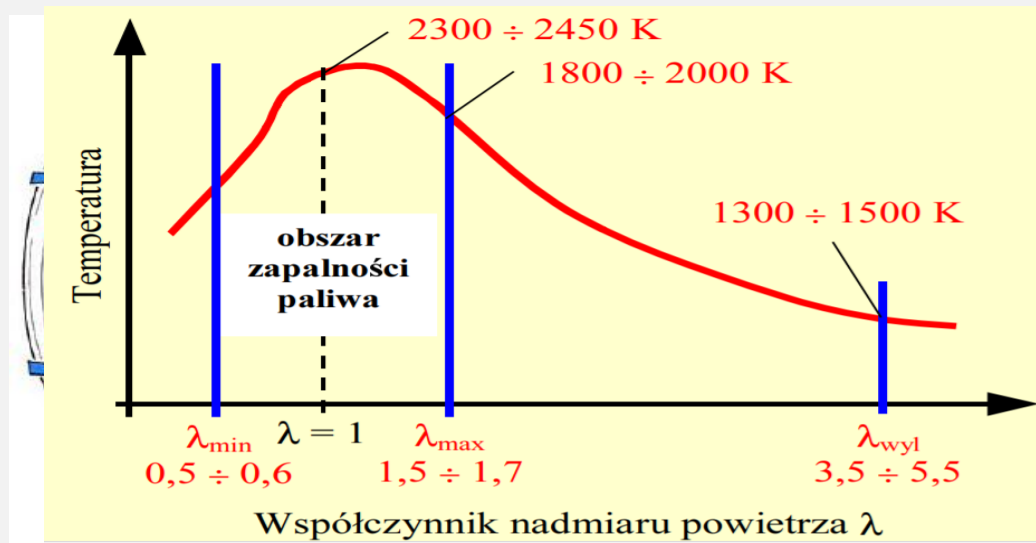
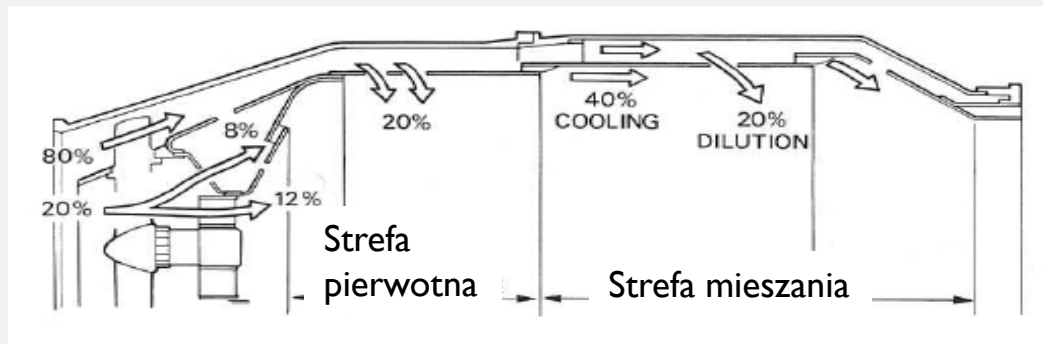
- Strumień ciepła teoretycznie doprowadzone z paliwem

\dot{Q}_B

- Strumień ciepła rzeczywiście dostarczone w procesie spalania do przepływającego gazu

$f_B = \dot{m}_f / \dot{m}_0$ - Względne zużycie paliwa

ORGANIZACJA PROCESU SPALANIA



Paliwo – nafta lotnicza
udziały masowe

$$C = 0,86, \quad H = 0,14$$

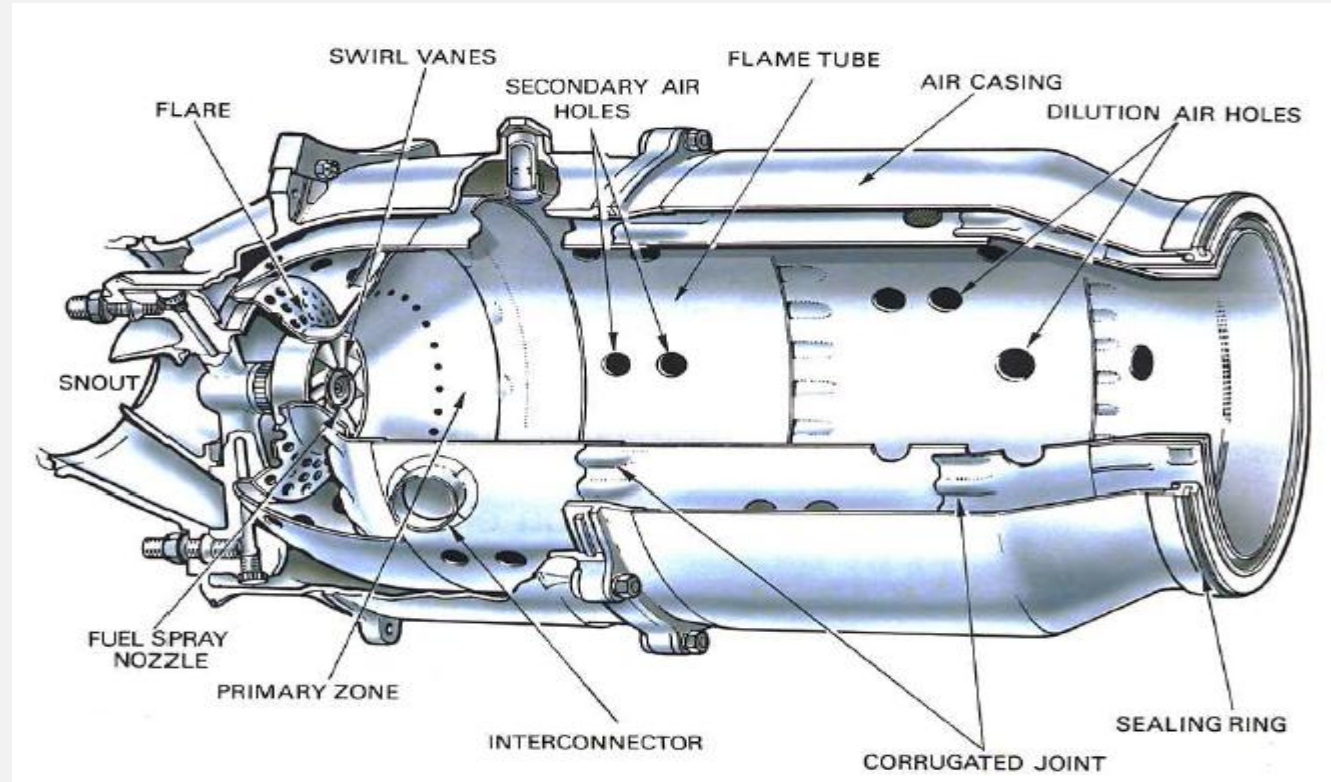
$$O_t = \frac{8}{3} \cdot 0,86 + 8 \cdot 0,14 = 3,413 \left[\frac{kg O_2}{kg pal} \right]$$

$$L_t = \frac{O_t}{0,232} = 14,7 \left[\frac{kg pow}{kg pal} \right]$$

Masa paliwa do powietrza dla mieszanki stechiometrycznej wynosi zatem ok 0,067, podczas gdy w silniku turbinowym jednoprzepływowym $f_B \sim 0,02$. Wynika stąd, że ilość powietrza względem ilości paliwa jest 3 razy większa niż wynika z bilansu spalania, a więc gazy wylotowe z silnika turbinowego zawierają ok. 30% produktów spalania, reszta to nieprzereagowane powietrze.

Dostarczona do KS ilość paliwa powinna być na poziomie ok. 1/15 ilości powietrza dostarczonego w strefie pierwotnej, aby spalanie zachodziło z najwyższą sprawnością

BUDOWA KOMORY SPALANIA



Rura żarowa komory spalania ma otwory w odpowiednich strefach, których zadaniem jest:

- Wytworzenie mieszanki paliwowo-powietrznej o odpowiednim składzie (otwory w okolicach wtryskiwacza)
- Podtrzymanie i dokończenie procesu spalania poprzez dodanie nowego powietrza otworami w tylnej części strefy spalania
- Schładzanie produktów spalania – otwory w strefie mieszania
- Wzdłuż całej rury żarowej są ustawione otwory, które kierują strumień powietrza wzdłuż ścianki rury żarowej, tworząc warstwę izolacyjną

SPALANIE

Spalanie całkowite

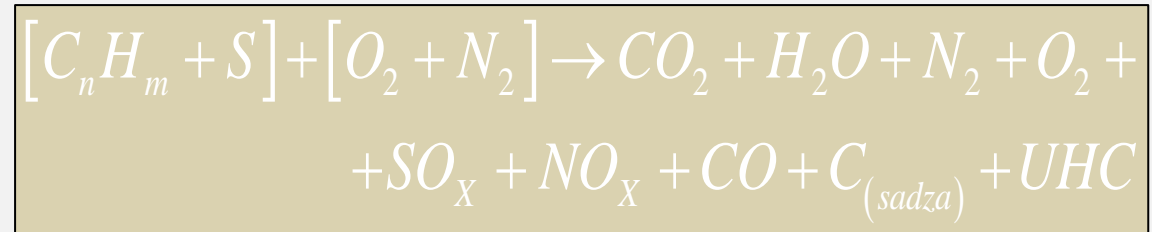
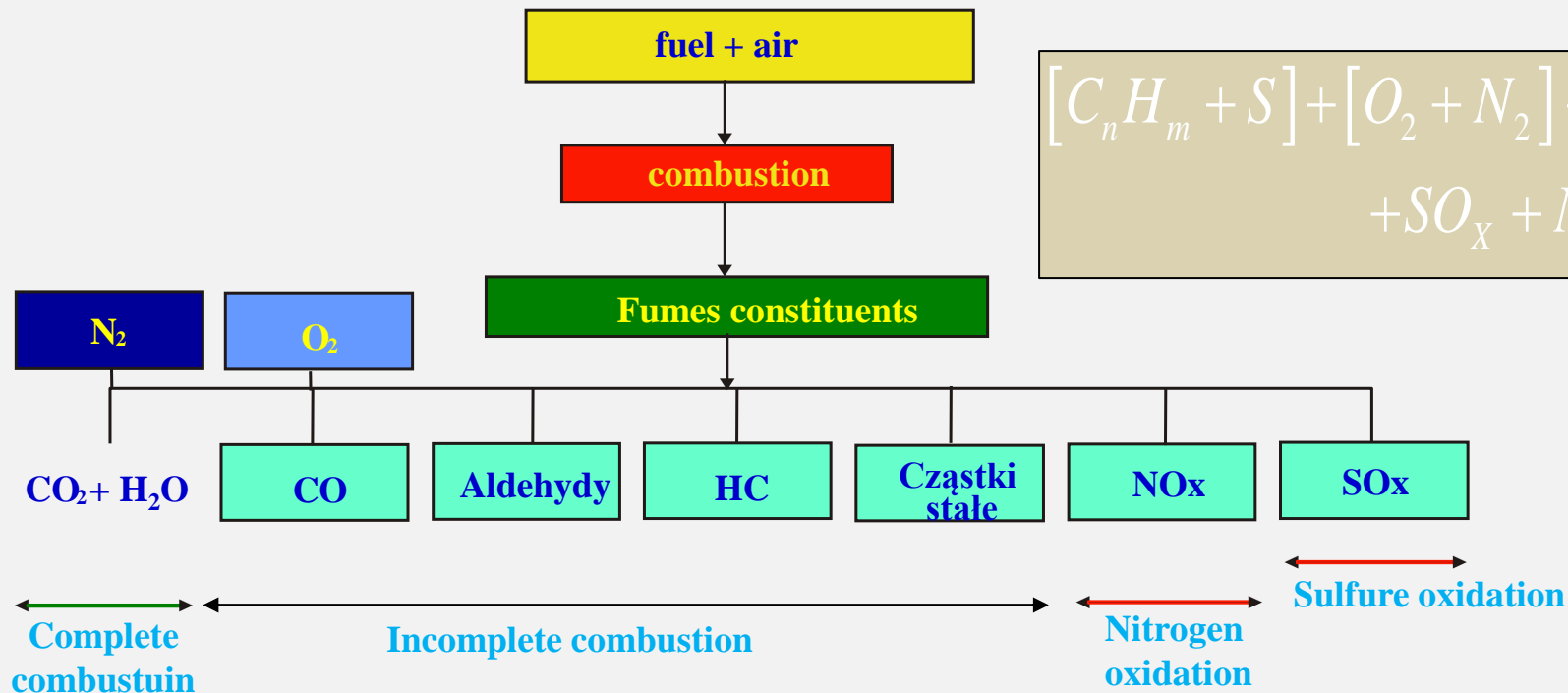


fuel

air →

fumes

Rzeczywisty proces spalania – spalanie niezupełne



STRATY PRZEPEŁYWOWE W KOMORZE SPALANIA

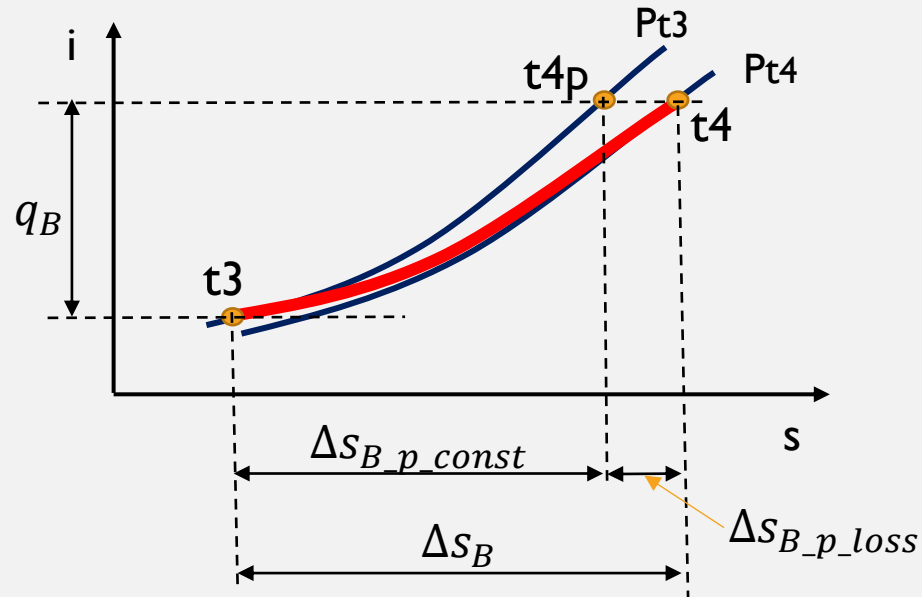
Straty ciśnienia w komorze spalania są związane ze stratami przepływowymi spowodowanymi:

- tarciem przepływającego gazu o elementy mechaniczne
- procesem spalania

$\pi_B = \pi_{B_M} \cdot \pi_{B_T}$ - współczynnik strat ciśnienia w KS:

π_{B_M} - współczynnik strat mechanicznych ciśnienia

π_{B_T} - współczynnik strat cieplnych ciśnienia w KS



Pressure losses:

$$\pi_B = \frac{P_{t4}}{P_{t3}}$$

$$q_B = \frac{\dot{Q}_B}{\dot{m}_0} \quad \text{- Ciepło doprowadzone w komorze spalania}$$

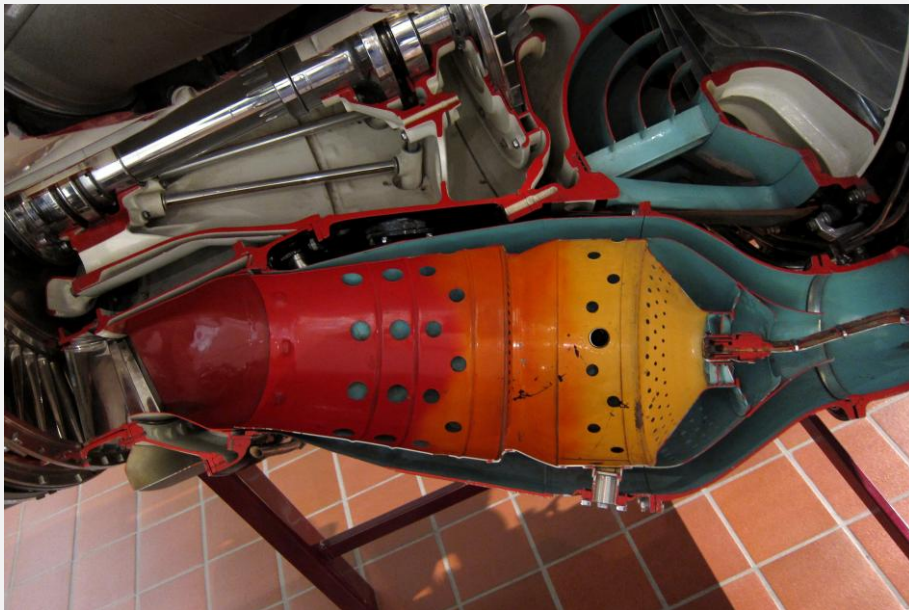
Entropy increase in a burner:

dla procesu izobarycznego $\Delta S_{B_p_{const}} = cp_B \ln \frac{T_{t4}}{T_{t3}}$

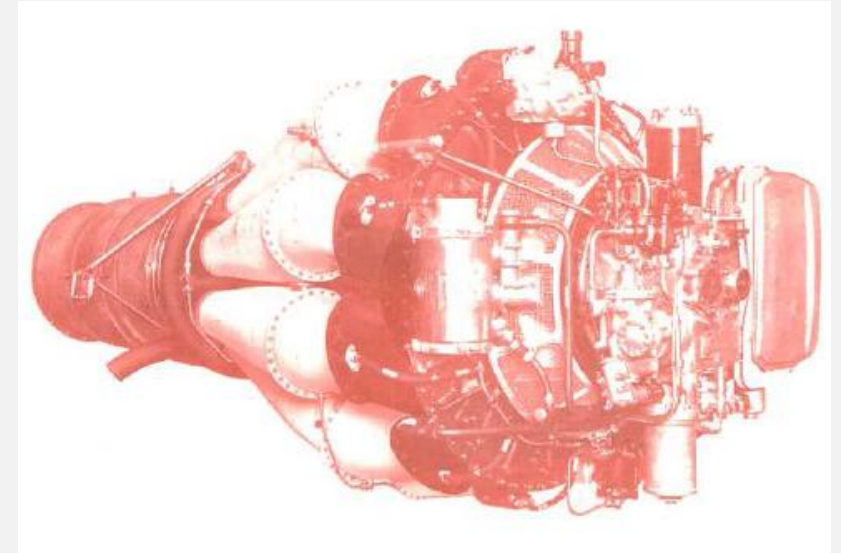
dla strat ciśnienia w KS $\Delta S_{B_p_{loss}} = -R_t \ln \frac{P_{t4}}{P_{t3}}$

dla całości $\Delta S_B = cp_B \ln \frac{T_{t4}}{T_{t3}} - R_t \ln \frac{P_{t4}}{P_{t3}}$

PRZEGLĄD KONSTRUKCJI KOMÓR SPALANIA DZBANOWA, INDYWIDUALNA (CANNULAR BURNER)



Komora spalania z pierwszych konstrukcji silników Whittle'a



Rolls-Royce RB Derwent I

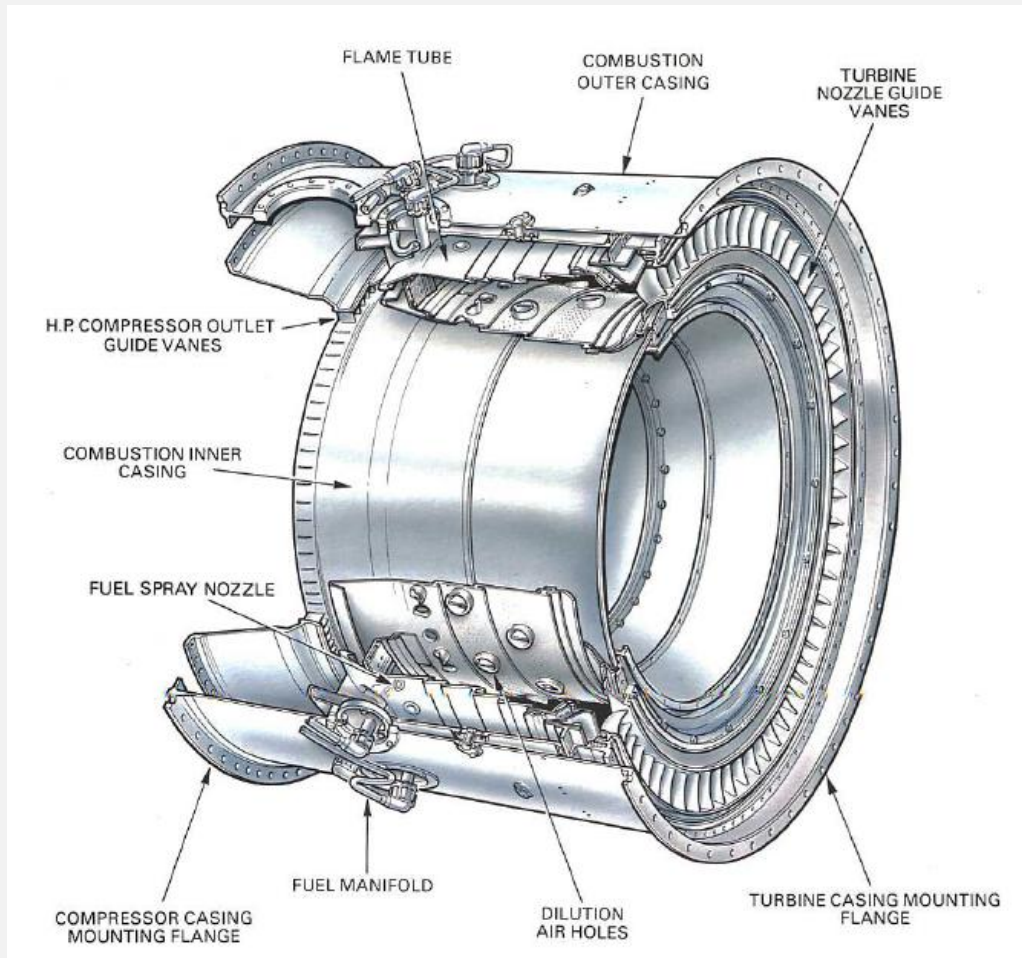
ZALETY:

- Łatwość eksperymentalnego sprawdzenia procesu wewnątrzkomorowego
- Możliwość wymiany pojedynczej rury komory spalania

WADY:

- Duże opory przepływu
- Duża nierównomierność obwodowa pól temperatur na wyjściu z KS

PRZEGLĄD KONSTRUKCJI KOMÓR SPALANIA - KOMORA PIERŚCIENIOWA (ANNULAR BURNER)



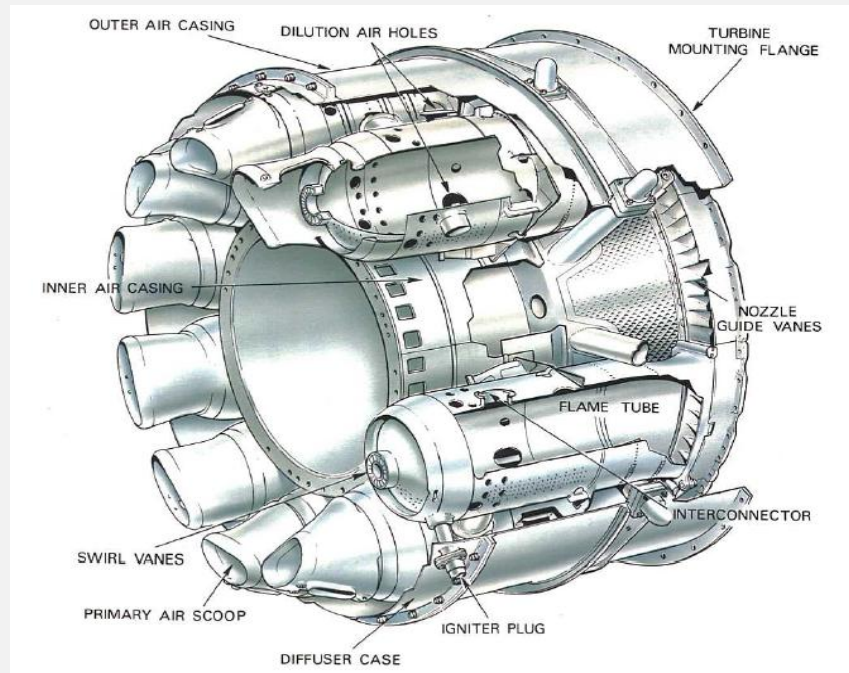
ZALETY:

- Zwarta budowa i mała masa własna
- Mały opór przepływu
- Duża równomierność obwodowego rozkładu pól temperatur

WADY:

- Testy i badania muszą być prowadzone na całym module
- Po uszkodzeniu należy wymienić cały moduł

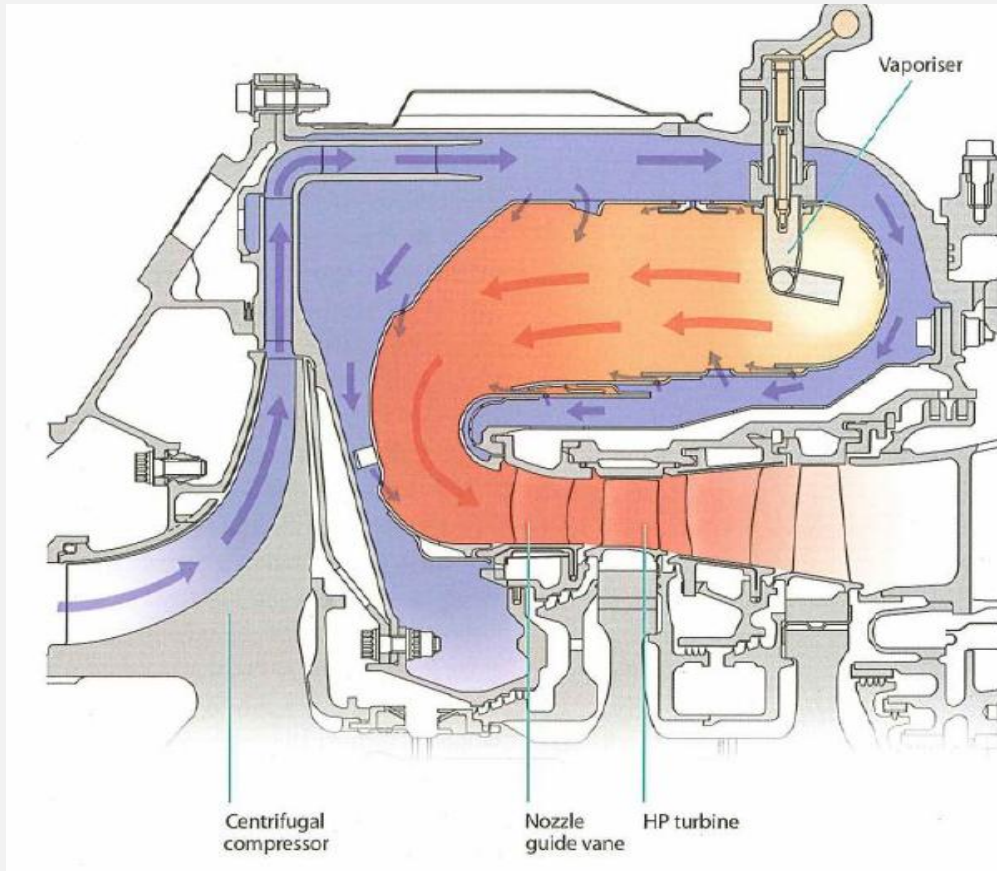
PRZEGLĄD KONSTRUKCJI KOMÓR SPALANIA – KOMORA RUROWO-PIERŚCIENIOWA



Rozwiązanie pośrednie pomiędzy
rurową i pierścieniową komorą spalania

Proces spalania odbywa się indywidualnie w
poszczególnych rurach, a osłona komór spalania
stanowi element nośny konstrukcji

KOMORA SPALANIA O PRZEPLÝWIE ZWROTNYM



Cechy szczególne:

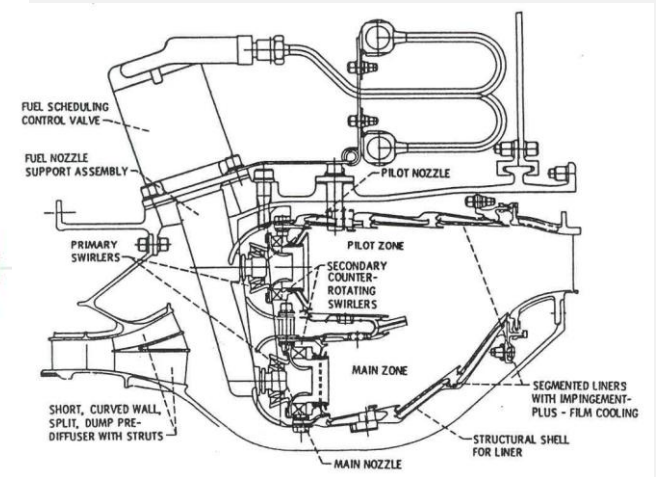
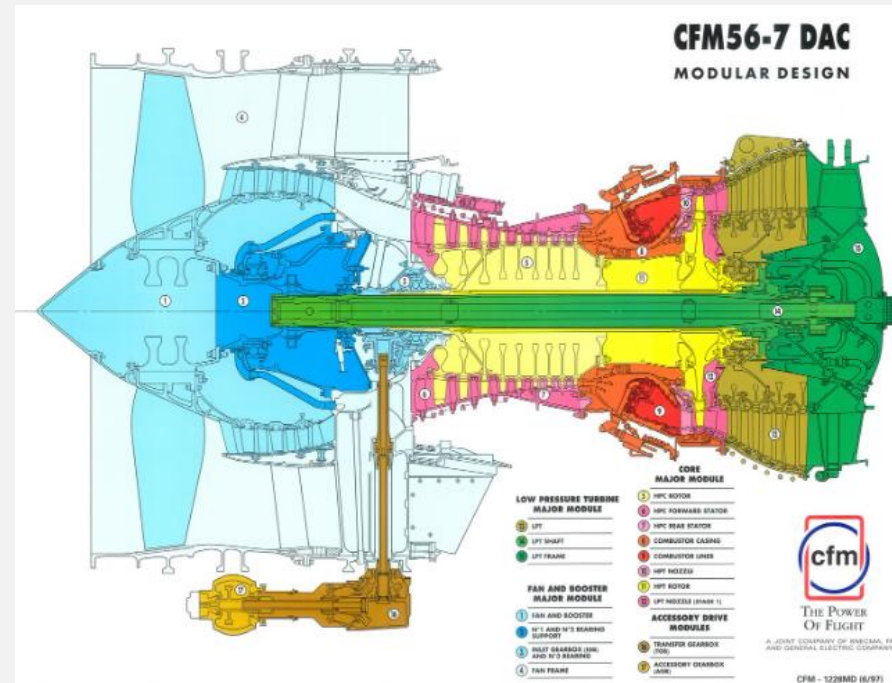
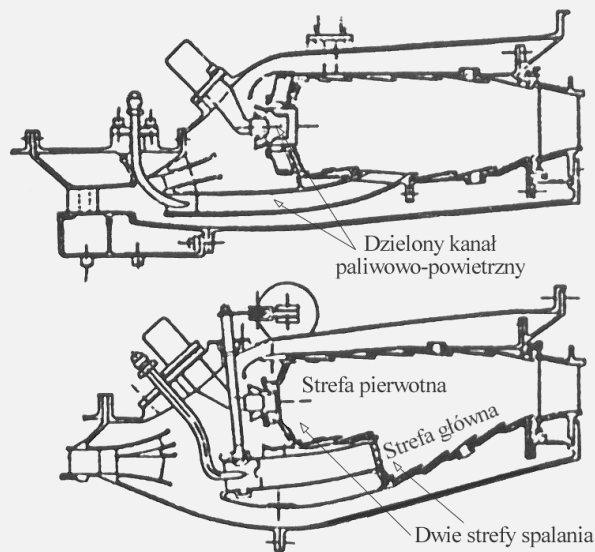
- Skrócenie wymiaru osiowego na rzecz rozbudowy promieniowej silnika
- Lepsze właściwości cieplne przez przeciwprądowe doprowadzenie strumienia powietrza ze sprężarki
- Większe straty przepływowe wskutek kilkukrotnej zmiany kierunku przepływu – wada

Zastosowanie: w mniejszych silnikach turbowentylatorowych, oraz solnikach turbinowych śmigłowych i śmigłowcowych najczęściej gdy ostatni stopień sprężarki jest promieniowy.

NOWOCZESNE KOMORY SPALANIA DUAL ANNULAR COMBUSTOR (DAC)

double-annular combustor:

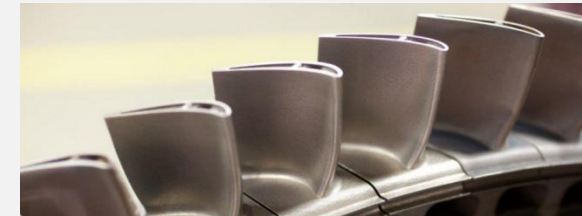
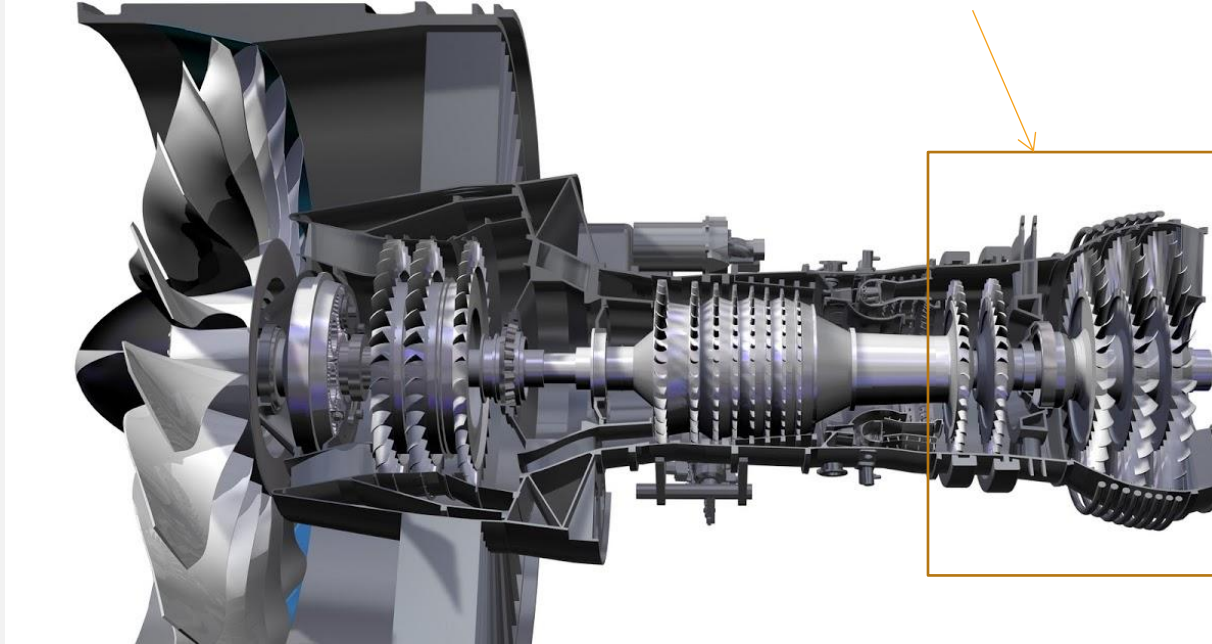
- w układzie szeregowym
- w układzie równoległym



„Double-annular burner” (czasem: double-annular combustor, DAC) komora spalania ma dwie współosiowe strefy: pierścień zewnętrzny (tzw. pilot) i pierścień wewnętrzny (główny). Przy niskim ciągu działa tylko strefa pilotowa — zapewnia stabilne spalanie przy mniejszym obciążeniu. Przy wysokim ciągu dołącza strefa główna — pozwala na większy przepływ powietrza i paliwa, co zwiększa moc i zmniejsza emisję tlenków azotu (NO_x) w porównaniu do tradycyjnego, pojedynczego pierścienia.

TURBINY W SILNIKU LOTNICZYM

Zespół turbin



Wieniec wirnika łopatek turbiny

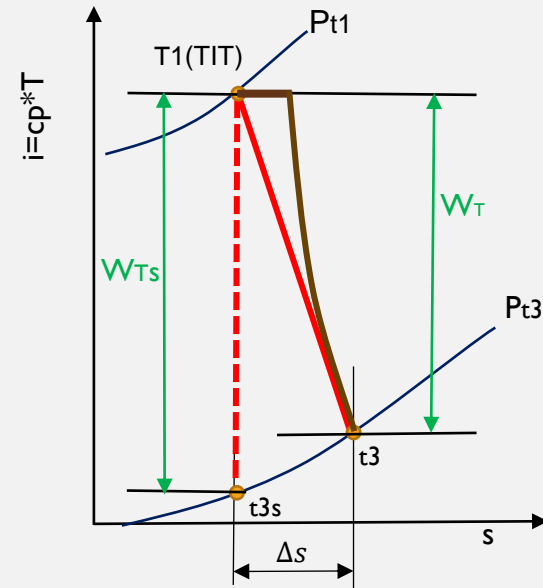
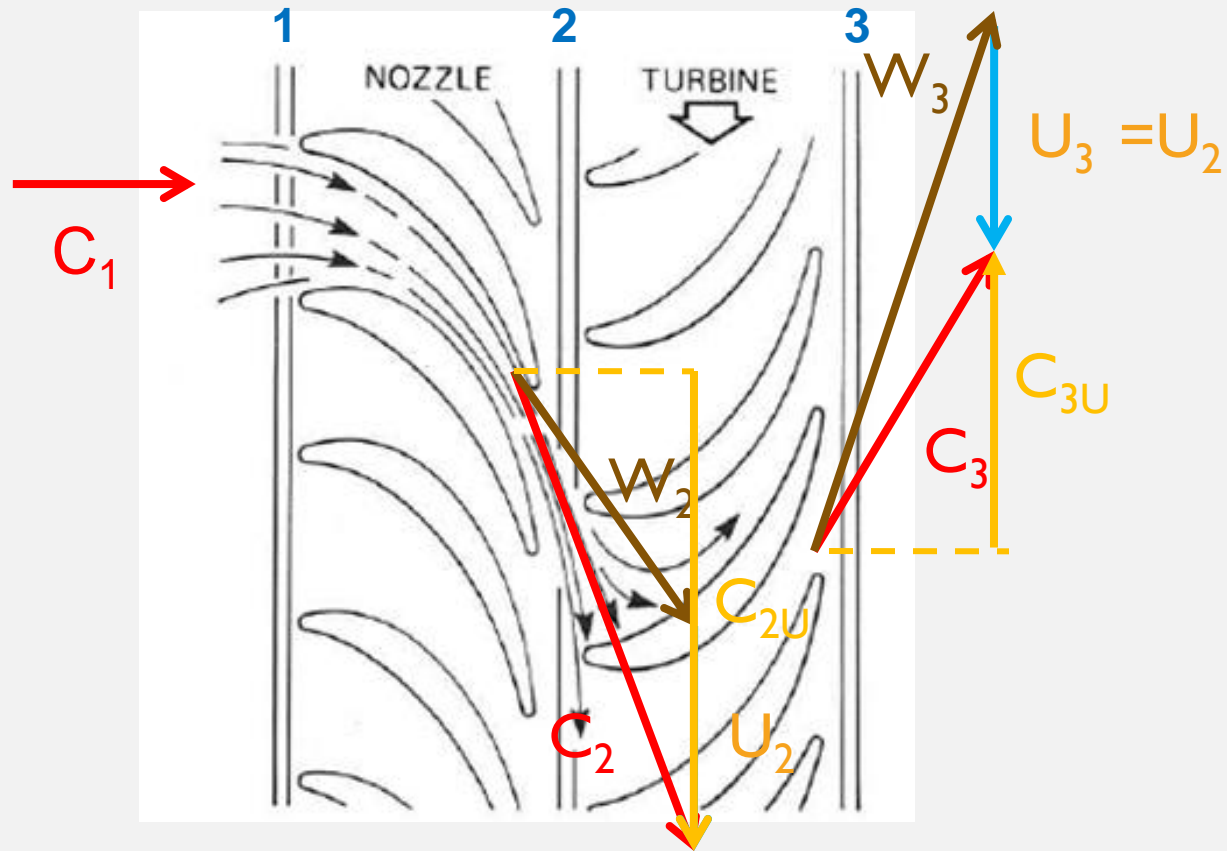
W silniku występuje od jednego do maksymalnie trzech zespołów turbin, z których każdy w zależności od wytwarzanej mocy może składać się z jednego kilku stopni (wieńców łopatek dyszowych i wirnikowych)

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

TURBINY SILNIKA LOTNICZEGO

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

PRACA STOPNIA TURBINY



Praca stopnia turbiny

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

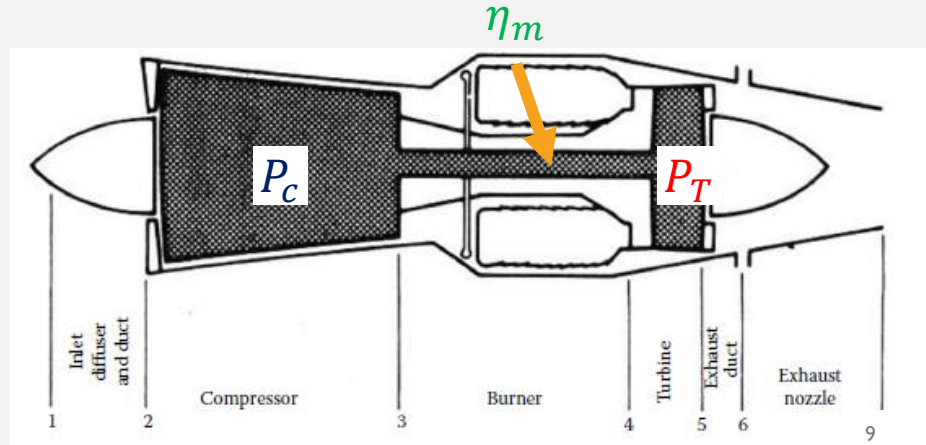
Praca stopnia turbiny:

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

Sprawność stopnia turbiny

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

TURBINA NAPĘDZAJĄCA SPRĘŻARKĘ



Bilans mocy turbiny i napędzanej sprężarki:

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

Turbine exit temperature (TET)

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

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

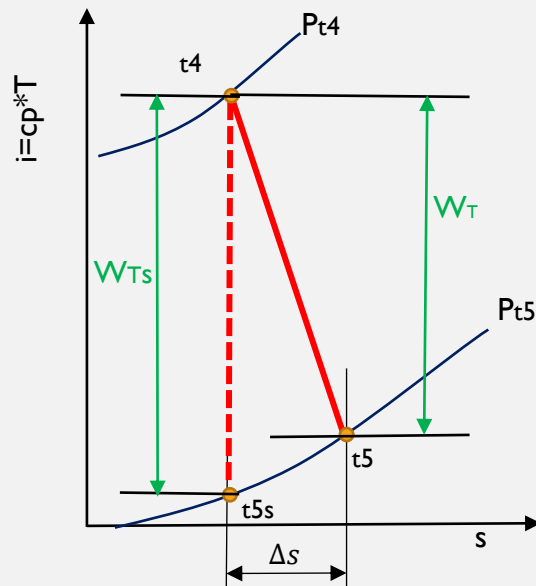
$$T_{t5} = T_{t4} - \frac{W_C}{\eta_m (1+f) c_{pT}}$$

Rozpręż na turbinie (TPR Turbine Pressure Ratio)

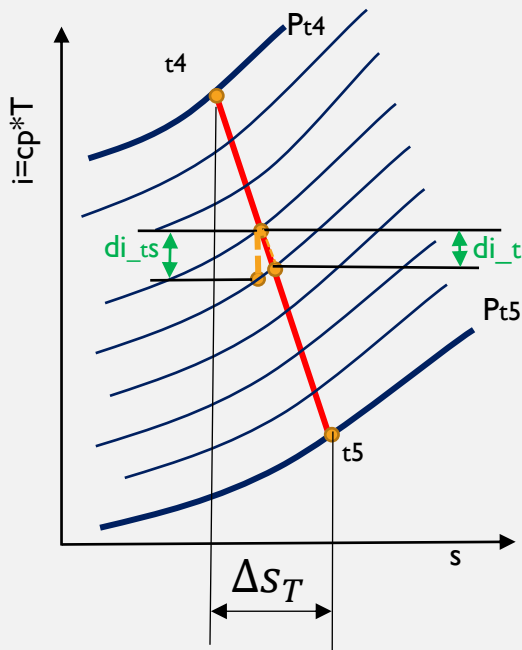
$$TPR = P_{t4}/P_{t5} > 1 \quad \frac{1}{TPR} = \left(1 - \frac{1 - T_{t5}/T_{t4}}{\eta_T} \right)^{\frac{k_t}{k_t - 1}}$$

Sprawność izentropowa turbiny

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



SPRAWNOŚĆ POLITROPOWA TURBINY



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

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

↓ Po

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

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

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

Przyrost entropii w turbinie:

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

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

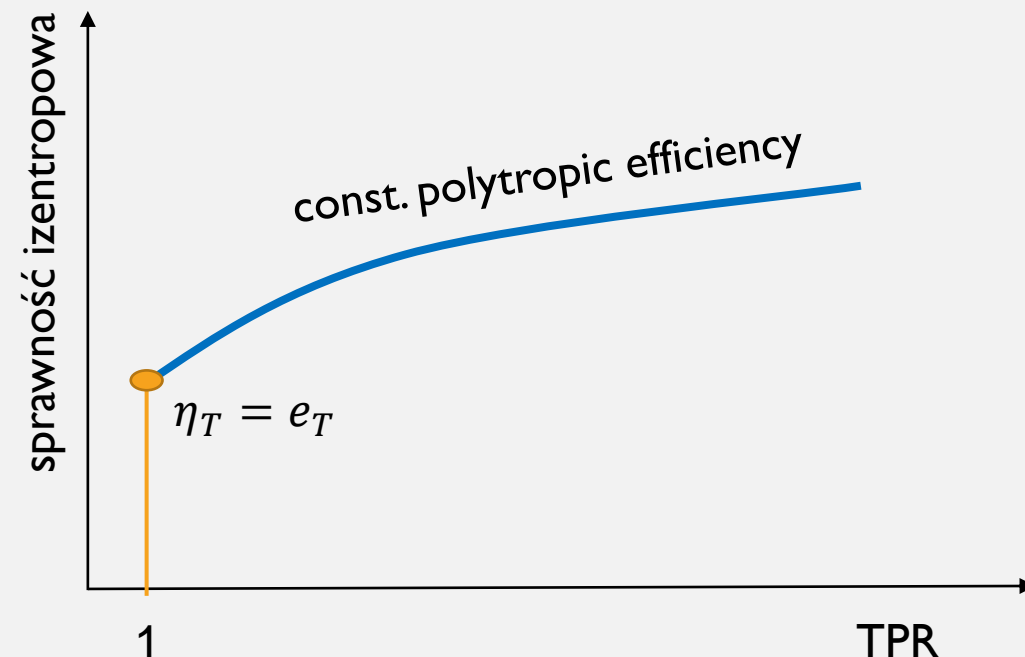
$$T_{t5}/T_{t4} = (P_{t5}/P_{t4})^{\frac{e_T(k_t-1)}{k_t}}$$

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.

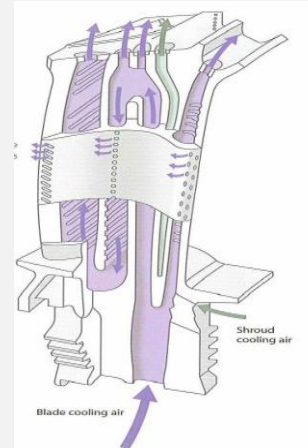
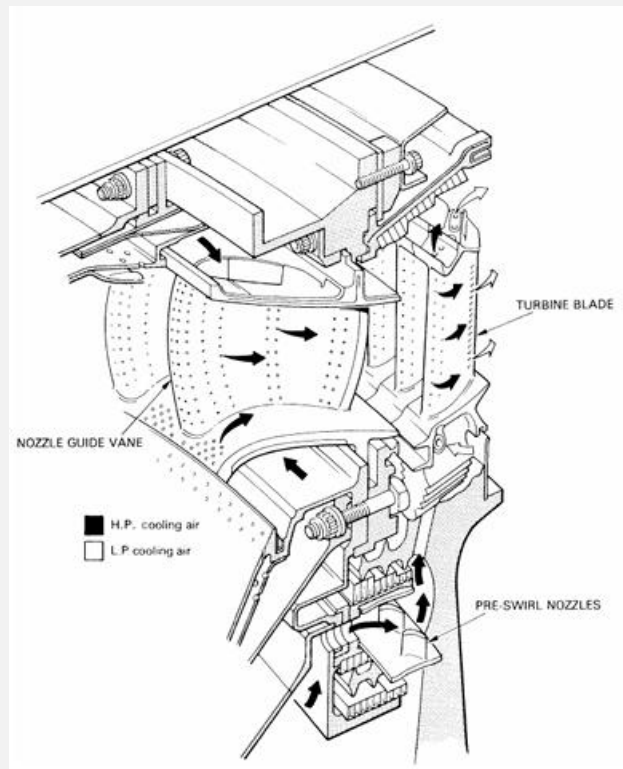
Sprawność izentropowa turbiny dla $TPR > 1$ jest wyższa niż sprawność politropowa.



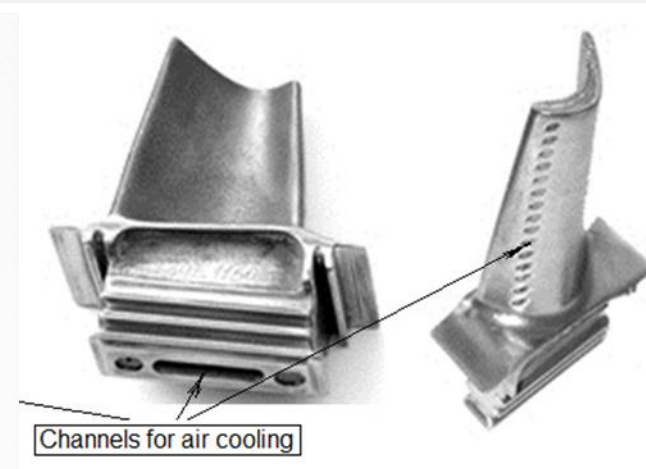
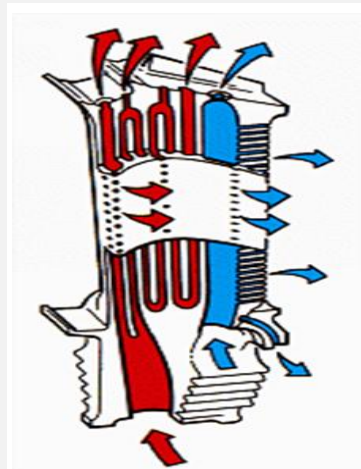
CHŁODZENIE TURBIN

Turbina HPT pracuje w wysokiej temperaturze osiągającej ok. 1800 K

Wymaga bardzo intensywnego chłodzenia na całej powierzchni łopatk

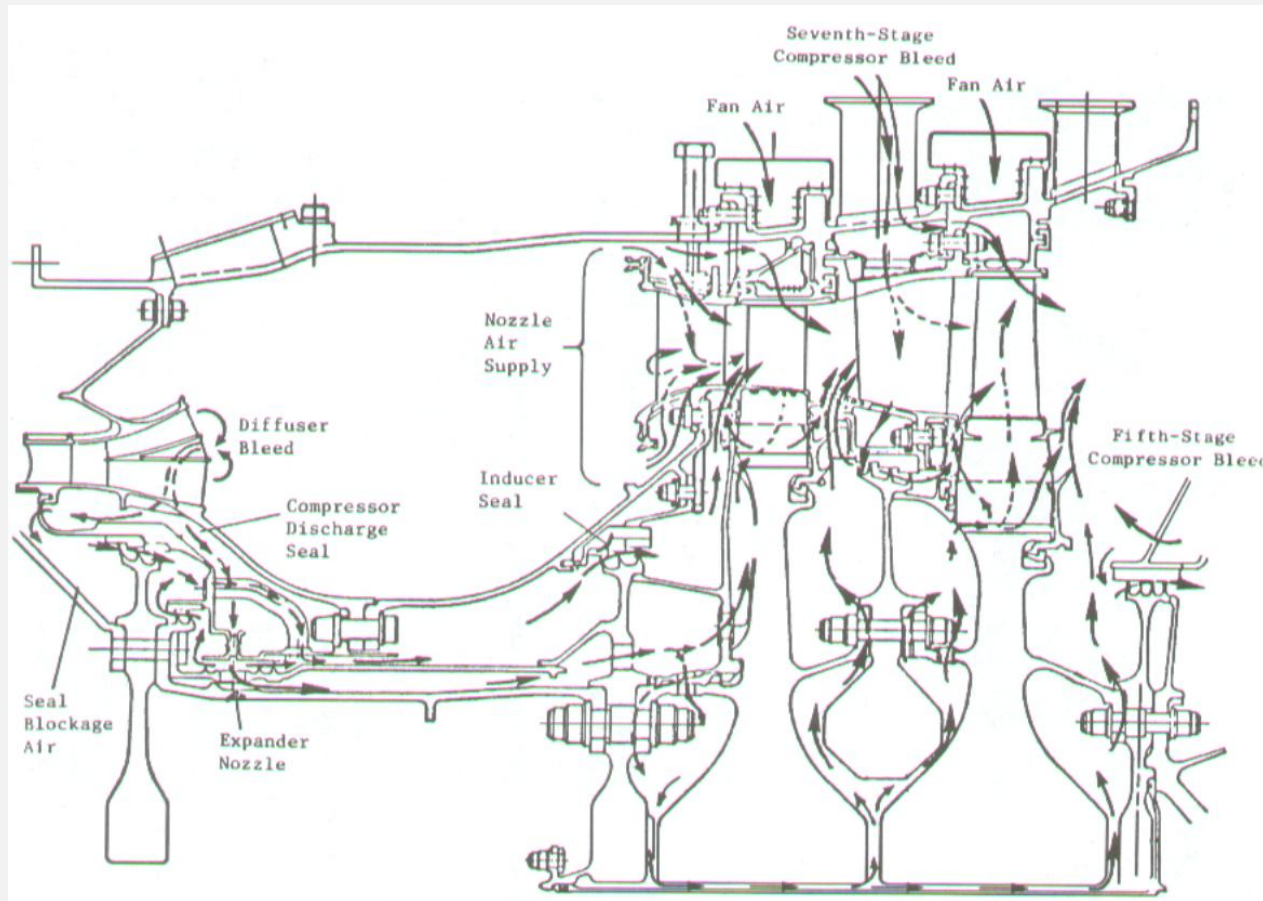


Chłodzenie zewnętrzne (konwekcyjno-błonowe)



Chłodzenie wewnętrzne (konwekcyjne)

POWIETRZE DO CHŁODZENIA TURBINY



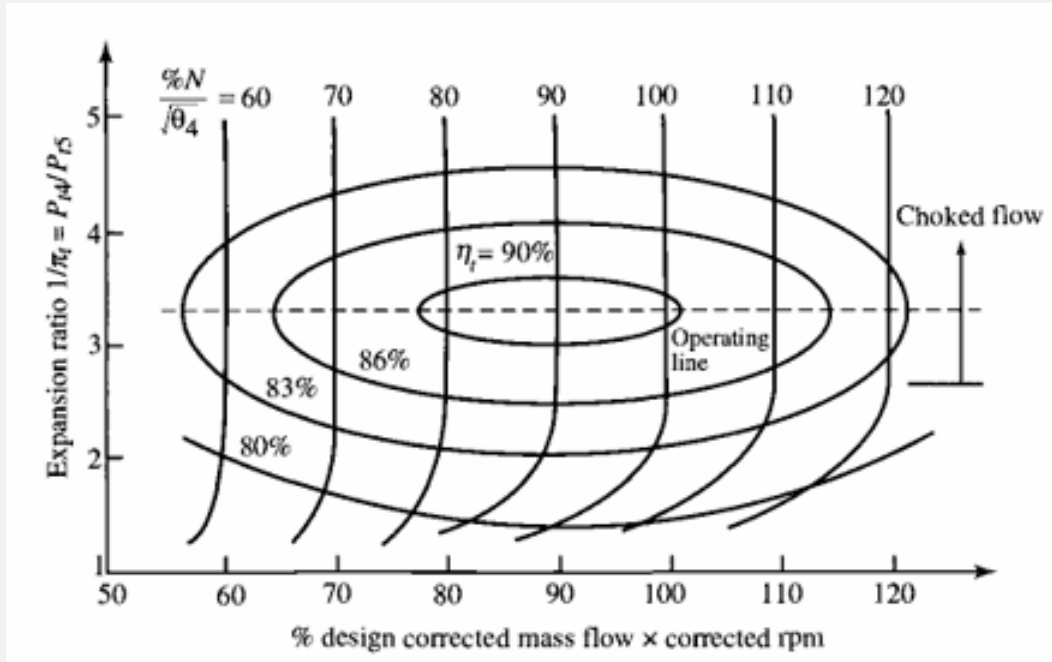
Schema of turbine cooling of NASA E3 engine (NASA CR-167955) [Je-Chin Han, Sandip Dutta, Srinath V. Ekkad: Gas turbine heat transfer and cooling technology, Taylor & Francis, New York 2001]

Powietrze do chłodzenia musi mieć odpowiednie ciśnienie i temperaturę

Pobiera się je ze sprężarki. Powietrze na chłodzenie I-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

CHARAKTERYSTYKA TURBINY

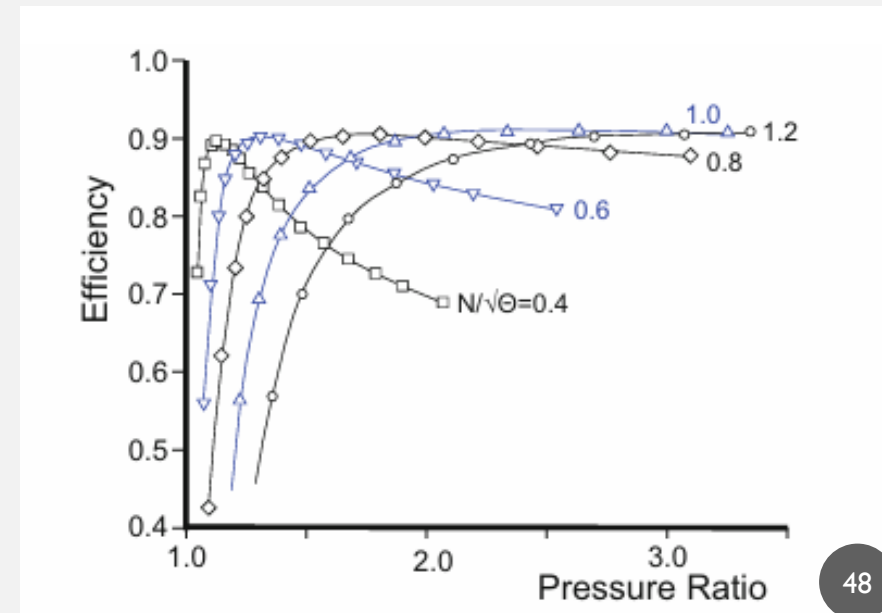


Prędkość zredukowana turbiny (Corrected rotational speed)

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

Zredukowany wydatek masowy turbiny (Corrected mass flow)

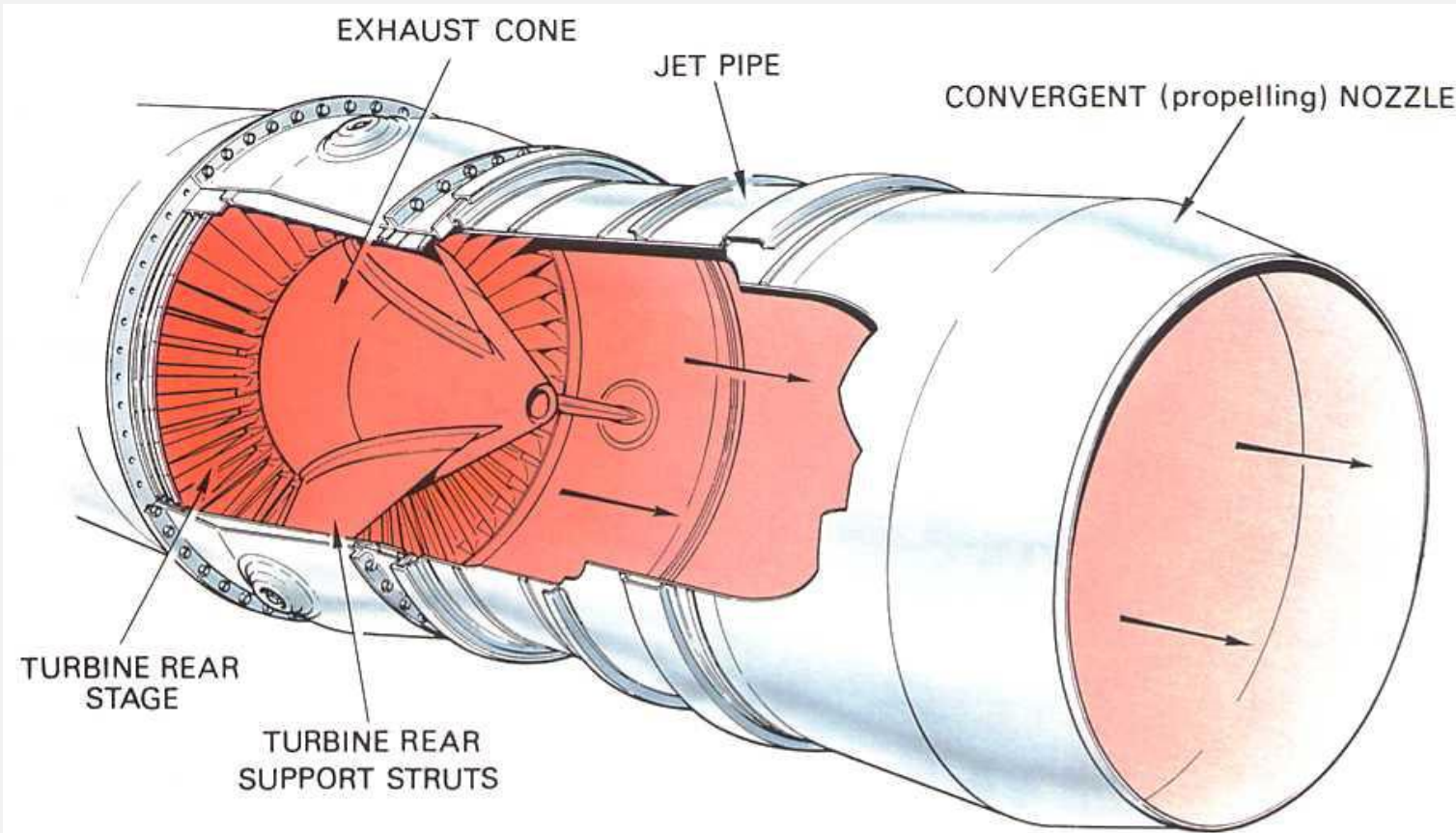
$$m_{cor} = m_4 \sqrt{T_{t4}/288} \frac{1013.25}{P_{t4}}$$



DYSZA WYLOTOWA SILNIKA

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

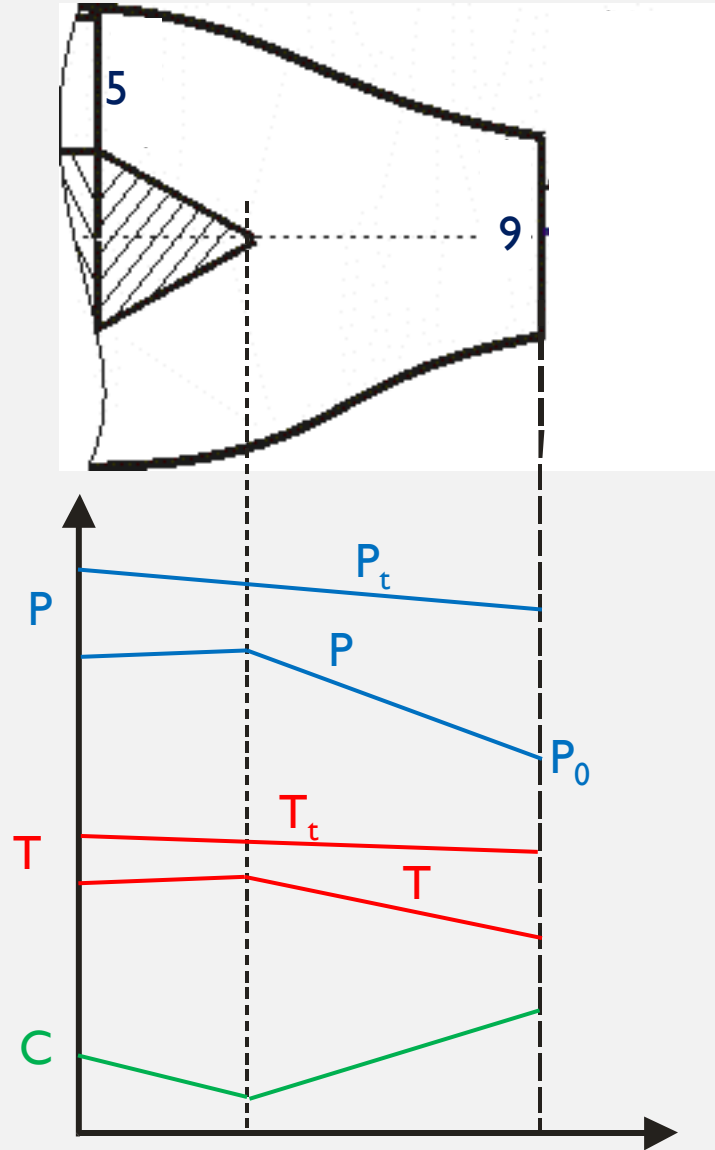
DYSZA WYLOTOWA ZBIEŻNA



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

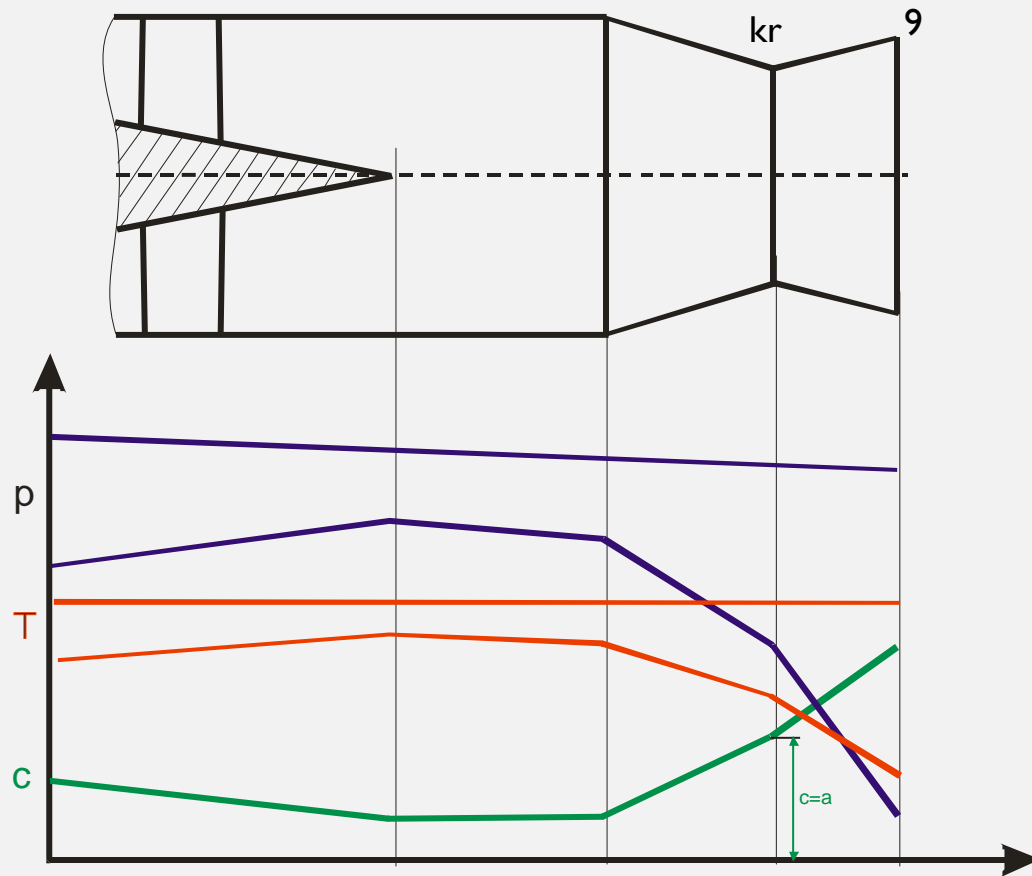
PRACA DYSZY WYLOTOWEJ



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 przyspiesza, 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

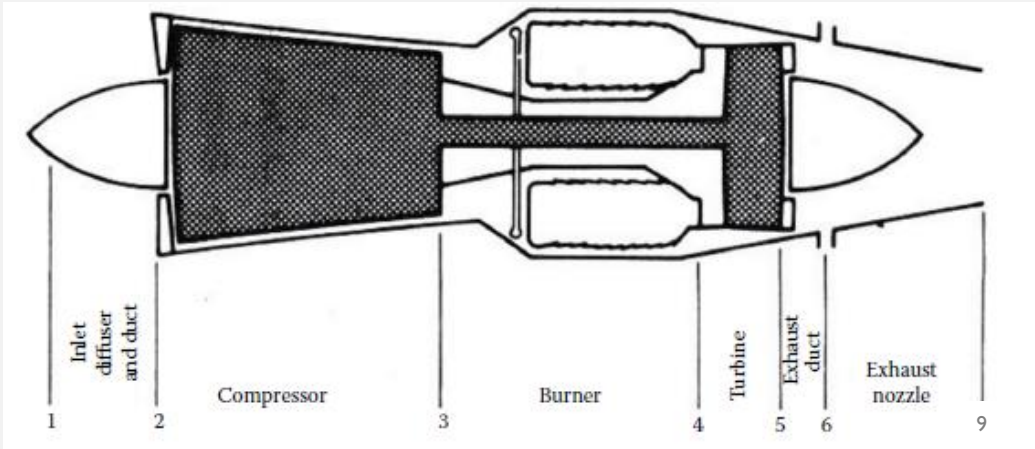
W przekroju wylotowym dyszy prędkość jest naddźwiękowa, $c_9 > c_{kr}$ gdy $P_9 \approx P_0$

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

π_N - straty w dyszy wylotowej



ROZPRĘŻ W DYSZY DO CIŚNIENIA OTOCZENIA – METODYKA OBLICZEŃ



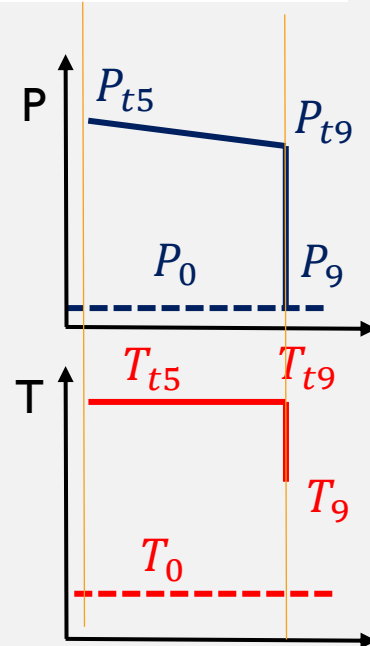
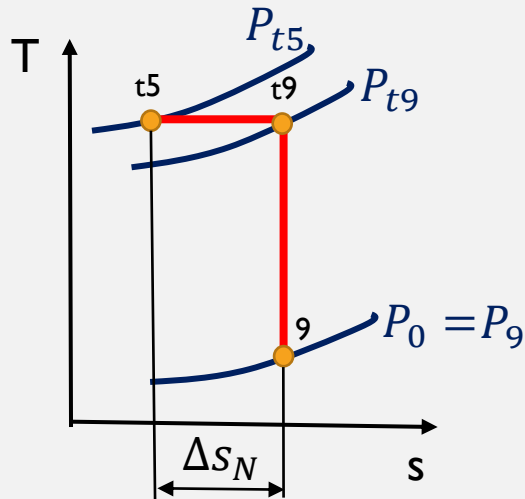
DYSZA (5-9)

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

Bez strat ciepłych $T_{t9} = T_{t5}$

Rozpręż zupełny: $P_9 = P_0$

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



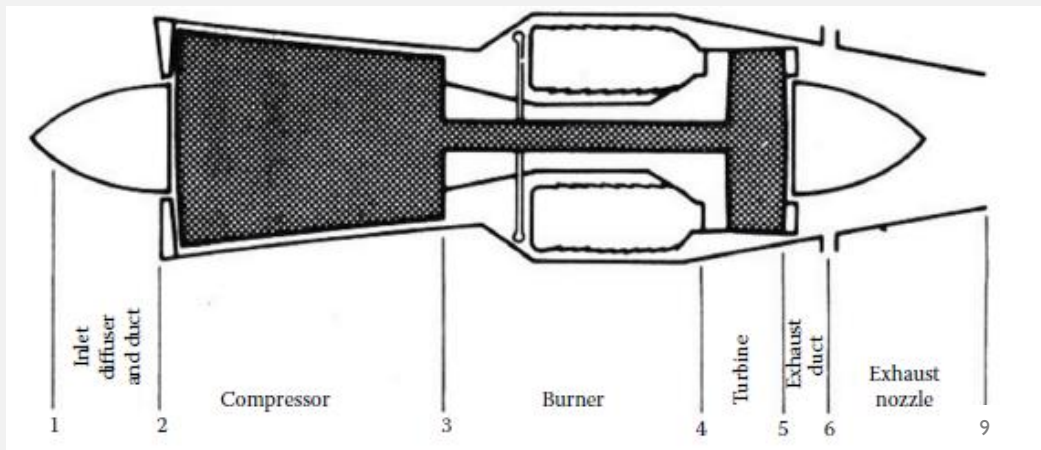
$$c_9 = \sqrt{2Cp_t(T_{9t} - T_9)} \quad - \text{Dla przepływu nieściśliwego}$$

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

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

- Relacja izentropowa pomiędzy parametrami statycznymi i śpiętrzenia

NIEZUPEŁNY ROZPRĘŻ W DYSZY WYLOTOWEJ



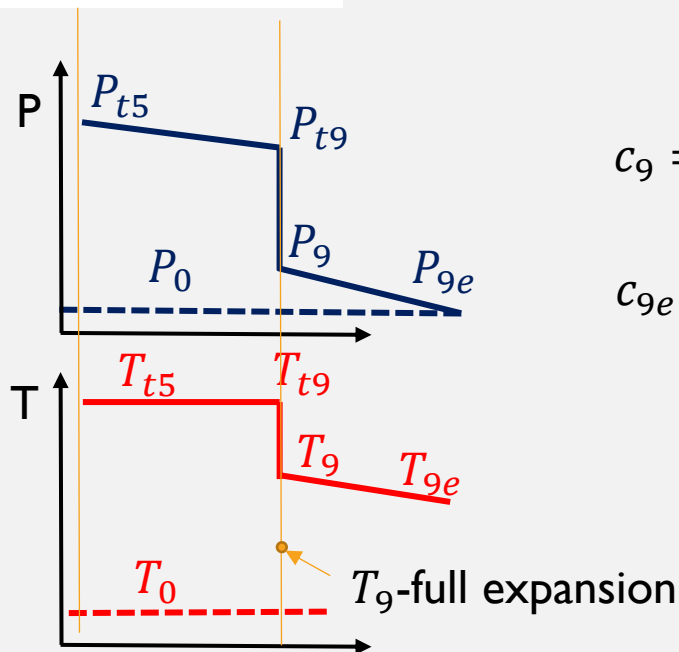
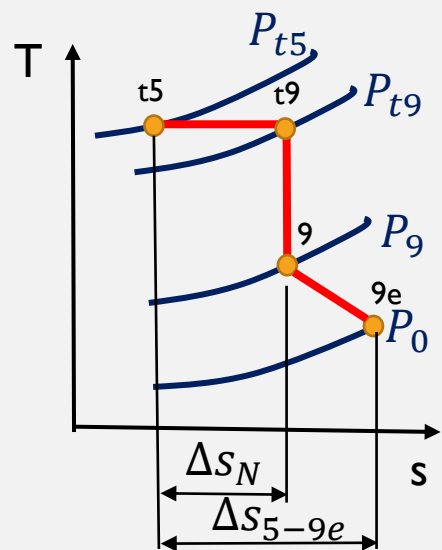
NOZZLE (5-9)

Parametry całkowite gazu liczone jak wcześniej

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

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

Ciśnienie statyczne w dyszy wylotowej: $P_9 > P_0$



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

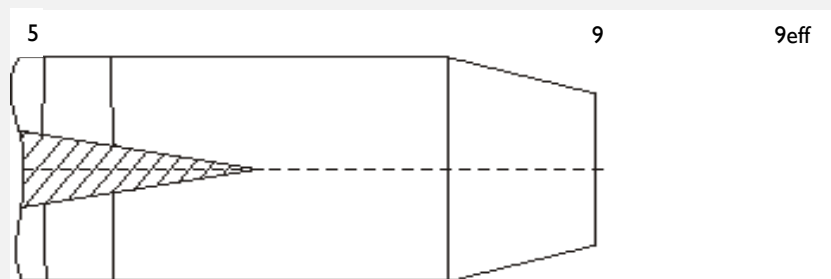
$$c_{9e} = c_9 + \frac{A_9 (P_9 - P_0)}{\dot{m}_9} = c_9 + \frac{(P_9 - P_0)}{\rho_9 c_9}$$

$$= c_9 + \frac{R_9 T_9 (P_9 - P_0)}{P_9 c_9}$$

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

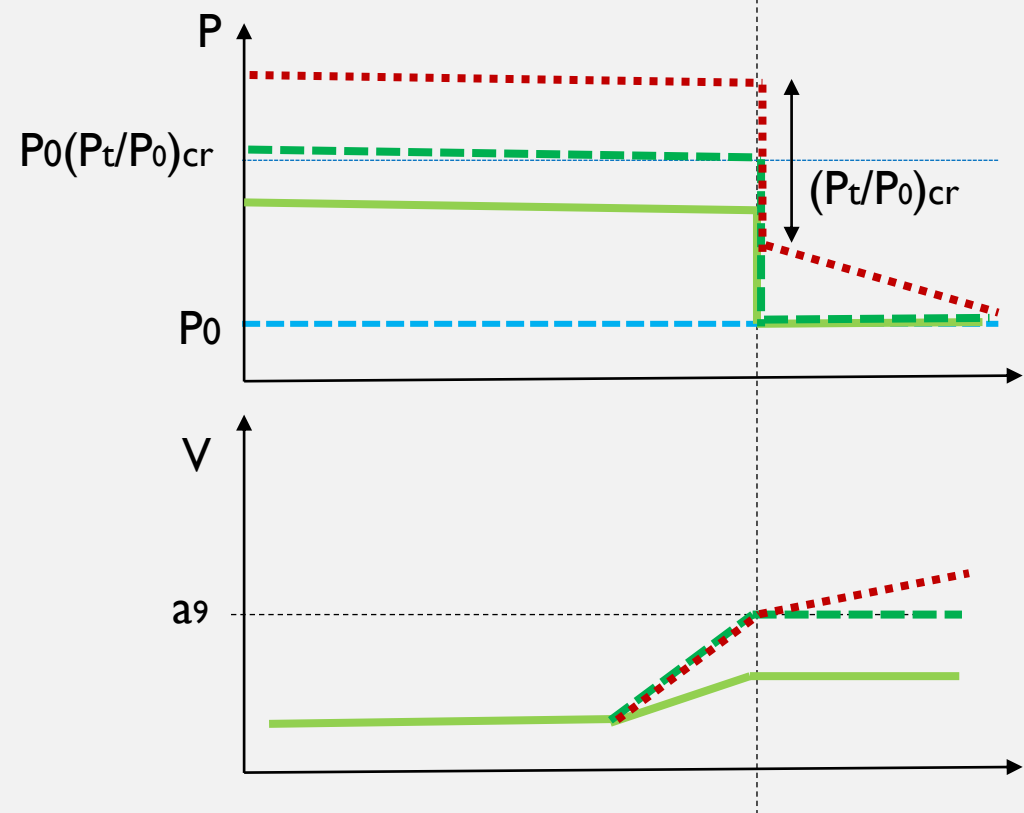
Równanie ciągłości:
 $\dot{m}_9 = A_9 \rho_9 c_9$

ZASADA PRACY DYSZY ZBIEŻNEJ

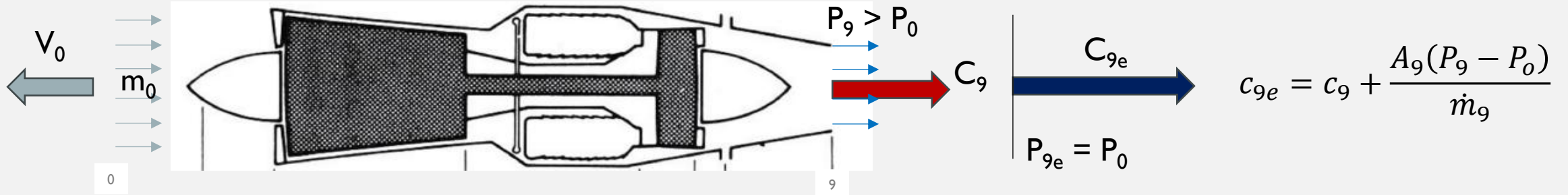


$$\left(\frac{P_t}{P}\right)_{cr} = \left(\frac{1 + k_t}{2}\right)^{\frac{k_t}{k_t - 1}}$$

- Pełny rozpręż dla przepływu poddźwiękowego ($C_9 < a_9$)
- Gdy ciśnienie całkowite do statycznego osiągnie warunek przepływu krytycznego, to w dyszy następuje przepływ krytyczny (zdławiona dysza wylotowa – chocied 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



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)

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

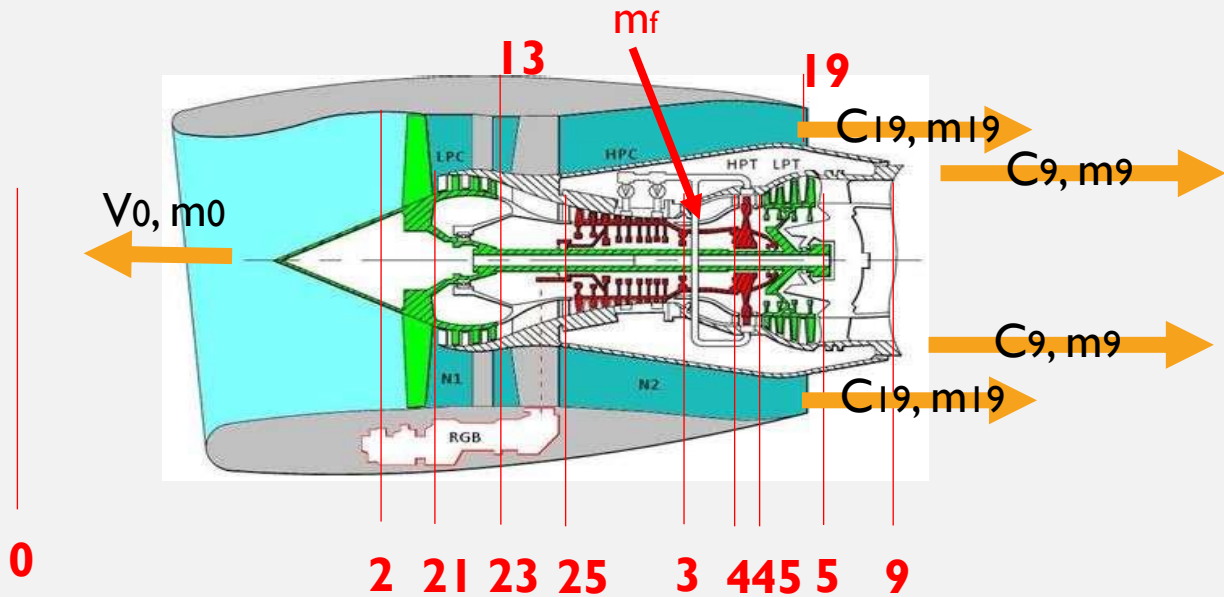
- Sprawność napędowa (Propulsive efficiency)

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

- 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

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

THANKS FOR YOUR ATENTION

Questions and Comments ?

1.
2.
3.