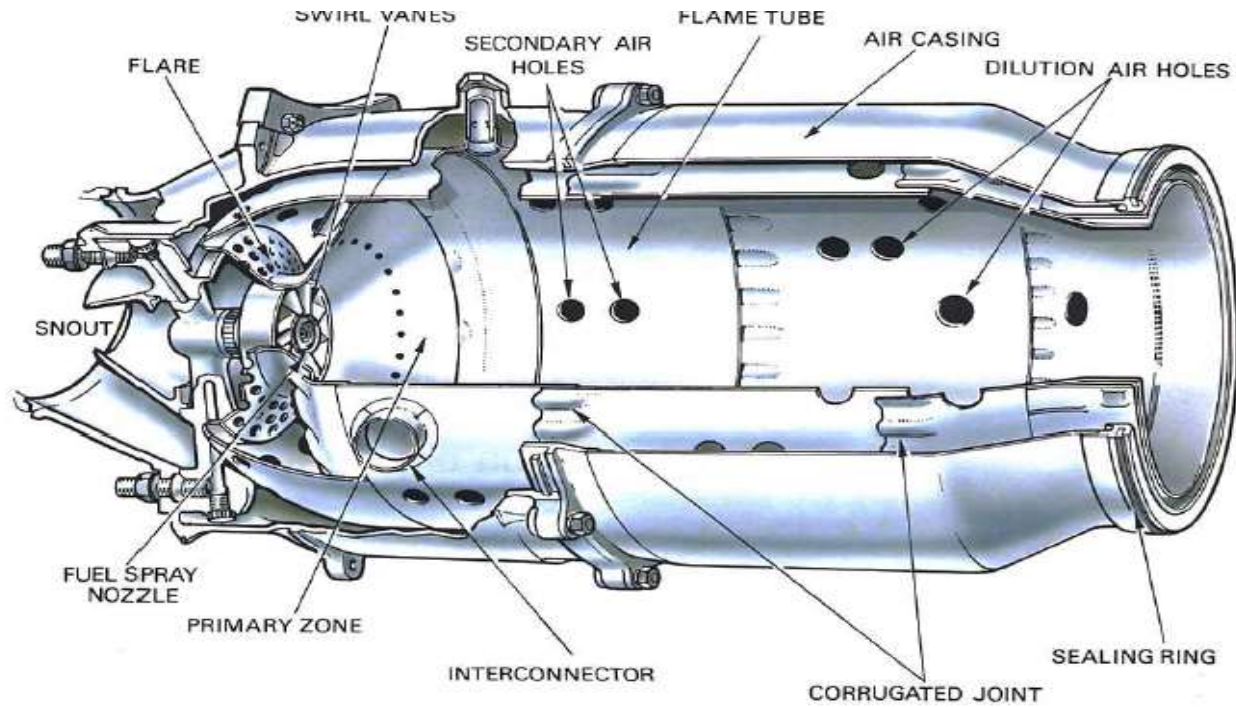
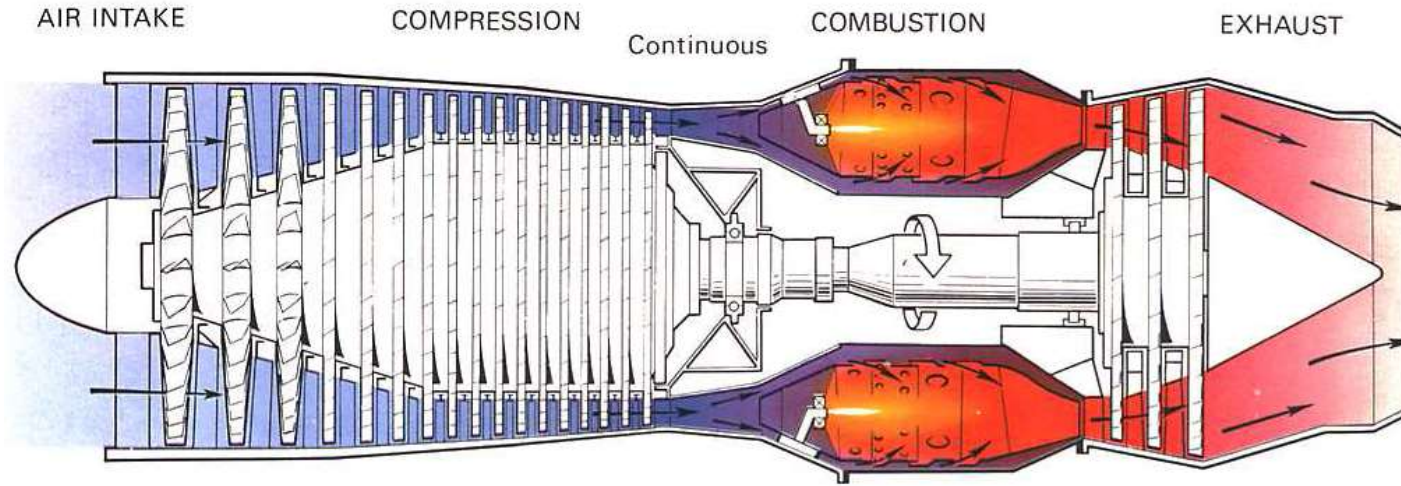


# Komory spalania i dysze wylotowe

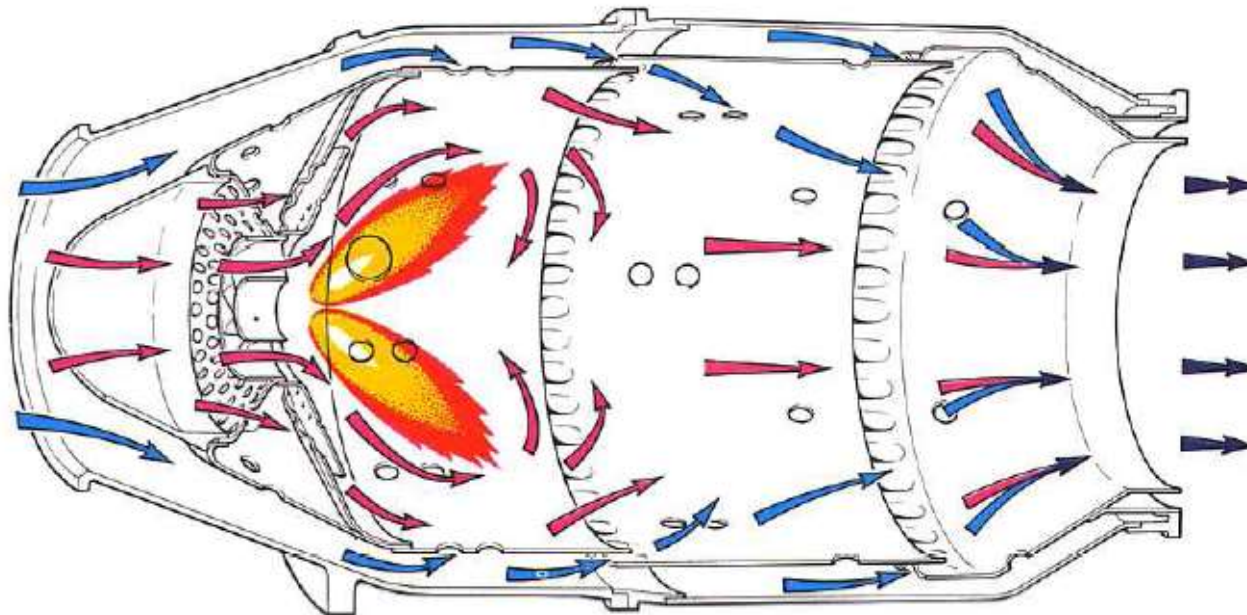
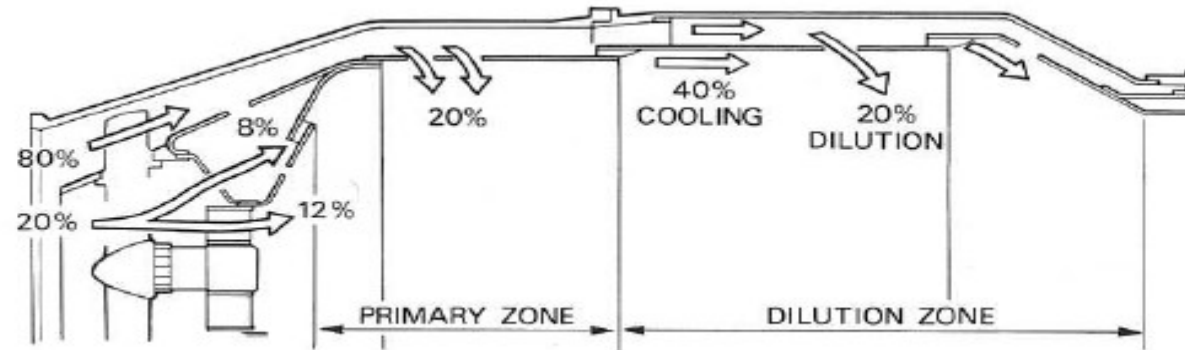
Dr inż. Robert JAKUBOWSKI

# KOMORY SPALNIAIA TURBINOWYCH SILNIKÓW LOTNICZYCH

# BUDOWA KOMORY SPALANIA

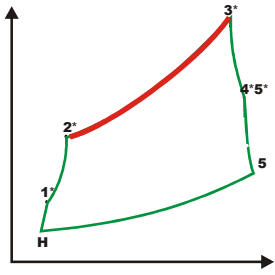


# BUDOWA KOMORY SPALANIA – ORGANIZACJA PROCESU WEWNĄTRZKOMOROWEGO



# Procesy termodynamiczne w zespołach silnika

## KOMORA SPALANIA (COMBUSTOR, BURNER)

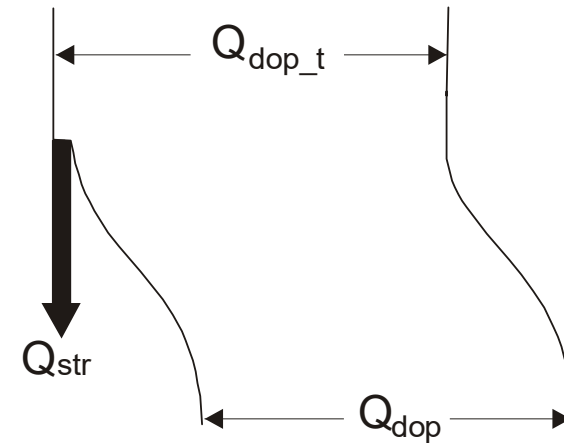
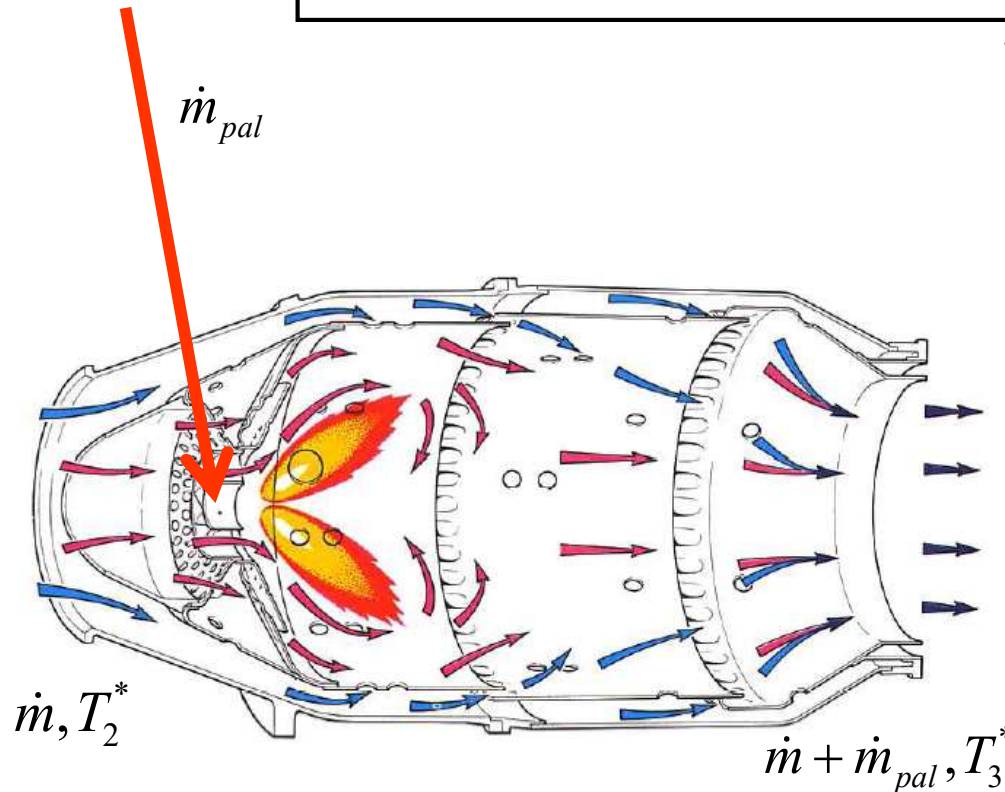


Bilans komory spalania

$$\dot{Q}_{KS} = \Delta \dot{I}_{KS} = \bar{c}_p \left( (\dot{m} + \dot{m}_{pal}) T_3^* - \dot{m} T_2^* \right) \approx \bar{c}_p \dot{m} (T_3^* - T_2^*)$$

Współczynnik wydzielania ciepła w KS  
(sprawność cieplna KS)

$$\xi_{KS} = \frac{Q_{KS}}{Q_{KS\_t}} = \frac{q_{KS}}{q_{KS\_t}} = \frac{\bar{c}_p (T_3^* - T_2^*)}{W_u \tau_{pal}}$$



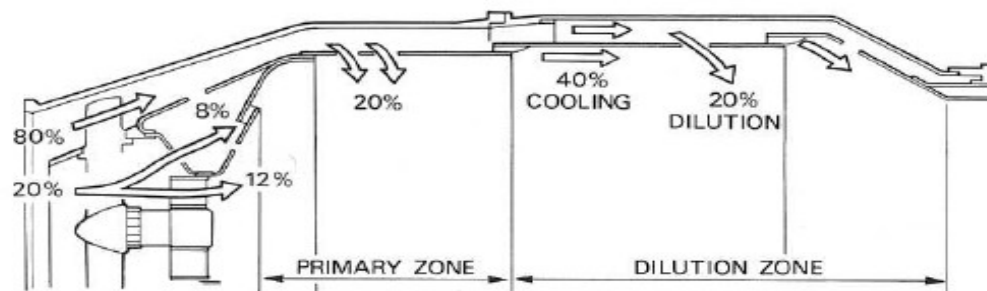
$Q_{KS\_t}$  - Ciepło teoretycznie doprowadzone z paliwem

$Q_{KS}$  - Ciepło rzeczywiście wydzielone w procesie spalania

$\tau_{pal}$  - Względne zużycie paliwa



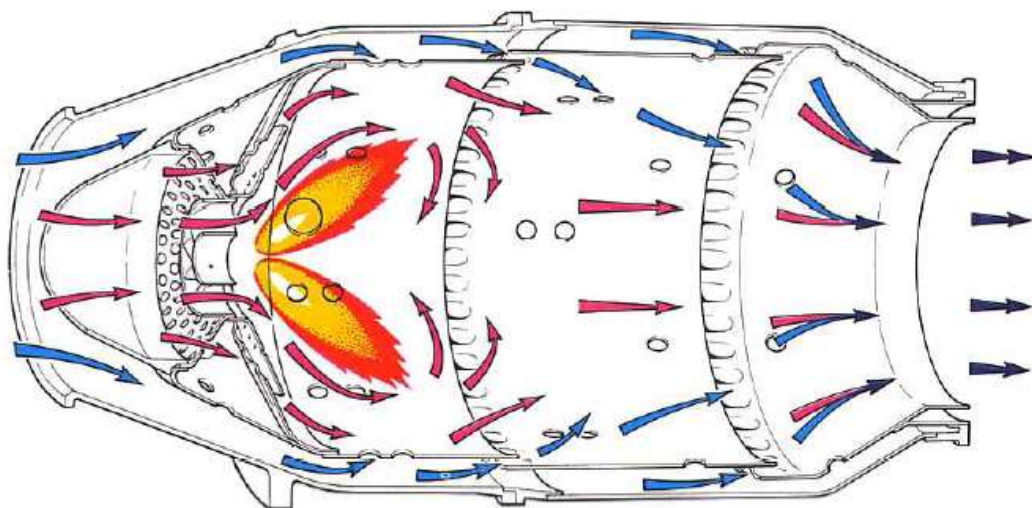
# BUDOWA KOMORY SPALANIA – ORGANIZACJA PROCESU WEWNĄTRZKOMOROWEGO



$$O_t = \frac{8}{3}C + 8H - O \quad \left[ \frac{kgO_2}{kgpal} \right]$$

Paliwo – nafta lotnicza udziały masow

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



$$O_t = \frac{8}{3} \cdot 0,86 + 8 \cdot 0,14 = 3,413 \quad \left[ \frac{kgO_2}{kgpal} \right]$$

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

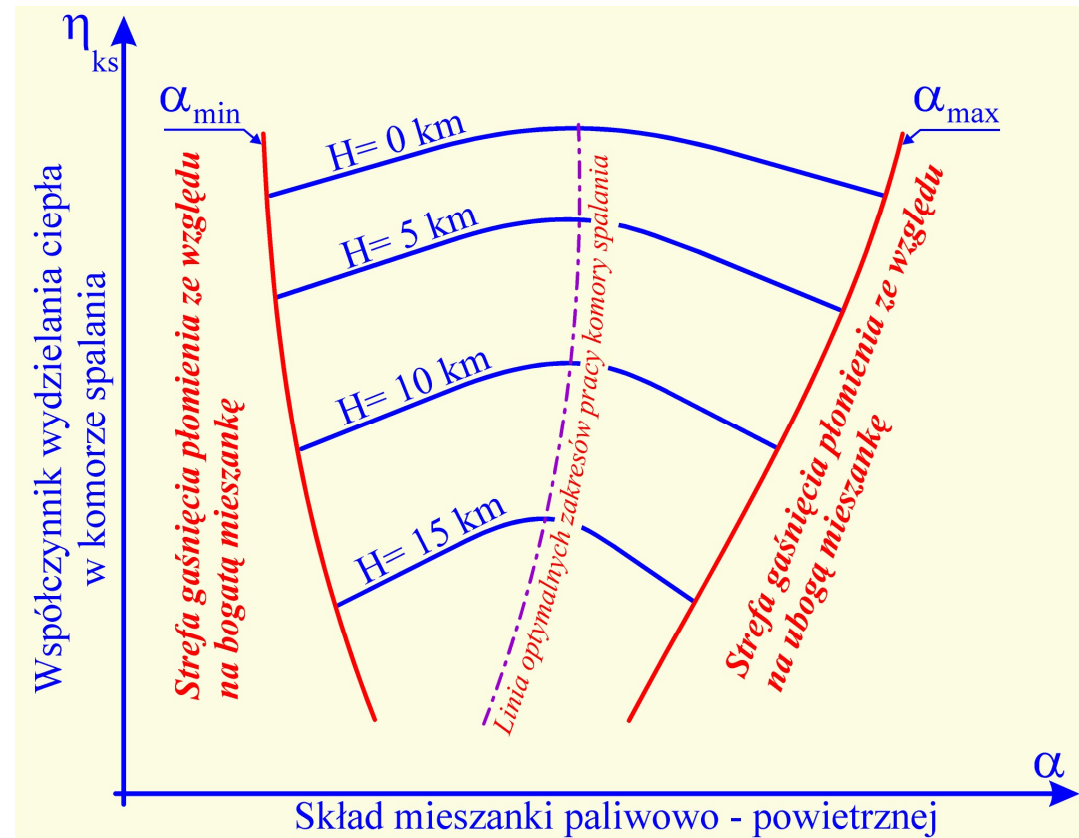
Jedynie 20-30% powietrza bierze udział bezpośrednio w wytwarzaniu mieszanki i spalaniu paliwa

Spaliny wyptywające z komory spalania zawierają dużą ilość tlenu, którą można wykorzystać do spalania w dalszej części silnika np. w dopalaczu

# Stateczność spalania na wszystkich zakresach pracy silnika

Zależy ona od:

- Składu chemicznego paliwa (paliwa lotnicze mają zbliżony skład)
- Składu mieszanki paliwowo-powietrznej
- Parametrów ośrodka (prędkości, temperatury i ciśnienia)



Współczynnik nadmiaru powietrza:

$\alpha_{\min} = 0,5 \dots 0,6$  - mieszanka bogata

$\alpha_{\max} = 1,5 \dots 1,7$  - mieszanka uboga

$$\alpha = \frac{O}{O_t} = \frac{\dot{m}}{\dot{m}_{pal} L_t} = \frac{1}{\tau_{pal} L_t}$$

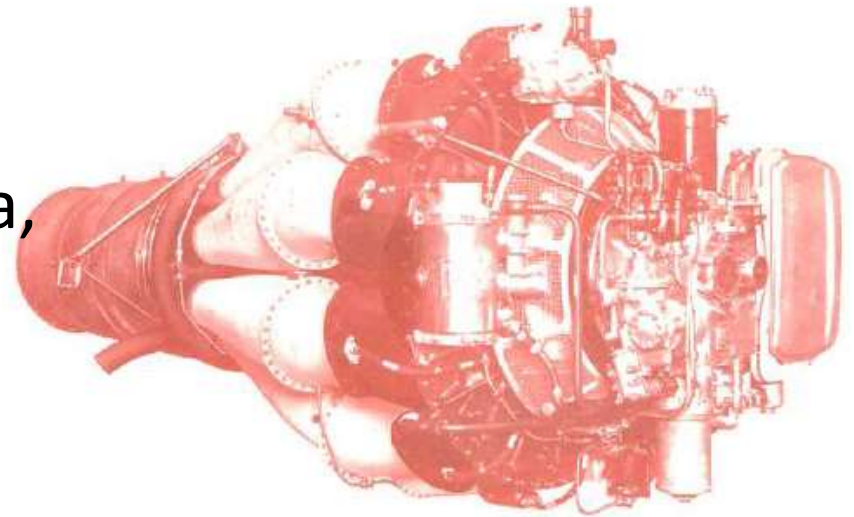
GRANICE ZAPŁONNOŚCI MIESZANKI DLA  
H=0 km

# WYMAGANIA STAWIANE KOMOROM SPALANIA

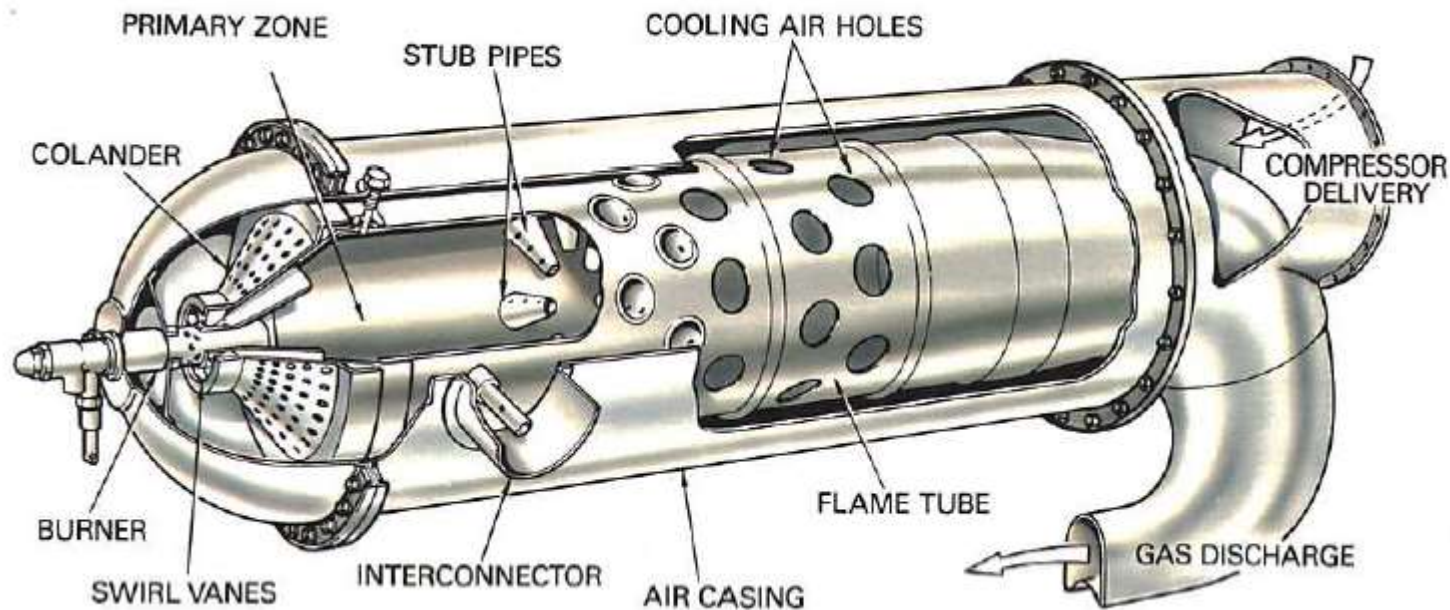
- Możliwie największe wykorzystanie ciepła zawartego w paliwie
- Wysoka stateczność spalania na wszystkich zakresach pracy silnika
- Mała objętość (małe wymiary) komory spalania
- Minimalne straty przepływu w komorze spalania
- Łatwy i niezawodny rozruch w każdych warunkach pracy
- Ograniczona emisyjność składników toksycznych i cząstek stałych w spalinach
- Stabilne pole temperatur o określonym rozkładzie na wylocie z komory spalania



# PRZEGLĄD KONSTRUKCJI KOMÓR SPALANIA - (dzbanowa, indywidualna)



Rolls-Royce RB Derwent 1



Komora spalania z pierwszych konstrukcji silników Whittl'a

# PRZEGLĄD KONSTRUKCJI KOMÓR SPALANIA – komora rurowa (indywidualna)

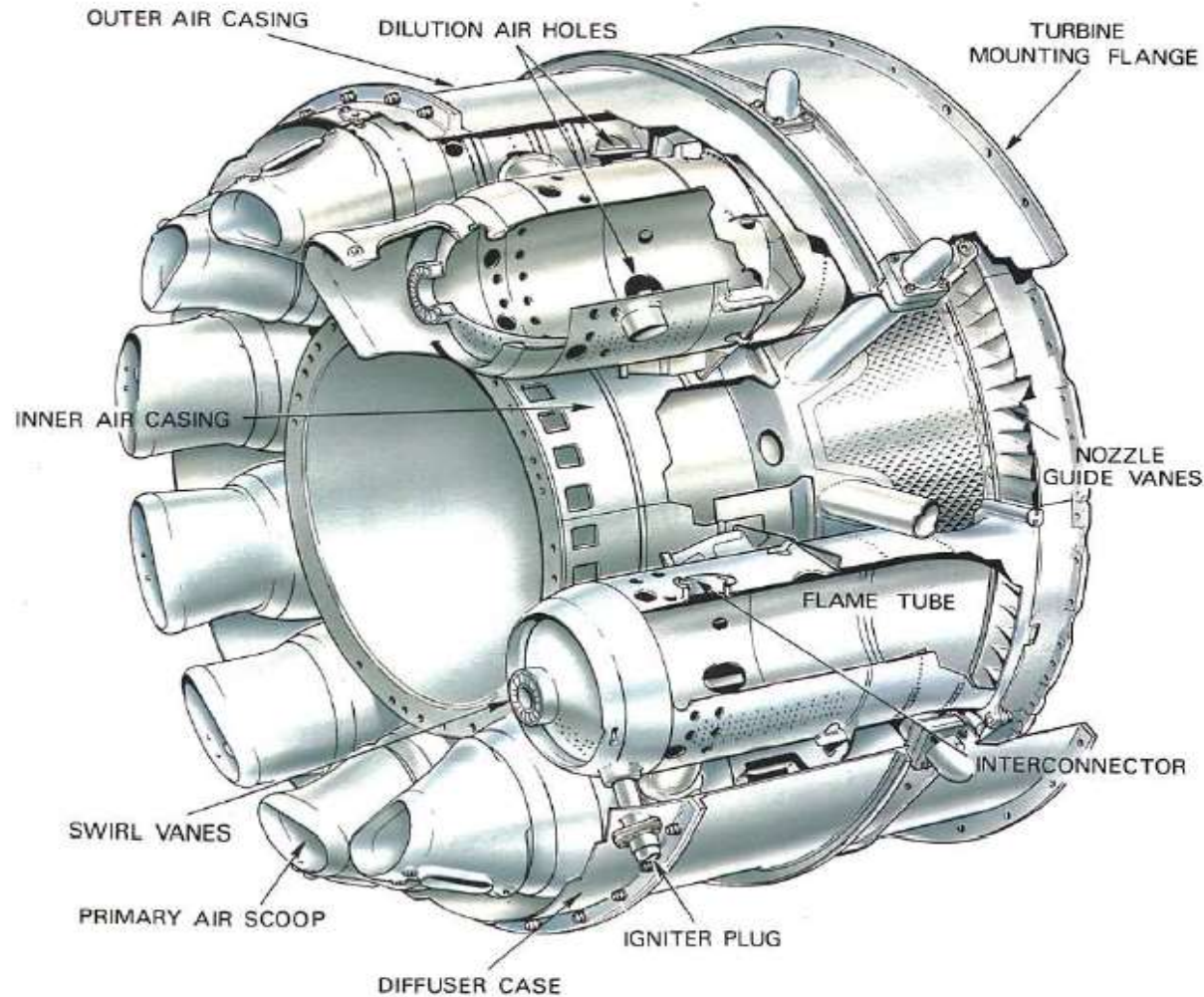
## ZALETY:

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

## WADY:

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

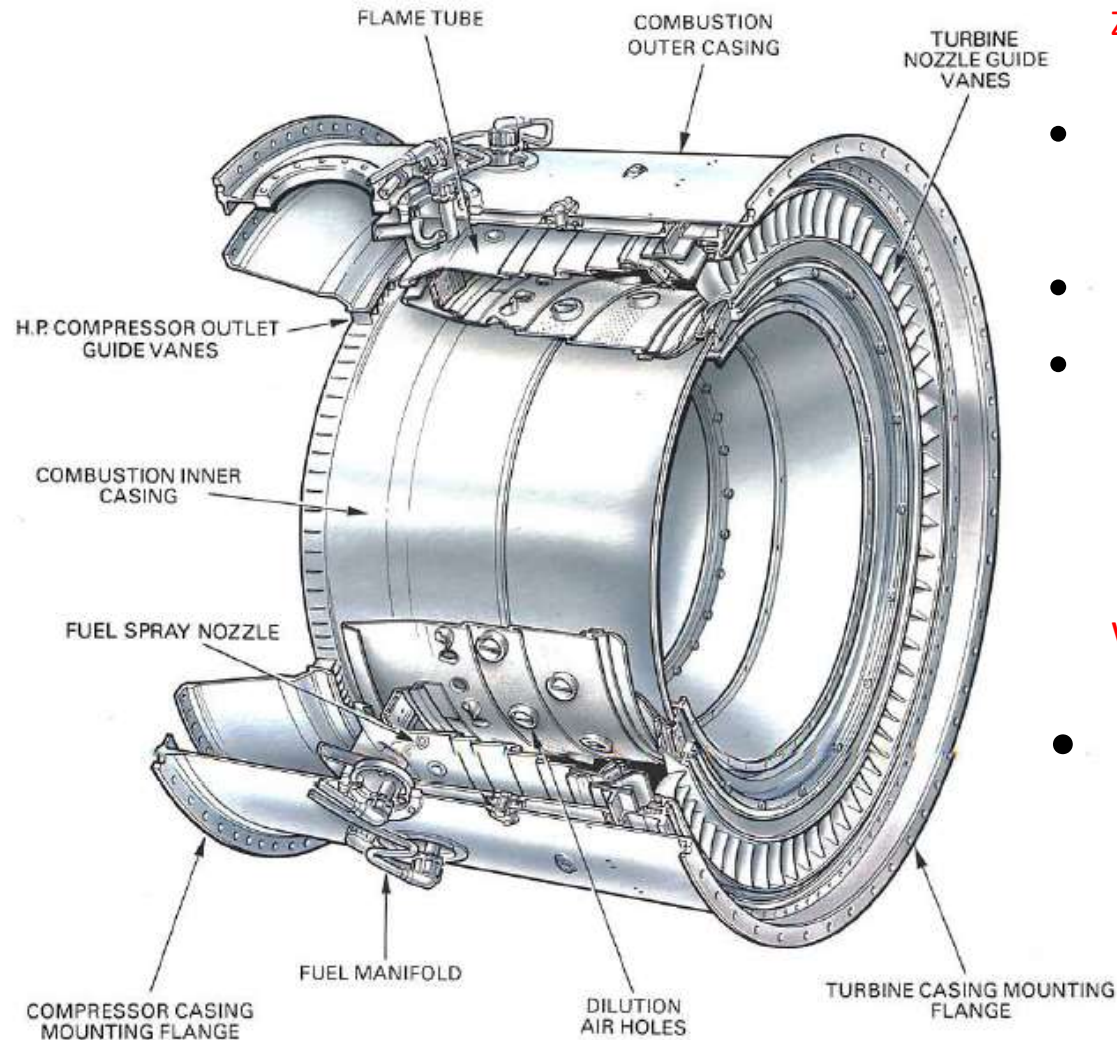
# PRZEGLĄD KONSTRUKCJI KOMÓR SPALANIA – komora rurowo pierścieniowa



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



# PRZEGLĄD KONSTRUKCJI KOMÓR SPALANIA – komora pierścieniowa



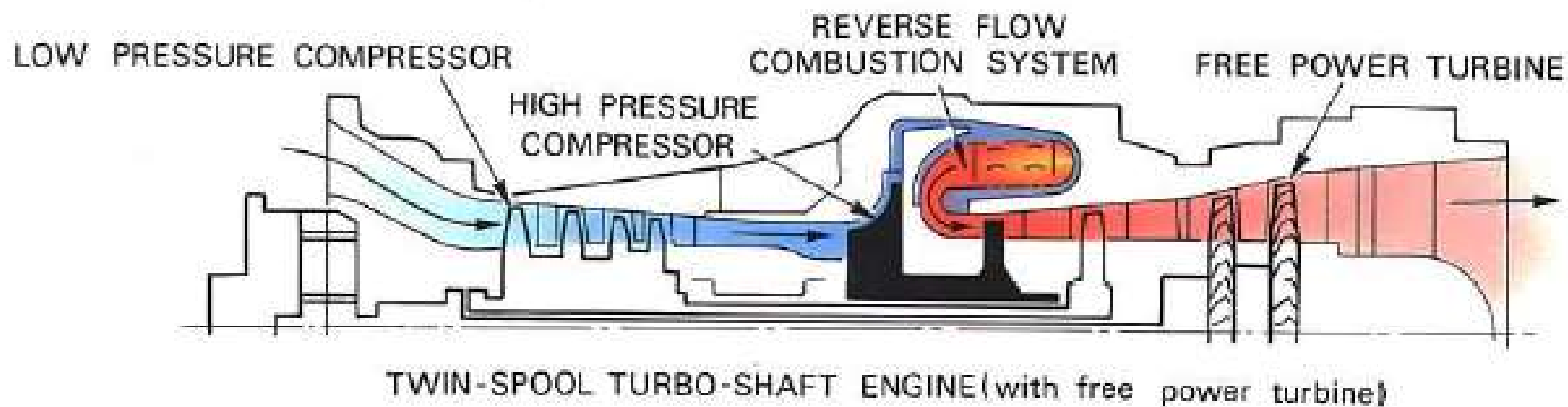
## ZALETY:

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

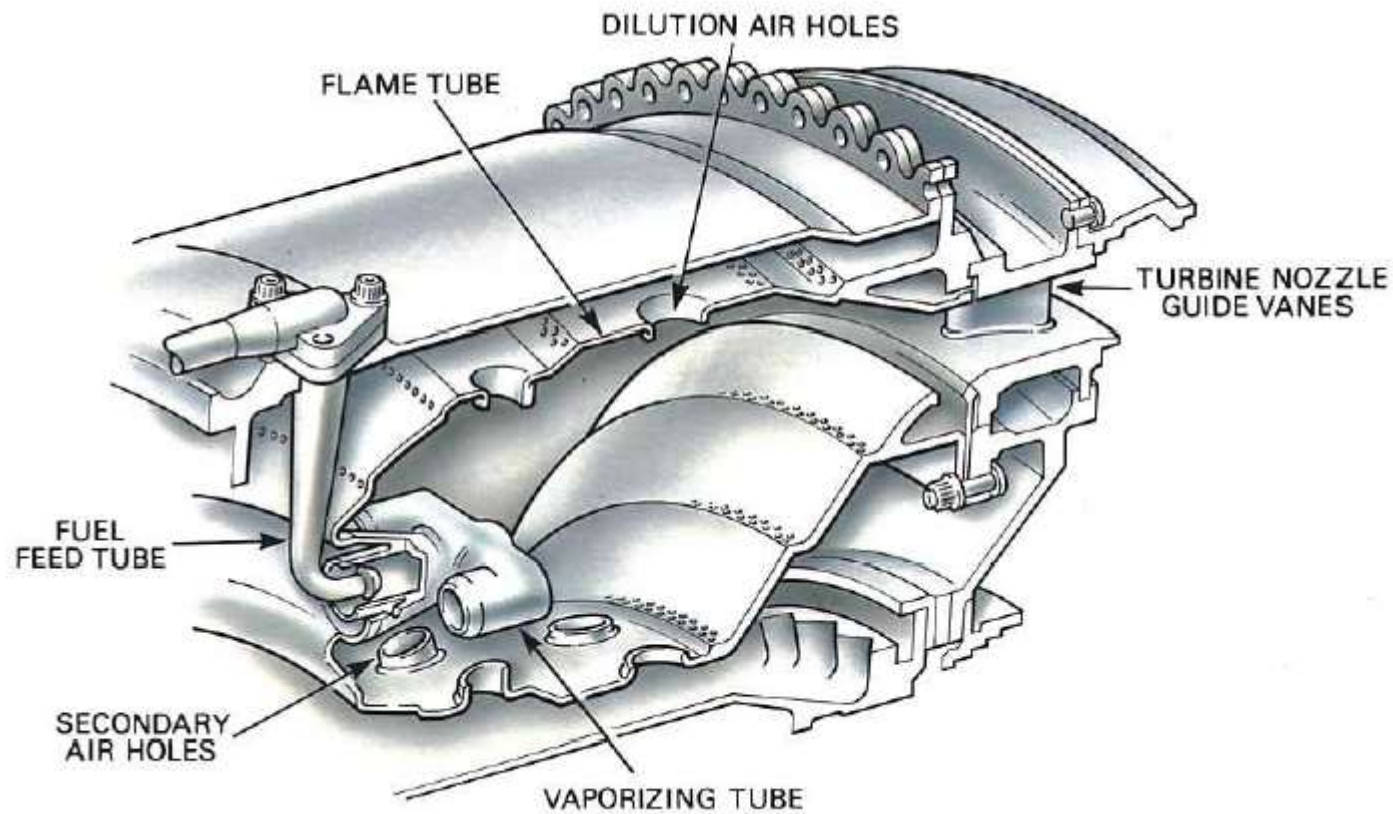
## WADY:

- Problem z organizacją i badaniami procesu spalania

# PRZEGLĄD KONSTRUKCJI KOMÓR SPALANIA – komora spalania o przepływie zwrotnym

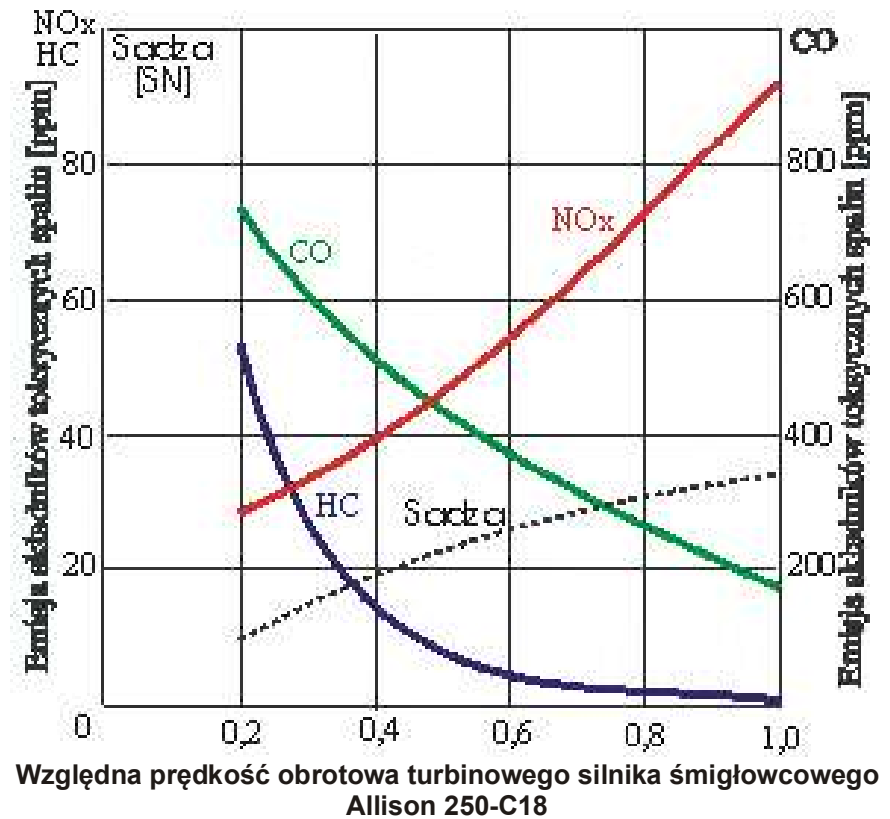
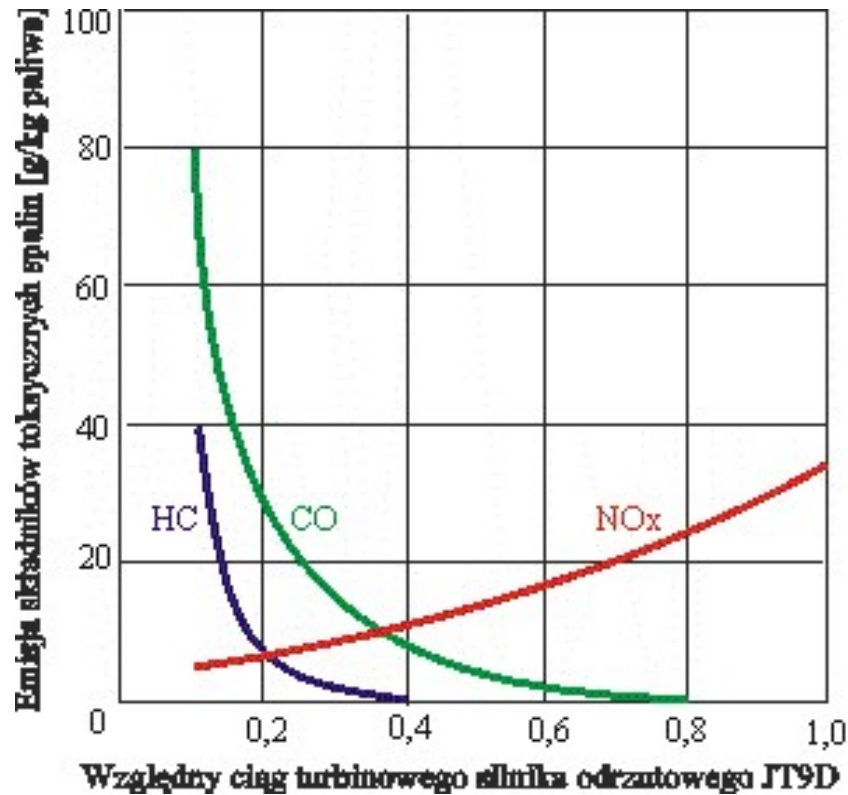


# PRZEGLĄD KONSTRUKCJI KOMÓR SPALANIA – komora pierścieniowa z parownicami





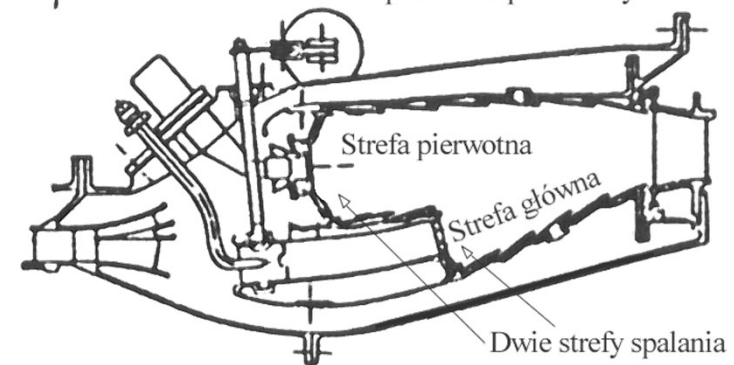
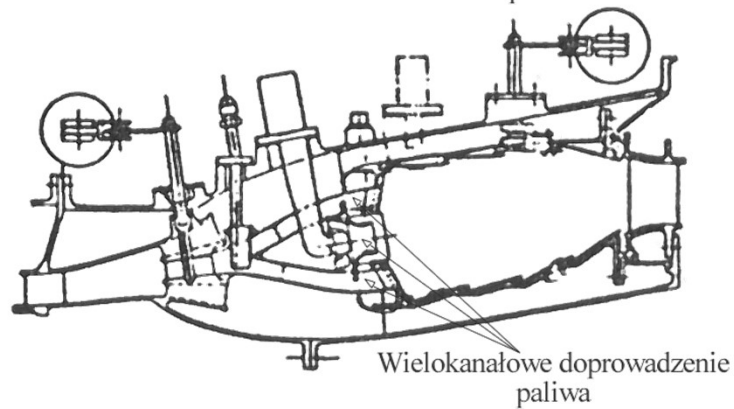
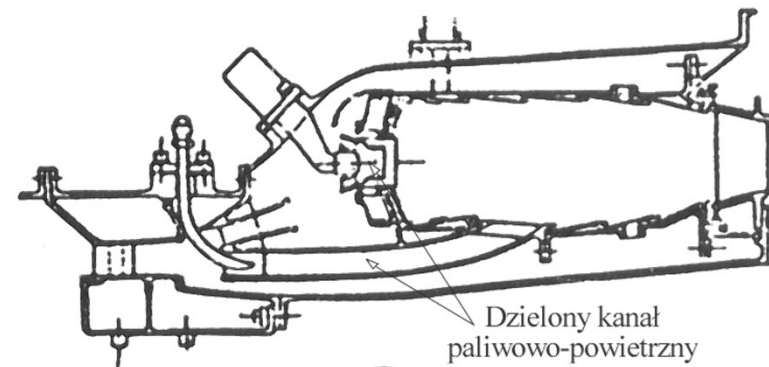
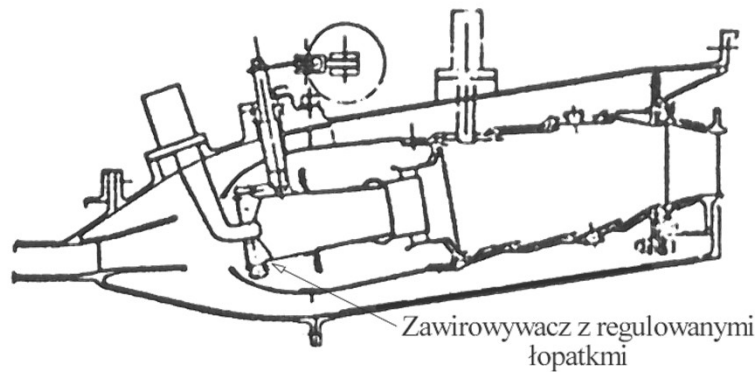
# Emisja zanieczyszczeń przez komory spalania silników lotniczych



# **Sposoby zmniejszania ilości związków toksycznych w spalinach**

- **Obniżanie zużycia paliwa**
- **Modyfikacja procesu spalania**
- **Neutralizacja powstałych produktów spalania**
- **Oczyszczanie paliw**

# KOMORY SPALANIA O OBNIŻONEJ EMISYJNOŚCI

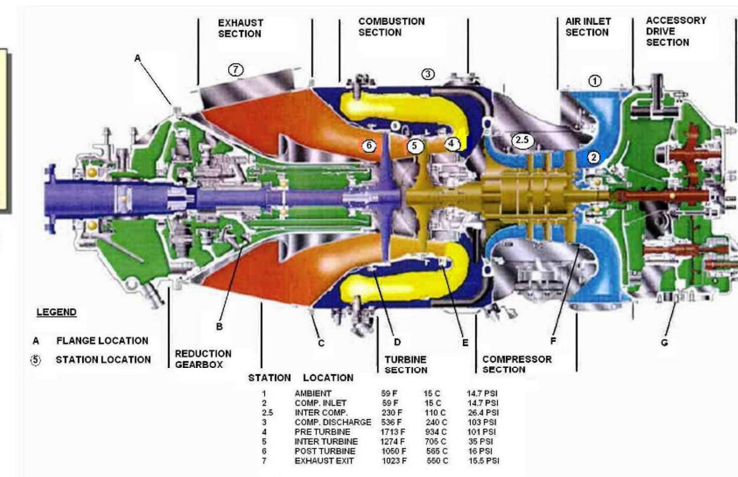
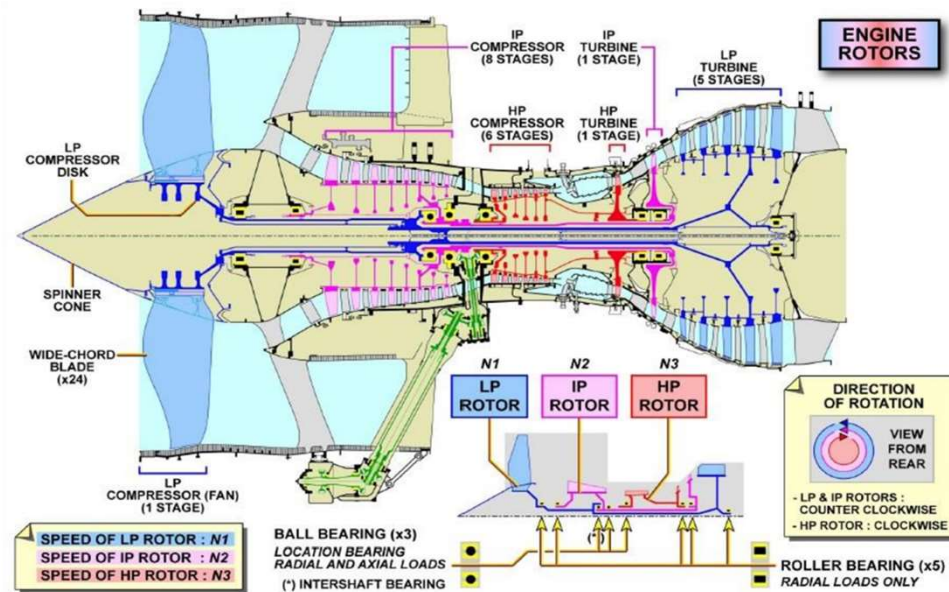


*(Lean, Premixed, Prevaporized)*

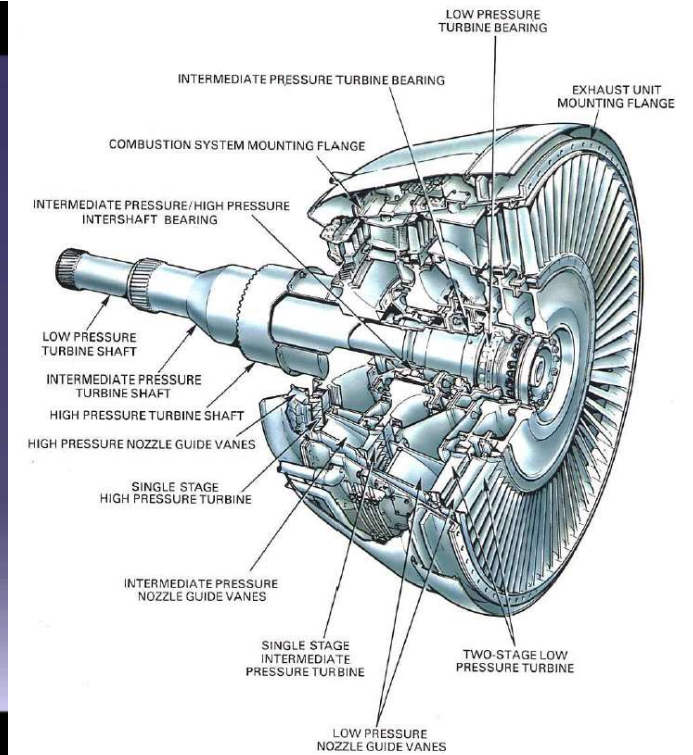
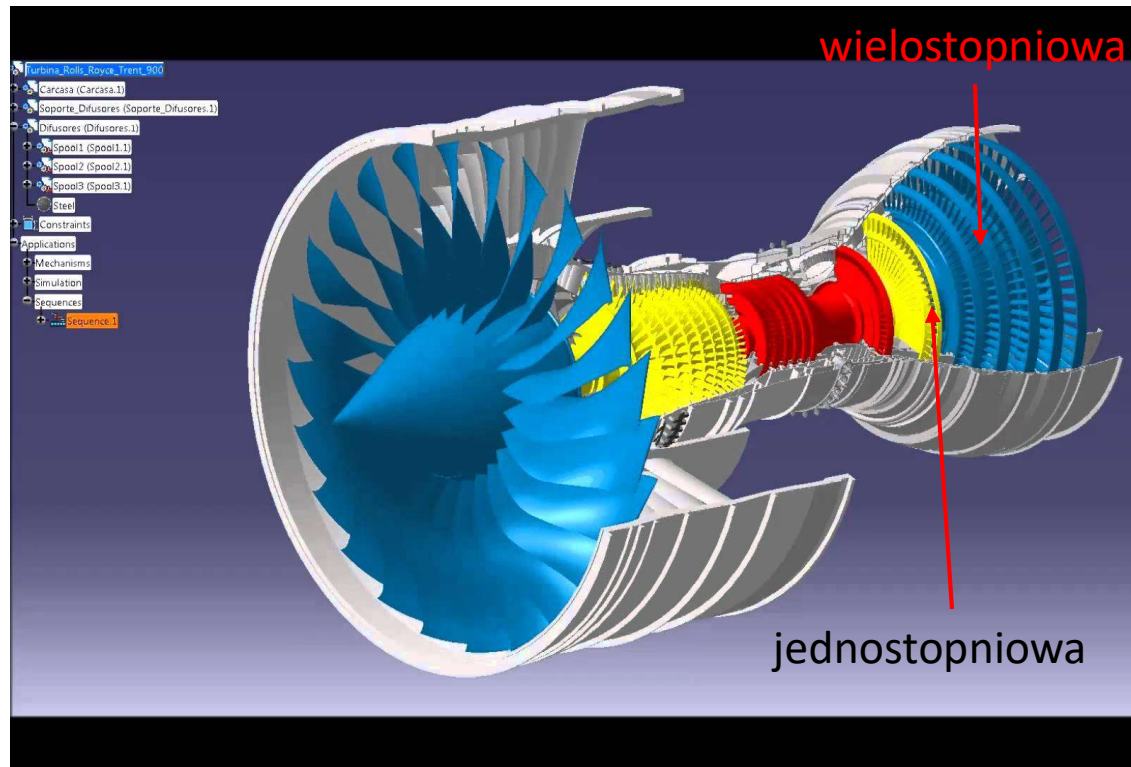
**TURBINY**

# Turbina silnika lotniczego (turbina osiowa)

Turbina jest elementem silnika służącym do zamiany energii spalin na pracę mechaniczną bądź do napędu sprężarki bądź do napędu wirnika nośnego lub śmigła

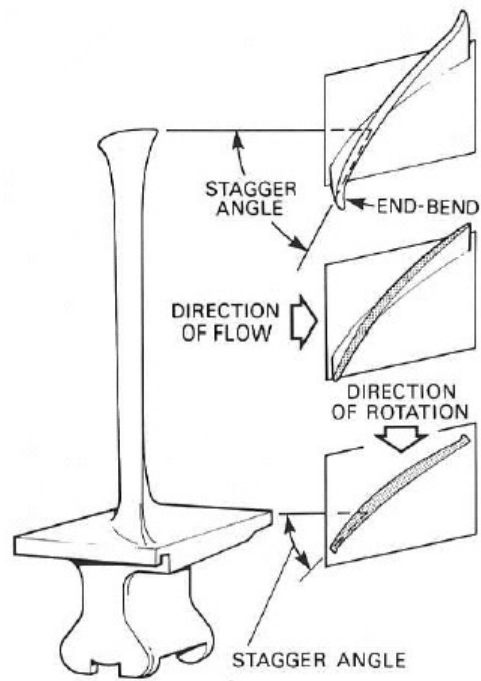


# Turbina silnika lotniczego (turbina osiowa)

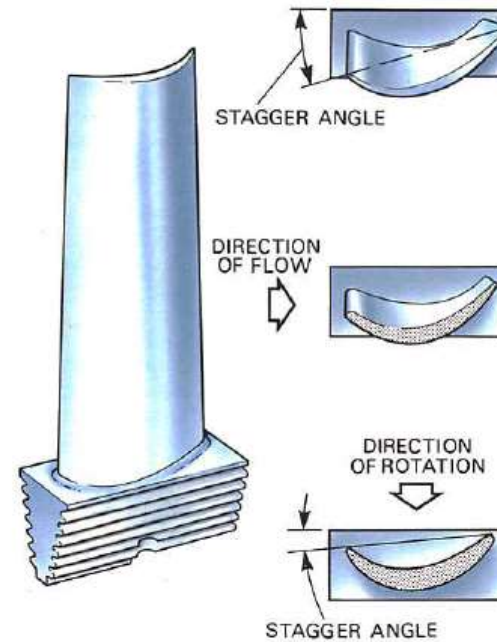




## Porównanie łopatek sprężarek i turbin

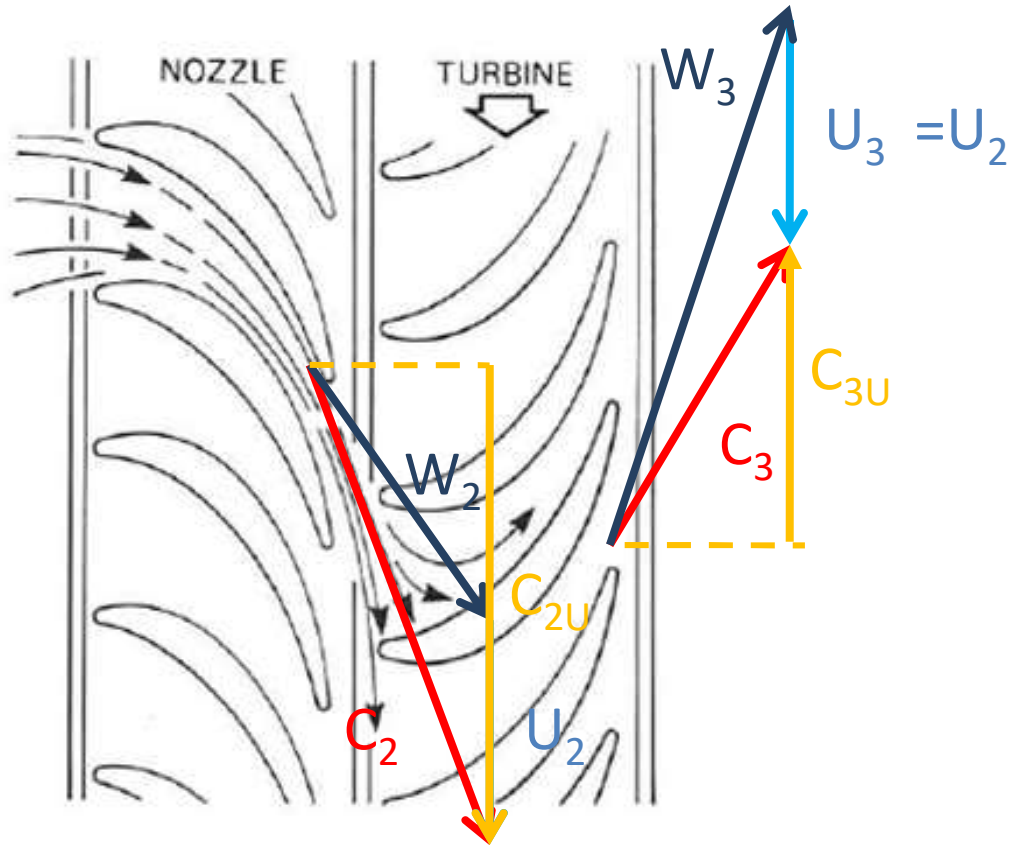


**Łopaska sprężarki**



**Łopaska turbiny**

# Praca stopnia turbiny

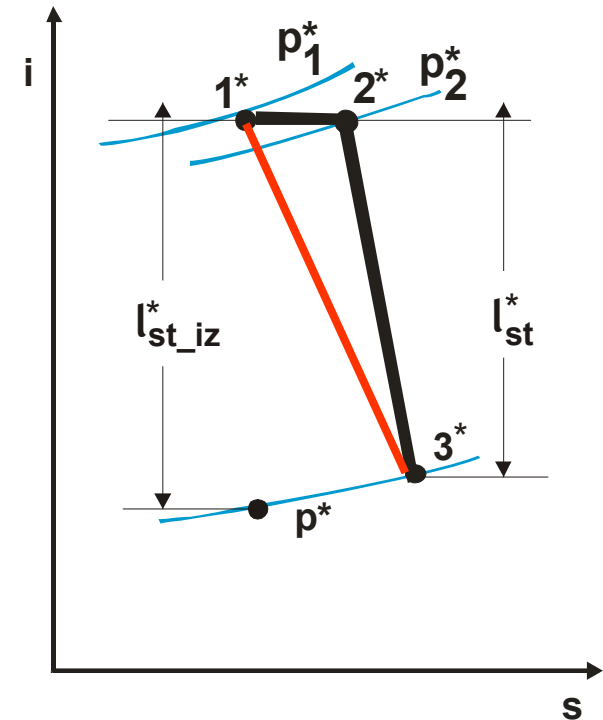


Praca stopnia turbiny

$$l_{st}^* = u_2 (c_{2u} + c_{3u})$$

Praca stopnia turbiny:

$$l_{st}^* = c_p (T_1^* - T_3^*)$$

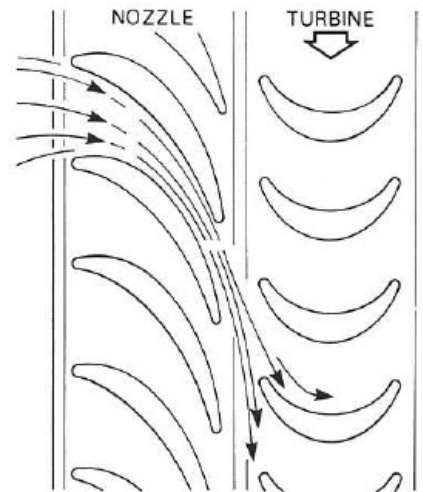


Sprawność stopnia turbiny

$$\eta_{st}^* = l_{st}^* / l_{st\_iz}^*$$

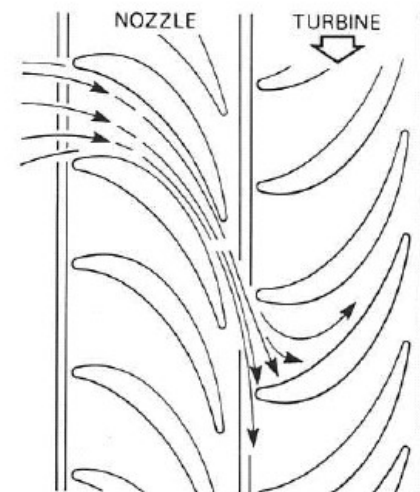
# Turbina akcyjna - turbina reakcyjna

**Turbina akcyjna**



Rozprężanie na łopatkach wieńca dyszowego turbiny

**turbina reakcyjna**



Rozprężanie na łopatkach obydwu wieńców turbiny

# Parametry pracy turbiny – bilans turbina sprężarka

## BILANS TURBINA SPRĘŻARKA

$$L_T^* \eta_m = L_s^* (L_w^*)$$

$$T_2^* = T_1^* - \frac{L_s^* (L_w^*)}{\eta_m c_p \dot{m}}$$

## SPRAWNOŚĆ TURBINY

**izentropowa:**

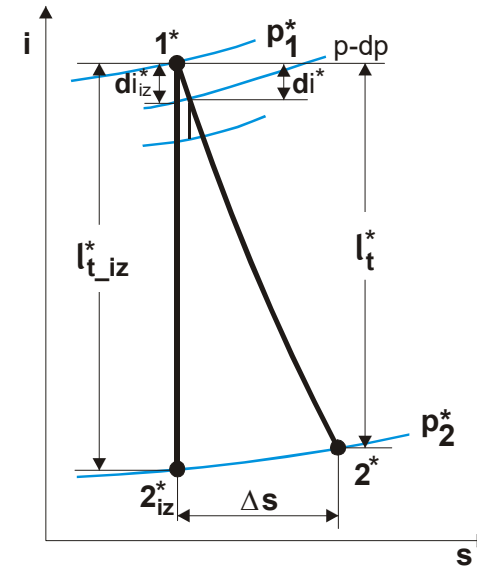
$$\eta_{t\_iz}^* = \frac{l_t^*}{l_{t\_iz}^*} = \frac{1 - T_2^*/T_1^*}{1 - (p_2^*/p_1^*)^{\frac{k-1}{k}}} \rightarrow \frac{p_2^*}{p_1^*} = \frac{1}{\pi_t^*} = \left( \frac{\eta_t^* + \frac{T_2^*}{T_1^*} - 1}{\eta_t^*} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

**politropowa:**

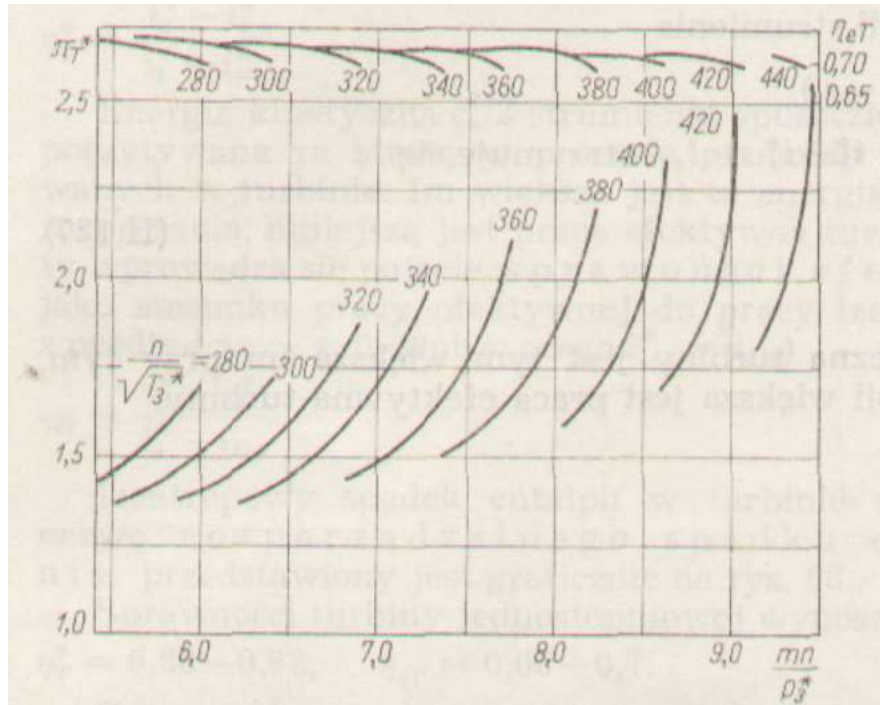
$$\eta_{t\_pol}^* = \frac{di^*}{di_{iz}^*} = \frac{k \ln(T_2^*/T_1^*)}{k-1 \ln(p_2^*/p_1^*)} \rightarrow \frac{p_2^*}{p_1^*} = \left( \frac{T_2^*}{T_1^*} \right)^{\frac{k}{(k-1)\eta_{t\_pol}^*}}$$

**Przyrost entropii w turbinie:**

$$\Delta s = s_2^* - s_1^* = c_p \ln \frac{T_2^*}{T_1^*} - R \ln \frac{p_2^*}{p_1^*} = R \ln \pi_T^{*1-\eta_{t\_pol}^*} = c_p \ln \frac{\pi_T^{*k-1}}{\eta_{t\_iz}^* \pi_T^{*k} + 1 - \eta_{t\_iz}^*}$$



# Charakterystyka turbiny



## KRYTERIA PODOBIENSTWA DLA PRZEPLYWU PRZEZ TURBINĘ:

Wydatek zredukowany:

$$\dot{m}_{zr} = \dot{m} \frac{\sqrt{T_3^*}}{P_3}$$

Względny wydatek zredukowany:

$$\bar{m} = \dot{m} \frac{\sqrt{T_3^*}}{P_3} \left/ \left( \dot{m} \frac{\sqrt{T_3^*}}{P_3} \right)_{obl} \right.$$

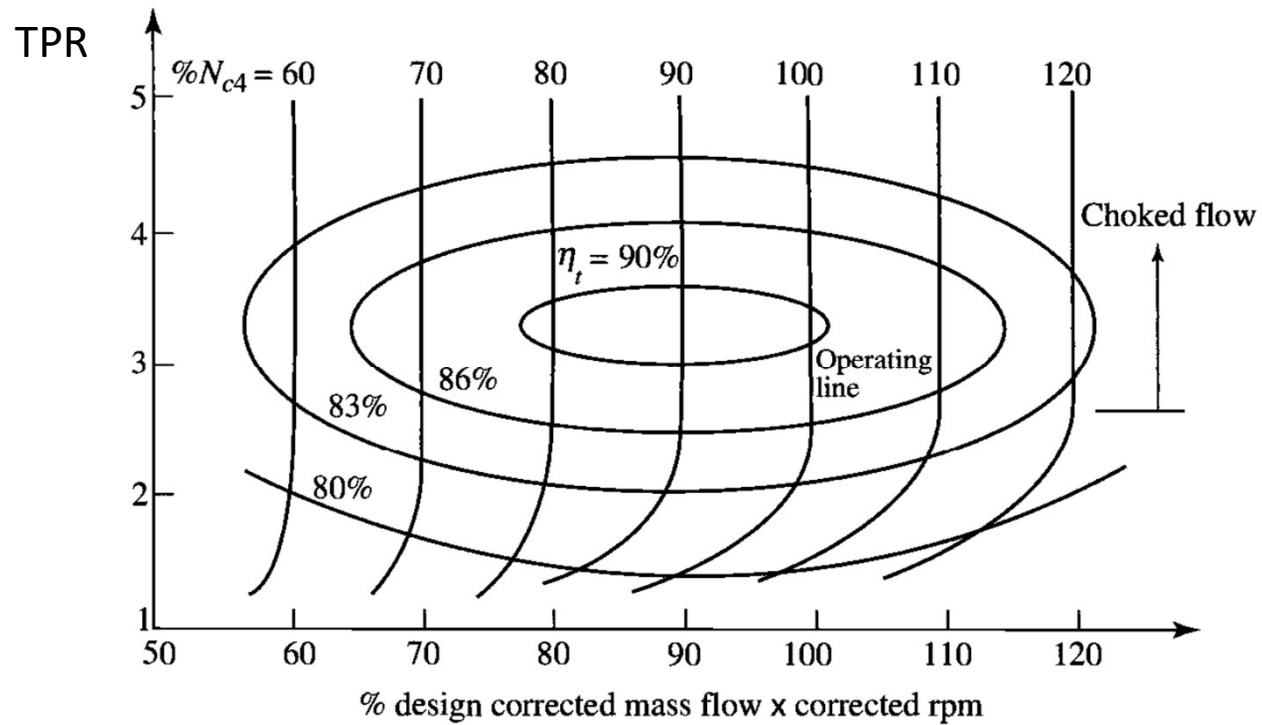
Prędkość zredukowana:

$$n_{zr} = \frac{n}{\sqrt{T_3^*}}$$

Względna prędkość zredukowana:

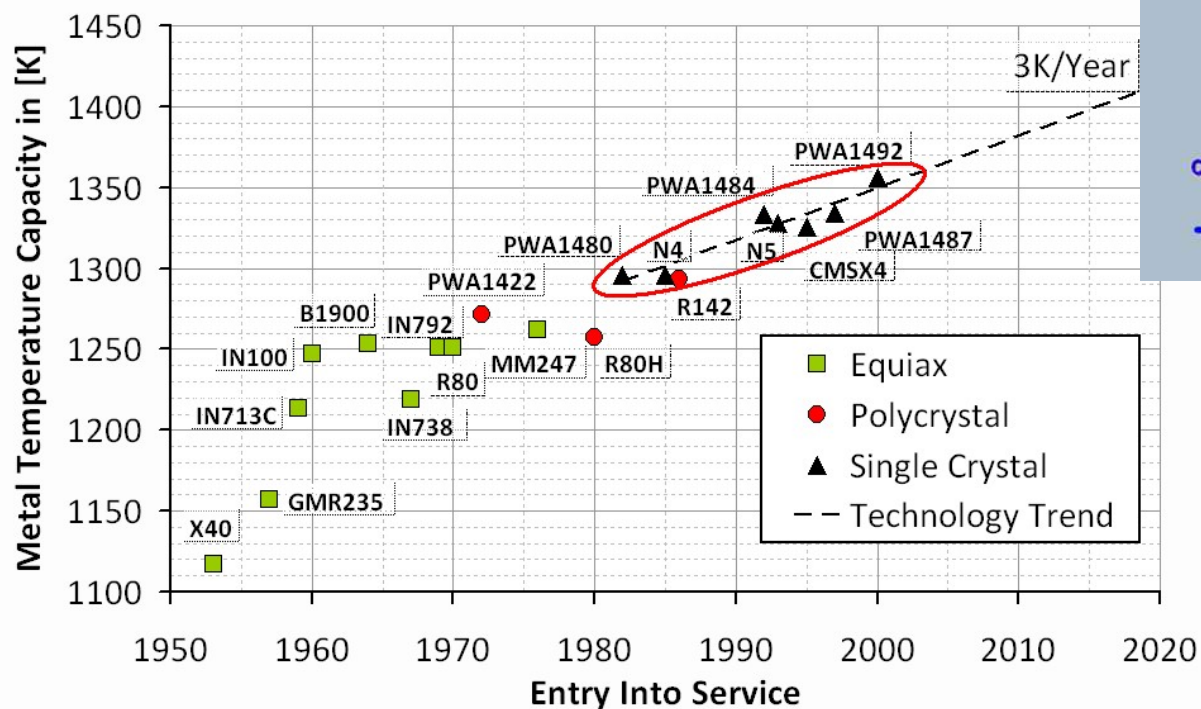
$$\bar{n} = \frac{n}{\sqrt{T_3^*}} \left/ \left( \frac{n}{\sqrt{T_3^*}} \right)_{obl} \right.$$

# Charakterystyka turbiny



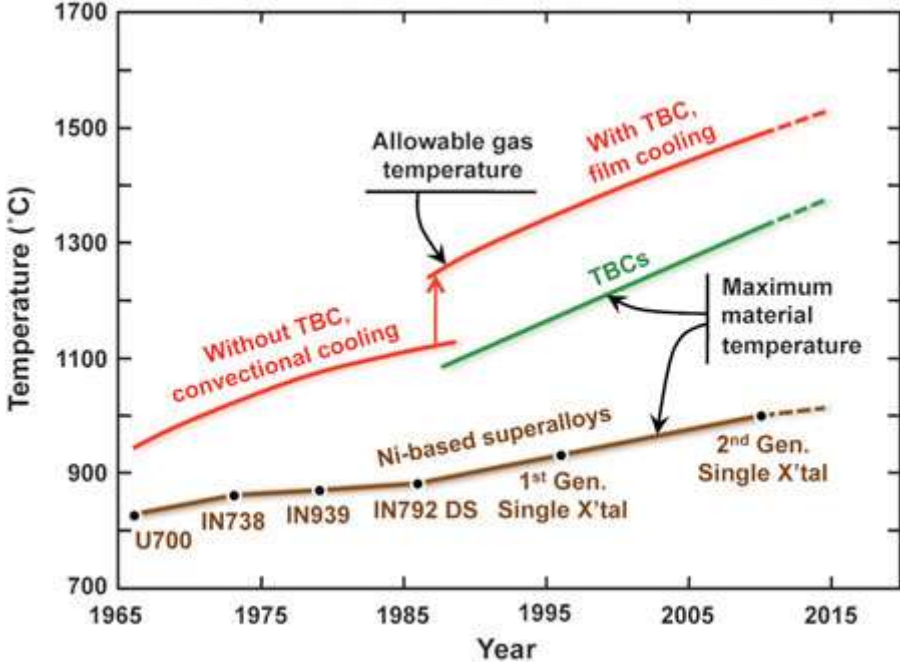
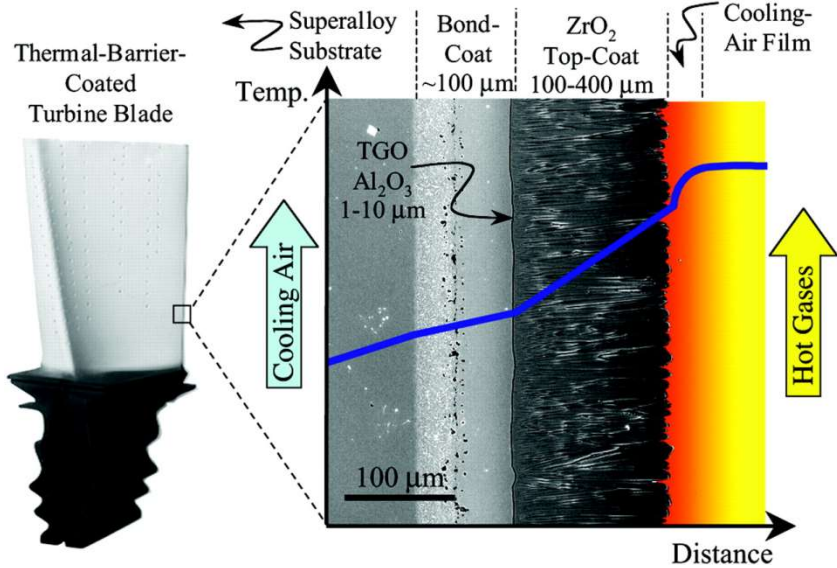


# Materiały stosowane na części gorące silnika

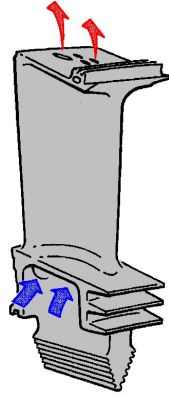


Temperatura pracy współcześnie znanych materiałów (superstopów na bazie niklu) nie jest w stanie spełnić wymagań stawianych przez silniki lotnicze.

# Wykorzystanie powłok ochronnych w celu zwiększenia wytrzymałości w wysokiej temperaturze

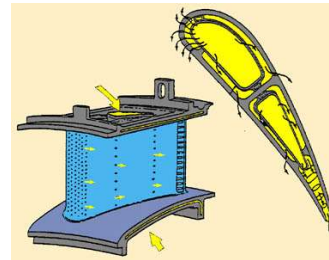


# Systemy chłodzenia turbin



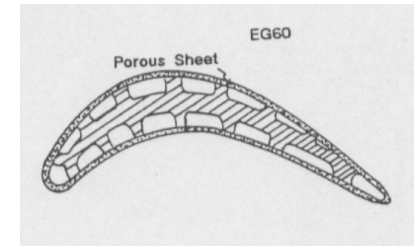
1250 K

Chłodzenie  
wewnętrzne



1550 K

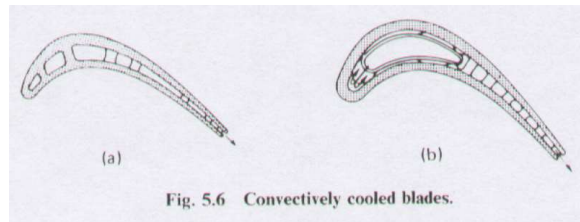
Chłodzenie  
zewnątrzne



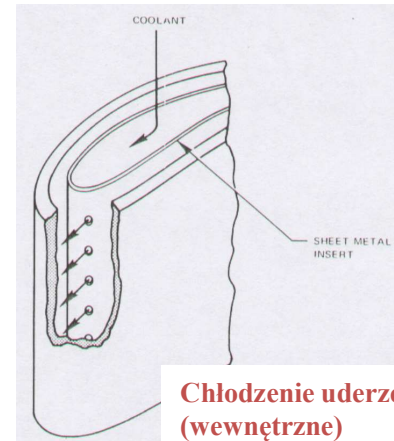
1800 K

Chłodzenie  
transpiracyjne

# Metody chłodzenia turbin



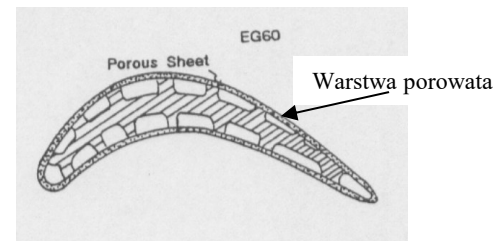
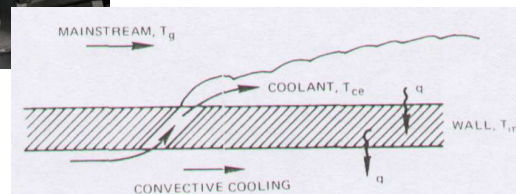
**Chłodzenie konwekcyjne (wewnętrzne)**



**Chłodzenie uderzeniowe (wewnętrzne)**



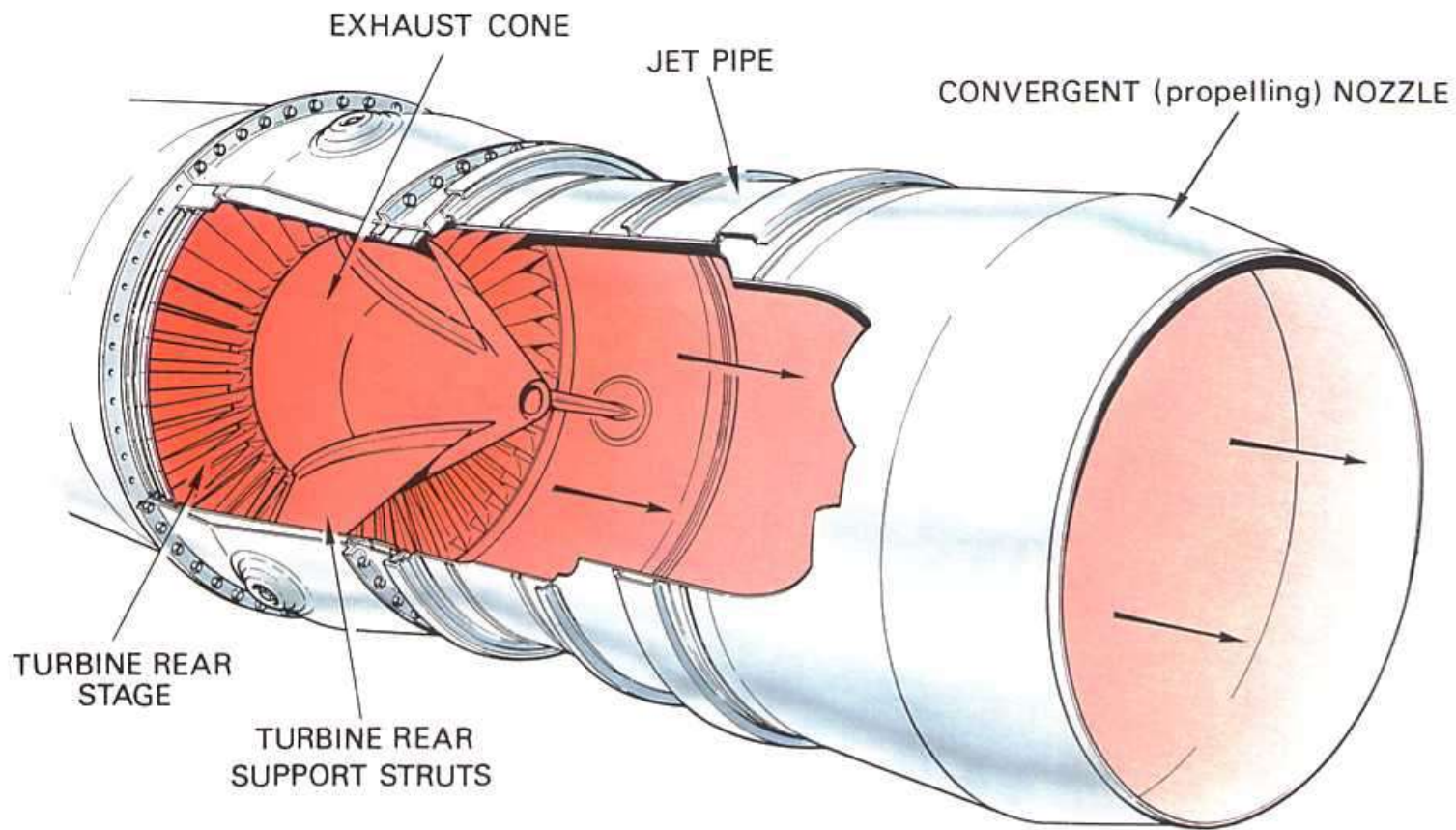
**Chłodzenie blonowe**



**Chłodzenie transpiracyjne**

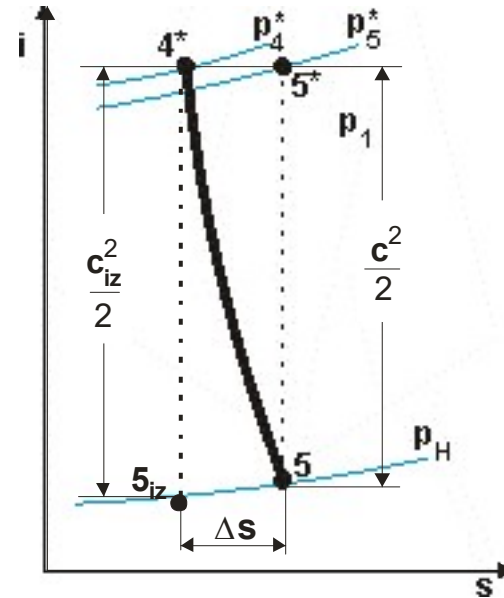
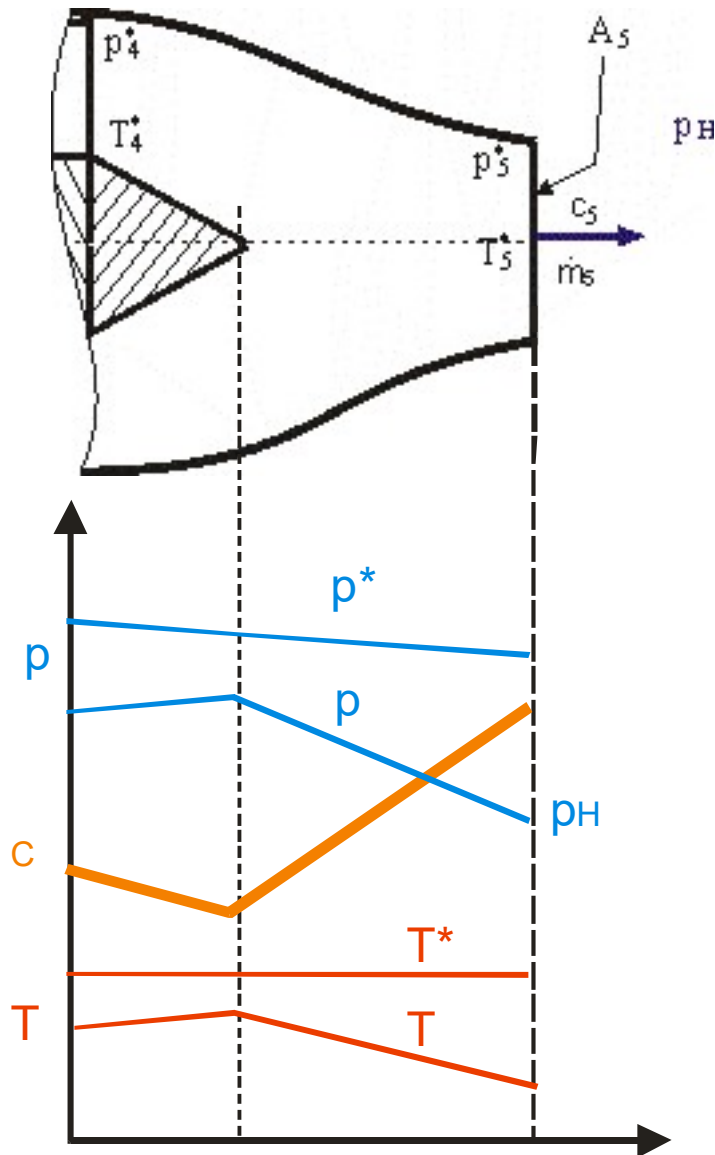
**DYSZA WYLOTOWA**

# Dysza wylotowa silnika





# Praca dyszy wylotowej



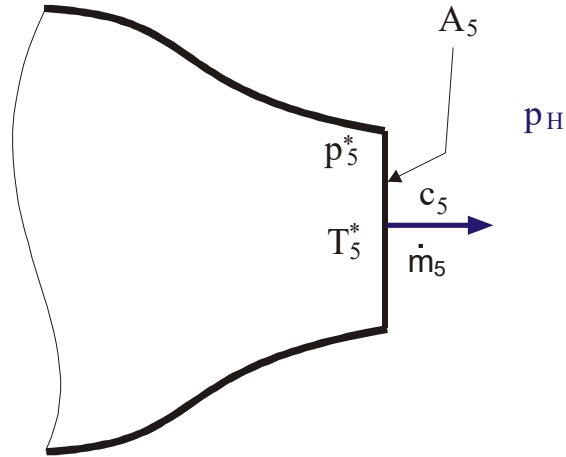
Straty ciśnienia w dyszy  $\sigma_{dysz}^* = \frac{p_5^*}{p_4^*}$

Strata prędkości w dyszy  $\varphi = \frac{c}{c_{iz}}$

Przyrost entropii  $\Delta s = s_2^* - s_1^* = R \ln \frac{1}{\sigma_{dysz}^*}$



# Warunki pracy zbieżnej dyszy wylotowej silnika



$$\frac{p^*}{p_{kr}} = \beta_{kr} = \left( \frac{1+k}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

Jeżeli:  $\frac{p^*}{p_o} \leq \beta_{kr} \Rightarrow p_5 = p_o$  (rozpręż zupełny w dyszy)

$$Ma_5 = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left( \left( \frac{p_5^*}{p_o} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}$$

$$T_5 = T_5^* / \left( 1 + \frac{k-1}{2} Ma_5^2 \right)$$

$$c_5 = Ma_5 \sqrt{kRT_5} = \sqrt{2c_p T_5^* \left( 1 - \left( \frac{p_o}{p_5^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)}$$

$$\dot{m} = A_5 c_5 \frac{p_o}{RT_5}$$

Jeżeli:  $\frac{p^*}{p_o} > \beta_{kr} \Rightarrow p_5 = p_{kr} > p_o$  (rozpręż krytyczny w dyszy)

$$p_5 = \frac{p_5^*}{\beta_{kr}}$$

$$T_5 = \frac{2T_5^*}{k+1}$$

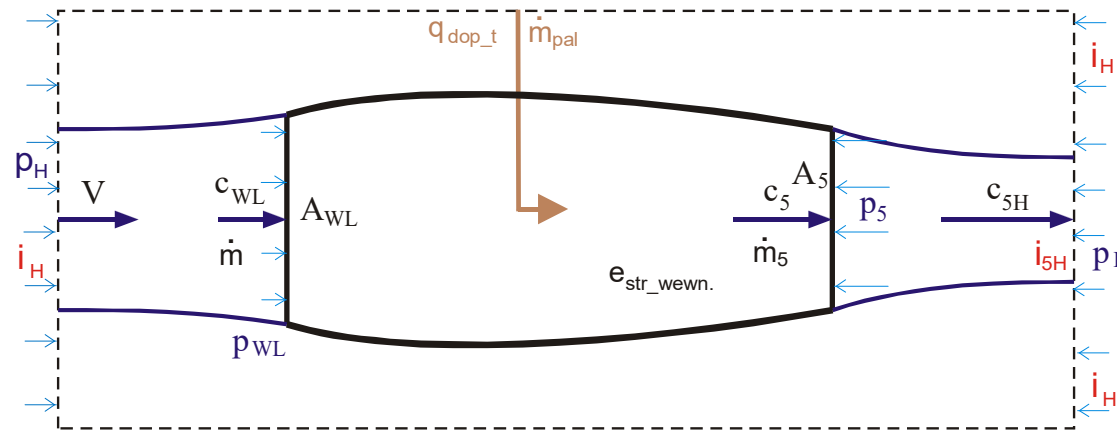
$$c_5 = \sqrt{2 \frac{k}{k+1} RT_5^*}$$

$$\dot{m}_5 = A_5 \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{-(k+1)}{2(k-1)}} p_5^* \sqrt{\frac{k}{RT_5^*}}$$

# Silnik odrzutowy – niezupełny rozpręż spalin w dyszy wylotowej

Zjawisko występuje w:

- Silnikach zakończonych dyszą zbieżną przy nadkrytycznym stosunku ciśnień pomiędzy całkowitym ciśnieniem spalin w przekroju wylotowym dyszy i ciśnieniem otoczenia
- Silnikach zakończonych nieregulowaną dyszą zbieżno-rozbieżną w pozaobliczeniowych stanach pracy



Bilans energii silnika:

$$i_H + \frac{V^2}{2} + q_{dop\_t} = e_{str\_wewn.} + \frac{\dot{m}_5}{\dot{m}} \left( \frac{c_{5H}^2}{2} + i_{5H} \right) \quad \text{gdzie:} \quad c_{5H} = c_5 + \frac{A_5 (p_5 - p_H)}{\dot{m}_5}$$

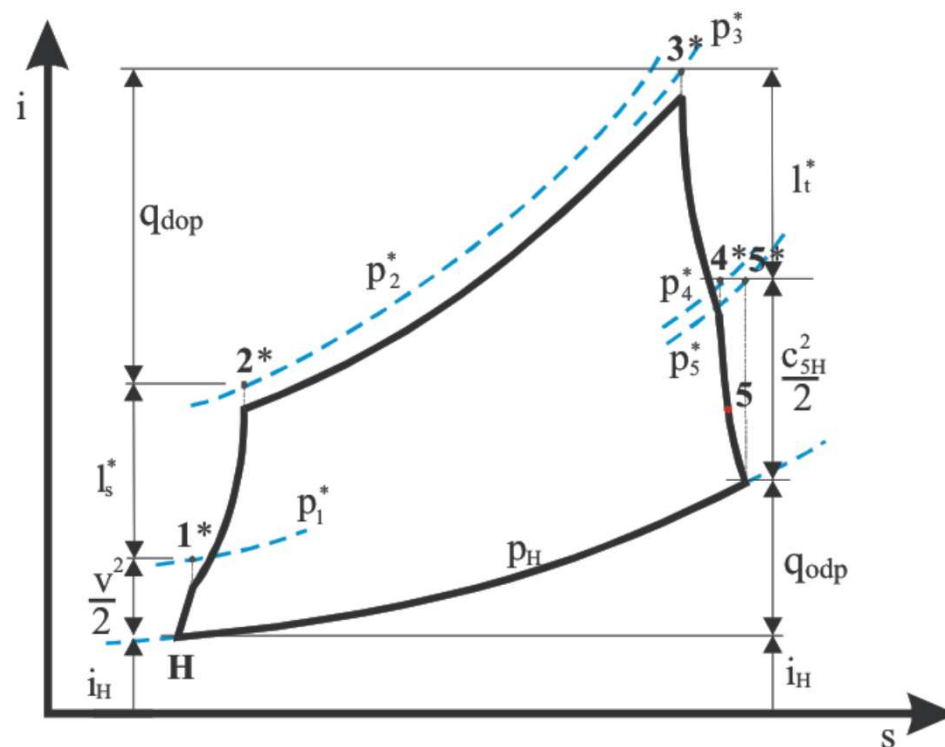
Ciąg silnika:

$$K = \dot{m}_5 c_{5H} - \dot{m} V = \dot{m}_5 c_5 - \dot{m} V + A_5 (p_5 - p_H)$$

Sprawności silnika:

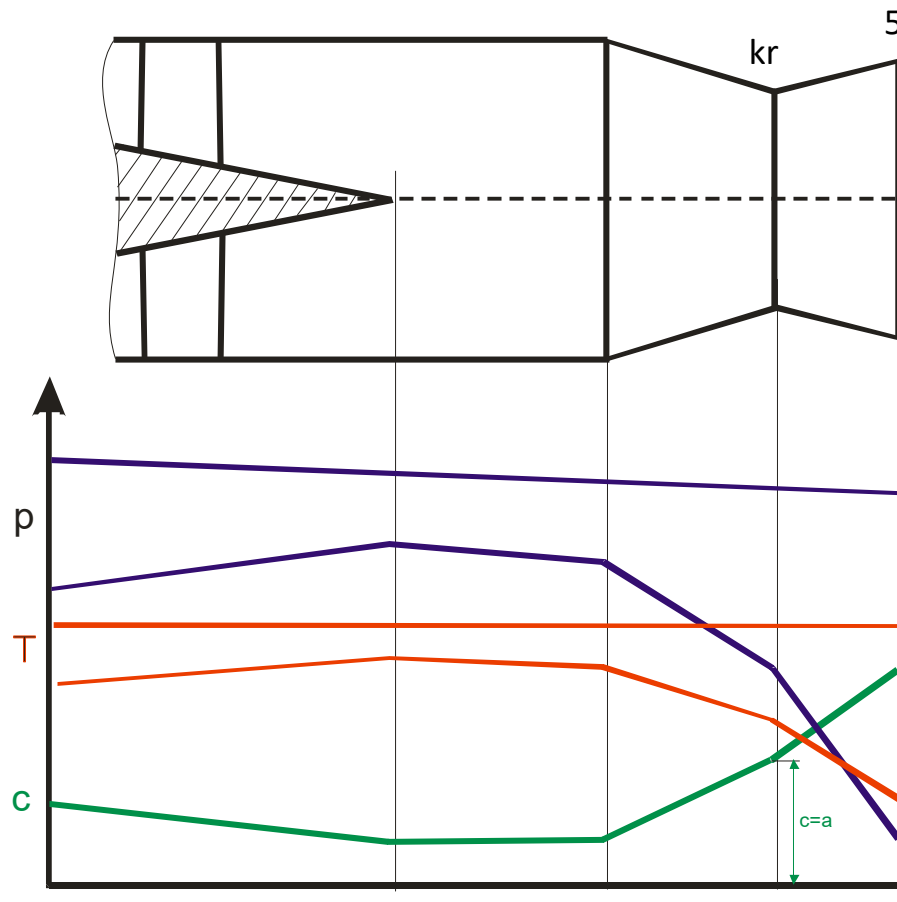
$$\eta_c = \left( \frac{\dot{m}_5 c_{5H}^2}{\dot{m} 2} - \frac{V^2}{2} \right) / (\tau_{pal} W_u) \quad \eta_k = k_j V_H / \left( \frac{\dot{m}_5 c_{5H}^2}{\dot{m} 2} - \frac{V^2}{2} \right) \quad \eta_o = k_j V_H / (\tau_{pal} W_u)$$

## Wykres obiegu silnika o niepełnym rozprężu spalin w dyszy wylotowej



W silniku o niepełnym rozprężu spalin ciąg silnika jest mniejszy, niż w silniku, gdzie spaliny rozprężają się w dyszy wylotowej do ciśnienia otoczenia (przy tych samych parametrach pracy silnika). Wynika to stąd że, większy jest przyrost prędkości w wyniku rozprężania w dyszy niżeli gdy rozprężanie następuje poza dyszą silnika. Efektywność pracy silnika o rozprężu zupełnym w stosunku do silnika o rozprężu niepełnym jest tym większa im większa jest stosunek ciśnienia statycznego w przekroju wylotowym dyszy i ciśnienia otoczenia. Dlatego w silnikach o dużych sprężach stosuje się regulowane dysze zbieżno-rozbieżne, co ma zapobiegać stratom wynikającym z niepełnego rozprężania w dyszy silnika

# Praca dyszy wylotowej zbieżno-rozbieżnej



Przekrój krytyczny

$$c_{kr} = a$$

Limituje wydatek wyływających spalin

$$\dot{m}_5 = A_{kr} \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{-(k+1)}{2(k-1)}} p_{kr}^* \sqrt{\frac{k}{RT_{kr}^*}}$$

Przekrój wylotowy

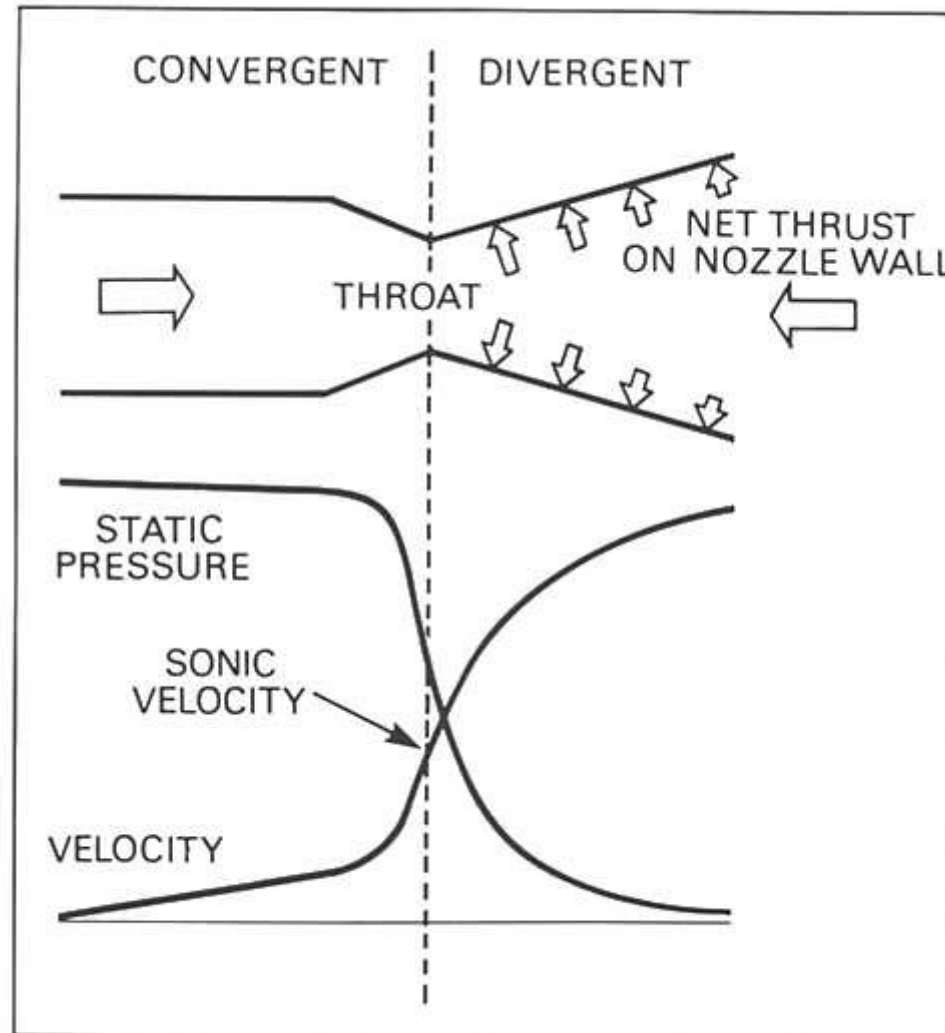
$$p_5 \approx p_H$$

$$c_5 > c_{kr}$$

$$c_5 = \sqrt{2c_p T_4^* \left( 1 - \left( \frac{p_5}{\sigma_{DYSZ} p_4^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)}$$

# DYSZA WYLOTOWA (NOZZLE)

## Dysza zbieżno-rozbieżna



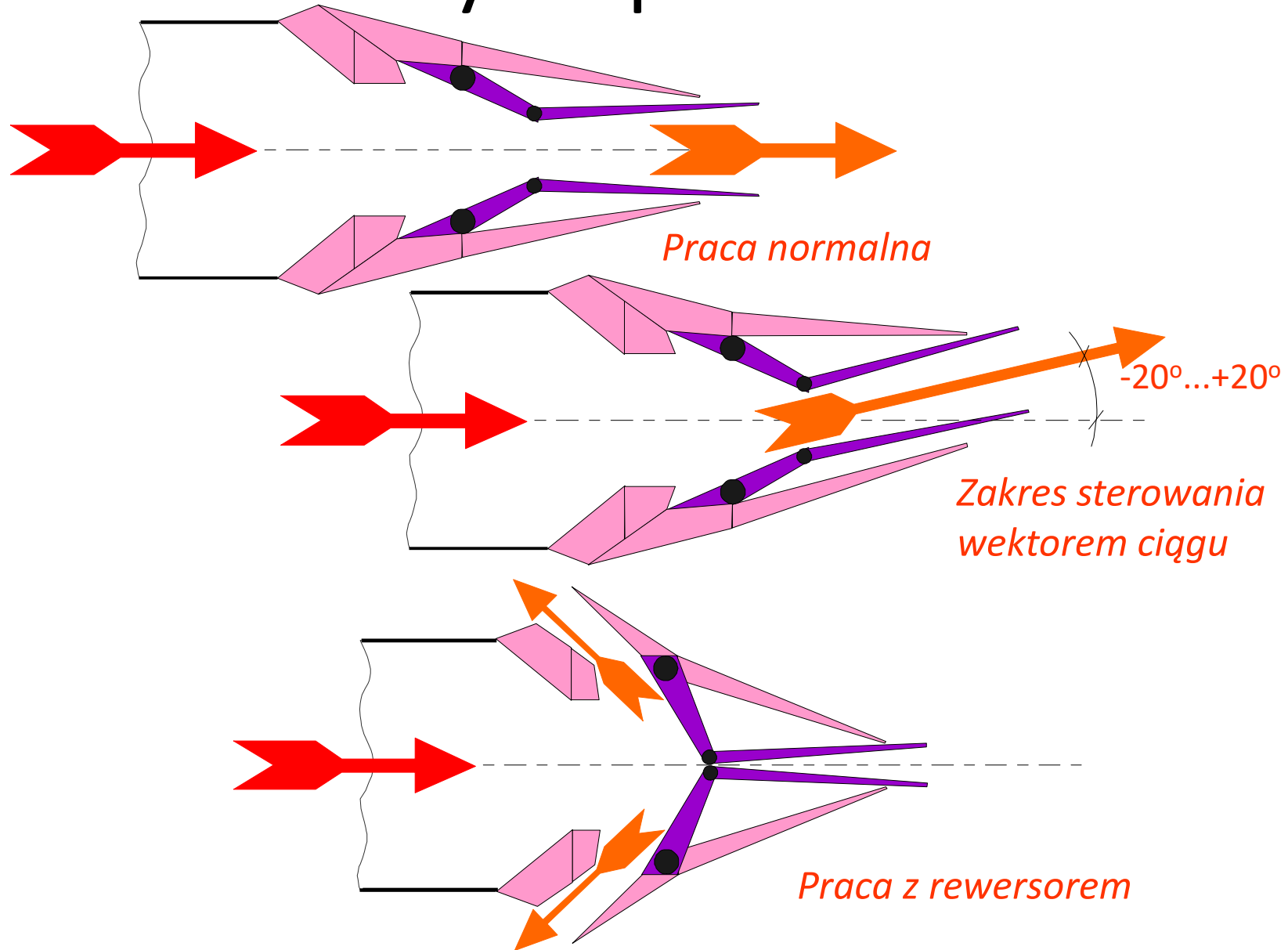
# Wektorowanie ciągu samolotów wysokomanewrowych

- Odchylenie strumienia

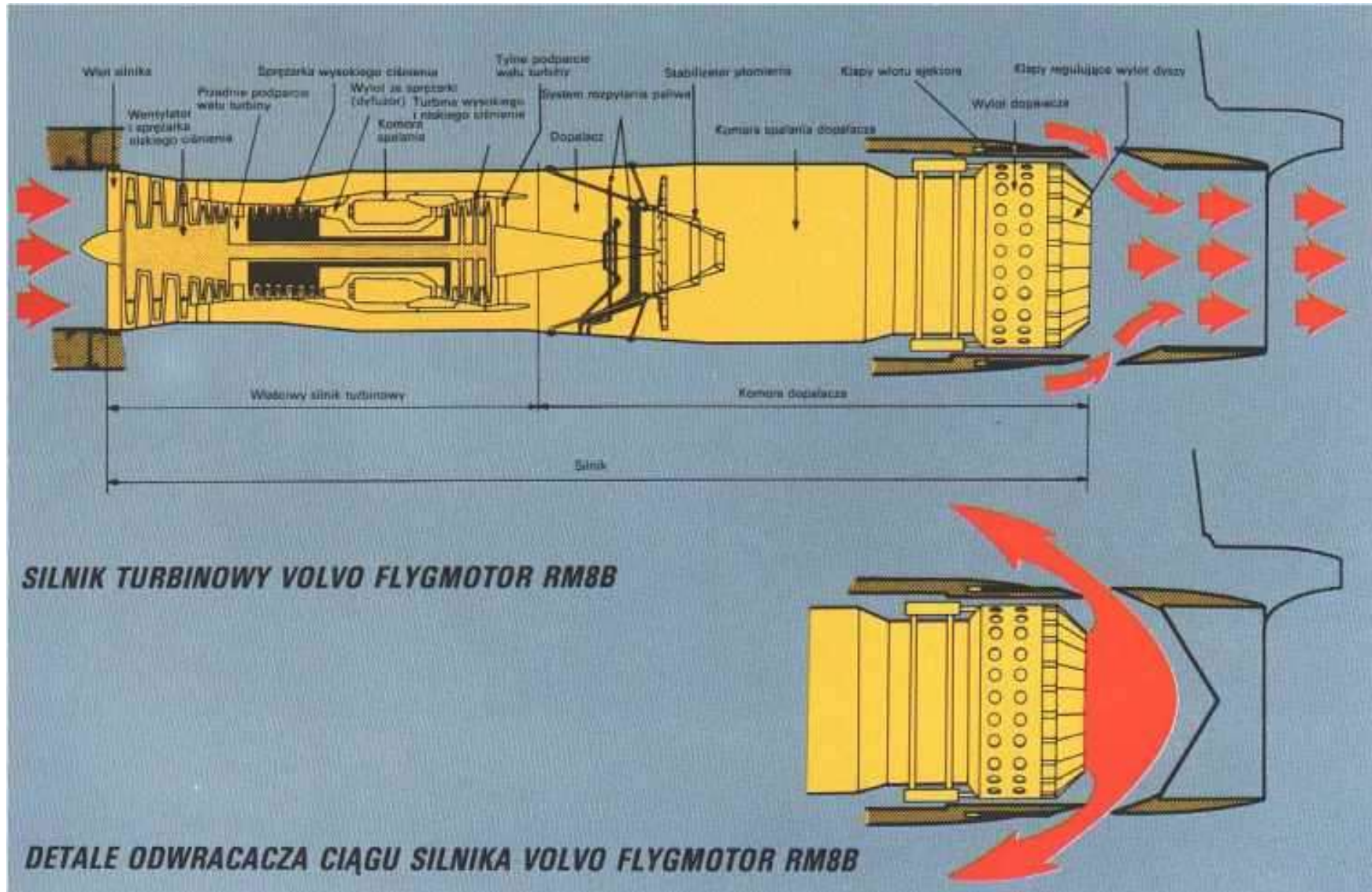




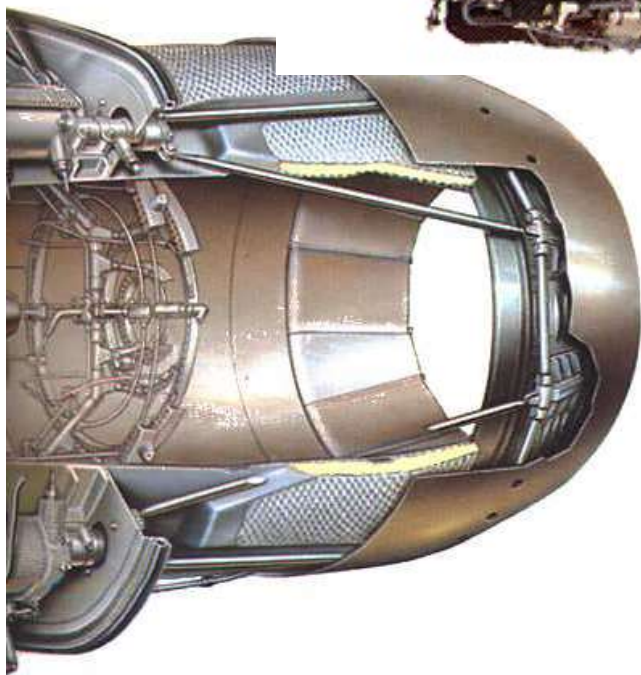
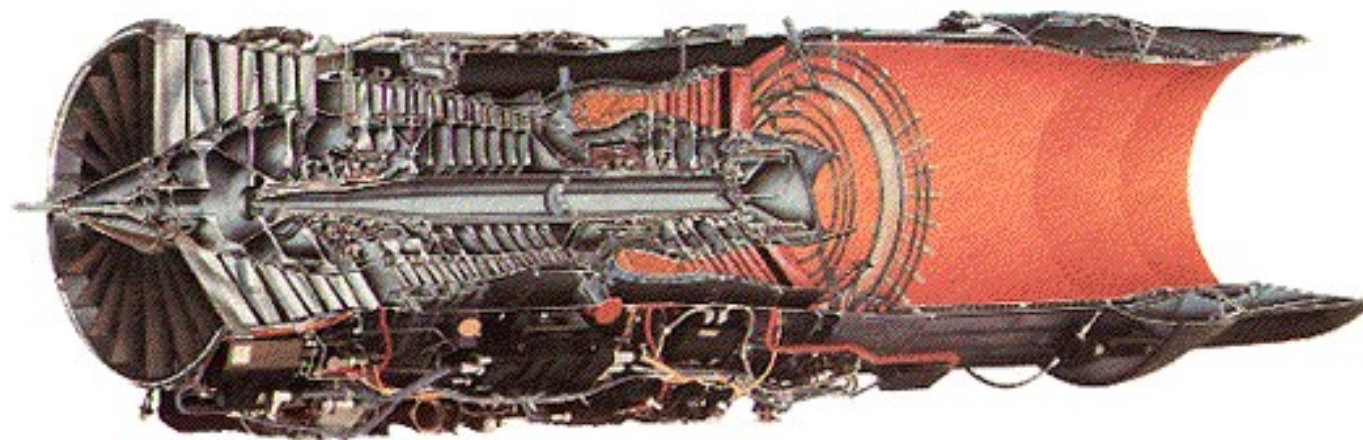
# Dysze płaskie



# Odwracacz ciągu – skrócenie lądowania



# Dopalacz w silniku



W wyniku znaczącej zmiany gęstości strumienia po włączeniu dopalacza konieczne jest dopasowanie przekrojów poprzecznych dyszy, aby spełnione były warunki wynikające z równania ciągłości, a także aby zapewnić wysokie wartości ciągu:

$$\frac{A_{\min\_z\_dopal}}{A_{\min\_bez\_dopal}} \approx \sqrt{\frac{T_{dopal}^*}{T_4^*}}$$

DZIĘKUJĘ ZA UWAGĘ