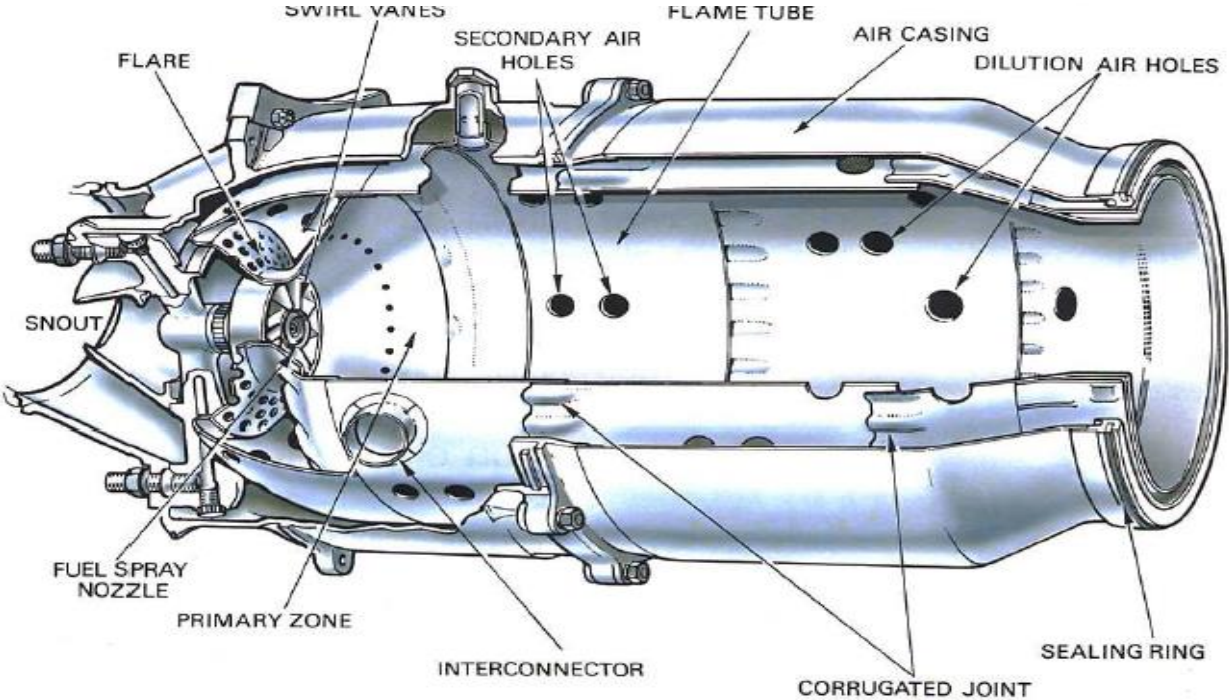
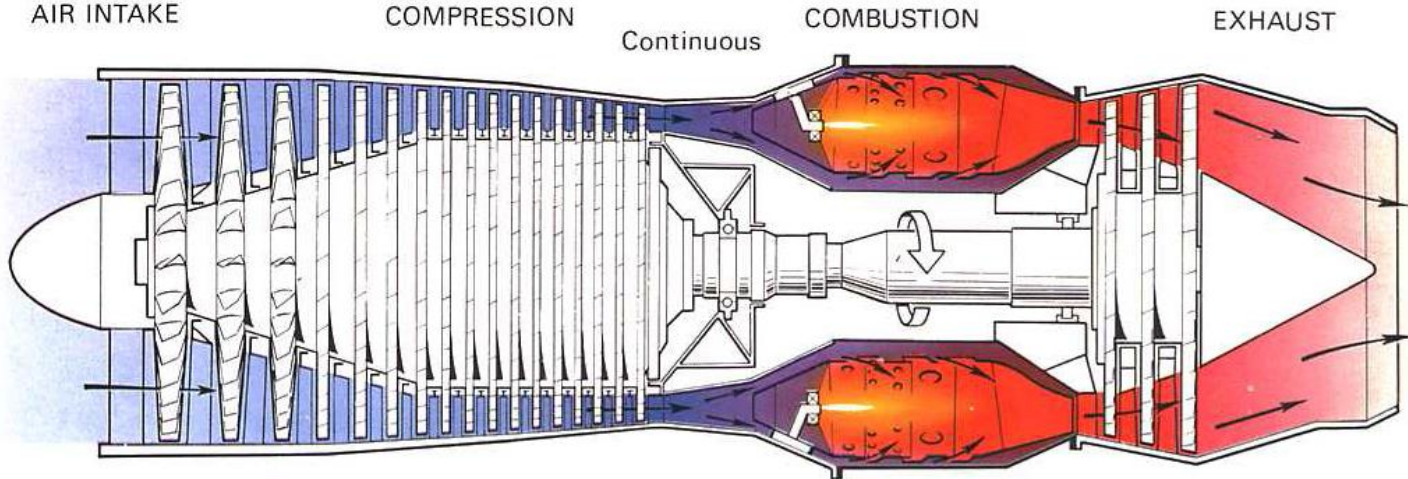


Komory spalania, turbiny i dysze wylotowe

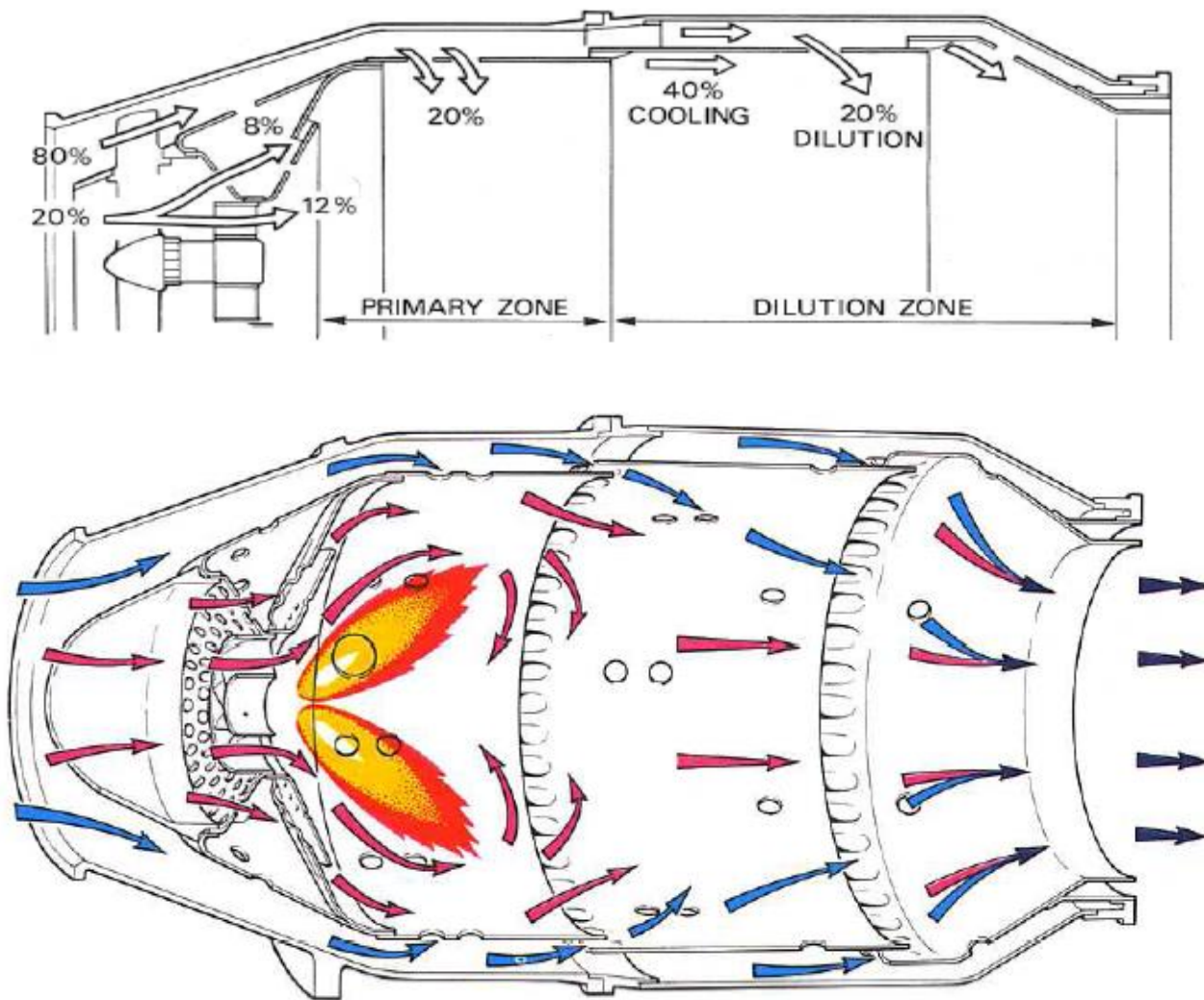
Dr inż. Robert JAKUBOWSKI

KOMORY SPALNIAIA TURBINOWYCH SILNIKÓW LOTNICZYCH

BUDOWA KOMORY SPALANIA

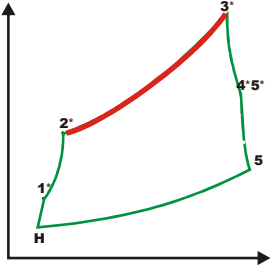


BUDOWA KOMORY SPALANIA – ORGANIZACJA PROCESU WEWNĄTRZKOMOROWEGO



Procesy termodynamiczne w zespołach silnika

KOMORA SPALANIA (COMBUSTOR, BURNER)

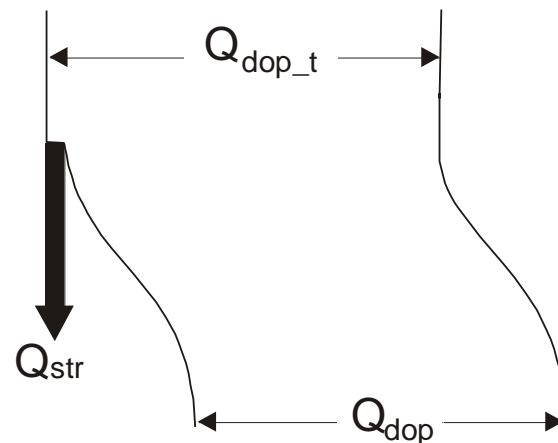
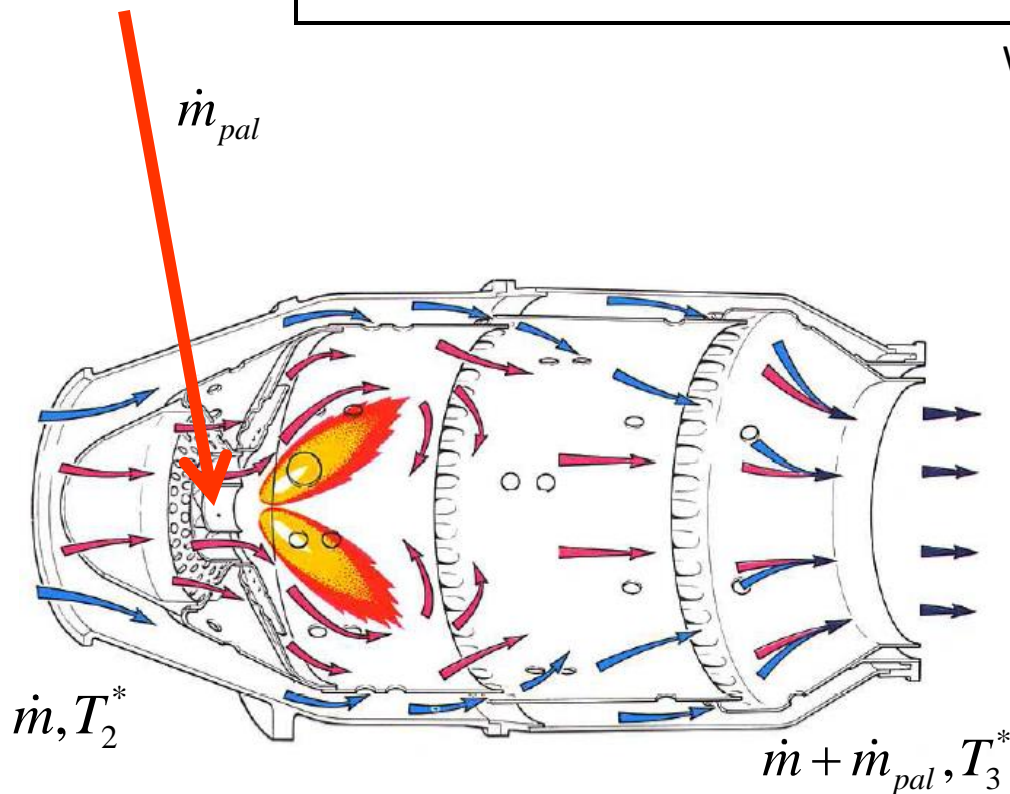


Bilans komory spalania

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

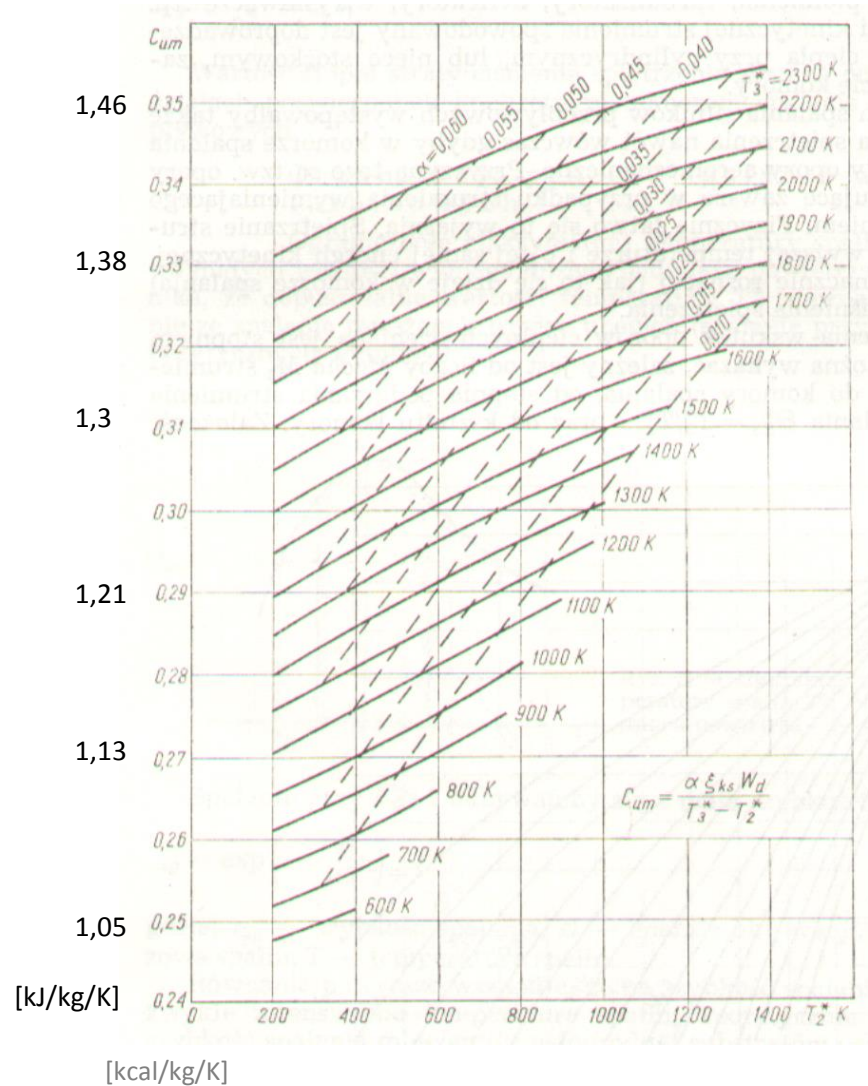
Współczynnik wydzielania ciepła w KS
(sprawność cieplna KS)

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



- Q_{KS_t} - Ciepło teoretycznie doprowadzone z paliwem
- Q_{KS} - Ciepło rzeczywiście wydzielone w procesie spalania
- τ_{pal} - Względne zużycie paliwa

Średnie ciepło właściwe dla procesu spalania



Minimalne straty przepływu w komorze spalania

Współczynnik strat ciśnienia w KS:

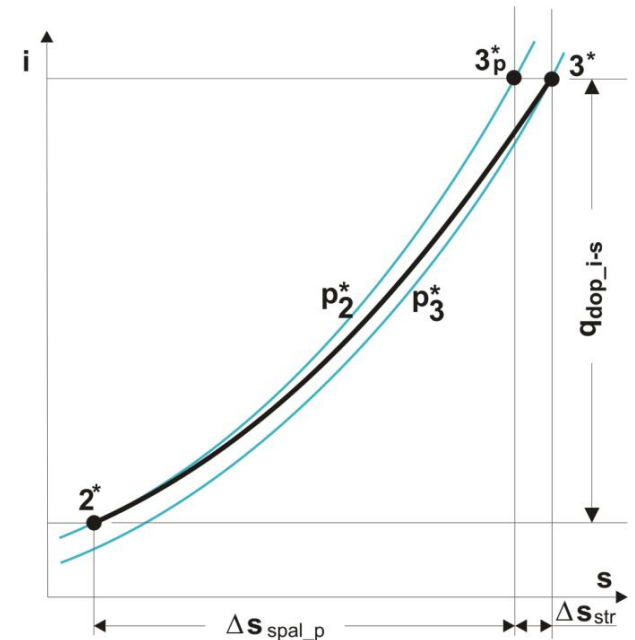
$$\sigma_{KS}^* = \frac{p_{wyl}^*}{p_{wl}^*} = 1 - \frac{\Delta p_{KS}^*}{p_{wl}^*}$$

$$\sigma_{KS}^* = \sigma_{KS_M}^* \cdot \sigma_{KS_T}^*$$

$\sigma_{KS_M}^*$ - współczynnik strat mechanicznych ciśnienia

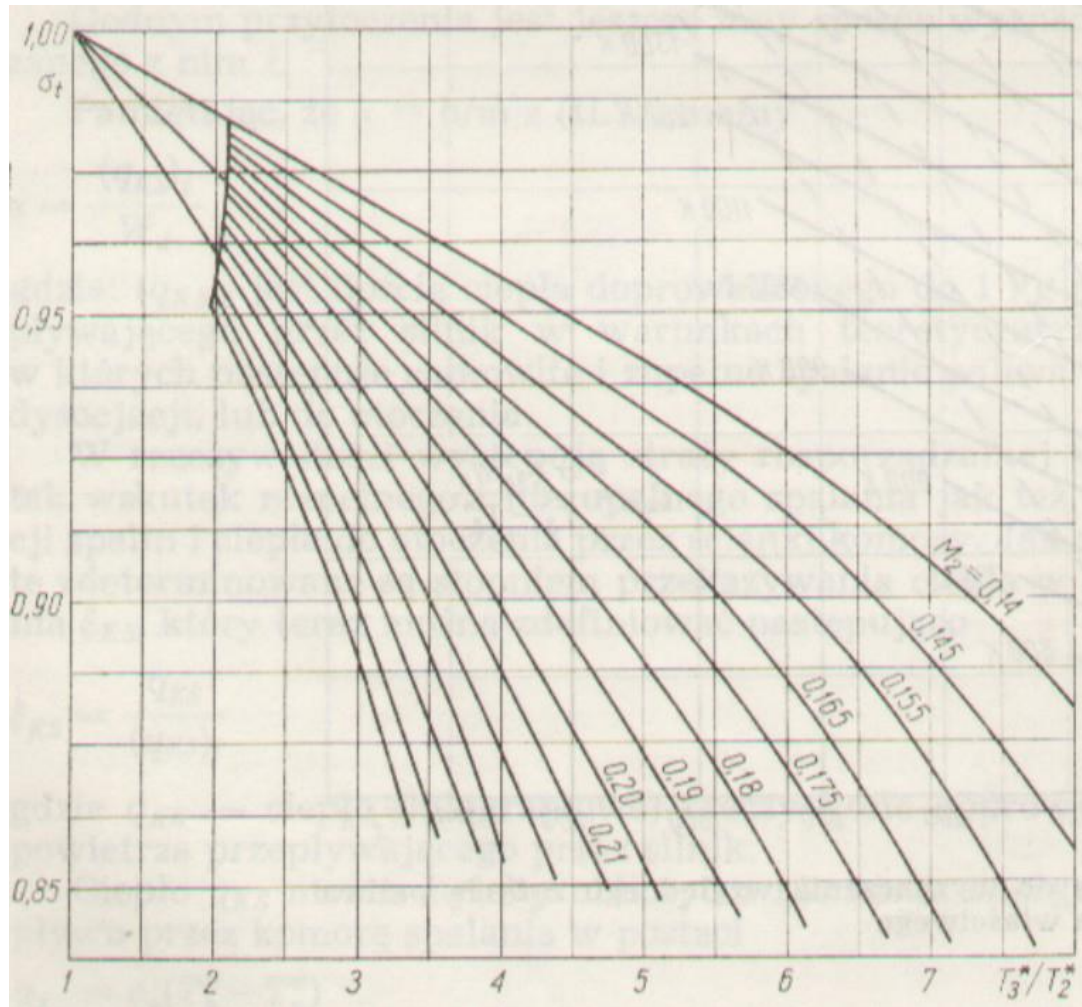
$\sigma_{KS_T}^*$ - współczynnik strat cieplnych ciśnienia w KS

$$\sigma_{KS_T}^* = f \left(Ma_{wl}, \frac{T_{wyl}^*}{T_{wl}^*} \right)$$

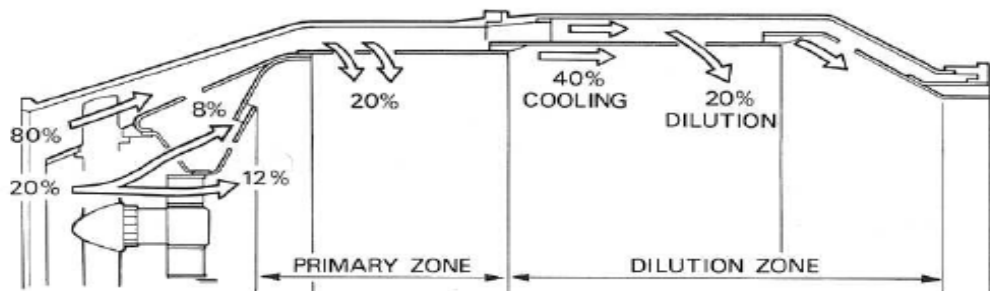


$$\Delta s_{KS} = \Delta s_{spal_p} + \Delta s_{str} = c_p \ln \frac{T_3^*}{T_2^*} + R \ln \frac{1}{\sigma_{KS}^*}$$

Straty ciepłne w Komorze spalania



BUDOWA KOMORY SPALANIA – ORGANIZACJA PROCESU WEWNĄTRZKOMOROWEGO



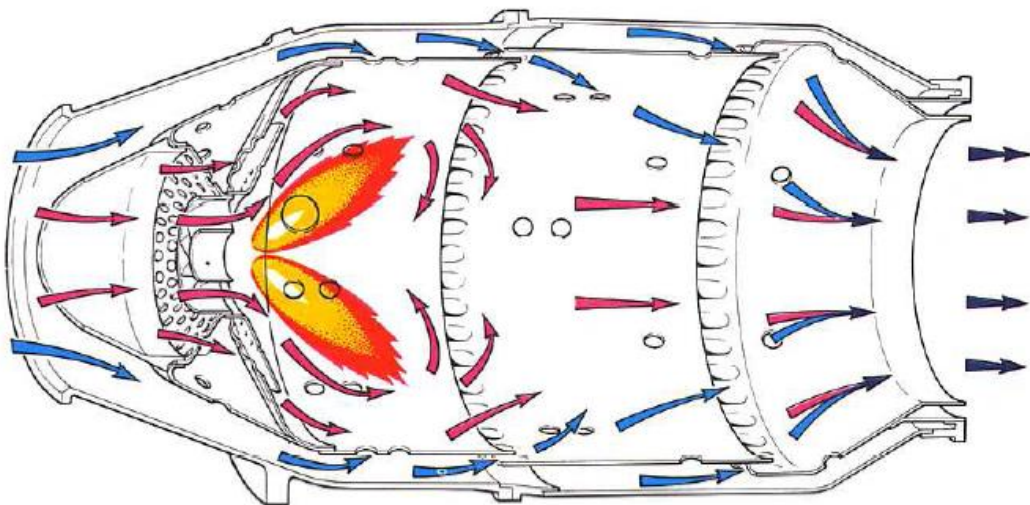
$$O_t = \frac{8}{3}C + 8H - O \quad \left[\frac{kgO_2}{kgpal} \right]$$

Paliwo – nafta lotnicza udziały masowe

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

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

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



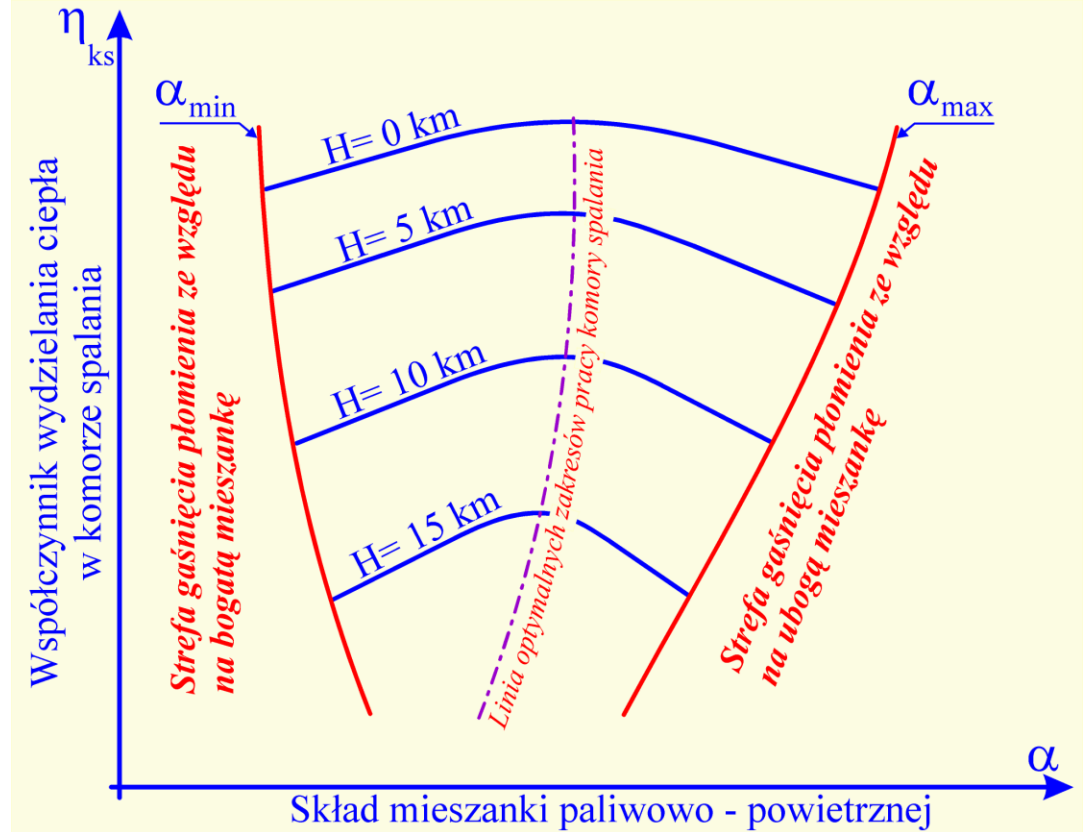
WYMAGANIA STAWIANE KOMOROM SPALANIA

- 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

Wysoka 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:

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

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

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

GRANICE ZAPŁONNOŚCI MIESZANKI DLA
H=0 km

Możliwie największe wykorzystanie ciepła zawartego w paliwie

Współczynnik wydzielania ciepła w KS (sprawność cieplna KS)

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

Parametr ten zależy od:

- Ruchu ośrodka w którym odbywa się spalanie, jego prędkości i stopnia turbulizacji (czas trwania procesu spalania)
- Niedoskonałości procesu wytwarzania mieszanki paliwowo-powietrznej
- Straty ciepła przez ścianki KS

Mała objętość komory spalania (mała masa)

Objętość cieplna KS:

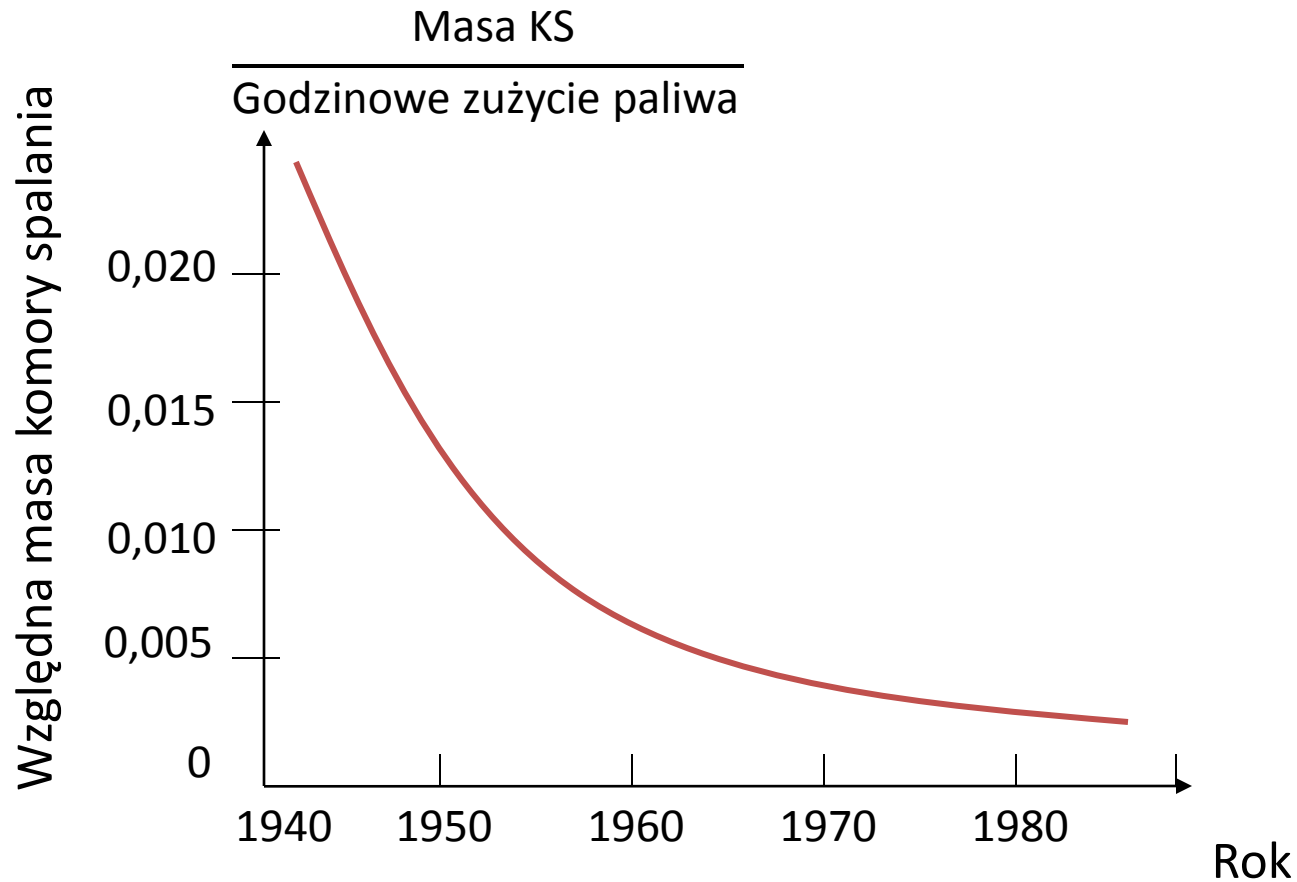
$$q_{KS} = \frac{Q_{KS}}{p_2^* \cdot V_{R_O}} = \frac{\xi_{KS} W_u \dot{m}_{pal}}{p_2^* \cdot V_{R_O}}$$

$$q_{KS} = 0,8 \dots 1,4 \quad \frac{kW}{m^3 Pa}$$

V_{R_O} - objętość rury ogniowej (żarowej)

Zwykle dla każdego rozwiązania KS istnieje pewien niezbędny stosunek długości do średnicy, który musi być zachowany

Zależność względnej masy komory spalania od roku wprowadzenia do produkcji



Łatwy i niezawodny rozruch w każdych warunkach pracy

Problemy z rozruchem mogą występować przy dużych prędkościach lotu i na dużych wysokościach, stąd czasami przed ponownym uruchomieniem silnika wymagane jest zmniejszenie prędkości i wysokości.

Poprawnie skonstruowane KS powinny się cechować możliwością niezawodnego rozruchu do 10 000 m

Stabilne pole temperatur o określonym rozkładzie na wylocie z komory spalania

Stabilne pole temperatur połączone z korzystnym rozkładem na wylocie z KS wpływa na stan cieplny wieńców dyszowych i wirnikowych turbin i ma bezpośredni związek z ich trwałością.

Nierównomierność pola temperatur:

$$\Delta T_3^* = \frac{T_{3\max}^* - T_{3\min}^*}{T_{3sr}^*}$$

dla rozkładu
obwodowego:

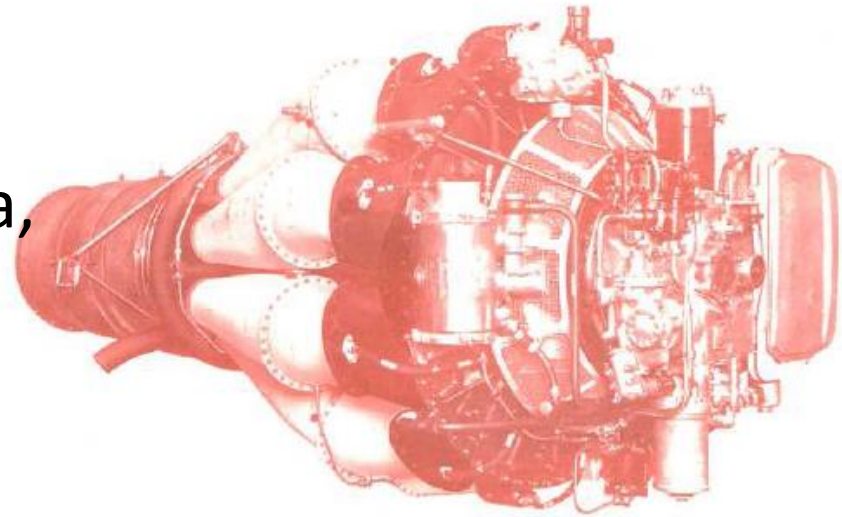
$$T_{3sr,\varphi,R=const}^* = \frac{\sum T_{3,\varphi,R=const}^*}{n}$$

Promieniowego:

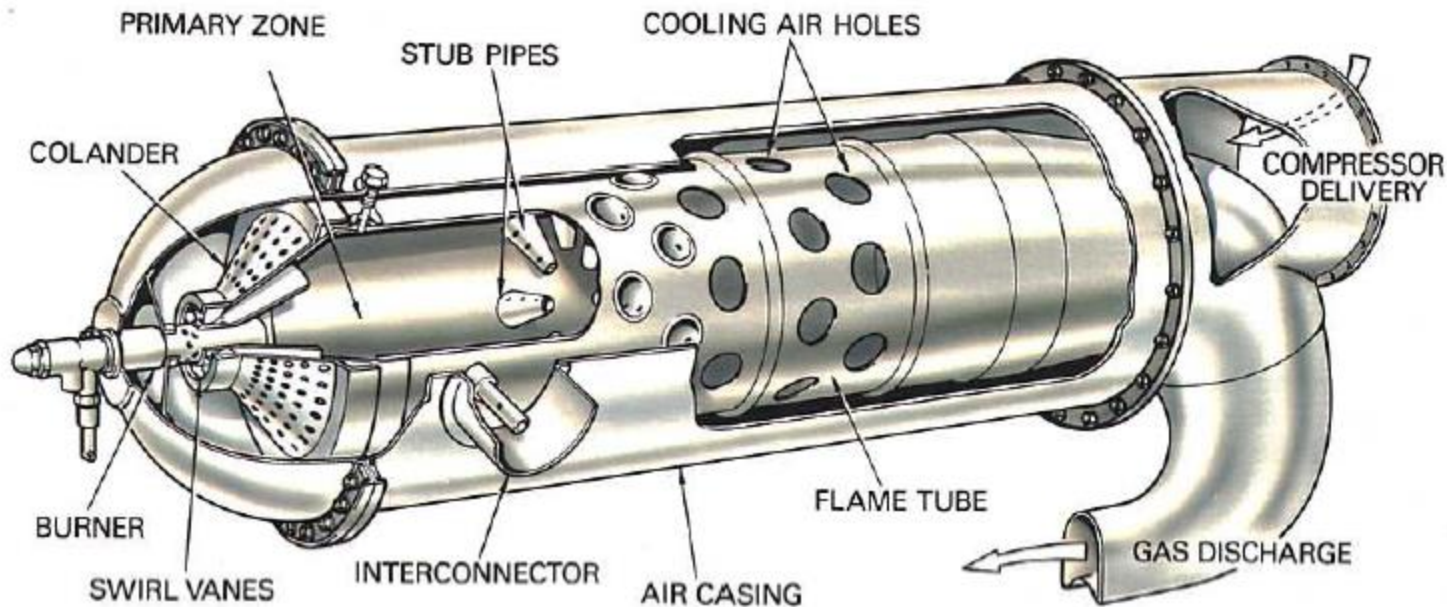
$$T_{3sr,R,\varphi=const}^* = \frac{\sum T_{3,R,\varphi=const}^*}{n}$$

Gdzie n – ilość termopar

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)

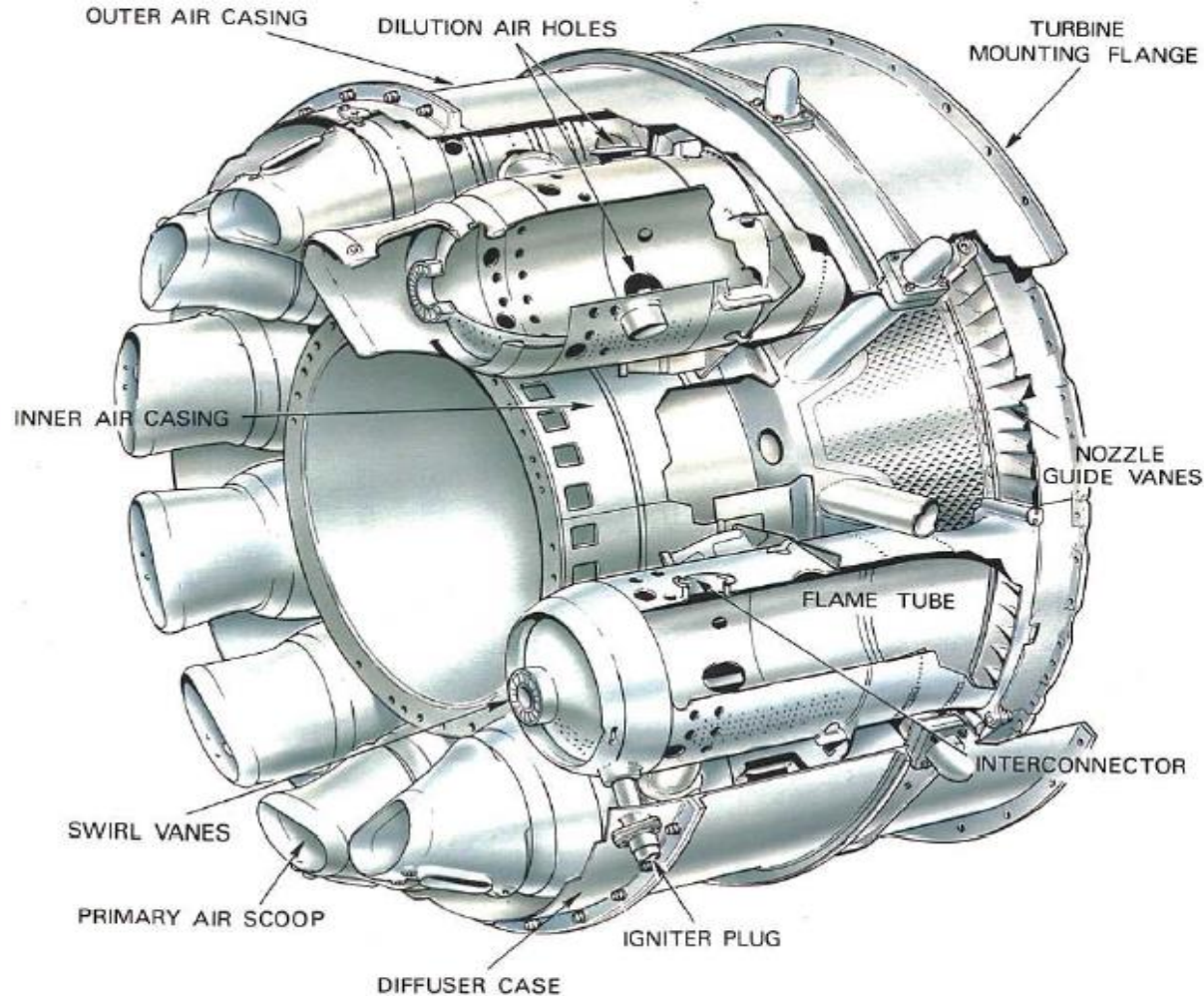
ZALETY:

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

WADY:

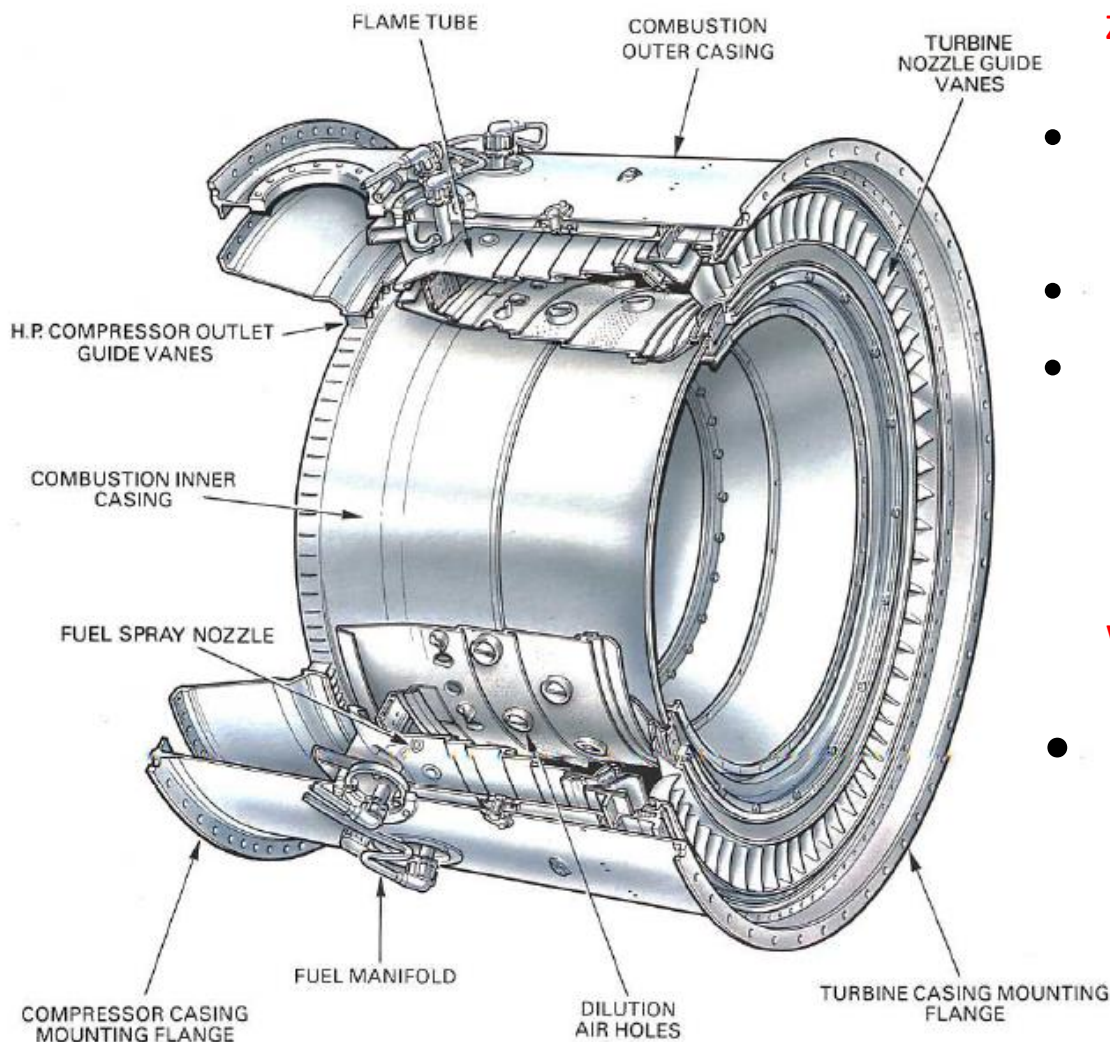
- Duże opory przepływu
- Duża nierównomierność obwodowa pól temperatur na wyjściu z KS

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



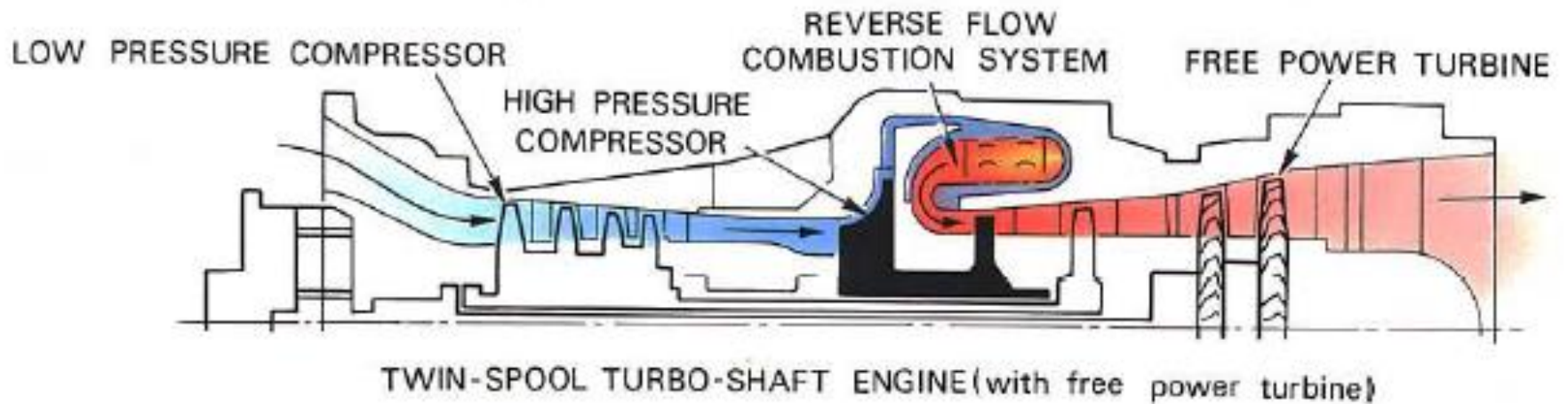
ZALETY:

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

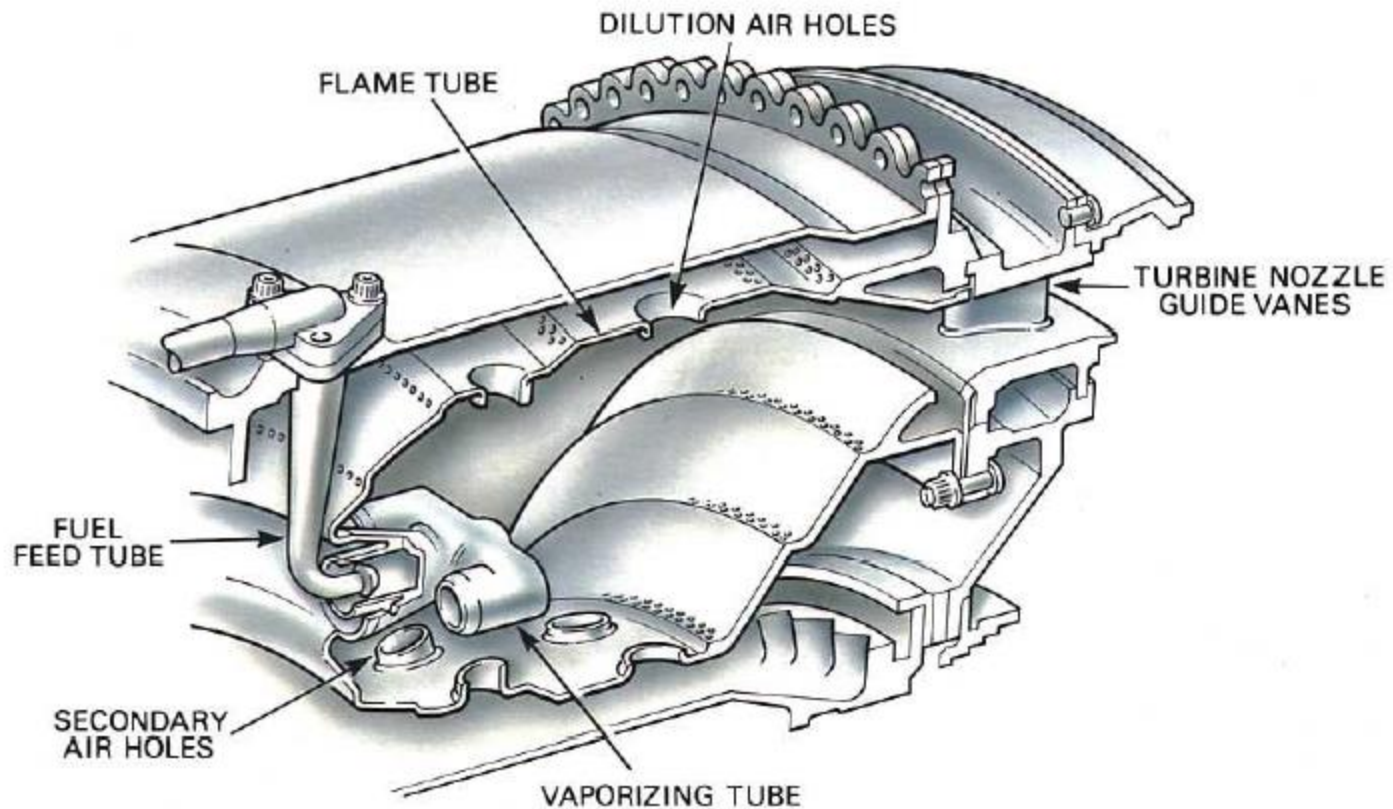
WADY:

- Problem z organizacją i badaniami procesu spalania

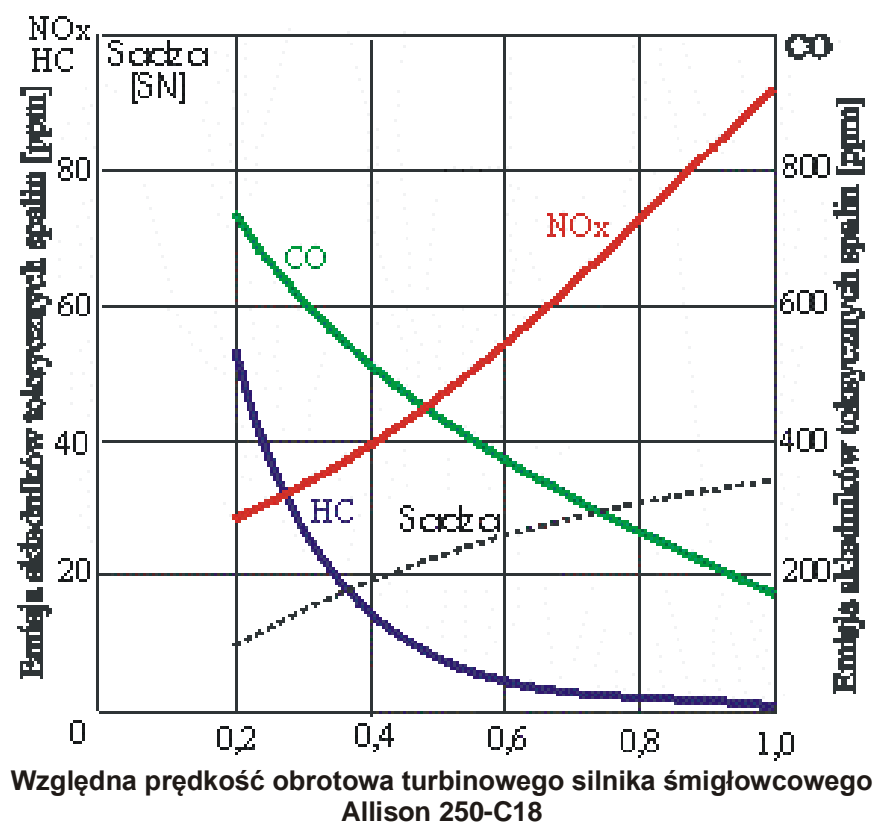
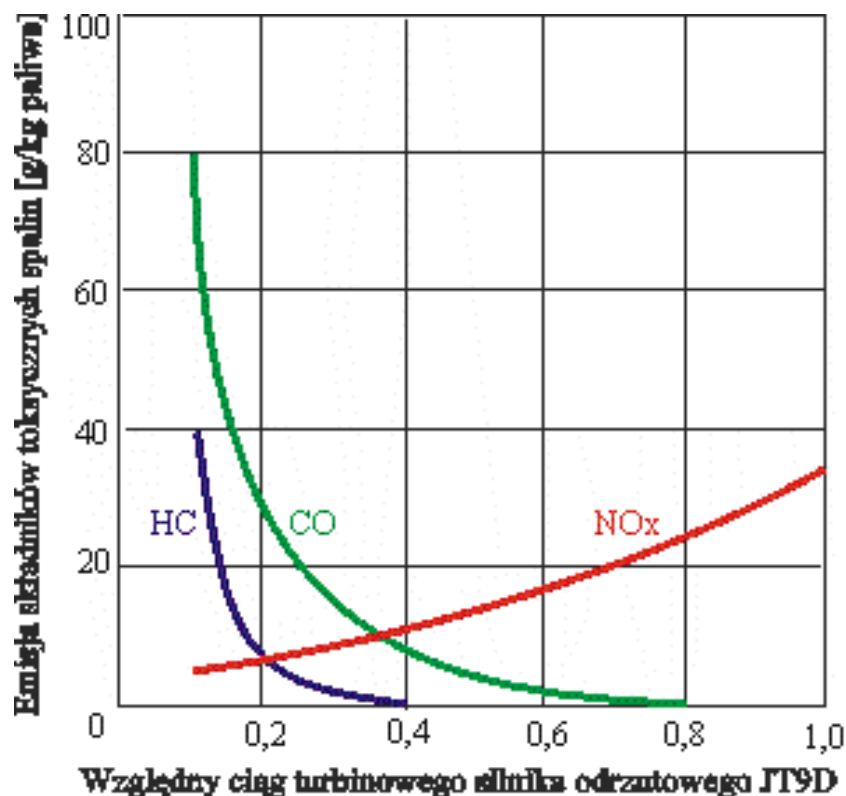
PRZEGLĄD KONSTRUKCJI KOMÓR SPALANIA – komora spalania o przepływie zwrotnym



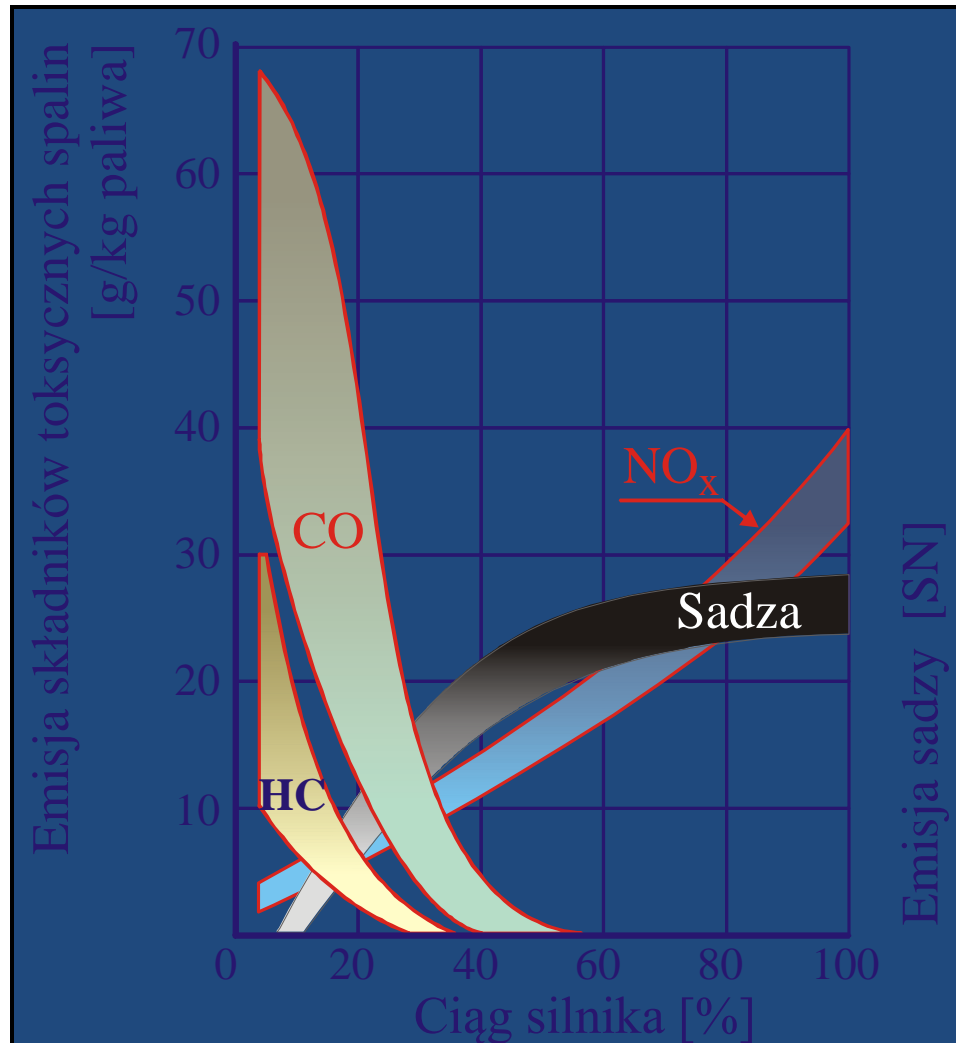
PRZEGLĄD KONSTRUKCJI KOMÓR SPALANIA – komora pierścieniowa z parownicami



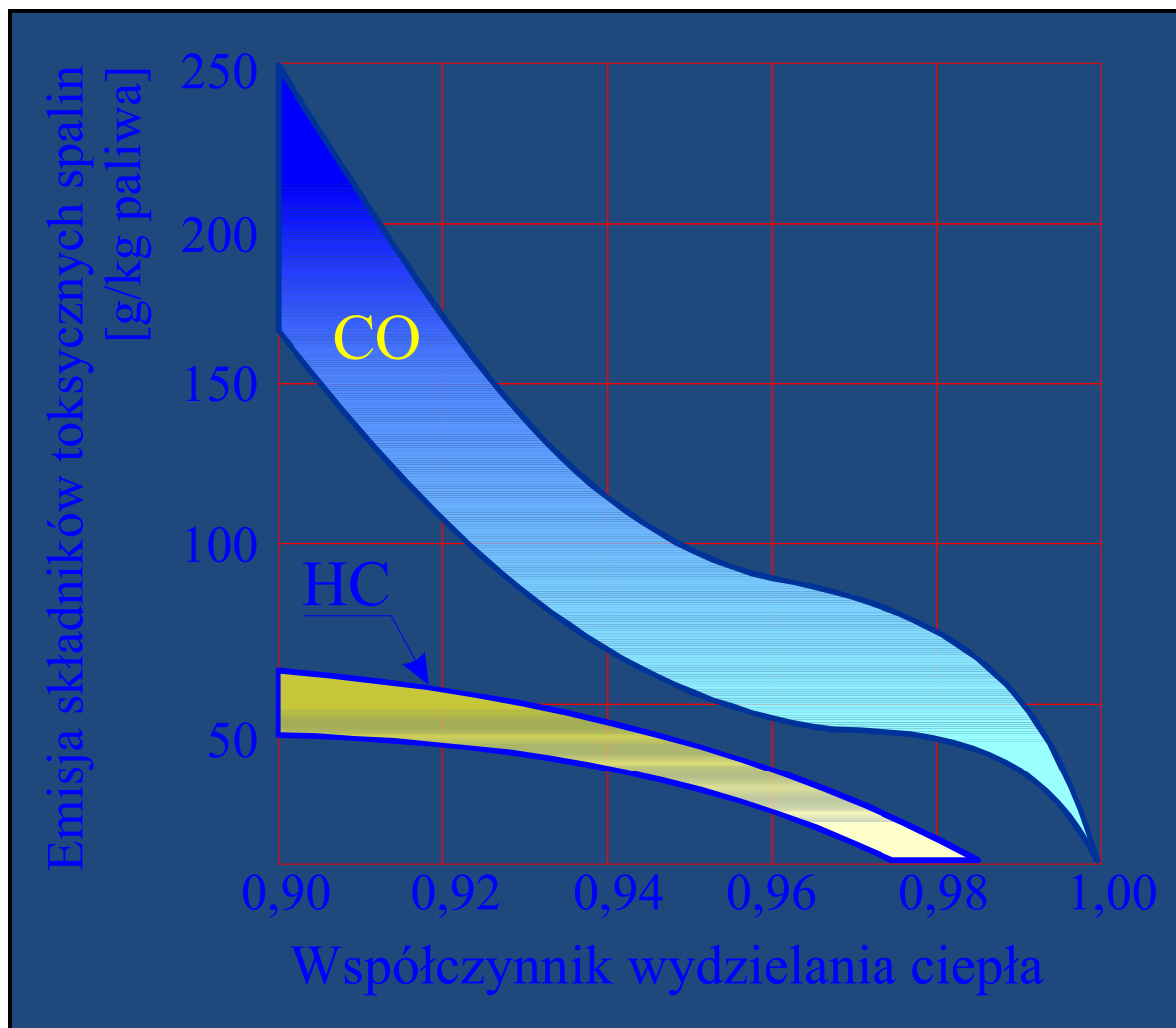
Emisja zanieczyszczeń przez komory spalania silników lotniczych



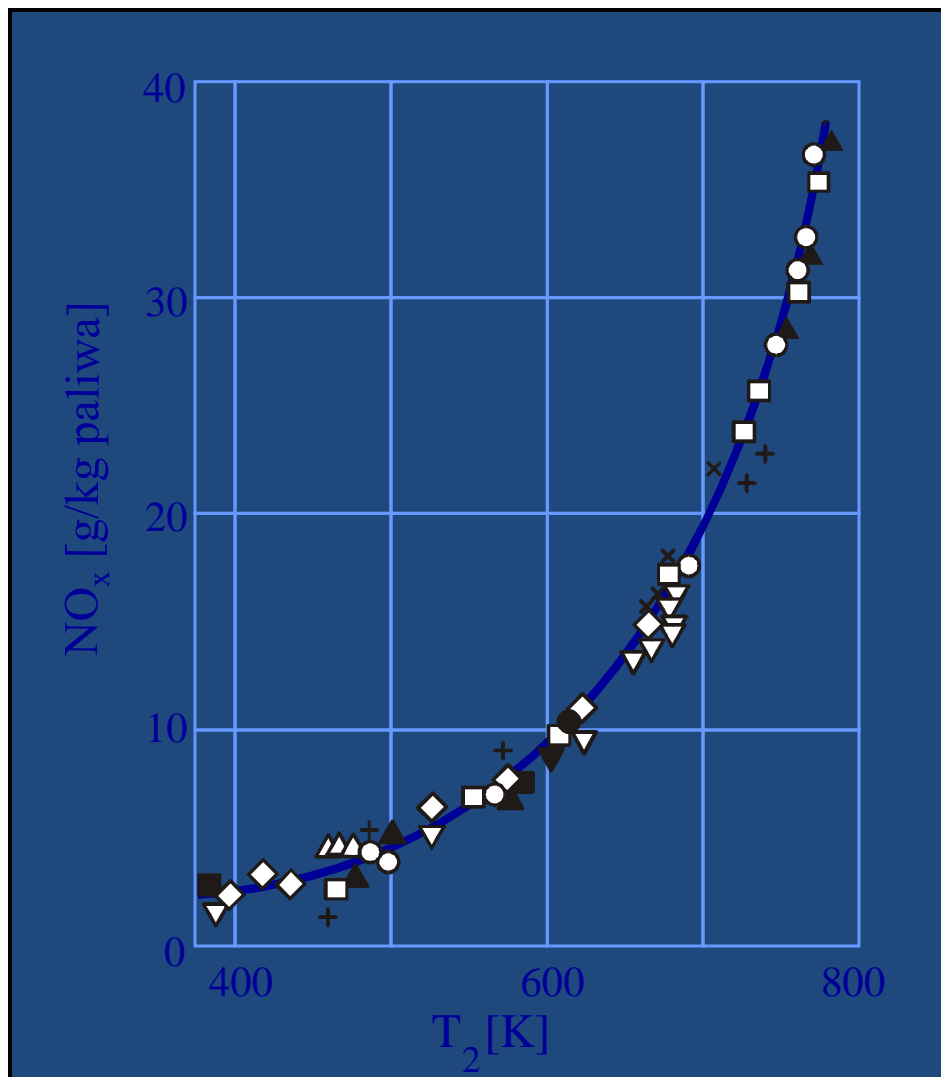
Zależność masy składników toksycznych spalin odniesionej do masy zużytego paliwa od obciążenia dla różnych typów silników turbinowych



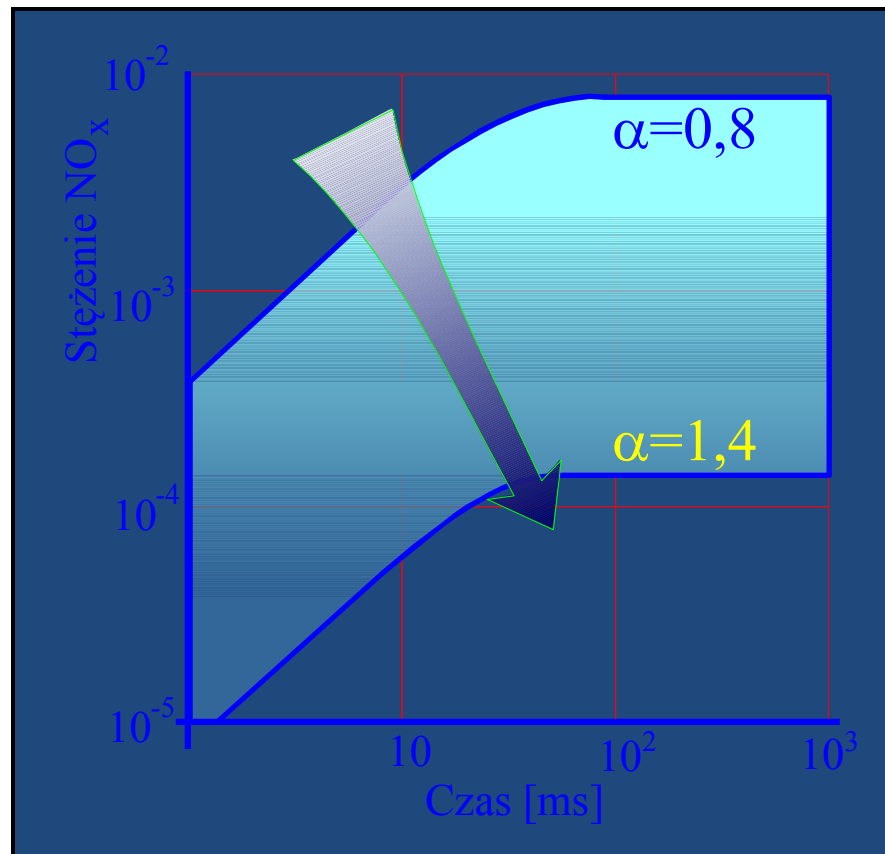
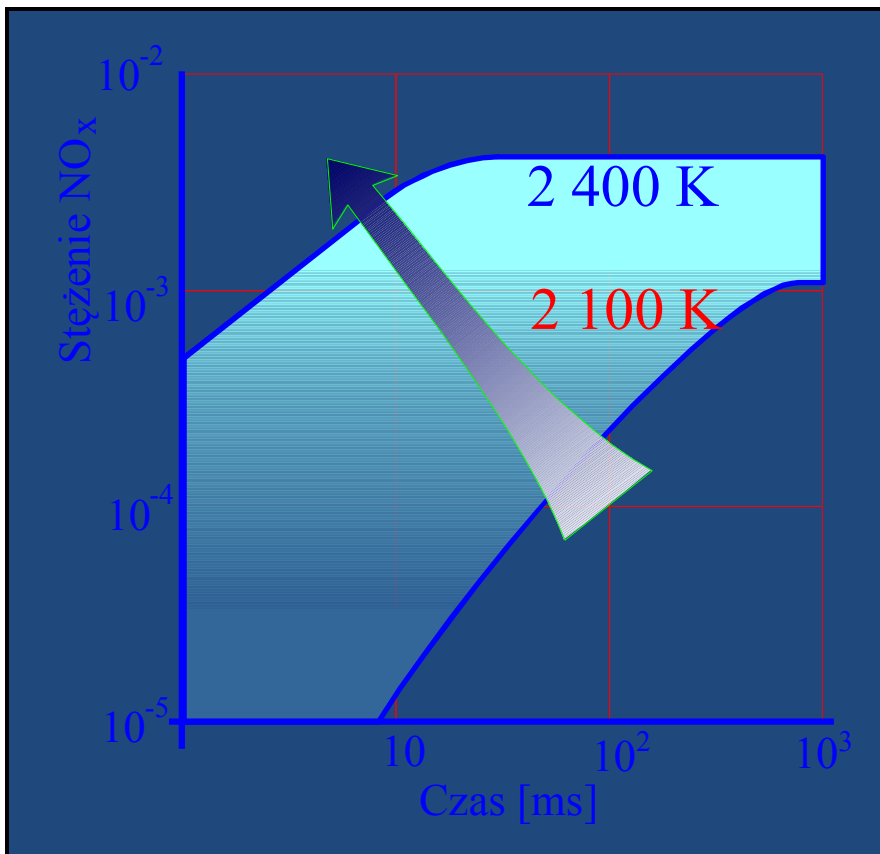
Zależność emisji wybranych składników toksycznych od współczynnika wydzielania ciepła



Wpływ temperatury powietrza za sprężarką na emisję tlenków azotu



Zależność emisji NO_x od czasu przebywania paliwa w strefie spalania komory spalania dla różnych wartości temperatury w strefie spalania i różnych wartości współczynnika nadmiaru powietrza



Metody obniżania zawartości CO i HC w spalinach na zakresach małych prędkości obrotowych silnika:

- **poprzez zwiększenie stopnia rozdrobnienia paliwa oraz stosowanie urządzeń do wstępnego odparowania paliwa (homogenizacja mieszanki);**
- **poprzez lokalne wzbogacanie mieszanki w strefie spalania, która we współcześnie stosowanych komorach jest zubożona na zakresie małego gazu (ale jest to działanie niekorzystne z uwagi na powstawanie dymu).**

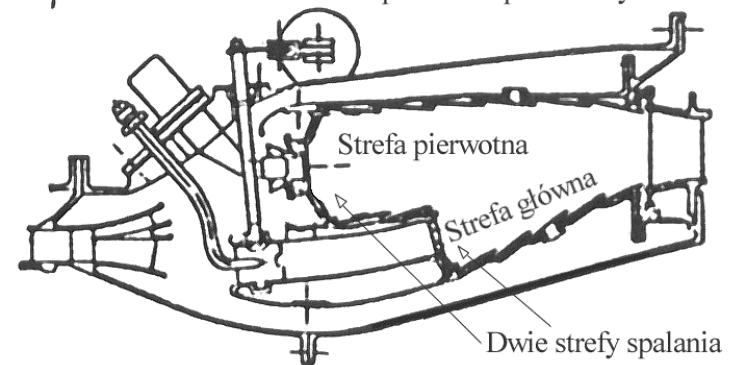
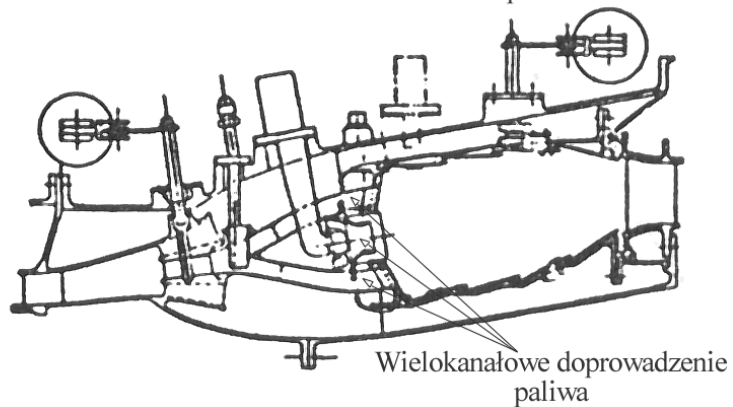
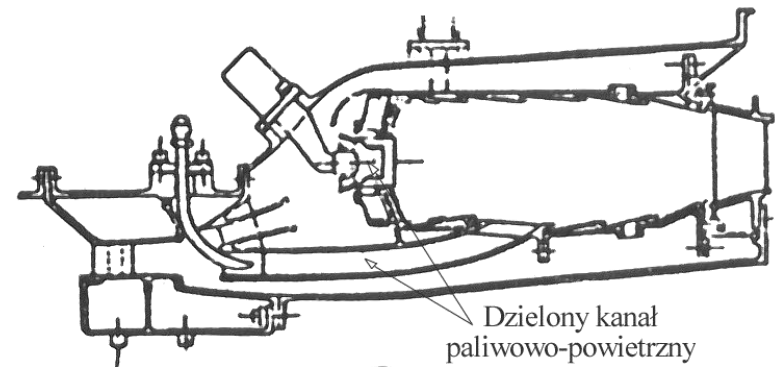
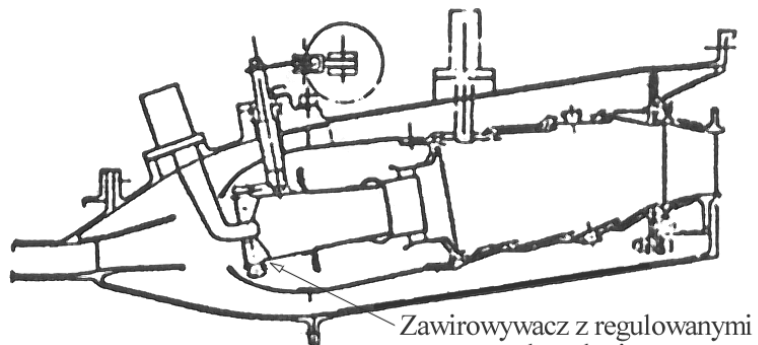
Metody obniżania zawartości NOx na zakresach dużych prędkości obrotowych silnika:

- **poprzez zmniejszenie maksymalnej temperatury w strefie spalania;**
- **poprzez skrócenie czasu przebywania mieszanki paliwowo - powietrznej i spalin w komorze spalania.**

Sposoby zmniejszania ilości związków toksycznych w spalinach

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

PRZEGLĄD KONSTRUKCJI KOMÓR SPALANIA O OBNIŻONEJ EMISYJNOŚCI typu LLP



(Lean, Premixed, Prevaporized)

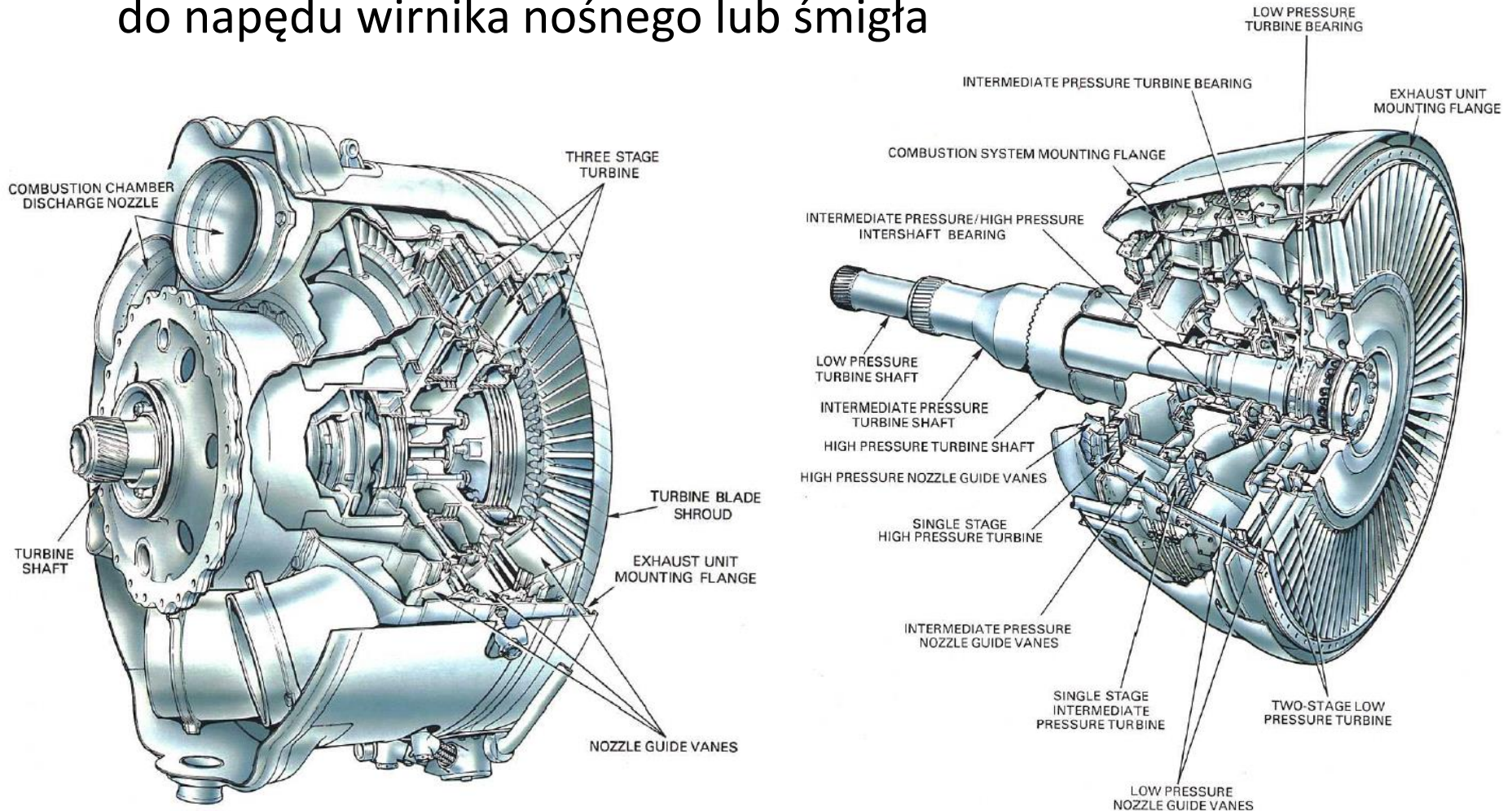
Charakterystycznymi cechami wszystkich przedstawionych rozwiązań konstrukcyjnych jest to, że:

- **przekrój wlotowy powietrza ma zmienną geometrię;**
- **doprowadzenie paliwa jest stopniowe wzdłuż długości komory spalania;**
- **posiadają dwie strefy spalania.**

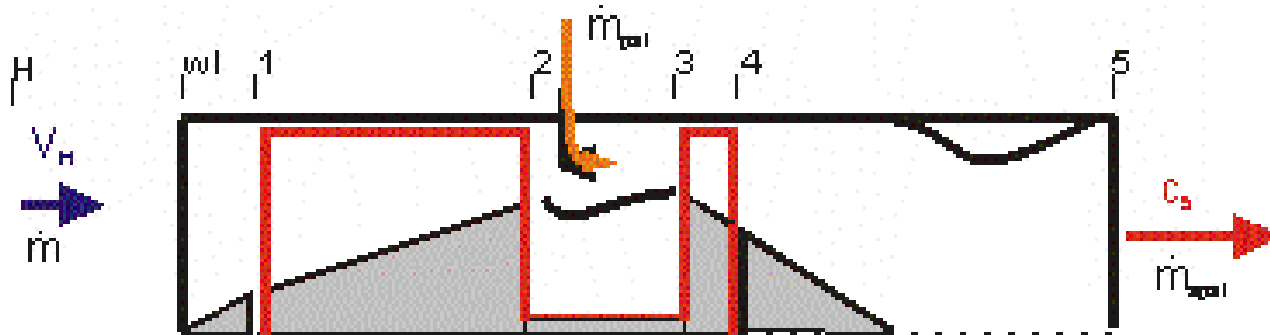
Turbiny silników lotniczych

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



Współpraca turbiny ze sprężarką

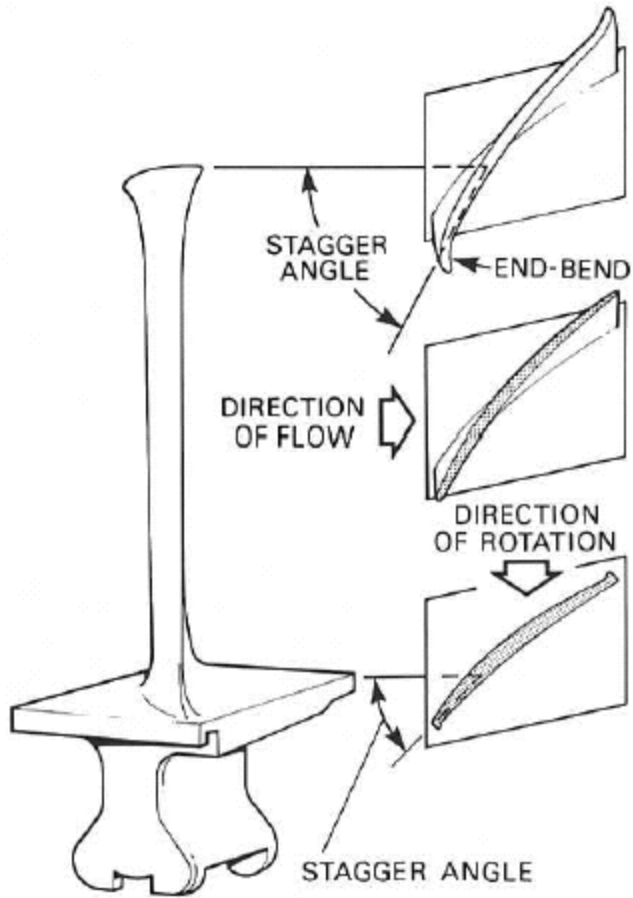


BILANS MOCY TURBINA - SPRĘŻARKA

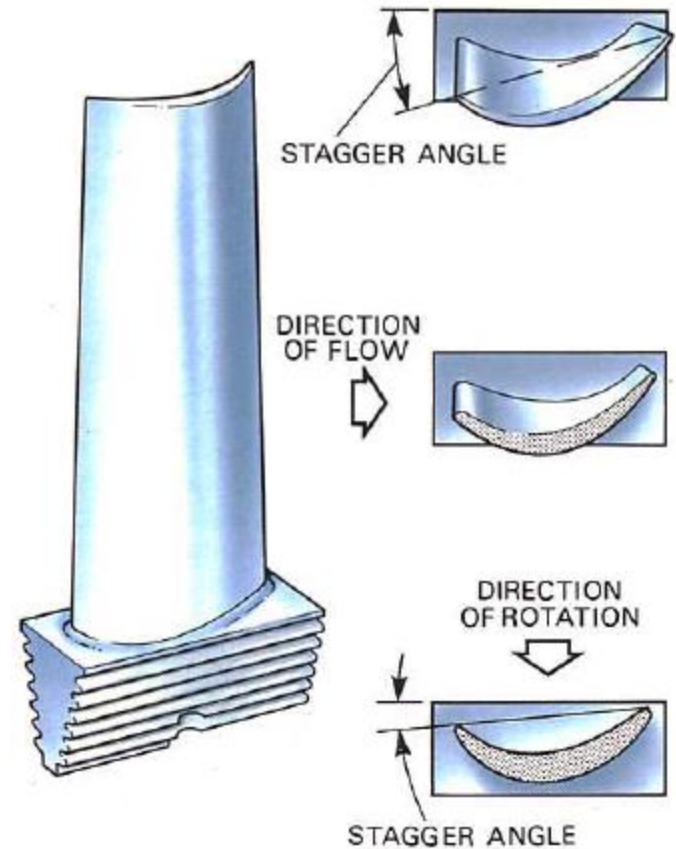
$$P_T^* = P_s^* + \sum P_{agr} + P_{str} \qquad T_4^* = T_3^* - \frac{P_s^* (P_w^*)}{\eta_m c_p \dot{m}_{spal}}$$

$$P_T^* \eta_m = P_s^* (P_w^*)$$

Porównanie łopatek sprężarek i turbin



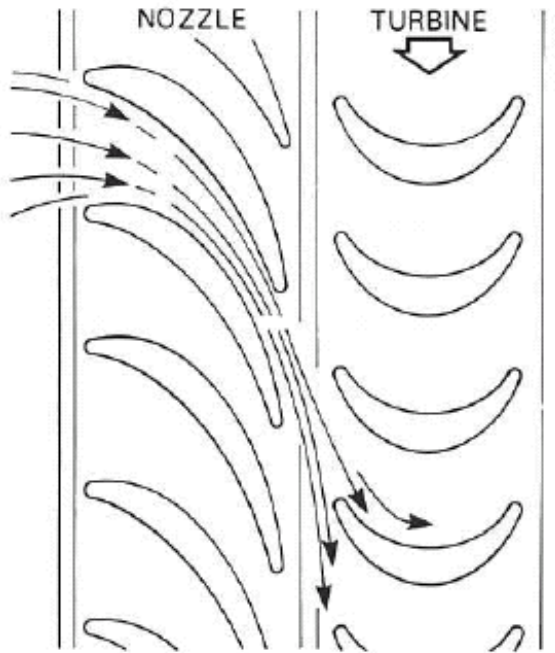
Łopátka sprężarki



Łopátka turbiny

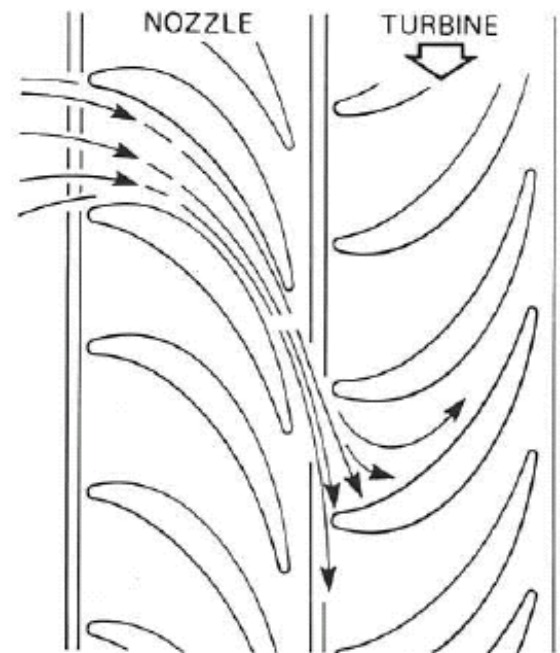
Turbina akcyjna - turbina reakcyjna

Turbina akcyjna



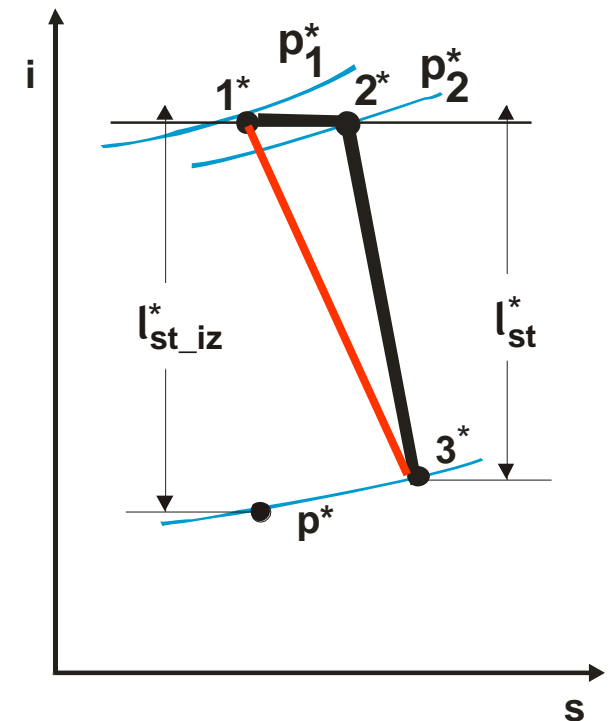
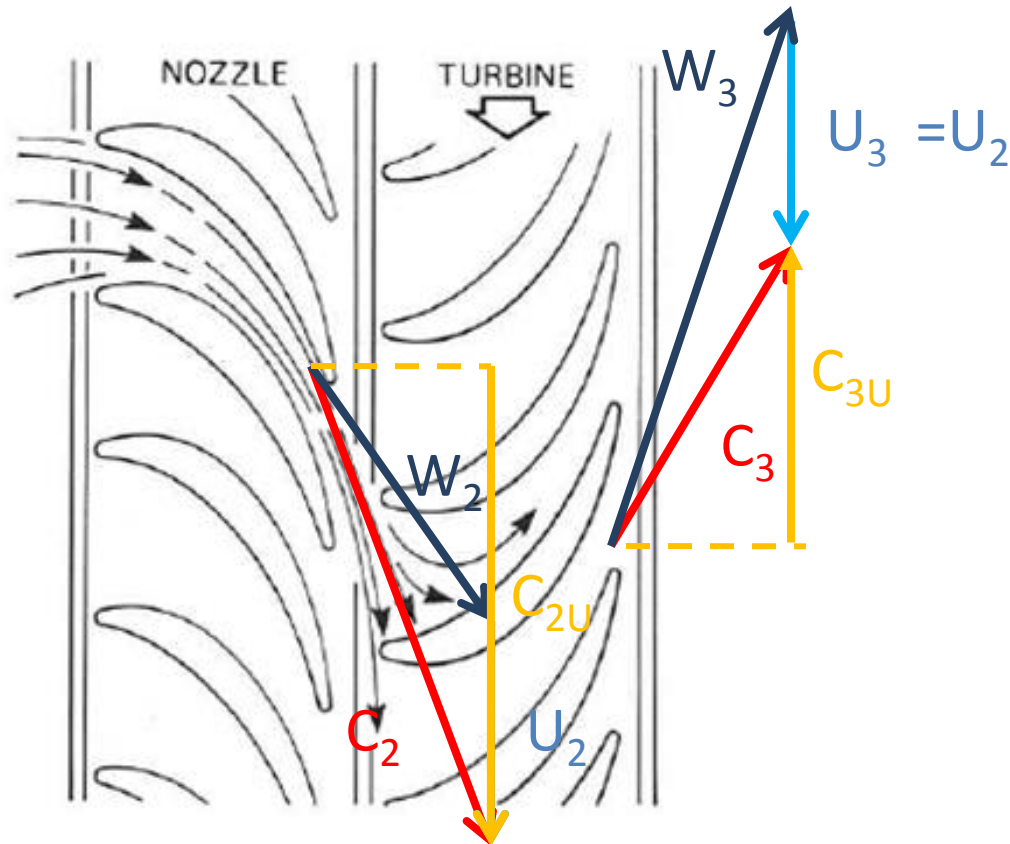
Rozprężanie na łopatkach wieńca dyszowego turbiny

turbina reakcyjna



Rozprężanie na łopatkach obydwu wieńców turbiny

Praca stopnia turbiny



Praca stopnia turbiny

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

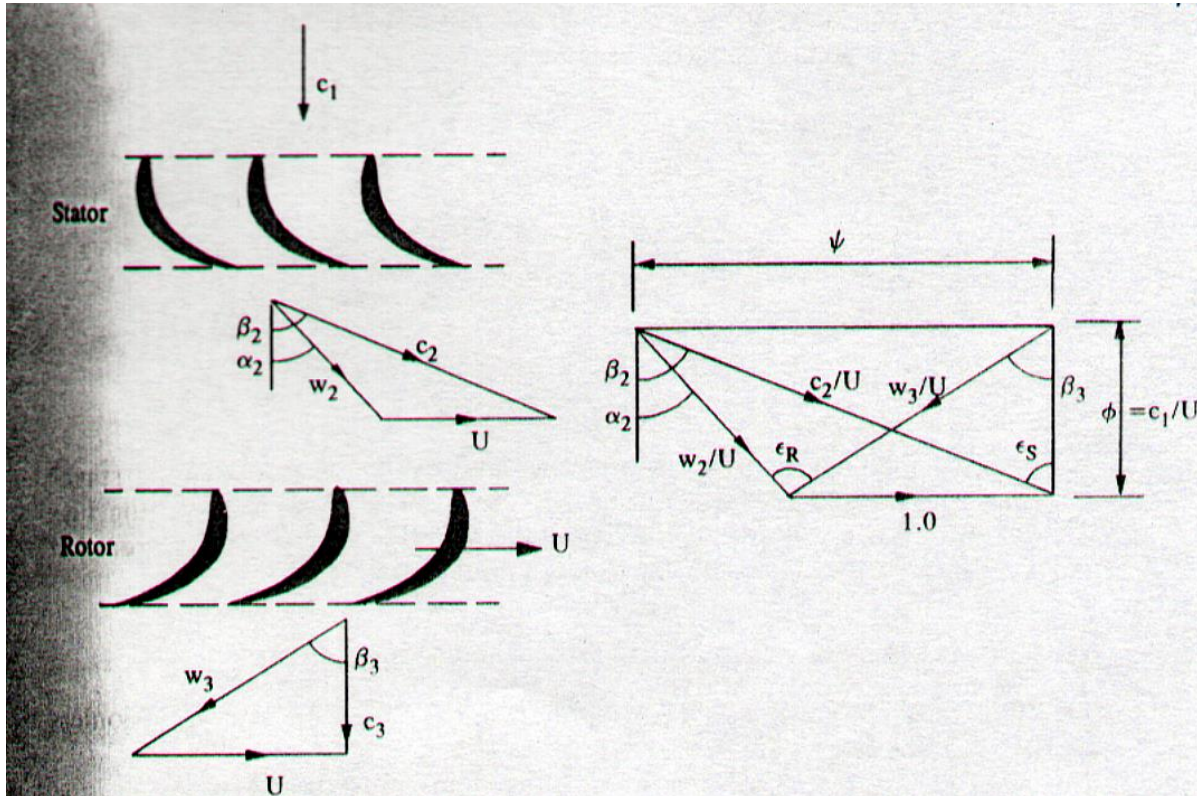
Praca stopnia turbiny:

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

Sprawność stopnia turbiny

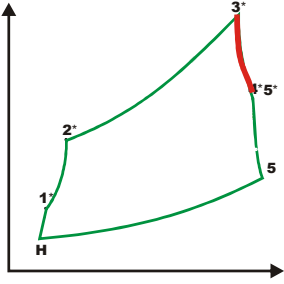
$$\eta_{st}^* = l_{st}^* / l_{st_iz}^*$$

Przepływ przez turbinę



Procesy termodynamiczne w zespołach silnika

TURBINA (TURBINE)



SPRAWNOŚĆ TURBINY

izentropowa:

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

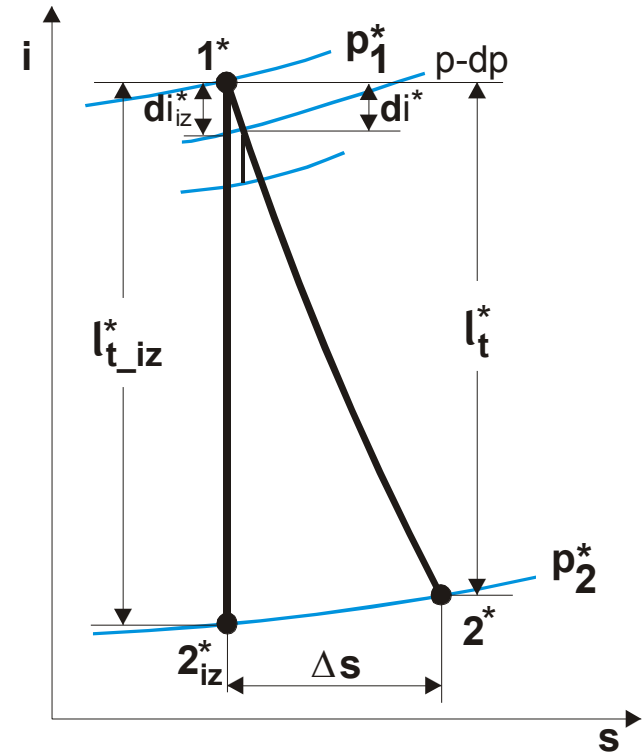
politropowa:

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

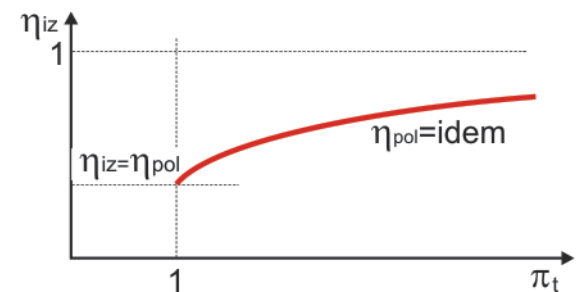
Przyrost entropii w turbinie:

$$\Delta s = s_2^* - s_1^* = c_p \ln \frac{T_2^*}{T_1^*} - R \ln \frac{p_2^*}{p_1^*} = R \ln \pi_T^{*1 - \eta_{t_pol}^*}$$

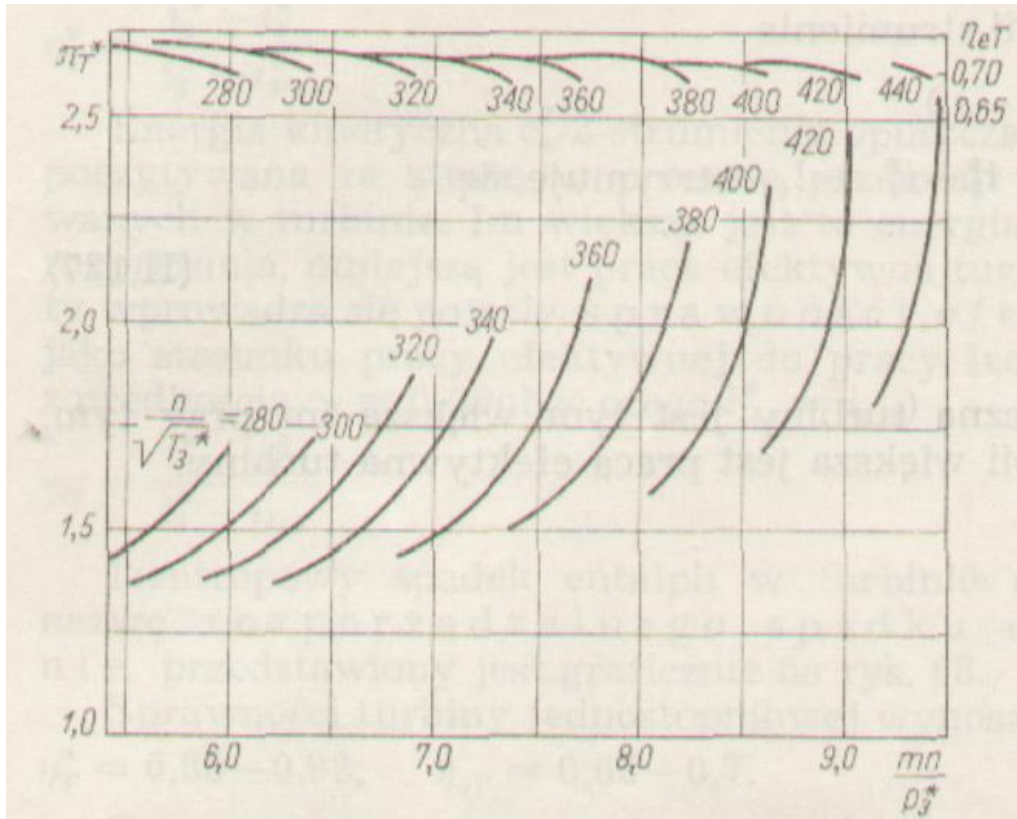
$$\Delta s = c_p \ln \frac{\pi_T^{*\frac{k-1}{k}}}{\eta_{t_iz}^* \pi_T^{*\frac{k-1}{k}} + 1 - \eta_{t_iz}^*}$$



Zależność sprawności izentropowej rozprężania od rozprężu dla stałej sprawności politropowej



Charakterystyka turbiny



KRYTERIA PODOBIENSTWA DLA PRZEPŁYWU PRZEZ TURBINĘ:

Wydatek zredukowany:

$$\dot{m}_{zr} = \dot{m} \frac{\sqrt{T_3^*}}{p_3^*}$$

Względny wydatek zredukowany:

$$\bar{\dot{m}} = \dot{m} \frac{\sqrt{T_3^*}}{p_3^*} / \left(\dot{m} \frac{\sqrt{T_3^*}}{p_3^*} \right)_{obl}$$

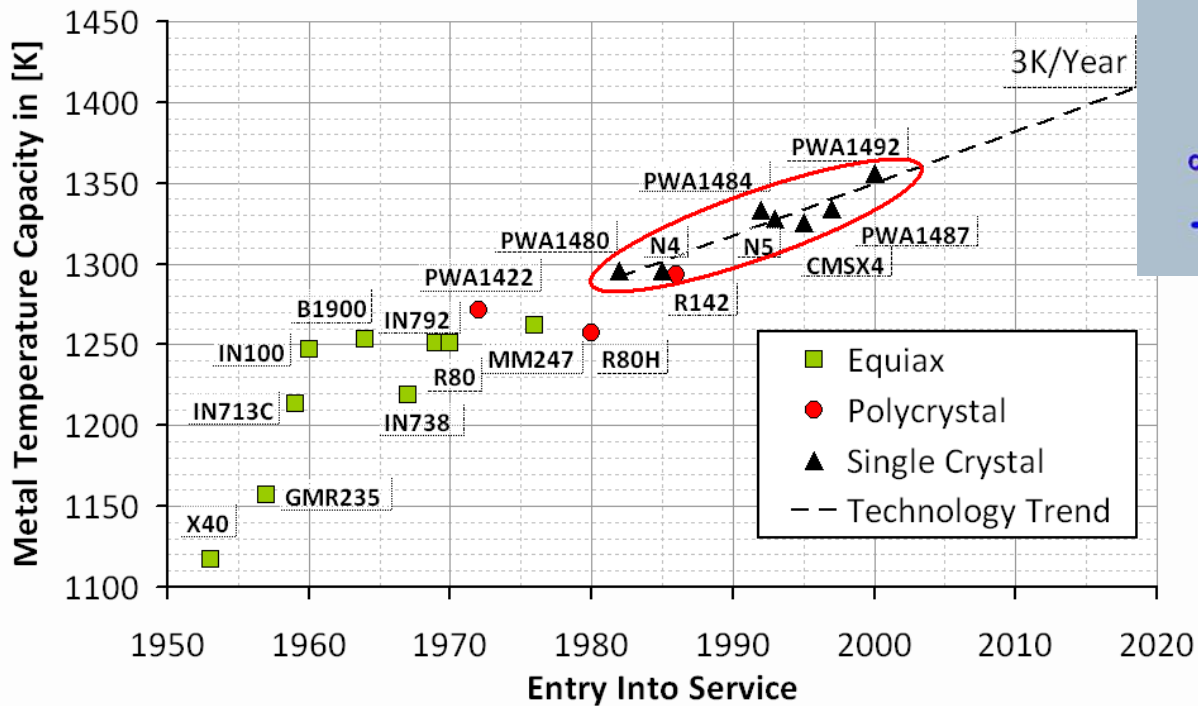
Prędkość zredukowana:

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

Względna prędkość zredukowana:

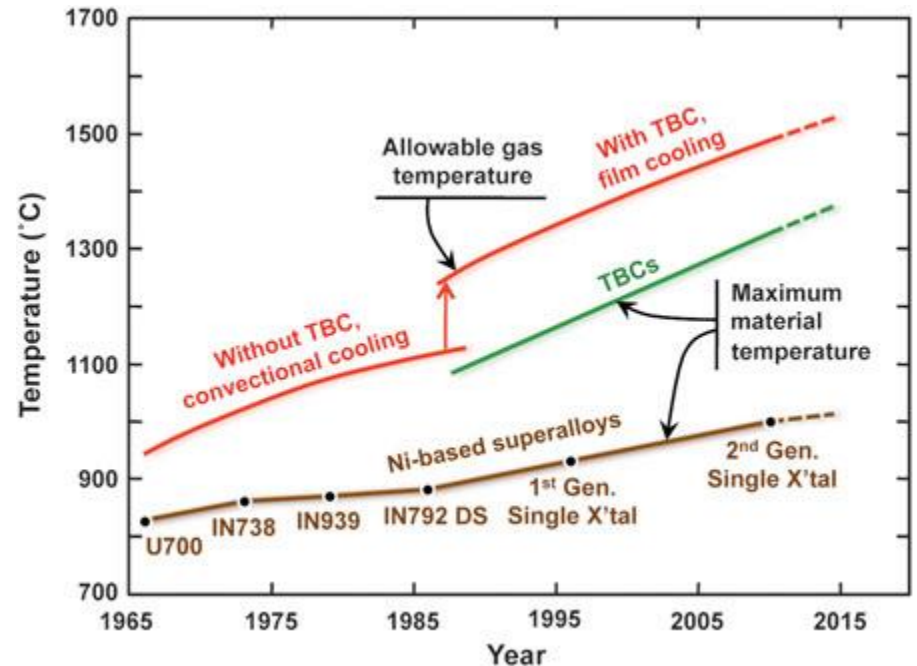
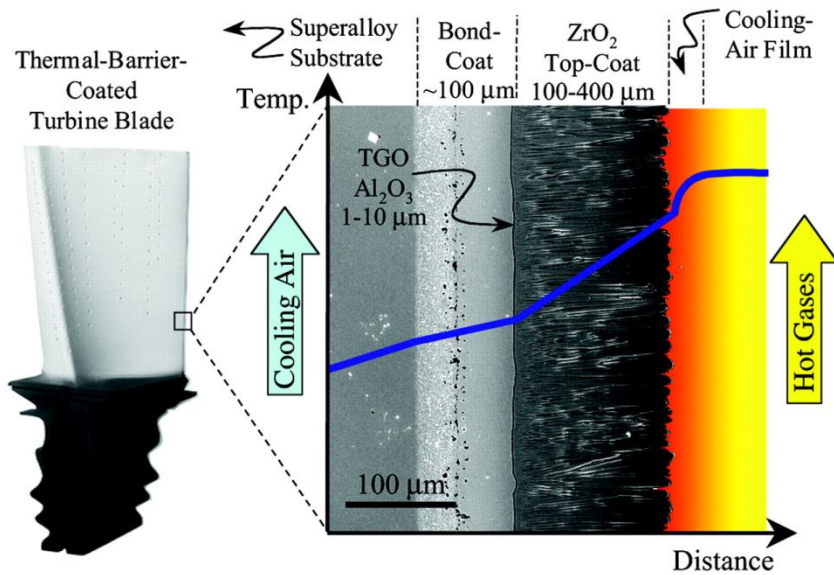
$$\bar{n} = \frac{n}{\sqrt{T_3^*}} / \left(\frac{n}{\sqrt{T_3^*}} \right)_{obl}$$

Materiały stosowane na części gorące silnika

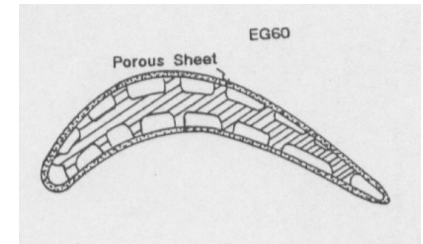
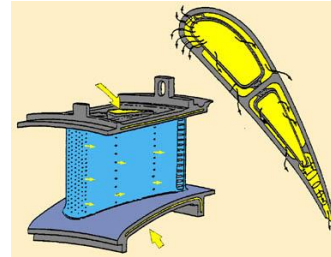
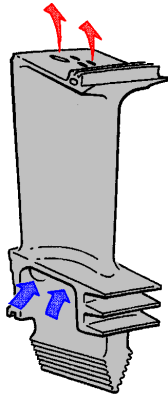


Temperatura pracy współczesnych materiałów (superstopów na bazie niklu) nie jest w stanie spełnić wymagań stawianych przez silniki lotnicze.

Wykorzystanie powłok ochronnych w celu zwiększenia wytrzymałości w wysokiej temperaturze



Systemy chłodzenia turbin



1250 K

1550 K

1800 K

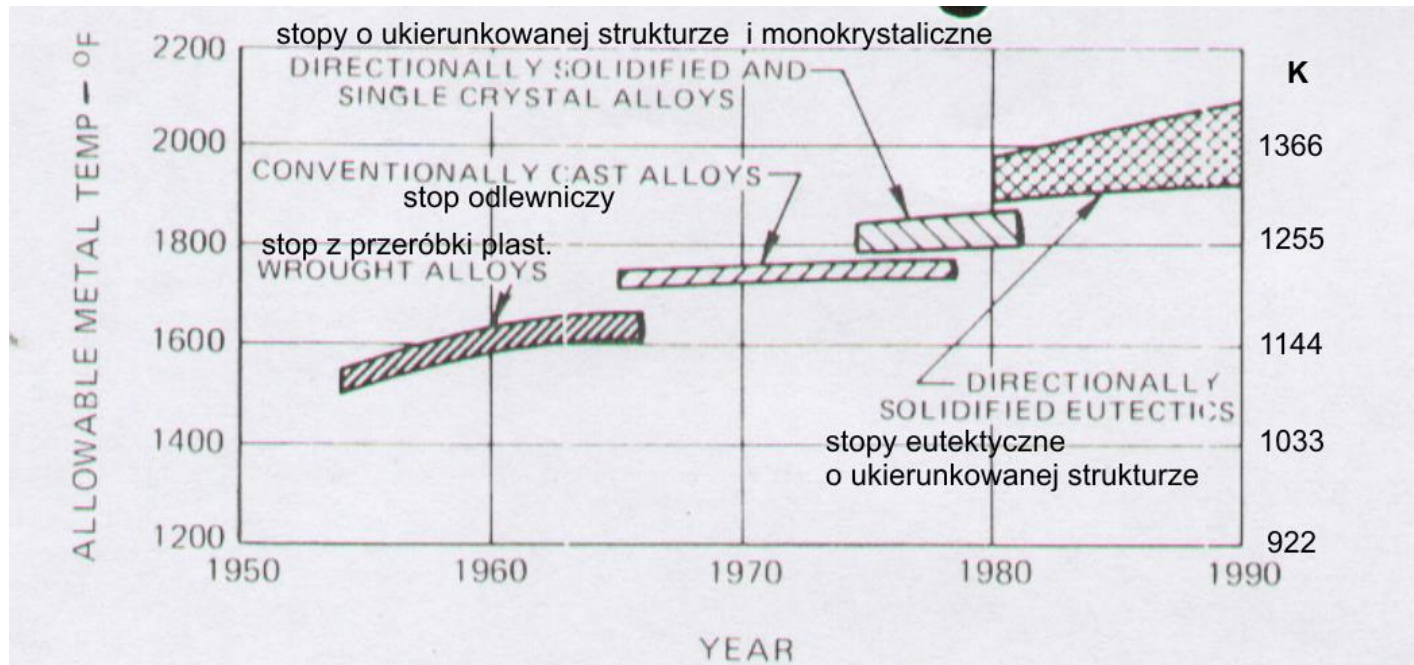
Chłodzenie
wewnętrzne

Chłodzenie
zewewnętrzne

Chłodzenie
transpiracyjne

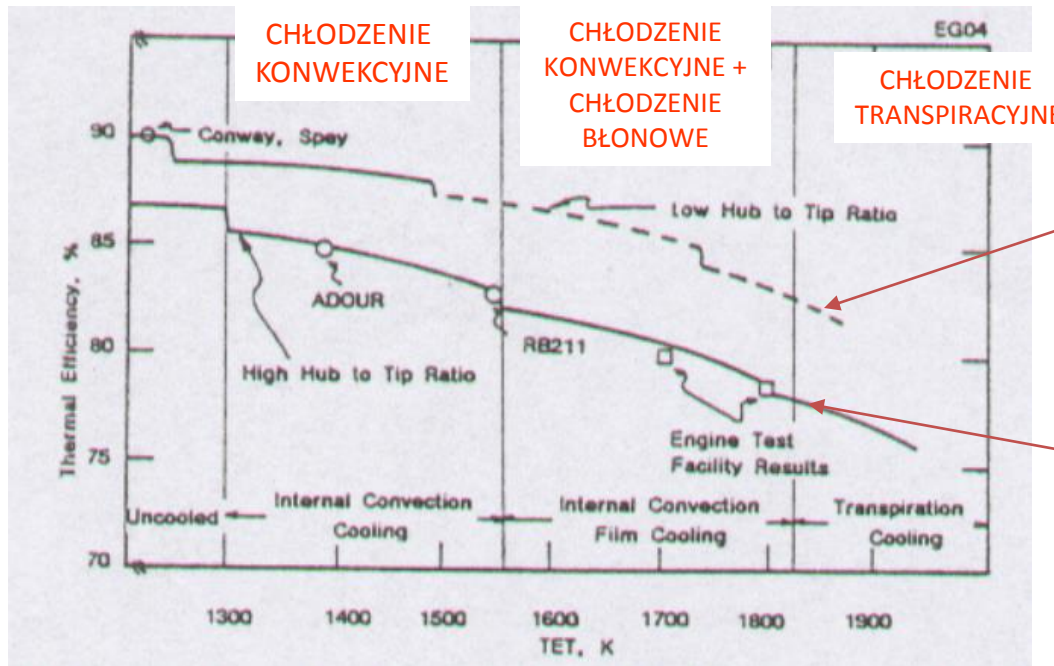
Wzrost obciążeń turbin – wynikające stąd rozwiązania

Rozwój nowoczesnych materiałów
oraz procesów wytwarzania



Chłodzenie turbiny

- Do ok. 1250-1300 K przy zastosowaniu stopów wysokotemperaturowych nie jest wymagane chłodzenie turbin
- Powyżej 1300 K wymagane jest chłodzenie turbin, a jego rodzaj jest ściśle związany z temperaturą przed turbiną

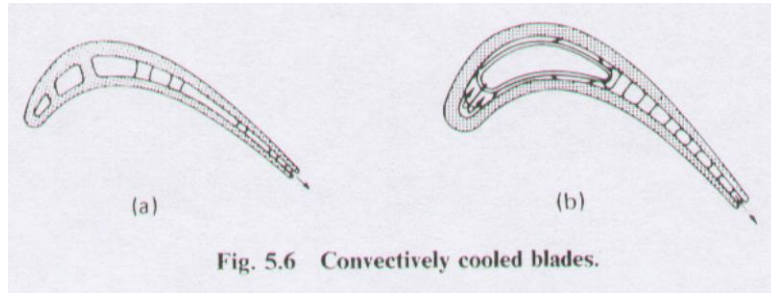


DLA DŁUŻSZYCH ŁOPAT

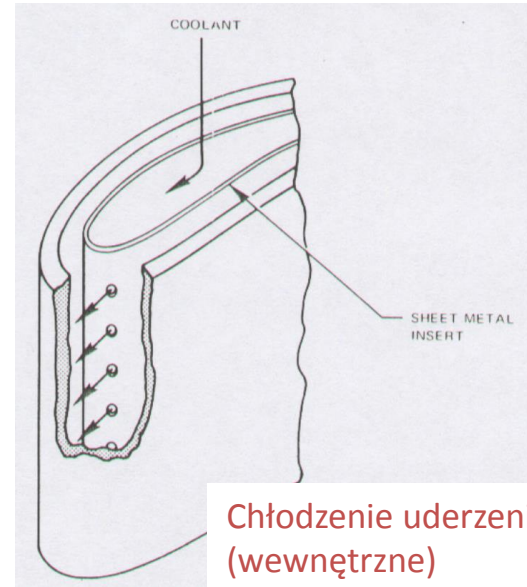
DLA KRÓTKICH ŁOPAT

Zależność sprawności turbiny od temperatury gazów przed turbiną

Metody chłodzenia turbin



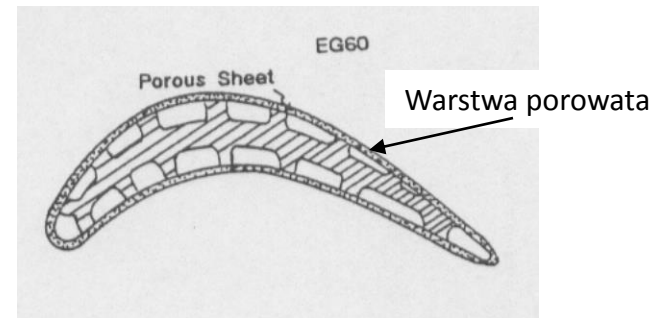
Chłodzenie konwekcyjne (wewnętrzne)



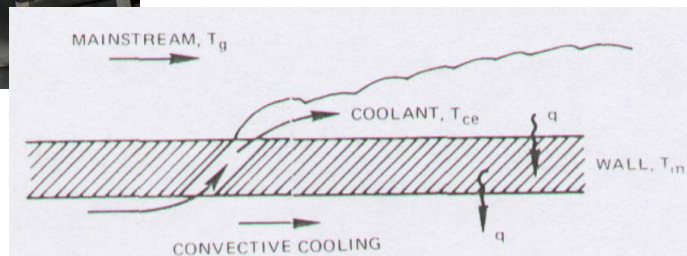
Chłodzenie uderzeniowe (wewnętrzne)



Chłodzenie błonowe

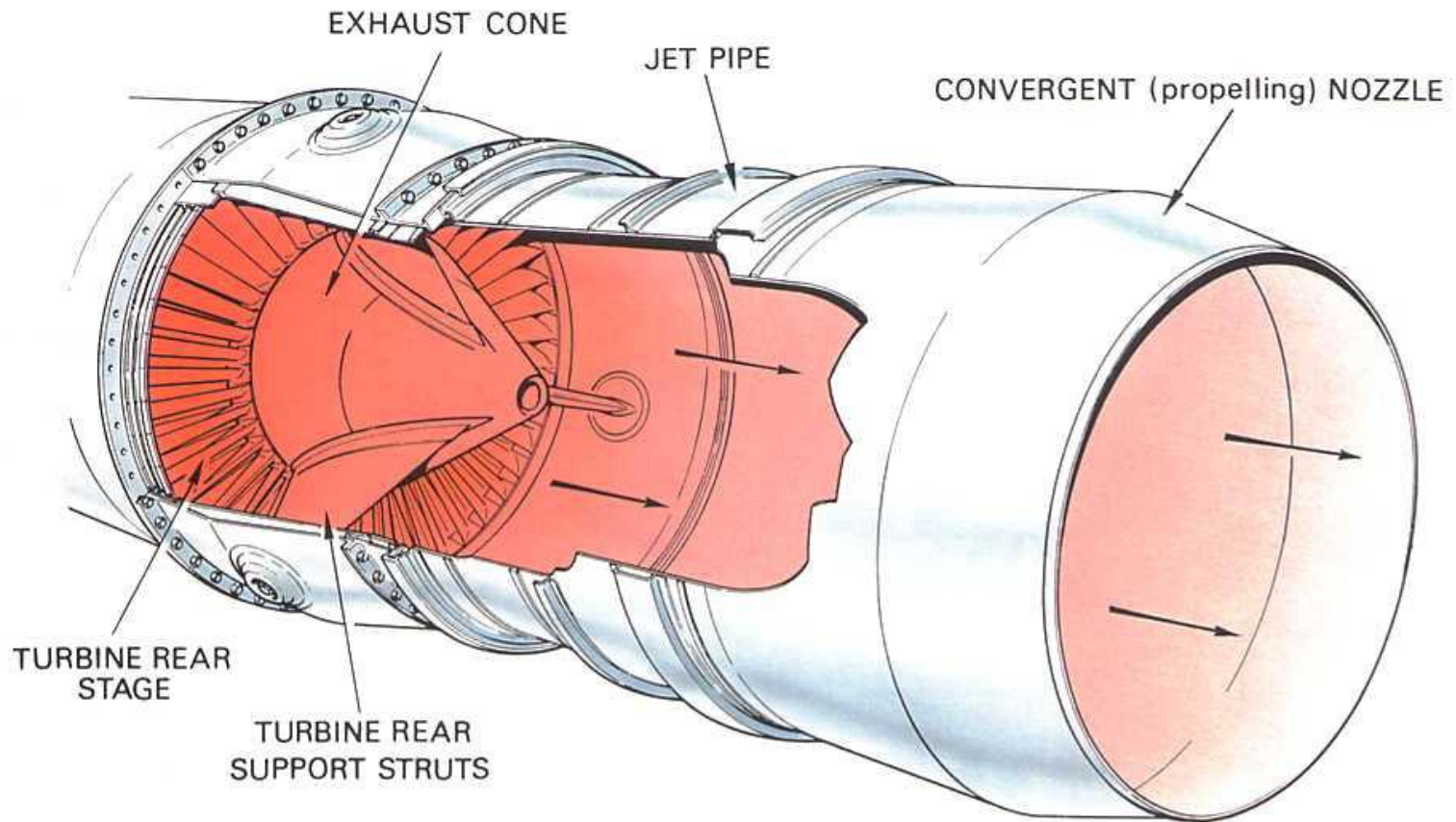


Chłodzenie transpiracyjne

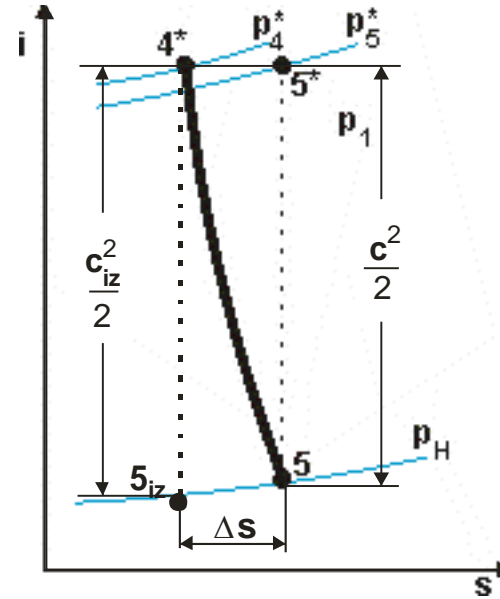
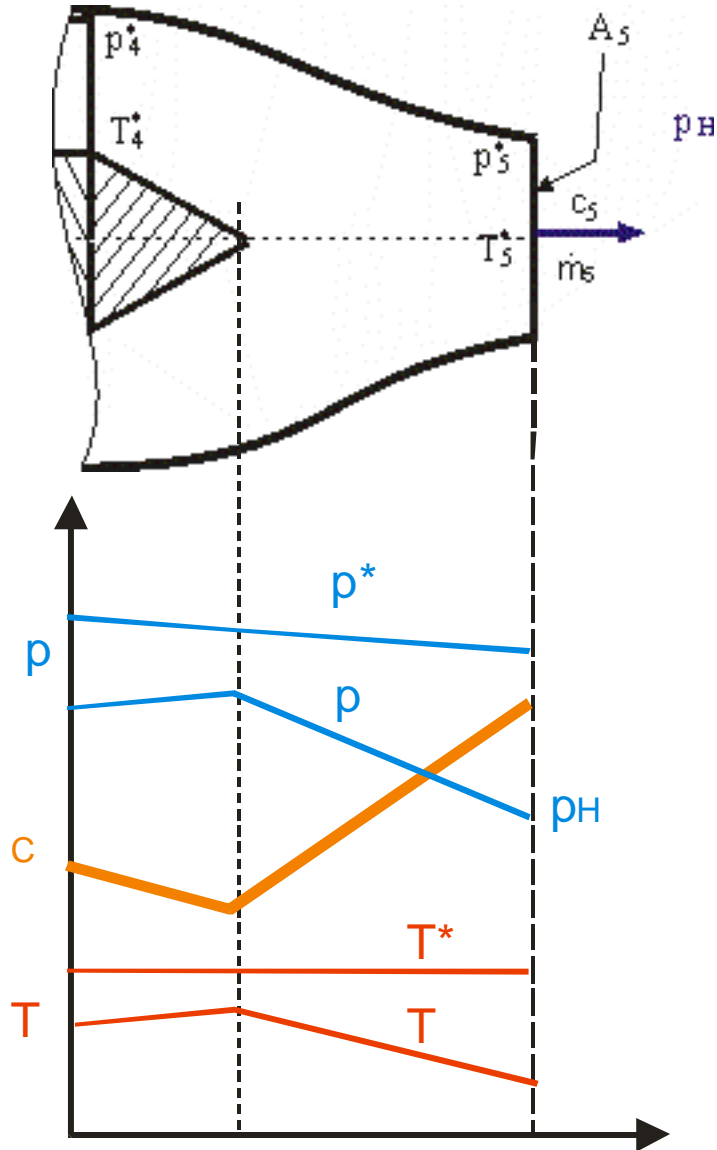


DYSZA WYLOTOWA

Dysza wylotowa silnika



Praca dyszy wylotowej

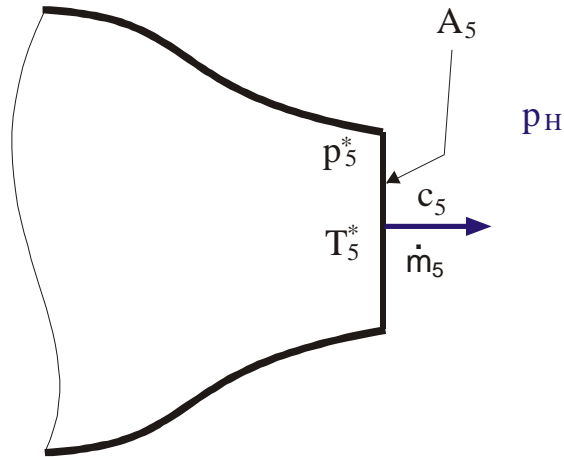


Straty ciśnienia w dyszy $\sigma_{dysz}^* = \frac{p_5^*}{p_4^*}$

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)

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

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

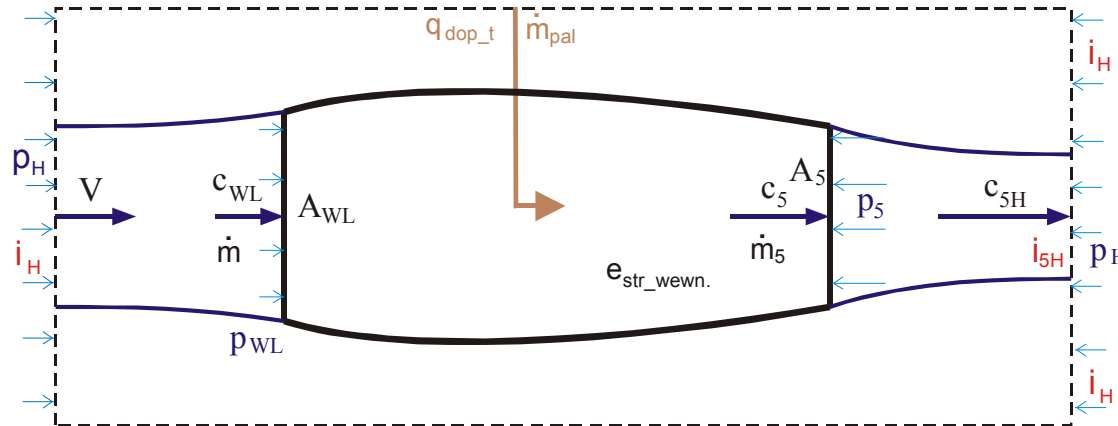
$$c_5 = \sqrt{2 \frac{k}{k+1} RT_5^*}$$

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

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:

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

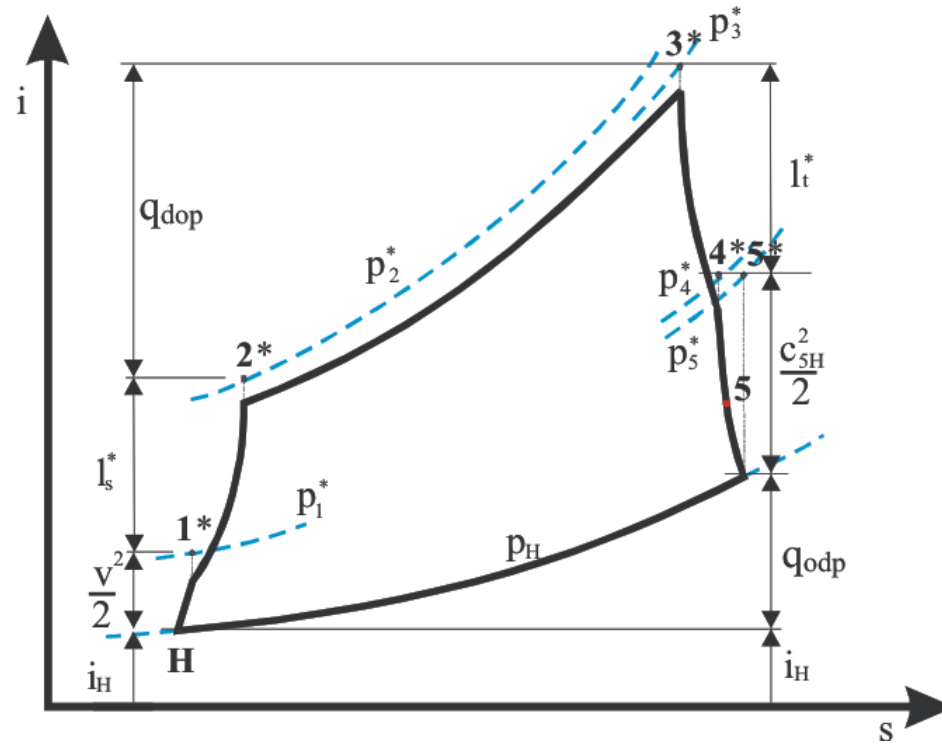
Ciąg silnika:

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

Sprawności silnika:

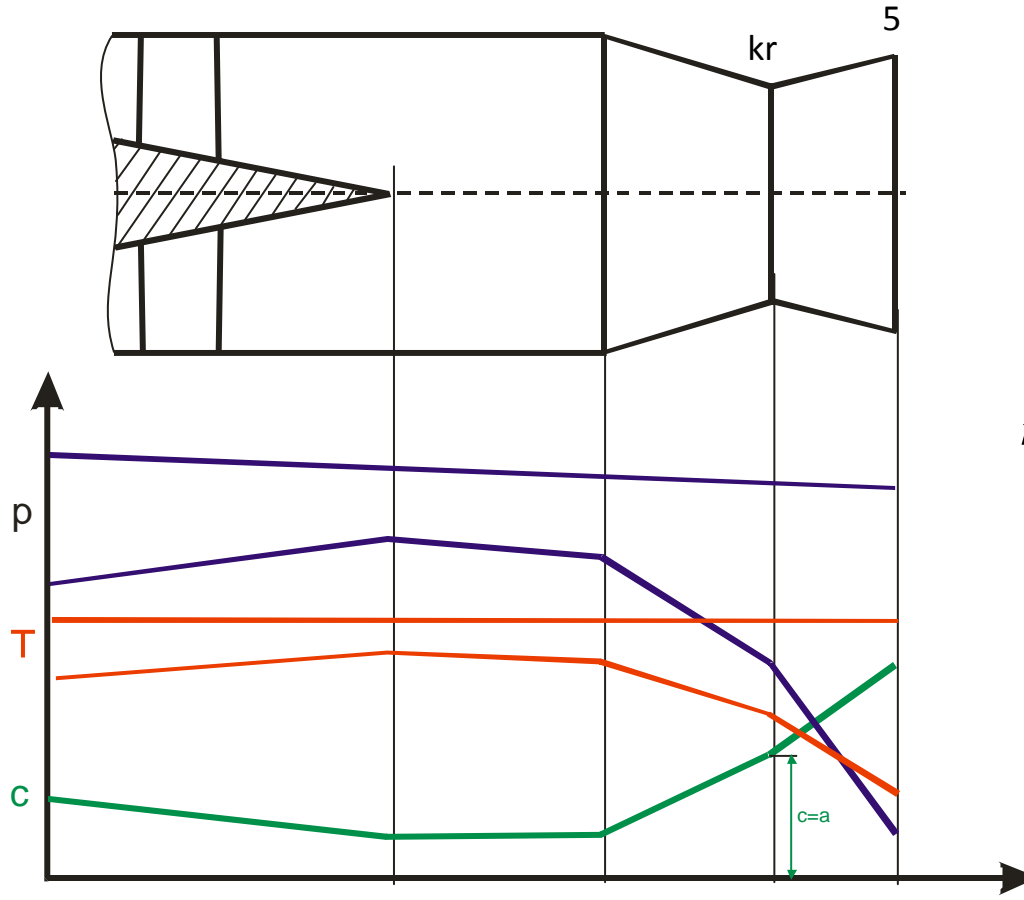
$$\eta_c = \left(\frac{\dot{m}_5 c_{5H}^2}{\dot{m} 2} - \frac{V^2}{2} \right) / (\tau_{pal} W_u) \quad \eta_k = k_j V_H / \left(\frac{\dot{m}_5 c_{5H}^2}{\dot{m} 2} - \frac{V^2}{2} \right) \quad \eta_o = k_j V_H / (\tau_{pal} W_u)$$

Wykres obiegu silnika o niezpełnym rozprężu spalin w dyszy wylotowej



W silniku o niezpełnym 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 niezpełnym 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 niezpełnego rozprężania w dyszy silnika

Praca dyszy wylotowej zbieżno-rozbieżnej



Przekrój krytyczny

$$c_{kr} = a$$

Limituje wydatek wypływających 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

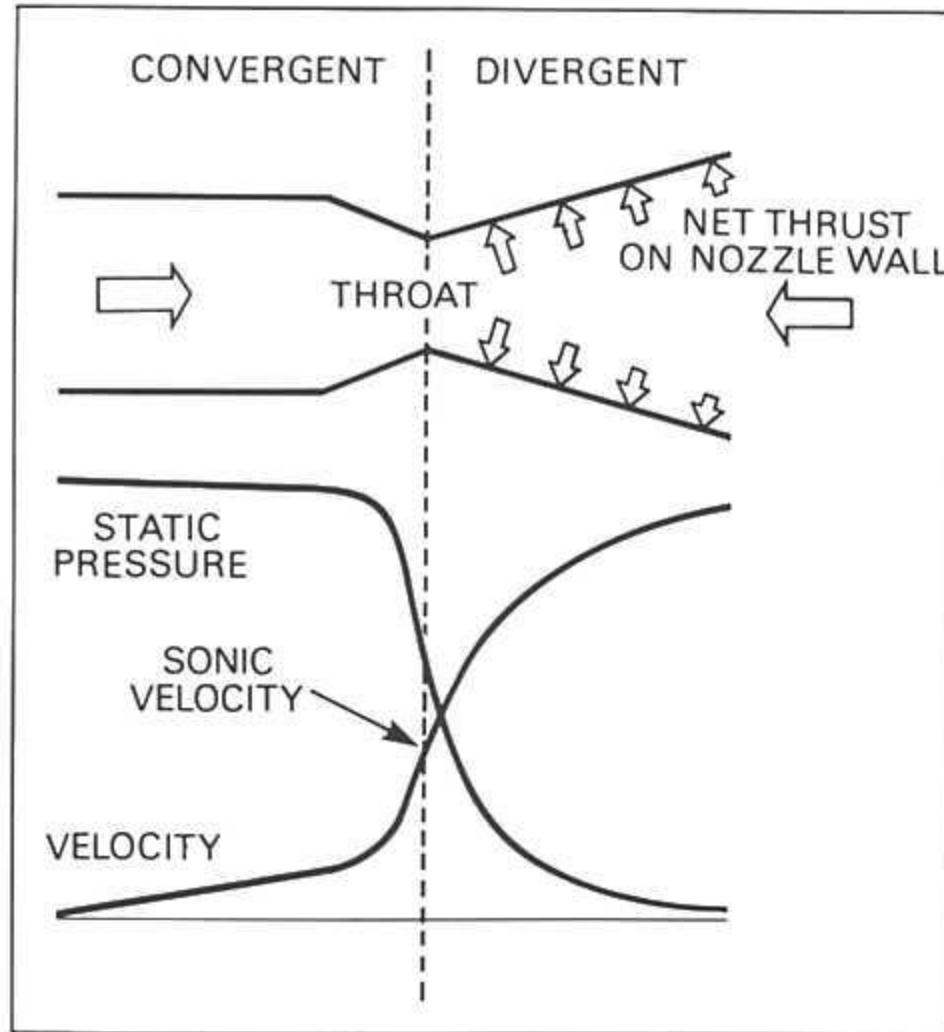
$$p_5 \approx p_H$$

$$c_5 > c_{kr}$$

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

DYSZA WYLOTOWA (NOZZLE)

Dysza zbieżno-rozbieżna

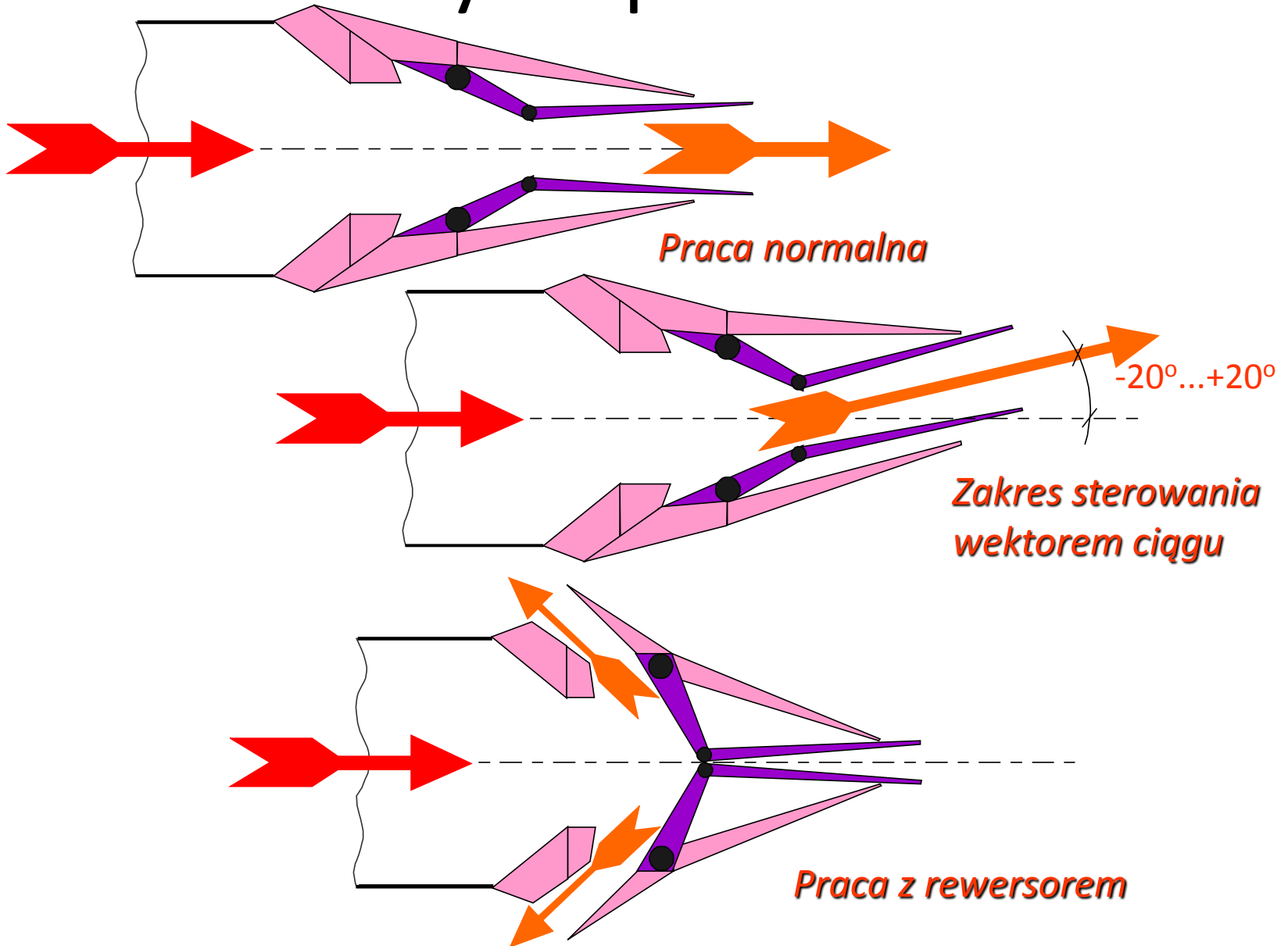


Wektorowanie ciągu samolotów wysokomanewrowych

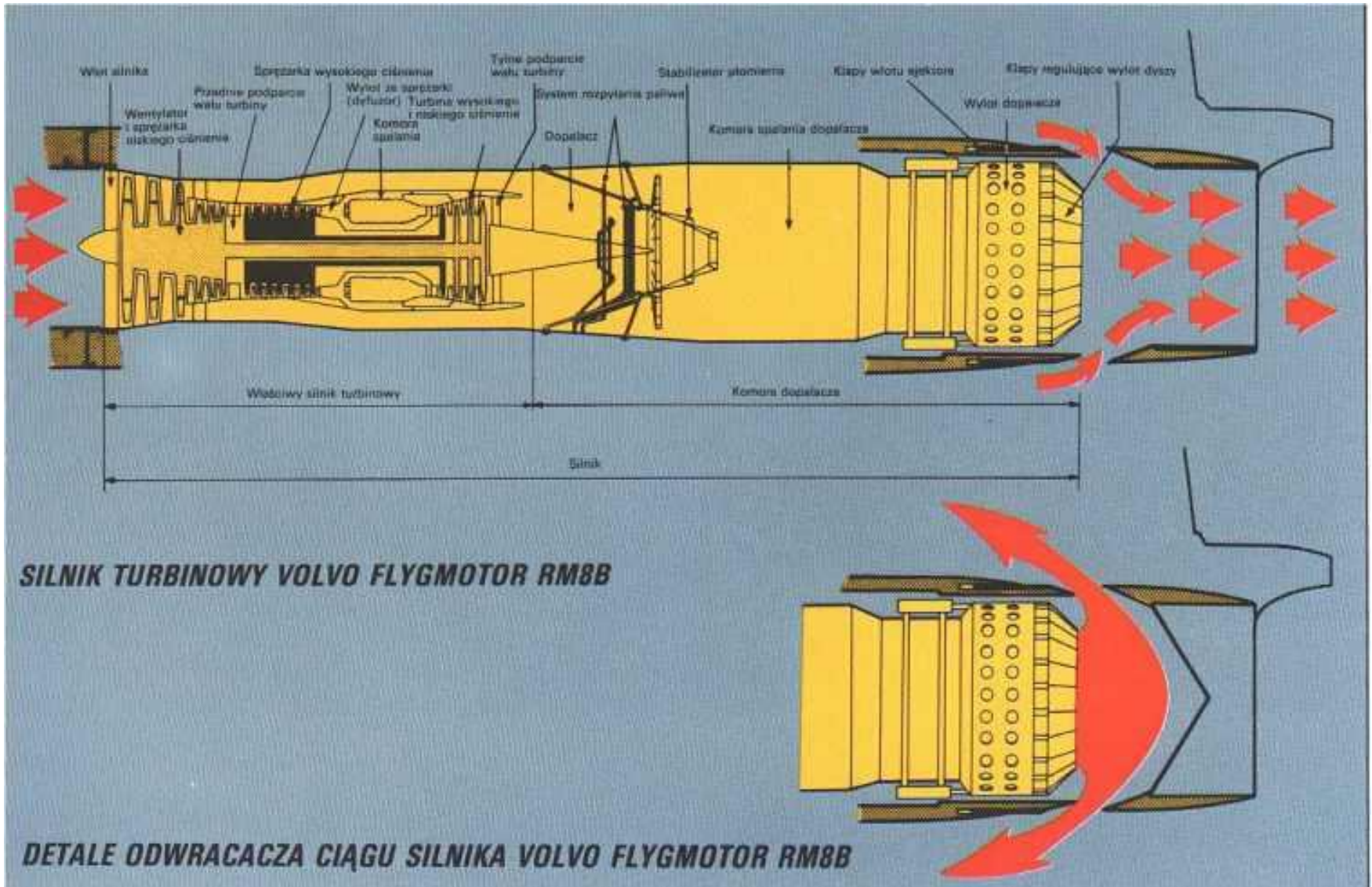
- Odchylenie strumienia



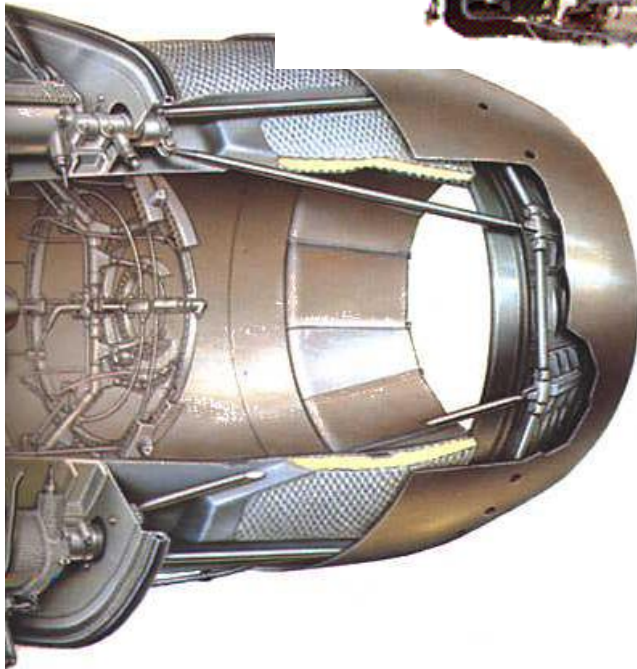
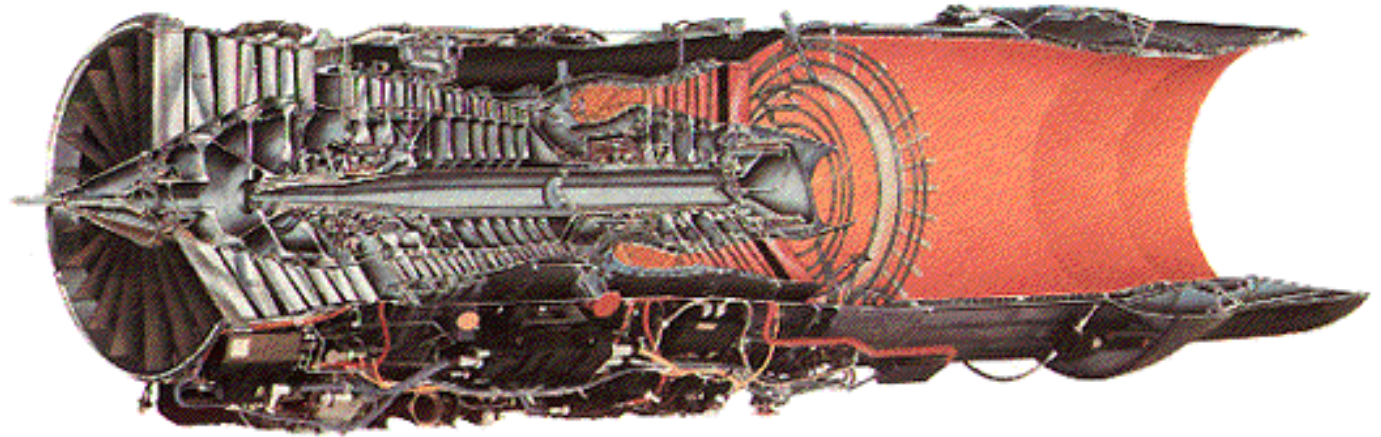
Dysze płaskkie



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