POLITECHNIKA RZESZOWSKA
im. IGNACEGO ŁUKASIEWICZA

WYDZIAŁ BUDOWY MASZYN I LOTNICTWA
POLITECHNIKI RZESZOWSKIEJ

KLASYFIKACJ SILNIKÓW LOTNICZYCH

Dr inż. Robert Jakubowski

Katedra Inżynierii Lotniczej i Kosmicznej

www: https://robert-jakubowski.v.prz.edu.pl/

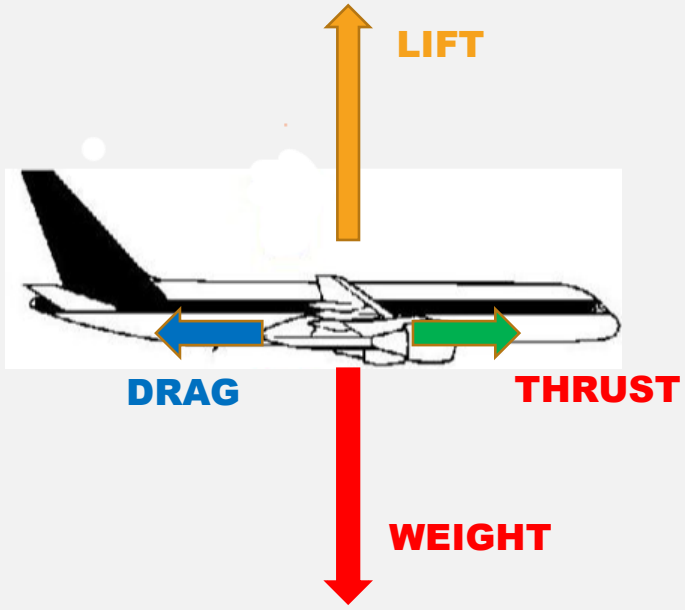
SILNIK LOTNICZY





- Silniki lotnicze stanowią serce każdego statku powietrznego, umożliwiając mu pokonanie sił oporu powietrza i osiągnięcie wymaganej prędkości oraz wysokości lotu.
- Ich rozwój i różnorodność są kluczowe dla postępu w lotnictwie cywilnym, wojskowym, sportowym oraz rekreacyjnym.
- W prezentacji omówimy główne typy silników, ich budowę oraz zastosowania w różnych klasach samolotów.

UKŁAD SIŁ DZIAŁAJACY NA SAMOLOT



SIŁY DZIAŁAJACE NA SAMOLOT

- Siła ciagu (THRUST) – siła od zespołu napędowego
- Siła oporu (DRAG)
- Siła nośna (LIFT)
- Siła ciążaru (WEIGHT)

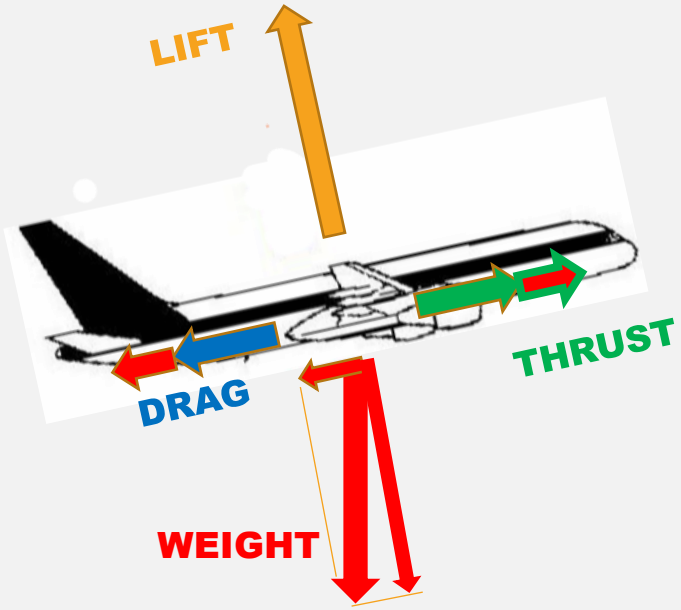
W LOCIE USTALONYM:

LIFT=WEIGGHT

THRUST=DRAG

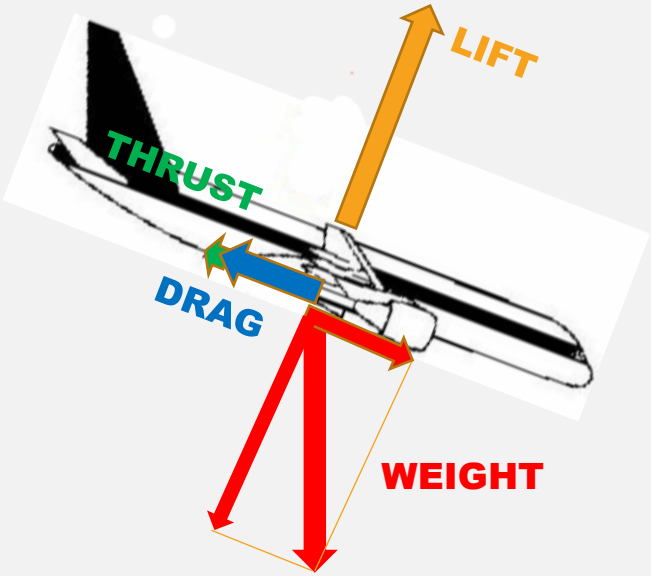
UKŁAD SIŁ DZIAŁAJACY NA SAMOLOT

WZNOSZENIE (Ascent)



Siła ciągu musi dodatkowo kompensaować składową siłę ciężaru samolotu

ZNIŻANIE (Descent)



Siła ciężaru przeciwdziała sile oporu, co przy ciężkich samolotach wymaga ujemnego ciągu silnika

CIĄG ZAINSTALOWANY NA SAMOLOCIE A JEGO MASA STARTOWA

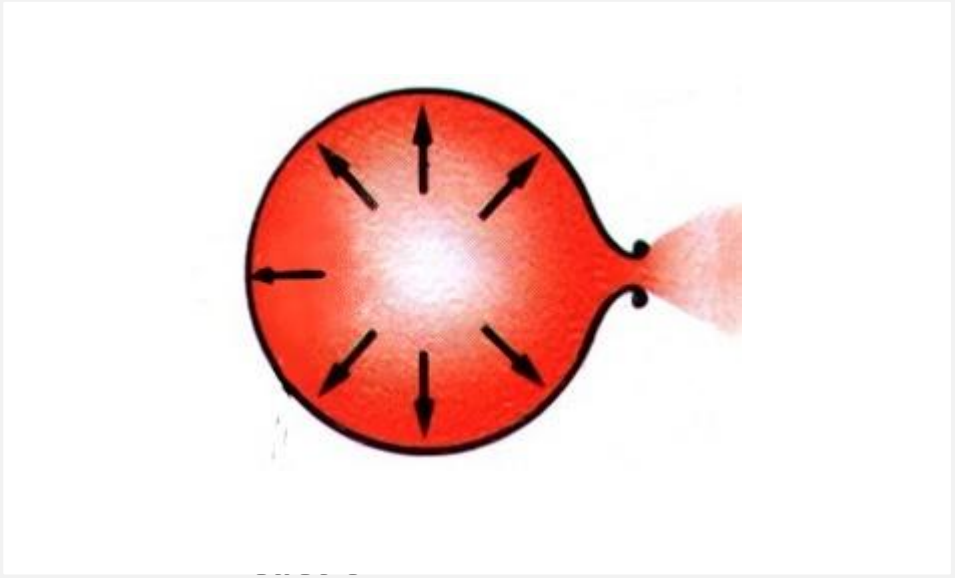
Plane	MTOW	Engine	Takeoff thrust	Thrust/MTOW
A380	545 t	RR Trent 900	4x356 kN (35,6 t)	0,264
737 MAX9	88,3 t	LEAP-1B	2x130 kN (26 t)	0,294
A320	79 t	LEAP-1A	2x120 kN (24t)	0,304
F16 C Blok 52	16.8 t	F100-PW-229	1x 79 kN (7,9 t) 130 kN (13t) dopalcz	0,47 0,77

- W przypadku większości samolotów ciąg silników zainstalowany na samolocie dla warunków startowych (takeoff thrust) jest mniejszy niż maksymalna masa stratowa samolotu
- W samolotach wojskowych, gdzie są inne wymagania operacyjne TOT/MTOW jest na znacznie wyższym poziomie niż dla samolotów pasażerskich i transportowych

CIĄG SILNIKA



CIĄG – CO TO JEST?

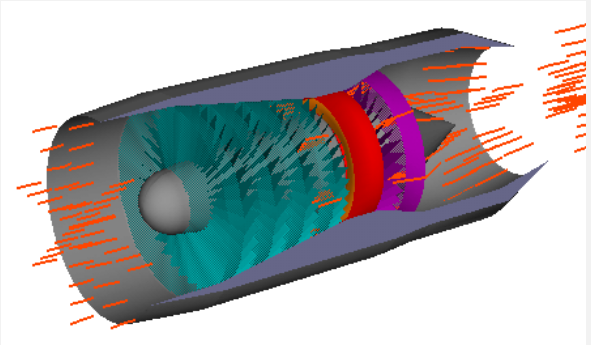


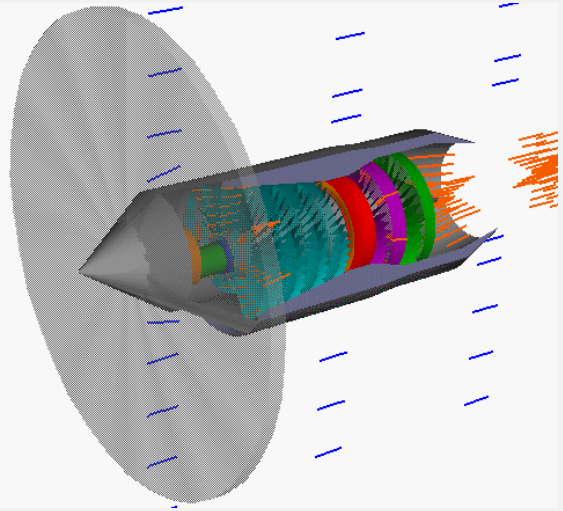
Newton's second law of motion: ciąg wypadkowy (siła) jest proporcjonalny do zmiany momentu pędu.

$$\sum F = \frac{d(mV)}{dt} = \dot{m}V$$

CIĄG ZESPOŁU NAPĘDOWEGO

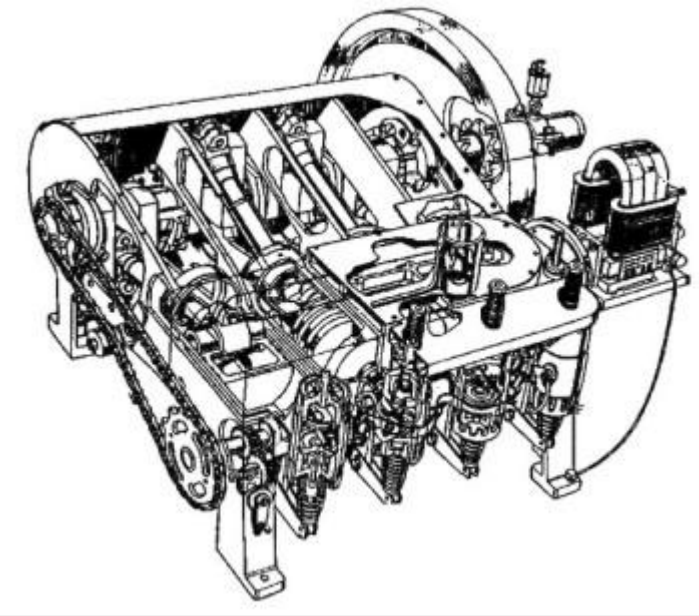
- Siła skietowana przeciwnie do kierunku przyśpieszenia strumienia przez zespół napędowy.
- W przypadku silników odrzutowych siła ta jest wytwarzana bezpośrednio przez silnik (silnik o działaniu bezpośrednim)
- W przypadku zespołów napędowych np. silnik tłokowy ze śmigłem, siła jest wytwarzana przez śmigło, a silnik wytwarza moc, która na śmigle zamieniana jest na ciąg (silnik o działaniu pośrednim)





ZESPOŁY NAPĘDOW W LOTNICTWIE

- **SILNIK TŁOKOWY - pierwszy silnik do samolotu moc-12KM (Bracia Wright i Charlie Tailor)**
- **Pierwszy lot braci Wright, 17 grudnia 1903 roku, Kitti Hawk, Floryda**



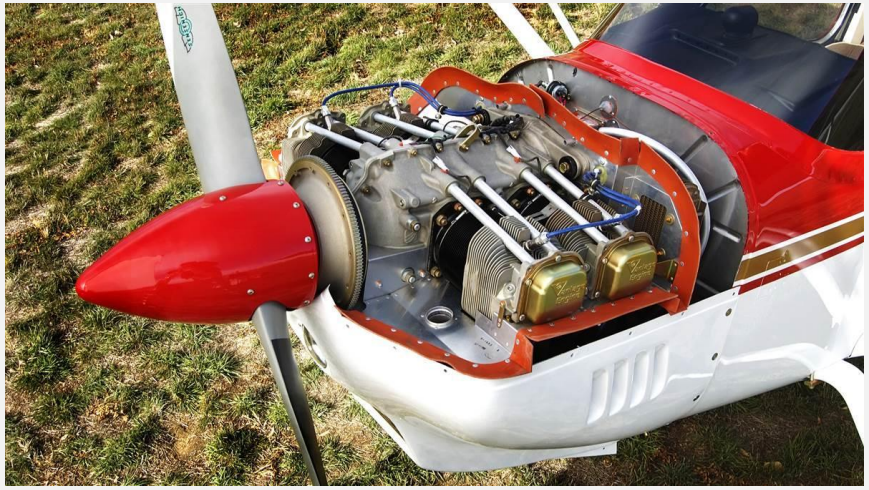


LOTNICZE SILNIKI TŁOKOWE

SILNIKI GWIAZDOWE



SILNIKI RZĘDOWE

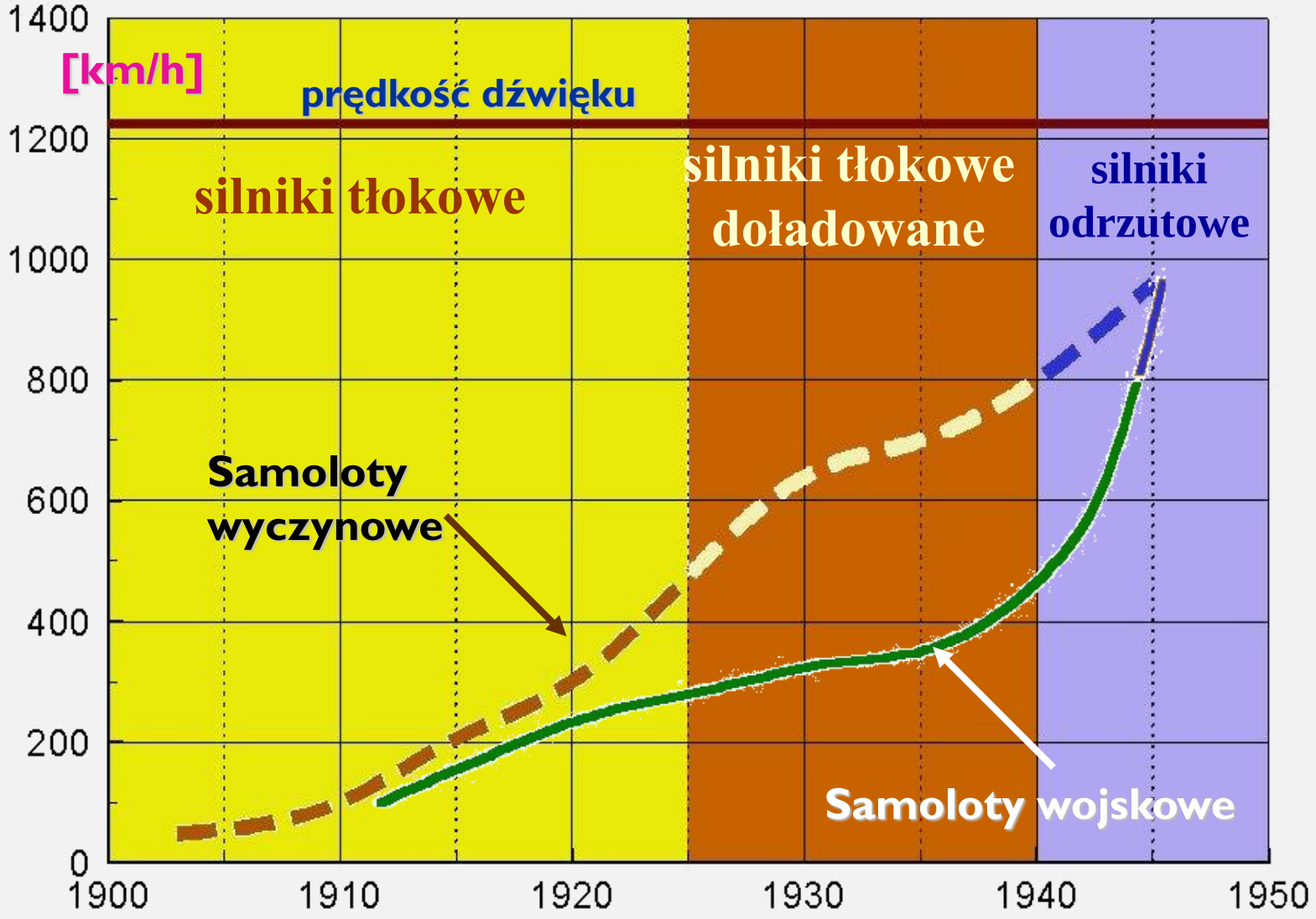


Silniki o różnych układach cylindrów oraz sposobach zasilnaia z zapłonem iskrowym i samoczynnym

INTENSYWNY ROZWÓJ SILNIKÓW TŁOKOWYCH DLA LOTNICTWA

Lata 30-40 ubiegłego stulecia:

- Rozwój silników tłokowych o coraz lepszych osiągach: silniki doładowane i turbodoładowane
- Silniki o coraz większej mocy (największy silnik Silnik Pratt & Whitney R 4360 z dwustopniowym turbodoładowaniem moc 430 KM)
- Ograniczenie zastosowania ze względu na prędkość lotu – malejąca sprawność śmigła w zakresie prędkości pow 0.6 Ma



WSPÓŁCZESNE WYKORZYSTANIE TŁOKOWYCH ZESPOŁÓW NAPĘDOWYCH

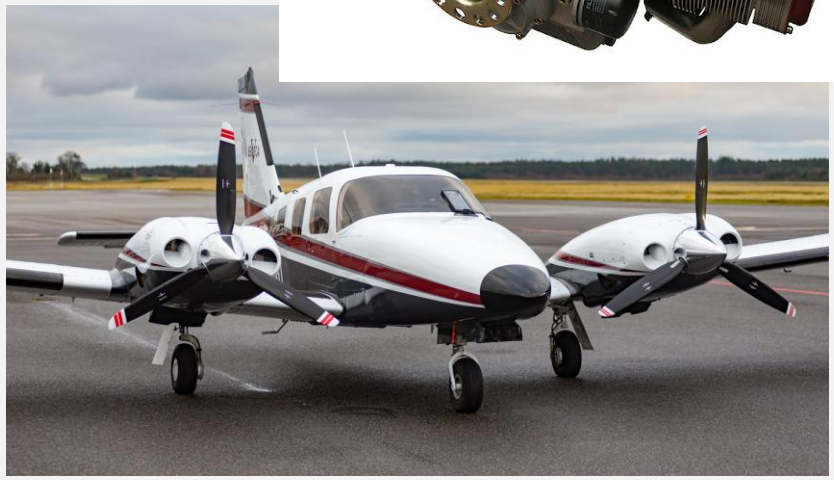
ZASTOSOWANIE

- Samoloty małe - dyspozycyjne General Aviation i Ultralekkie o maksymalnych prędkościach lotu do 300 km/h)
- Samolotu sportowe,
- Małe lotnictwo modelarskie i drony wojskowe



WYKORZYSTYWANE SILNIKI:

- tłokowe czterosuwowe gównie w układzie typu bokser
- z wirującym tłokiem (silniki Wankla)
- silniki o zapłonie samoczynnym jak i iskrowym



ZALETY

- Niskie zużycie paliwa, prosta konstrukcja, łatwość napraw i remontów, niskie koszty zakupu i eksploatcji

POCZĄTEK SILNIKÓW ODRZUTOWYCH

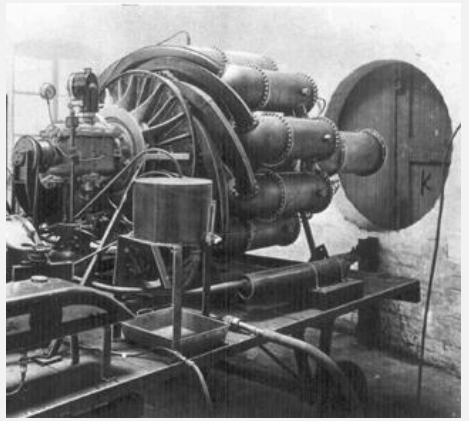


Sir Frank WHITTLE

Dr Hans Joachim PABST von OHAIN

Lata 30 ubiegłego stulecia to pierwsze patenty silników odrzutowych i budowa i testy pierwszych silników:

- W1 i W2 – pierwsze silniki brytyjskie, W2 ciąg 7.8 kN – zastosowanie samolot Gloster Meteor E.28/39 (pierwszy lot maj 1941)
- Heinkel HeS 3 – pierwszy niemiescki silnik (4.4 kN ciągu) oblatany na samolocie Heinkel He 178 (sierpień 1939)
- Jumo-004 pierwszy seryjnie produkowany silnik w czasie II wojny światowej do samolotu Messerschmitt Me 262

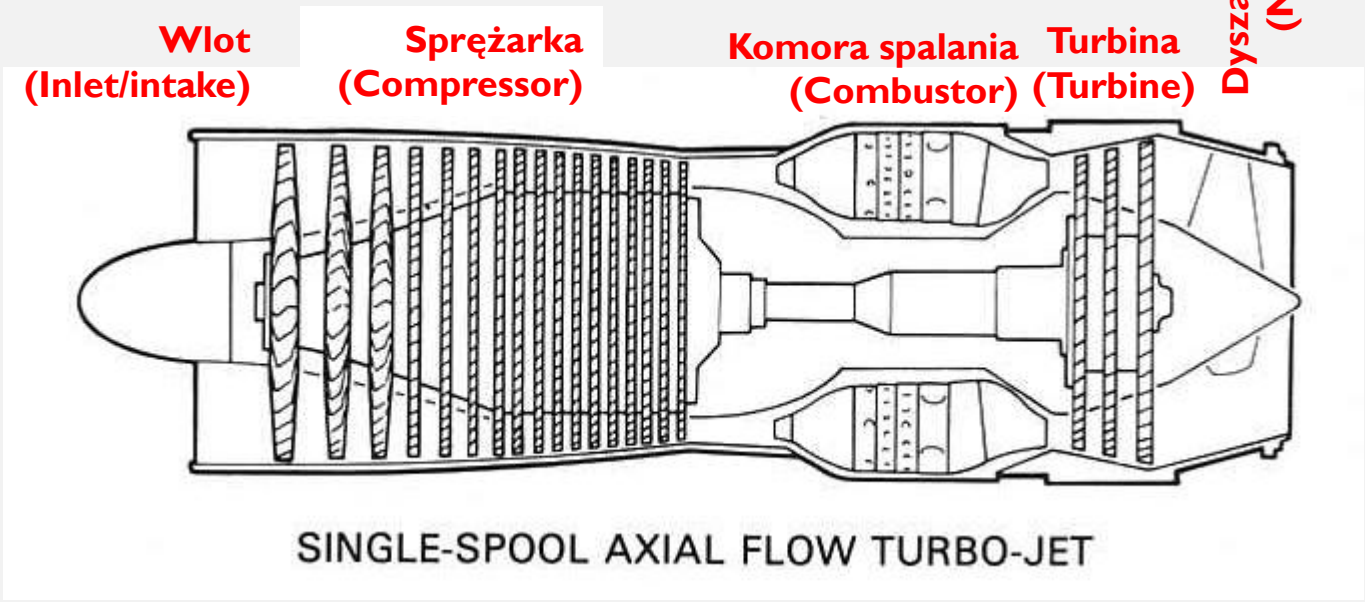




Messerschmitt Me 262

JEDNOPRZEPŁYWOWY TURBINOWY SINIK ODRZUTOWY
SINGLE SPOOL TURBOJET ENGINE



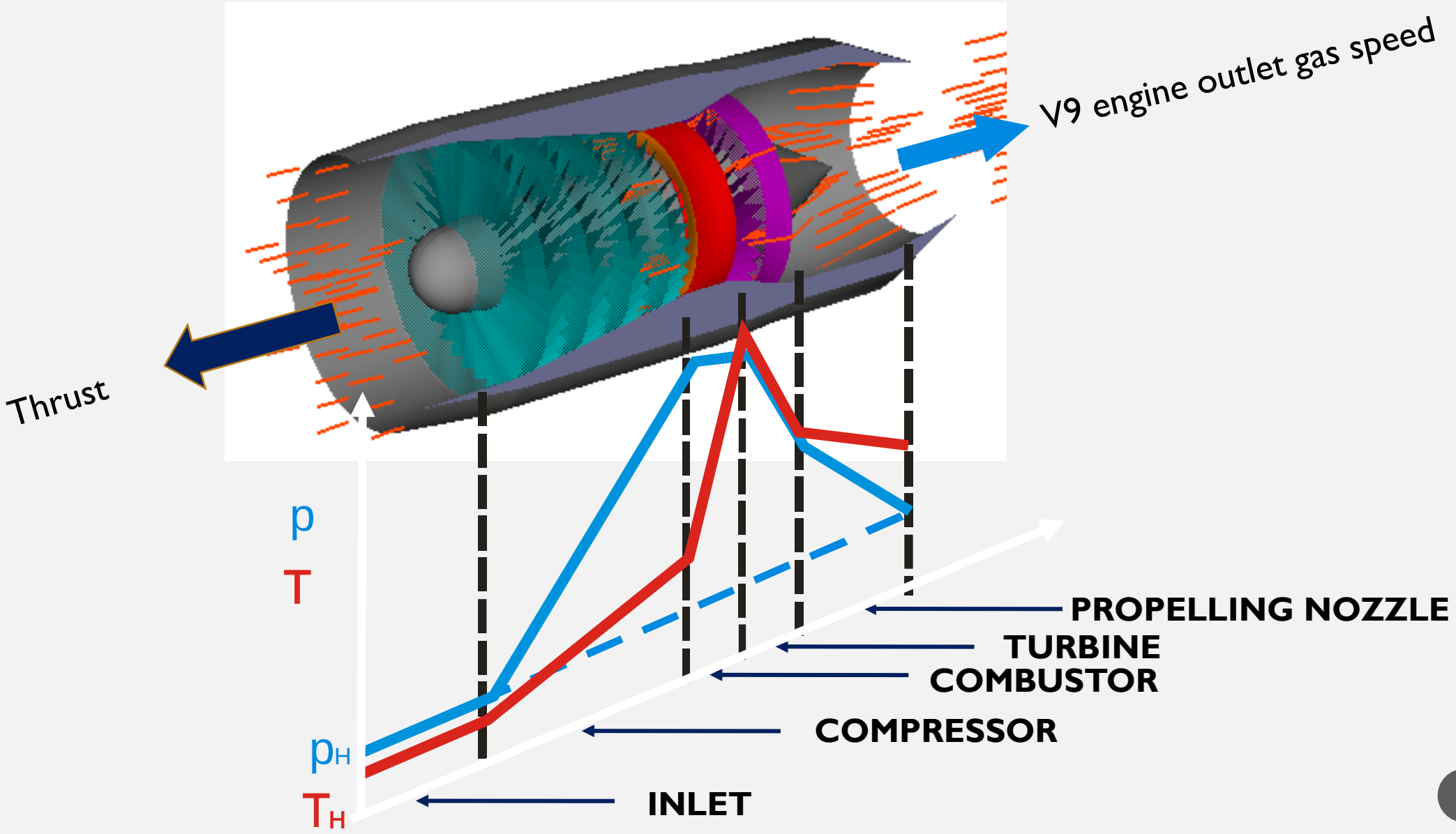


Silnik o najprostrzej formie konstrukcyjnej

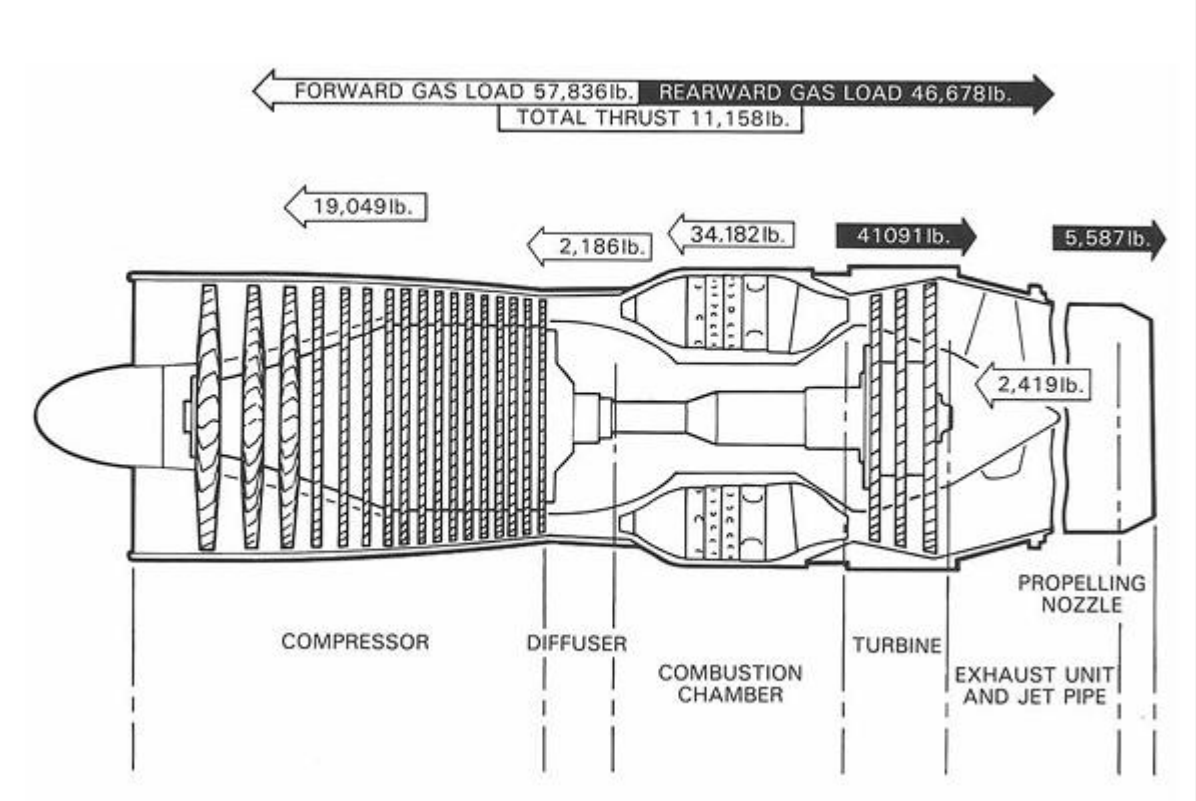
Cechuje się:

- Prostotą konstrukcji
- Niezbyt wysokimi osiągami w porównaniu do współczesnych samolotów (mały ciąg)
- Nieską sprawnością, co przekłada się na wysokie zużycie paliw na jednostkę wytwarzanego ciągu (TSFC – thrust specific fuel consumption)
- Konstrukcją taką cechowały się pierwsze odzrutowe silniki lotnicze (lata 1940-1950). W Polsce wg tego schematu konstrukcyjnego produkowano silniki do końca lat 90 ubiegłego wieku (SO-3, K15, K16 – prace rozwojowe)
- Obecnie rynek napęu dla samolotów modelarskich i małych dronów

TURBOJET ENGINE

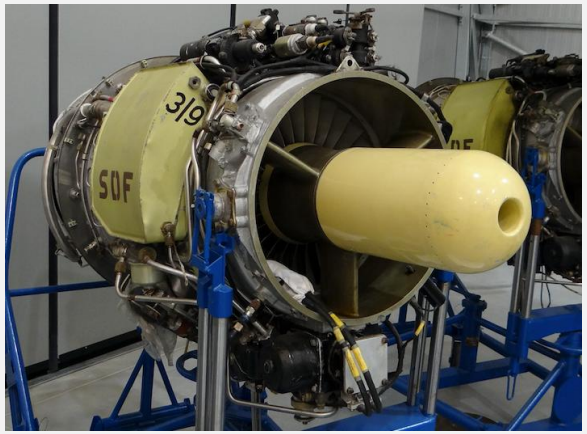


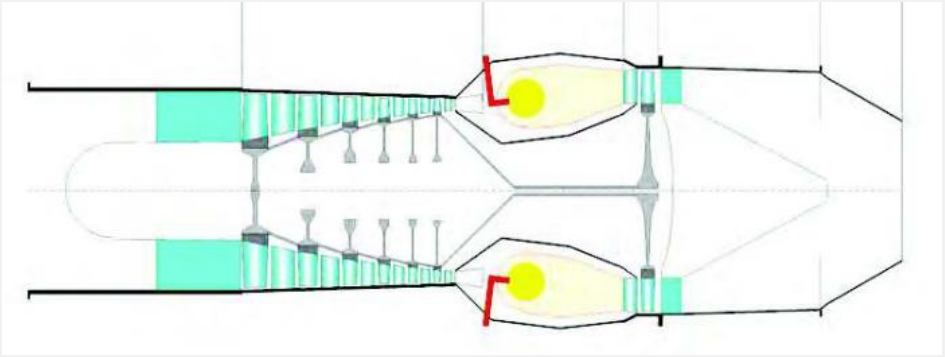
ROZKŁAD SIŁY CIĄGU NA POSZCZEGÓLNE KOMPONENTY



Odziaływania ciśnienia na kierunku osiowym na zespoły silnika oraz zmiana pędu strumienia przepływającego gazu powoduje, że na zespoły sprężarki i komory spalania przypada udział w tworzeniu dodatniej siły ciągu, która jest zmniejszana przez oddziaływanie turbiny i dyszy wylotowej.

SILNIK JEDNOPRZEPŁYWOWY K15





Silnik K -15

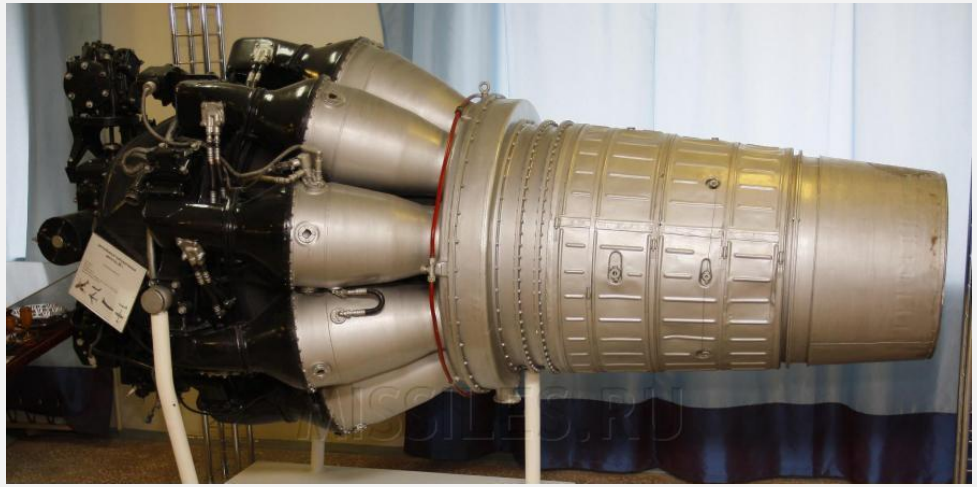
Ciąg: startowy 15 kN (1,5 t)
Jednostkowe zużycie paliwa (TO) SFC 0.0979 kg/N/h
Masa silnika 340 kg
Przeznaczenie: do napędu samolotu Iryda I-22
Budowa silnika:
6-o stopniowa sprężarka osiowa, pierścieniowa komora spalania, jednostopniowa turbina, stała dysza wylotowa
Inne dane silnika:

- Spręż sprężarki: (CPR) 5,3
- Prędkość obrotowa (N)15900 obr/min
- Temperatura gazów przed turbiną (TIT) 1146 K (873° C)
- Wydatek masowy powietrza (W) 23 kg/s

Materiał źródłowy
https://polot.net/pl/silniki-lotnicze-turboodrzutowe-w-polsce-czesc-26-483
https://www.researchgate.net/publication/263009545_MODELOWANIE_TURBINOWYCH_SILNIKOW_ODRZUTOWYCH_W_SRODOWISKU_GASTURB_NA_PRZYKLADZIE_SILNIKA_K-15

JEDNOPRZEPŁYWOWY TURBINOWY SILNIK ODRZUTOWY ZE SPRĘŻARKĄ ODŚRODKOWĄ

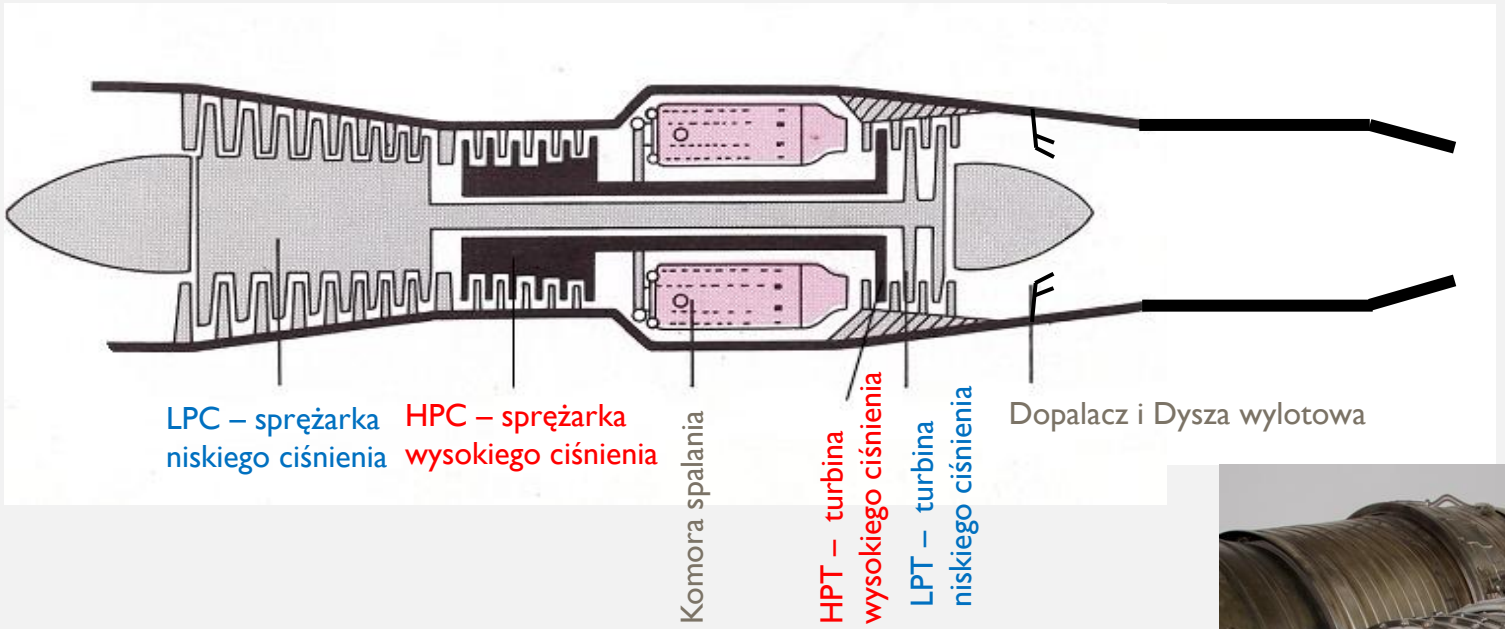




Jedne z pierwszych rozwiązań konstrukcyjnych silnika odrzutowego stosowane m.in. w silnikach: **Rolls-Royce RB.37 Derwent**, **RB 50 Trent**, czy **Lis 5**

Dane dla silnika Derwent I
Wymiary L / D - 2,18m / 1,09 m
Masa silnika 449 kg
Sprężarka promieniowa (1 stopień) spręż (CPR) 3,9
Prędkość obrotowa 16 600 rpm
Jednostkowe zużycie paliwa SFC 0.119 kg/N/h
Temperatura gazów na wlocie do turbiny TIT 850 °C
Komora spalania rurowa (10 rur na obwodzie silnika)

JEDNOPRZEPŁYWOWY DWUWIRNIKOWY SILNIK ODZRUTOWY (TWO SPOOL TURBOJET)



- Większy spręż silnika
- Większa sprawność silnika
- Lepsze osiągi
- Bardziej złożona konstrukcja

Zastosowanie w silniku dopalacza wymaga regulowanej dyszy wylotowej (variable engine nozlle)



JEDNOPRZEPŁYWOWE DWUWIRNIKOWY SILNIK ODRZUTOWY TUMAŃSKI R-13

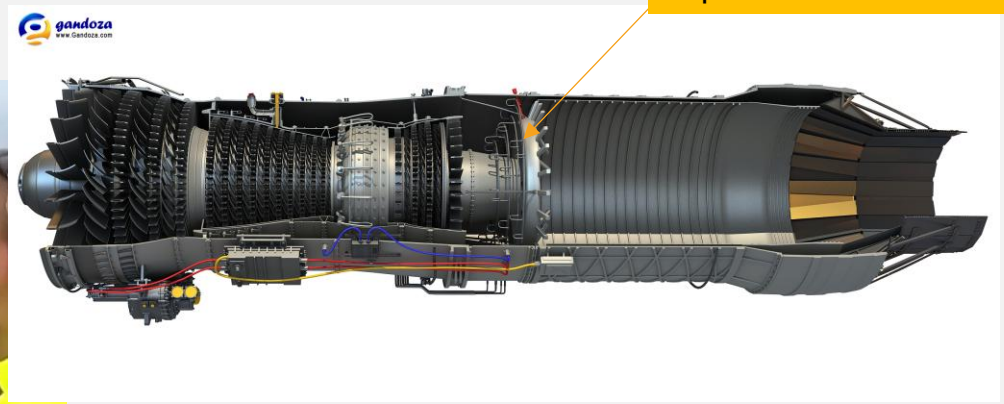
SILNIK Tumański R-13 – jednoprzepływowy, dwuwirnikowy silnik odrzutowy z dopalaczem

- Zastosowanie samoloty **MiG 21, Su 15**
  (prędkość lotu ponad 2Ma, pułap 19 km)
- Wymary **L / D 4,6 m / 1,09 m**
- Masa **1 205 kg**
- Ciag **39,9 kN,** ciąg z dopalaczem **63,7 kN**
- Spręż całkowity sprężarek **(OPR) 8,9**
- Temperatiura gazów przed turbiną **TIT - 1278 K, (1005** °C)
- Jednostkowe zużycie paliwa SFC - **0,093 kg/N/h** (z dopalaczem **0,213 kg/N/h**)



SILNIK Z DOPALACZEM – PRACA DOPALACZA





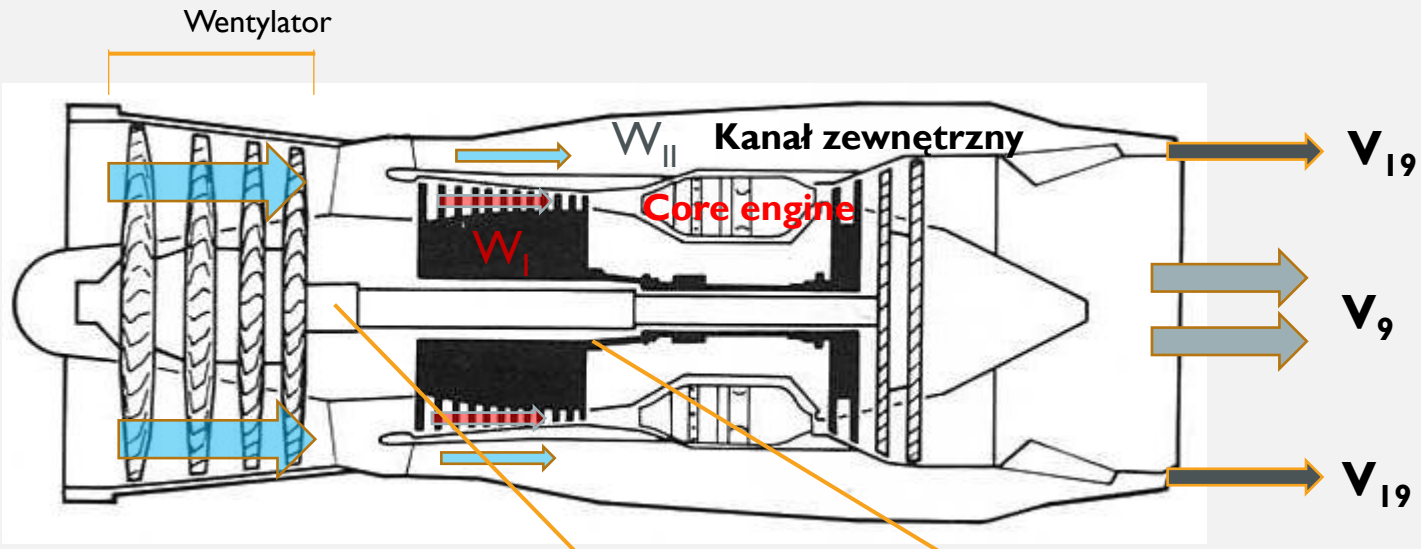
Włączenie dopalacza

- Zwiększa ciąg silnika
- Znacząco zwiększa zużycie paliwa (nawet trzykrotnie)
- Zwiększa hałas
- Wymaga regulowanej dyszy wylotowej

SILNIK DWUPRZEPŁYWOWY
BYPASS ENGINE

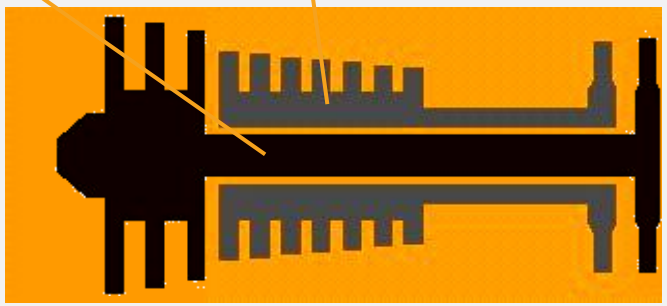
Stopień dwuprzepływowości:

$$BPR = {}^{W_{II}}/_{W_I}$$



CECHY KONSTRUKCJI:

- **Występuje kanał zewnętrzny w silniku**
- **Większa sprawność i niższe jednostkowe zużycie paliwa niż dla silnika jednoprzepływowego**
- **Początek ery silników dwuprzepływowych, to lata 60 ubiegłego wieku, obecnie wyparły one silniki jednoprzepływowe z „dużego lotnictwa”**



NHP > NLP

RODZIANA SILNIKÓW DWUPRZEPŁYWOWYCH

Silnik dwuprzepływowy dwuwirnikowy o średnim stopniu dwuprzepływowości



JT15D-5D (do samolotów typu Business Jet)

Ciąg startowy = 13,54 kN TSFC=0.55 kg/daN/h

BPR=3,3

Masa = 292,6 kg Długość / średnica=1531/520mm

N1=15,900 RPM, N2= 32,760 RPM

Zastosowanie: Cesna CitationV, Hawker 400 (maksymalna prędkość ok 0,75 Ma,

Silniki tej grupy często cechujeą się występowaniem sprężarki promieniowej, oraz komory spalania o przepływie zwrotnym – skrócenie wymiaru osiowego silnika, kosztem zwiększenia wymiaru promieniowego



SILNIK DWUPRZEPŁYWOWY /TURBOWENTYLATOROWY (TURBOFAN)

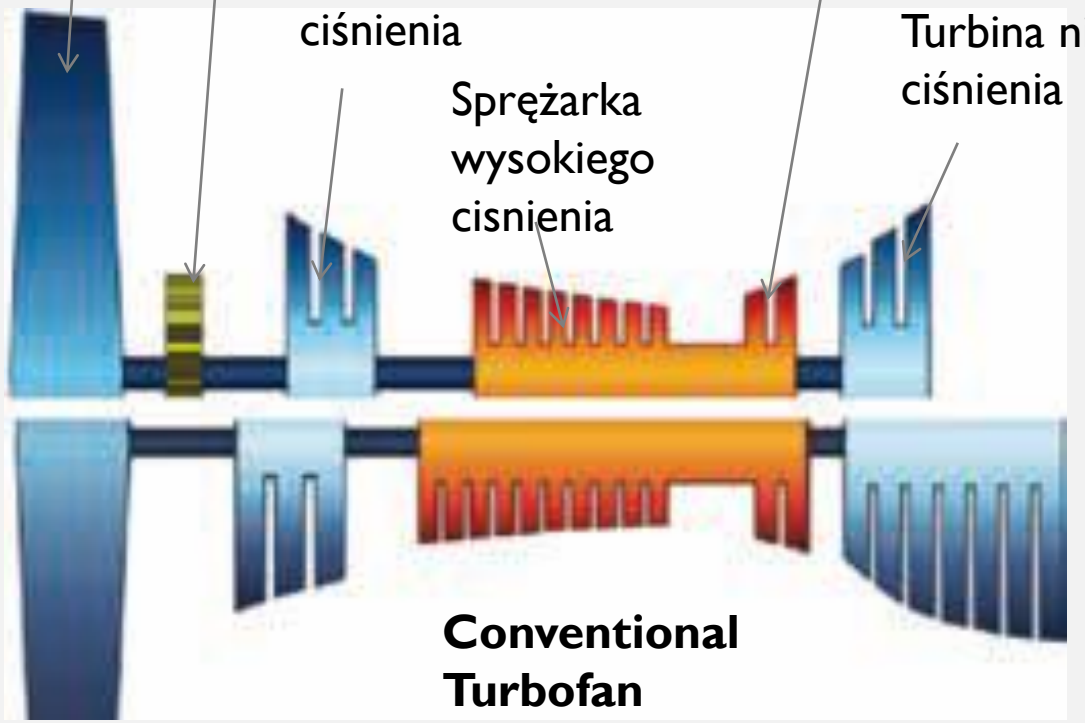
- **LEAP A1 Leading Edge Aviation Propulsion" (do samolotów comercyjnych - pasażerskich i transportowych)**
- **Sprężarki : OPR=40:**
- F – 1 stopień , LPC – 3 stopnie, HPC - 10 stopni Turbiny HPT – 2 stopnie, LPT – 7 stopni
- BPR 11
- Długość 3,328 m/ średnica 1,93 m Ciąg startowy 143 kN
- N1=3894 RPM, N2=19391 RPM
- Zastosowanie: A-320





CFM International LEAP variants			
Model	Application	Thrust range	Introduction
-1A	**Airbus A320neo family**	24,500–35,000 lbf (109–156 kN)	2 August 2016
-1B	**Boeing 737 MAX**	23,000–29,000 lbf (100–130 kN)	22 May 2017
-1C	**Comac C919**	27,980–30,000 lbf (124.5–133.4 kN)	28 May 2023

GTF (GEARED TURBOFAN)



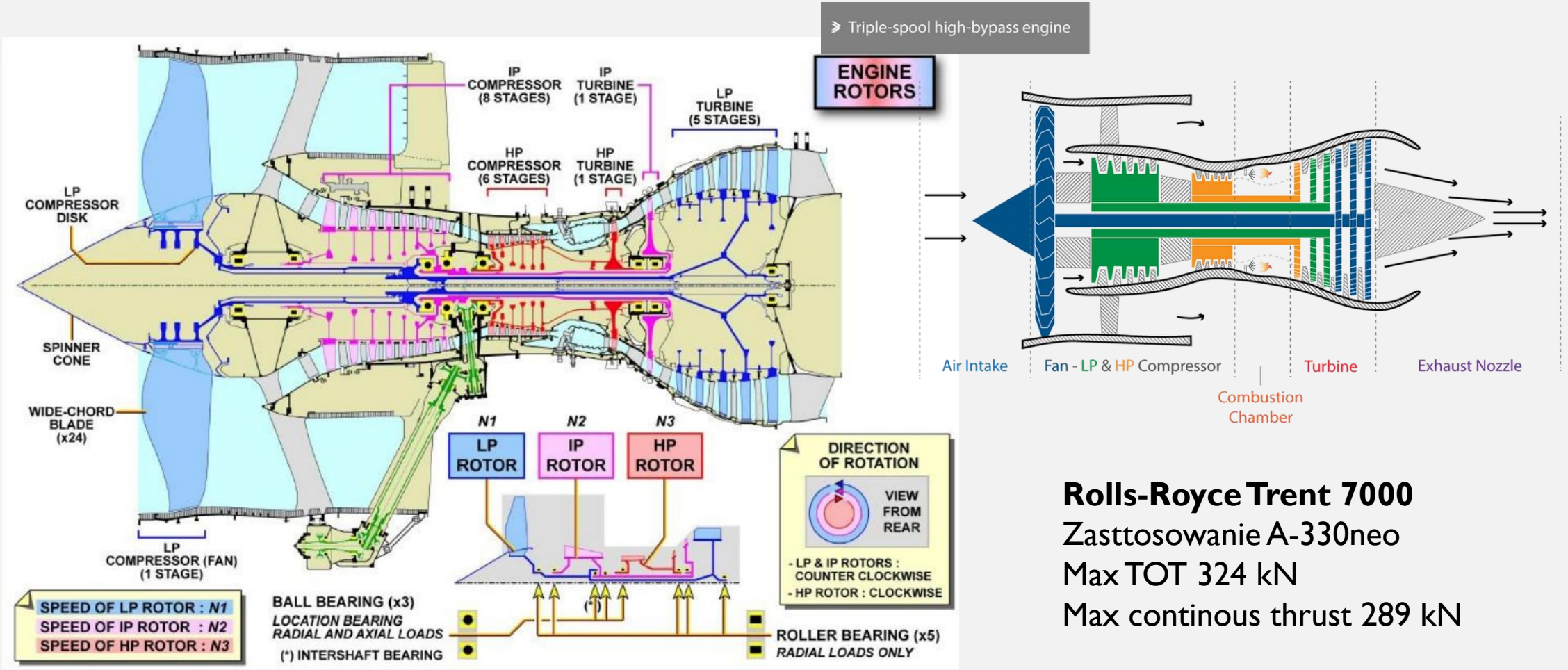
Conventional Turbofan engine CFM-56

	TF CFM56	GTF PW1100
N HPC [RPM]	15180	22300
N LPC [RPM]	5200	10050
N F [RPM]	5200	3280

GTF ma:

- Zmniejszoną liczbę stopni LPT
- Zwiększony spręż LPC
- Zmniejszoną liczbę stopni HPC

TURBOWENTYLATOROWY SILNIK TRÓJWIRNIKOWY



Rolls-Royce Trent 7000
Zasttosowanie A-330neo
Max TOT 324 kN
Max continous thrust 289 kN

NAJWIĘKSZY WSPÓŁCZESNY SILNIK ODRZUTOWY



GE9x (następca GE90)

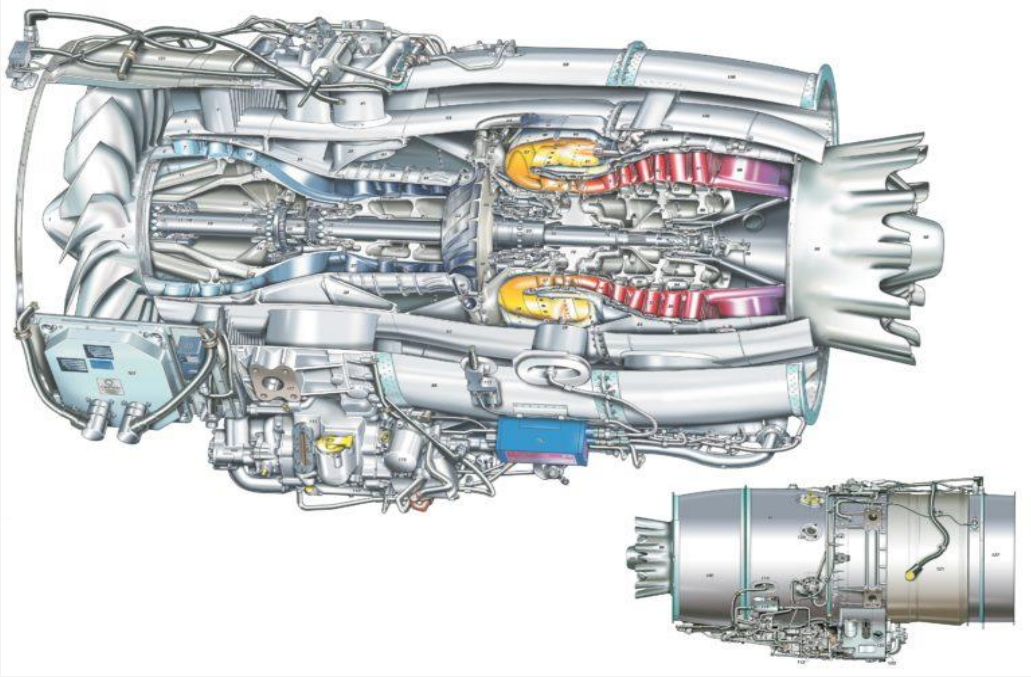
- Średnica wentylatora 340 cm (całkowita 410 cm)
- Długość 569 cm
- Masa 9,6 ton
- Ciąg 490 kN
- Prędkość obrotowa LPS 2355 RPM, HPS 9561 RPM

Zastosowanie: **Boeing 777-8** (MTOW 365 t), **Boeing 777-9**

Sprężarki	1 fan , 3-stage LP, 11-stage HP (OPR: 60)
Turbiny	2-stage HP, 6-stage LP



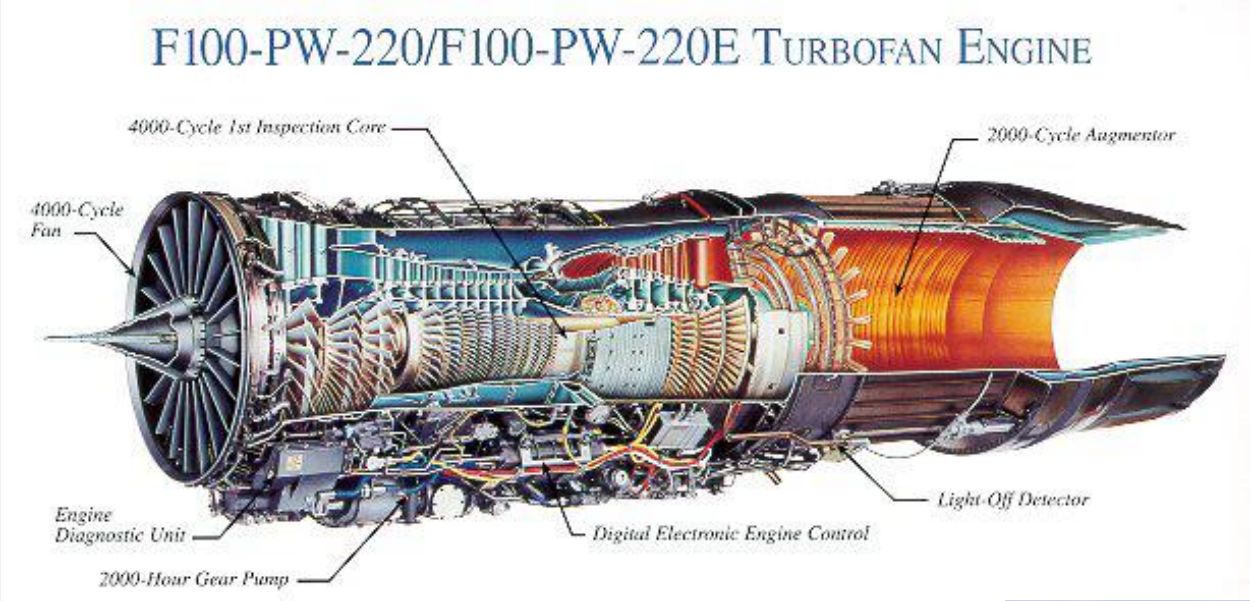
SILNIK DWUPRZEPŁYWOWY Z MIESZALNIKIEM STRUMIENI



PW-500
Ciąg: 18 kN
SFC: 0,045 kg/N/h
Spręż sumaryczny: 12.5
BPR = 4
Długość x średnica 1,74 m x 0,69 m
Samolot Cesna Citation – BusinessJet (prędkość przelotowa 800 km/h, MTOW 9,1 t



SILNIK DWUPRZEPŁYWOWY Z MIESZALNIKIEM STRUMIENI (BYPASS ENGINE WITH MIXER)



F100 PW-220
Ciąg:

z dopalaczem: 105,7 kN, bez dopalacza 65 kN

SFC

z dopalaczem 0,198 kg/N/h, bez dopalacza 0,077 kg/N/h

Spręż sumaryczny: 32

BPR = 0,63

Długość x średnica 4,85 m x 1,18 m, masa 1 696 kg

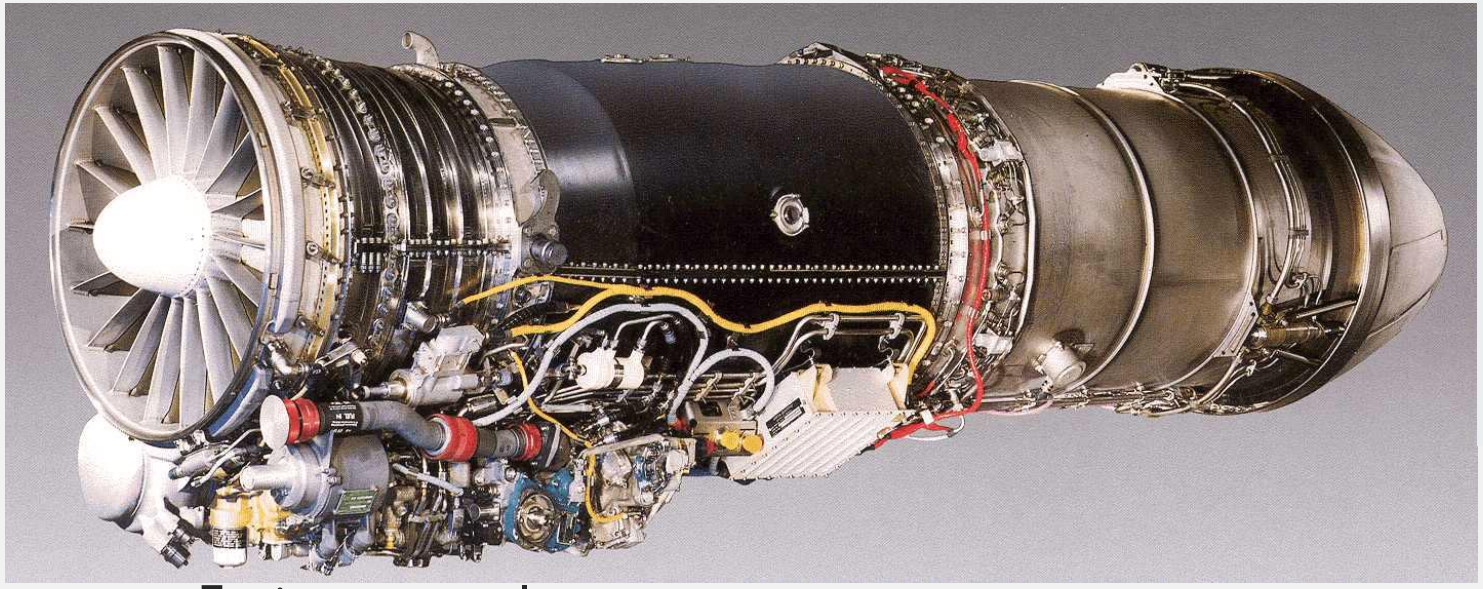
Zastosowanie: Samoloty F-15 i F16 (Max prędkość 2,05 Ma)



MODUŁOWA BUDOWA SILNIKA

ENGINE HARDWARE

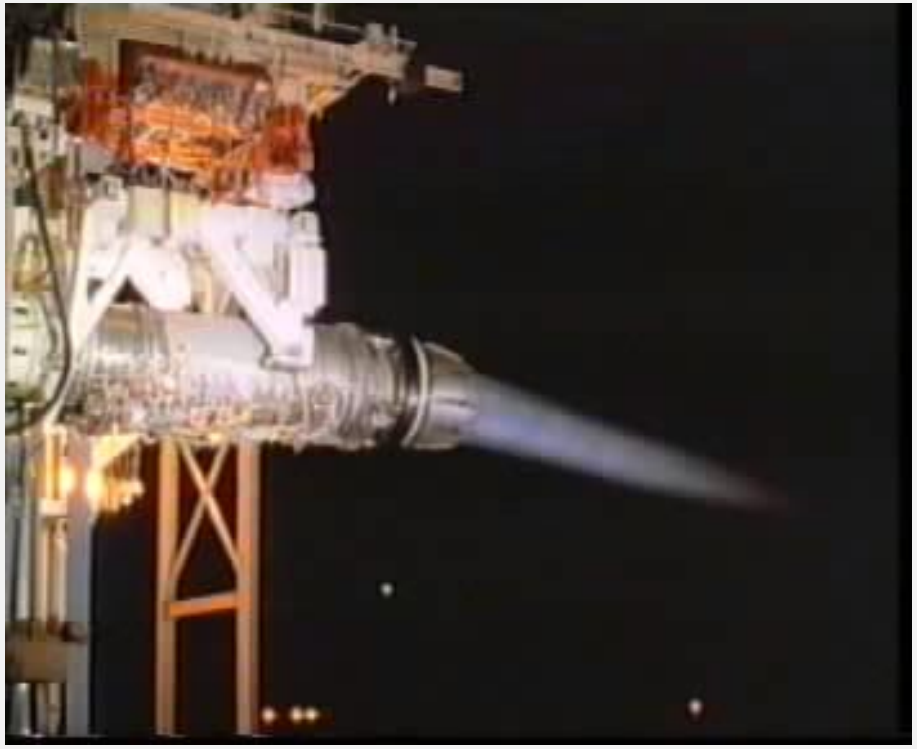




Engine externals

Współczesny silnik lotniczy
To bardzo złożony obiekt, który można podzielić na komponenty/moduły składowe silnika (gas-path components) i elemnty wyposarzenia dodatkowego (externals) jak elemnty: układów zasilania, olejenia, sterowania, instalacji elektrycznych i przeciwpożarowych.

SAMOLOTY WYSOKOMANEWROWE (HIGH-MANEUVERING AIRCRAFT (THRUST VEKTORING))



- Wektorowanie ciągu umożliwia wykonywanie ciasnych manewrów przy małych prędkościach, co daje przewagę taktyczną podczas misji bojowych.
- Myśliwce F-22A Raptor i Su-35 posiadają zaawansowane możliwości wektorowania ciągu.



SAMOLOTY PIONOWEGO STARTU I LĄDOWANIA SHORT TAKE-OFF VERTICAL LANDING AIRCRAFTS (STOVL)



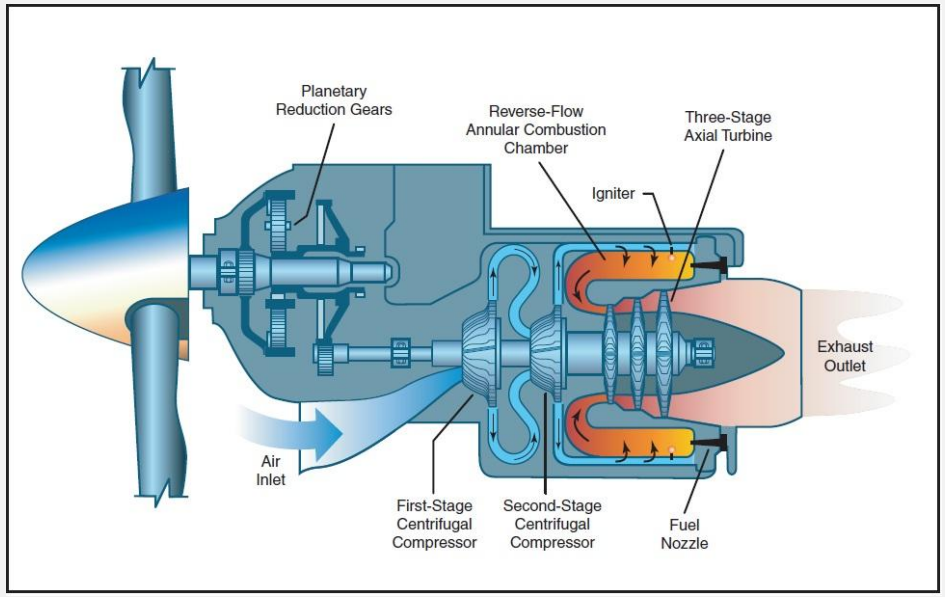
Lockheed Martin F-35B Lightning II



Rolls-Royce LiftSystem składa się z czterech głównych elementów:
- **LiftFan** (ciąg 80 kN)
- **Wał napędowy silnik–wentylator**
- **Moduł z obrotową dyszą trójłożyskową (3BSM)** (ciąg 89 kN)
- **Dysze boczne (dwie)** (ciąg 17 kN)

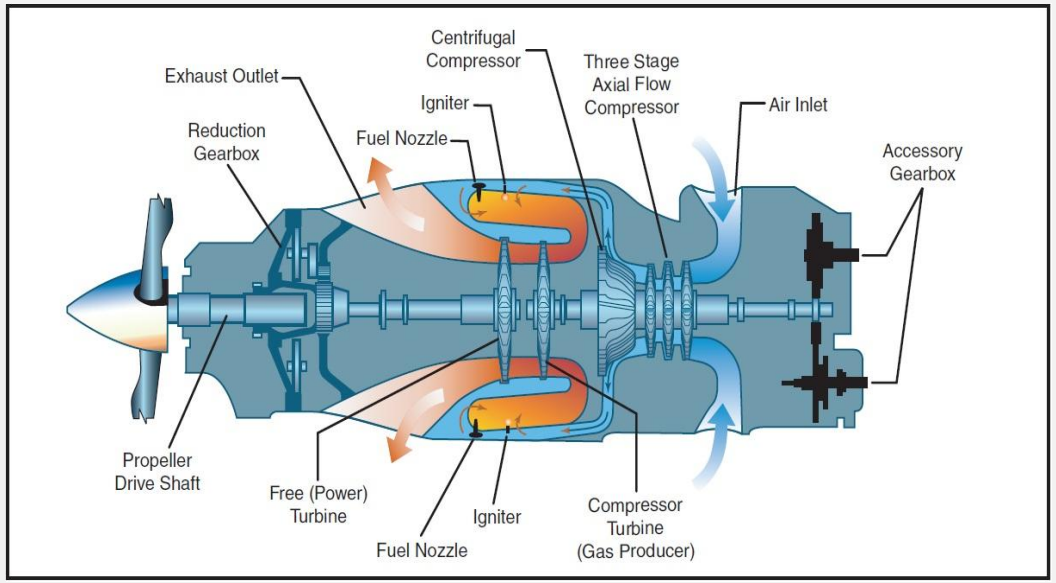
Łączny ciąg: 186 kN

PRZYKŁADY ROZWIĄZAŃ KONSTRUKCYJNYCH TURBINOWEGO SILNIKA ŚMIGŁOWEGO



Silnik jednowirnikowy (Single spool turboprop)

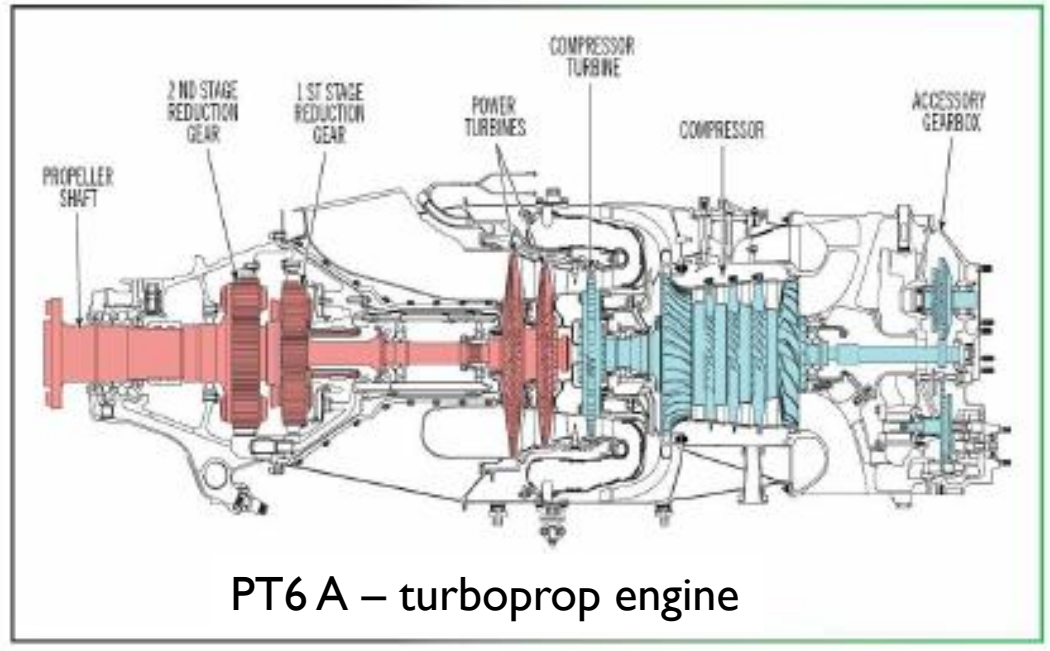
- Prosta konstrukcja – tylko jeden wał współosiowy.
- Śmigło jest napędzane poprzez przekładnię redukcyjną przez ten sam wał, który napędza sprężarkę.



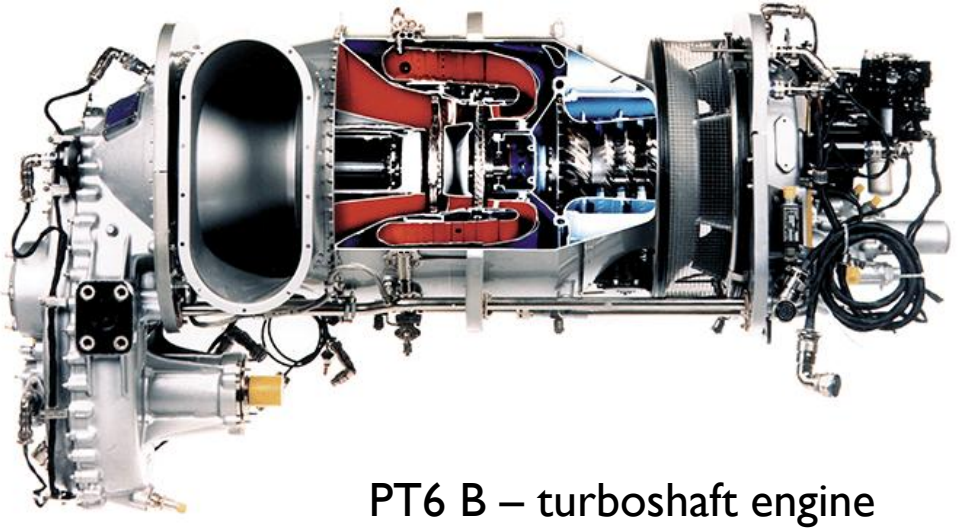
Silnik z wolną turbiną (free power turbine)

- Oferuje lepszą elastyczność i osiągi podczas szybkich zmian mocy, takich jak podczas startu i lądowania.
- Śmigło jest napędzane przez wolną turbinę za pośrednictwem oddzielnego wału, co umożliwia optymalne, wolniejsze prędkości obrotowe śmigła niezależnie od prędkości obrotowej wytwornicy spalin.

SILNIK TURBINOWY ŚMIGŁOWY (TURBOPROP) I ŚMIGŁOWCOWY (TURBOSHAFT)



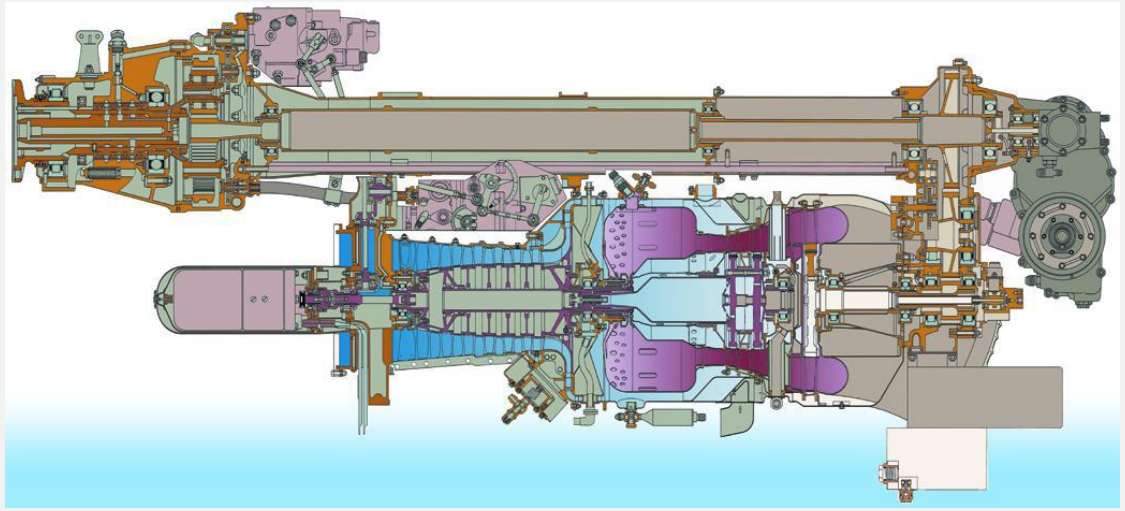
PT6 A – turboprop engine



PT6 B – turboshaft engine

PT 6 engine family moc na wale wyjściowym od 500 shp do 19500 shp

TURBINOWY SILNIK ŚMIGŁOWY TWD-10B



Silnik do samolotu M-28 Bryza
- sprężarka osiowo-odśrodkowa
- Komora spalania z wirującym wtryskiwaczem
- Turbina sprężarki i wolna turbina napędowa
- Moc startowa 960 KM



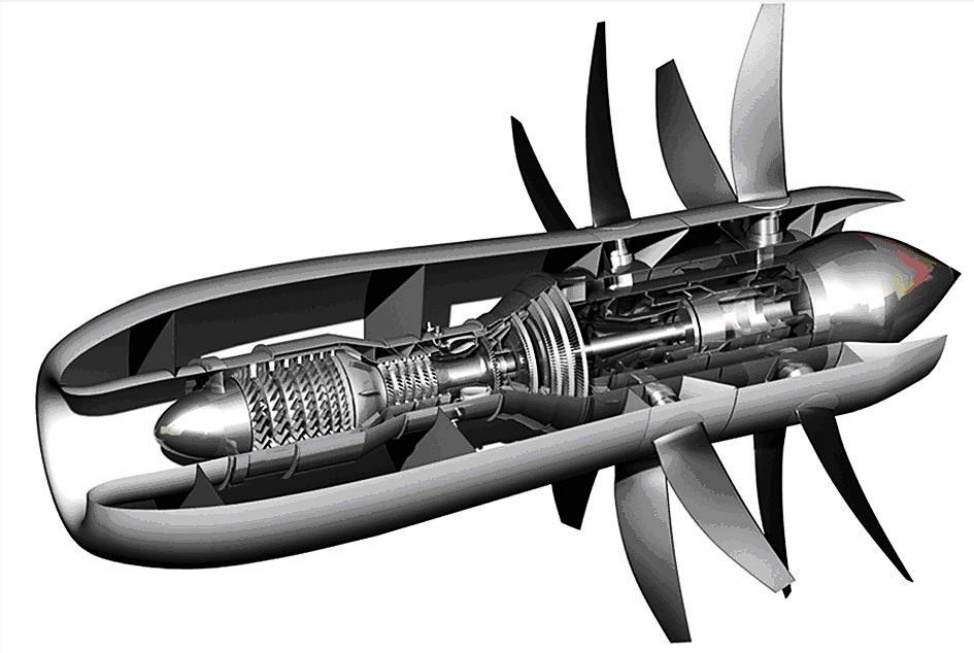


NAPĘDY TYPU PROPFAN



Zużycie paliwa na poziomie 30 % niższym niż porównywalne samoloty o napędzie odrzutowym

SILNIK Z NIEOBUWANYM WENTYLATOREM UNDACTED FAN ENGINE (UDF)





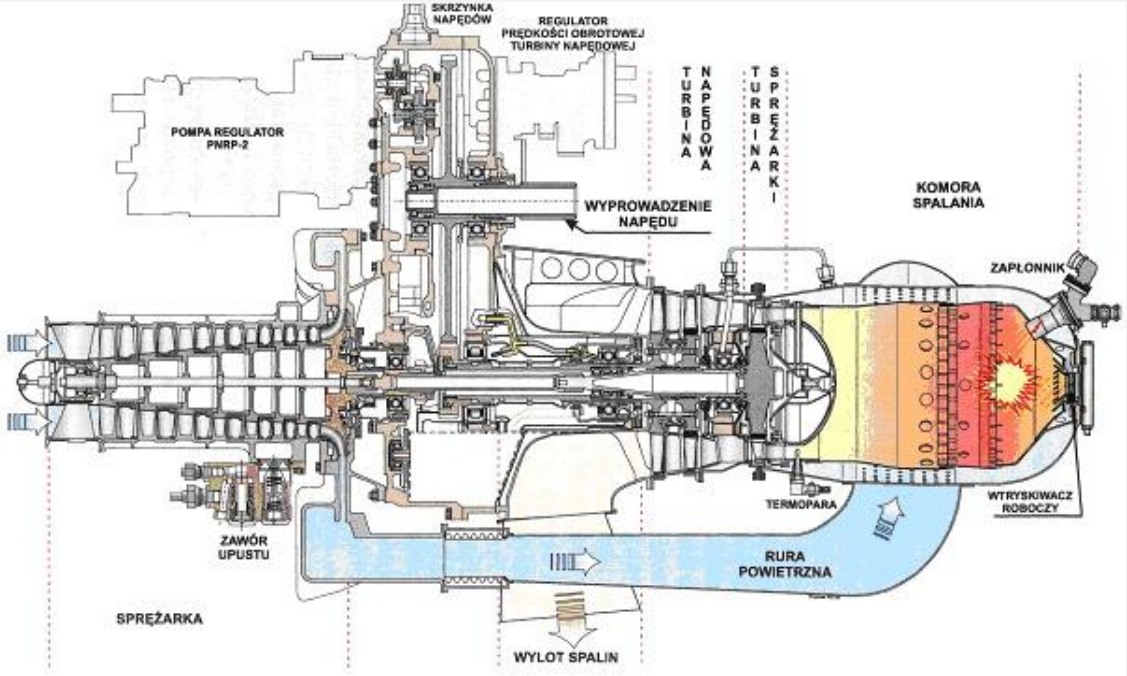
GE36 Open Fan Engine z dwoma zestawami szablowatych śmigieł obracających się w przeciwnym kierunku

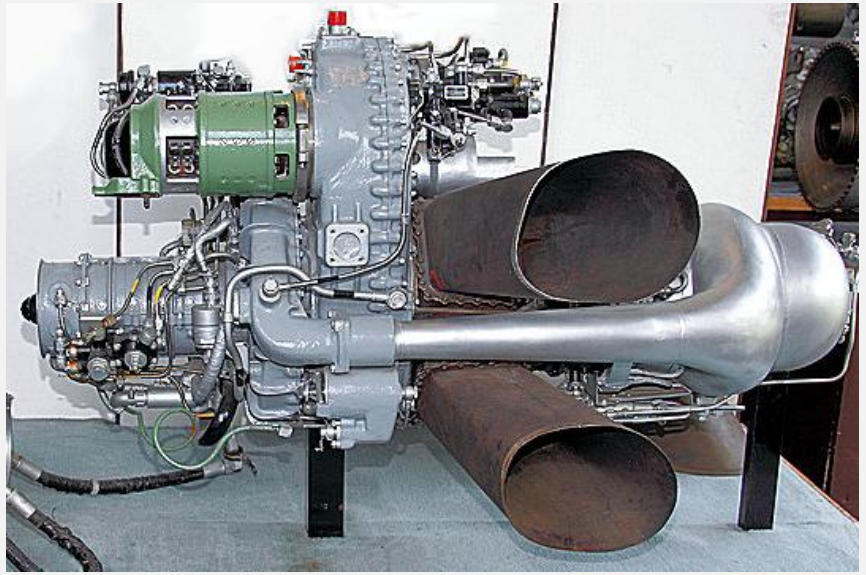
- Zredukowane zużycie paliwa
- Zwiększona masa i hałas

Revolutionary Innovation for Sustainable Engines (RISE)

- O 20% niższe zużycie paliwa, przy 20% niższej emisji dwutlenku węgla.
- Zastosowanie nowych materiałów w celu redukcji masy (np. łopatki wentylatora z kompozytu węglowego).
- Przystosowanie do paliw nowej generacji, w tym nieblendowanego zrównoważonego paliwa lotniczego (SAF) oraz wodoru.

TURBINOWY SILNIK ŚMIGŁOWCOWY GTD-350





GTD – 350 turbinowy siłnik śmigłowcowy z wolną turbiną (free power turboshaft) do śmigłowca Mi-2
Masa silnika: 135 kg
Moc startowa: 294 kW
Jednostkowe zużycie paliwa 0,37 kg/KM/h

ŚMIGŁOWCE



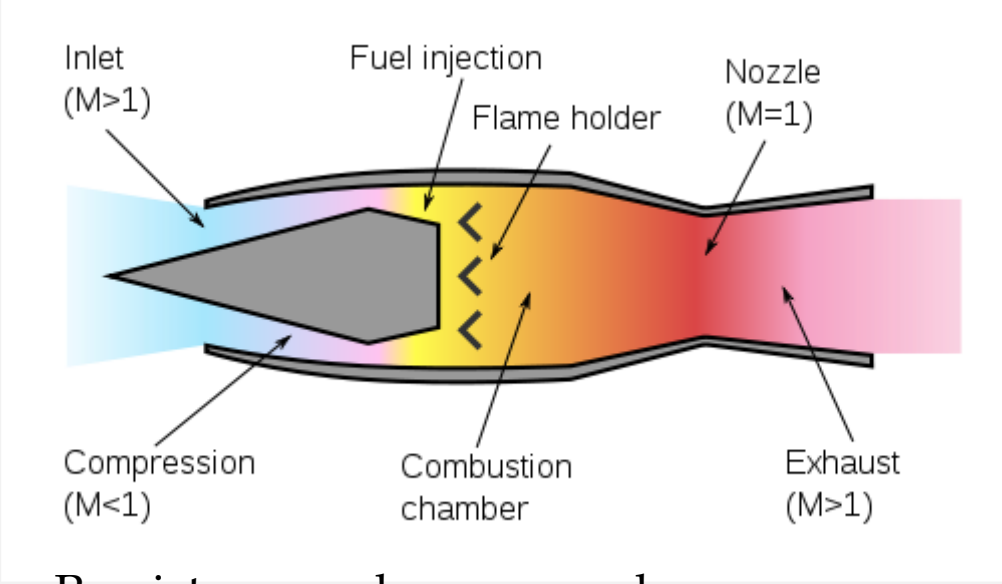
NAPĘD – dwa silniki PZL – 10W ,
moc startowa 900 kW,
moc krótkotrwała 1150 kW.



Śmigłowiec **PZL W-3A Sokół** – prędkość maksymalna 260 km/h, pułap 6000 m

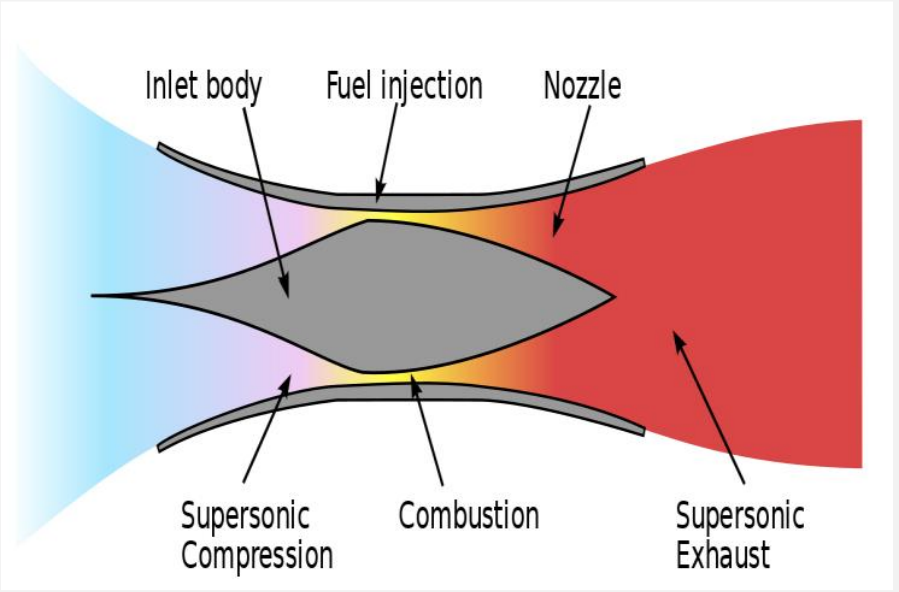
39

SILNIKI ODRZUTOWE – STRUMIENIOWE



Ramjet – przepływ gazu w komorze spalania jest poddźwiękowy



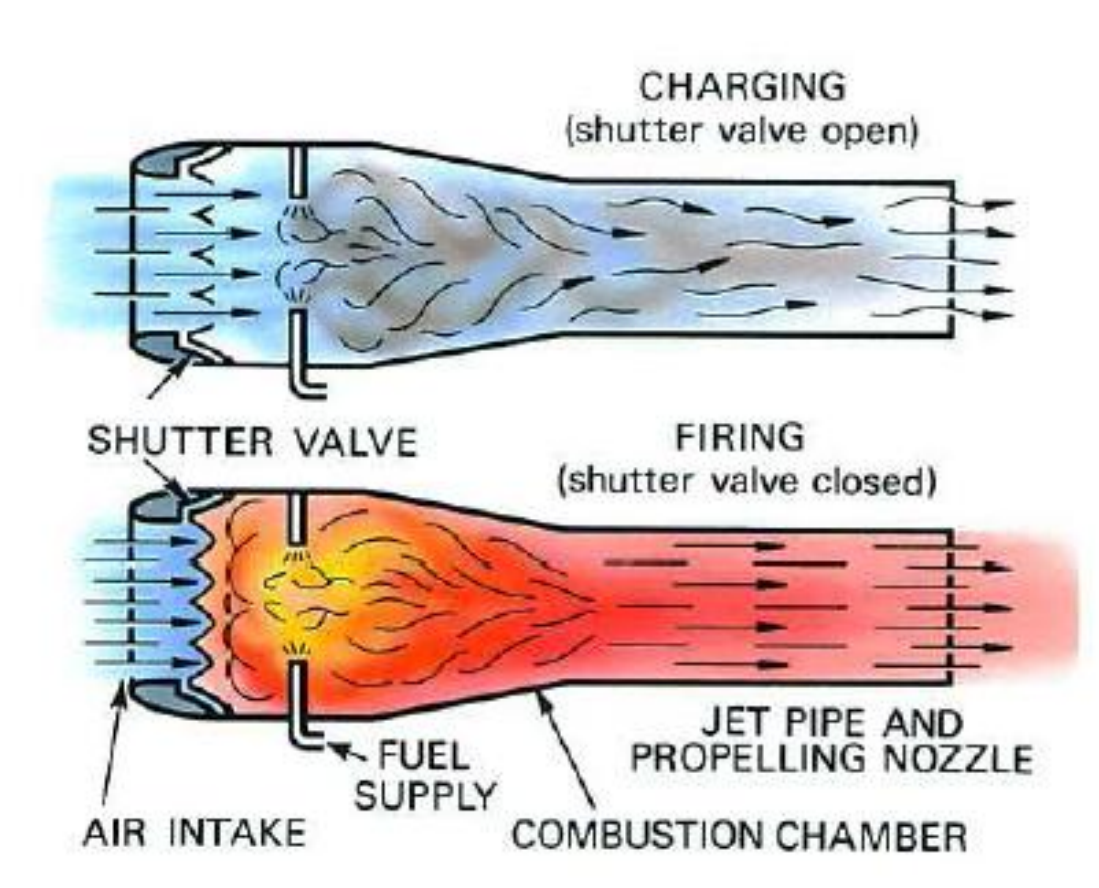


Scramjet – przepływ gazu w komorze spalania jest naddźwiękowy

HYPOSED III 7,6 Ma
X-43A achieved speed 9,6 Ma

https://www.youtube.com/supported_browsers?next_url=https%3A%2F%2Fwww.youtube.com%2Fwatch%3Fv%3DxpOa3B03gYg

SILNIKI ODRZUTOWE – PULSACYJNE



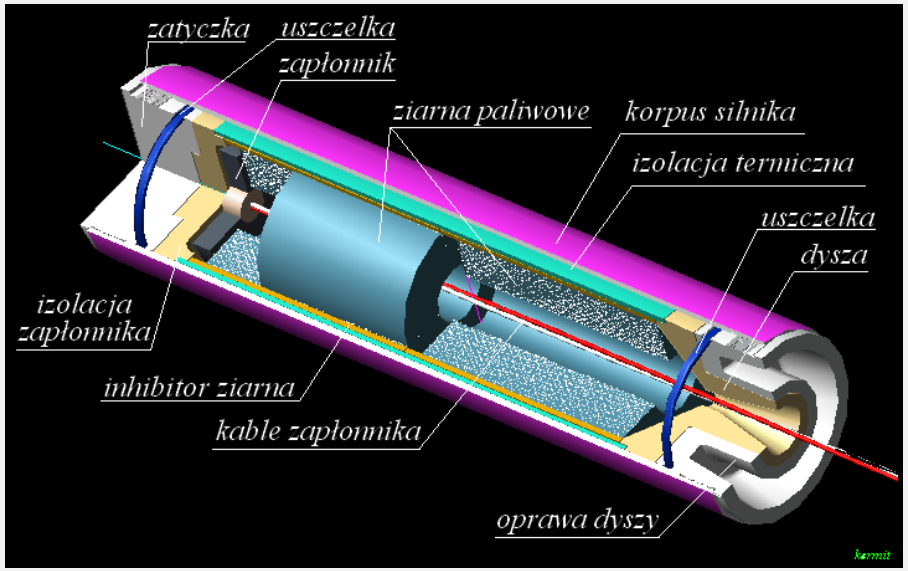
Najbardziej znanym silnikiem pulsacyjnym był niemiecki pocisk **V-1**, zwany także „bombą latającą", używany pod koniec II wojny światowej, który pracował z częstotliwością około 40 cykli na sekundę.

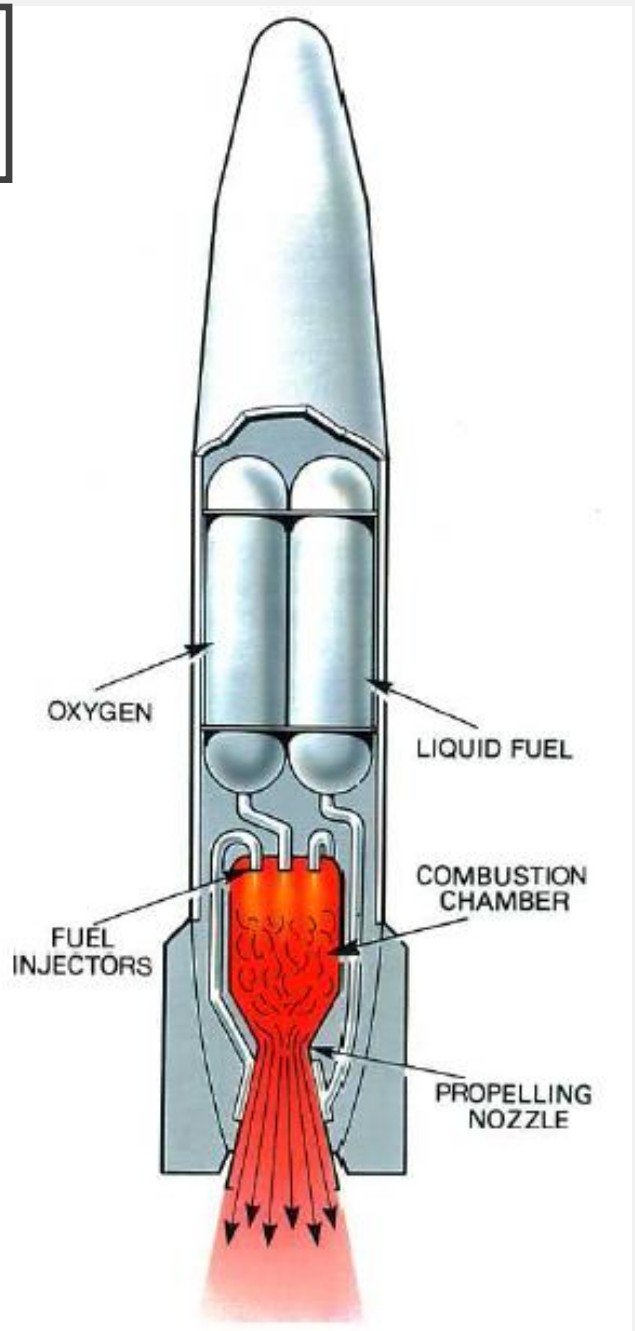
Efekt pulsacji może być również osiągnięty w silniku bezzaworowym, zwanym silnikiem falowym, w którym cykliczna praca zależy od fal ciśnienia przemieszczających się tam i z powrotem w odpowiednio dobranej komorze silnika.

Silnik pulsacyjny wytwarza ciąg przy zerowej prędkości i może zostać uruchomiony ze stanu spoczynku, jednak jego ciąg nie jest w tych warunkach duży. Jego maksymalne możliwe prędkości lotu nie przekraczają 960 km/h (600 mph). Niska sprawność, silne drgania oraz wysoki poziom hałasu ograniczyły jego zastosowanie do tanich, bezzałogowych statków powietrznych.

SILNIK RAKIETOWY

- na paliwo stałe
- na paliwo ciekłe

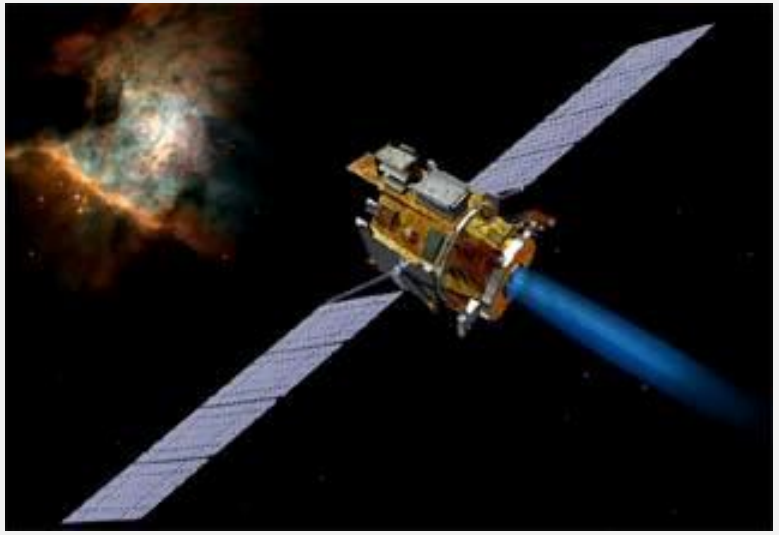






NAPĘD JONOWY (PLAZMOWY)

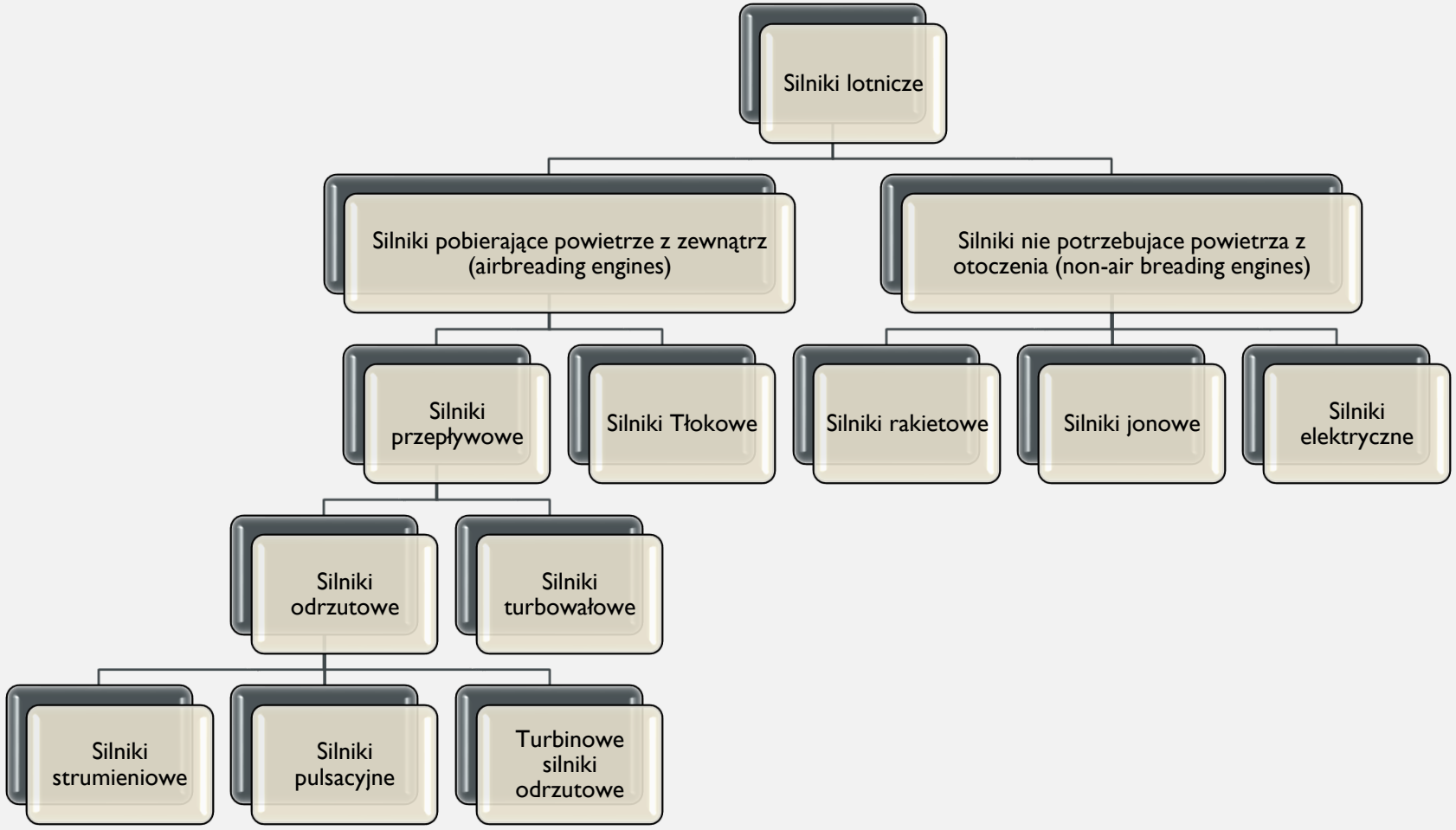
- Napęd jonowy jest cichy, „czysty” i bardzo wydajny.
- Czynnikiem roboczym jest silnie zjonizowany gaz (ksenon)
- Silnik cechuje się dużym ciągiem jednostkowym (prędkość wypływających jonów 35 km/s) jednak małą siłą ciągu ze względu na małą masę czynnika roboczego
- Jest on znacznie bardziej efektywny w przestrzeni kosmicznej od innych zespołów napędowych – wykorzystywany do pozycjonowania saletlitów



PODZIAŁ SILNIKÓW LOTNICZYCH



INNY SPOSÓB PODZIAŁU SILNIKÓW LOTNICZYCH



POLITECHNIKA RZESZOWSKA
im. IGNACEGO ŁUKASIEWICZA

WYDZIAŁ BUDOWY MASZYN I LOTNICTWA
POLITECHNIKI RZESZOWSKIEJ

DZIĘKUJĘ ZA UWAGĘ