



**POLITECHNIKA
RZESZOWSKA**
im. IGNACEGO ŁUKASIEWICZA



**WYDZIAŁ
BUDOWY MASZYN
I LOTNICTWA**
POLITECHNIKI RZESZOWSKIEJ

Budowa silników lotniczych WYKŁAD

Dr inż. Arkadiusz BEDNARZ

Bud. L-33/213

Katedra Samolotów i Silników Lotniczych

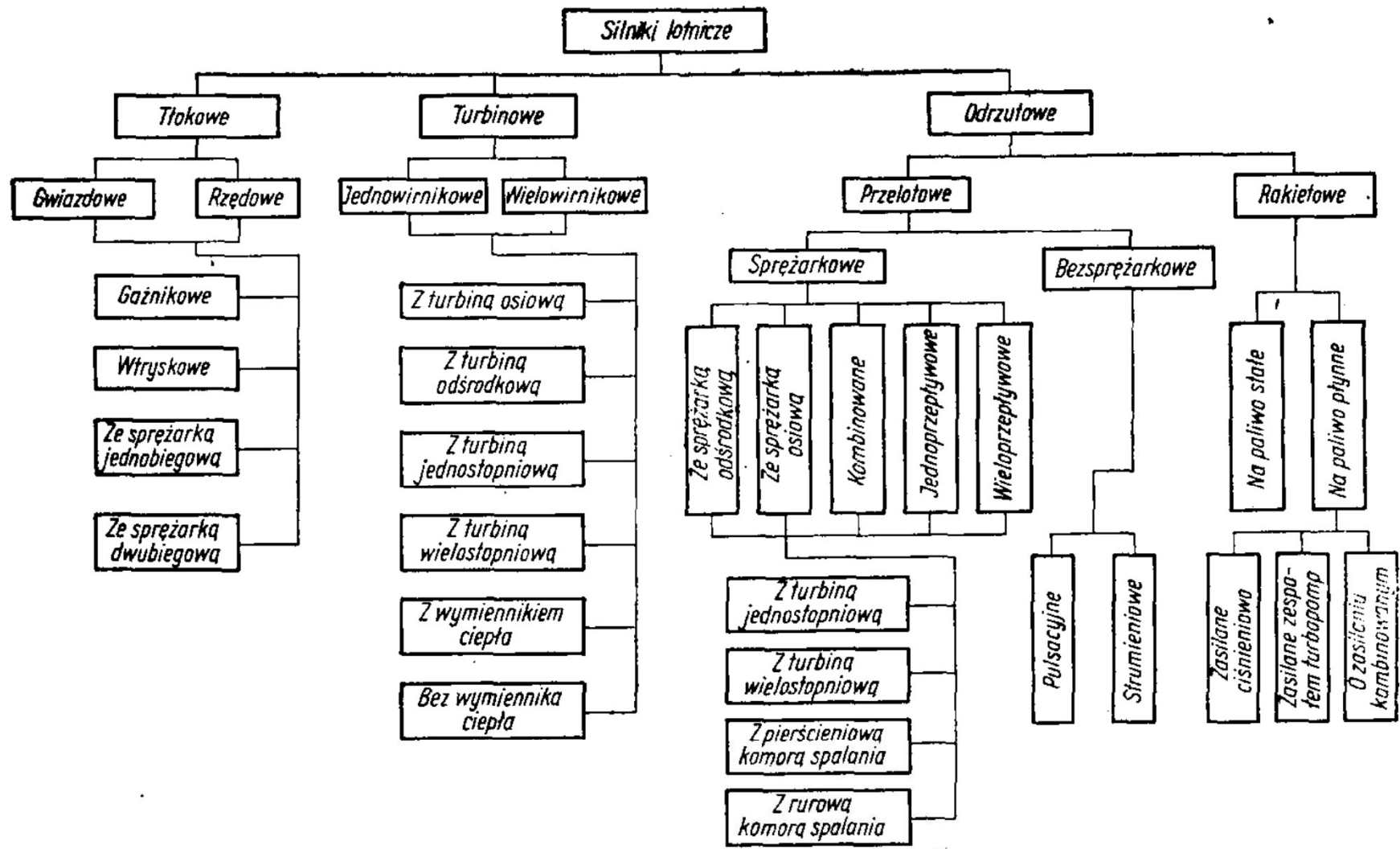
Klasyfikacja silników lotniczych

Znane i stosowane silniki lotnicze można podzielić na trzy zasadnicze grupy.

Pierwszą i zarazem najstarszą grupą są silniki służące do napędu śmigieł – tzw. Silniki śmigłowe. Druga grupa to silniki odrzutowe – przelotowe. Opanowanie produkcji silników tej grupy oraz dalsze ich doskonalenie było niemal rewolucyjnym przewrotem w lotnictwie. Trzecia grupa to silniki raketowe. Silniki tej grupy wytwarzają największe moce, a czas ich działania ograniczają przede wszystkim zapasy zabieranego paliwa.

Silniki śmigłowe dzielą się na tłokowe i turbinowe. Do chwili pojawienia się w eksploatacji silników turboodrzutowych i turbośmigłowych silniki tłokowe były powszechnie stosowanym napędem samolotów, a później i śmigłowców. W doskonaleniu lotniczych silników tłokowych niektóre z firm osiągnęły bardzo wysoki poziom techniczny, uwidaczniający się w dużej ekonomice (duża trwałość, małe zużycie paliwa) i korzystniejszych rozwiązaniach konstrukcyjnych (małe wymiary, mały ciężar konstrukcji przy jednoczesnej niezawodności pracy w okresach międzynaprawczych).

Wadą lotniczego silnika tłokowego jest zmniejszanie mocy wraz ze wzrostem wysokości lotu oraz drgania silnika wynikające przede wszystkim z posuwisto-zwrotnego ruchu tłoków. Znacznie spokojniejszy bieg ma silnik z tłokiem wirującym (silnik Wankla). Dotychczas jednak konstrukcja tych silników nie jest jeszcze w pełni dopracowana i stosowanie ich w lotnictwie ma charakter eksperymentalny.



Ogólna charakterystyka napędów lotniczych

Aby statek powietrzny mógł pozostać w locie poziomym, należy zapewnić ciąg, który jest równy i przeciwny do kierunku oporu samolotu. Ten ciąg lub siła napędowa jest zapewniona przez odpowiedni rodzaj silnika cieplnego.

Wszystkie silniki cieplne mają wspólną zdolność przekształcania energii cieplnej w energię mechaniczną poprzez przepływ pewnej masy płynu przez silnik. We wszystkich przypadkach energia cieplna jest uwalniana w punkcie cyklu, w którym ciśnienie jest wysokie (w stosunku do ciśnienia atmosferycznego).

Te silniki są zwykle podzielone na grupy lub typy w zależności od:

- (1) Płyn roboczy wykorzystywany w pracy silnika,
- (2) środki, za pomocą których energia mechaniczna jest przekształcana na siłę napędową (siłę ciągu), oraz
- (3) metoda sprężania czynnika roboczego w silniku.

Typ silnika	Proces sprężania	Czynnik roboczy wykorzystywany w silniku	Napędowy czynnik roboczy
Turboodrzutowy	Sprężarka napędzana turbiną	Mieszanka paliwowo-powietrzna	Taki sam jak czynnik roboczy w silniku
Turbośmigłowy	Sprężarka napędzana turbiną	Mieszanka paliwowo-powietrzna	Otoczające powietrze
Strumieniowy	Kompresja wywołana zmianą prędkości i ukształtowaniem kanału przepływowego	Mieszanka paliwowo-powietrzna	Taki sam jak czynnik roboczy w silniku
Pulsacyjny	Kompresja z powodu spalania	Mieszanka paliwowo-powietrzna	Taki sam jak czynnik roboczy w silniku
Tłokowy	Kompresja wywołana ruchem tłoków	Mieszanka paliwowo-powietrzna	Otoczające powietrze
Rakietowy	Kompresja z powodu spalania	Utleniacz / mieszanka paliwowa	Taki sam jak czynnik roboczy w silniku

Siła napędowa jest uzyskiwana przez przemieszczenie płynu roboczego (niekoniecznie tego samego płynu zastosowanego w silniku) w kierunku przeciwnym do tego, w którym napędzany jest samolot. Jest to zastosowanie trzeciej zasady ruchu Newtona. Powietrze jest głównym płynem stosowanym do napędu w każdym typie silnika (oprócz rakiety, w której tylko produkty uboczne spalania są przyspieszane i przemieszczane).

Śmigła samolotu napędzane silnikami tłokowymi lub turbośmigłowymi przyspieszają dużą masę powietrza poprzez niewielką zmianę prędkości. Płyn (powietrze) wykorzystywany do siły napędowej ma inną gęstość niż ta wykorzystywana w silniku do wytwarzania energii mechanicznej. Silniki turbinowe, strumieniowe i pulsacyjne przyspieszają mniejszą ilość powietrza dzięki dużej zmianie prędkości. Używają tego samego płynu roboczego do siły napędowej, która jest używana w silniku. Rakieta ma własny utleniacz, a nie wykorzystuje do spalania powietrza z otoczenia. Uwalnia gazowe produkty uboczne spalania przez dyszę wylotową z bardzo dużą prędkością.

Silniki charakteryzują się ponadto sposobem sprężania płynu roboczego przed dodaniem ciepła. Podstawowe metody kompresji to:

- (1) Sprężarka napędzana turbiną (silnik turbiny);
- (2) Przemieszczanie tłoka powodujące zmniejszenie objętości tłokowej (silnik tłokowy);
- (3) Kompresja czynnika spowodowana prędkością lotu do przodu (strumieniowy - ramjet);
- (4) Wzrost ciśnienia w wyniku spalania (silnik pulsacyjny i rakieta).

Wymagania ogólne

Wszystkie silniki muszą spełniać określone ogólne wymagania dotyczące wydajności, oszczędności i niezawodności. Oprócz tego, że silnik lotniczy jest ekonomiczny pod względem zużycia paliwa, musi być ekonomiczny (koszt pierwotnego zakupu i koszt konserwacji) i musi spełniać surowe wymagania dotyczące wydajności i niskiego stosunku masy do mocy. Musi być w stanie utrzymać wysoką moc wyjściową bez poświęcania niezawodności; musi także wykazywać wytrzymałość w trakcie długich okresów pracy między remontami. Musi być tak kompaktowy, jak to możliwe, a jednocześnie mieć łatwy dostęp w celu konserwacji. Wymagane jest, aby był możliwie wolny od wibracji i był w stanie pokryć szeroki zakres mocy wyjściowej przy różnych prędkościach i wysokościach.

Te wymagania narzucają stosowanie układów zapłonowych, które dostarczą impuls zapłonowy do świec zapłonowych we właściwym czasie, przy każdej pogodzie i w innych niesprzyjających warunkach. Potrzebne są urządzenia do pomiaru paliwa, które dostarczą paliwo we właściwej proporcji do powietrza pobieranego przez silnik, niezależnie od położenia, wysokości lub rodzaju pogody, w której silnik jest eksploatowany. Silnik potrzebuje układu olejowego, który dostarcza olej pod odpowiednim ciśnieniem do wszystkich pracujących części silnika podczas jego pracy. Musi także posiadać układ jednostek tłumiących, aby tłumić wibracje silnika podczas pracy.

Moc i waga

Użyteczną mocą wszystkich elektrowni lotniczych jest ciąg czyli siła, która napędza samolot. Ponieważ silnik tłokowy jest oceniany w b. hp. (moc w KM wyznaczona na hamowani – brake horse power), a silnik turbinowy jest oceniany w Newtonach, nie można dokonać bezpośredniego porównania. Ponieważ jednak kombinacja silnik tłokowy / śmigło otrzymuje swój ciąg od śmigła, można dokonać porównania poprzez zamianę mocy (KM w Wattach) wytworzonej przez silnik tłokowy na ciąg.

W razie potrzeby ciąg silnika turbinowego można przekształcić w t.hp. (moc ciągu - thrust horse power). Ale należy wziąć pod uwagę prędkość samolotu. Konwersji można dokonać za pomocą wzoru:

$$1 \text{ KM} = 735,49875 \text{ W}$$

$$1 \text{ t. hp.} = \frac{\text{ciąg [N]} * \text{prędkość lotu } [\frac{m}{s}]}{735,49875}$$

Konieczne jest obliczenie mocy dla każdej prędkości samolotu, ponieważ moc zmienia się w zależności od prędkości. Dlatego nie jest praktyczne ocenianie lub porównywanie mocy silnika turbinowego na podstawie Koni Mechanicznych.

Silnik lotniczy pracuje ze stosunkowo wysokim procentem maksymalnej mocy wyjściowej przez cały okres użytkowania. Silnik samolotu ma pełną moc wyjściową przy każdym starcie. Może oferować tę moc przez okres zdefiniowany przez producenta. Silnik rzadko jest utrzymywany z maksymalną mocą przez ponad 2 minuty (zwykle nie tak długo – w projektowaniu uwzględnia się 2,5 minuty). W ciągu kilku sekund po oderwaniu, moc zostaje zredukowana do mocy wykorzystywanej do wznoszenia i którą można utrzymać przez dłuższy czas. Po tym, jak samolot wzniósł się na wysokość przelotową, moc silnika (ów) jest dalej zredukowana do mocy przelotowej, którą można utrzymać przez cały czas lotu.

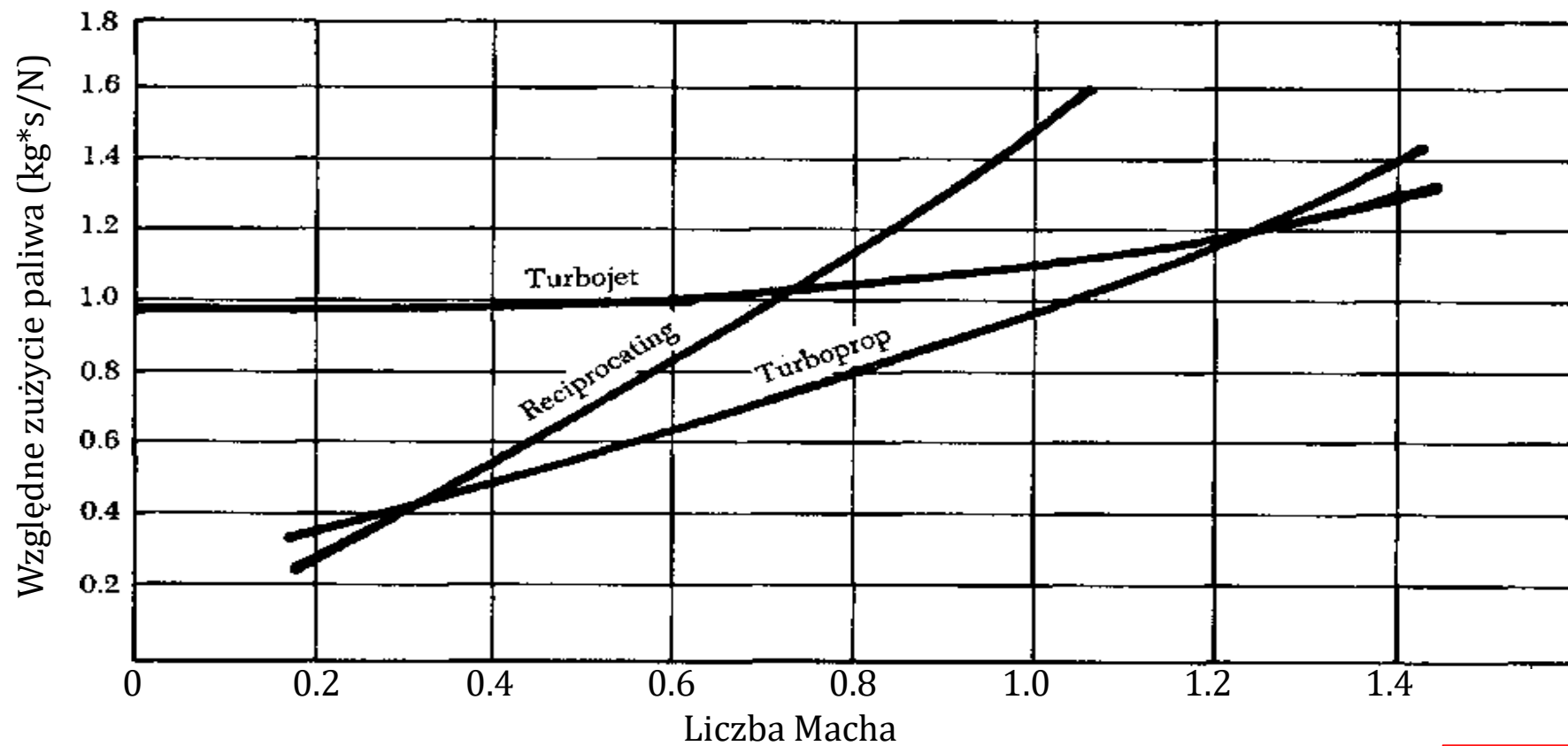
Jeżeli masa silnika przypadająca na moc hamowania (zwana masą właściwą silnika) zostanie zmniejszona, to użyteczne obciążenie, które może unieść statek powietrzny, i oczywiście osiągi statku powietrznego wzrosną. Każdy nadmiar kilogramów przenoszony przez silnik lotniczy zmniejsza jego osiągi. Ogromne korzyści w zakresie zmniejszenia masy silnika lotniczego dzięki ulepszeniu konstrukcji i metalurgii spowodowały, że silniki tłokowe wytwarzają obecnie około 2 KM za każdy kilogram swojej masy.

Oszczędność paliwa

Podstawowym parametrem opisującym ekonomikę paliwową silników lotniczych jest zużycie paliwa. Względne zużycie paliwa w przypadku silników turboodrzutowych i strumieniowych to przepływ paliwa (kg/s) podzielone przez ciąg (N). W przypadku silników tłokowych przepływ paliwa (kg/s) podzielone przez b.hp. (brake horsepower). W przypadku silnika turbośmigłowego stosuje się równoważne jednostkowe zużycie paliwa i jest to przepływ paliwa w kilogramach na sekundę podzielony przez równoważną moc wału turbośmigła. Porównania mogą być dokonywane między różnymi silnikami na podstawie określonego zużycia paliwa.

Przy niskiej prędkości silniki tłokowe i turbośmigłowe mają lepszą ekonomikę niż silniki turboodrzutowe. Jednak przy dużych prędkościach, ze względu na straty w wydajności śmigła, wydajność silnika tłokowego staje się niższa niż w turboodrzutowym.

Zależność względnego zużycia paliwa od liczby Macha



Tłokowy - reciprocating
Turbojet - turbinowy
Turboprop - turbośmigłowy

Trwałość i niezawodność

Trwałość i niezawodność są zwykle uważane za identyczne czynniki, ponieważ trudno jest wymienić jeden bez drugiego. Silnik lotniczy jest niezawodny, gdy może osiągać określone parametry w bardzo różnych fazach lotu i przy ekstremalnych warunkach pogodowych. Normy niezawodności zespołu napędowego są uzgadniane przez FAA/JAA/EASA, producenta silnika i producenta płatowca. Producent silnika zapewnia niezawodność swojego produktu poprzez projektowanie, badania i testy. Utrzymywana jest ścisła kontrola procedur produkcji i montażu, a każdy silnik jest testowany zanim opuści fabrykę.

Trwałość to uzyskana żywotność silnika przy zachowaniu pożądanej niezawodności. Fakt, że silnik pomyślnie przeszedł test typu (TYPE CERTIFICATE) dowodzi, że można go eksploatować w normalny sposób przez długi czas (bez przeglądów pomiędzy kolejnymi zaplanowanymi serwisami). TBO (czas między przeglądami) zmienia się w zależności od warunków pracy, takich jak temperatura silnika, ilość czasu pracy silnika przy ustawieniu dużej mocy oraz otrzymana konserwacja.

W ten sposób producent wbudował w silnik niezawodność i trwałość, ale o stałej niezawodności silnika decyduje konserwacja, przegląd i obsługa. Staranne metody konserwacji i remontu, dokładne okresowe kontrole i kontrole wstępne oraz ścisłe przestrzeganie limitów eksploatacyjnych ustalonych przez producenta silnika sprawią, że awaria silnika jest rzadkim zjawiskiem.

Elastyczność operacyjna

Elastyczność operacyjna to zdolność silnika do płynnej pracy i zapewnienia pożądanej wydajności przy wszystkich prędkościach od biegu jałowego do pełnej mocy wyjściowej. Silnik lotniczy musi również działać skutecznie w każdych warunkach atmosferycznych spotykanych w eksploatacji statku powietrznego.

Zwarta budowa

Aby uzyskać właściwe usprawnienie i wyważenie samolotu, kształt i rozmiar silnika muszą być możliwie jak najmniejsze. W samolotach jednosilnikowych kształt i rozmiar silnika również wpływają na widok pilota (w przypadku silnika montowanego w dziobie samolotu), dzięki czemu mniejszy silnik jest lepszy z tego punktu widzenia, a ponadto zmniejsza opór spowodowany przez duży obszar czołowy.

Ograniczenia masy są oczywiście ściśle związane z wymogiem zwartości. Im bardziej wydłużony i rozłożony jest silnik, tym trudniej jest utrzymać ciężar właściwy w dopuszczalnych granicach (odpowiednim wyważeniem płatowca).

Dobór silnika do płatowca

Ciężar właściwy silnika i zużycie paliwa zostały umówione na poprzednich slajdach, ale w przypadku niektórych wymagań projektowych ostateczny wybór zespołu napędowego może być oparty na czynnikach innych niż te, które można omówić z analitycznego punktu widzenia.

Dla statków powietrznych, których prędkości przelotowe nie przekroczą 400 km/h – zazwyczaj dobiera się silnik tłokowy. Gdy ekonomia jest wymagana w paśmie niskich prędkości, wybiera się konwencjonalny silnik tłokowy ze względu na jego doskonałą wydajność. Gdy wymagana jest wydajność na dużej wysokości, można wybrać turbodoładowany silnik tłokowy, ponieważ jest on w stanie utrzymać moc znamionową na dużej wysokości (powyżej 9000 m n.p.m.).

W zakresie prędkości przelotowych od 290 do 560 km/h - silnik turbośmigłowy działa lepiej niż inne typy silników. Rozwija większą moc na 1 kg masy niż silnik tłokowy, umożliwiając w ten sposób większe obciążenie paliwem lub ładowność dla silników o danej mocy.

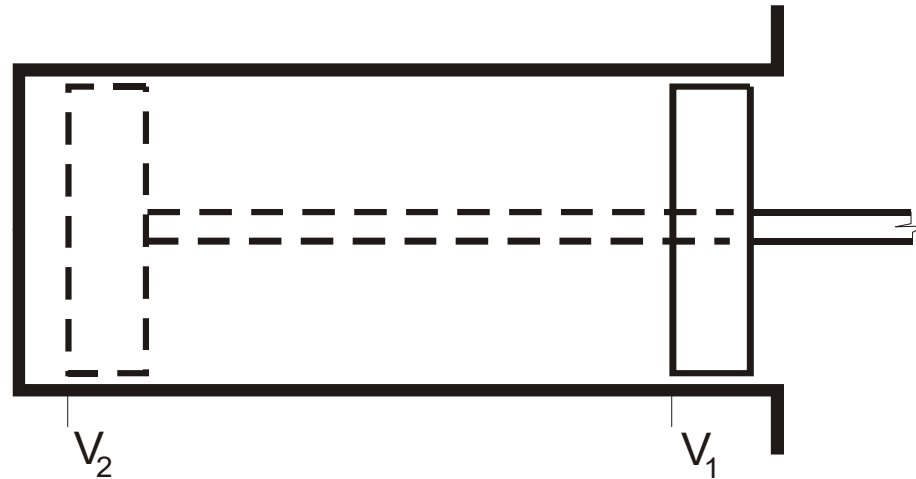
Maksymalna ogólna sprawność turbośmigłowego zespołu napędowego jest mniejsza niż w przypadku silnika tłokowego przy niskiej prędkości. Silniki turbośmigłowe pracują najbardziej ekonomicznie na dużych wysokościach, ale mają nieco niższy pułap serwisowy niż turbodoładowane silniki tłokowe. Oszczędność działania silników turbośmigłowych będzie zwykle gorsza niż w przypadku silników tłokowych, ponieważ samoloty typu cargo są zwykle zaprojektowane do pracy z niską prędkością. Z drugiej strony koszt eksploatacji silnika turbośmigłowego może zbliżyć się do kosztu silnika tłokowego, ponieważ pali on tańsze paliwo.

Samoloty przeznaczone do lotu z dużymi prędkościami poddźwiękowymi (aż do 2 Machów) są napędzane silnikami turboodrzutowymi (turbinowymi). Podobnie jak turbośmigłowy, silnik turboodrzutowy działa najskuteczniej na dużych wysokościach. Oszczędność paliwa w szybkich samolotach z napędem turbinowym, pod względem kilometra na kilogram paliwa, jest gorsza niż w przypadku niskich prędkości z silnikami tłokowymi.

Jednak silniki tłokowe są bardziej złożone w działaniu niż inne silniki. Zmiana ustawienia mocy w niektórych instalacjach silnika tłokowego może wymagać regulacji pięciu elementów sterowania, ale zmiana mocy w silniku turboodrzutowym wymaga jedynie zmiany ustawienia przepustnicy. Ponadto w instalacjach tłokowych obserwuje się większą liczbę temperatur i ciśnień krytycznych niż w instalacjach silników turboodrzutowych lub turbośmigłowych.

Silniki tłokowe

Obieg silnika tłokowego



V_1 - objętość maksymalna

V_2 - objętość minimalna

$V_s = V_1 - V_2$ - objętość skokowa

$\varepsilon = V_1/V_2$ - stopień sprężania

Obiegi silnika

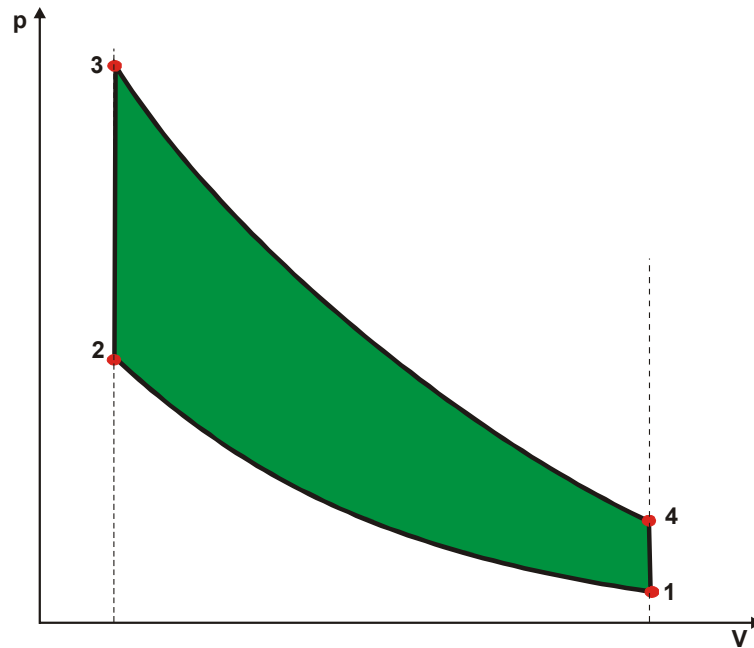
- Teoretyczny – jest wzorcem przedstawiającym przy pomocy przemian idealnych obieg energii w silniku. Czynniki robocze opisane są za pomocą modelu gazu doskonałego (Carnota, Joula, Brytona, Otto)
- Porównawczy - obieg bardziej dostosowany ze względu na analizę silników spalinowych, wykorzystujący opis zachodzących przemian jako odwracalne, przy czym model czynnika roboczego traktuje się jako gaz półdoskonały lub rzeczywisty oraz uwzględnia się suwy wymiany ładunku
- Rzeczywisty – ujmujący najpełniej ogół zjawisk występujących w silniku, bazujący na możliwie jak najdokładniejszym opisie rzeczywistych zjawisk zachodzących w silniku spalinowym. Obieg można otrzymać na podstawie wykresu indykatorowego

Obieg teoretyczny

- Przemiany w obiegu są przemianami odwracalnymi
- Czynnik roboczy jest traktowany jako gaz idealny (c_p , c_v , k , R – stałe)
- Pomija się zmianę ilości czynnika w obiegu
- Proces spalania traktuje się jako równoważny mu proces doprowadzenia ciepła
- Proces wymiany ładunku przyjmuje się jako proces odprowadzenia ciepła z układu

Obiegi teoretyczne silnika tłokowego iskrowego– Obieg Otto

Obieg Otto

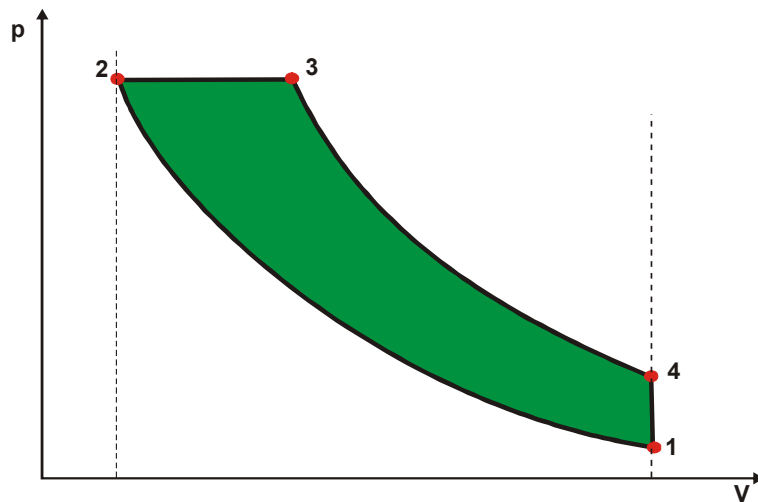


- 1-2 izentropowe sprężanie
- 2-3 izochoryczne doprowadzenie ciepła
- 3-4 izentropowe rozprężanie
- 4-1 izochoryczne odprowadzenie ciepła

**Przybliżony model pracy silnika o
zapłonie iskrowym**

Obiegi teoretyczne silnika tłokowego wysokopreżnego niskoobrotowego– Obieg Diesla

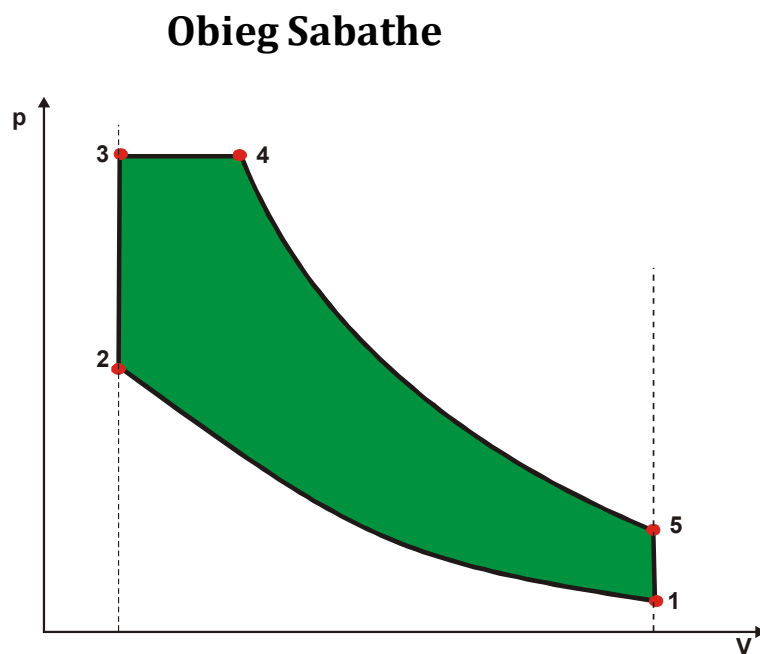
Obieg Diesla



- 1-2 izentropowe sprężanie
- 2-3 izobaryczne doprowadzenie ciepła
- 3-4 izentropowe rozprężanie
- 4-1 izochoryczne odprowadzenie ciepła

**Przybliżony model pracy
wolnossącego silnika o zapłonie
samoczynnym**

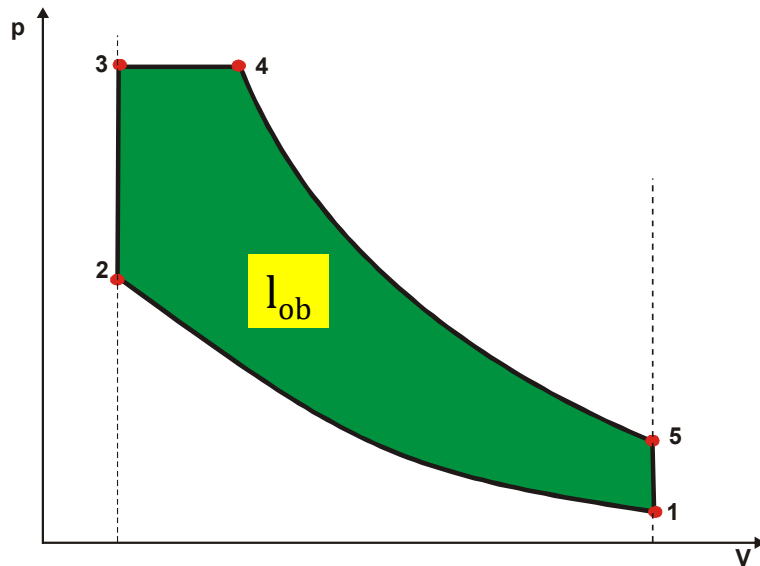
Obiegi teoretyczne silnika tłokowego szybkoobrotowego z zapłonem samoczynnym – Obieg Sabathe



- 1-2 izentropowe sprężanie
- 2-3 izobaryczne doprowadzenie ciepła
- 3-4 izochoryczne doprowadzenie ciepła
- 4-5 izentropowe rozprężanie
- 5-1 izochoryczne odprowadzenie ciepła

Przybliżony model pracy współczesnych silników o zapłonie samoczynnym

Praca obiegu i sprawność cieplna obiegu silnika



PRACA OBIEGU

$$l_{ob} = q_{dop} - q_{odp}$$

CEPŁO DOPROWADZONE

$$q_{dop} = q_{2-3} + q_{3-4} = c_v (T_3 - T_2) + c_p (T_4 - T_3)$$

CEPŁO ODPROWADZONE

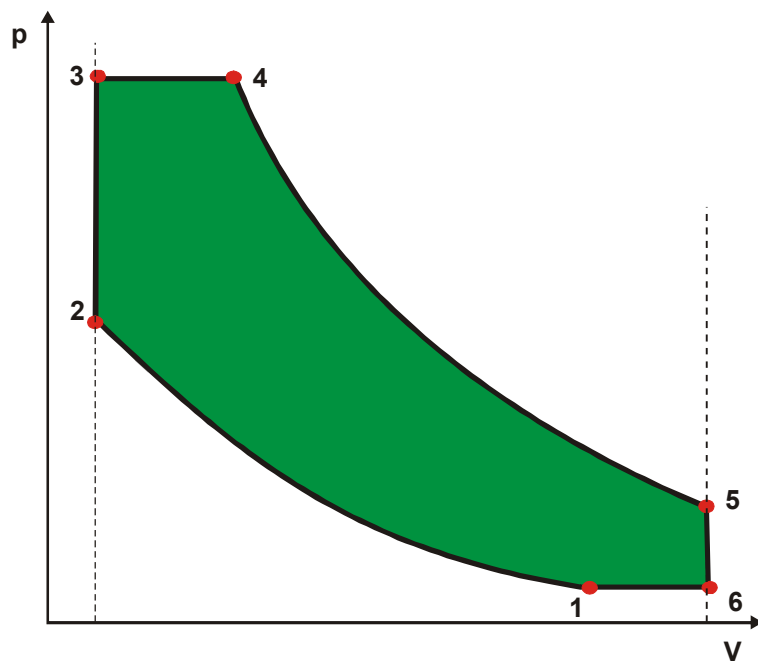
$$q_{odp} = q_{5-1} = c_v (T_5 - T_1)$$

SPRAWNOŚĆ CIEPLNA OBIEGU

$$\eta_c = \frac{l_{ob}}{q_{dop}} = 1 - \frac{q_{odp}}{q_{dop}}$$

Sprawność obiegu jest tym większa im większa jest praca obiegu uzyskiwanego z tej samej ilości doprowadzonego ciepła

Uogólniony termodynamiczny obieg silnika tłokowego



$$\varepsilon = \frac{V_1}{V_2} \quad \text{Stopień sprężania}$$

$$\lambda_p = \frac{p_3}{p_2} \quad \text{Stopień wzrostu ciśnienia podczas doprowadzania ciepła przy } V=\text{const.}$$

$$\rho = \frac{V_4}{V_2} \quad \text{Stopień wstępnego rozprężania podczas doprowadzania ciepła przy } p=\text{const.}$$

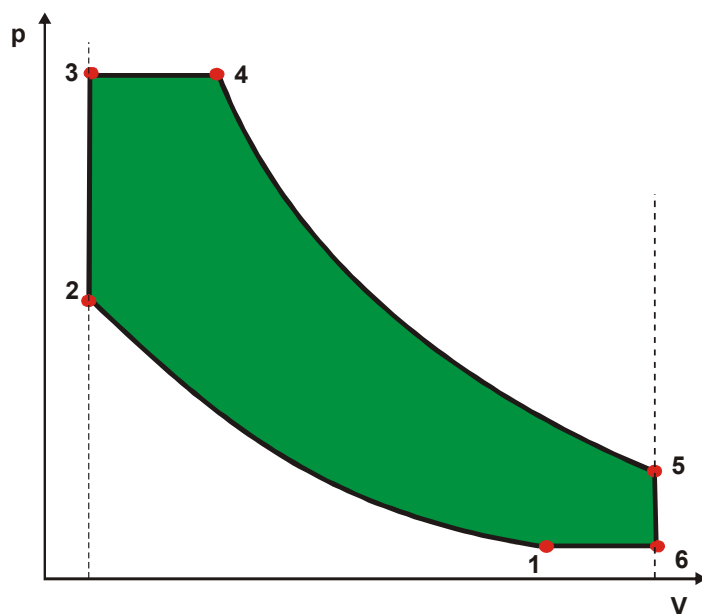
$$\sigma = \frac{V_5}{V_4} \quad \text{Stopień dalszego procesu rozprężania}$$

$$\rho' = \frac{V_5}{V_1} \quad \text{Stopień wstępnego sprężania podczas oddawania ciepła przy } p=\text{const.}$$

oraz

$$\rho' \varepsilon = \sigma \rho \Leftrightarrow \varepsilon / \sigma = \rho / \rho'$$

Parametry termodynamiczne obiegu porównawczego



ciśnienie

objętość

temperatura

$$p_2 = p_1 \varepsilon^k$$

$$V_2 = V_1 / \varepsilon$$

$$T_2 = T_1 \varepsilon^{k-1}$$

$$p_3 = p_1 \varepsilon^k \lambda_p$$

$$V_3 = V_2$$

$$T_3 = T_1 \varepsilon^{k-1} \lambda_p$$

$$p_4 = p_3$$

$$V_4 = V_1 \rho / \varepsilon$$

$$T_4 = T_1 \varepsilon^{k-1} \lambda_p \rho$$

$$p_5 = p_1 \varepsilon^k \lambda_p / \rho^k$$

$$V_5 = V_1 / \sigma'$$

$$T_5 = T_1 \varepsilon^{k-1} \lambda_p \rho / \sigma'^{k-1}$$

$$V_5 = V_1 \sigma \rho / \varepsilon$$

$$p_6 = p_1$$

$$V_6 = V_1 / \sigma'$$

$$T_6 = T_1 \rho'$$

oraz

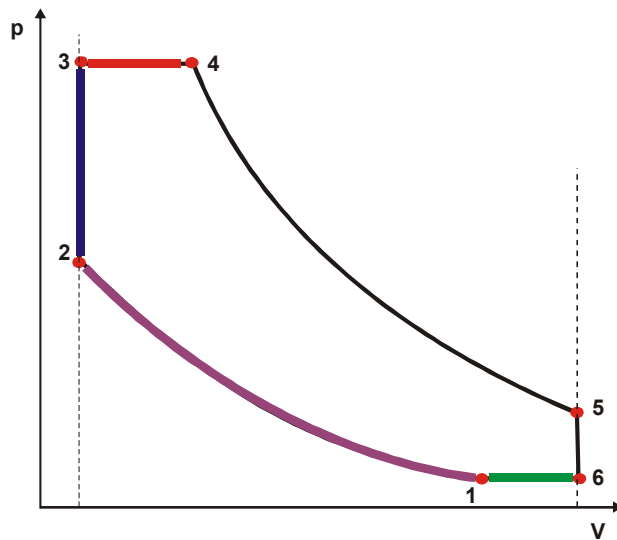
$$\rho' \varepsilon = \sigma \rho \Leftrightarrow \varepsilon / \sigma = \rho / \rho'$$

Praca obiegu

$$l_{ob} = q_{dop} - q_{odp} = c_v(T_3 - T_2) + c_p(T_4 - T_3) - [c_v(T_5 - T_6) + c_p(T_6 - T_1)] = c_v[(T_3 - T_2) + k(T_4 - T_3)] - c_v[(T_5 - T_6) + k(T_6 - T_1)]$$

Po podstawieniu:

$$l_{ob} = T_1 c_v \left\{ \varepsilon^{k-1} [(\lambda_p - 1) + k \lambda_p (\rho - 1)] - \left[\lambda_p \rho \left(\frac{\varepsilon}{\sigma} \right)^{k-1} + \frac{\sigma \rho}{\varepsilon} (k-1) - k \right] \right\}$$



Dla obiegu Sabathe $\rho' = 1, \varepsilon = \rho \sigma$

$$l_{ob} = T_1 c_v \left\{ \varepsilon^{k-1} [(\lambda_p - 1) + k \lambda_p (\rho - 1)] - [\lambda_p \rho^k - 1] \right\}$$

Dla obiegu Otto $\rho' = 1, \rho = 1, \varepsilon = \sigma$

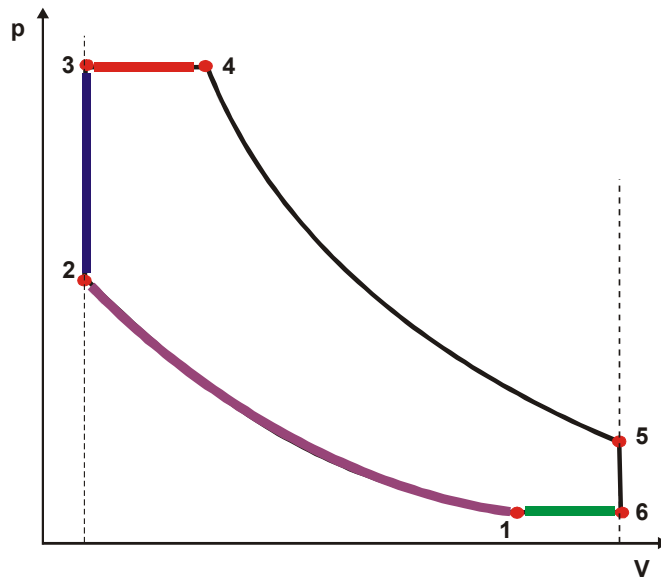
$$l_{ob} = T_1 c_v (\lambda_p - 1) (\varepsilon^{k-1} - 1)$$

Dla obiegu Diesla $\rho' = 1, \lambda_p = 1, \varepsilon = \rho \sigma$

$$l_{ob} = T_1 c_v \left\{ \varepsilon^{k-1} [k(\rho - 1)] - [\rho^k - 1] \right\}$$

Sprawność cieplna obiegu

$$\eta_{ob} = \frac{l_{ob}}{q_{dop}} = 1 - \frac{q_{odp}}{q_{dop}} = 1 - \frac{\lambda_p \rho \left(\frac{\varepsilon}{\sigma} \right)^{k-1} + \frac{\sigma \rho}{\varepsilon} (k-1) - k}{\varepsilon^{k-1} \left[(\lambda_p - 1) + k \lambda_p (\rho - 1) \right]}$$



Dla obiegu Sabathe $\rho' = 1, \varepsilon = \rho\sigma$

$$\eta_{ob} = 1 - \frac{\lambda_p \rho^k - 1}{\varepsilon^{k-1} \left[(\lambda_p - 1) + k \lambda_p (\rho - 1) \right]}$$

Dla obiegu Otto $\rho' = 1, \rho = 1, \varepsilon = \sigma$

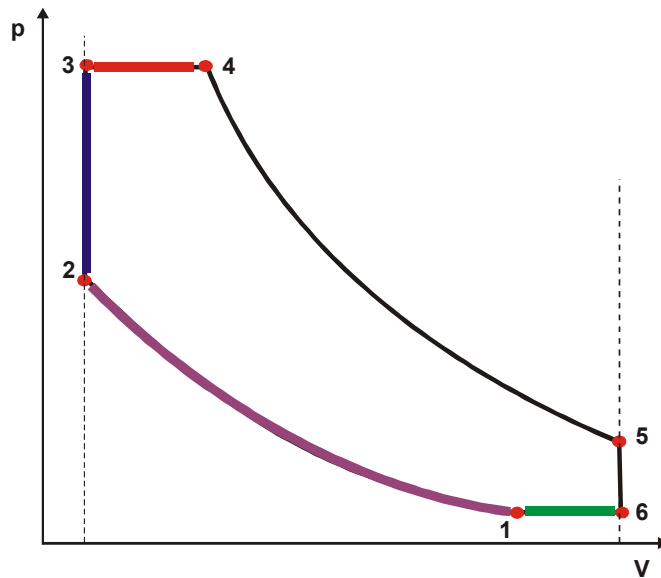
$$\eta_{ob} = 1 - \frac{1}{\varepsilon^{k-1}}$$

Dla obiegu Diesla $\rho' = 1, \lambda_p = 1, \varepsilon = \rho\sigma$

$$l_{ob} = 1 - \frac{\rho^k - 1}{\varepsilon^{k-1} \left[k (\rho - 1) \right]}$$

Średnie ciśnienie obiegu

$$p = l_{ob} / V_s = \frac{p_1}{(k-1)} \frac{\varepsilon^k}{(\varepsilon \rho' - 1)} \left[\lambda_p - 1 + k \lambda_p (\rho - 1) \right] \eta_{ob}$$



Dla obiegu Sabathe $\rho' = 1, \varepsilon = \rho\sigma$

$$p = \frac{p_1 \varepsilon^k}{(k-1)(\varepsilon-1)} \left[\lambda_p - 1 + k \lambda_p (\rho - 1) \right] \eta_{ob}$$

Dla obiegu Otto $\rho' = 1, \rho = 1, \varepsilon = \sigma$

$$p = \frac{p_1 \varepsilon^k}{(k-1)(\varepsilon-1)} (\lambda_p - 1) \eta_{ob}$$

Dla obiegu Diesla $\rho' = 1, \lambda_p = 1, \varepsilon = \rho\sigma$

$$p = \frac{p_1 \varepsilon^k}{(k-1)(\varepsilon-1)} k (\rho - 1) \eta_{ob}$$

Podsumowanie analizy obiegu silnika porównawczego

- Najkorzystniej pracę obiegu silnika można podnosić poprzez zwiększanie ilości ciepła dostarczonego w procesie izochorycznym a następnie w procesie izobarycznym
- Na podnoszenie sprawności cieplnej silnika (zmniejszanie zużycia paliwa) wpływa podnoszenie stopnia sprężania w silniku
- Stosunkowo niekorzystny wpływ na sprawności cieplną obiegu ma zwiększanie pracy obiegu poprzez izobaryczne doprowadzanie ciepła

Określanie parametrów użytkowych na podstawie analizy obiegu silnika

ŚREDNIE CIŚNIENIE OBIEGU

$$p_{sr} = L_{ob} / V_s = l_{ob} / v_s$$

MAKSYMALNE CIŚNIENIE OBIEGU

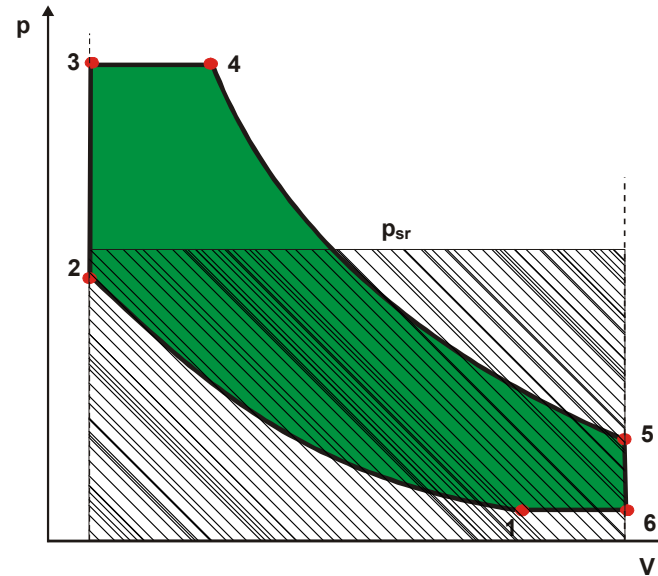
$$p_3 = \lambda_p p_2 = \lambda_p p_1 \varepsilon^k$$

$$\lambda_p = \frac{q_v}{c_v T_2} + 1 = \frac{q_v}{c_v T_a \varepsilon^{k-1}} + 1$$

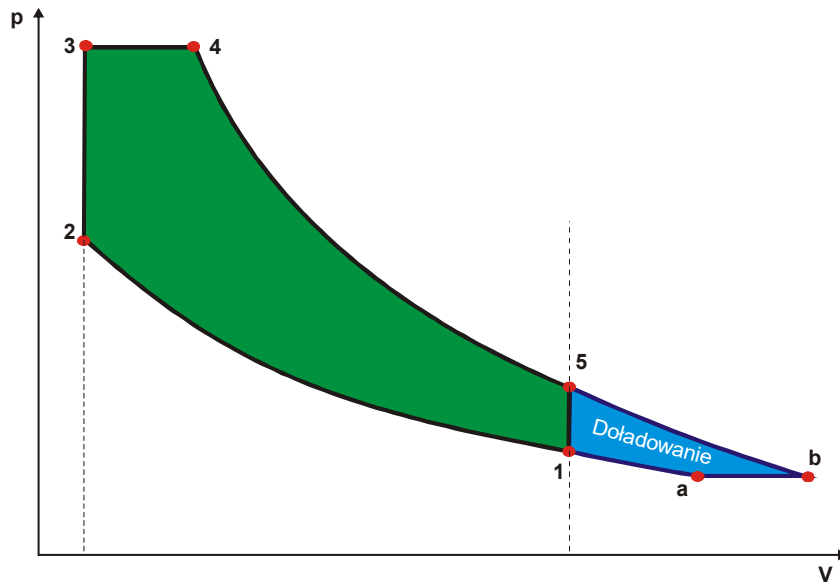
MAKSYMALNA TEMPERATURA OBIEGU

$$T_4 = T_1 \varepsilon^{k-1} \lambda_p \rho$$

$$\rho = \frac{q_p}{c_p T_3} + 1 = \frac{q_p}{c_p T_a \varepsilon^{k-1} \lambda_p} + 1$$



Obieg teoretyczny silnika doładowanego



Stopień sprężania w sprężarce:

$$\varepsilon_{spr} = p_1 / p_a$$

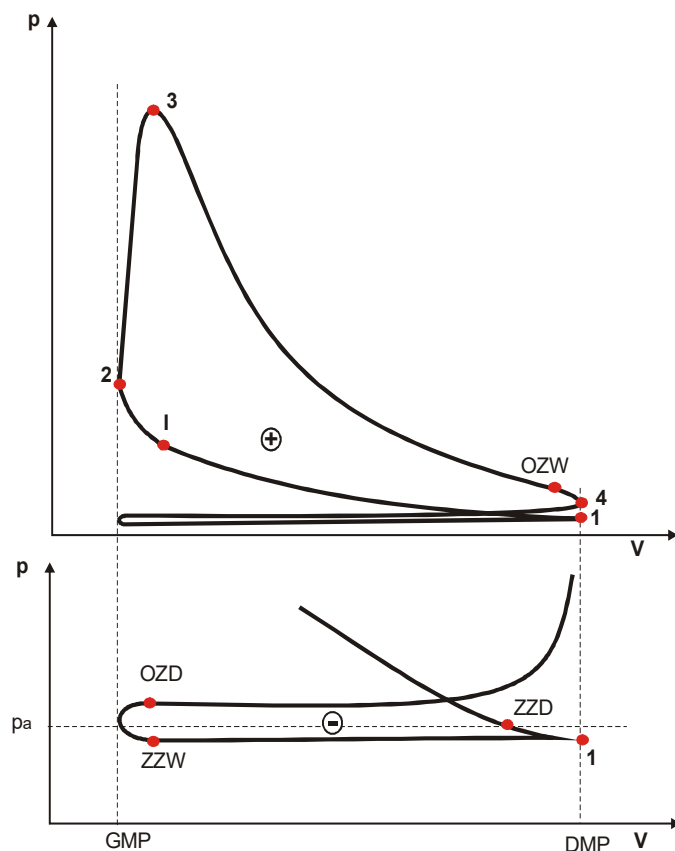
Całkowity stopień sprężania:

$$\varepsilon_c = \varepsilon_{spr} \varepsilon$$

Zastosowanie doładowania zwiększa ciśnienie maksymalne w obiegu a także podnosi temperatury obiegu. W odniesieniu do silnika bez doładowania zwiększa sprawność obiegu poprzez zwiększenie całkowitego stopnia sprężania

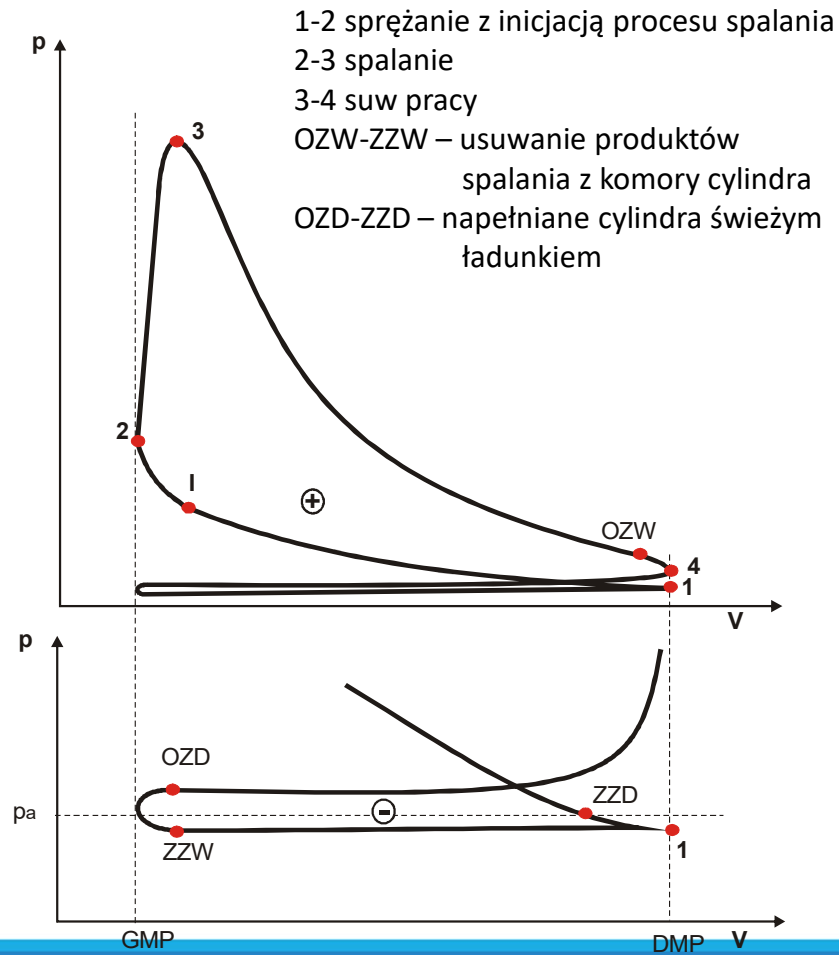
$$\eta_{ob} = \frac{l_{ob}}{q_{dop}} = 1 - \frac{q_{odp}}{q_{dop}} = 1 - \frac{kc_v(T_b - T_a)}{c_v(T_3 - T_2) + kc_v(T_4 - T_3)} = 1 - \frac{k(\rho\lambda_p^{1/k} - 1)}{\varepsilon_c^{k-1} [(\lambda_p - 1) + k\lambda_p(\rho - 1)]}$$

Obieg rzeczywisty silnika czterosuwowego



- Procesy zachodzące podczas pracy silnika nie są odwracalne
- Doprowadzenie ciepła odbywa się poprzez spalanie, a nie doprowadzenie ciepła,
- W silniku rzeczywistym uwzględnia się wymianę ciepła między ładunkiem, a ściankami silnika,
- Uwzględnia się straty przepływowe występujące w trakcie napełniania i opróżniania cylindra,
- W cylindrze po zakończeniu wydechu pozostaje pewna ilość spalin, stąd w czasie pracy silnika czynnik roboczy jest mieszanką świeżego ładunku i pozostałych spalin
- Ilość czynnika roboczego biorąca udział w obiegu jest zmienna

Obieg silnika tłokowego czterosuwowego niedoładowanego



Praca indykowana

$$L_i = \int p dV = A_i a_p a_v$$

Ciśnienie indykowane

$$p_i = \frac{\int p dV}{V_s} = \frac{L_i}{V_s}$$

Moc indykowana

$$P_i = \frac{L_i n}{2} \quad n[\text{obr} / \text{s}]$$

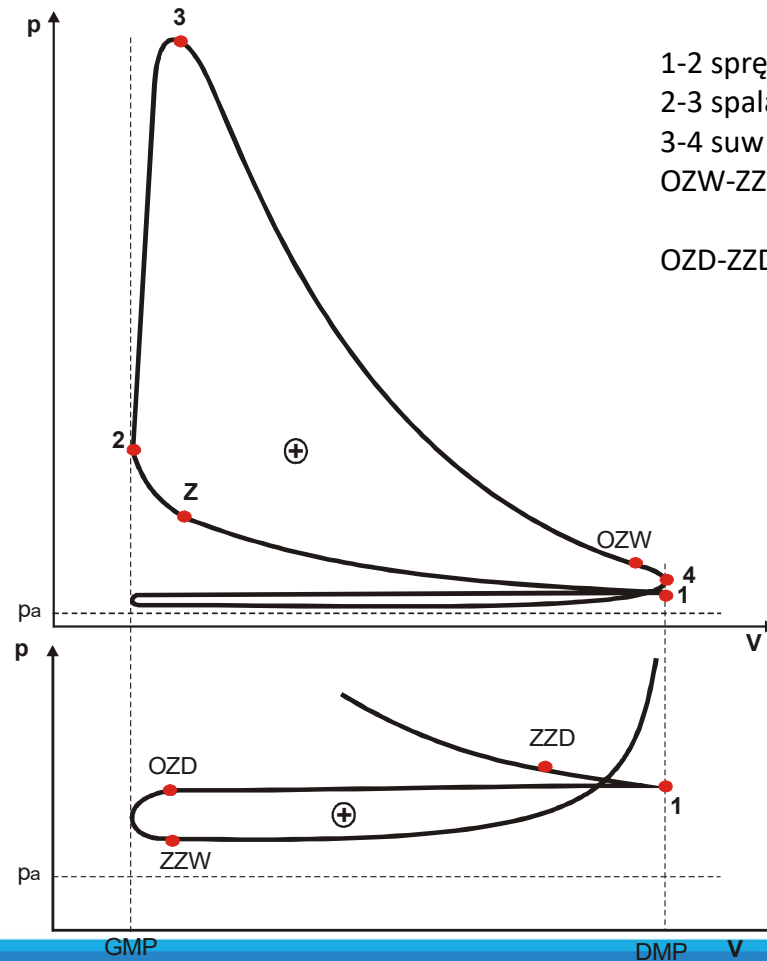
Moc efektywna

$$P = P_i - P_{str}$$

Moment obrotowy

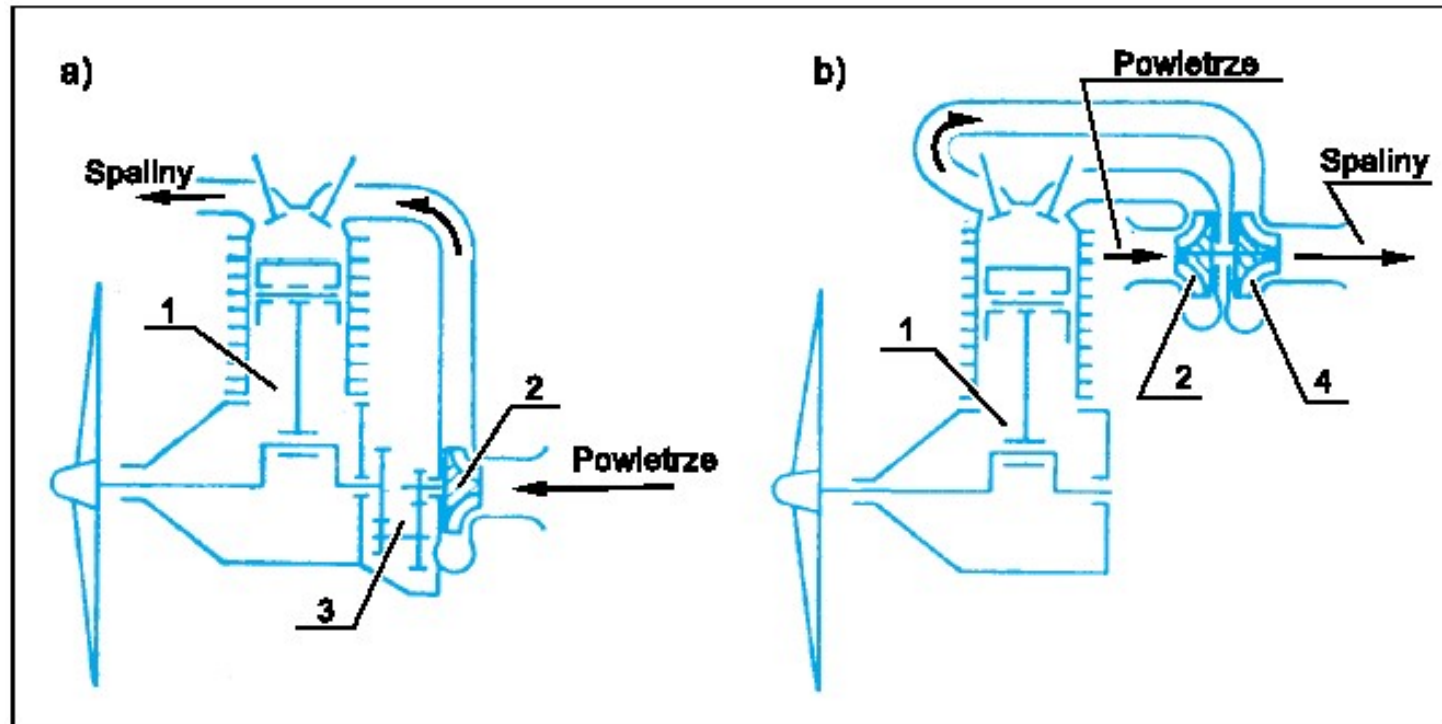
$$M_o = P / \omega$$

Obieg silnika tłokowego czterosuwowego doładowanego



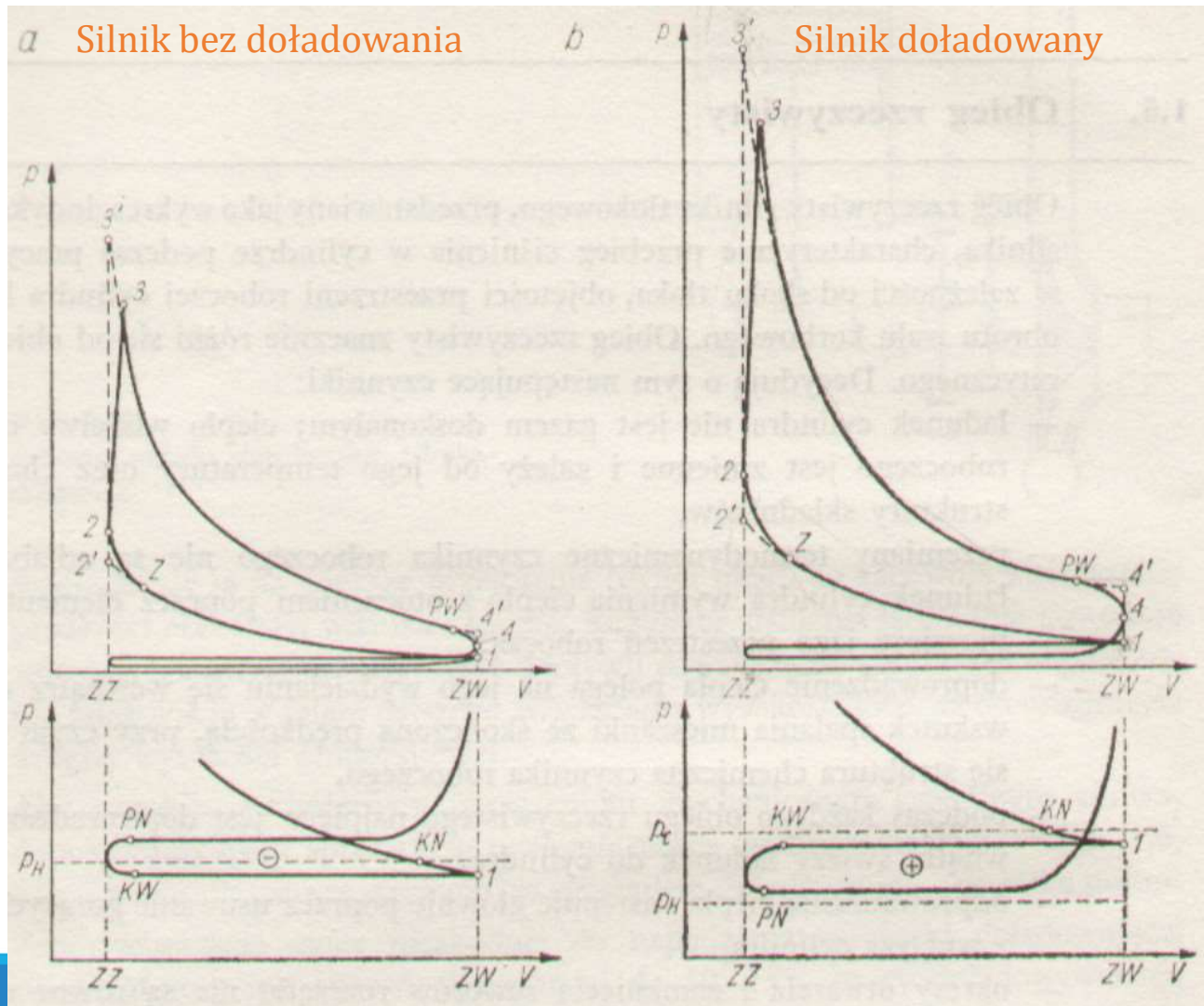
- 1-2 sprężanie z inicjacją procesu spalania
- 2-3 spalanie
- 3-4 suw pracy
- OZW-ZZW – usuwanie produktów spalania z komory cylindra
- OZD-ZZD – napełnianie cylindra świeżym ładunkiem przy ciśnieniu wyższym od atmosferycznego

Metody doładowania silnika



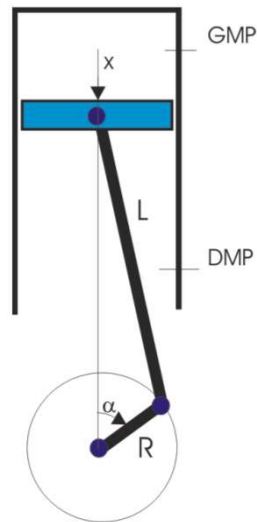
Sposoby doładowania lotniczych silników tłokowych: a – doładowanie mechaniczne, b – turbodoładowanie, 1 – silnik, 2 – sprężarka, 3 – przekładnia, 4 – turbina pracująca na odprowadzanych spalinach silnika, napędzająca sprężarkę

Porównanie wykresów obiegu silnika



SILNIK CZTEROSUWOWY

Wykres pracy obiegu silnika, a kąt obrotu wału korbowego



$$x = R + L - R \cos \alpha - \sqrt{L^2 - (R \sin \alpha)^2}$$

Po wyłączeniu R i oznaczeniu przez $\lambda = \frac{R}{L}$

$$x = R \left[1 + \lambda - \cos \alpha - \frac{1}{\lambda} \sqrt{1 - (\lambda \sin \alpha)^2} \right]$$

Z dwumianu Newtona po odrzuceniu wyrazów o mniejszym znaczeniu

$$\sqrt{1 - (\lambda \sin \alpha)^2} \approx 1 - \frac{\lambda^2 \sin^2 \alpha}{2} \quad \text{oraz} \quad \sin^2 \alpha = \frac{1 - \cos 2\alpha}{2}$$

$$x = R \left[1 - \cos \alpha - \frac{\lambda}{4} (1 - \cos 2\alpha) \right]$$

$$V = V_2 + \frac{V_s}{2R} x = V_2 + \frac{V_s}{2} \left[1 - \cos \alpha - \frac{\lambda}{4} (1 - \cos 2\alpha) \right]$$

Gdzie: $V_2 = V_{GMP}$

OBIEG SILNIKA CZTEROSUWOWEGO – ANALIZA PROCESÓW

Suw ssania

Na końcu suwu:

$$m_1 = m_{pow} + m_{r_sp}$$

$$m_{r_sp} = \frac{p_{r_sp} V_{r_sp}}{R_{r_sp} T_{r_sp}} \quad m_{pow} = \eta_v \frac{p_0 V_s}{R_0 T_0}$$

Przyjmując: $R_{r_sp} = R_0 = R$

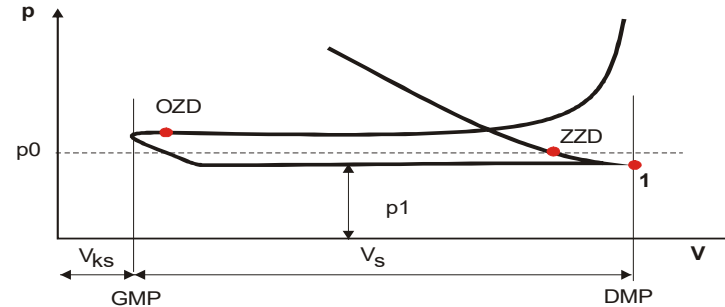
CIŚNIENIE

$$p_1 = \frac{\eta_v (\varepsilon - 1) p_0 (T_0 + \Delta T) + p_{r_sp} T_0}{\varepsilon T_0}$$

ΔT – przyrost temperatury zasysanego ładunku w wyniku ogrzewania od ścianek silnika

silnik z **ZI**: $\Delta T = 15 - 50 K$

silnik z **ZS**: $\Delta T = 10 - 30 K$



m_{pow} – masa zassanego powietrza

m_{r_sp} – masa pozostałych spalin

η_v – współczynnik napełniania

$$V_{r_sp} = V_{ks}$$

TEMPERATURA

$$T_1 = \frac{\varepsilon p_1}{\eta_v (\varepsilon - 1) p_0 + \frac{T_0}{T_{r_sp}} p_{r_sp}} T_0$$

Współczynnik napełniania

$$\eta_V = m_{pow} / m_{pow_t}$$

$$m_{pow_t} = \frac{p_0 V_s}{R_0 T_0} - \text{masa ładunku, który przy ciśnieniu i temperaturze dostarczanego czynnika wypełniłby całą pojemność skokową cylindra}$$

Straty napełniania wiążą się:

- z oporem przepływu na kolektorze dolotowym, na zaworze ssącym oraz na filtrze powietrza itp.
- pozostała reszta spalin w cylindrze o wyższej temperaturze i ciśnieniu rozpręża się w początkowym okresie napełniania obniżając skuteczność napełniania
- ogrzewanie się napływającego ładunku od ścianek cylindra zmniejsza gęstość, a przez to i ilość napływającego ładunku

$$\eta_V = 0,5 - 0,85 \quad - \text{silniki gaźnikowe z ZI}$$

$$\eta_V = 0,75 - 0,9 \quad - \text{silniki wolnossące z ZS}$$

$$\eta_V = 0,9 - 0,98 \quad - \text{silniki doładowane z ZS}$$

Parametry termodynamiczne strumienia na końcu procesu zasysania

Rodzaj silnika	Ciśnienie [MPa]	Temperatura [K]
ZI	0,07-0,09	350-400
ZS wolnossący	0,075-0,095	300-360
ZS doładowany	0,92-0,98 p_d	370-450

OBIEG SILNIKA CZTEROSUWOWEGO

PROCES SPREŻANIA

W wyniku zjawisk rzeczywistych występujących w procesie sprężania odbiega on od procesu izentropowego, a przybliżyć go można przemianą politropową o wykładniku politropy $n=1,3-1,38$

ciśnienie

$$p_2 = p_1 \varepsilon^n$$

temperatura

$$T_2 = T_1 \varepsilon^{n-1}$$

objętość

$$V_2 = V_1 / \varepsilon$$

Rodzaj silnika	Stopień sprężania	Ciśnienie [MPa]	Temperatura [K]
ZI	6-8	0,6-1,5	500-700
ZS	12-22	3-4,5	750-950

PROCES SPALANIA W SILNIKU

Spalanie w silniku zależy od:

- właściwego odparowania kropeł paliwa i wymieszania z powietrzem
- stosunku ilości paliwa do ilości powietrza (tlenu) potrzebnego do procesu spalania
- prędkość spalania zależy od właściwości paliwa (np. dodatków katalitycznych), dobrego przemieszania mieszaniny (zawieranie strumienia w komorze spalania) itp.

L_t - teoretyczne zapotrzebowanie powietrza do spalania 1 kg paliwa

$\lambda = \frac{L}{L_t}$ - współczynnik nadmiaru powietrza

Nazwa paliwa	Olej napędowy	Benzyna	Nafta lotnicza
L_t [kg pow/kg pal]	13,9-14,9	14-15	14,6

Granica zapłonności paliwa

- **Stechiometryczny skład mieszanki - $\lambda=1$**
- **Mieszanka bogata - $\lambda<1$**
- **Mieszanka uboga - $\lambda>1$**

Paliwo	Granica zapalności	
	dolna λ	górna λ
benzyna	0,50	1,30
olej napędowy	0,48	1,35
wodór	0,5	10,5

OBIEG SILNIKA CZTEROSUWOWEGO PROCES SPALANIA – BILANS ENERGII

Energia czynnika w KS + energia wydzielona ze spalonego paliwa = energia na końcu procesu spalania

$$U_2 + Q_{dop} - \int p dV = U_4$$

$$\bar{c}_v (m_3 T_3 - m_2 T_2) + \bar{c}_p (m_4 T_4 - m_3 T_3) = m_{pal} \eta_{spal} \cdot W_u$$

gdzie: $m_3 = m_2 + m_{pal_V=const}$ $m_4 = m_3 + m_{pal_p=const}$

Dla spalania niezupełnego np. gdy $\lambda < 1$ (mieszanka bogata)

$$W_u = (W_{u_zupenego_spal} - \Delta W_u)$$

$$\Delta W_u = 0,404 W_{CO} (1 - \lambda) L_t \quad \text{gdzie} \quad W_{CO} = 10200 \text{ kJ/kg}$$

OBIEG SILNIKA CZTEROSUWOWEGO

PROCES ROZPRĘŻANIA

W wyniku zjawisk rzeczywistych występujących w procesie rozprężania odbiega on od procesu izentropowego, a przybliżyć go można podobnie jak w przypadku sprężania przemianą politropową

ciśnienie $p_5 = \frac{p_4}{\sigma^{n_r}}$

temperatura $T_5 = \frac{T_4}{\sigma^{n_r-1}}$

objętość $V_5 = V_4 \sigma$

Wartości wykładnika politropy rozprężania

dla silników z ZI:

$$n_r = 1,25 - 1,34$$

dla silników z ZS:

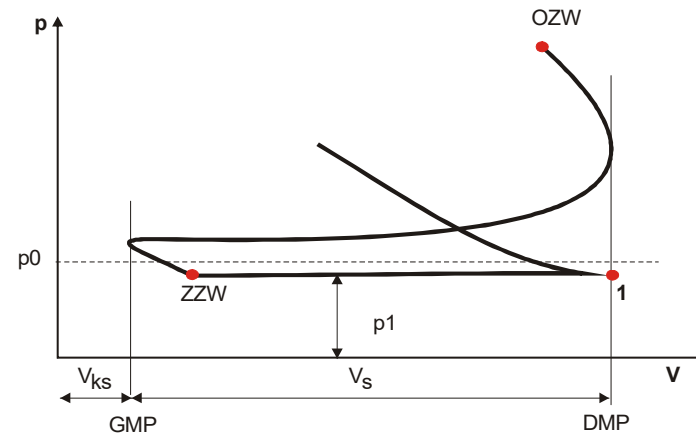
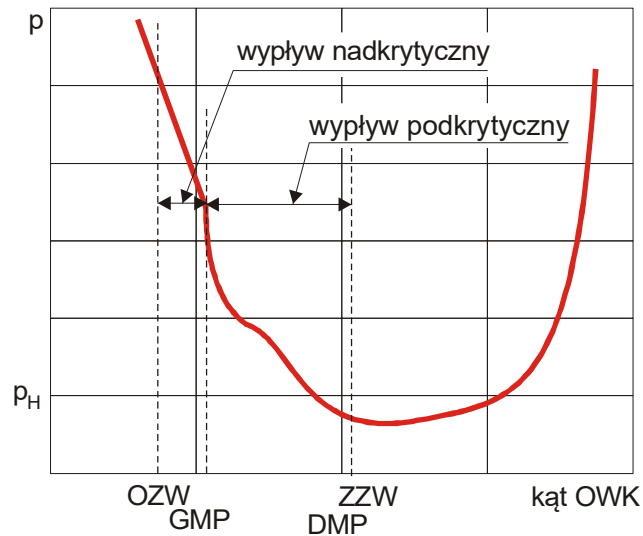
$$n_r = 1,18 - 1,28$$

dla silników z ZS doładowanych:

$$n_r = 1,22 - 1,32$$

OBIEG SILNIKA CZTEROSUWOWEGO – ANALIZA PROCESÓW

Suw wydechu



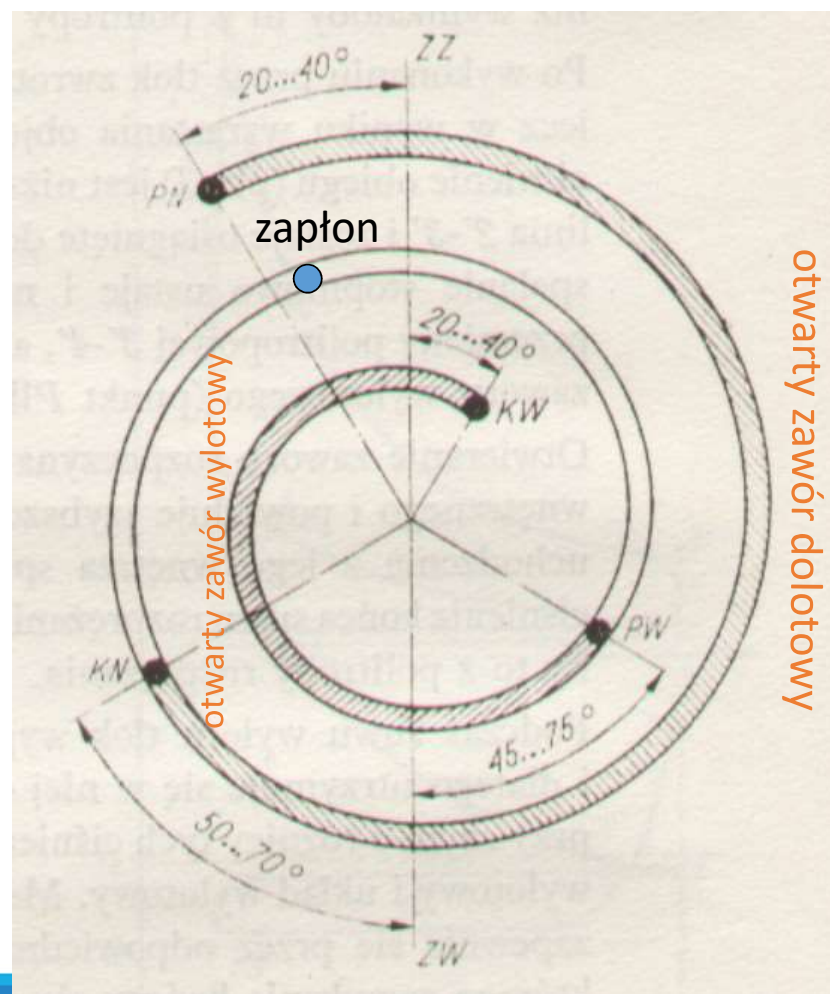
Współczynnik zanieczyszczenia spalinami

$$\gamma_Z = \frac{m_{r_sp}}{m_{pow}} \quad \gamma_z = \frac{p_{r_sp} T_o}{\eta_v (\varepsilon - 1) p_o T_{r_sp}} \quad \gamma_z = 0,2 - 0,6$$

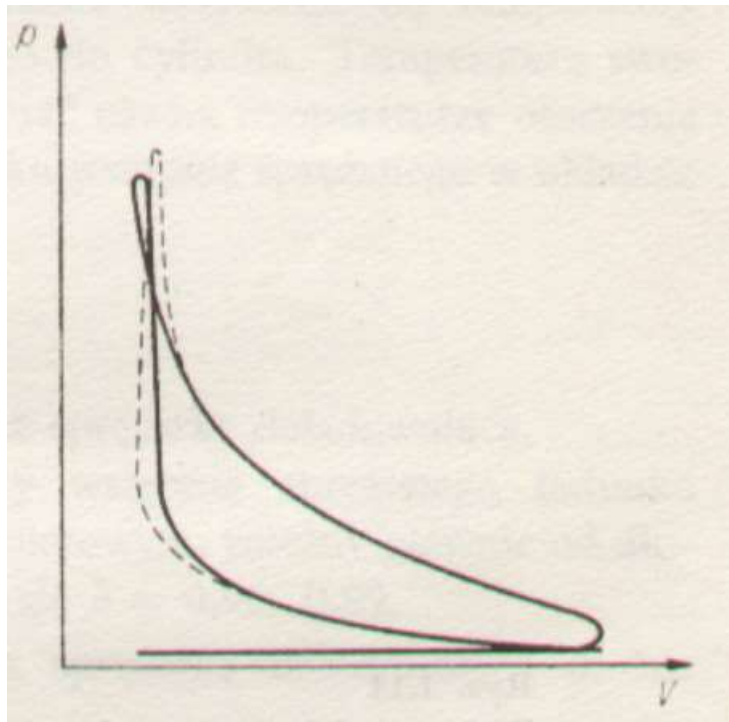
silnik z **ZI**: $T_{r_sp} = 900 - 1300K$

silnik z **ZS**: $T_{r_sp} = 700 - 1000K$

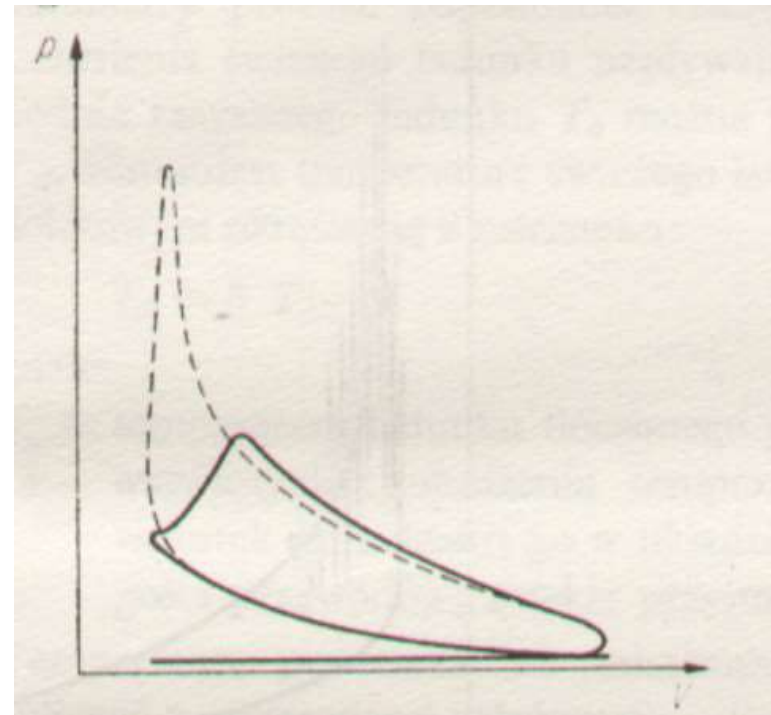
Fazy pracy rozrządu



Źle dobrany zapłon silnika

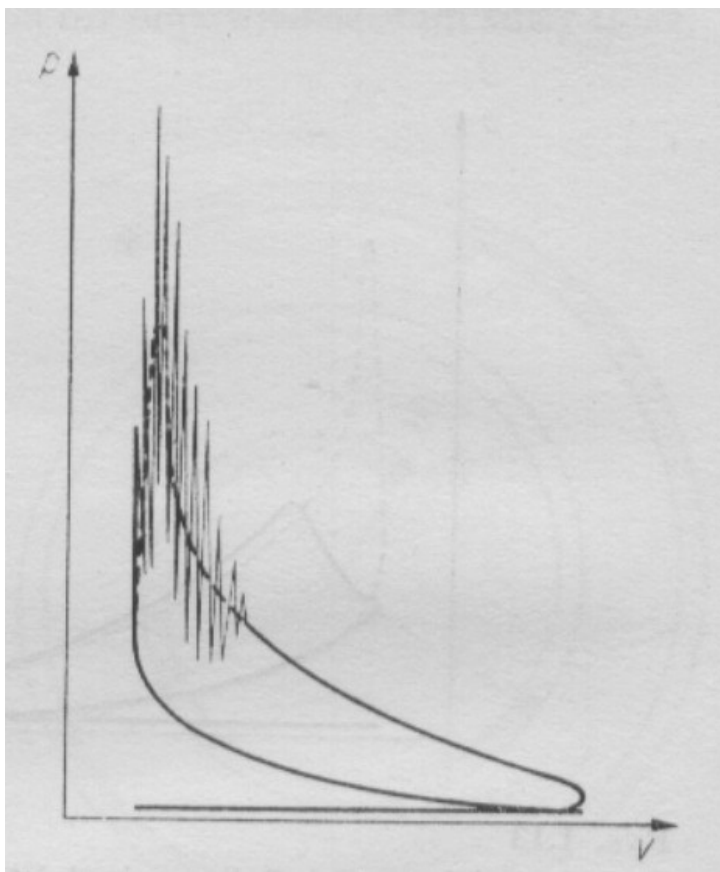


zapłon zbyt wczesny



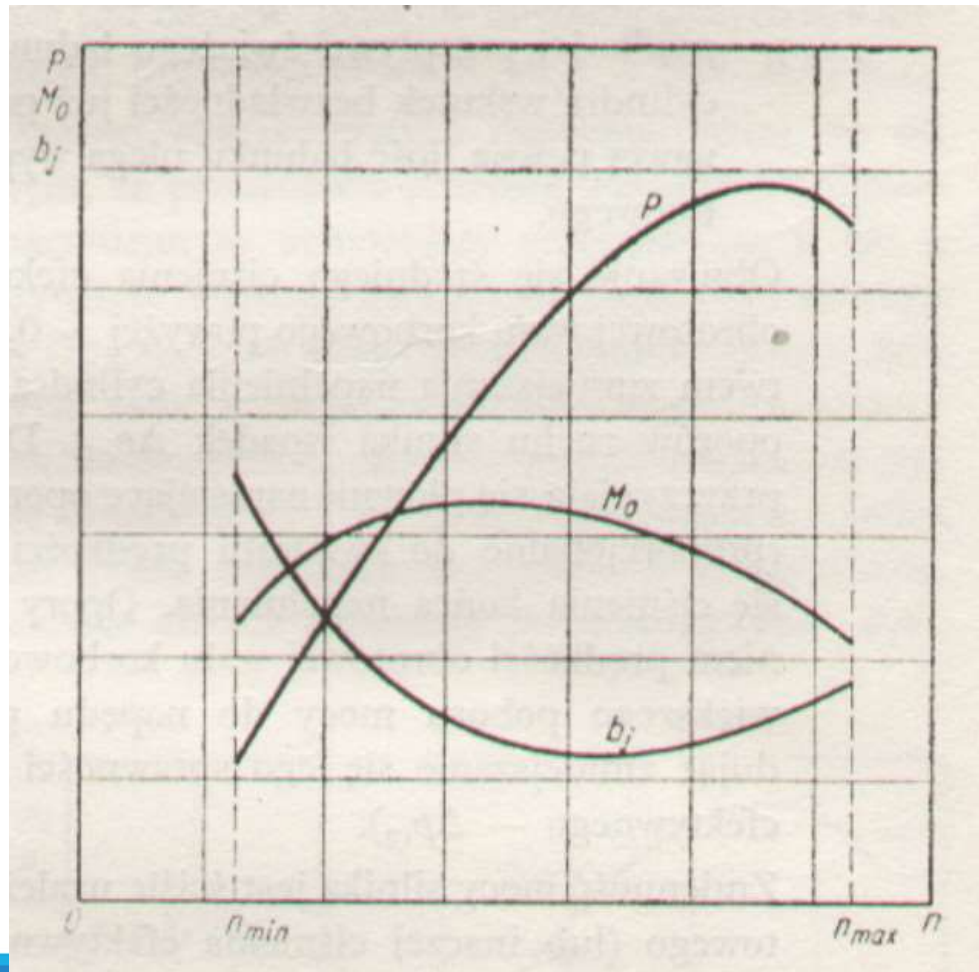
zapłon opóźniony

Spalanie stukowe

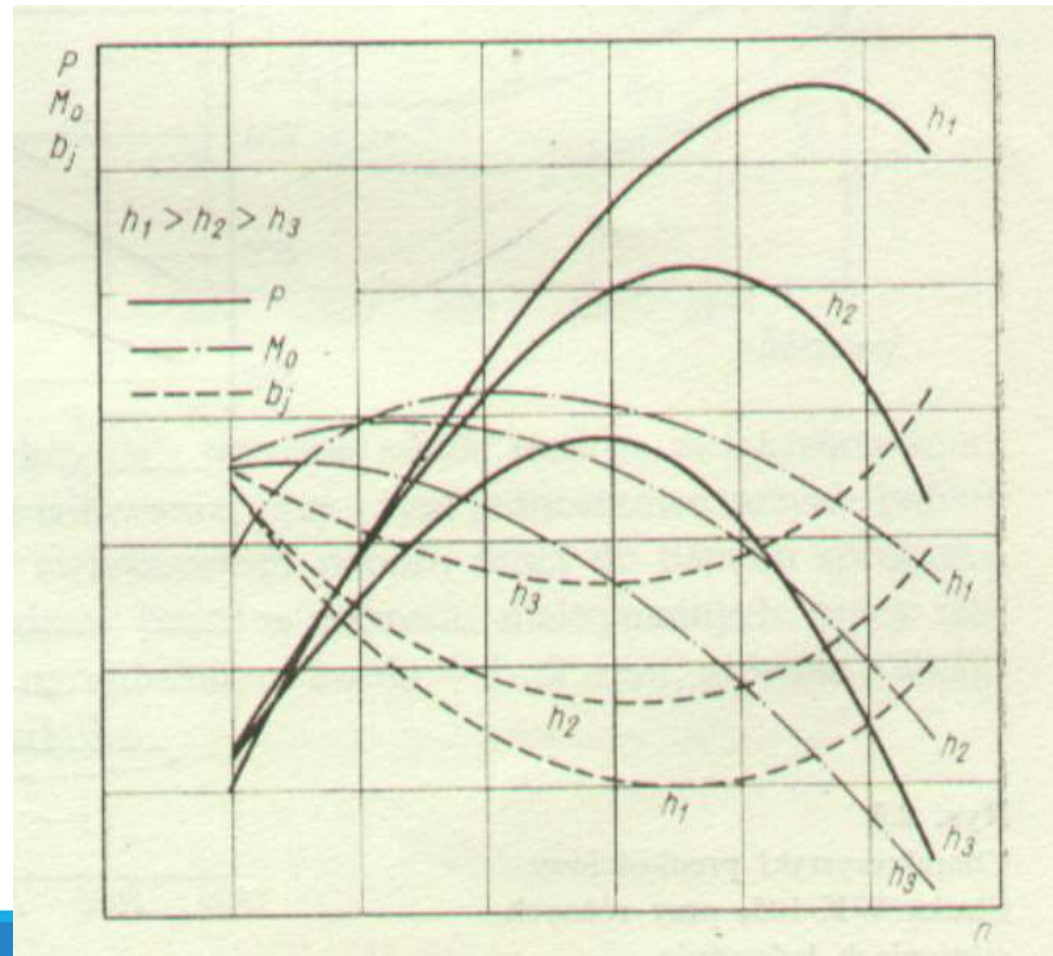


Lokalnie w silniku dochodzi do samozapłonu mieszanki, co powoduje lokalny impulsowy wzrost ciśnienia i temperatury. Proces ten jest niekontrolowany i niepożądany - występuje gdy paliwo ma zbyt małą liczbę oktanową, a stopień sprężania jest zbyt duży.

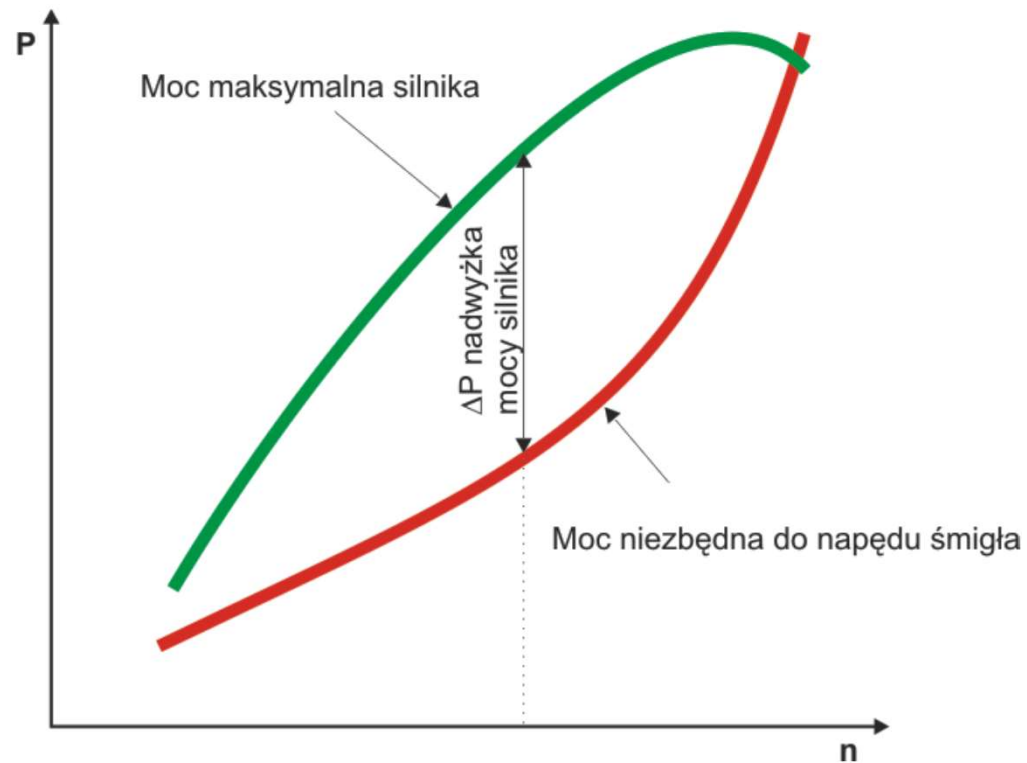
Charakterystyka zewnętrzna silnika



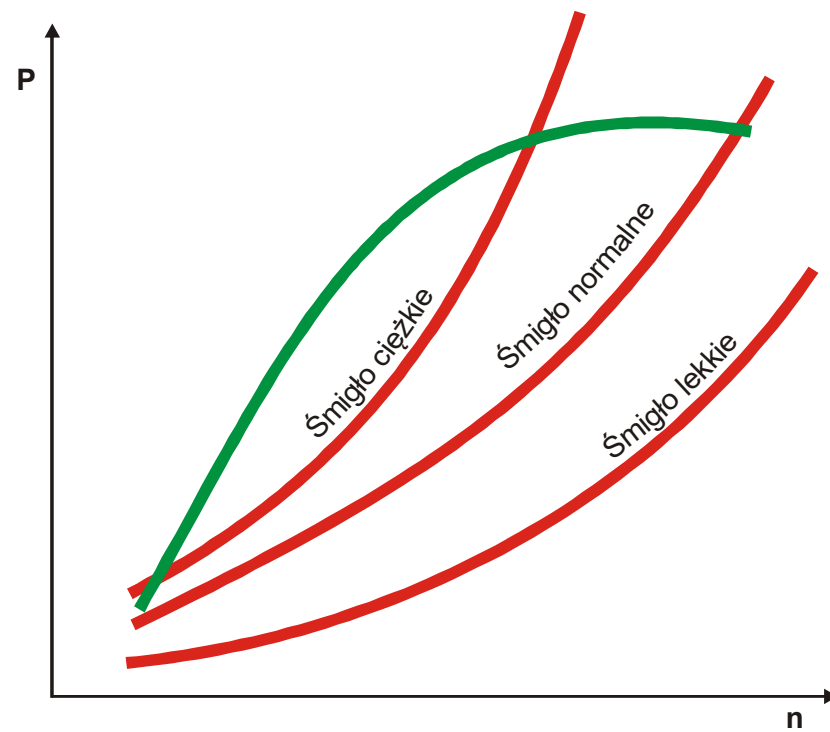
Charakterystyka dławiona silnika



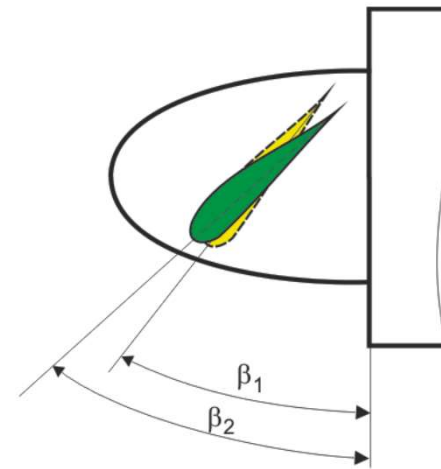
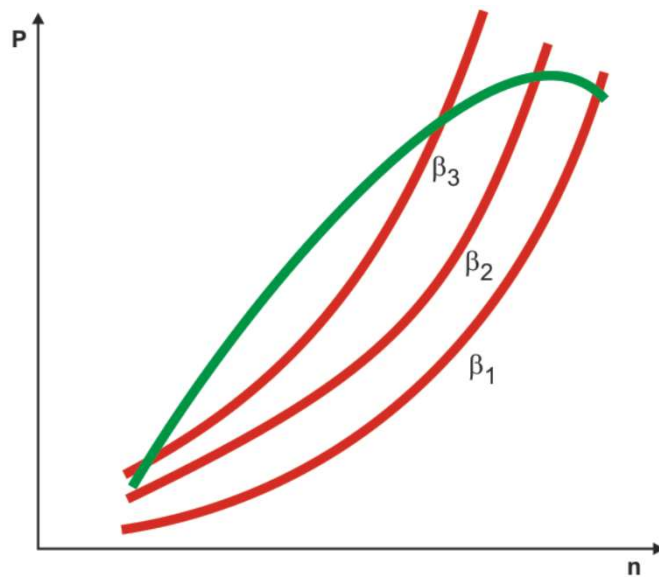
Współpraca silnik śmigło



Dobór śmigła do silnika

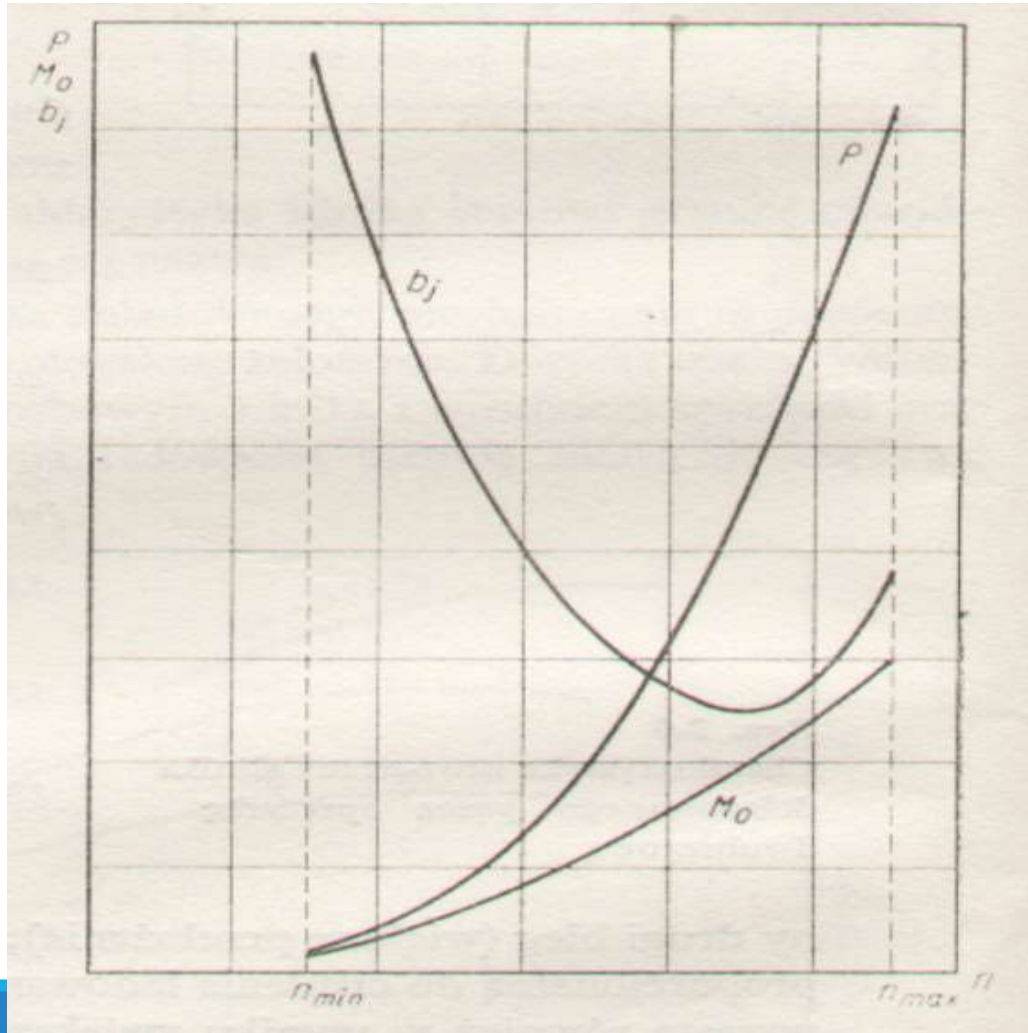


Współpraca śmigła przestawianego z silnikiem



b – kąt nastawienia śmigła

Charakterystyka śmigłowa



Moment obrotowy

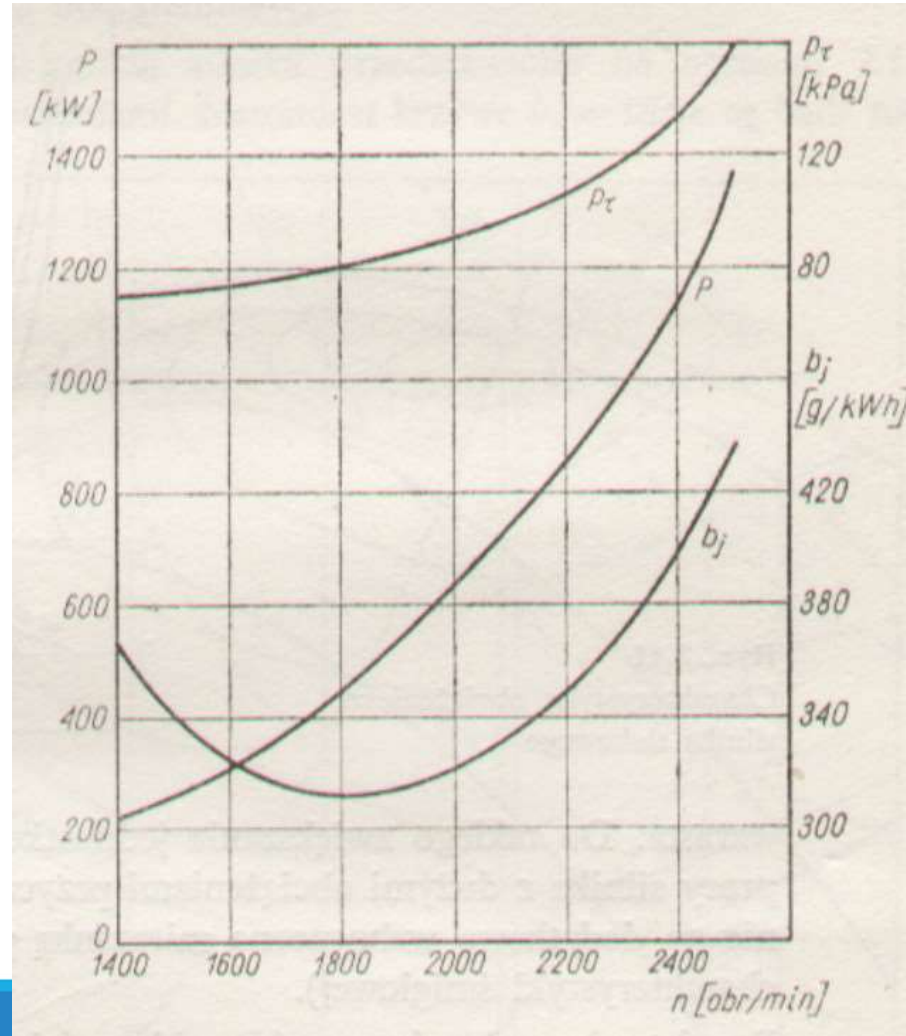
$$M_o = C_1 n^2$$

Moc

$$P = C_2 n^3$$

C_1, C_2 - stałe zależne od śmigła i kątów ustawienia łopaty

Charakterystyka silnika Asz 62



Charakterystyka ogólna silnika

