ANALZIA PRACY SILNIKA TURBINOWEGO

Robert Jakubowski PhD

Rzeszow University of Technology

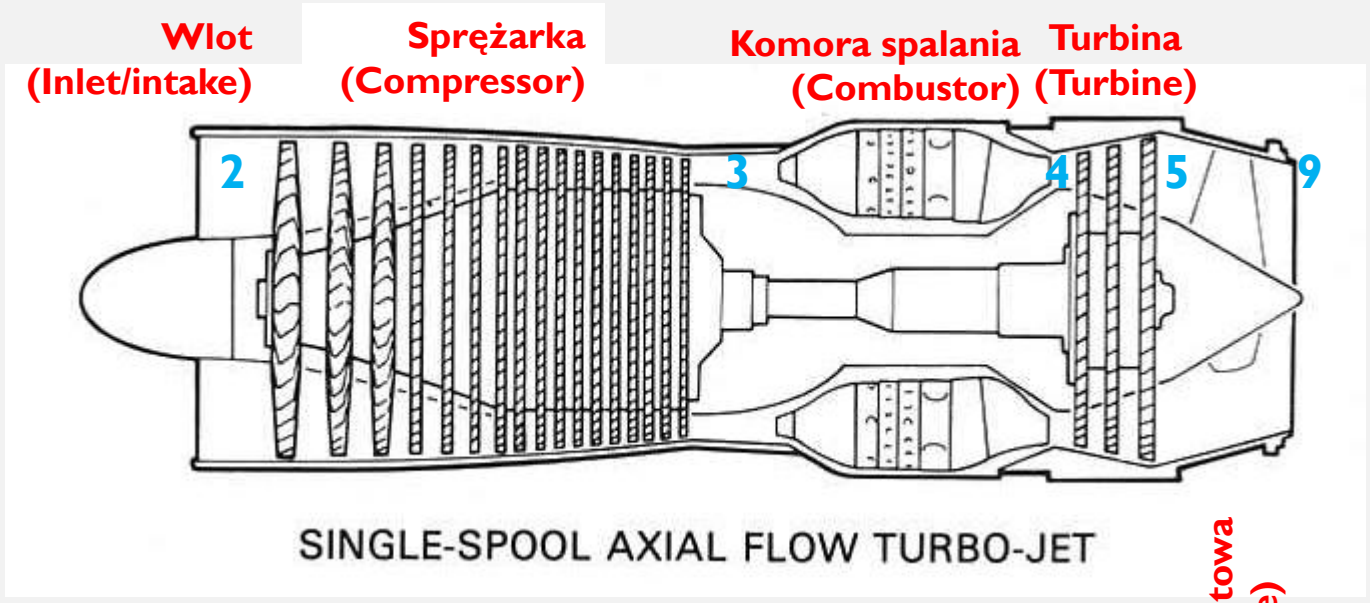
Aerospace Engineering Department

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



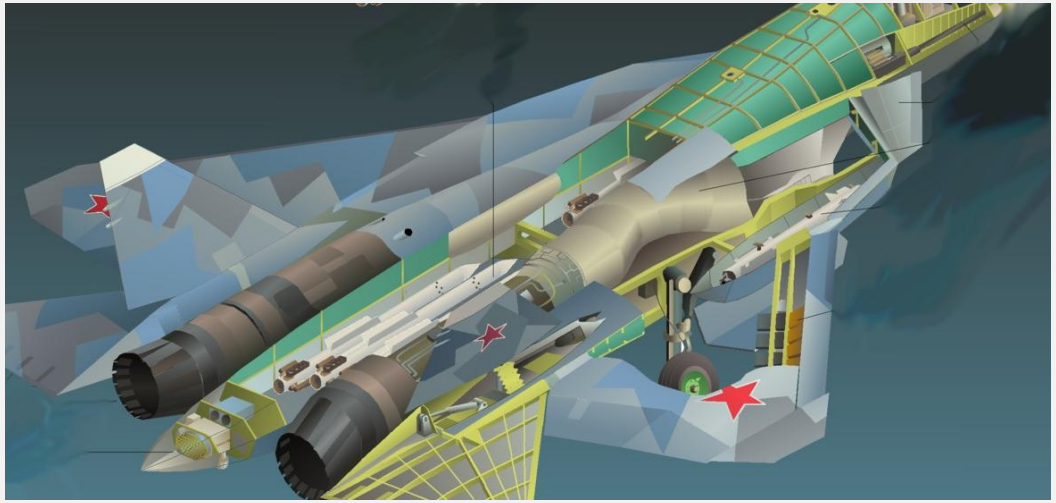
ZESPOŁY SILNIKA:

- 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 **kanał 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 dporowadzającego jest dostosowany do wymogów sprężarki lub wentylatora.

KLASYFIKACA 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:

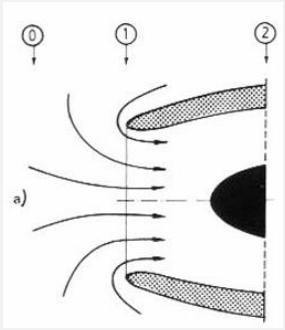
- **Prostą konstrukcją bez elementów mechanizacji**, co wynika z braku potrzeby regulacji geometrii przy niskich prędkościach napływu powietrza – zapewnia to mniejszą masę i większą niezawodność układu.
- **Opływowym kształtem o łagodnych przejściach**, umożliwiającym płynne spowolnienie przepływu powietrza 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.

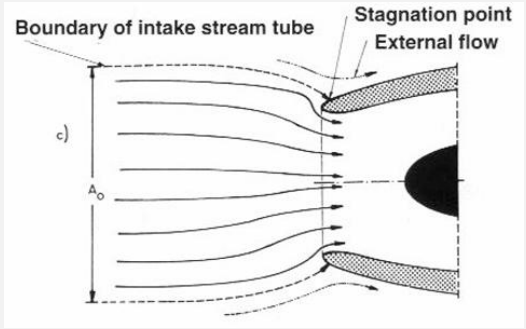


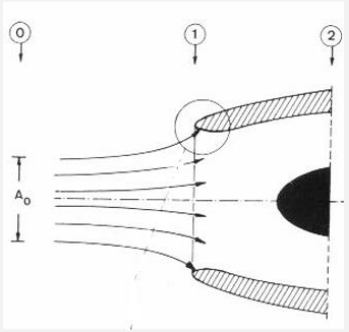




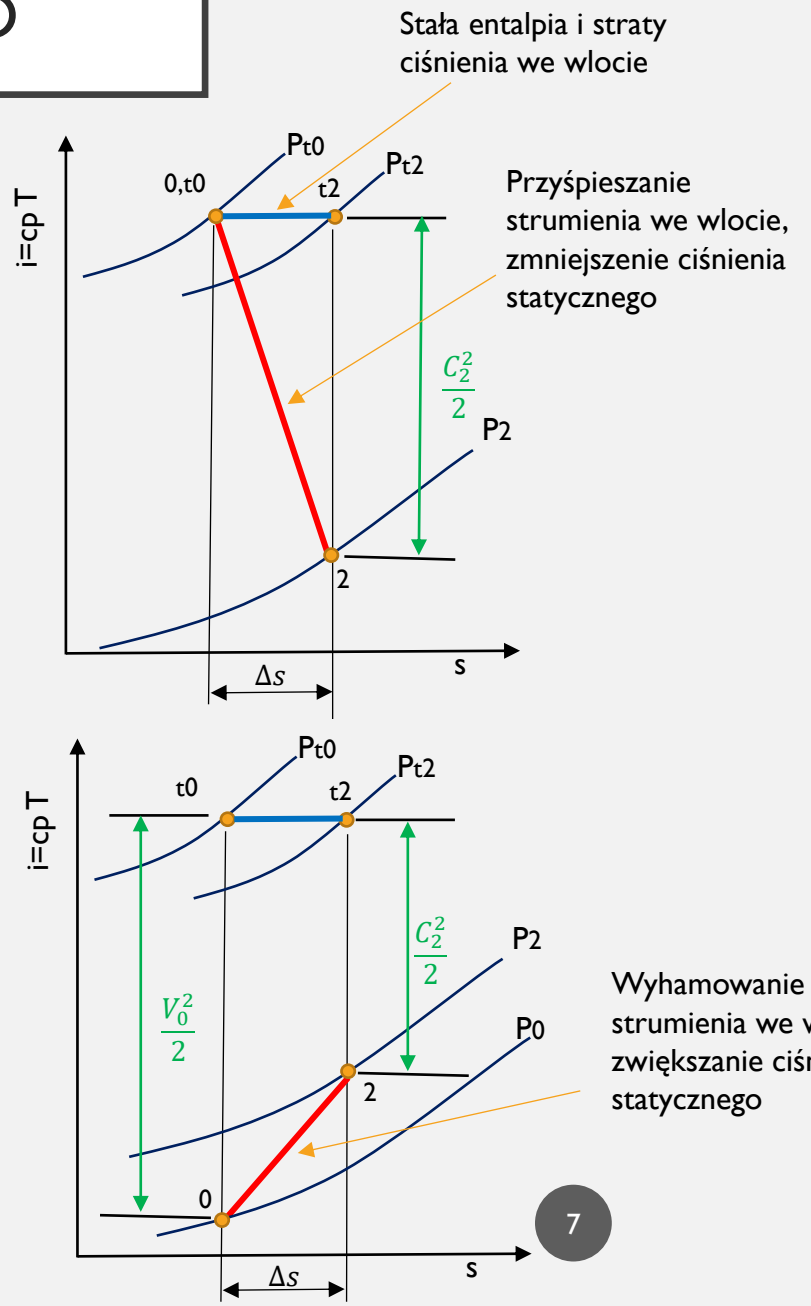
PRACA WLOTU PODDŹWIĘKOWEGO







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



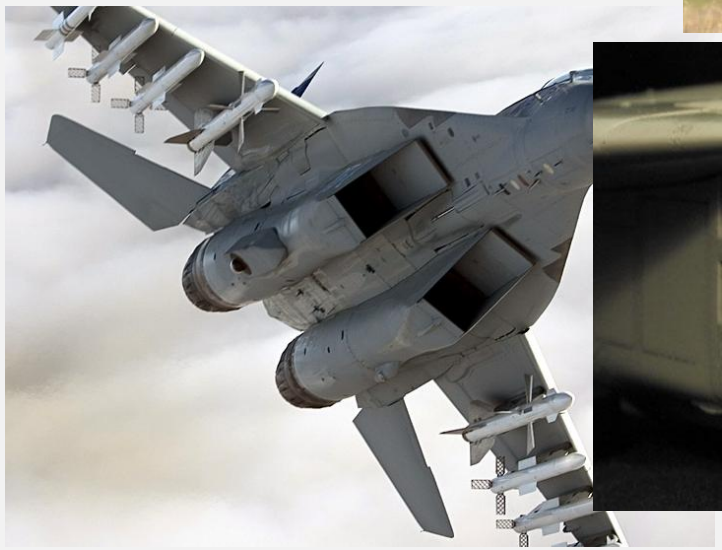
WLOTY NADDŹWIĘKOWE

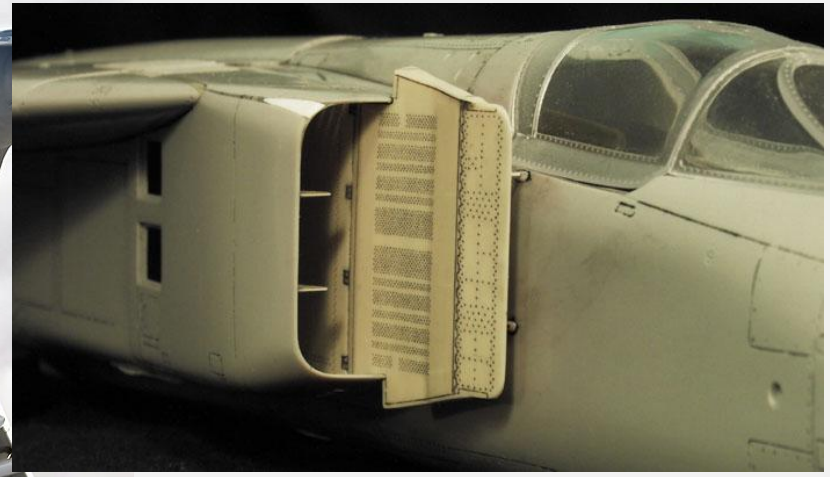
Wloty naddźwiękowe silników odrzutowych cechują się:

- **Złożoną konstrukcją z elementami regulacji geometrycznej**, takimi jak stożki, klapy lub ruchome kliny, 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.
- **Ostrym kształtem krawędzi natarcia**, który ogranicza opory falowe przy dużych liczbach Macha, w przeciwieństwie do wlotów poddźwiękowych o łagodnym zaokrągleniu.



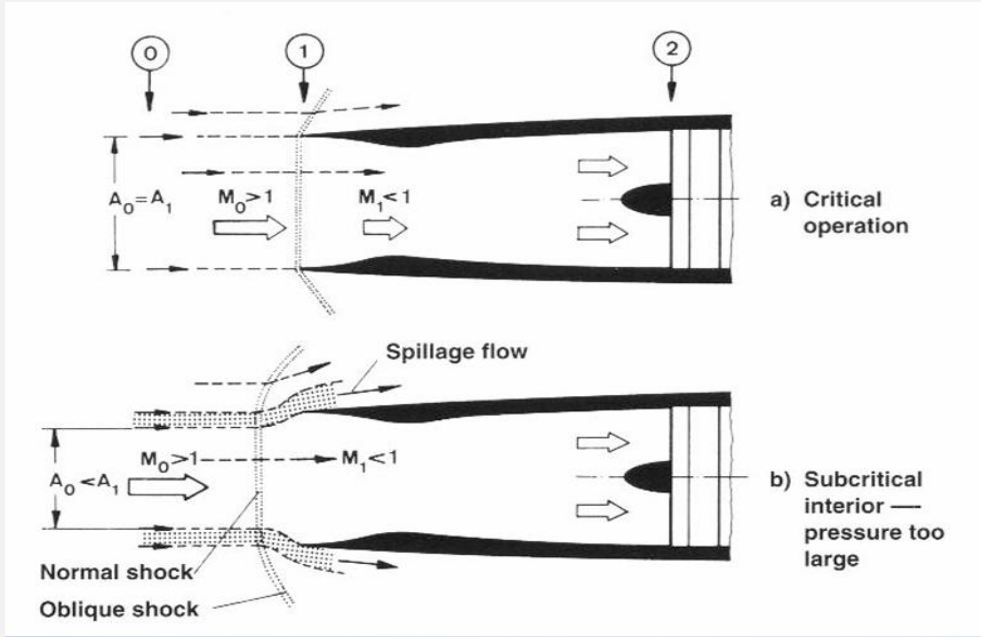
- **Możliwością pracy w szerokim zakresie prędkości lotu dzięki regulowanej geometrii,** co pozwala utrzymać odpowiedni kąt i położenie fal uderzeniowych zarówno przy prędkościach bliskich dźwięku, jak i w locie naddźwiękowym.
- **Zwiększoną złożonością aerodynamiczną i konstrukcyjną,** wynikającą z 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)



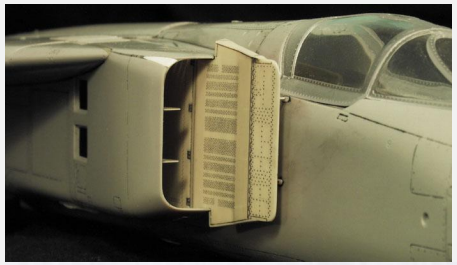
MIG 19 (Prędkość Ma=1.2)

WLOTY NADDŹWIĘKOWE DO WIĘKSZYCH PRĘDKOŚCI LOTU

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

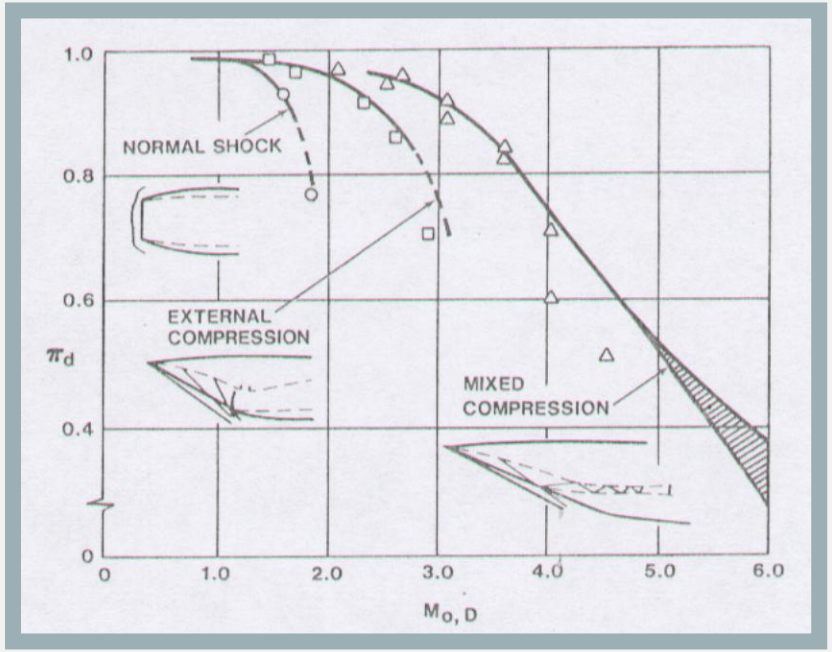
Typy wlotów:

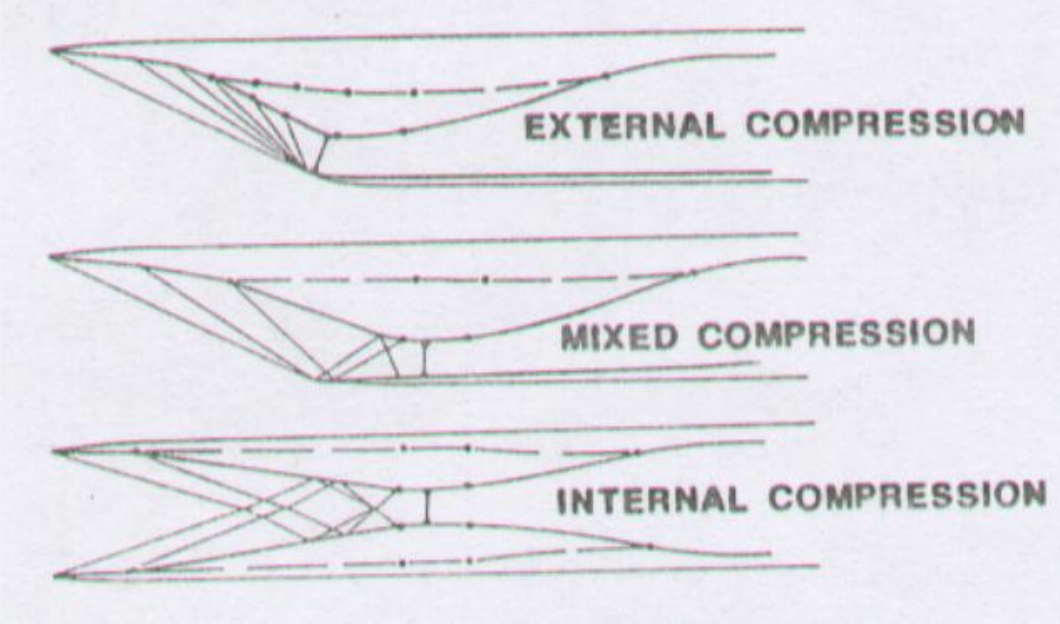
- O sprężaniu zewnętrznym
- O sprężaniu wewnętrznym
- O sprężaniu mieszanym



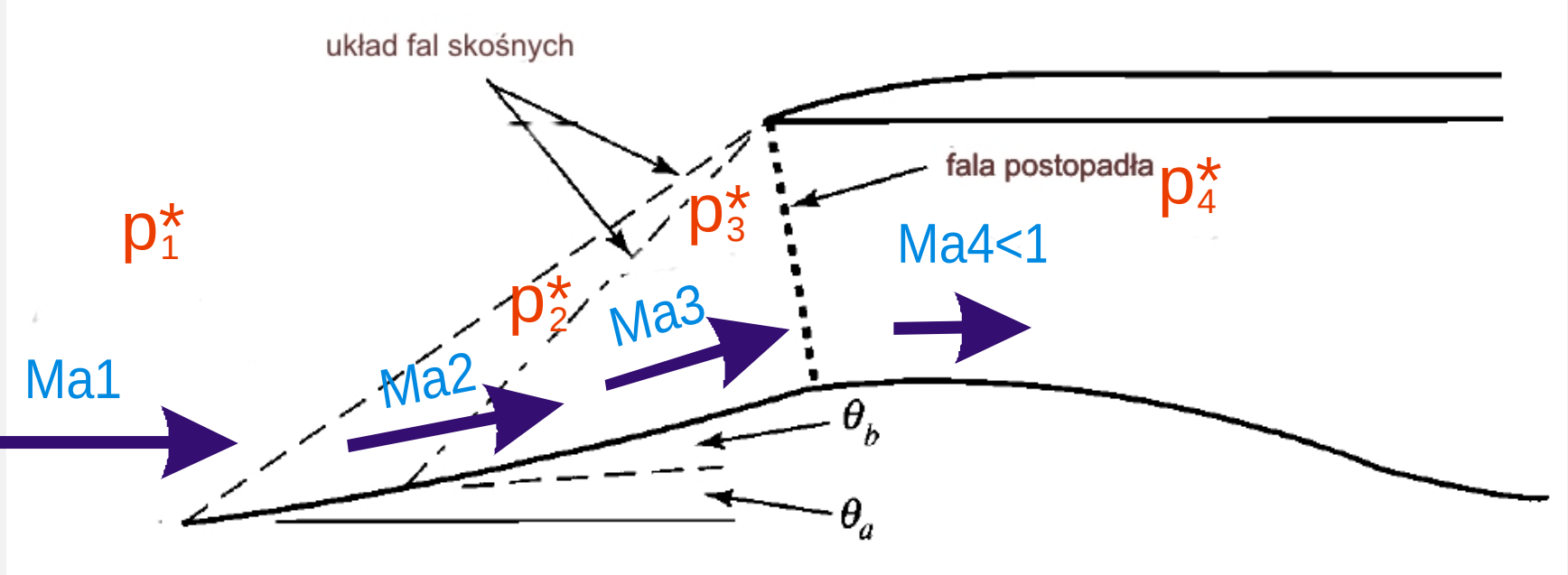








ZASADA PRACY WLOTU NADDŹWIĘKOWEGO O SPRĘŻANIU ZEWNĘTRZNYM



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

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

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

$$p_1 < p_2 < p_3 < p_4$$

- 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 łopat wirnika głównego.
- **Dostosowaniem aerodynamicznym do otoczenia silnika i kadłuba**, umożliwiającym skuteczne zasysanie powietrza niezależnie od kąta pochylenia 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 przeciwoblodzeniowe**, 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.



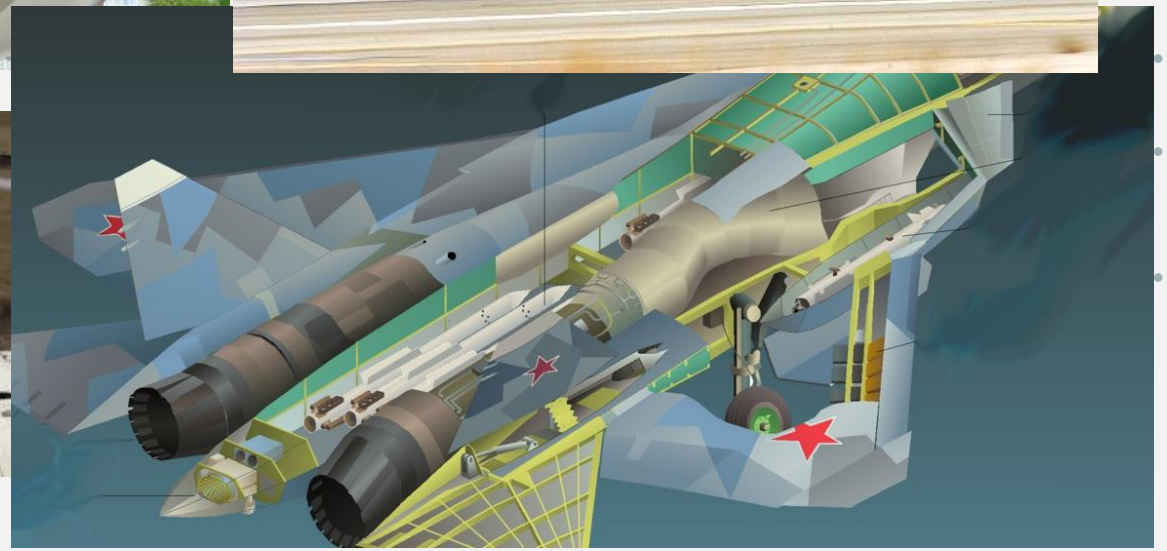


TYPES OF AIRCRAFT ENGINE AIR INTAKES









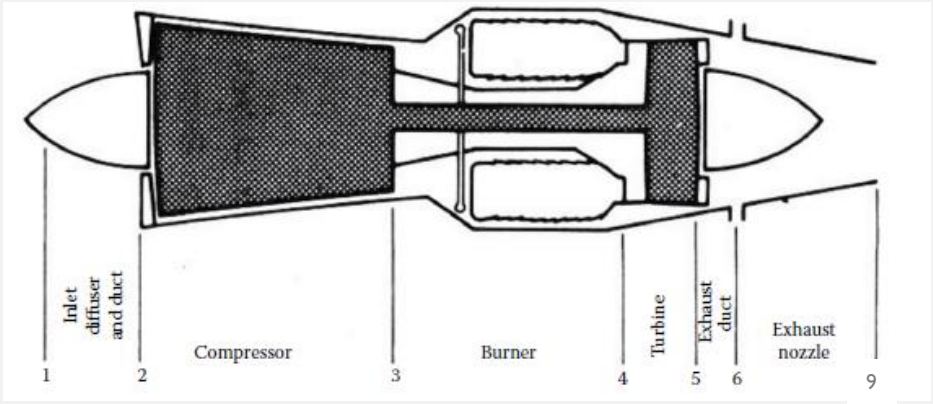
- **Types of aircraft engine air intakes based on their location on the aircraft:**
- **Nose-mounted intake**
  (wlot umieszczony w nosie samolotu)
- **Wing-root intake**
  (wlot umieszczony u nasady skrzydła)
- **Fuselage-side intake**
  (wlot umieszczony po bokach kadłuba)
- **Over-fuselage intake**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

INLET WOR

Engine work in static conditions V0=0 → $P_{t0} = P_0,\ T_{t0} = T_0$

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

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



INLET pressure losses → $P_{t2} = \pi_D P_{t0}$
No thermal losses $T_{t2} = T_{t0}$

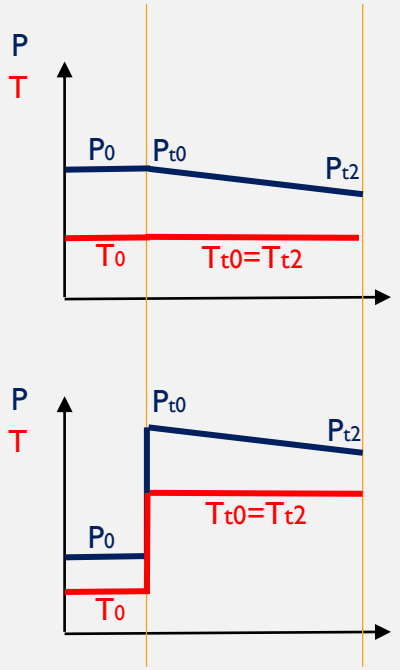
Typical range:

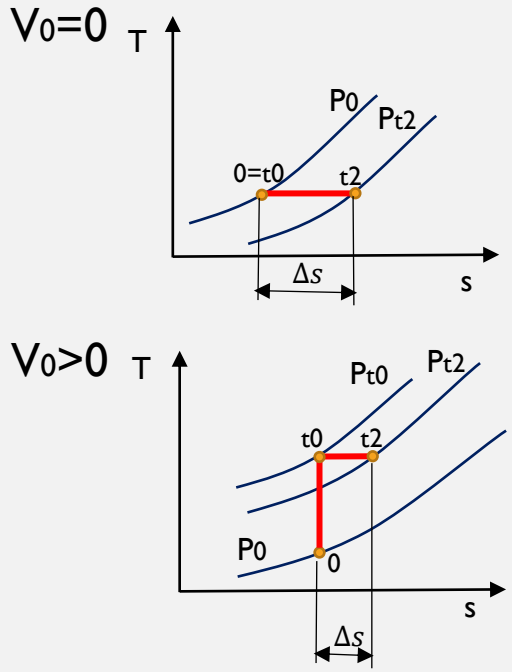
$\pi_D = 0{,}95 - 0{,}99, \quad \pi_D = P_{t2} / P_{t0}$

π_D is lower for high supoersonic speed

Pressure losses are visible in entropy grow:

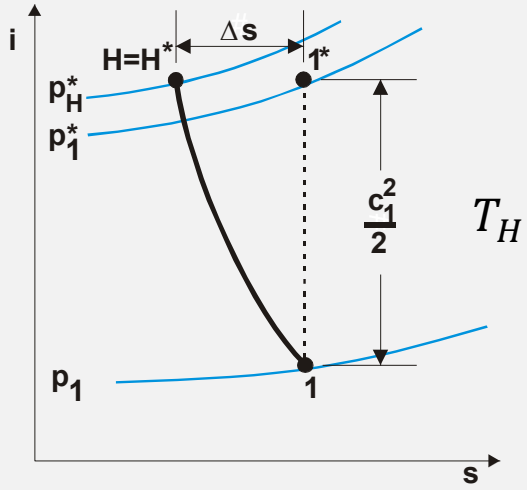
$$\Delta s = -R\ln(P_{t2}/P_{t0}) = R\ln(1/\pi_D)$$





PROBLEMY OBLODZENIA WLOTU ŚMIGŁOWCA

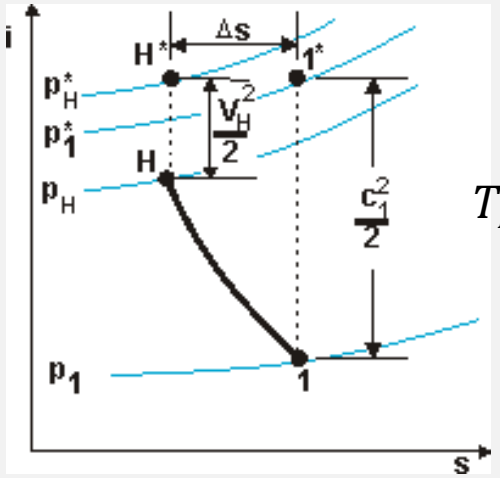
DLA PRĘDKOŚCI LOTU 0



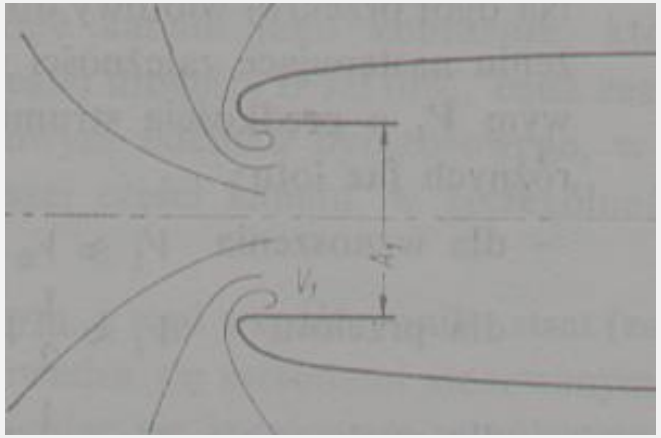
$$T_H = T_1 + \frac{c_1^2}{2\,c_p}$$



DLA PRĘDKOŚCI LOTU WIĘKSZEJ OD 0



$$T_H + \frac{V_H^2}{2\,c_p} = T_1 + \frac{c_1^2}{2\,c_p}$$



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)

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

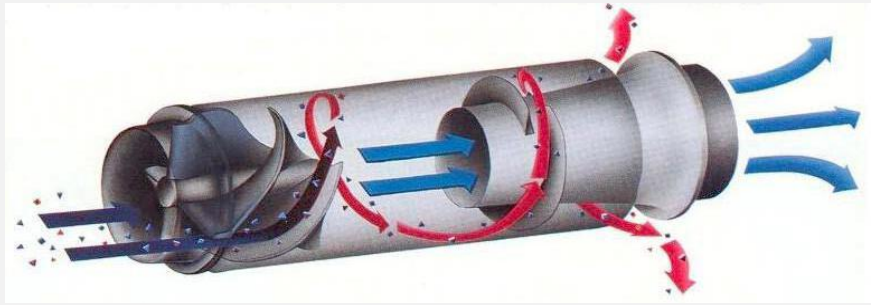
b)

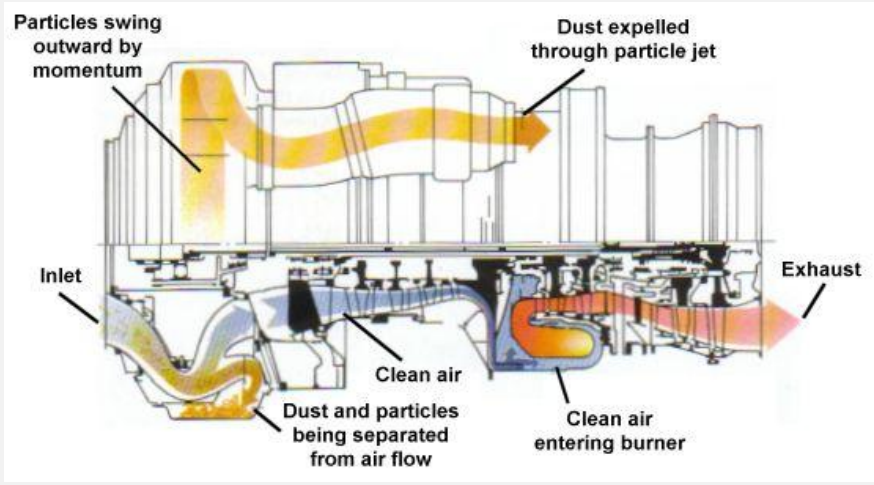
$$V_H = 150\,\frac{km}{h} = 41{,}67\,m/s$$

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

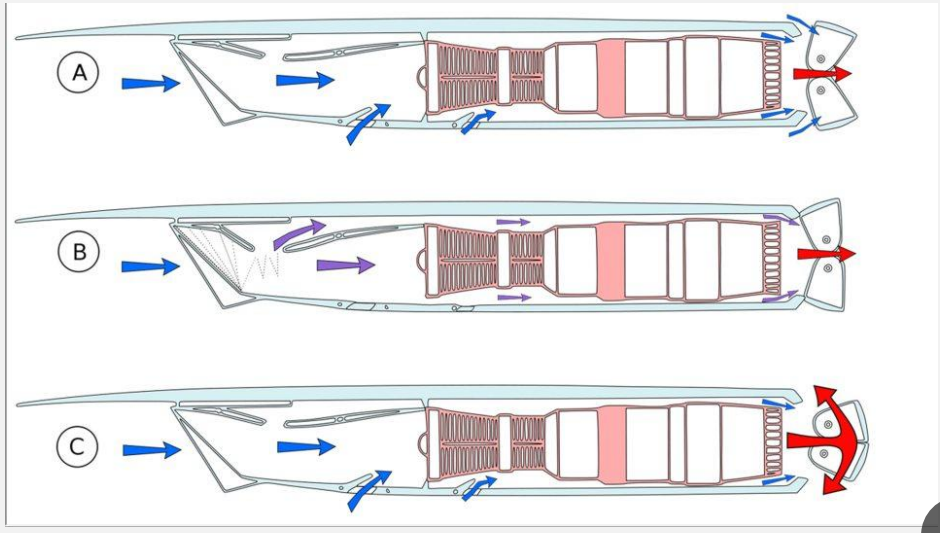
DODATKOWE ZADANIA WLOTU

- Ochrona silnika przed pyłem i kurzem

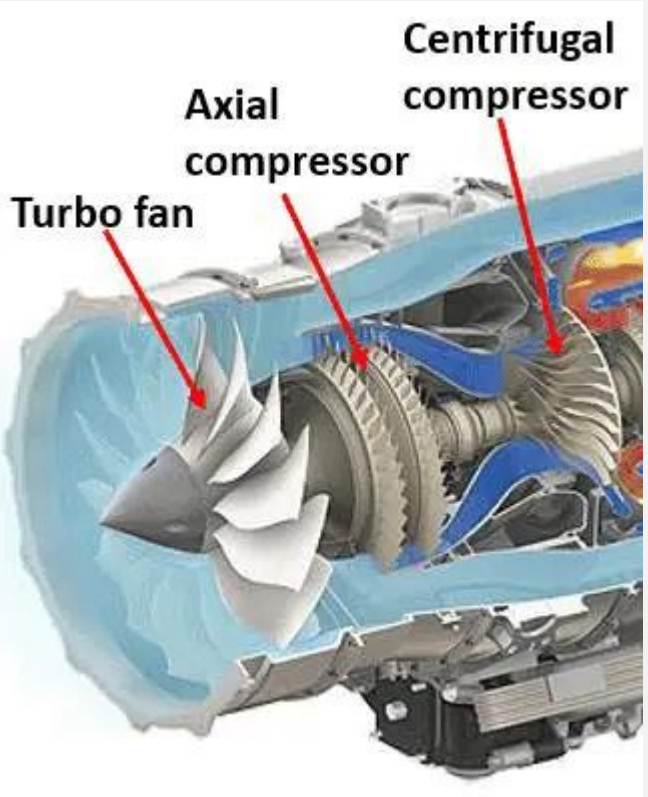




- Ustatecznianie pracy silnika dla różnych warunków lotu
  a) Dla warunków startowych
  b) Dla warunków lotu z dużymi prędkościami
  c) Dla pracy z włączonym odwracaczem ciągu

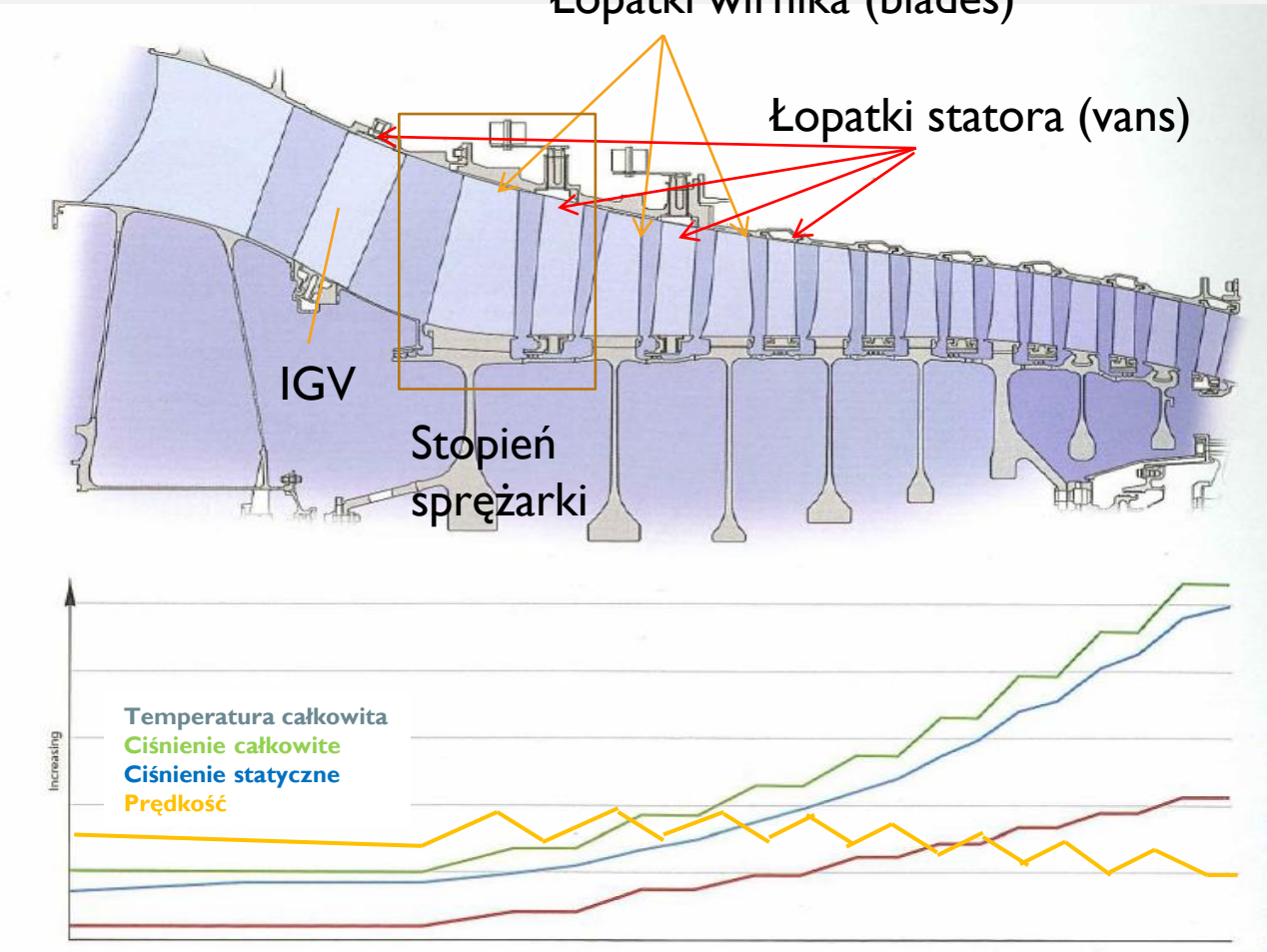


SPRĘŻARKI I WENTYLATORY



- 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 SPRĘŻARCE WIELOSTOPNIOWEJ



Zmiany ciśnienia, temperatury i prędkości w sprężarce osiowej

Nastawne kierownice pierwszych trzech stopni sprężarki (VGV)
Przed pierwszym stopniem występuje nastawna kierownica wlotowa (VIGV)

Wartość temperatury za sprężarkami przy OPR dla wysokości 0 m

OPR (Overal pressure Ratio)	Krotność zwiększenia temp.	Temp za spręż K
10	2	600
20	2,6	750
30	2,9	850
40	3,2	930
50	3,5	1000

STOPIEŃ SPRĘŻARKI OSIOWEJ

Praca stopnia:

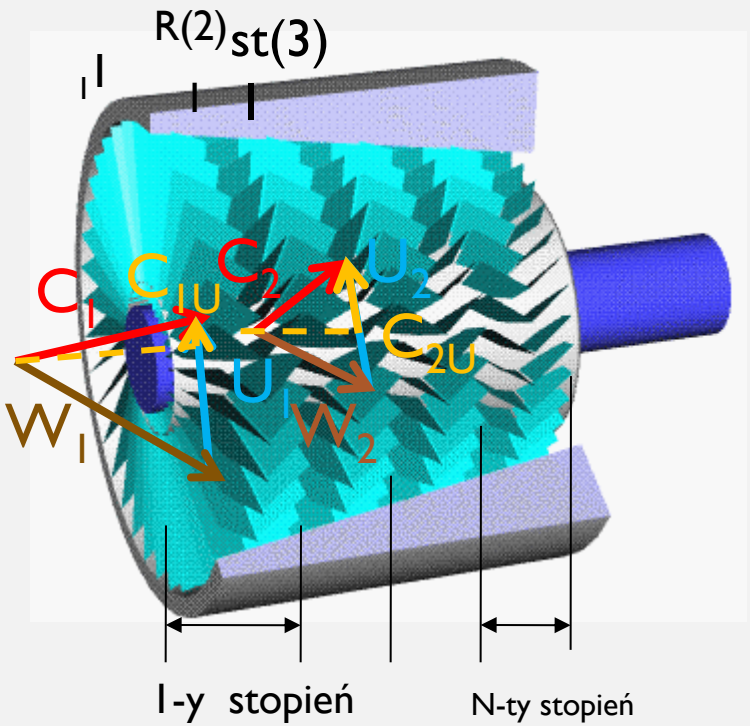
$$W_{st} = c_p(T_{t3} - T_{t1})$$

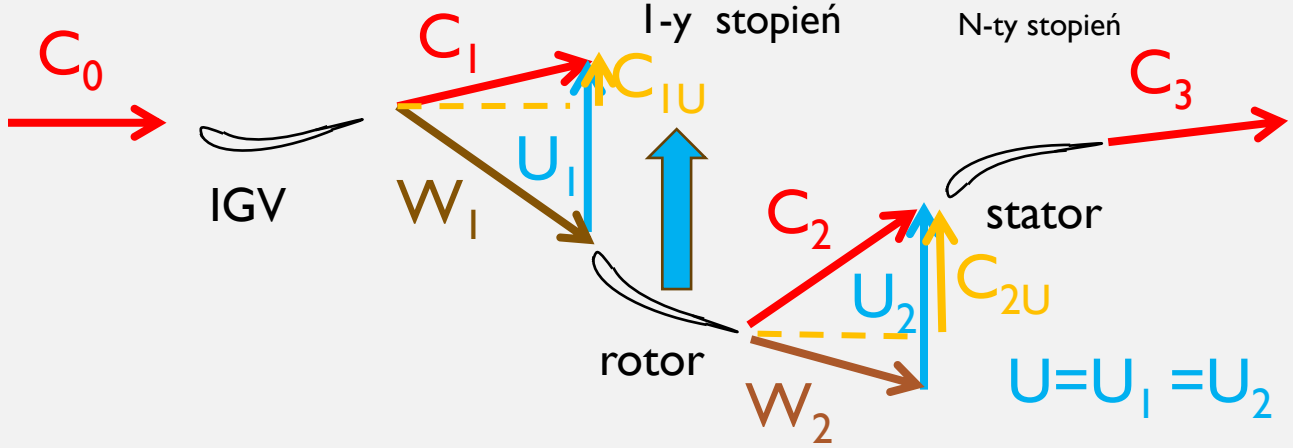
$$= U(C_{2U} - C_{1U})$$

Moc stopnia:

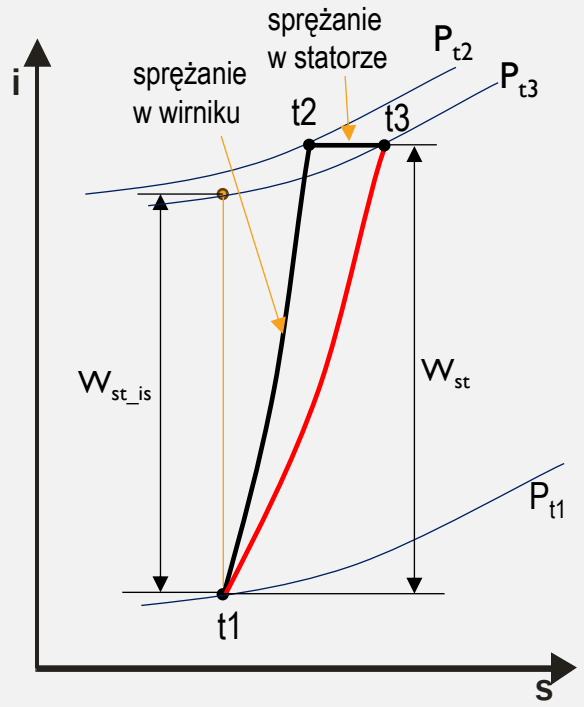
$$P_{st} = \dot{m}\, W_{st}$$

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





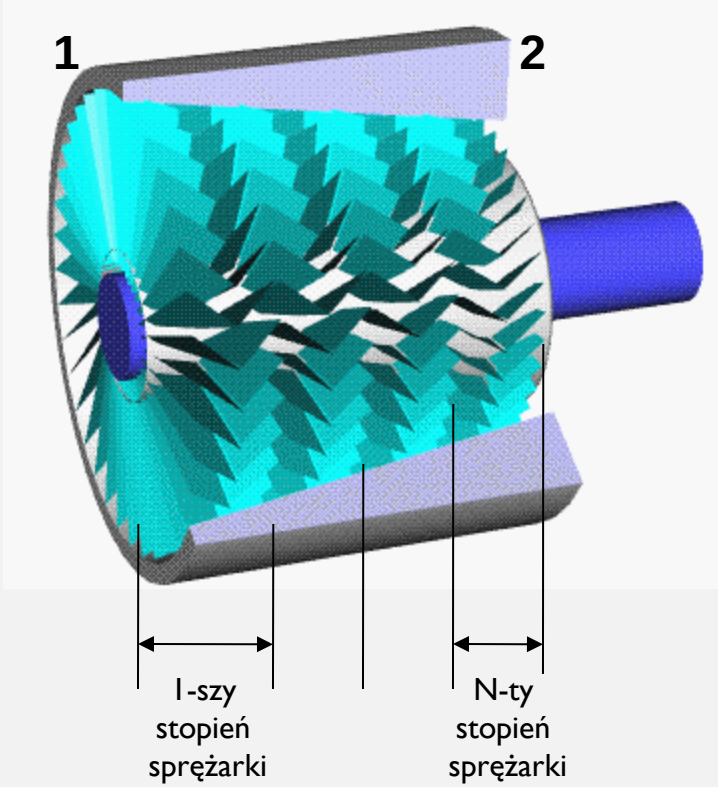
CHARAKTERYSTYKA PRACY STOPNIA SPRĘŻARKI



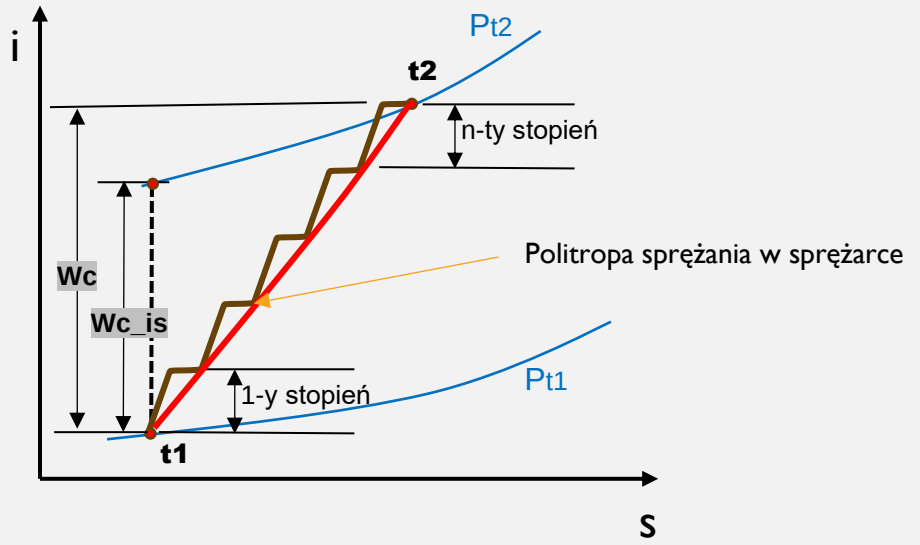
Sprawność stopnia:

$$\eta_{st} = \frac{W_{st_is}}{W_{st}} = \frac{i_{t_st_is} - i_{t1}}{i_{t_st} - i_{t1}}$$

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:

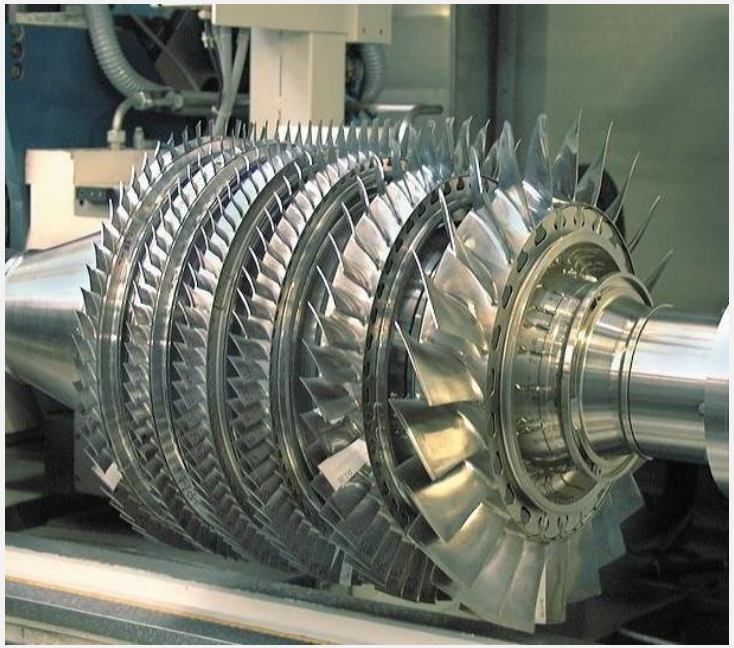
$$W_C = \sum_{i=1}^{n} W_{st} = c_p (T_{t2} - T_{t1})$$

Compressor pressure ratio:

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

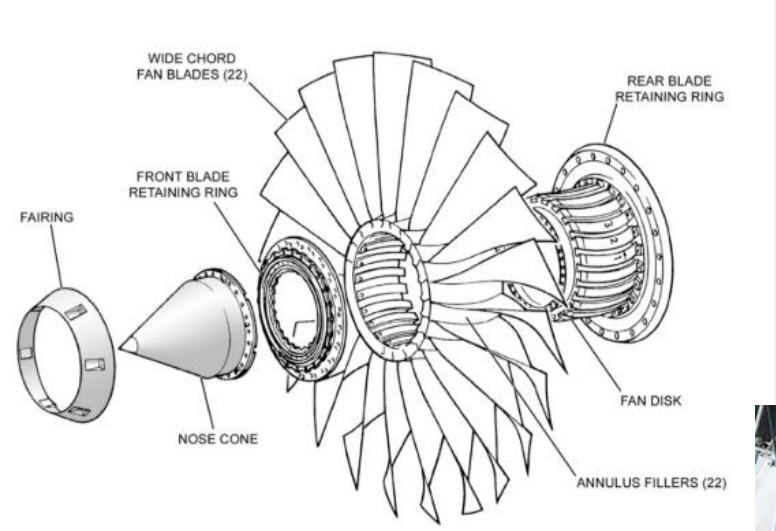
STOPNIE SPRĘŻARKI OSIOWEJ

Stopnie o przepływie naddźwiękowym cechują się ostrą krawędzią natarcie na łopatkach i cienkimi profilami łopatek (przeważnie występują na przedzie sprężarki (np. pierwszy stopień silnika K15) - nie mają kierownicy wlotowej IGV
Stopnie o przepływie poddźwiękowym cechują się zaokrągleniem łopatek na krawędzi natarcia i profilem łopatki zbliżonym do profilu aerodynamicznego



- Spręż na pojedynczym stopniu poddźwiękowym sprężarki osiowej wynosi ok 1.3-1.4, naddźwiękowym 1.6-1.8.
- Ale dla bustera, gdzie prędkość obrotowa jest relatywnie niska spręż może być na poziomie 1.1.
- Zwiększenie stopnia sprężania powoduje najczęściej zmniejszenie sprawności procesu

WENTYLATOR JAKO PRZYKŁAD SPRĘŻARKI OSIOWEJ



Stopnie wentylatorów są projektowane z zapewnieniem przepływu naddźwiękowego na końcówkach łopat stąd ich spręż często dochodzi do wartości1.6-1.8.

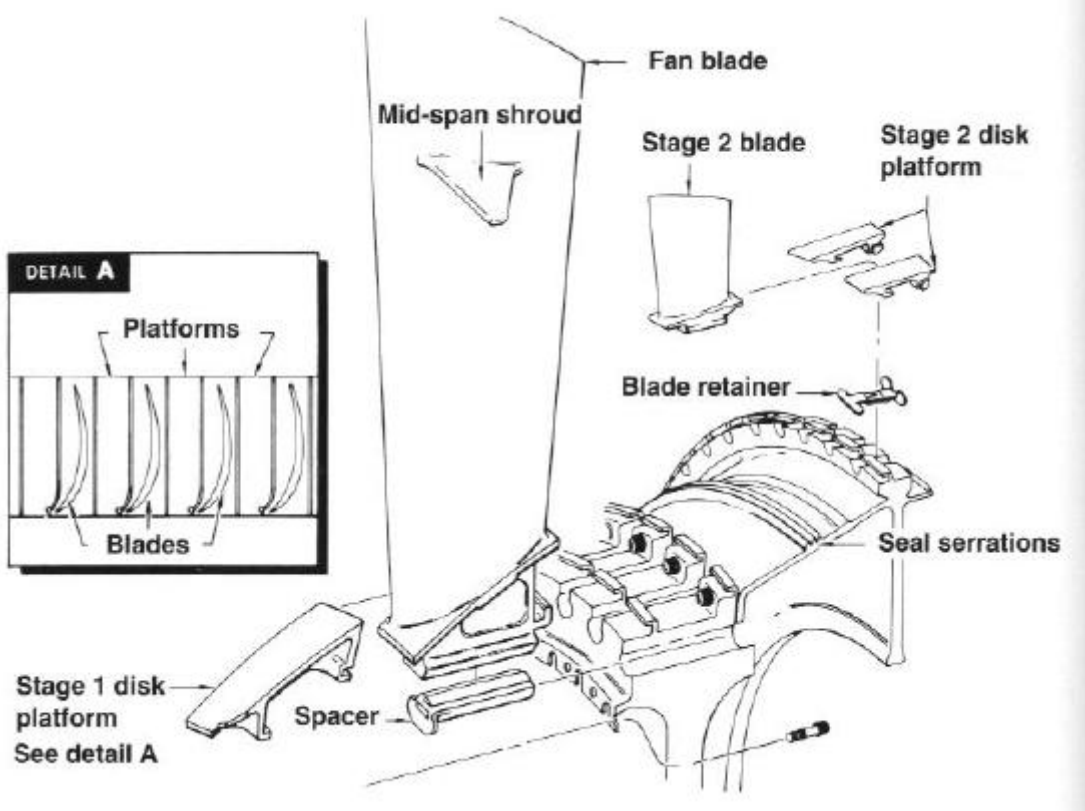


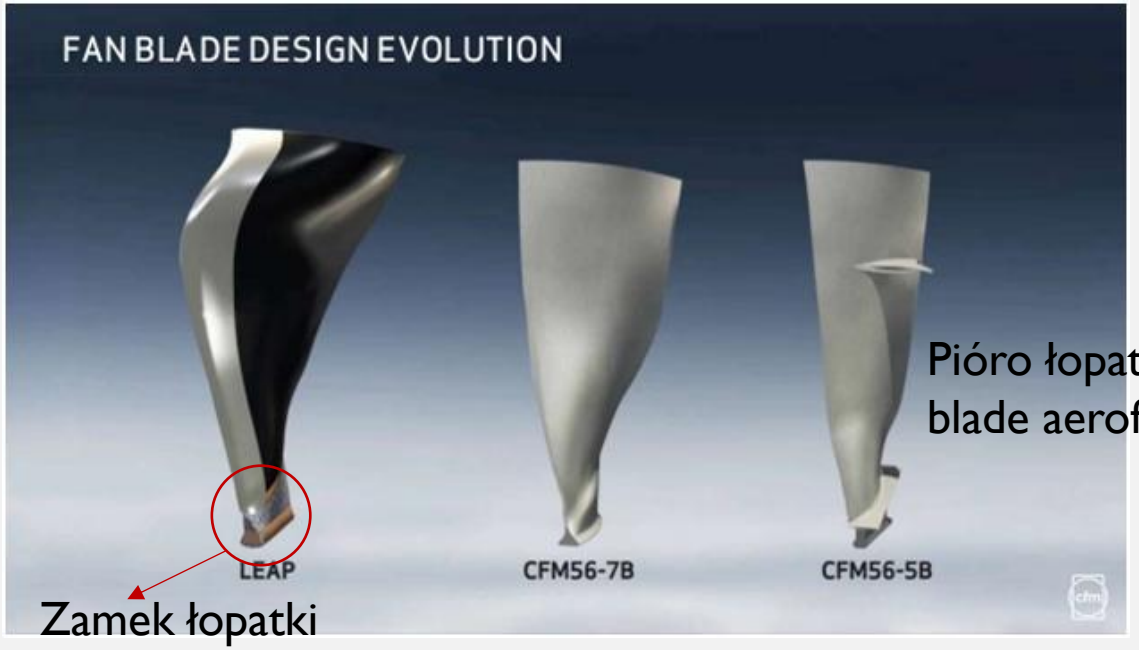
Wirnik wentylatora z łopatkami



Rozdzielacz strumienia z kierownicami dla kanału zewnętrznego

MOCOWANIE ŁOPAT WENTYLATORA



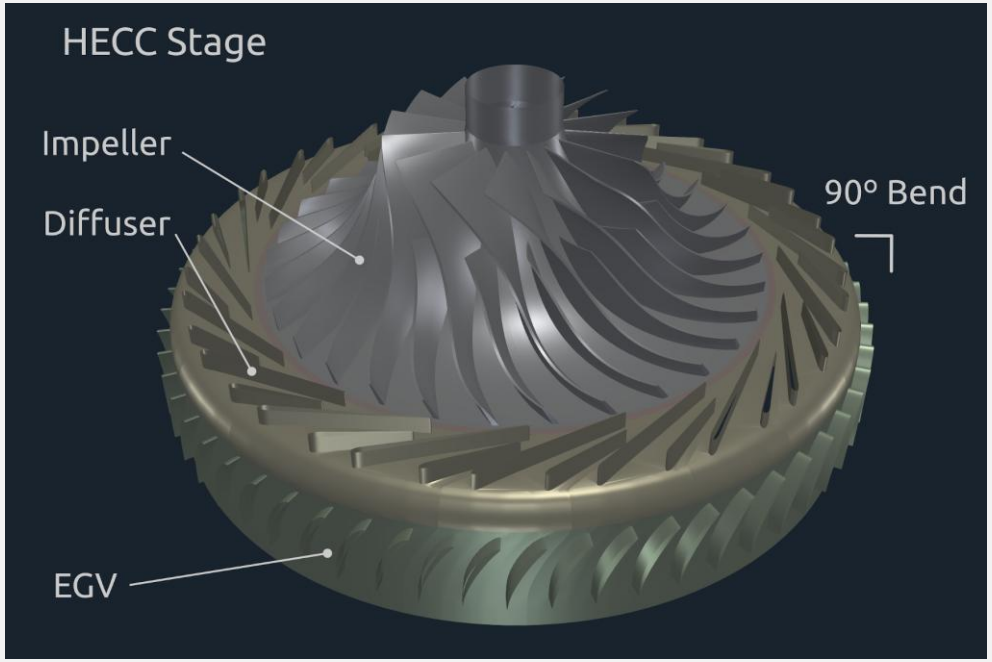


Pióro łopatki
blade aerofoil

Zamek łopatki
blade root

Nowoczesne łopaty wentylatora:
Szerokocięciwowe o strukturze kompozytowej wzmocnione tytanowymi okuciami na krawędzi natarcia

SPRĘŻARKA PROMIENIOWA/ODŚRODKOWA







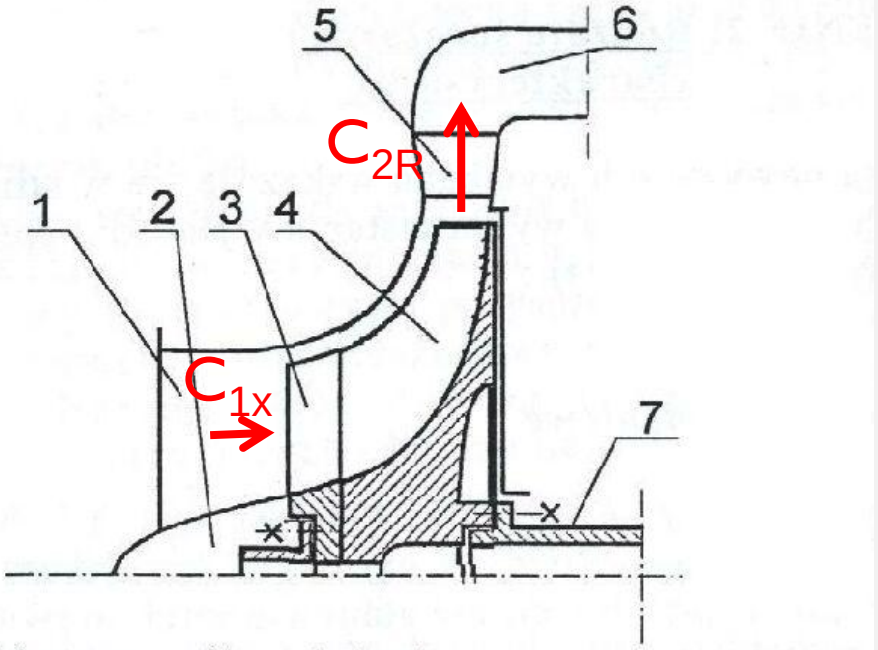
Zalety:

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

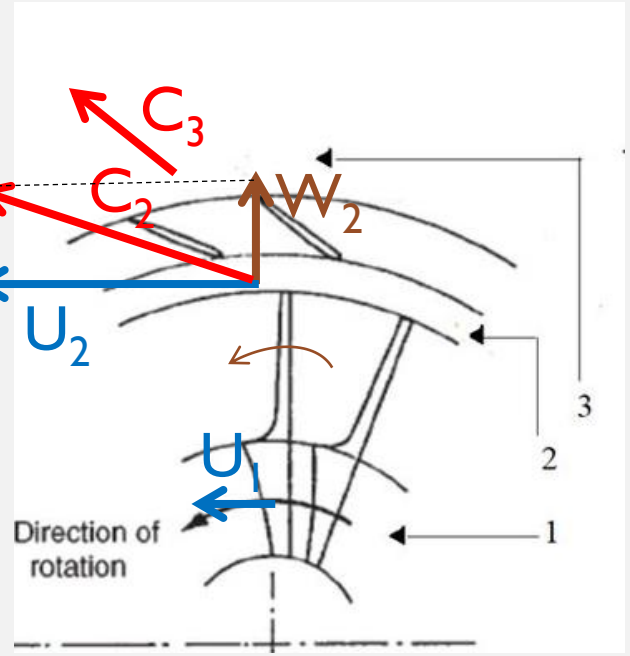
Wady:

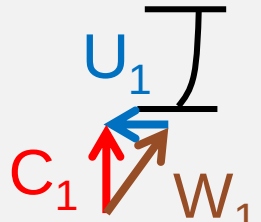
- ograniczona ilość przepływającego powietrza
- niższe wartości prędkości obrotowej niż w sprężarce osiowej

SPRĘŻARKA PROMIENIOWA



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





Praca stopnia sprężarki:

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

Większa praca uzyskiwana na pojedynczym stopniu przekłada się na wyższy spręż, który może wynosić od 3 -10 (15)

OBLICZENIA SPRĘŻARKI W SILNIKU

COMPRESSOR (2 – 3)
SPRĘŻ SPRĘŻARKI CPR

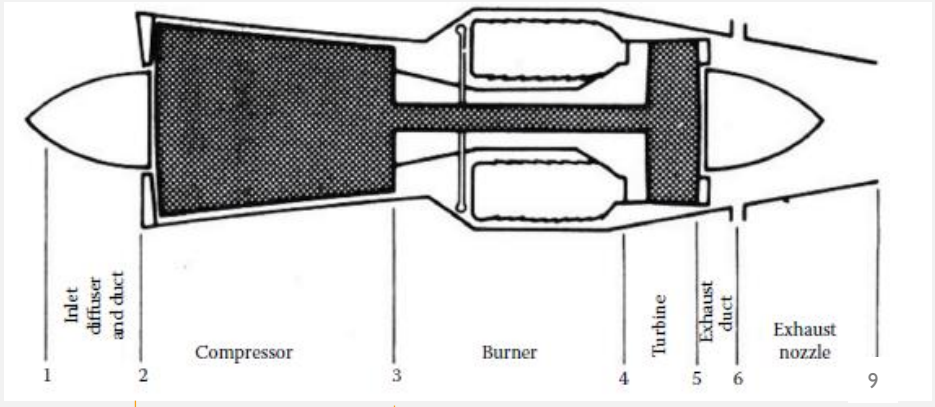
$$\pi_C = \frac{P_{t3}}{P_{t2}} = \text{CPR}$$

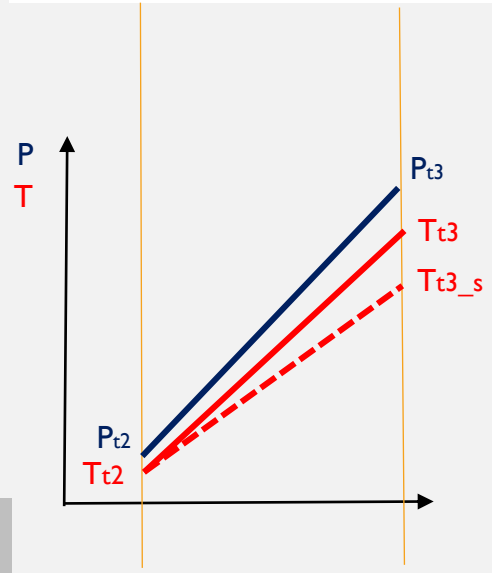
Straty w sprężarce - wzrost entropii:
$\Delta s = Cp * ln(T_{t3}/T_{t2}) - Rln(P_{t3}/P_{t2}))$

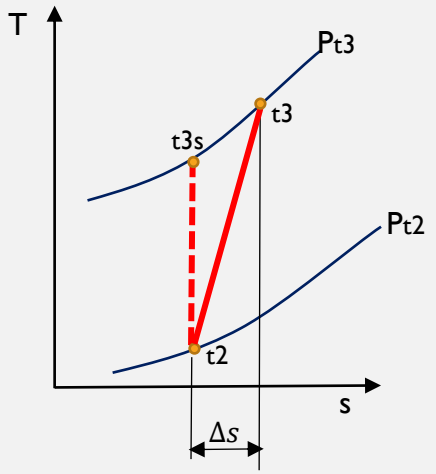
Sprawność izentropowa

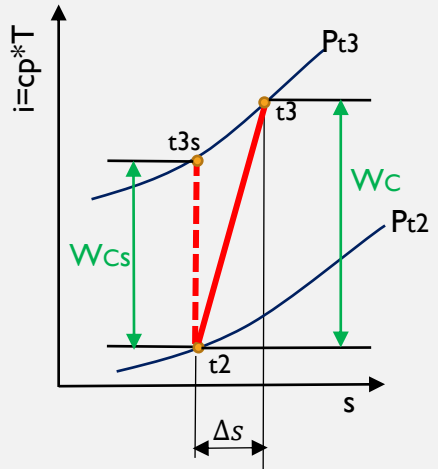
$$\eta_C = \frac{W_{Cs}}{W_C} = \frac{Cp(T_{t3s} - T_{t2})}{Cp(T_{t3} - T_{t2})} = \frac{T_{t3s}/T_{t2} - 1}{T_{t3}/T_{t2} - 1}$$
$$= \frac{(P_{t3}/P_{t2})^{\frac{k-1}{k}} - 1}{T_{t3}/T_{t2} - 1} = \frac{(\pi_C)^{\frac{k-1}{k}} - 1}{T_{t3}/T_{t2} - 1}$$

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









SPRAWNOŚĆ POLITROPOWA SPRĘŻARKI

$$e_C = \frac{\text{praca dla elemnetarnego przyro}stu\ ciśnienia\ w\ prcoesie\ izentropowym}{\text{praca dlaelemnetarnego przyro}stu\ ciśnienia\ w\ prcoesie\ rzeczywistym}$$

$$e_C = \frac{di_{ts}}{di_t} = \frac{dT_{ts}}{dT_t} = \frac{dT_{ts}/T_t}{dT_t/T_t}$$

$$dT_{ts}/T_t = \frac{k-1}{k} dP_t/P_t$$

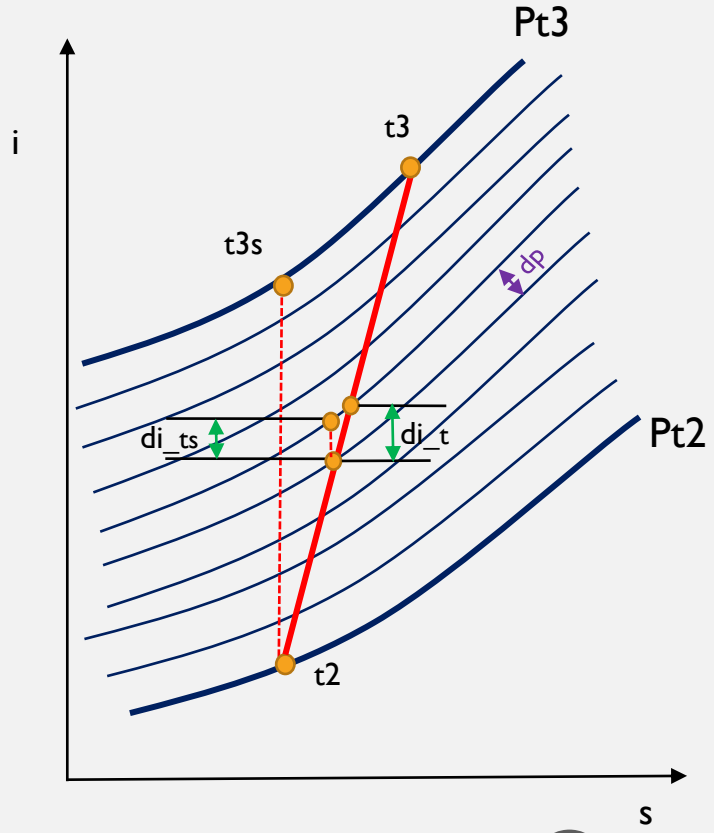
Po przekształceniu

Po zróżniczkowaniu

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

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

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



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

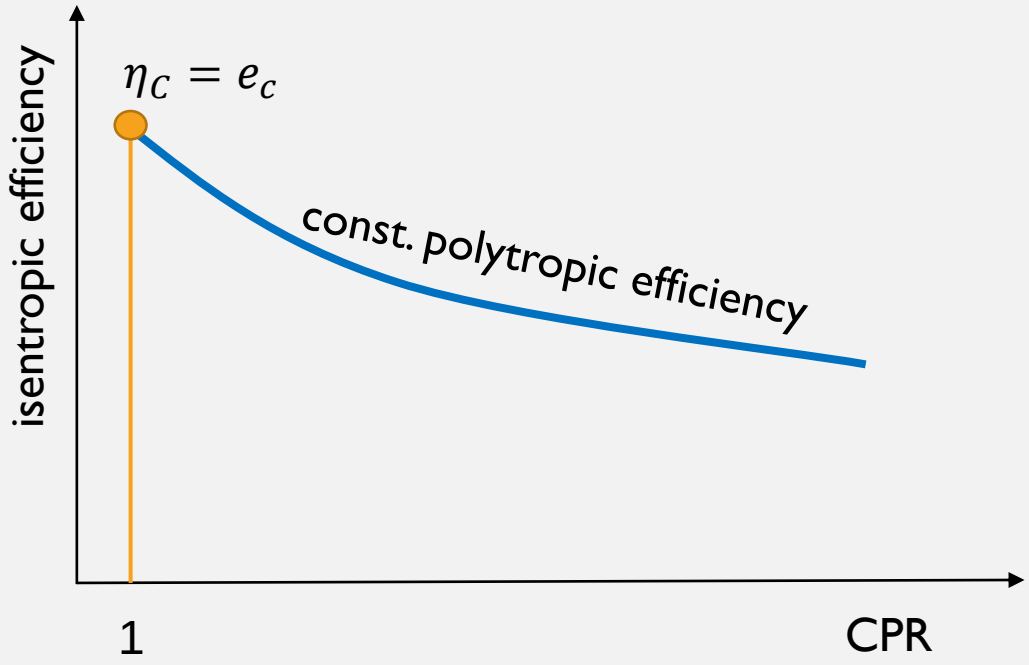
$$\eta_C = \frac{(P_{t3}/P_{t2})^{\frac{k-1}{k}} - 1}{T_{t3}/T_{t2} - 1}$$

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:

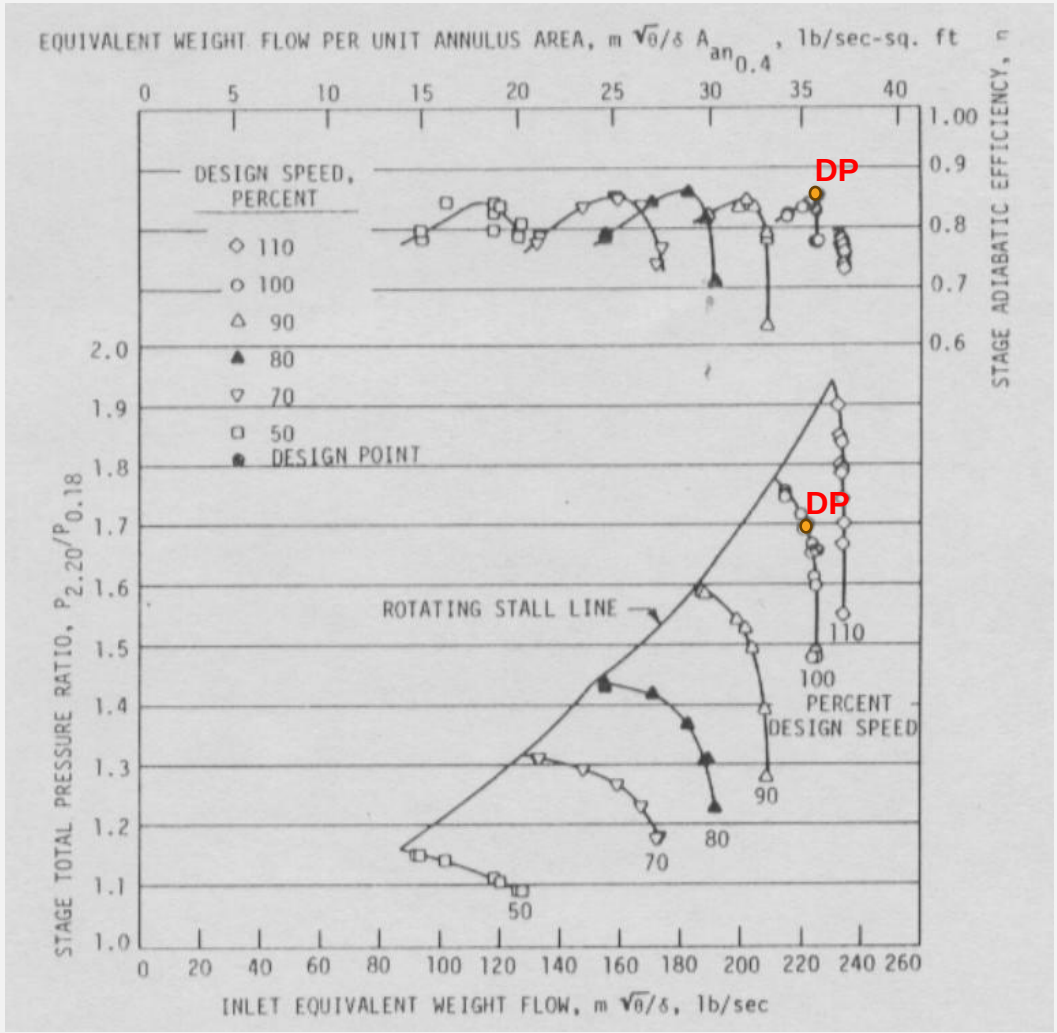
$$P_C = \dot{m}_C W_C = \dot{m}_0 Cp(T_{t3} - T_{t2})$$

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

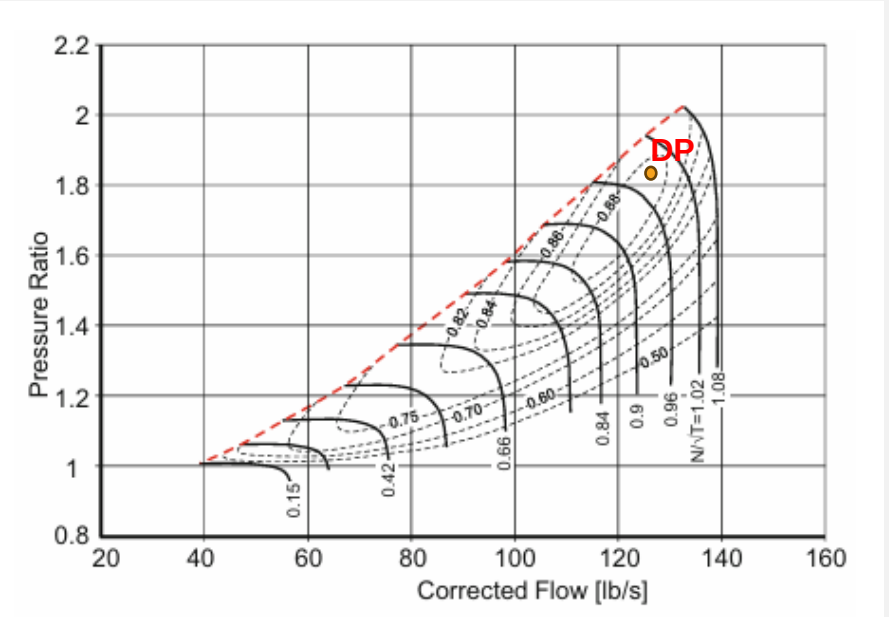
Moc sprężarki zależy od pracy i dodatkowo wydatku masowego powietrza przepływającego w sprężarce.

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] × 0.45359237

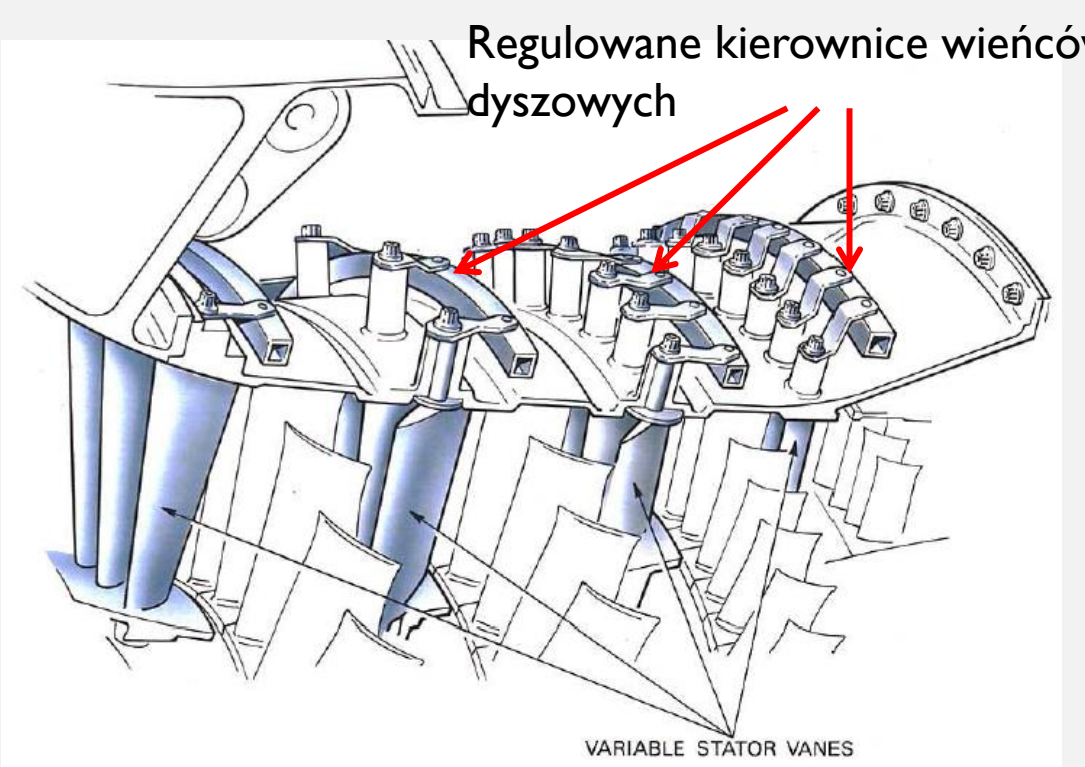


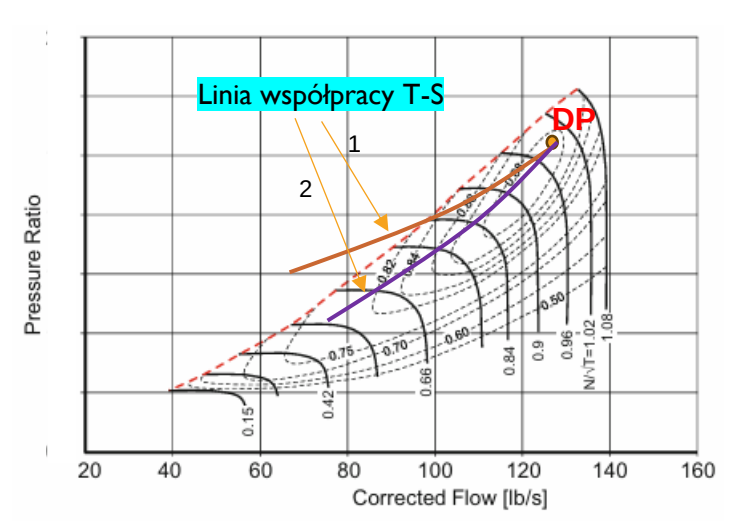
Przedstawia zależność sprężu, wydatku masowego i sprawności izentropowej sprężarki dla określonych prędkości obrotowych.

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

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

STATECZNOŚĆ PRACY SPRĘŻARKI

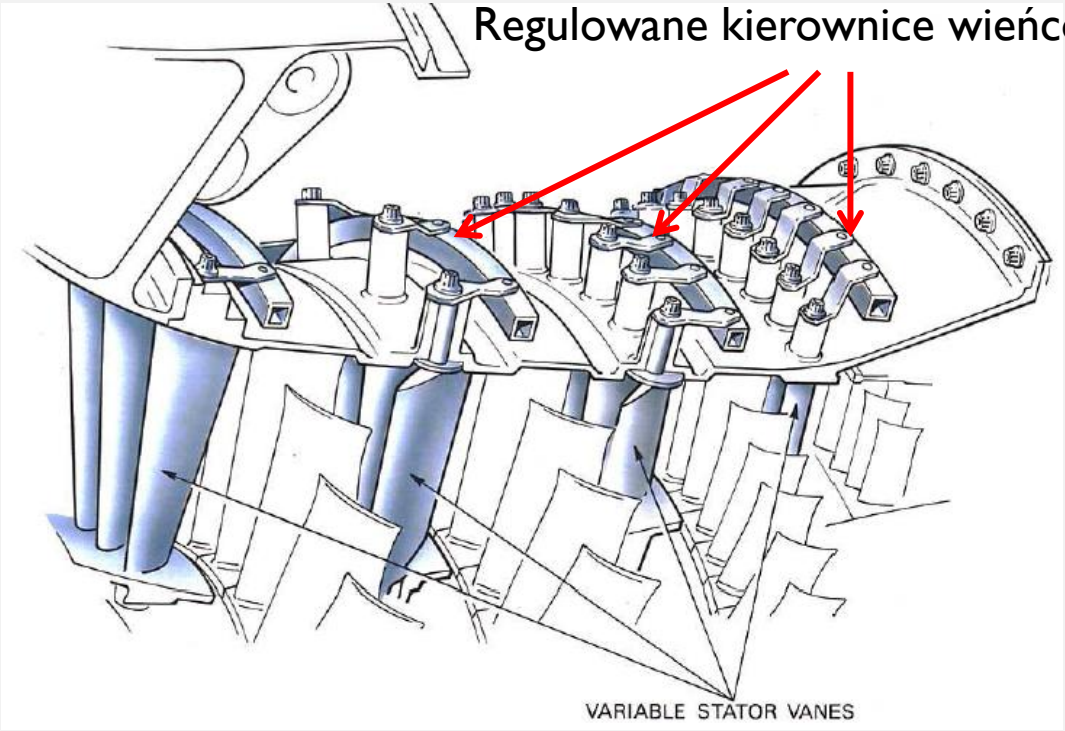




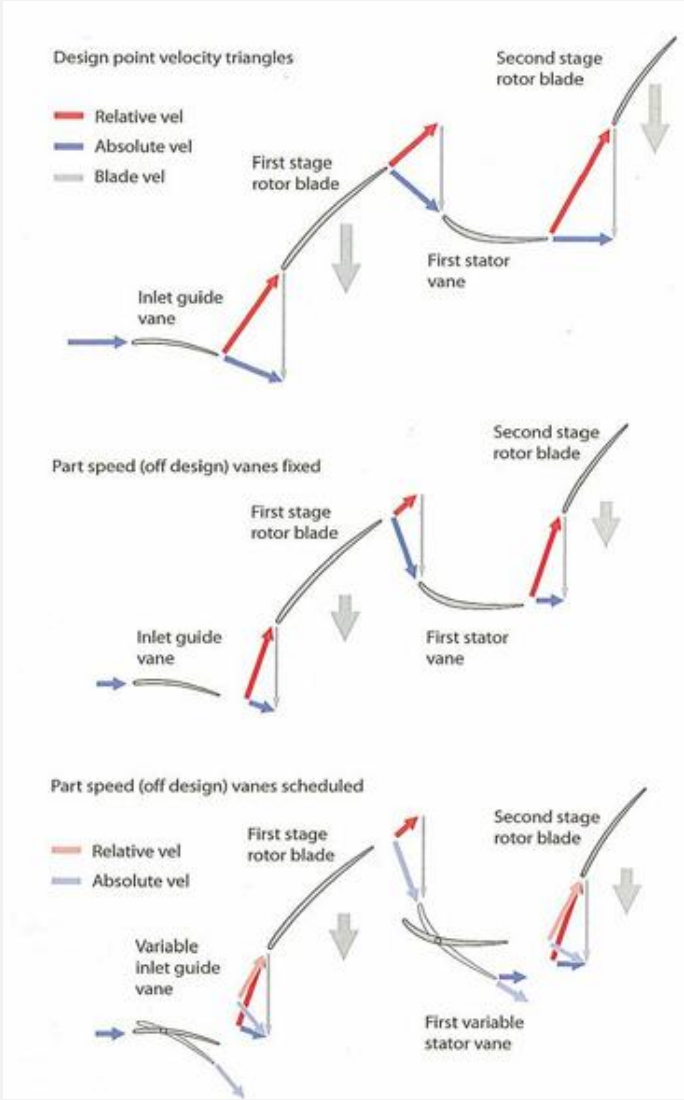
1 sprężarka bez regulacji
2 sprężarka z regulacją

- Zapewnia wyższą sprawność przy różnych prędkościach obrotowych
- Zapewnia wyższą stabilność przepływu w całym zakresie prędkości pracy – zapobiega pompażowi

SPRĘŻARKA Z REGULOWANYMI KIEROWNICAMI - VGV

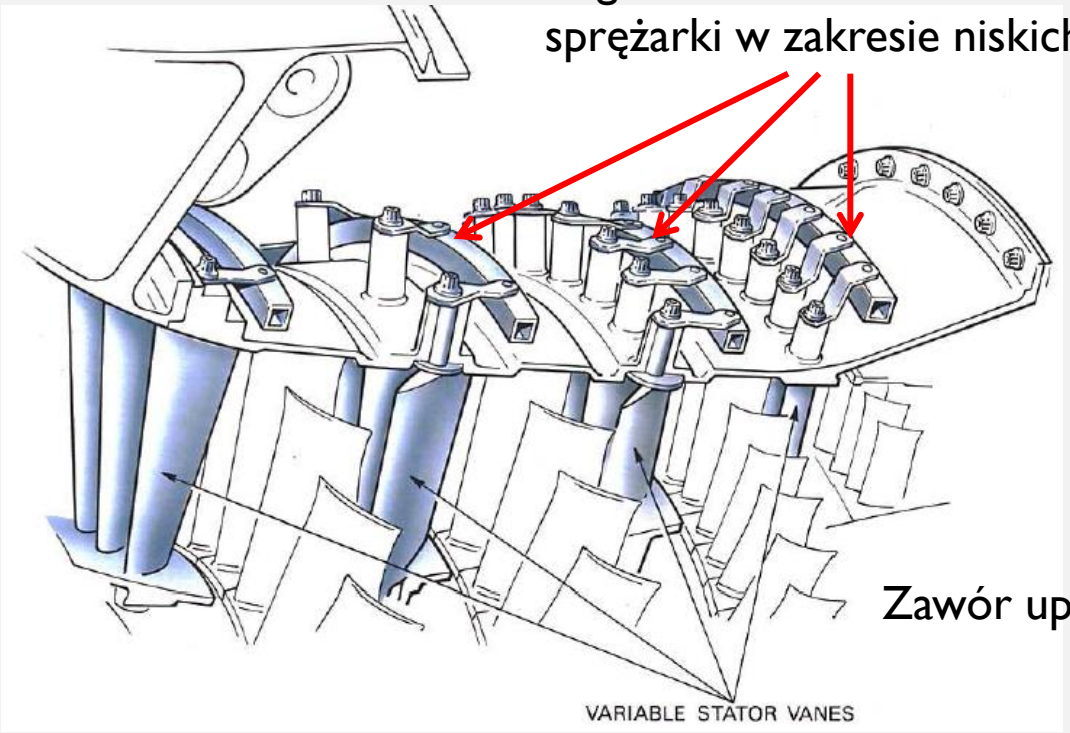


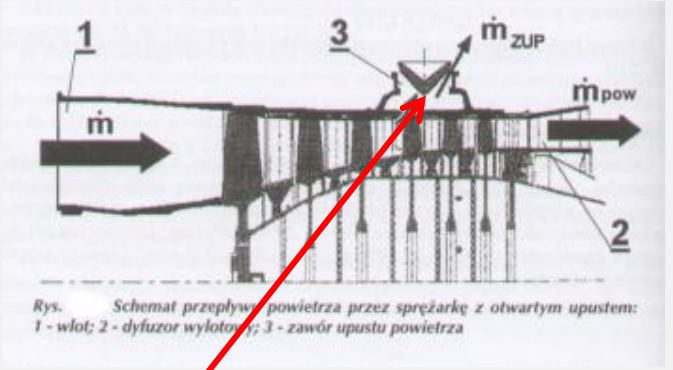
- Zapewnia wyższą sprawność przy różnych prędkościach obrotowych
- Zapewnia wyższą stabilność przepływu w całym zakresie prędkości pracy – zapobiega pompażowi



METODY ZAPOBIEGANIA NIESTATECZNEJ PRACY SPRĘŻARKI

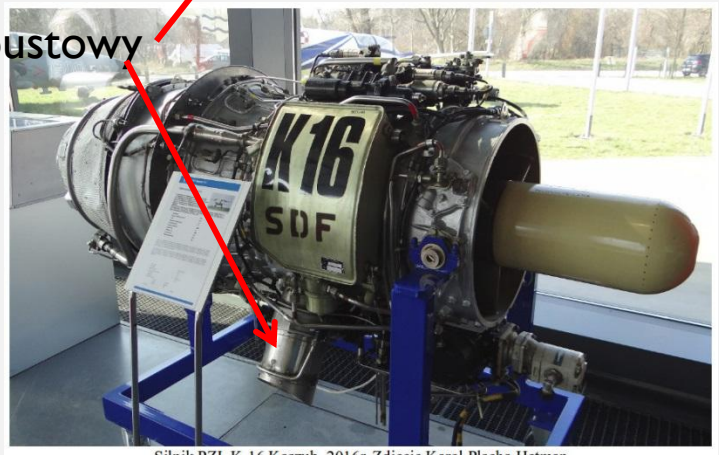
Regulowane kierownice wieńców dyszowych podnoszą sprawność sprężarki w zakresie niskich prędkości obrotowych





Rys. Schemat przepływu powietrza przez sprężarkę z otwartym upustem: 1 - wlot; 2 - dyfuzor wylotowy; 3 - zawór upustu powietrza

Zawór upustowy



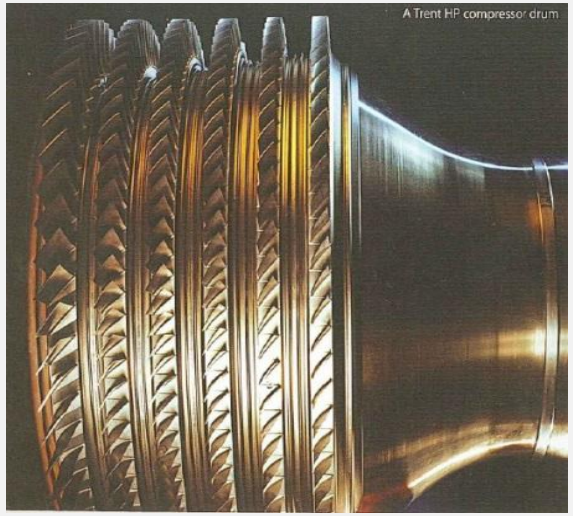
Silnik PZL K-16 Kaszub. 2016r. Zdjęcie Karol Placha Hetman

- Regulowane wieńce kierownic
- Zawór upustowy
- Podział sprężarki na dwa wirniki

ELEMENTY SPRĘŻARKI

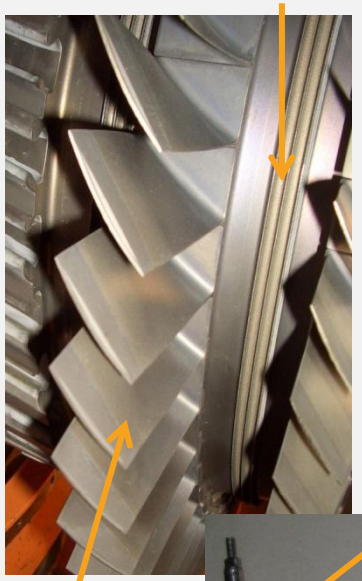


Tarcza sprężarki z łopatkami



Bęben sprężarki z łopatkami

Labirynty uszczelniający



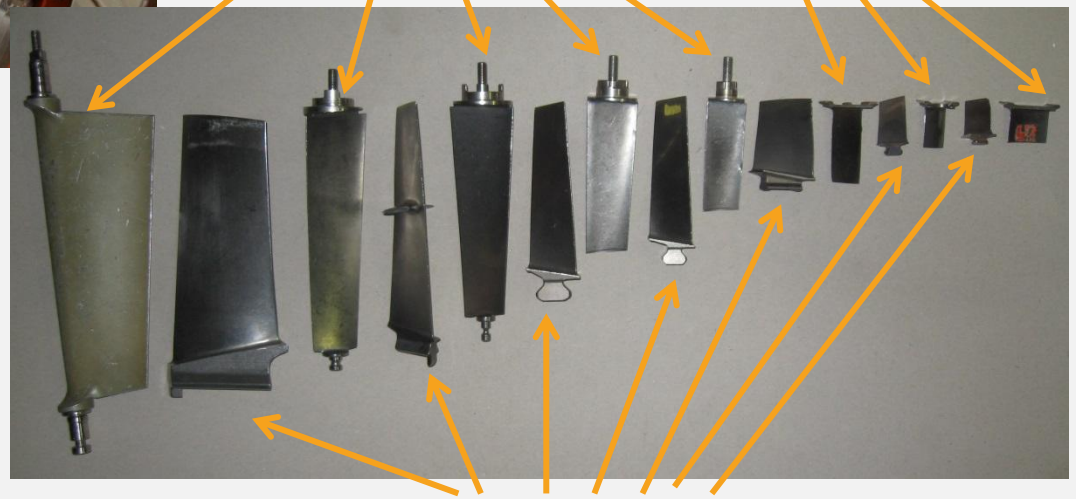
Łopatki



Obudowa zewnętrzna sprężarki z łopatkami

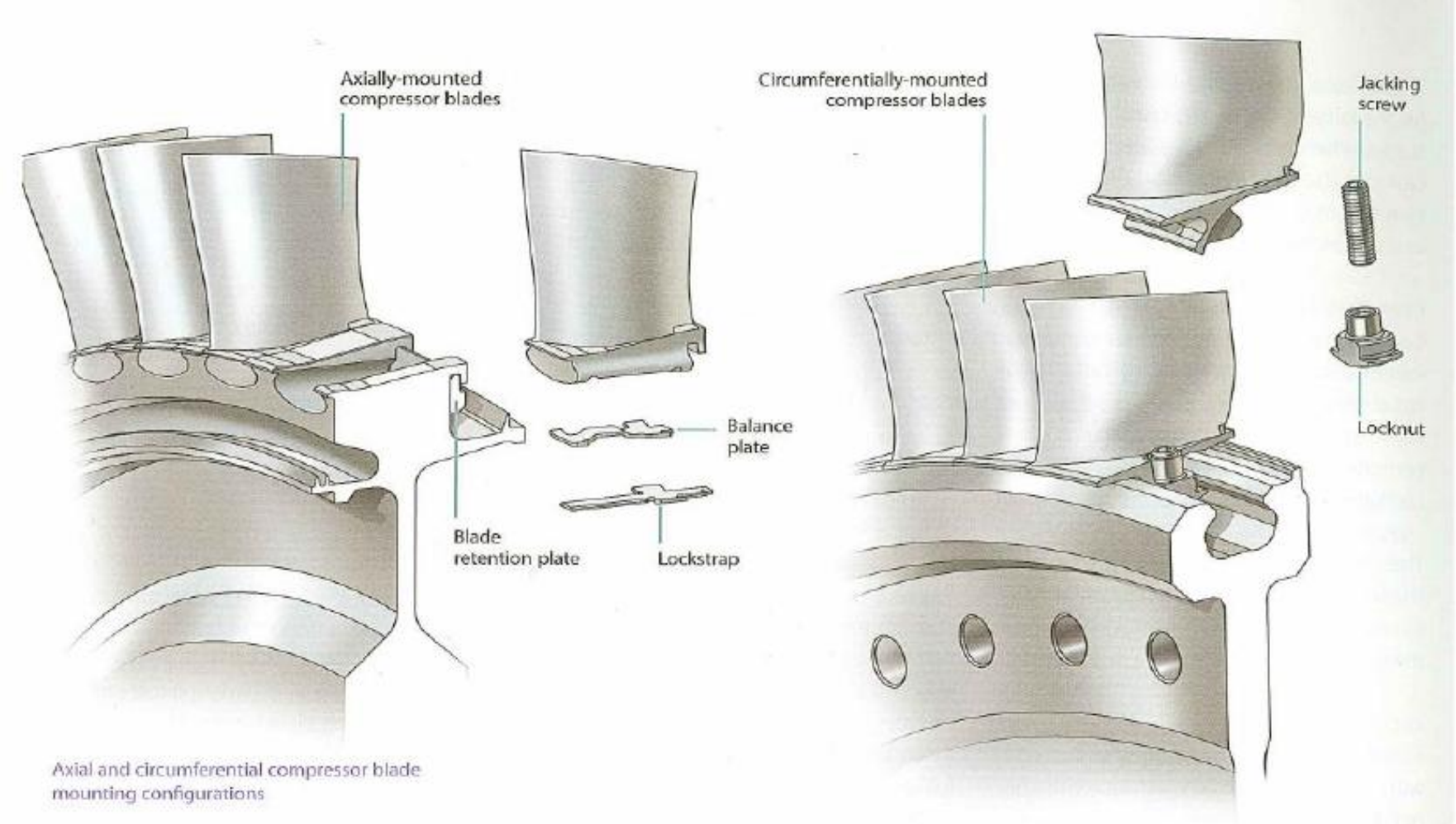
Łopatki statora regulowane

Łopatki statora stałe



Łopatki wirnika

SPOSOBY MOCOWANIA ŁOPATEK SPRĘŻARKI

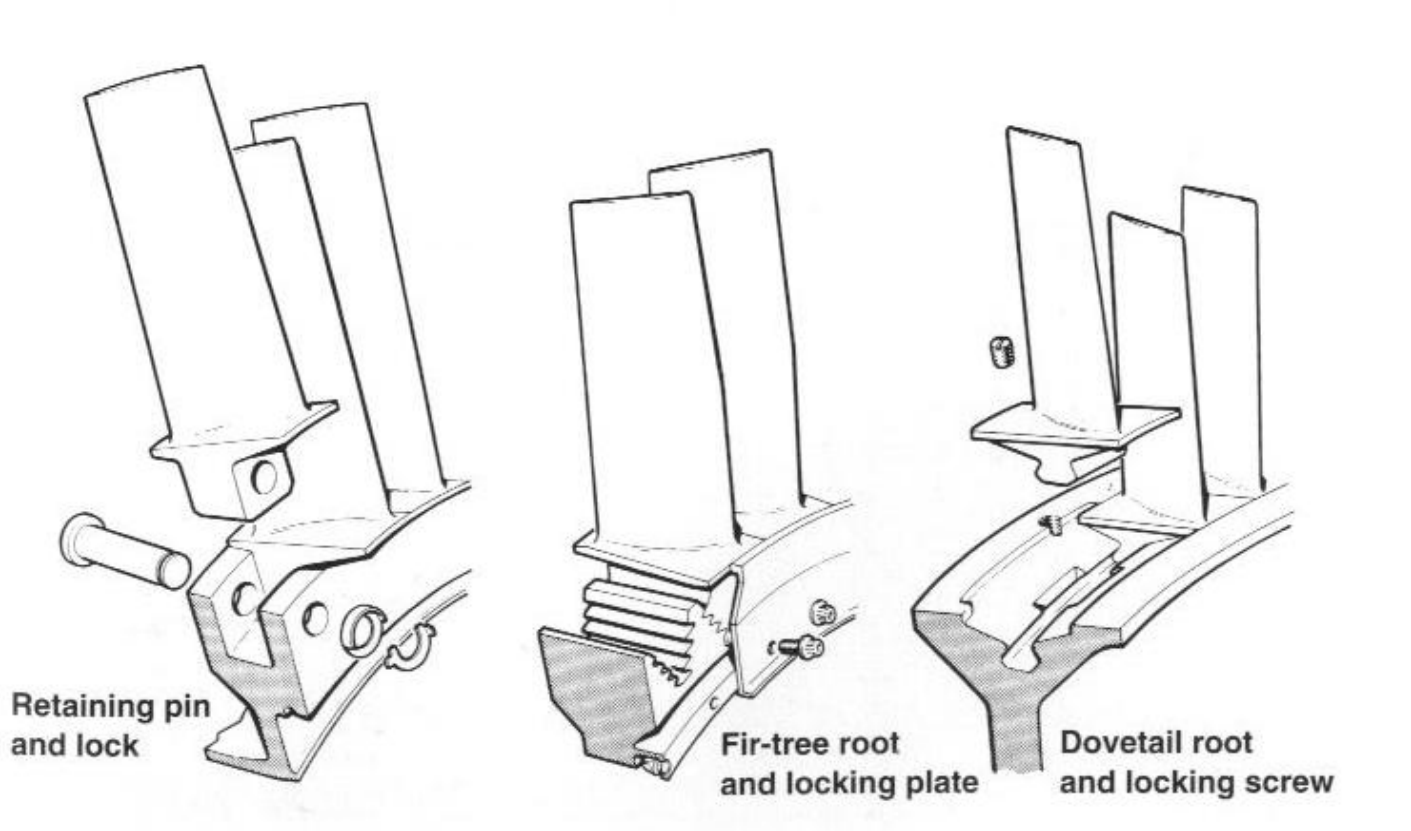


Axial and circumferential compressor blade mounting configurations

Osiowy system montażu:
Łoptaki typowo z zamkiem w stylu jaskółczy ogon (dovetail), lub jodełkowy (fir-tree) dodatkowo wyposażone w podkładke i zawleczkę

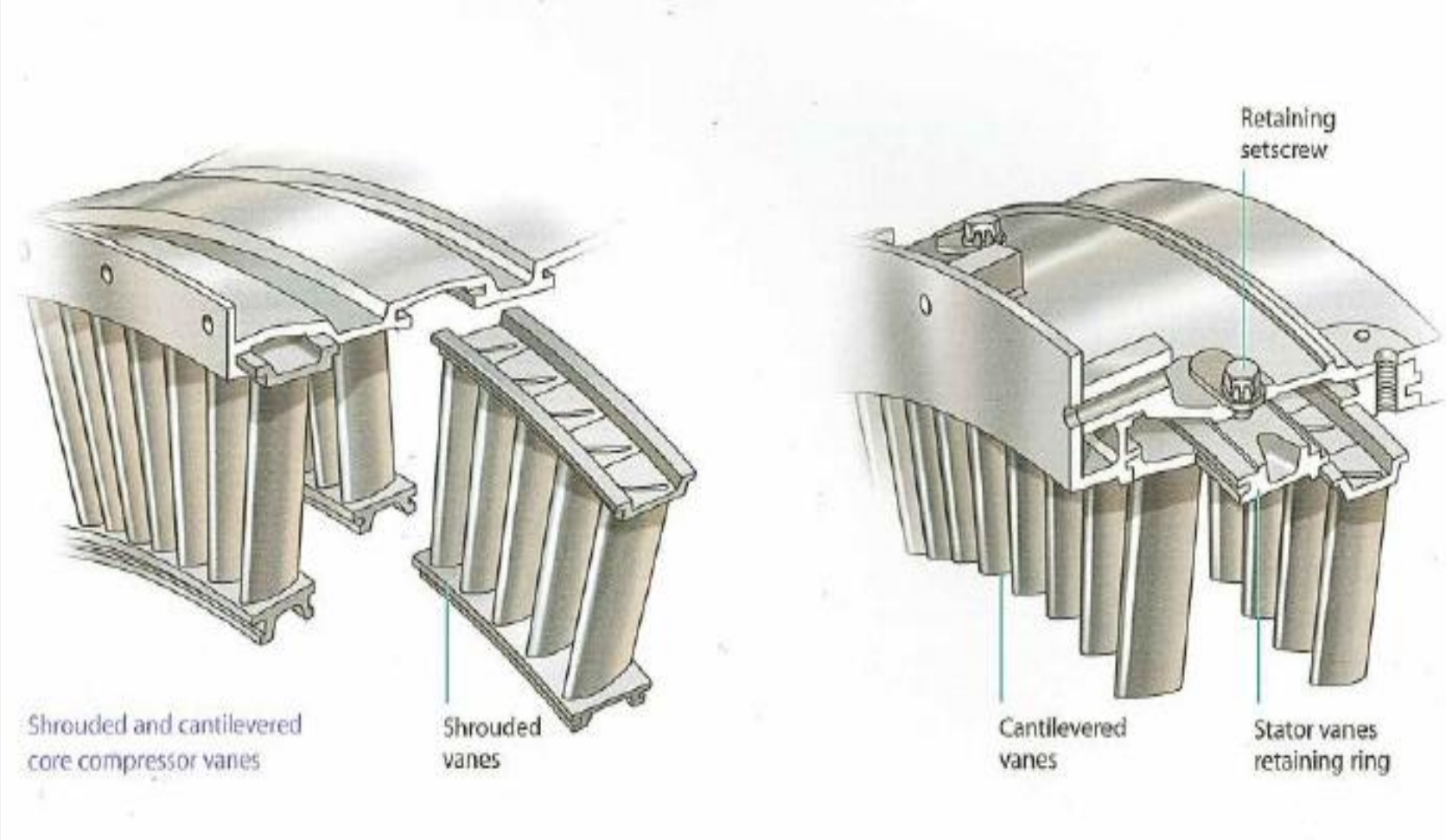
Obwodowy system montażu - typowy dla sprzarkek o konstrukcji bębnowej rozwiązanie stosowane częściej dla sprężarek wysokiego cisnienia.

PRZYKŁADY MONTOWANIA ŁOPATEK DO TARCZY TURBINY



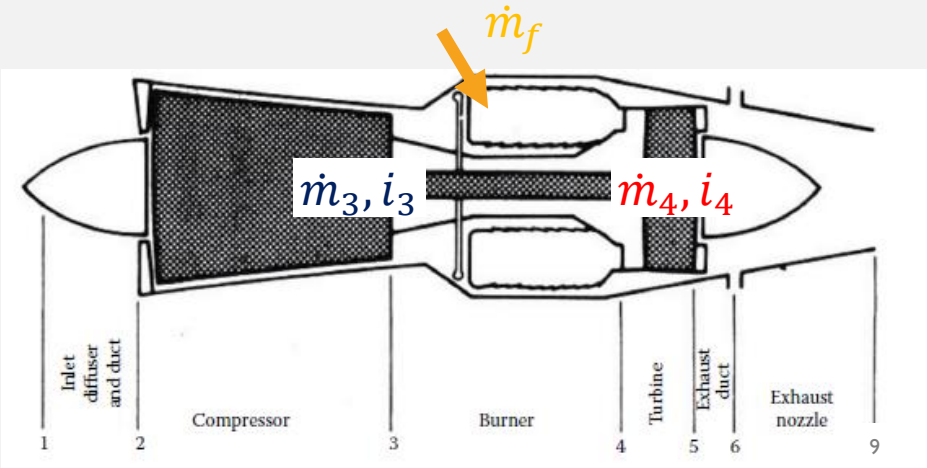
Montaż łopatki za pomocą sworznia mocującego stosowane w starszych rozwiązaniach montażu łopat wentylatora lub pierwszych stopni sprężarki
Montaż za pomocą zamka jodełkowego (osiowy)
Monatż z wykorzystaniem rowka obwodowego i mocowania typu jaskółczy ogon.

SPOSOBY MOCOWANIA KIEROWNIC



KOMORA SPALANIA

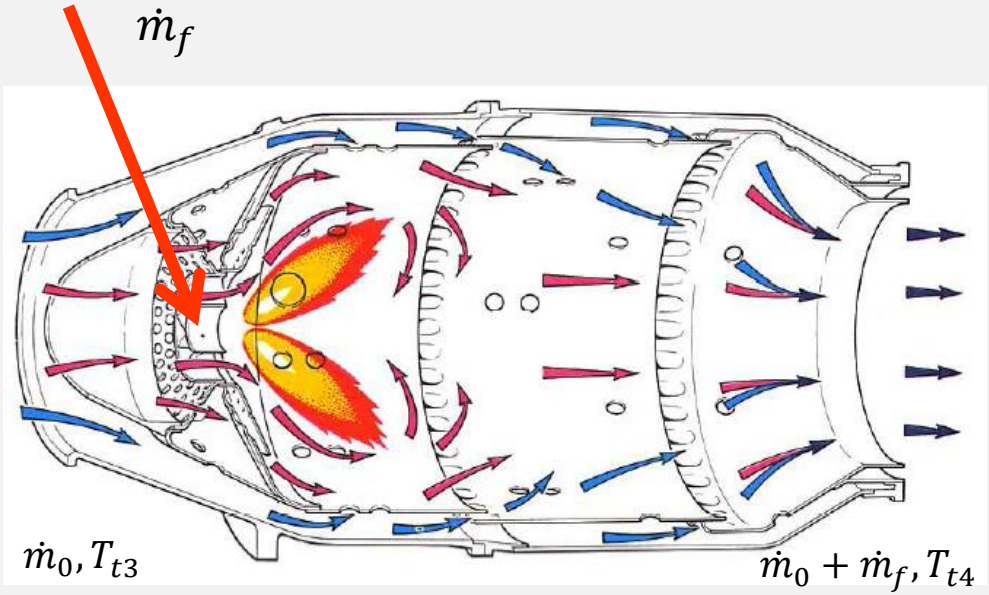
Komora spalania w silniku turbinowym umiejscowiona jest pomiędzy zespołem sprężarek, a zespołem turbin.
Rola **komory spalania** w silniku turbinowym polega na efektywnym wykorzystaniu energii paliwa do podniesienia energii (entalpii) gazu przepływającego w silniku z możliwie najmniejszymi startami przepływowymi (stratami ciśnienia)



BILANS ENERGII W KOMORZE SPALANIA

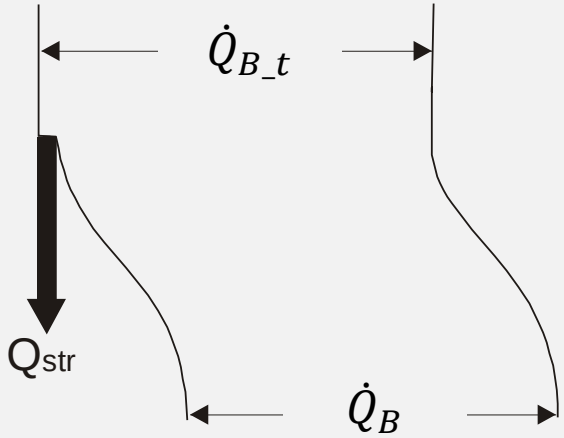
Bilans komory spalania (burner)

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



Współczynnik wydzielania ciepła w KS (sprawność cieplna KS)

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

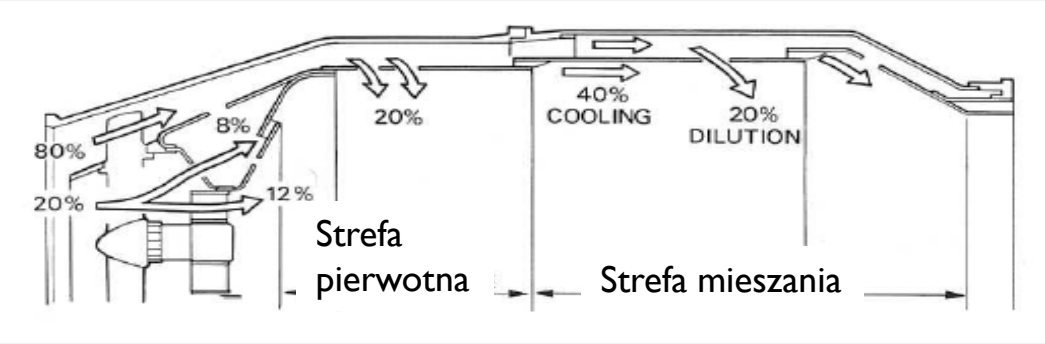


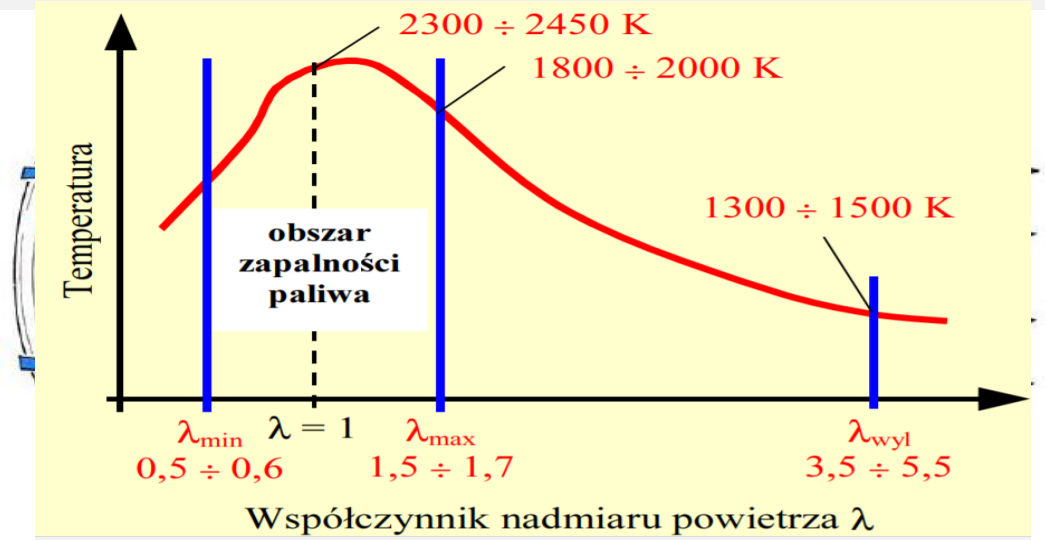
$\dot{Q}_{B_t}$ - Strumień ciepła teoretycznie doprowadzone z paliwem

$\dot{Q}_B$ - 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

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

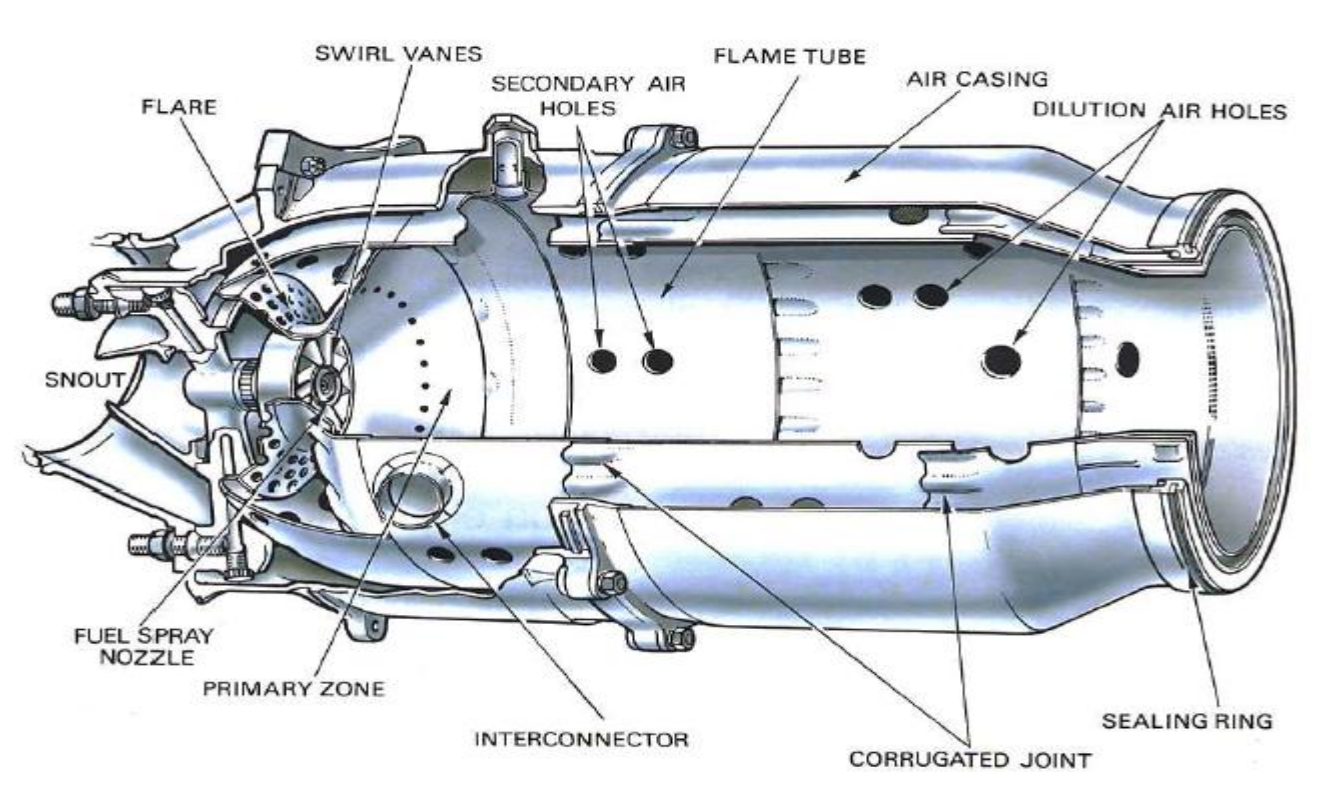
$$O_t = \frac{8}{3} \cdot 0.86 + 8 \cdot 0,14 = 3,413 \ [\frac{kgO_2}{kgpal}]$$

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

Masa paliwa do powietrza dla mieszanki stechiometrycznej wynosi zatem ok 0,067, podczas gdy w silniku turbinowym jednoprzepływowym f_B~=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

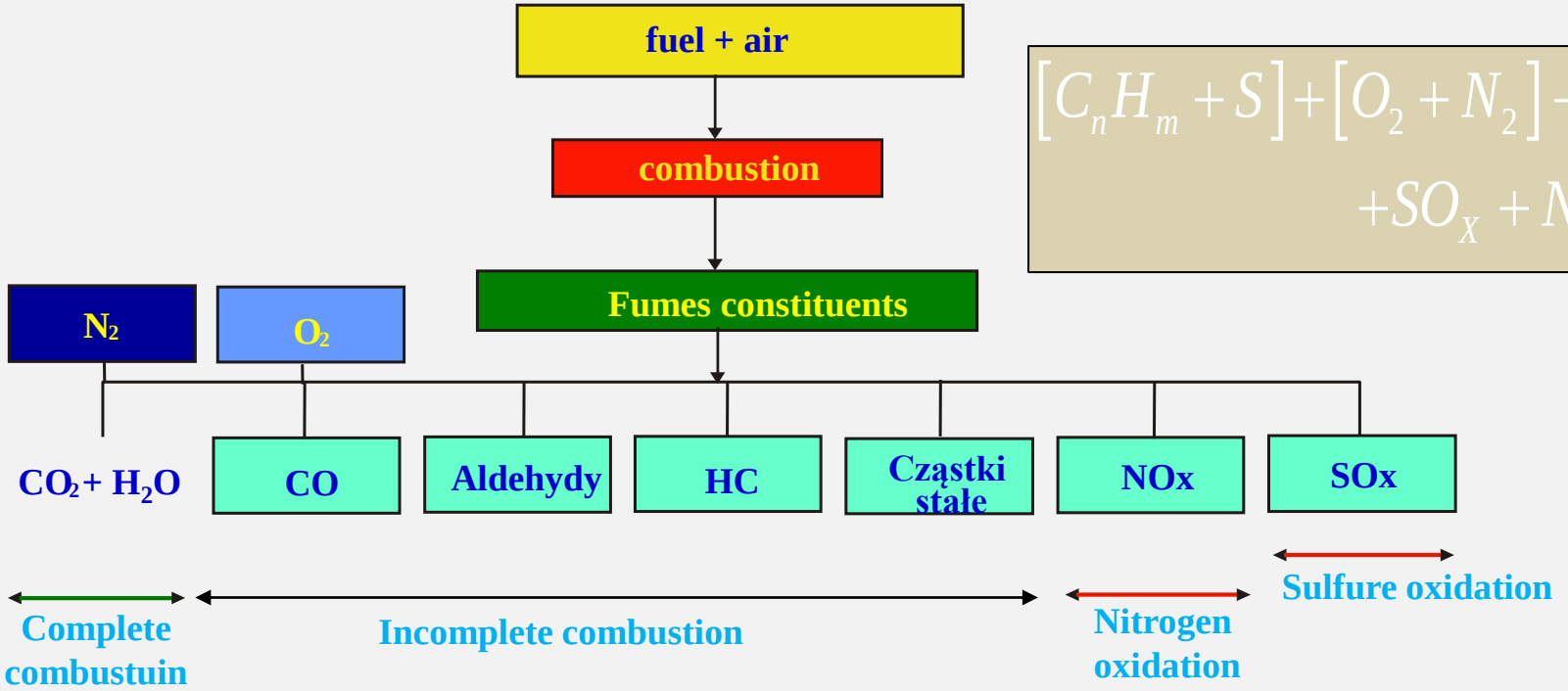
SPALANIE

Spalanie całkowite

$$[C_nH_m + S] + [O_2 + N_2] \rightarrow CO_2 + H_2O + N_2 + O_2 + SO_2$$

fuel air → fumes

Rzeczywisty proces spalania – spalanie niezupełne



$$[C_nH_m + S] + [O_2 + N_2] \rightarrow CO_2 + H_2O + N_2 + O_2 + SO_X + NO_X + CO + C_{(sadza)} + UHC$$

STRATY PRZEPŁYWOWE W KOMORZE SPALANIA

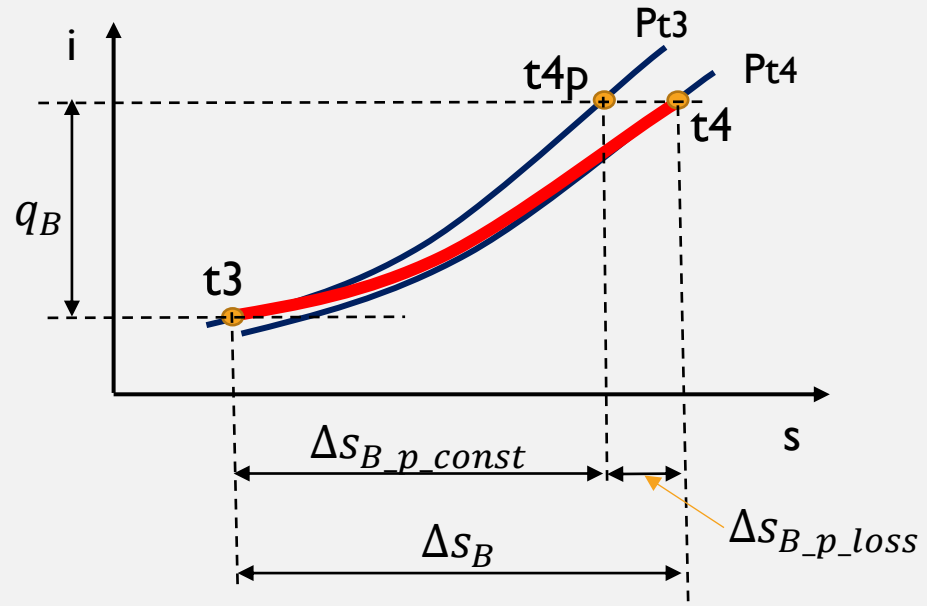
Straty ciśnienia w komorze spalania są związane ze stratami przepływowymi spowodowanymi:

- 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:

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

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

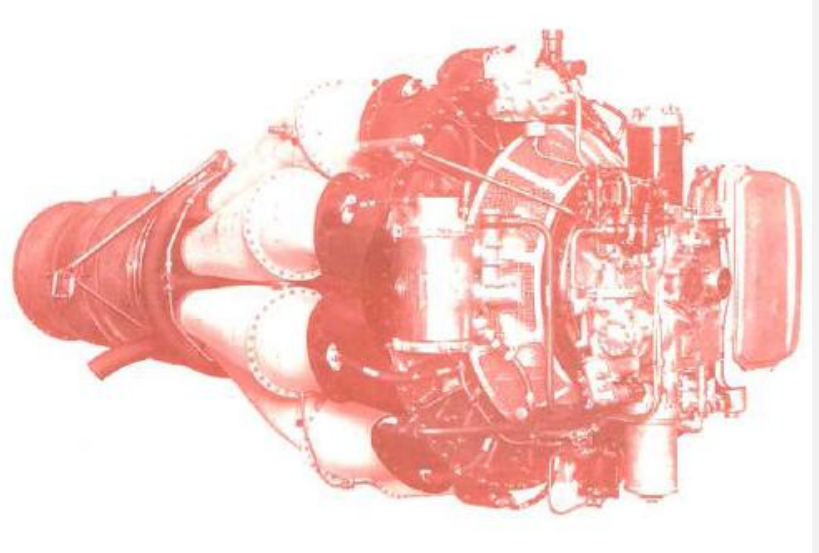
Entropy increase in a burner:

dla procesu izobarycznego $\Delta s_{B_p_const} = cp_B ln \frac{T_{t4}}{T_{t3}}$

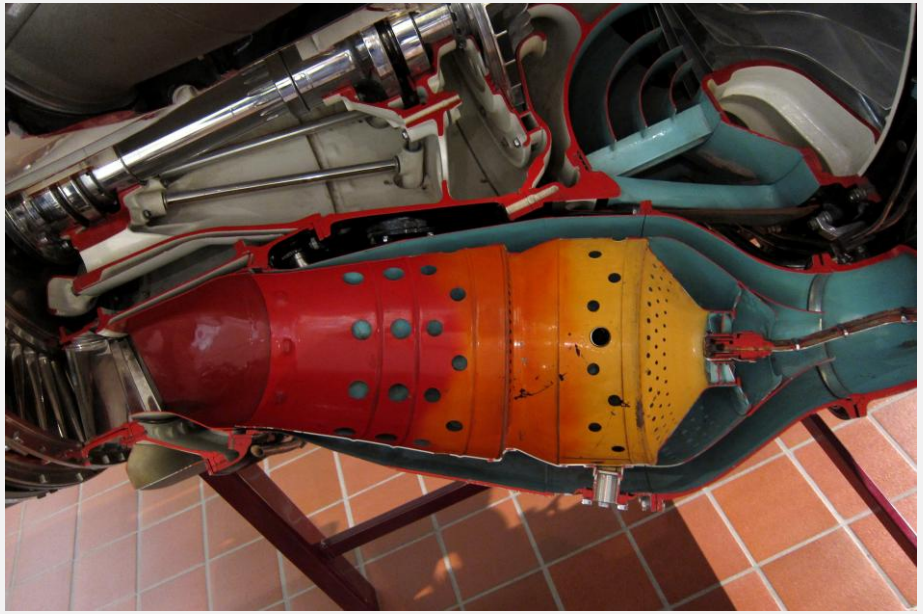
dla strat ciśnienia w KS $\Delta s_{B_p_loss} = -R_t ln \frac{P_{t4}}{P_{t3}}$

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)



Rolls-Royce RB Derwent I



Komora spalania z pierwszych konstrukcji silników Whitl'a

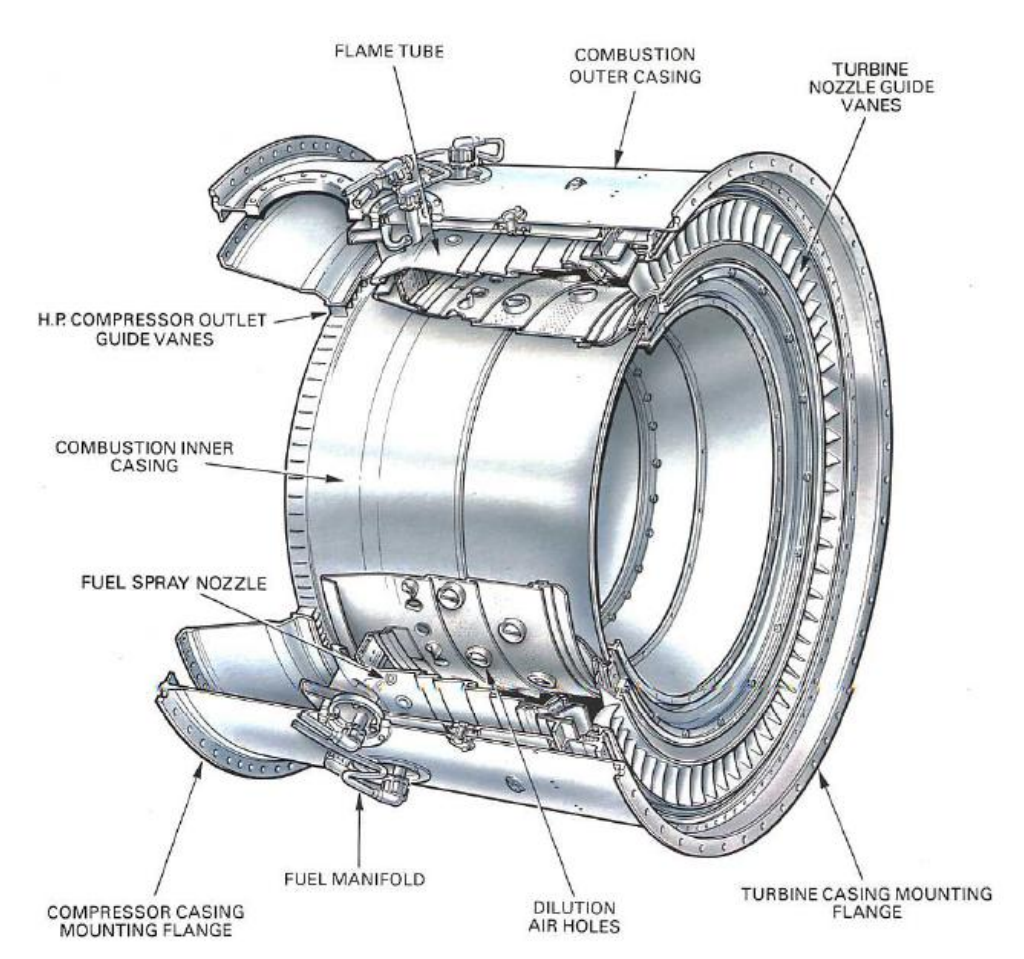
ZALETY:

- 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)



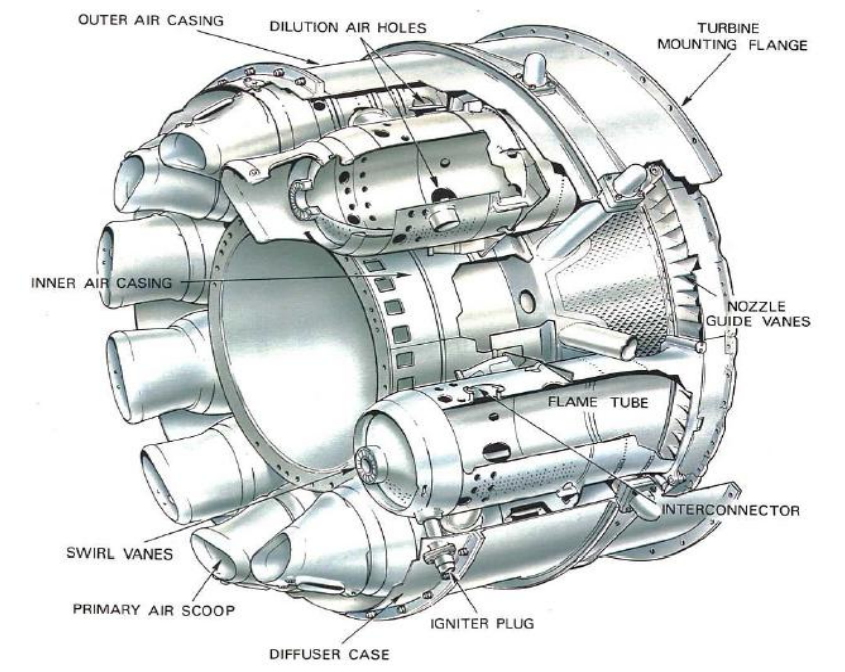
ZALETY:

- 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

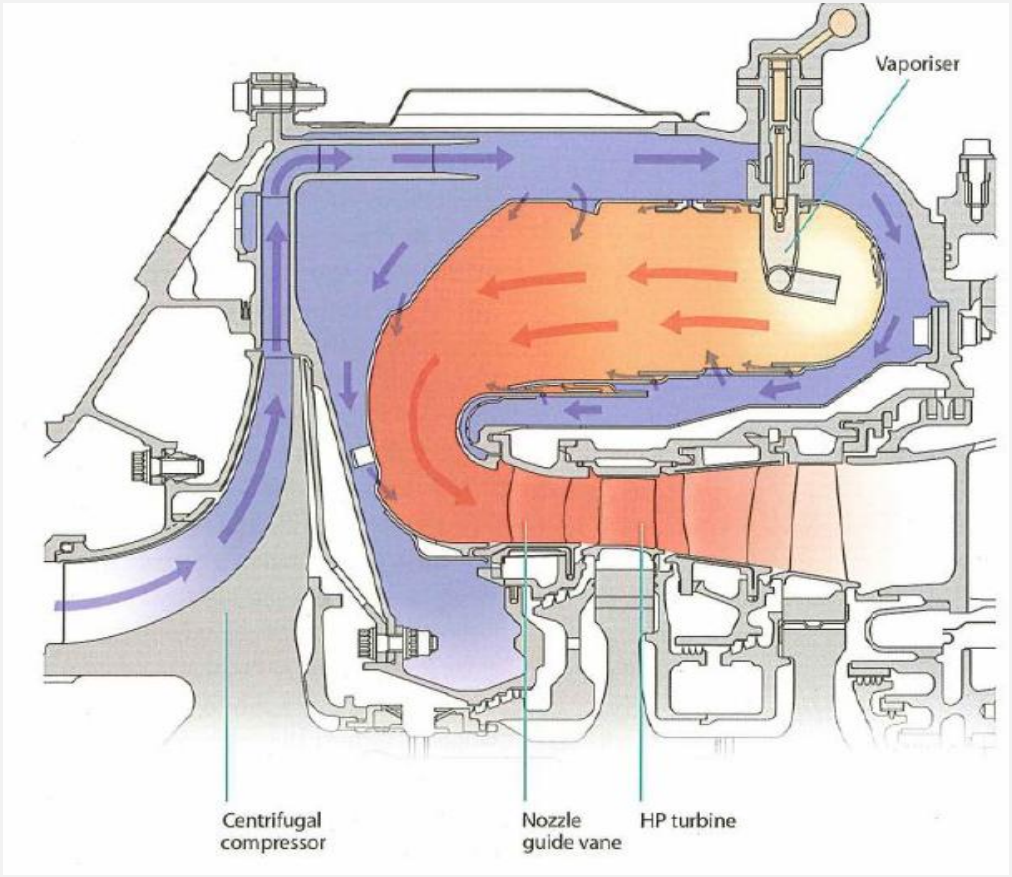
PRZEGLĄD KONSTRUKCJI KOMÓR SPALANIA – KOMORA RUROWO-PIERŚCIENIOWA



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 PRZEPŁYWIE ZWROTNYM



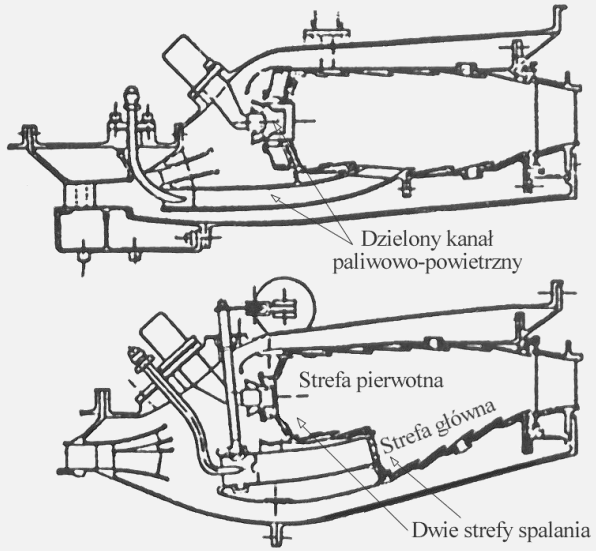
Cechy szczególne:

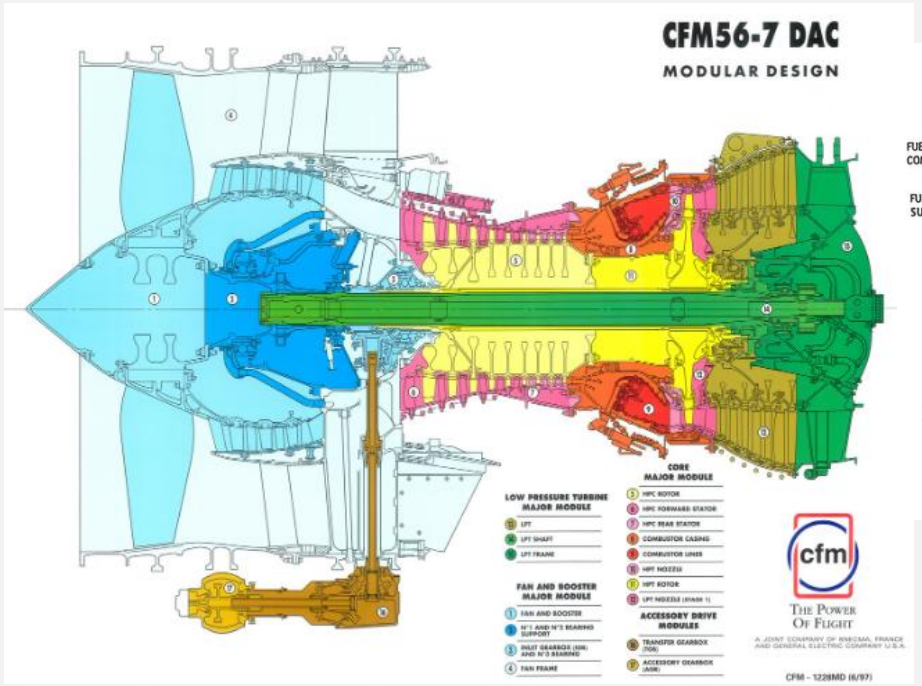
- Skrócenie wymiaru osiowego na rzecz rozbudowy promieniowej silnika
- Lepsze właściwości cieplne przez przeciwprądowe doprowadzenie strumienia powietrza ze sprężarki
- Większe straty przepływowe wskutek kilkukrotnej zmiany kierunku przepływu – wada

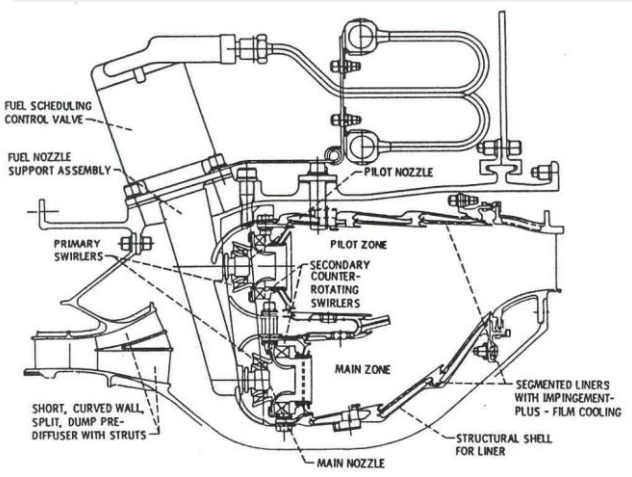
Zastosowanie: w mniejszych silnikach turbowentylatorowych, oraz solnikach turbinowych śmigłowych i śmigłowcowych najczęściej gdy ostatni stopień sprężarki jest promieniowy.

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.

THANKS FOR YOUR ATENTION

Questions and Comments ?

1. …….
2. …….
3. …….