



**POLITECHNIKA
RZESZOWSKA**
im. IGNACEGO ŁUKASIEWICZA



**WYDZIAŁ
BUDOWY MASZYN
I LOTNICTWA**
POLITECHNIKI RZESZOWSKIEJ

SILNIKI LOTNICZE

Dr inż. Robert Jakubowski

Katedra Inżynierii Lotniczej i Kosmicznej

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

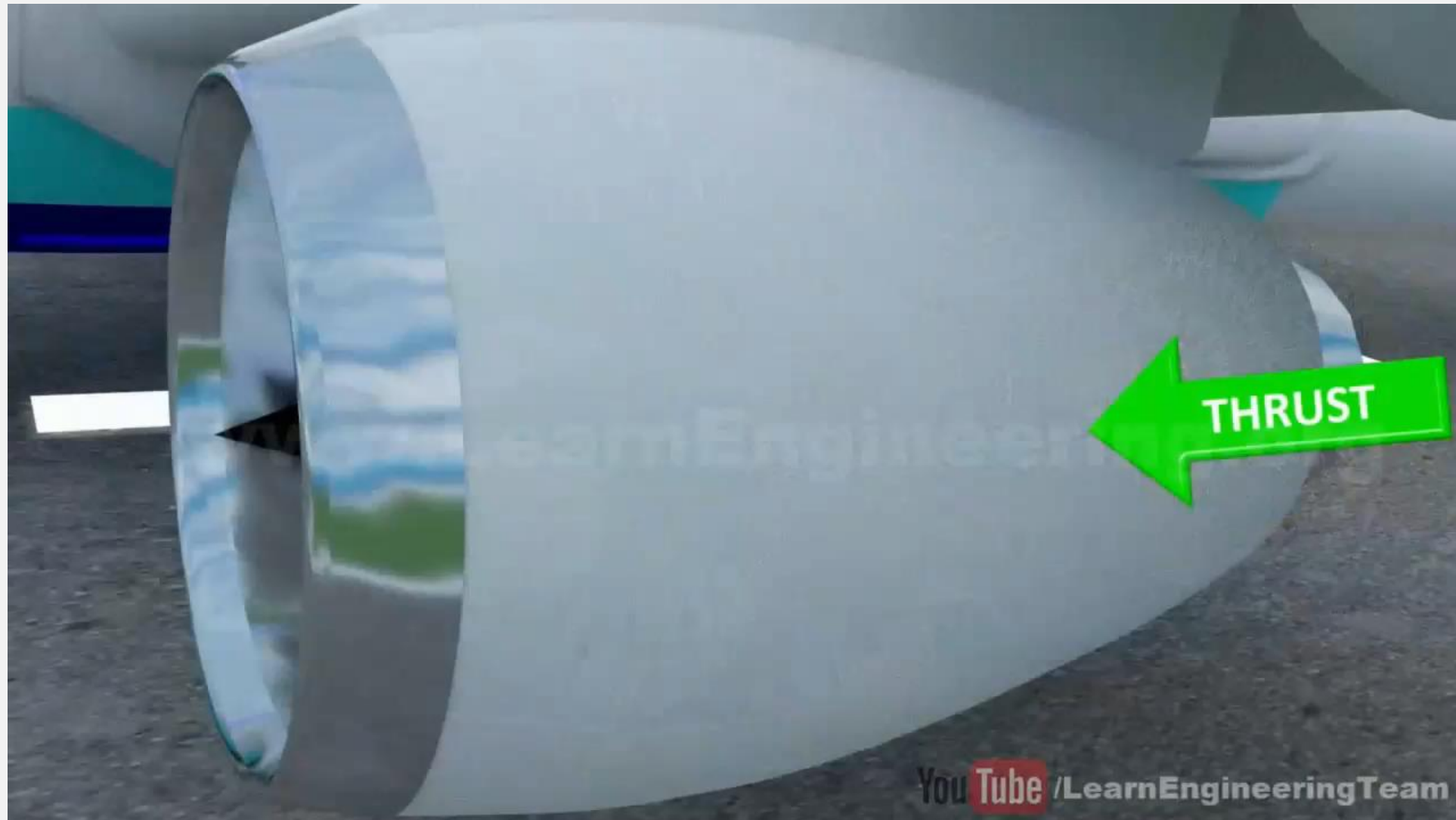
CZY ŻEBY OBIEKT CIĘŻSZY OD
POWIETRZA UNOSIŁ SIĘ W
POWIETRZU, TO POTRZEBNY JEST MU
SILNIK?



CZY ŻEBY OBIEKT CIĘŻSZY OD POWIETRZA
UNOSIŁ SIĘ W POWIETRZU, TO POTRZEBNY
JEST MU SILNIK?



DLACZEGO SAMOLOT MA SILNIK?



SAMOLOTY I ICH SILNIKI



Boeing 787-max 8

Maksymalna masa startowa (MTO) 82 190 kg,

Napęd 2 silniki CFM LEAP 1B maks ciąg startowy 130 kN (13 t)

TO/MTO=0,317



Airbus A380

Maksymalna masa startowa (MTO) 545 000 kg,

Napęd 4 silniki Trent 900 maks ciąg startowy 356 kN (35,6 t)

TO/MTO=0,264



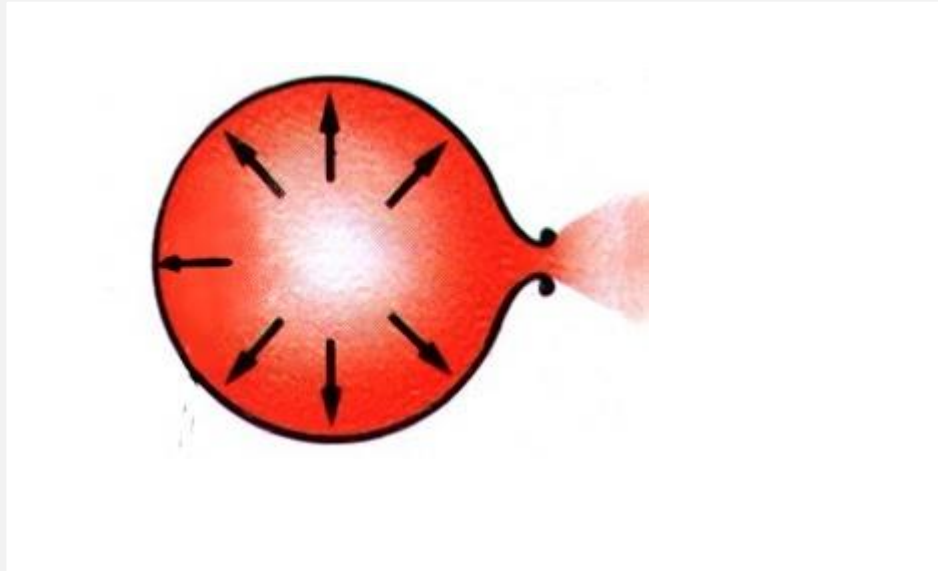
F16 C Blok 52

Maksymalna masa startowa (MTO) 16 875 kg,

Napęd 1 silnik F100-PW-229 maks ciąg startowy 79 kN (7,9 t) z dopalaczem 130 kN

TO/MTO=0,47 TO_DOP/MTO=0,77

CO TO JEST CIAĞ



Strumień gazu wypływający z prędkością, zależną od różnicy ciśnień, powoduje oddziaływanie zgodnie z **II i III Zasadą Dynamiki Newtona**

CIĄG = ILOŚĆ WYPŁYWAJCEJ MASY GAZU W CZASIE X PRĘDKOŚĆ WYPŁYWU GAZU

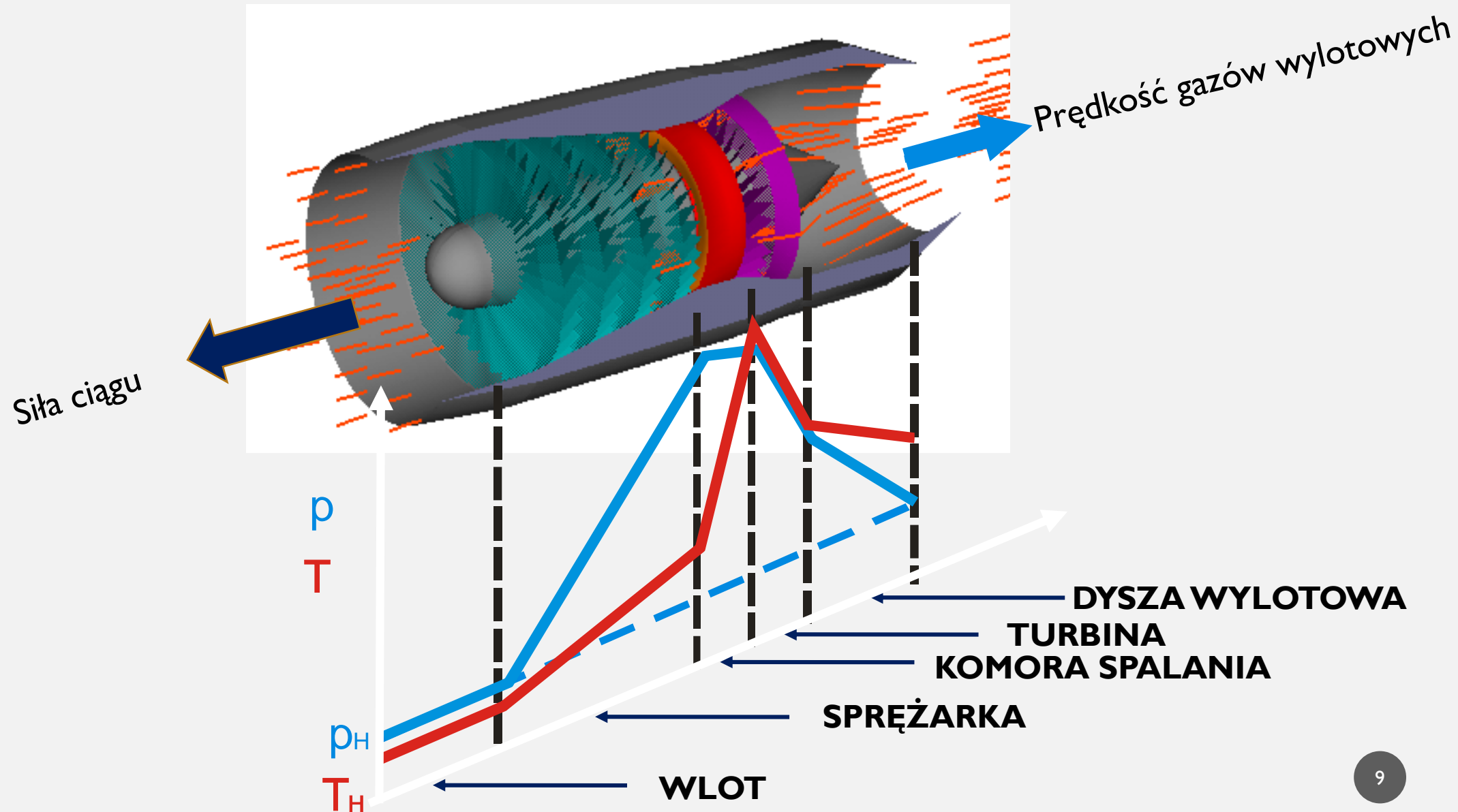
SIŁA GAZÓW WYLOTOWYCH Z SILNIKÓW



BUDOWA I ZASADA DZIAŁANIA SILNIKA ODRZUTOWEGO



JAK DZIAŁA SILNIK ODRZUTOWY



PARAMETRY SILNIKA

- Ciąg (Thrust)

$$T = m_9 V_9 - m_0 V_0$$

- Ciąg jednostkowy (Specific Thrust)

$$ST = \frac{T}{m_0} = (1 + f_B) V_9 - V_0$$

- Jednostkowe zużycie paliwa (Specific Fuel Consumption)

$$SFC = \frac{m_f}{T} = \frac{f_B}{(1 + f_B) V_9 - V_0}$$

- Sprawność cieplna (Thermal efficiency)

$$\eta_{th} = \frac{m_9 V_9^2 - m_0 V_0^2}{2 m_f FHV} = \frac{(1 + f_B) V_9^2 - V_0^2}{2 f_B FHV}$$

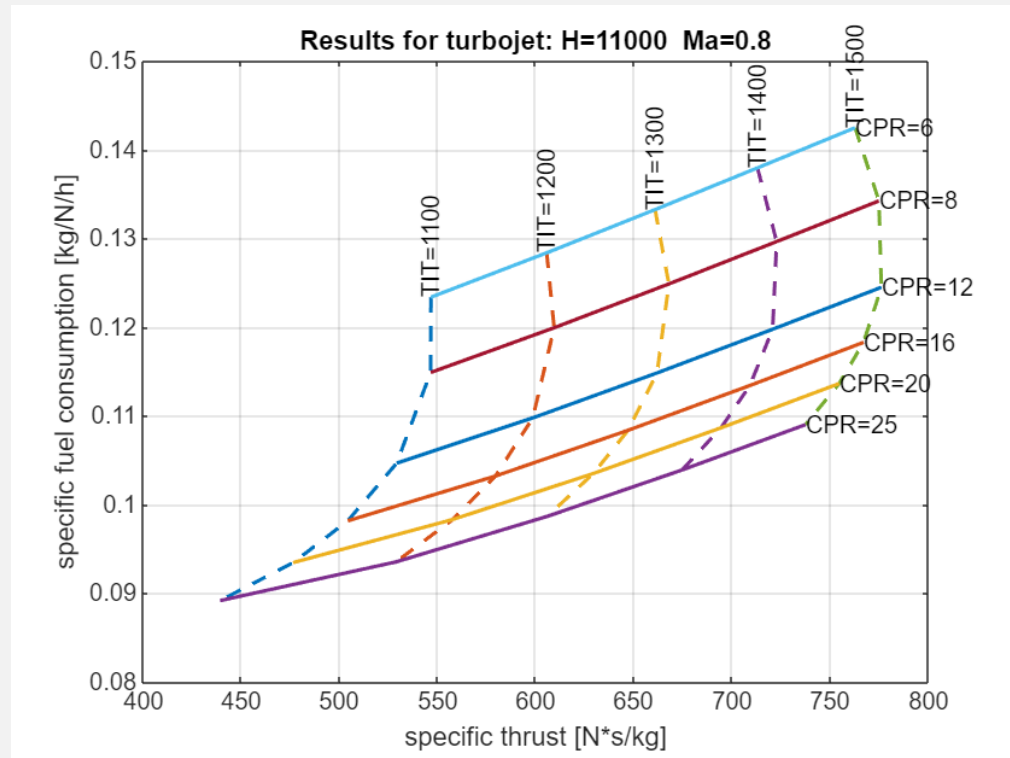
- Sprawność napędowa (Propulsive efficiency)

$$\eta_p = \frac{2 T V_0}{m_9 V_9^2 - m_0 V_0^2} = \frac{2 ST V_0}{(1 + f_B) V_9^2 - V_0^2}$$

- Sprawność ogólna (Overall efficiency)

$$\eta_o = \frac{T V_0}{m_f FHV} = \frac{ST V_0}{f_B FHV} = \eta_{th} \eta_p$$

SPRĘŻ SILNIKA TURBINOWEGO I JEGO OSIĄGI



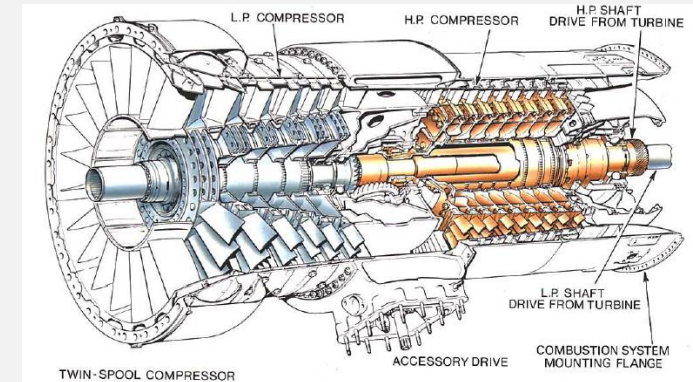
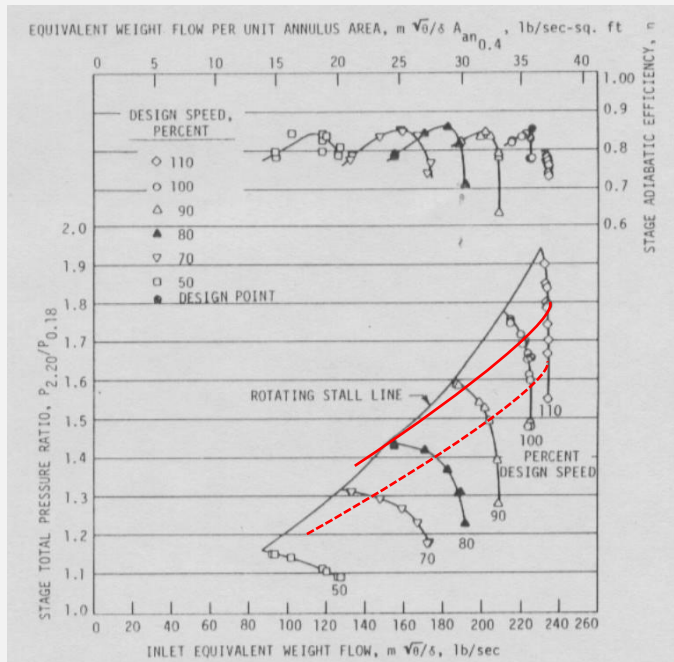
PODSUMOWANIE:

- Zwiększenie sprężu silnika CPR prowadzi do obniżenia SFC
- Zwiększenie TIT zwiększa ST, ale przy nie zmienionym CPR powoduje wzrost SFC
- Poprawa osiągnięć silnika wymaga zarówno zwiększenia TIT jak i CPR

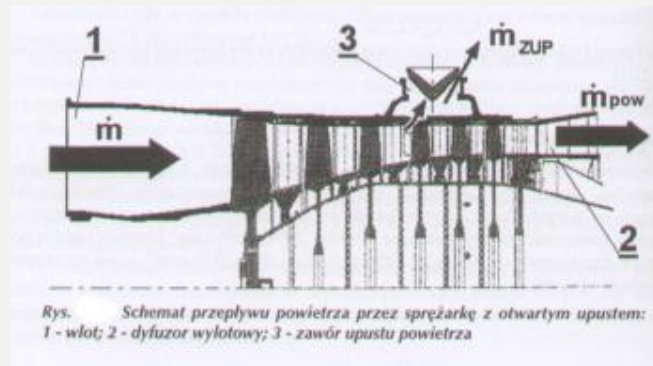
ZWIĘKSZANIE SPRĘŻU SPRĘŻARKI - PROBLEMY

- Ma duży moment bezwładności i większa energia potrzebna do jej akceleracji
- Przy zaprojektowaniu na maksymalną prędkość obrotową – problemy z poprawnością pracy przy niskich prędkościach

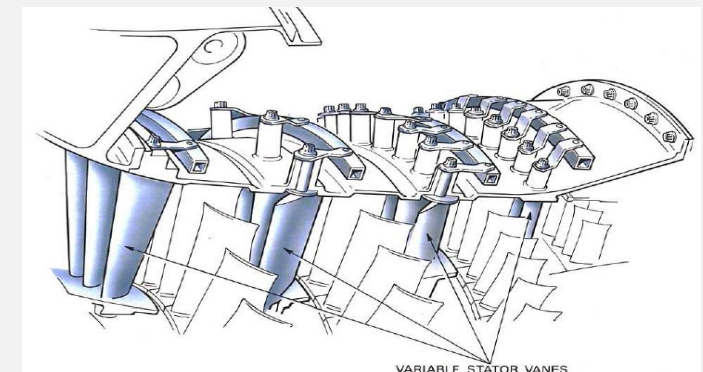
Podział sprężarki na dwa wirniki



Upust



Nastawne łopatki kierownic sprężarki



SILNIKI ODZRUTOWE JEDNOPRZEPŁYWOWE DWUWIRNIKOWE

Prędkość obrotowa wirnika wysokiego ciśnienia jest większa niż niskiego ciśnienia

Turbinowy silnik jednoprzepływowy dwuwirnikowy z dopalaczem

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

LPC – sprężarka niskiego ciśnienia

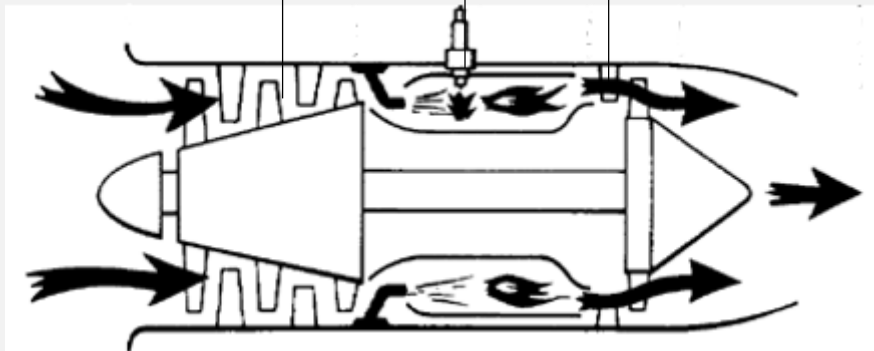
HPC – sprężarka wysokiego ciśnienia

Komora spalania

HPT – turbina wysokiego ciśnienia

LPT – turbina niskiego ciśnienia

Dopalacz i
Dysza wylotowa

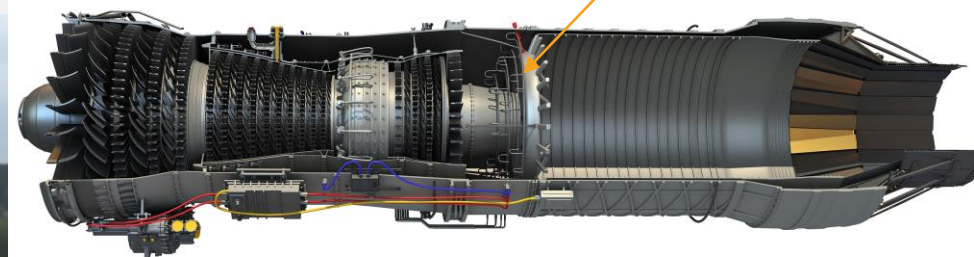


Turbinowy silnik jednoprzepływowy jednowirnikowy

SILNIK Z DOPALACZEM – ZWIĘKSZENIE CIĄGU



 gandoza
www.gandoza.com



Doprowadzenie paliwa do
dopalacza

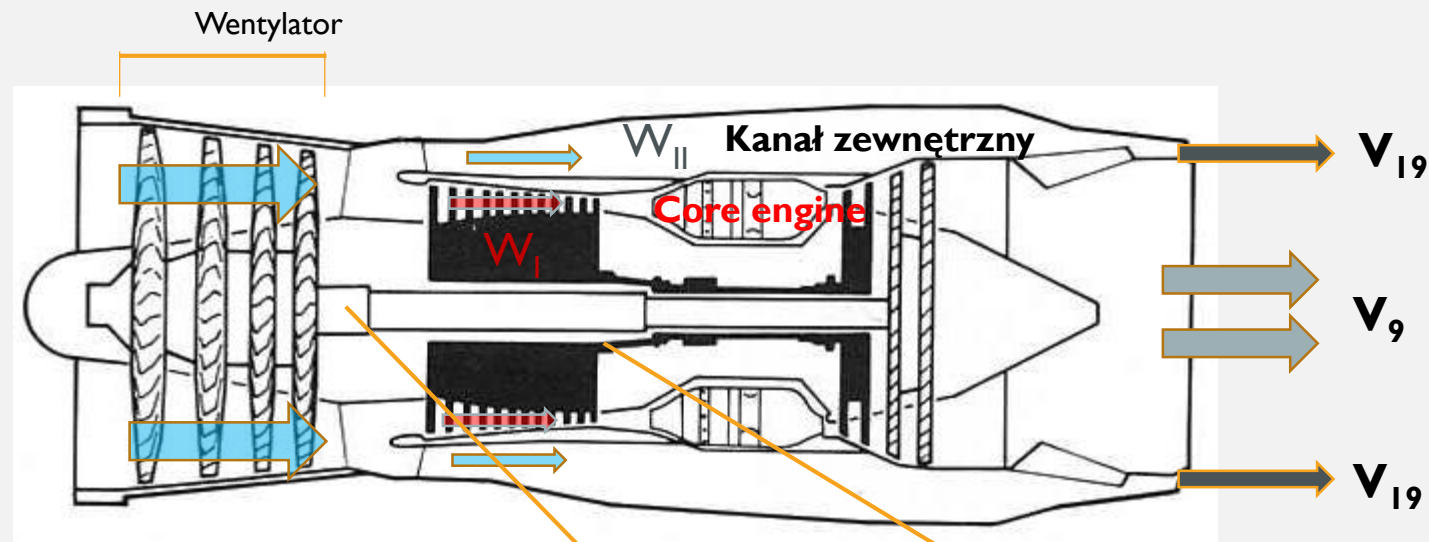
Włączenie dopalacza

- Zwiększa ciąg silnika
- Znacząco zwiększa zużycie paliwa (nawet trzykrotnie)
- Zwiększa hałas

**WŁĄCZENIE DOPALACZA POZWALA NA
ZWIĘKSZENIE CIĄGU SILNIKA O OK. 30-50%
PRZY PONAD 2-U KROTNYM WZROŚCIE
JEDNOSTKOWEGO ZUŻYCIA PALIWA**

Silnik	Ciąg [kN] (bez dopalacza)	Ciąg [kN] (z dopalaczem)	SFC [kg/(daNh)] (bez dopalacza)	SFC [kg/(daNh)] (z dopalaczem)
J85-GE-13	12,16	18,14	1,05	2,264
J76-GE-19	52,8	79,6	0,857	2,004
GE4/J5P	229,08	305,15	1,060	1,897
J58-P-4	110,8	151,0	0,816	1,937
Olympus 201R	75,5	106,9	0,816	1,835
Olympus 593	135	170	0,714	1,208

SILNIK DWUPRZEPŁYWOWY



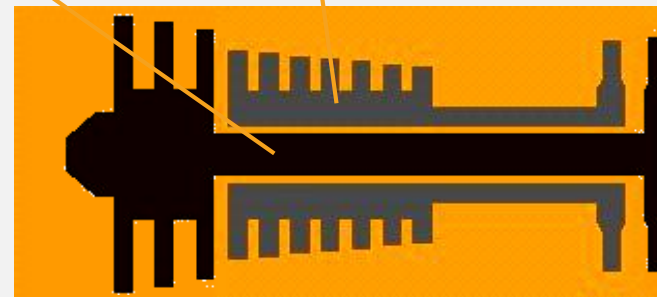
Stopień dwuprzepływowości

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

Większa sprawność i niższe jednostkowe zużycie paliwa niż silnika jednaprzepływowego

Fan spool

HP spool



NHP > NLP

RODZIANA SILNIKÓW DWUPRZEPŁYWOWYCH

Silnik dwuprzepływowy dwuwirnikowy o średnim stopniu dwuprzepływowości

JT15D Turbofan



UNITED
TECHNOLOGIES
PRATT & WHITNEY
CANADA

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: Cessna CitationV, Hawker 400



LEAP A1 (do samolotów komercyjnych / pasażerskich i transportowych)

Compressors: OPR=40:

F – 1 stopień, LPC – 3 stopnie, HPC - 10 stopni Turbiny HPT – 2 stopnie, LPT – 7 stopni

BPR 11

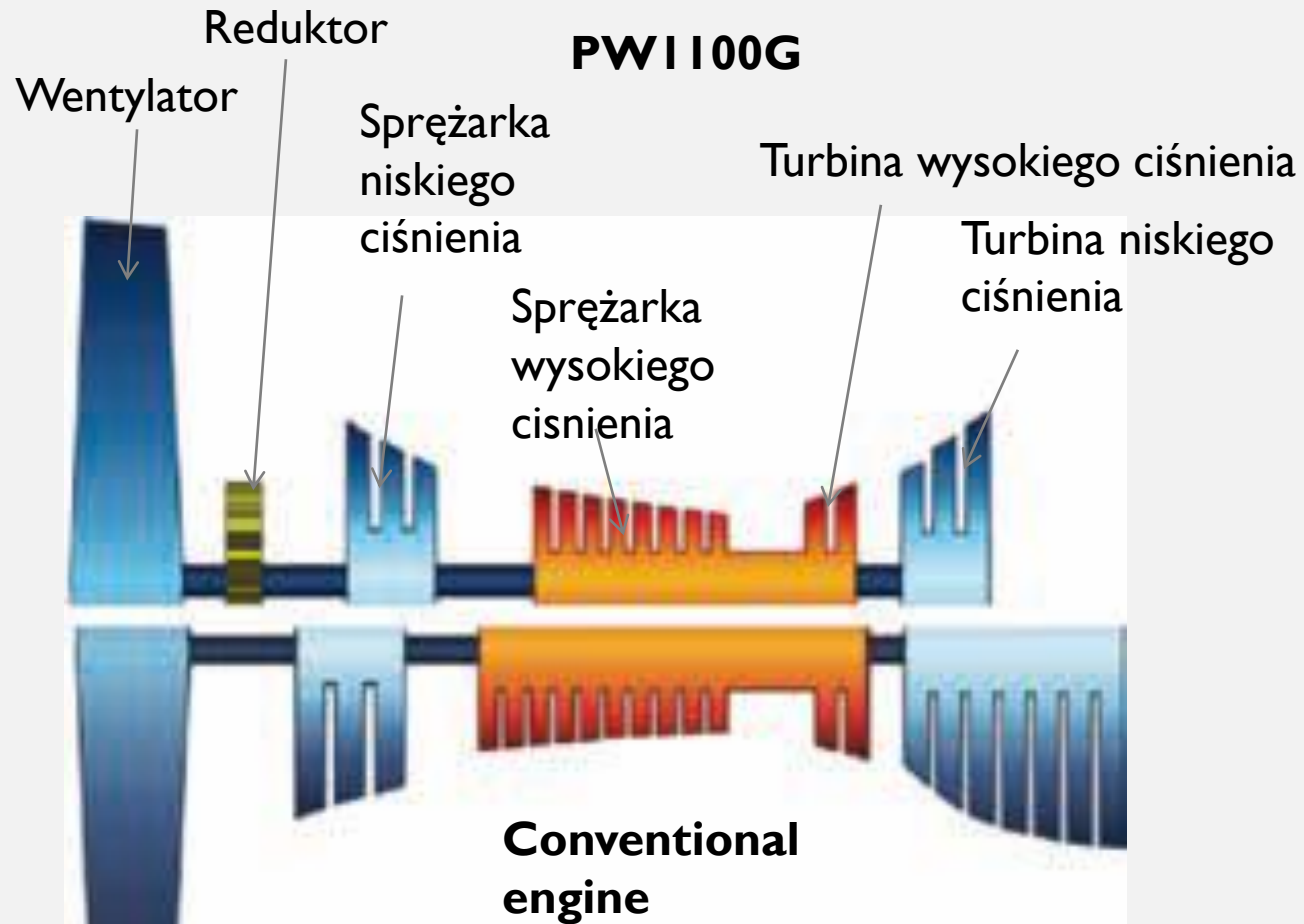
Długość 3,328 m/ średnica 1,93 m

Ciąg startowy 143 kN

N1=3894 RPM, N2=19391 RPM

Zastosowanie: A-320

GTF (GEARED TURBOFAN)



	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

NAJWIĘKSZY WSPÓŁCZESNY SILNIK ODRZUTOWY



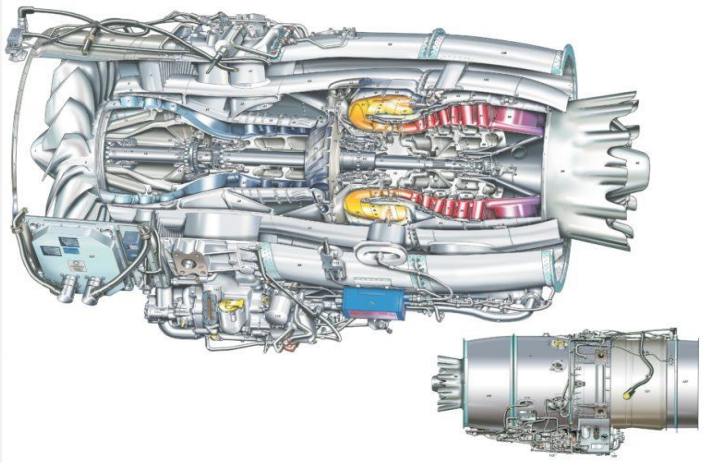
GE9x (następca GE90)

- Średnica wentylatora 340 cm (całkowita 410 cm)
- Długość 569 cm
- Masa 9,6 ton
- Ciąg 490 kN



Sprężarki	I fan , 3-stage LP, II-stage HP
Turbiny	2-stage HP, 6-stage LP

SILNIK DWUPRZEPŁYWOWY Z MIESZALNIKIEM STRUMIENI



PW-500

Ciąg: 18 kN

SFC: 0,4 kg/daN/h

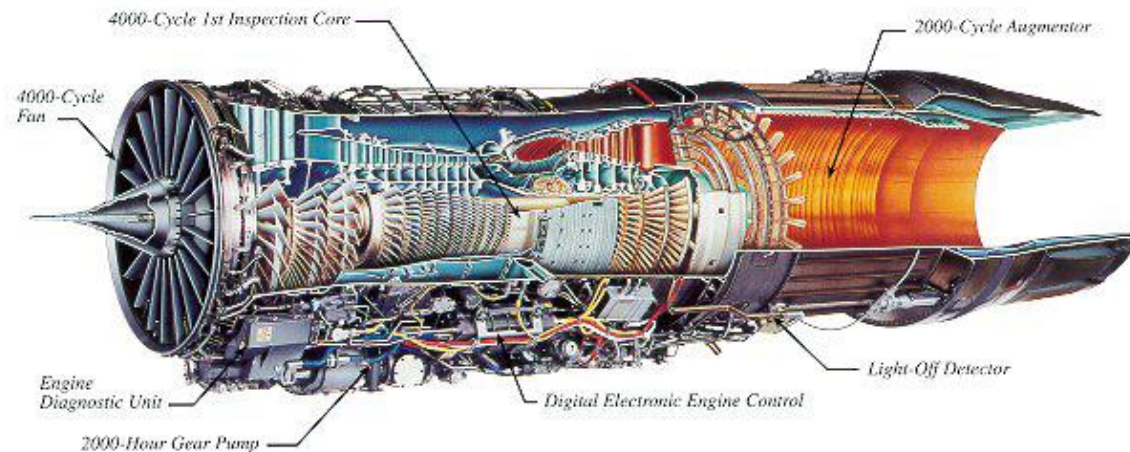
Spręż sumaryczny: 2

BPR = 4

Długość x średnica 1,74 m x 0,69 m

Samolot Cessna Citation - BusinessJet

F100-PW-220/F100-PW-220E TURBOFAN ENGINE



F100 PW-220

Ciąg:

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

SFC

z dopalaczem 1,978 kg/daN/h, bez dopalacza 0,77 kg/daN/h

Spręż sumaryczny: 32

BPR = 0,63

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

Samolot F-15 i F16

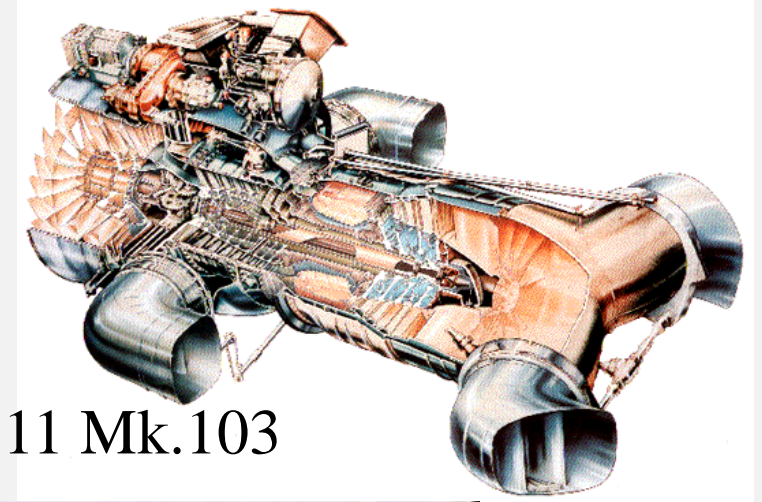
SAMOLOTY WYSOKOMANEWROWE (DYSZE DO STEROWANIA KIERUNKIEM WYPŁYWU STRUMIENIA GAZÓW)



SAMOLOTY PIONOWEGO STARTU I LĄDOWANIA



Joint Strike Fighter **F-35 B** Lightning II

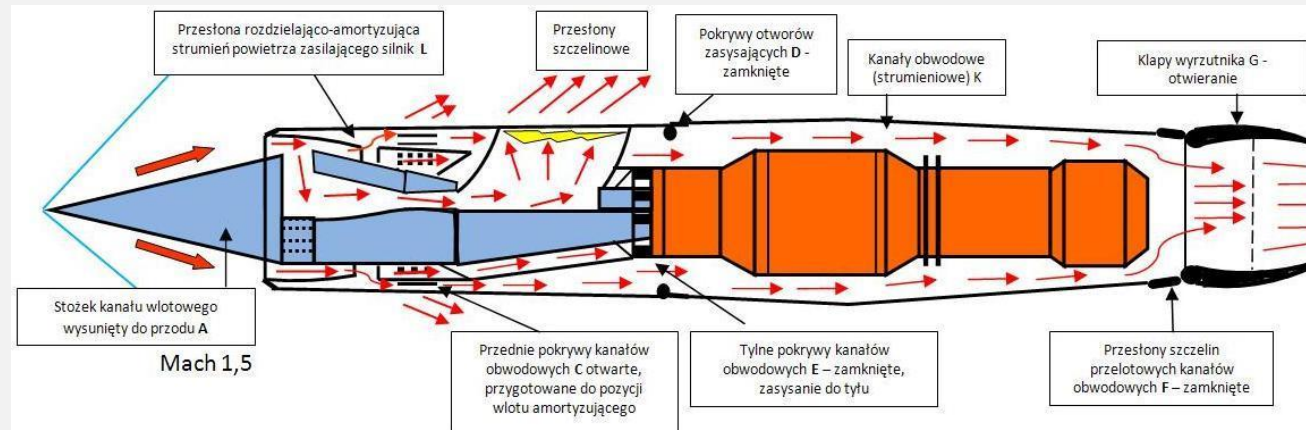
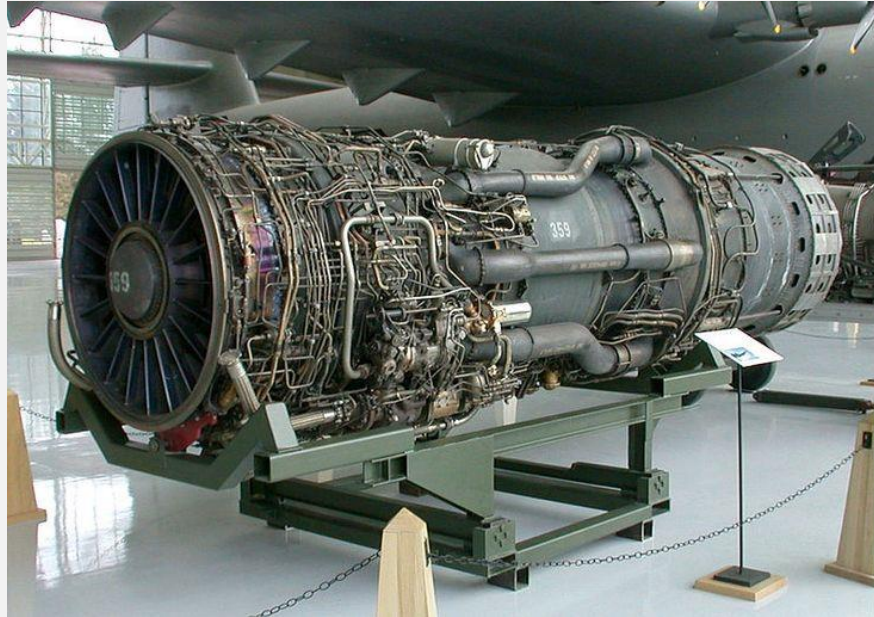


Pegasus 11 Mk.103

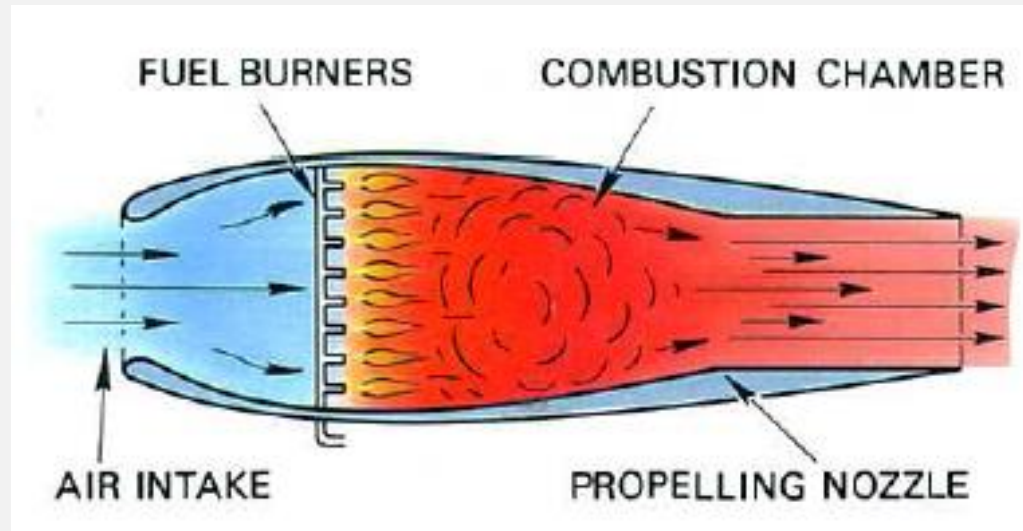


Harrier

SILNIK J-85 DO SAMOLOTU SR 71 BLACK BIRD



SILNIKI ODRZUTOWE – STRUMIENIOWE



X-43A – M=6.83
(27.03.2004)

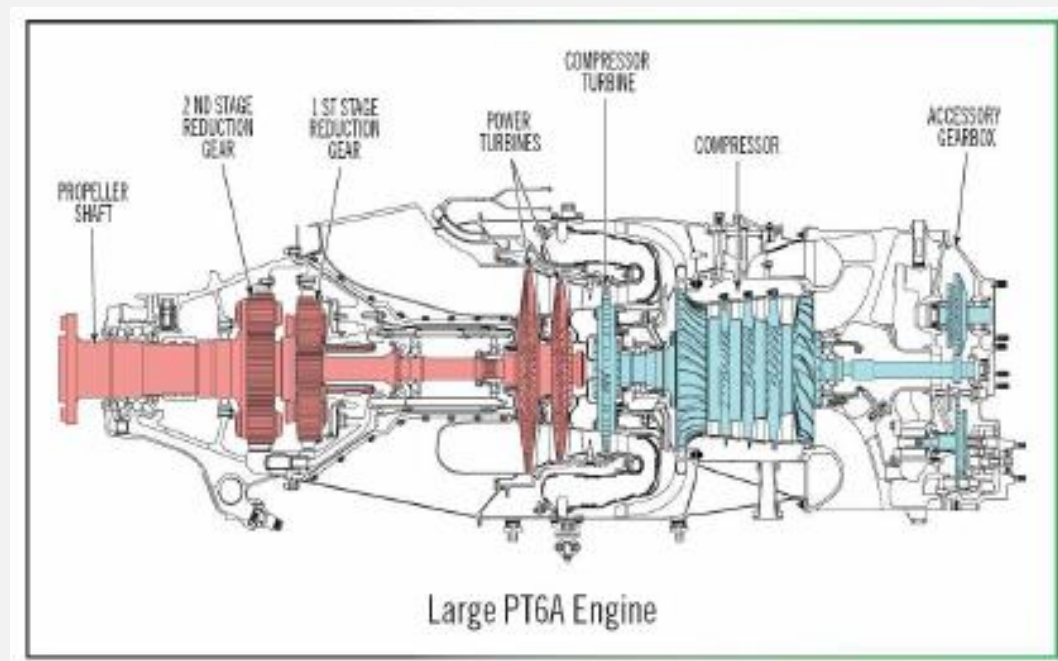


Silnik HYPOSED III 7,6 Ma

Pojazd X-43A osiągnął z silnikiem strumieniowym prędkość 9,6 Ma

A JAK JEST DLA SAMOŁOTÓW ŚMIGŁOWYCH?

Silnik wytwarza moc niezbędną do napędu
śmigła



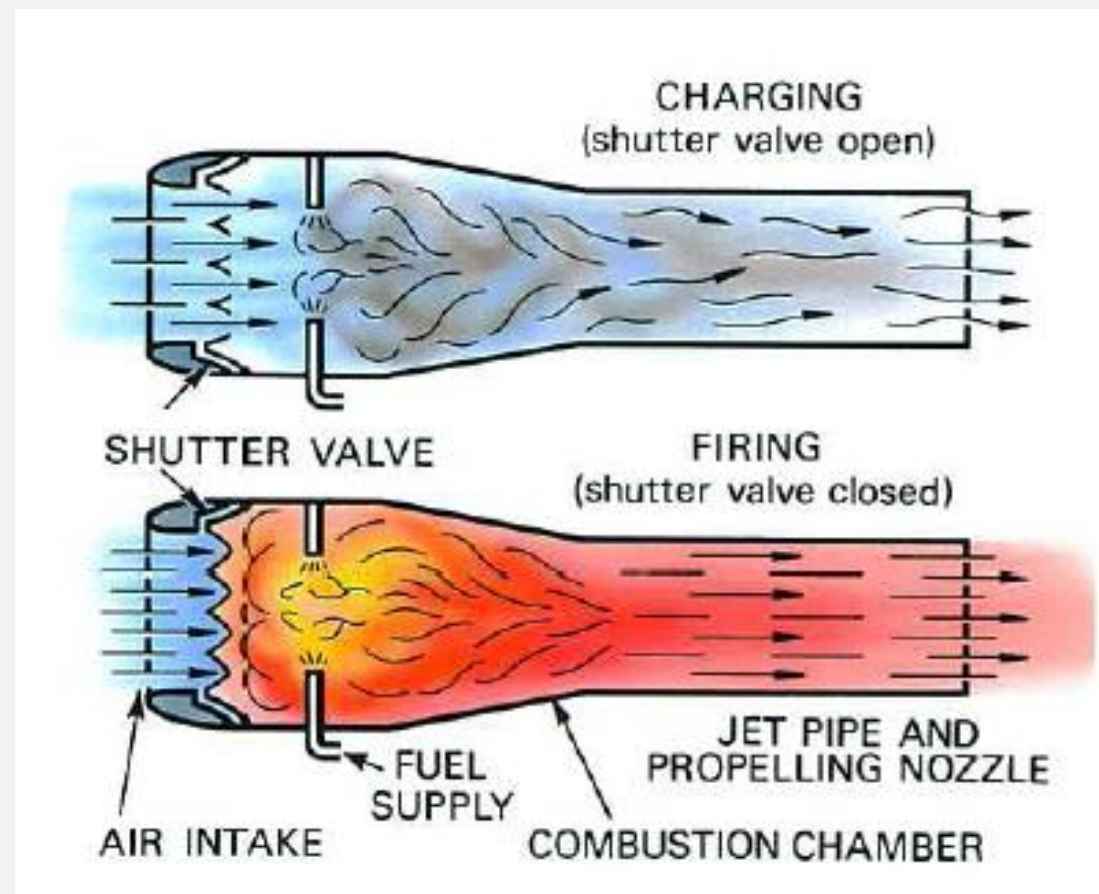
LOT HELIKOPTERA (ŚMIGŁOWCA)

[Zespół napędowy do śmigłowca](#)

MAS STATKU POWIETRZNEGO I MOC SILNIKA

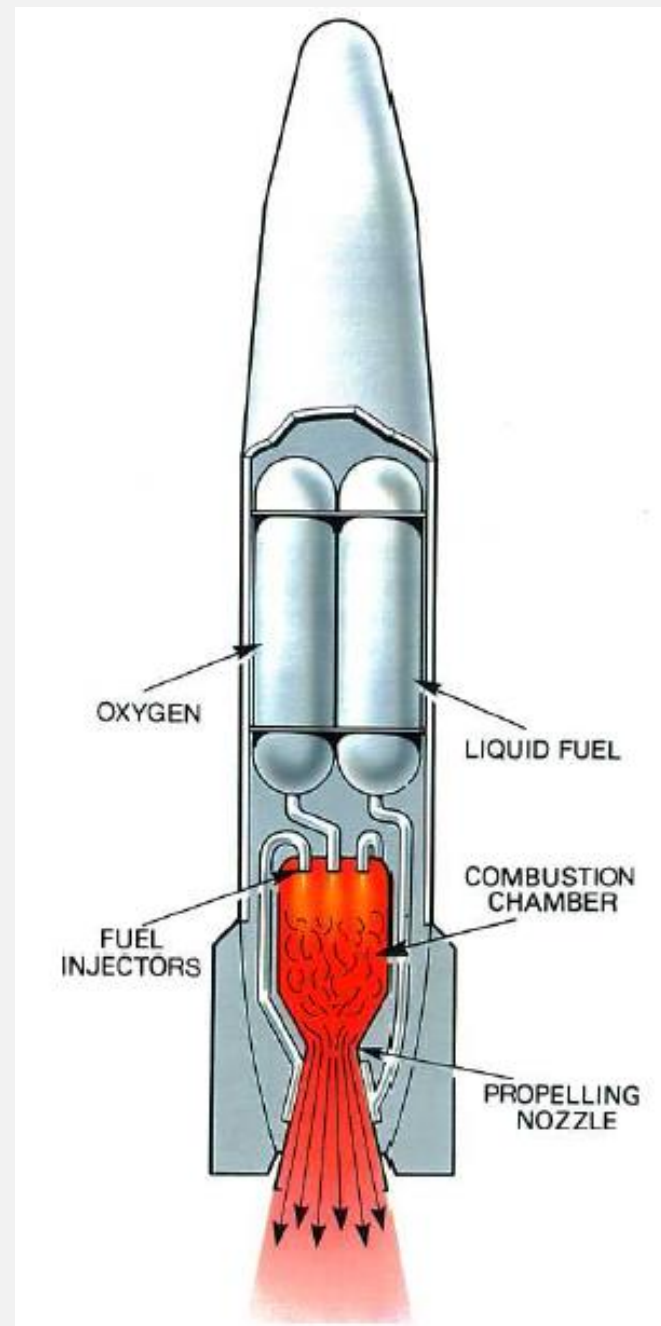
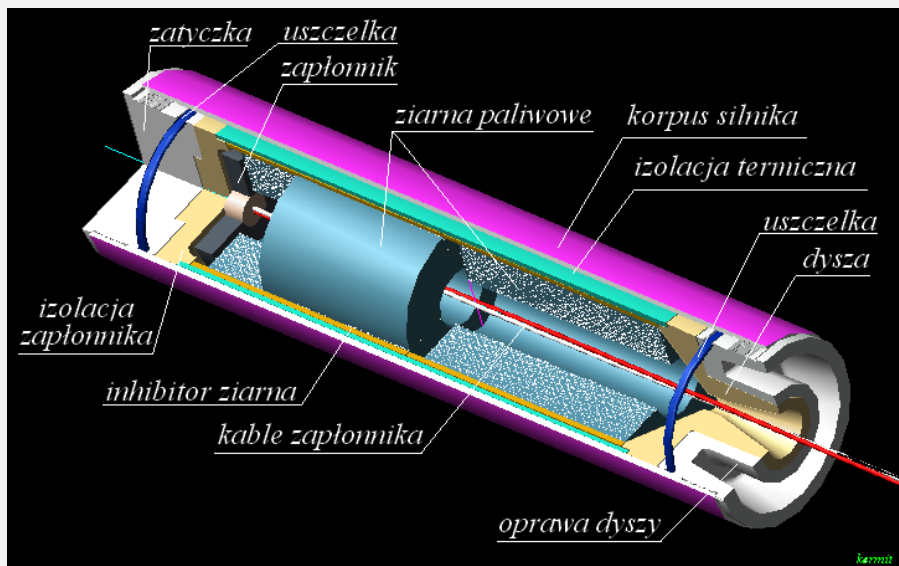
Statek powietrzny	Silnik	Moc napędu kW	Masa startowa kg	Moc/masa kW/kg
Eurocopter EC135	Arius 2B2	2x439	2900	0,3
SW-4	RR 250 C20R/2	336	1800	0,18
UH-60 Black Hawk	GE T700-GE-700	2x1165	3600	0,65
Harbin Z-19	WZ-8C	2x700	4250	0,33
Ka-27	Isotov TV3-117V	2x1660	12000	0,27
M28B Bryza	P&W PT6A-65B	2x820	7500	0,21
Bombardier Q400	PW 150 A	2*3750	29260	0,26
ATR 72-200	PW 124B	2*1880	22000	0,17

SILNIKI ODRZUTOWE – PULSACYJNE



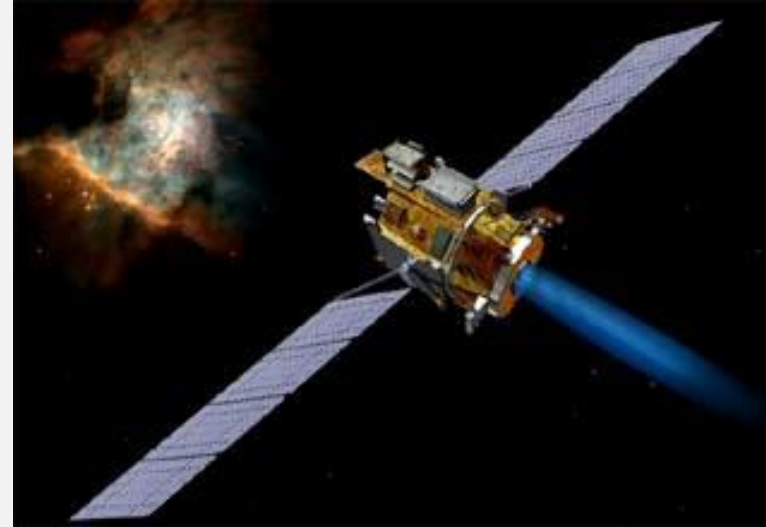
SILNIK RAKIETOWY

- na paliwo stałe
- na paliwo ciekłe

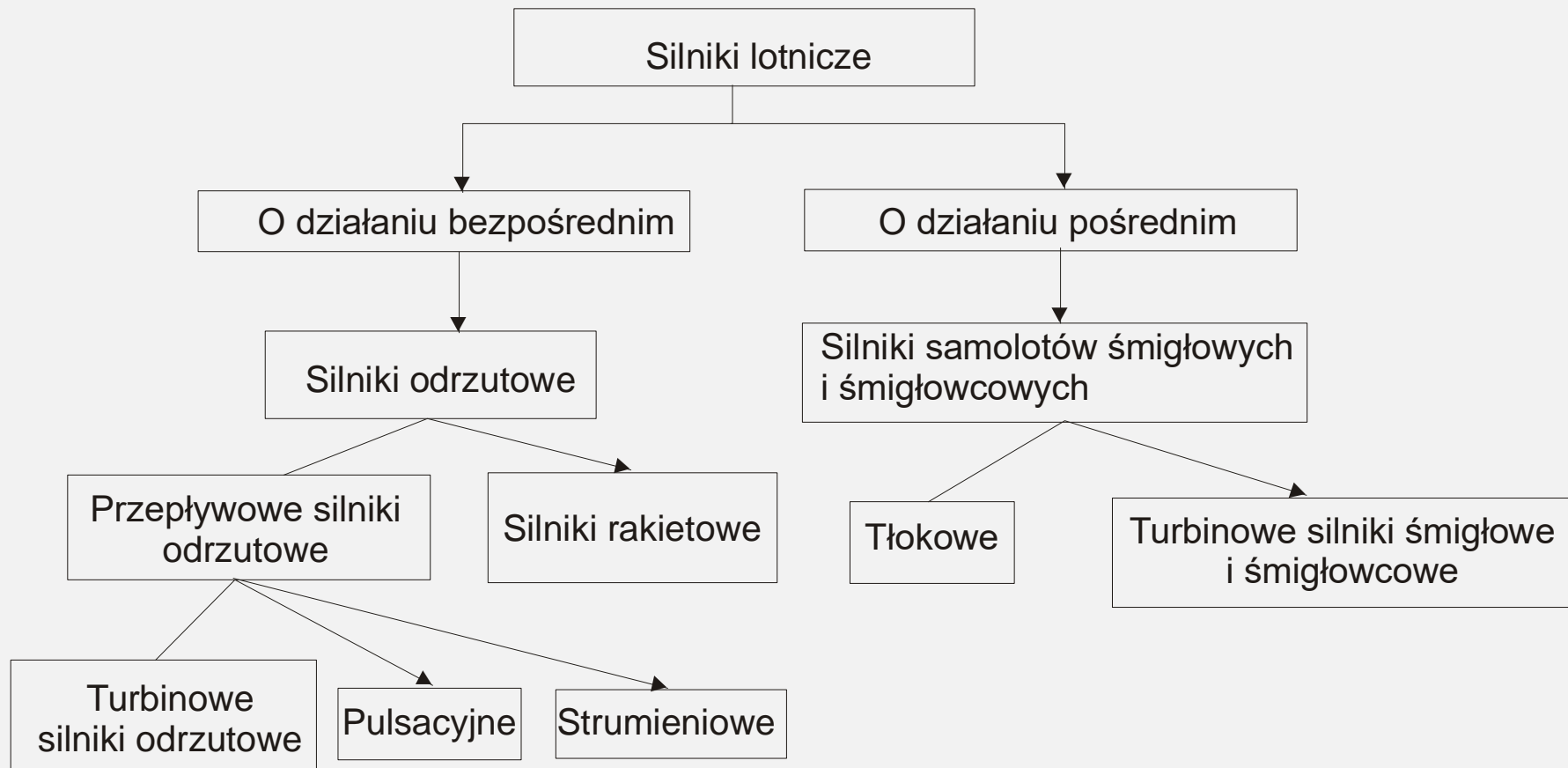


NAPĘD JONOWY (PLAZMOWY)

- 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



SILNIKI LOTNICZE



ENGINES PERFORMANCE PARAMETERS COMPARISON

	Ciąg jednostkowy [daN*s/kg]	SFC [kg/daN/h]
Turbojet engine	50-70	0,8-1,1
Turbojet engine AB on	80-110	1,7-2,2
Turbofan mixed stream engine	50-75	0,6-0,8
Turbofan mixed stream engine AB on	75-110	1,9-2,5
High bypass ratio turbofan engine	25-60	0,25-0,5
Turboprop/turboshaft engine	160-300 [kW*s/kg] 240-450 [daN*s/kg]	0,22-0,35 [kg/kW/h] 0,15-0,25[kg/daN/s]



**POLITECHNIKA
RZESZOWSKA**
im. IGNACEGO ŁUKASIEWICZA



**WYDZIAŁ
BUDOWY MASZYN
I LOTNICTWA**
POLITECHNIKI RZESZOWSKIEJ

DZIĘKUJĘ ZA UWAGĘ