

**Università degli Studi di Napoli Federico II
Accademia Aeronautica**

**Laurea in
Gestione dei Sistemi Aerospaziali per la Difesa
(GESAD)**

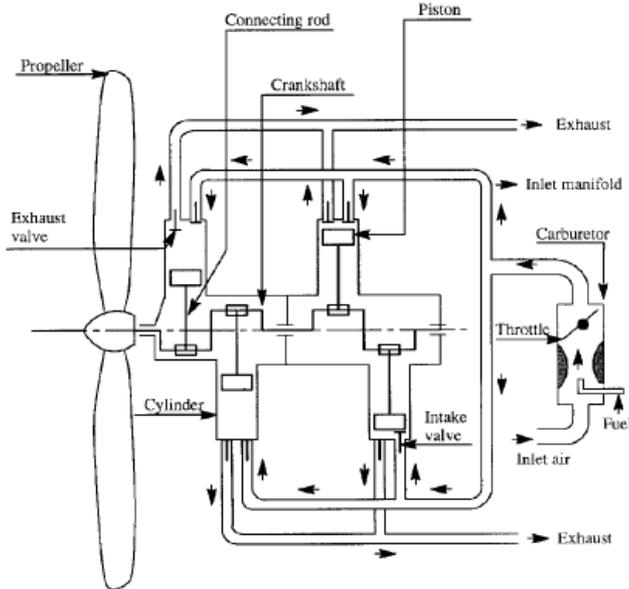
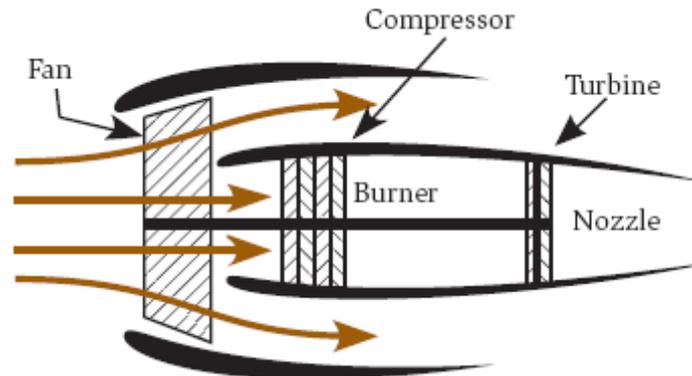
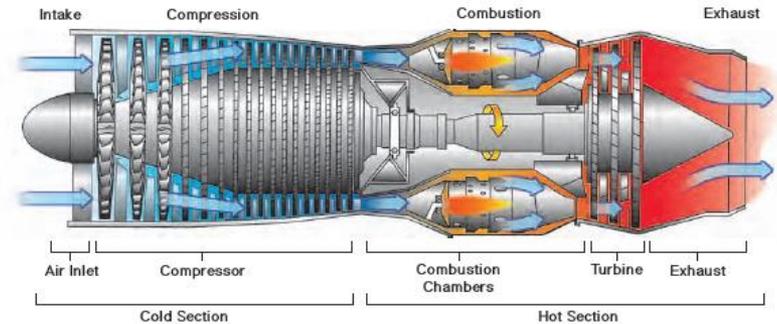
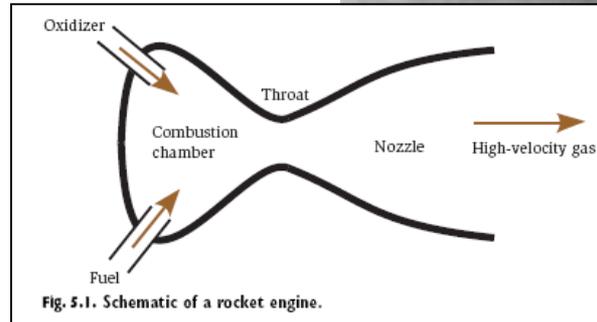
**Corso di
MECCANICA DEL VOLO**

Caratteristiche Propulsive

Prof. A. De Marco

Caratteristiche propulsive

- Razzi (Rockets)
- Ramjet
- Turbojet
- Turbofan
- Turboprop
- Motoelica

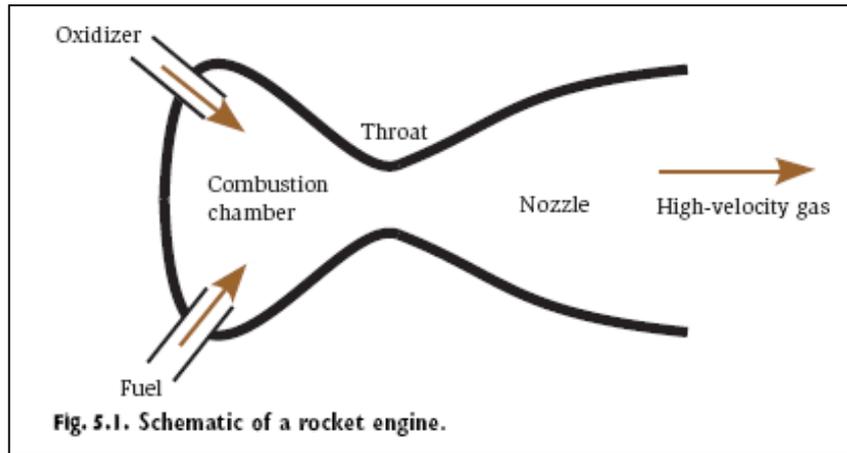


Note: modern engines tend to use fuel injection rather than carburetors

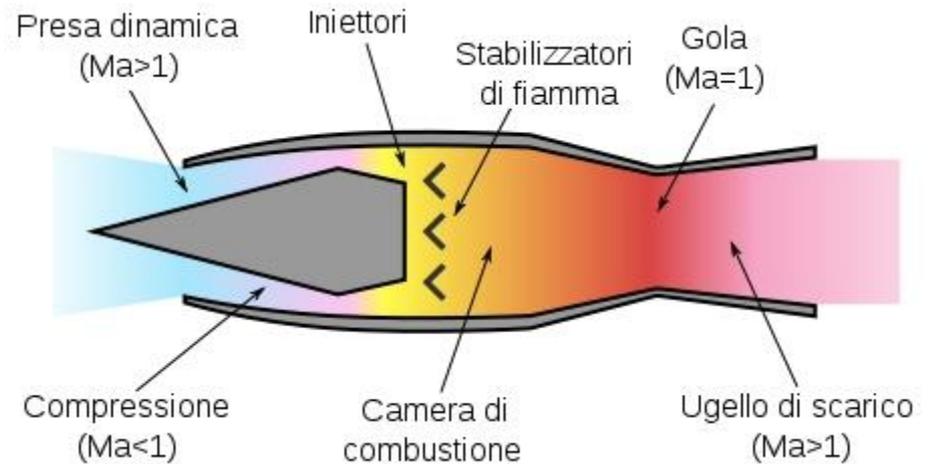
Figure 6.6 Typical Cross-section of a Four-cylinder Piston Engine

Caratteristiche propulsive

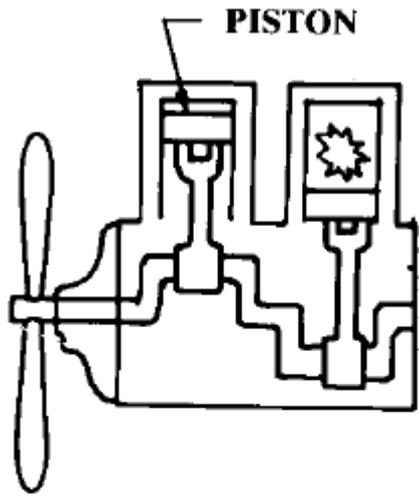
- Razzi (Rockets) (o anche Endoreattori)



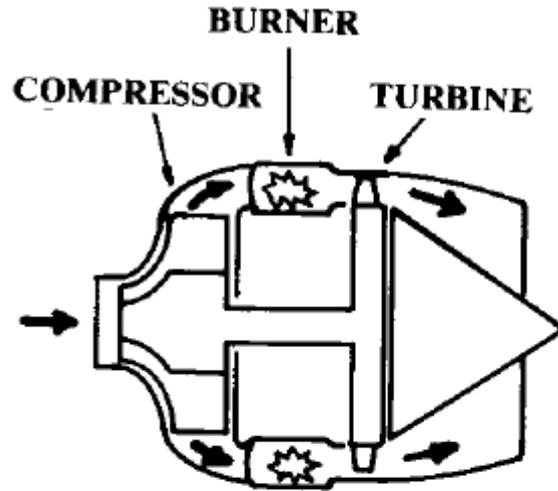
- Ramjet



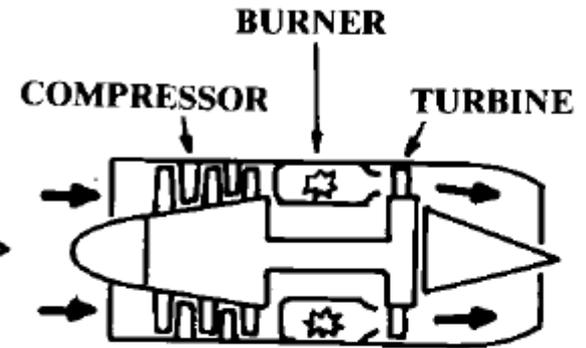
Caratteristiche propulsive



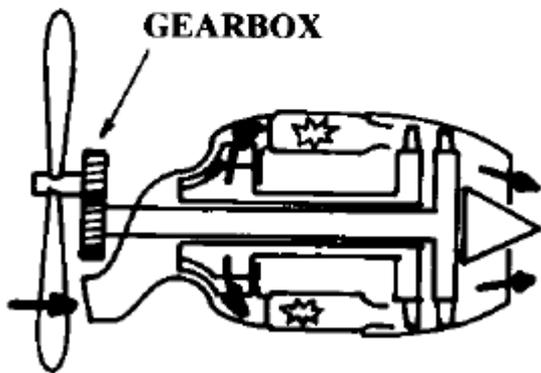
PISTON-PROP



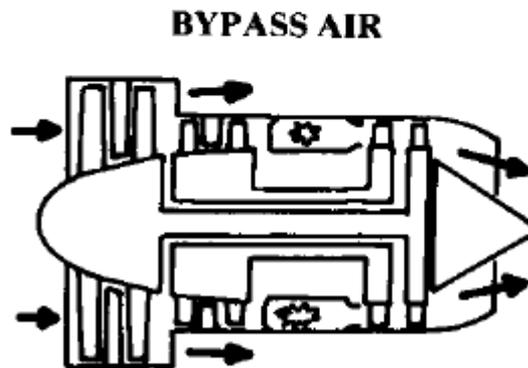
CENTRIFUGAL TURBOJET



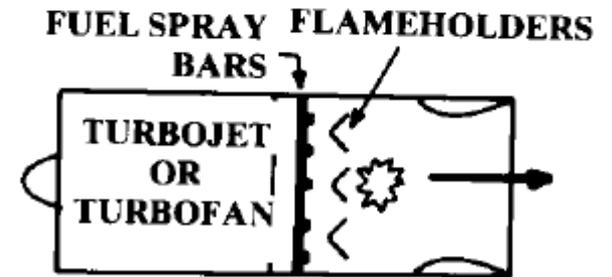
AXIAL-FLOW TURBOJET



TURBO-PROP

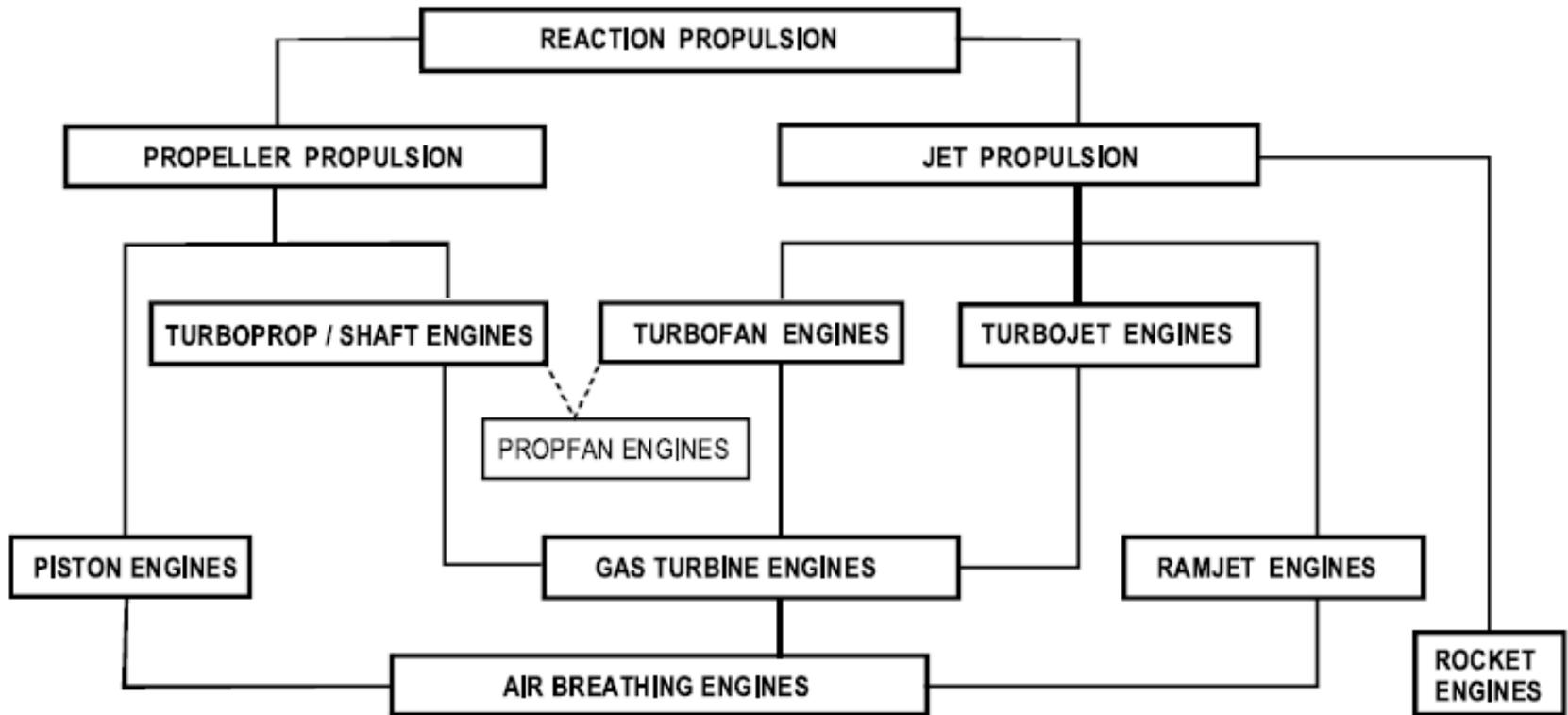


TURBOFAN



AFTERBURNER

Caratteristiche propulsive



Caratteristiche propulsive

Motoelica

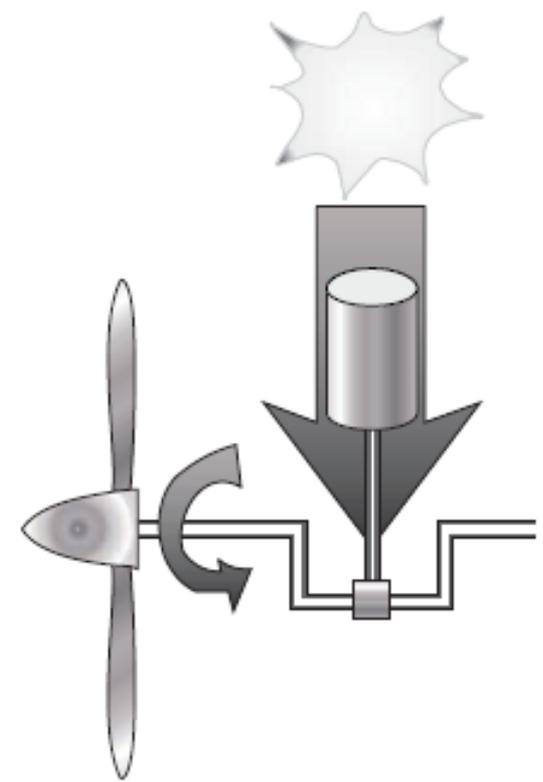
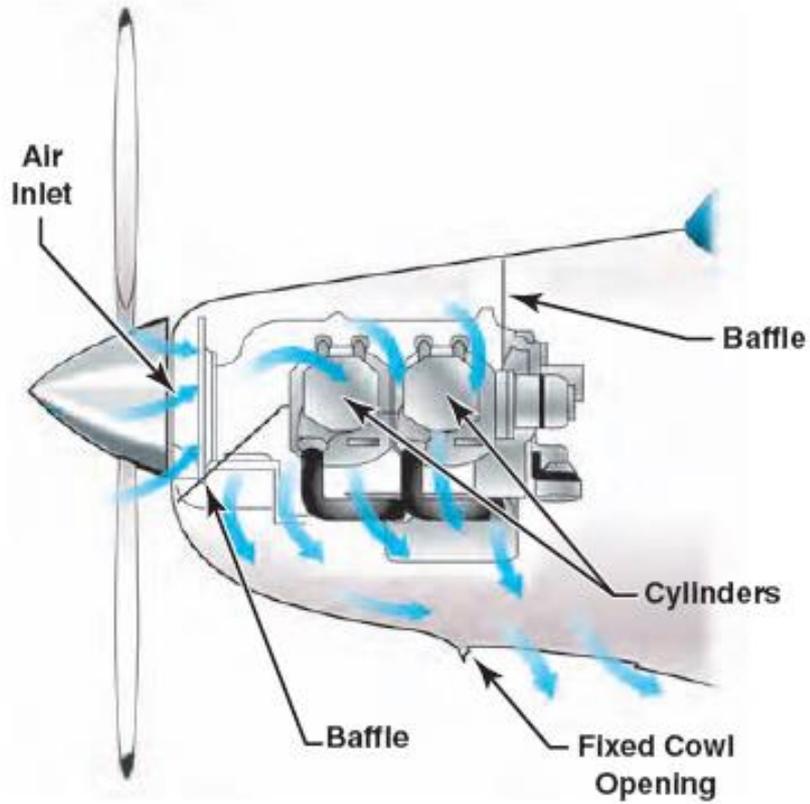


Fig. 5.7. How a piston engine converts chemical energy to propeller rotation.

Caratteristiche propulsive

Motoelica

Il disegno riporta il caso del motore alternativo turbocharged (turbocompressore)

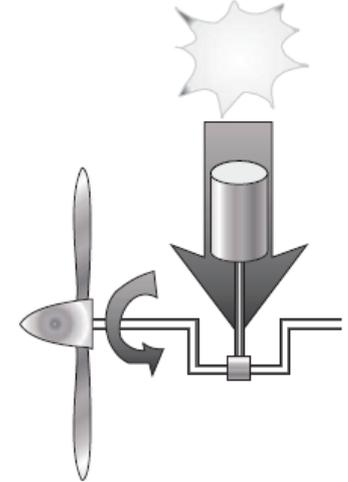
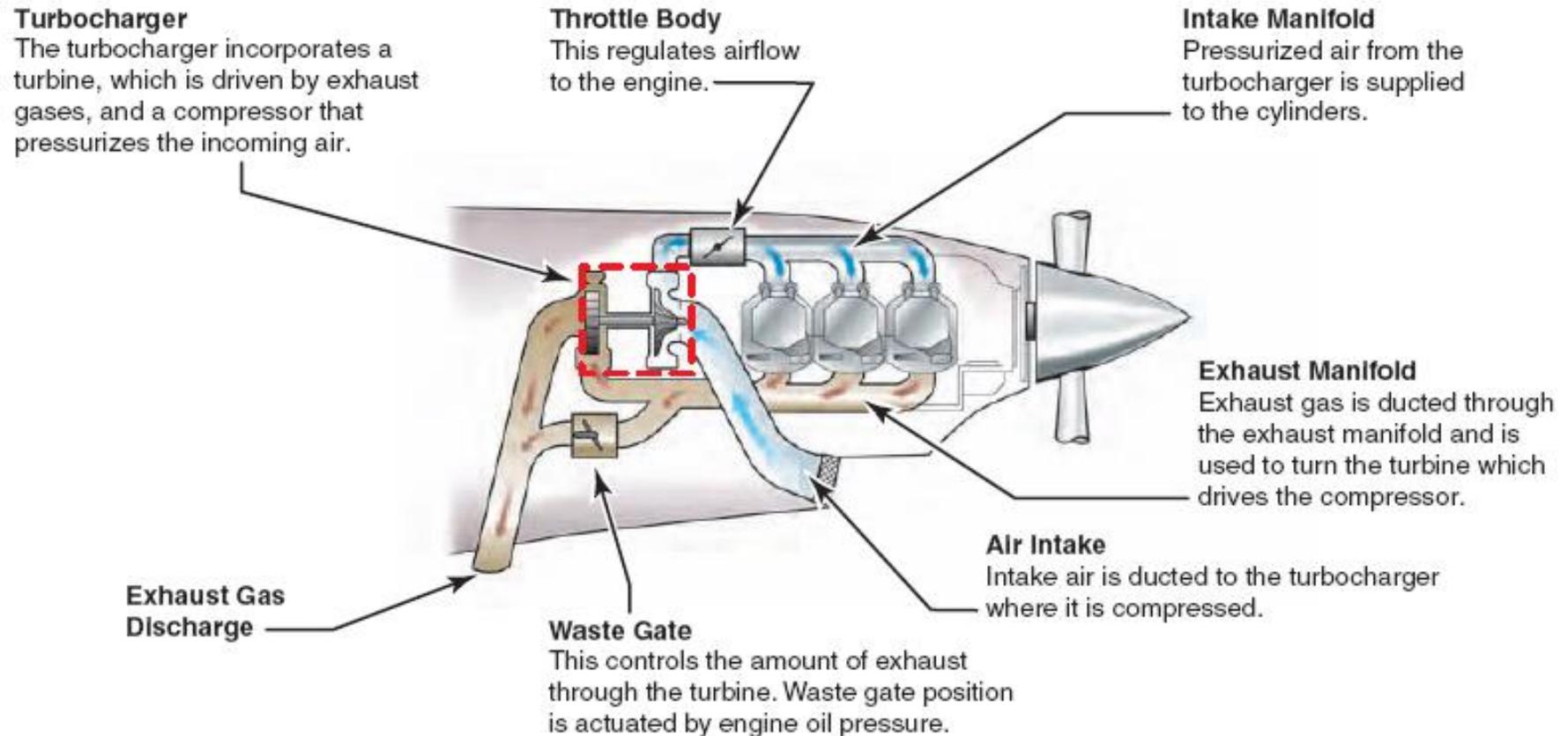


Fig. 5.7. How a piston engine converts chemical energy to propeller rotation.



Exhaust Gas Discharge

Waste Gate

This controls the amount of exhaust through the turbine. Waste gate position is actuated by engine oil pressure.

Air Intake

Intake air is ducted to the turbocharger where it is compressed.

Exhaust Manifold

Exhaust gas is ducted through the exhaust manifold and is used to turn the turbine which drives the compressor.

Intake Manifold

Pressurized air from the turbocharger is supplied to the cylinders.

Throttle Body

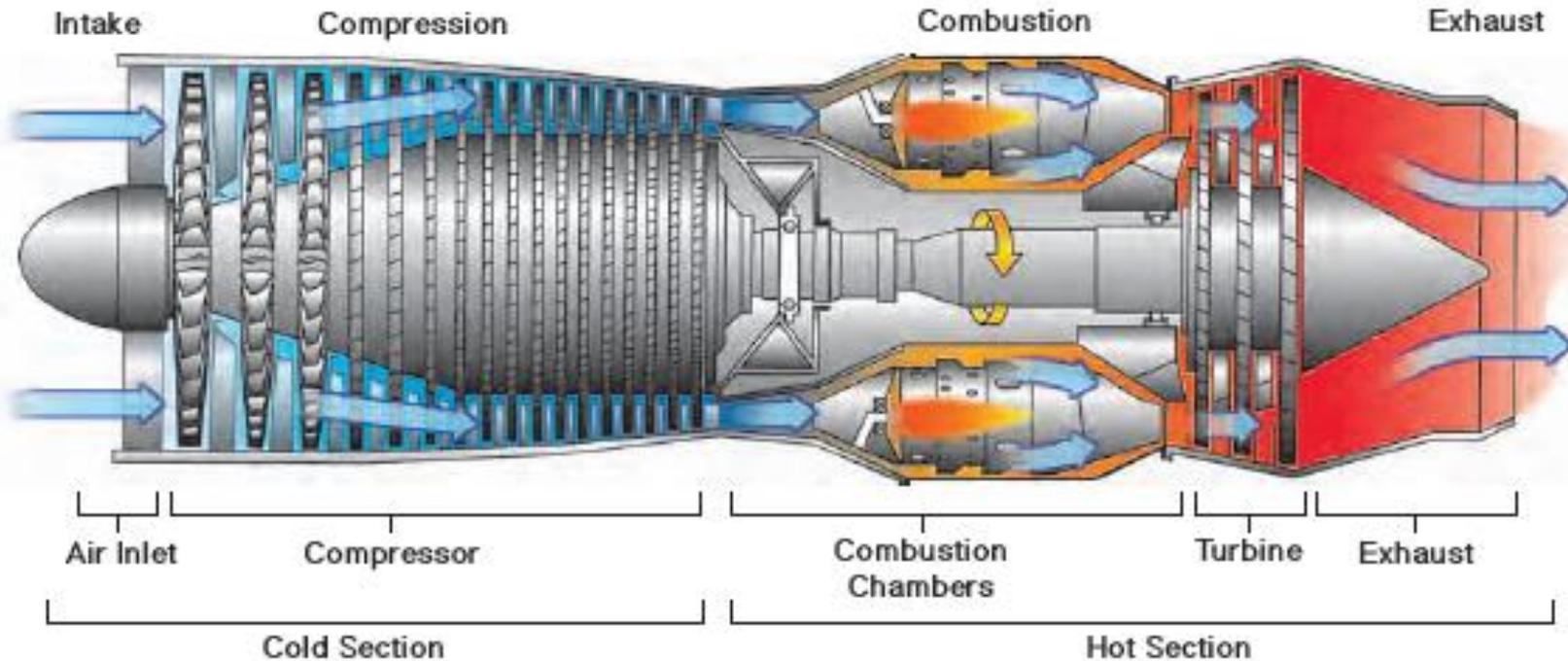
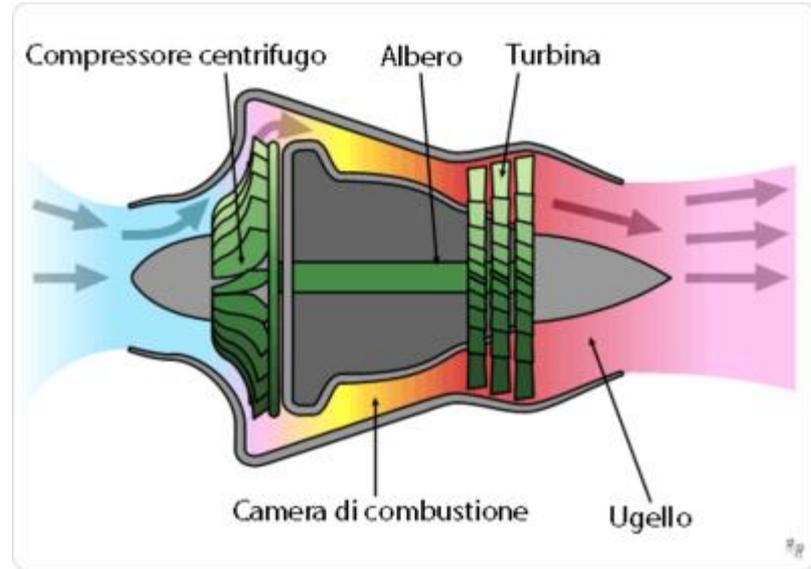
This regulates airflow to the engine.

Turbocharger

The turbocharger incorporates a turbine, which is driven by exhaust gases, and a compressor that pressurizes the incoming air.

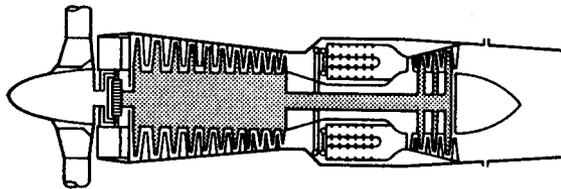
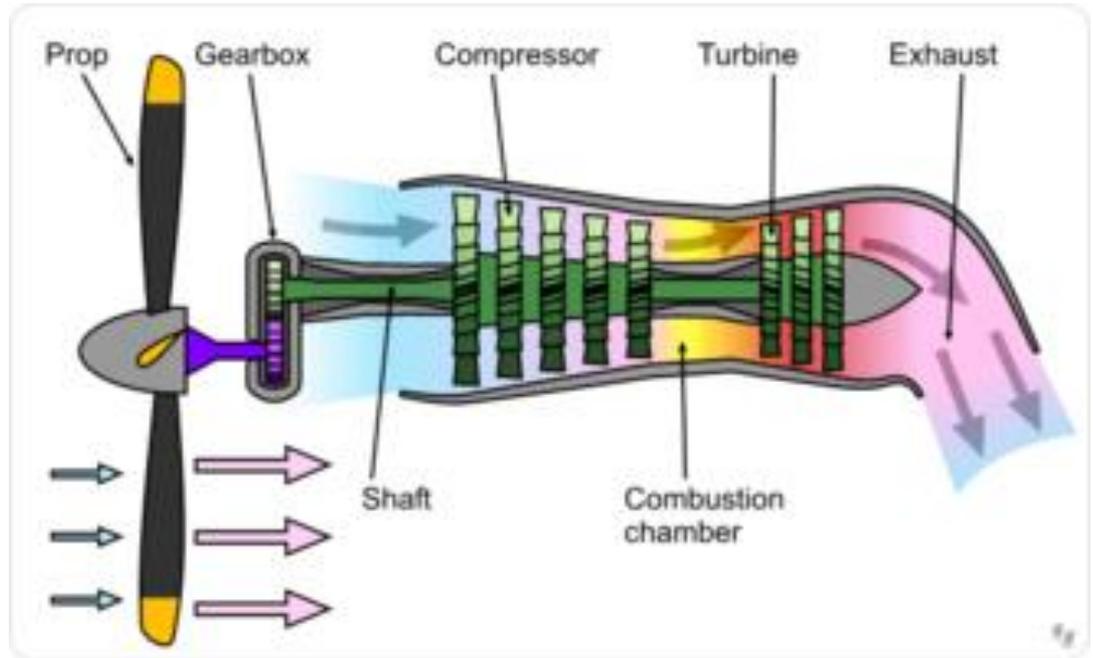
Caratteristiche propulsive

Turbogetto

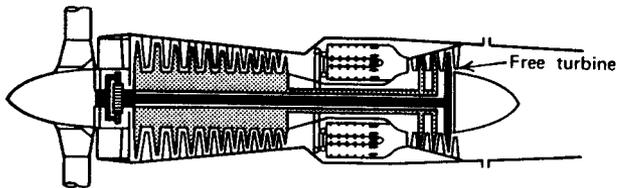


Caratteristiche propulsive

Turboprop (tipo ATR42)



(d)

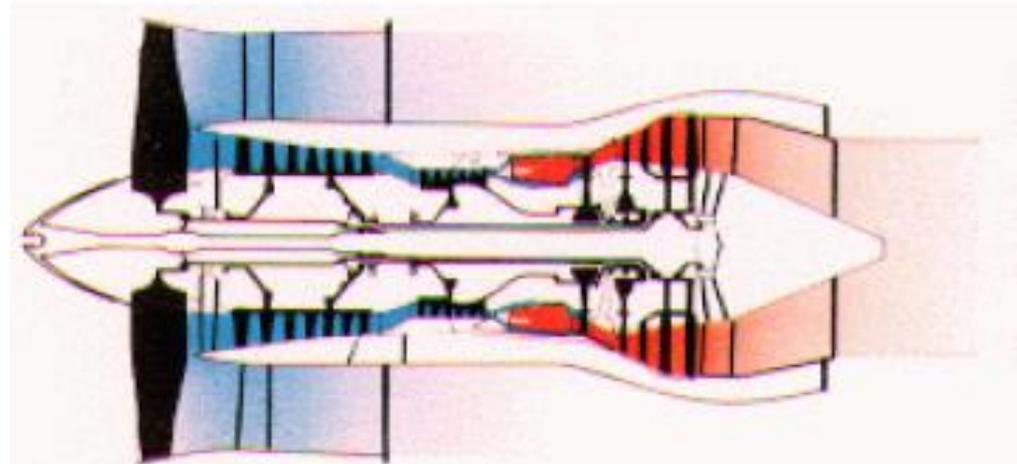
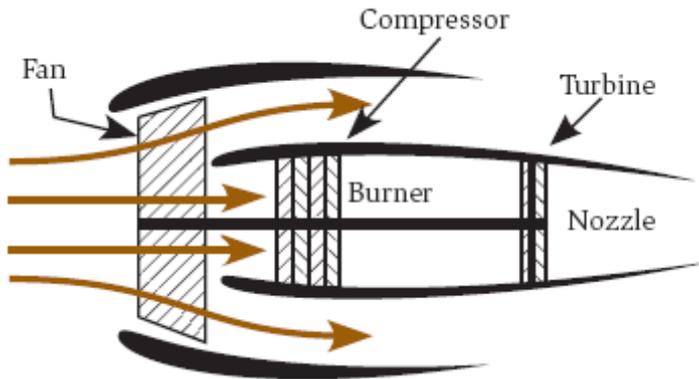
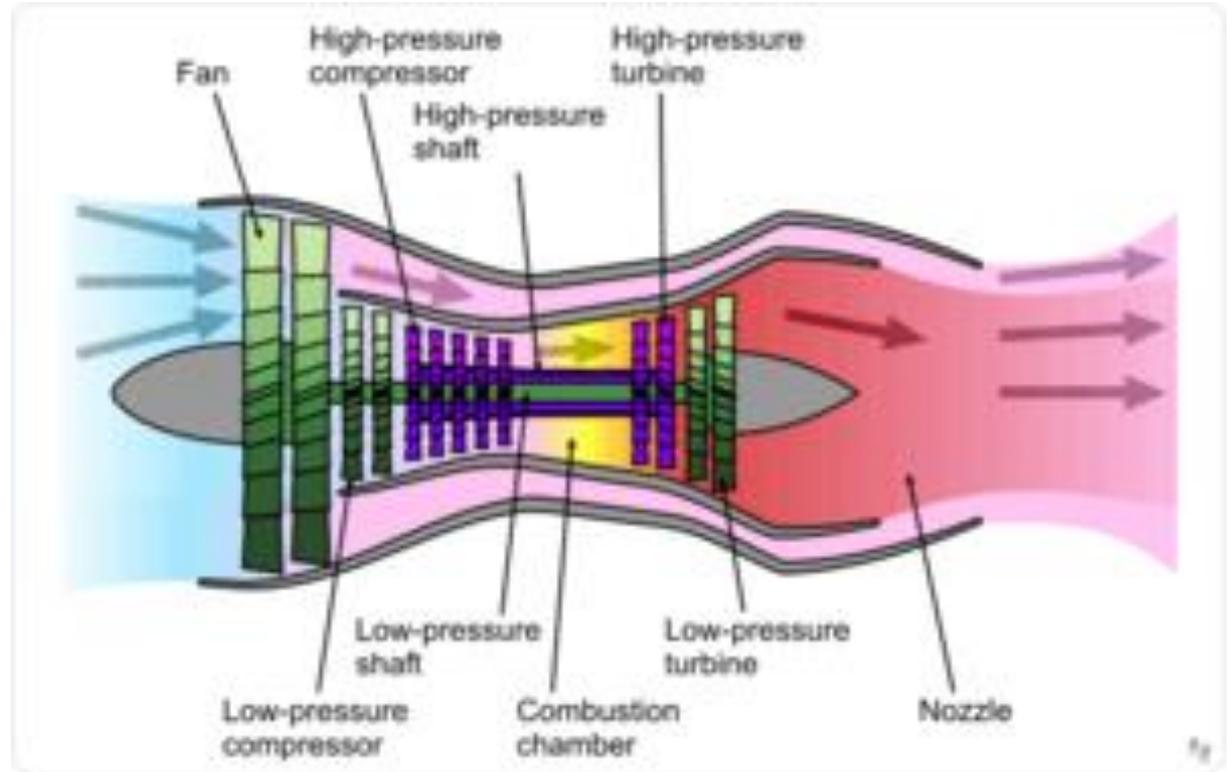


(e)

Caratteristiche propulsive

Turbofan

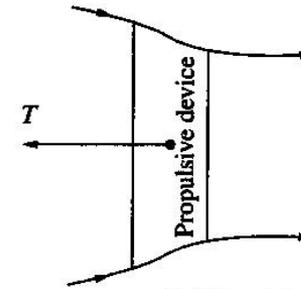
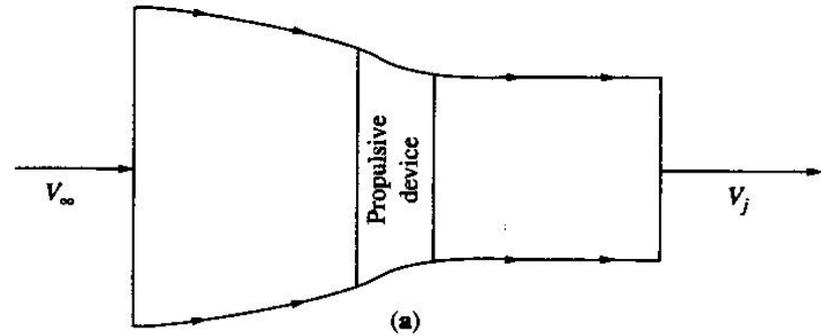
BPR (By-Pass Ratio)



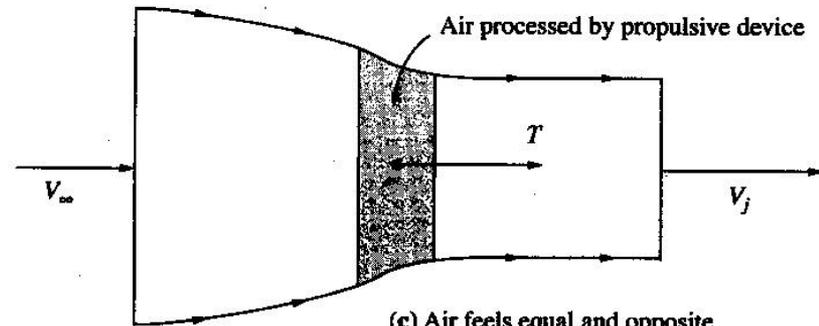
Caratteristiche propulsive

Principio di funzionamento

$$T = \dot{m}(V_j - V_\infty)$$



(b) Propulsive device produces thrust T acting to the left.



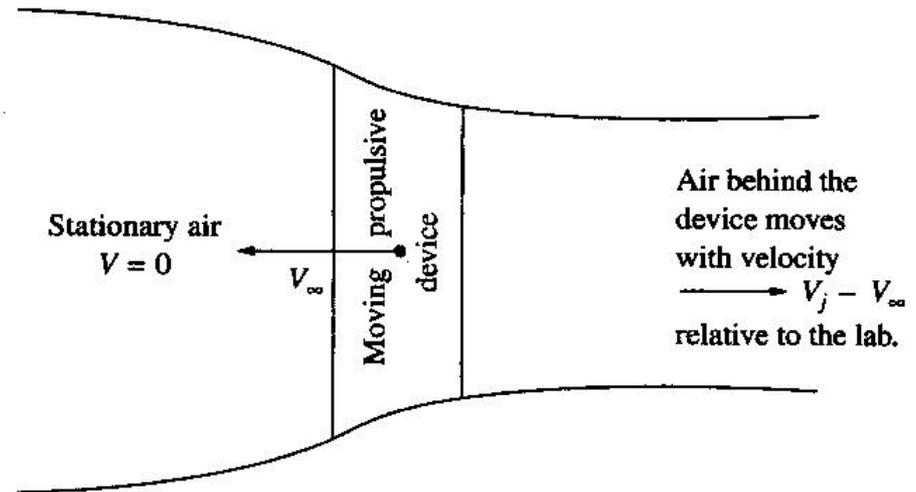
(c) Air feels equal and opposite force T acting to the right.

Caratteristiche propulsive

Principio di funzionamento

Aria si muove a vel.

$$V_j - V_\infty$$



Energia cinetica per unità di massa

$$\frac{1}{2}(V_j - V_\infty)^2$$

Quest'energia cinetica è interamente dissipata

Potenza = forza × velocità

Caratteristiche propulsive

La *potenza utile*, chiamata *potenza disponibile*

$$\Pi_d = TV_\infty$$

Ma c'è anche una quantità di potenza dissipata (aria in uscita)

$$\frac{1}{2}\dot{m}(V_j - V_\infty)^2$$

=> *Potenza totale prodotta dal congegno propulsivo*

$$= TV_\infty + \frac{1}{2}\dot{m}(V_j - V_\infty)^2$$

$$\eta_j = \frac{\text{potenzadisponibile}}{\text{potenzatotaleprodotta}}$$

Caratteristiche propulsive

$$\eta_j = \frac{TV_\infty}{TV_\infty + \frac{1}{2}\dot{m}(V_j - V_\infty)^2}$$

$$\eta_j = \frac{\dot{m}(V_j - V_\infty)V_\infty}{\dot{m}(V_j - V_\infty)V_\infty + \frac{1}{2}\dot{m}(V_j - V_\infty)^2}$$

Dividendo num e denom. per $\dot{m}(V_j - V_\infty)V_\infty$

$$\eta_j = \frac{1}{1 + \frac{1}{2}(V_j - V_\infty)/V_\infty} = \frac{1}{\frac{1}{2}\left(1 + \frac{V_j}{V_\infty}\right)}$$

$$\eta_j = \frac{2}{1 + \frac{V_j}{V_\infty}}$$

EFFICIENZA PROPULSIVA (Froude Efficiency)

Caratteristiche propulsive

Possiamo definire anche la spinta specifica:

$$\frac{T}{\dot{m}} = (V_j - V_\infty) \quad \text{Spinta prodotta per unità di portata di massa} \\ [\text{N}/(\text{kg}/\text{sec})] \quad \text{o anche dimensione di una vel.} \quad [\text{m}/\text{s}]$$

$$\eta_j = \frac{2}{2 + (V_j - V_\infty)/V_\infty} = \frac{2}{2 + \frac{T}{\dot{m}V_\infty}} = \frac{2}{2 + C_j}$$

$$C_j = \frac{T}{\dot{m}V_\infty} = \frac{V_j}{V_\infty} - 1$$

Abbiamo introdotto il
“jet velocity coefficient” C_j

$$C_j = \frac{(V_j - V_\infty)}{V_\infty}$$

$$\eta_j = \frac{2}{1 + \frac{V_j}{V_\infty}}$$

$$\eta_j = \frac{2}{2 + C_j}$$

C_j rappresenta di quanto acceleriamo il flusso in %. $C_j=1$ ad esempio significa che la vel del getto V_j è aumentata del 100% rispetto a V_∞

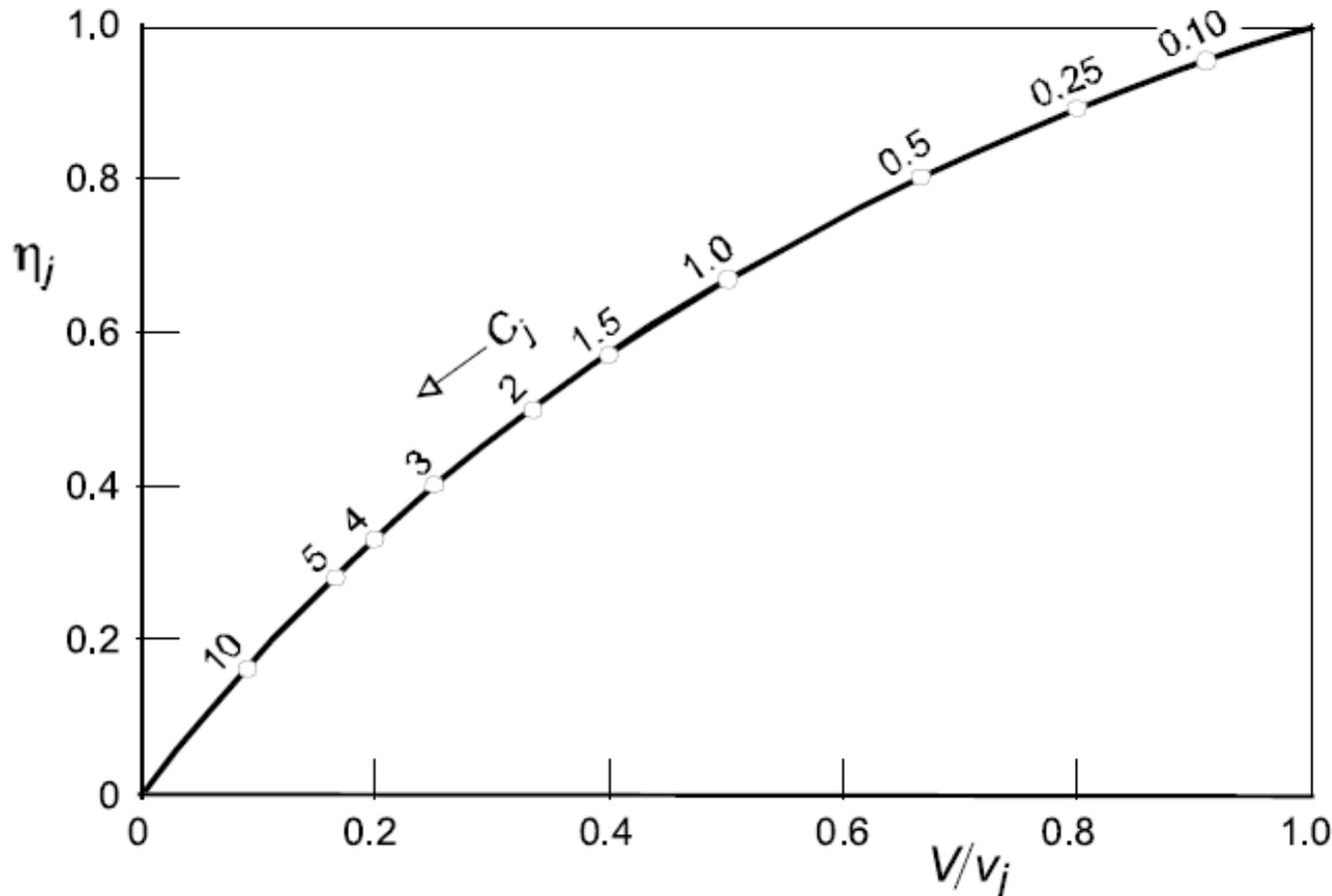
Caratteristiche propulsive

$$C_j = \frac{T}{\dot{m}V_\infty} = \frac{V_j}{V_\infty} - 1 \quad \text{jet velocity coeff.}$$

$$\eta_j = \frac{2}{1 + \frac{V_j}{V_\infty}}$$

Propulsive efficiency

$$\eta_j = \frac{2}{2 + C_j}$$



Caratteristiche propulsive

Table 5.1 Example of *propulsive efficiency* data.

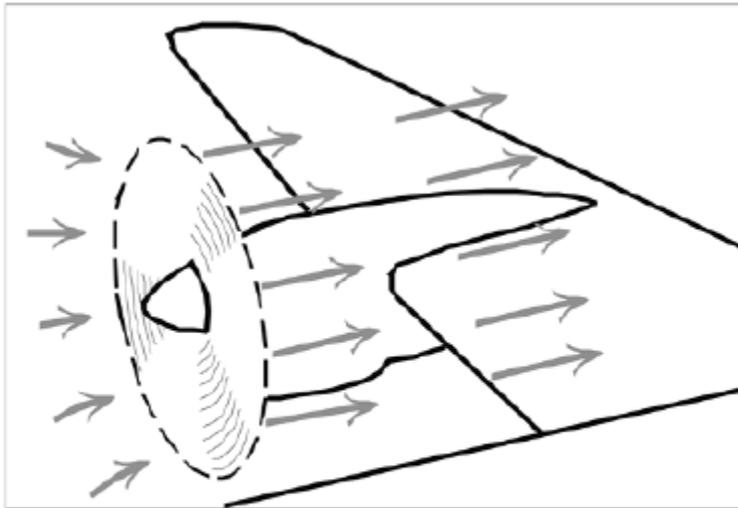
Type of propulsion	Altitude km	Flight speed V , m/s (Mach no.)	Jet velocity v_j , m/s	Speed ratio v_j/V	Specific thrust T/\dot{m}_a , m/s	Jet coefficient C_j	Propulsive efficiency η_j
propeller	6	150	160 (0.47)	1.07	10	0.067	0.97
subsonic jet engine	9	250 (0.82)	750	3.00	500	2.00	0.50
low BPR turbofan	9	250 (0.82)	582*	2.33	332	1.33	0.60
high BPR turbofan	9	250 (0.82)	418*	1.67	168	0.67	0.75
supersonic jet engine	16	600 (2.03)	1,000	1.67	400	0.67	0.75

* weighted average of primary and secondary airflow

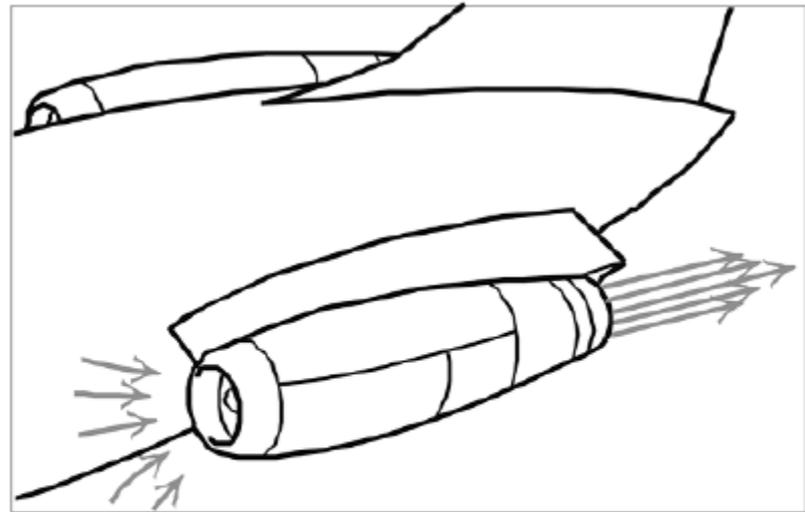
Caratteristiche propulsive

L'efficienza propulsiva dell'elica è maggiore di quella del getto.

- Elica: piccolo incremento di velocità ad una grossa massa aria
- Jet: grande incremento di velocità ad una piccola quantità di aria



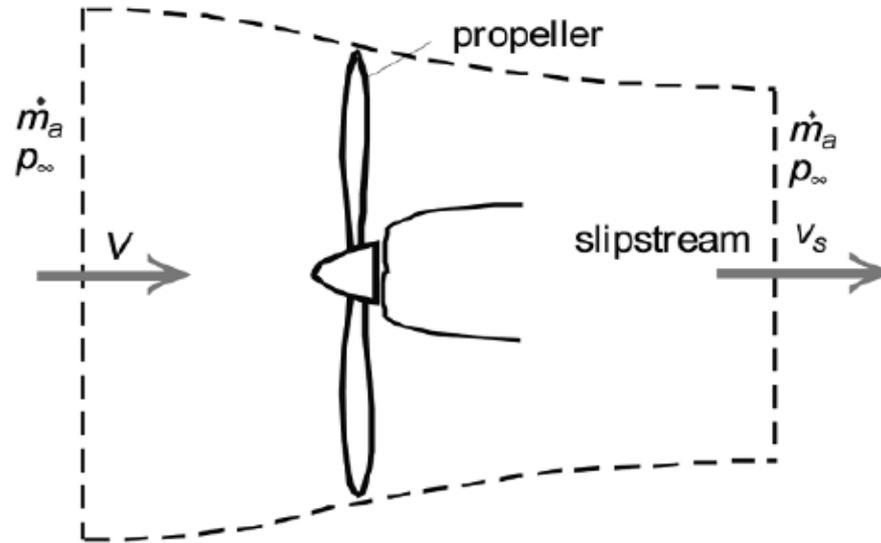
(a) A propeller imparts a small velocity increment to a large mass of air



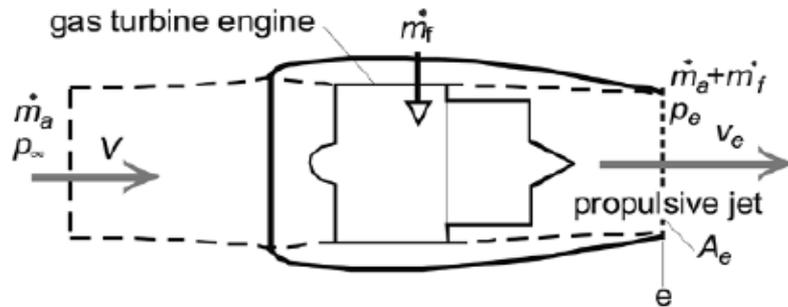
(b) A turbojet engine imparts a large velocity increment to a (relatively) small amount of air

Caratteristiche propulsive

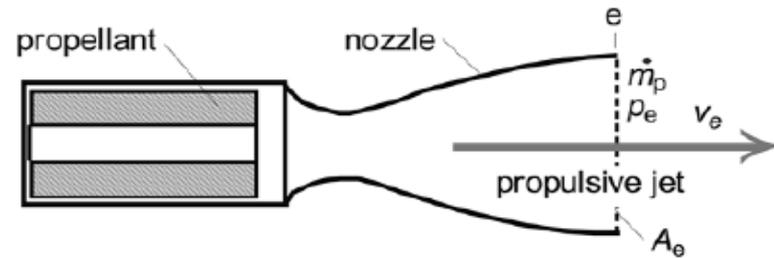
Principio di funzionamento



(a) Airflow through a propeller



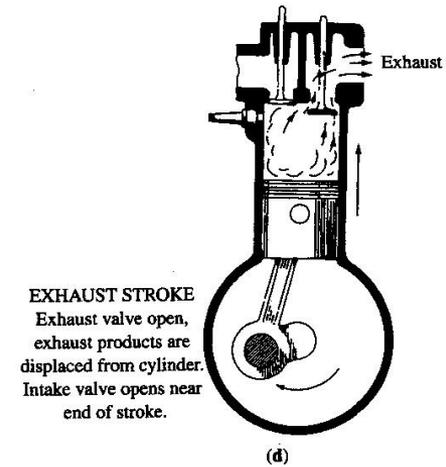
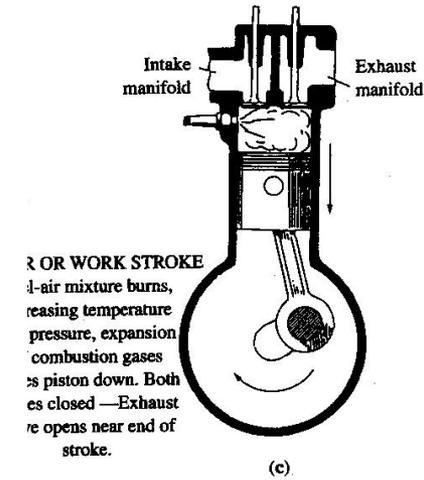
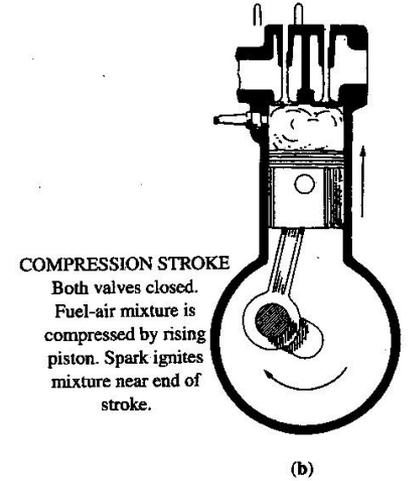
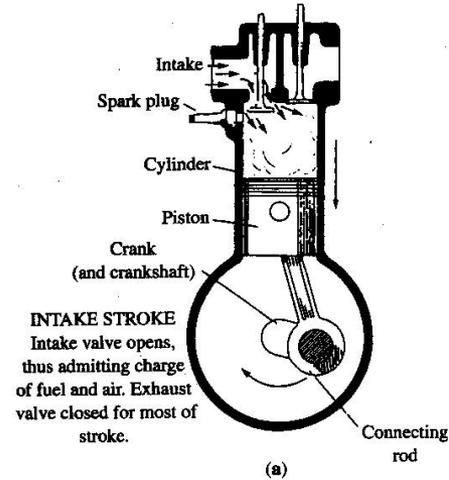
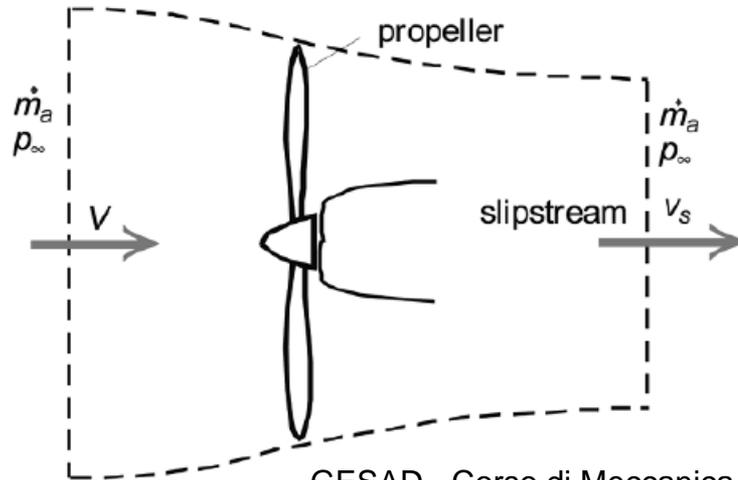
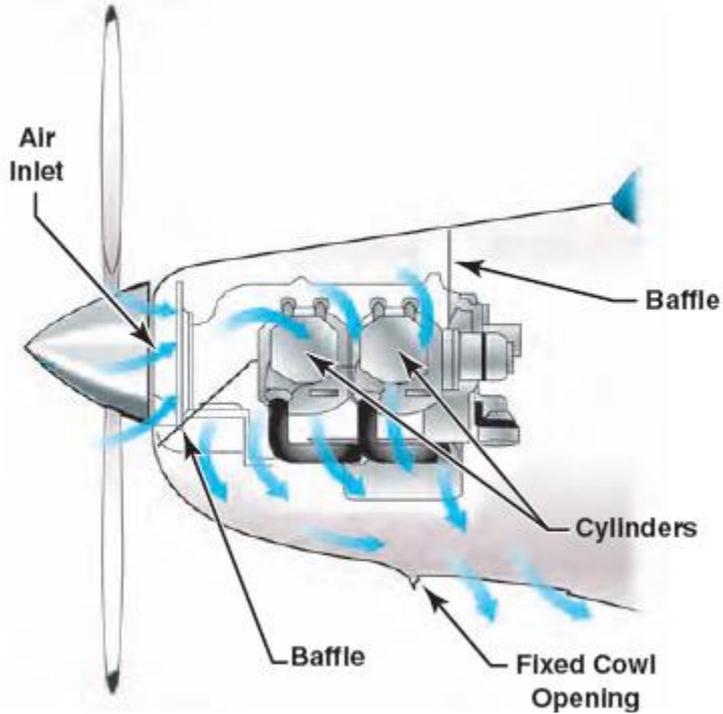
(b) Airflow through a jet engine



(c) Principle of a solid rocket engine

Caratteristiche propulsive

MOTOELICA



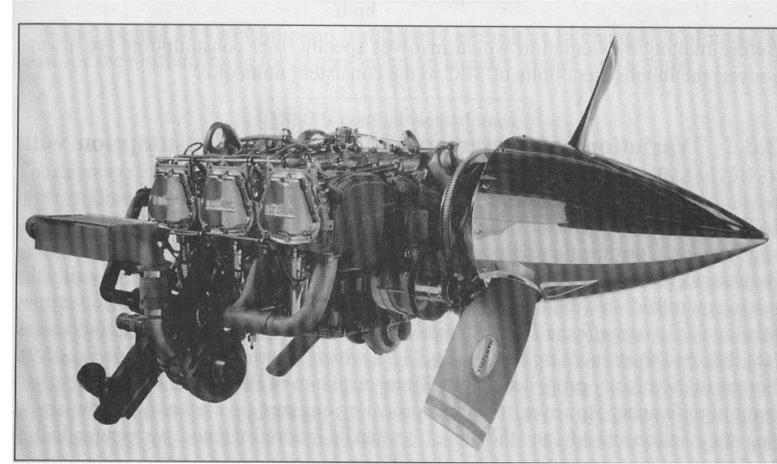
Caratteristiche propulsive

MOTOELICA

$$\Pi_a \propto d \cdot p_e \cdot RPM$$

La potenza sviluppata all'albero dipende quindi da :

- La cilindrata d (dall'inglese displacement)
- dalla pressione media efficace
- Dalla velocità di rotazione (giri al minuto RPM)



- *cilindrata (displacement)*
- *pressione media efficace P_e*
- *velocità di rotazione RPM*

Consumo specifico

$$c = \frac{\text{peso di combustibile consumato per dato incremento di tempo}}{(\text{potenza sviluppata})(\text{incremento di tempo})}$$

$$[c] = \frac{lb}{(ft \cdot lb / s)(s)}$$

$$[c] = \frac{N}{W \cdot s}$$

$$SFC = \frac{lb}{hp \cdot h}$$

Unità ingegneristiche

valore tipico 0.40-0.50 [lb/(hp h)].

Il che vuol dire che un motore da 100 hp in funzionamento al massimo della potenza per un'ora di volo consuma circa 50 lb di combustibile (cioè circa 25 Kg di combustibile). Teniamo anche presente che il peso specifico del combustibile è circa 0.70 Kg/l , quindi un serbatoio da 100 l di combustibile è capace di trasportare 70 Kg di combustibile.

Negli Stati Uniti i due principali produttori di motori alternativi aerei sono Teledyne Continental e Textron Lycoming. I cavalli vapore a livello del mare per questi motori generalmente variano da 75 a 300 hp. Per questi motori un tipico valore di SFC è 0.4-0.5 lb di carburante consumate per cavallo vapore per ora.

- Il consumo specifico SFC è ragionevolmente costante con la velocità e con la quota

Caratteristiche propulsive MOTOELICA

Variazione di potenza all'albero con velocità di volo e quota

- Π_a è ragionevolmente costante con la velocità di volo

Difatti la velocità di volo, in un motore alternativo con aspirazione di aria, non modifica i parametri dell'aria all'ingresso del cilindro.

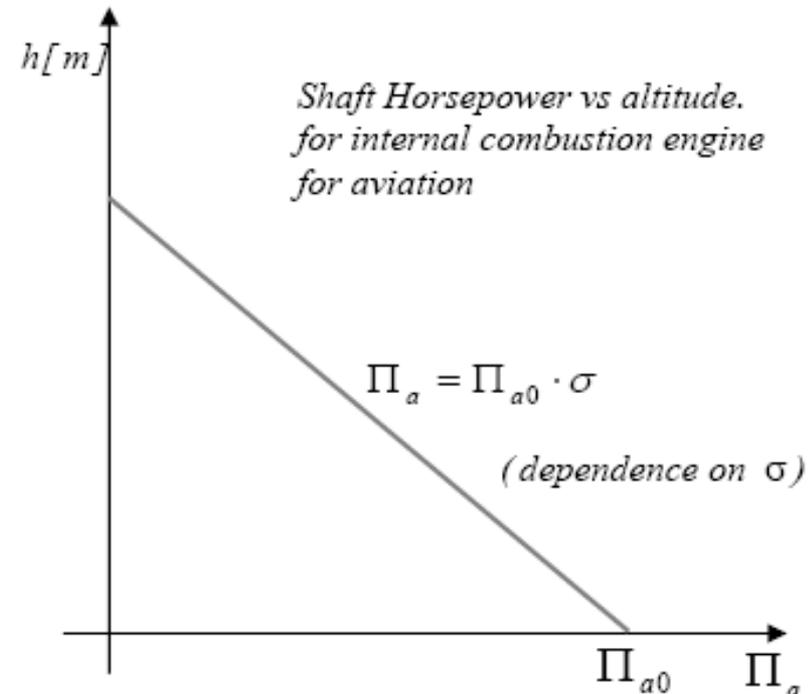
Effetto quota

La quota influisce sulla densità e pressione dell'aria che entra nei cilindri. L'effetto è una perdita di potenza all'albero che segue l'andamento della densità relativa.

$$\frac{\Pi_a}{\Pi_{a0}} = \frac{\rho}{\rho_0} = \sigma$$

Andamento che useremo in tale corso

In tale grafico l'ordinata è rappresentata dalla quota, ma l'andamento lineare proposto dalla formula è con la densità relativa. Tuttavia, nell'ambito di quote tra livello del mare e 5000 m si può vedere come l'andamento di sigma con la quota sia anch'esso abbastanza lineare. E' chiaro che inserire sul grafico la quota serve ad una maggiore comprensione dell'effetto fisico.



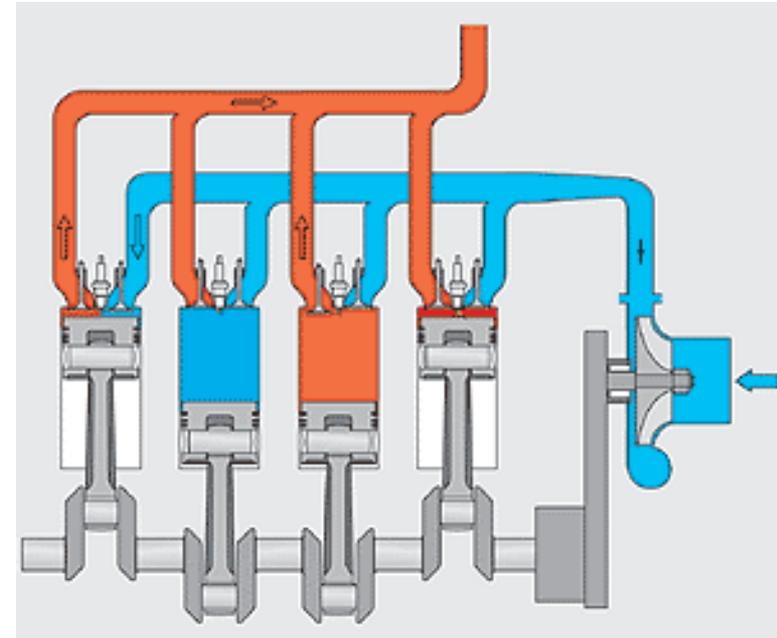
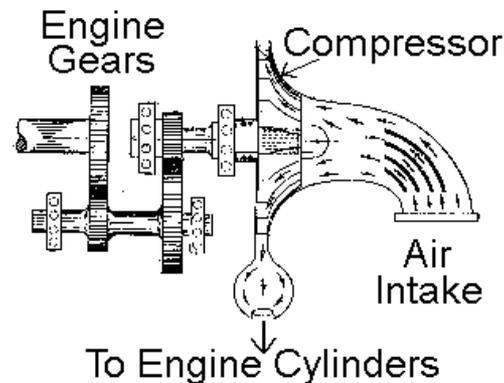
Motori Supercharged o Turbocharged (turbocompressori)

In entrambi i motori c'è un compressore che fa aumentare la pressione (ed anche temperatura e densità) dell'aria prima che entri nei cilindri (camera di combustione). Con una maggiore quantità di ossigeno per ciclo aumenta la quantità di carburante consumabile e la potenza estratta all'albero. Questo permette ad un tale motore di non soffrire della naturale riduzione di potenza con la quota tipica di un motore aspirato (senza compressore) presentata nella slide precedente.

La differenza tra i due sistemi è :

Supercharged

Il compressore è mosso dallo stesso albero motore attraverso degli ingranaggi che amplificano la velocità di rotazione.



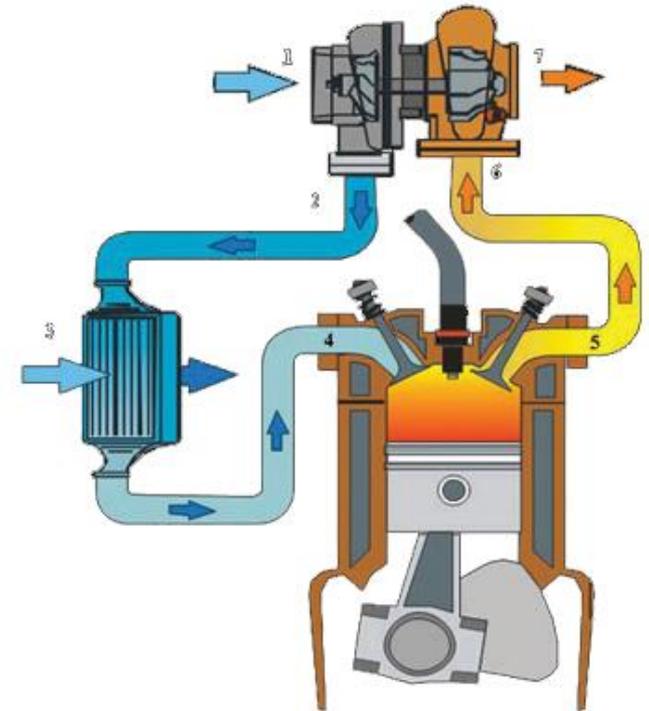
Motori Supercharged o Turbocharged (turbocompressori)

Turbocharged

Il compressore questa volta è mosso attraverso l'energia meccanica estratta da una turbina che sfrutta energia dai gas di scarico.

In ogni caso si fa in modo di recuperare tramite tale sistema la potenza all'albero che diminuisce con la quota. Nei motori per aviazione, quindi, il turbocompressore serve principalmente per aumentare la potenza in quota, e non la potenza al livello del mare. Infatti, attraverso una valvola a farfalla che regola la potenza meccanica estratta dalla turbina e conseguentemente la potenza che arriva al compressore e che fa incrementare la potenza all'albero, è possibile far sì che all'aumentare della quota si sopperisca alla perdita di potenza dovuta alla quota aprendo sempre di più la valvola e facendo quindi sì che la potenza all'albero erogata dal motore rimanga costante con la quota.

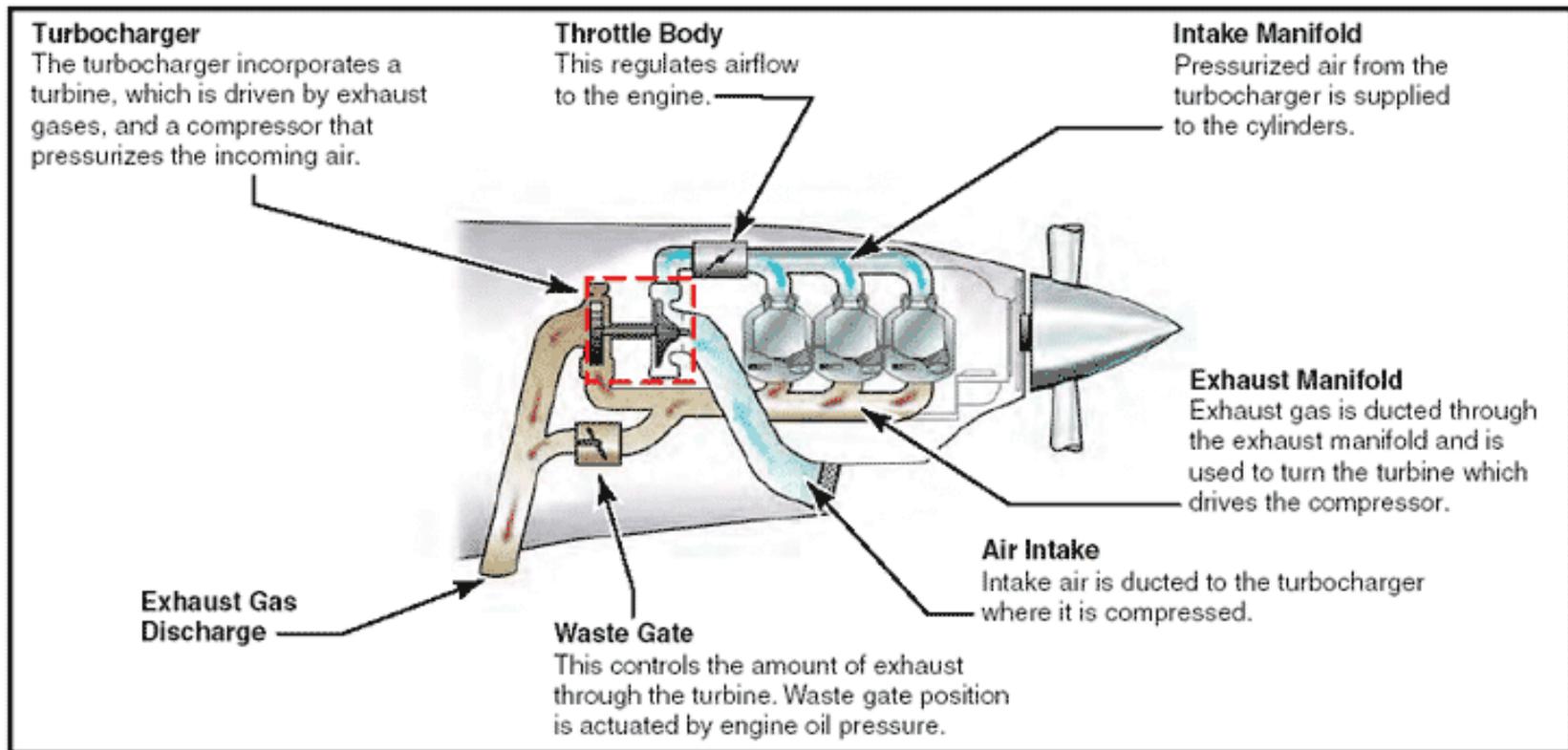
Questo ovviamente rimarrà valido fino ad una certa quota, chiamata quota di ristabilimento (critical altitude) dove l'effetto del compressore è massimo e non più incrementabile. La potenza all'albero per quote maggiori seguirà un andamento analogo a quello del motore aspirato.



Motori Supercharged o Turbocharged (turbocompressori)

Turbocharged

Lo schema seguente mostra come attraverso le valvole è possibile regolare l'aumento di potenza del motore ottenibile dal gruppo turbina-compressore.

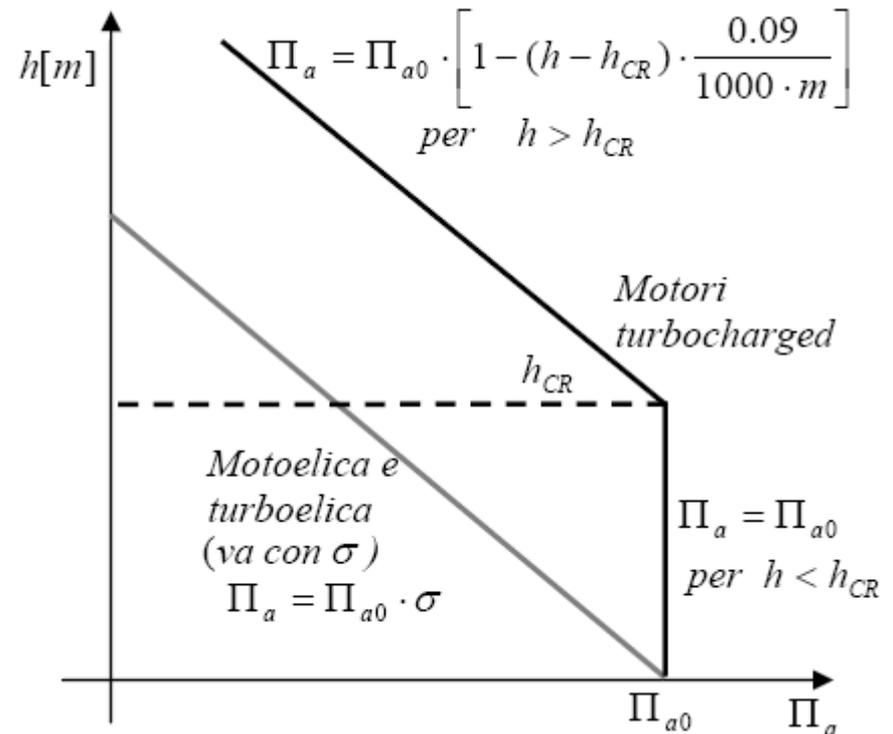


Motori Supercharged o Turbocharged (turbocompressi)

Come già detto, si fa quindi in modo che la potenza all'albero rimanga costante con la quota fino alla quota di ristabilimento (*critical altitude*). La figura mostra anche una possibile legge utilizzabile per quote maggiori di quella di ristabilimento. E' ovviamente chiara la notevole differenza di potenza ottenibile alle alte quote. Tipicamente un motore alternativo aspirato non estrae potenza sufficiente al di sopra dei 4000-5000m. Solo attraverso un motore turbocharged è possibile estendere le quote di alcuni velivoli (4-10 posti) a quote di 7000-8000 m.

La quota di ristabilimento varia da motore a motore, ma per i motori generalmente usati ha un valore di circa 18000-23000 ft (cioè circa 6000-7000 m).

E' evidente che attraverso tale motore si estende notevolmente la quota massima operativa del velivolo.



Quindi effetto della quota e del grado di ammissione

In definitiva, per una motoelica (motore aspirato) la potenza all'albero sarà funzione dell'effetto della quota (sigma per motore aspirato), ovviamente della potenza di targa (potenza massima a quota zero) e del grado di ammissione (o manetta) che rappresenta la percentuale di utilizzo della potenza che il motore riesce teoricamente a sviluppare all'albero.

$$P_a = P_{a_0} \sigma \varphi$$

Il pilota solitamente regola il grado di ammissione attraverso la manetta (acceleratore o comando motore) che agisce sulla MAP (Manifold Absolute Pressure), cioè proprio sulla pressione che si sviluppa nei cilindri.

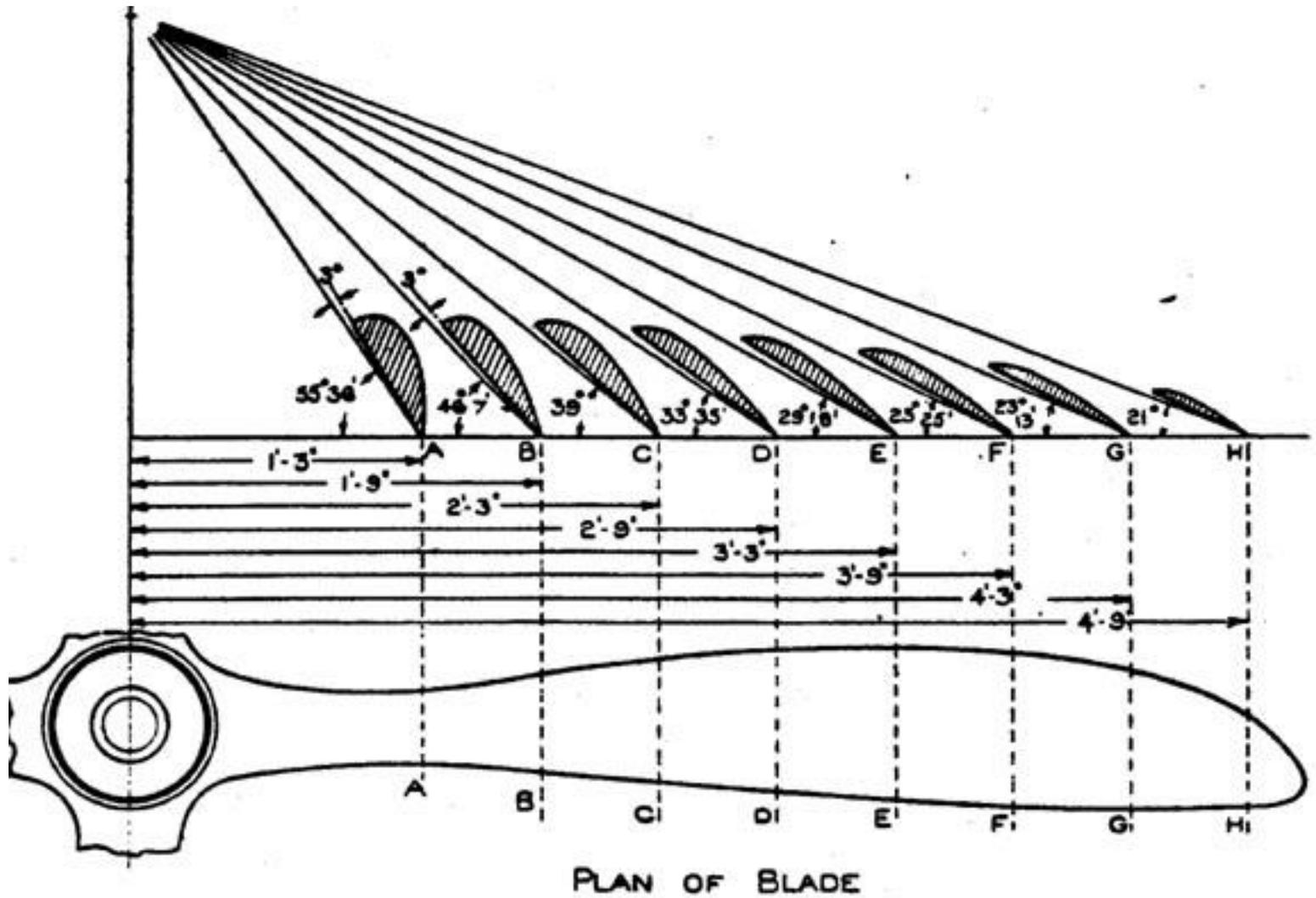
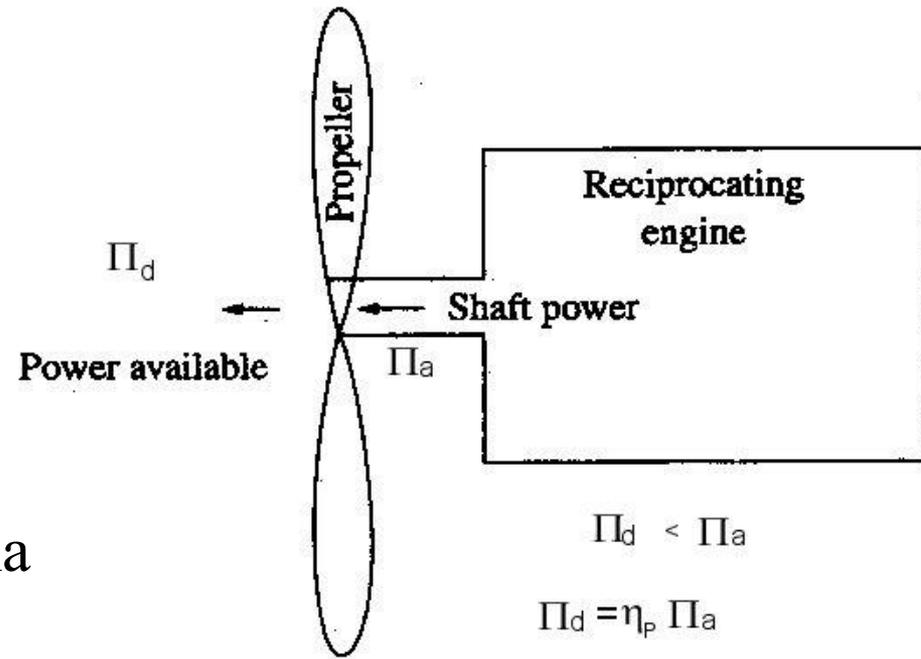


FIG. 219.—Lay-out of an Aircscrew.

$$\Pi_d = \eta_{pr} \Pi_a$$



Il rendimento dell'elica è una funzione del *rapporto di avanzamento* J definito come

$$J = \frac{V_\infty}{ND}$$

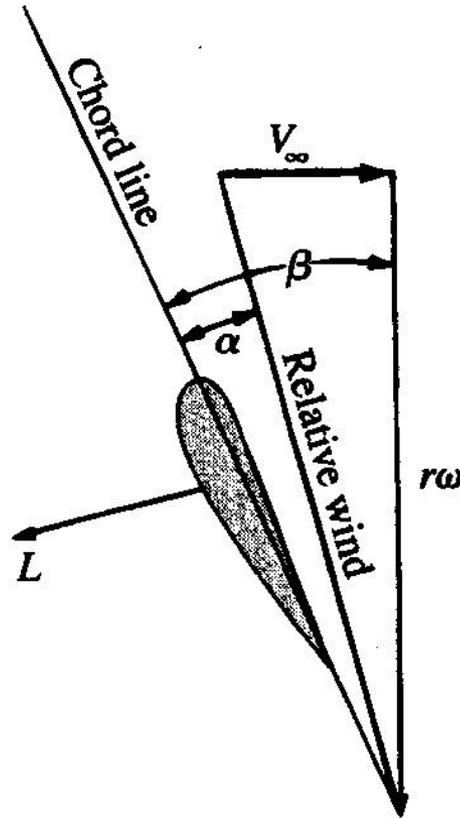
Caratteristiche propulsive

ELICHE

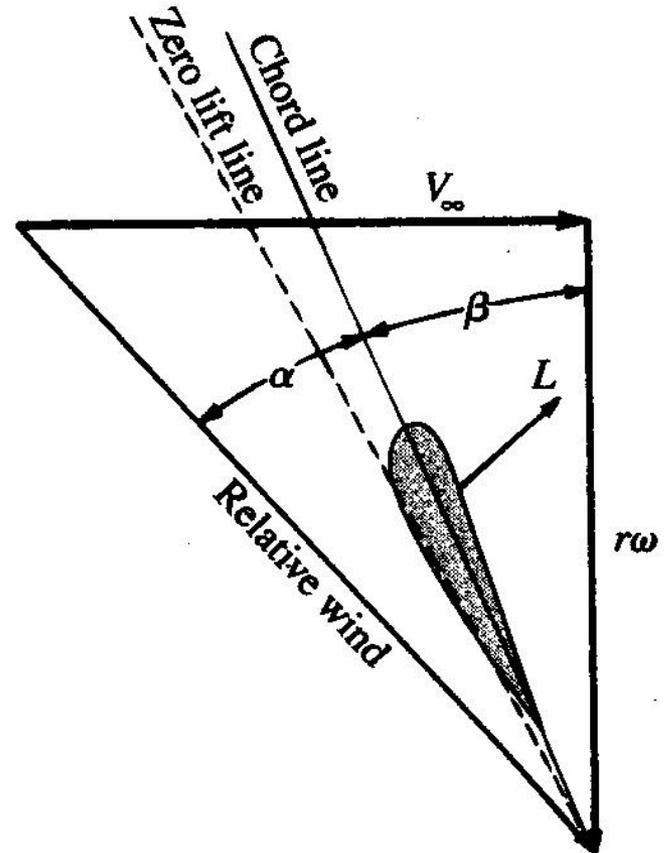
$$(r\omega)_{tip} = \pi ND$$

$$\frac{V_\infty}{r\omega} = \frac{V_\infty}{r(2\pi N)} \quad (\text{angolo vel locale})$$

$$\left(\frac{V_\infty}{r\omega}\right)_{tip} = \frac{V_\infty}{(D/2)(2\pi N)} = \frac{V_\infty}{\pi ND} = \frac{J}{\pi}$$



(a)



(b)

Caratteristiche propulsive

ELICHE

$$(r\omega)_{tip} = \pi ND$$

$$\frac{V_\infty}{r\omega} = \frac{V_\infty}{r(2\pi N)} \quad (\text{angolo vel locale})$$

$$\left(\frac{V_\infty}{r\omega}\right)_{tip} = \frac{V_\infty}{(D/2)(2\pi N)} = \frac{V_\infty}{\pi ND} = \frac{J}{\pi}$$

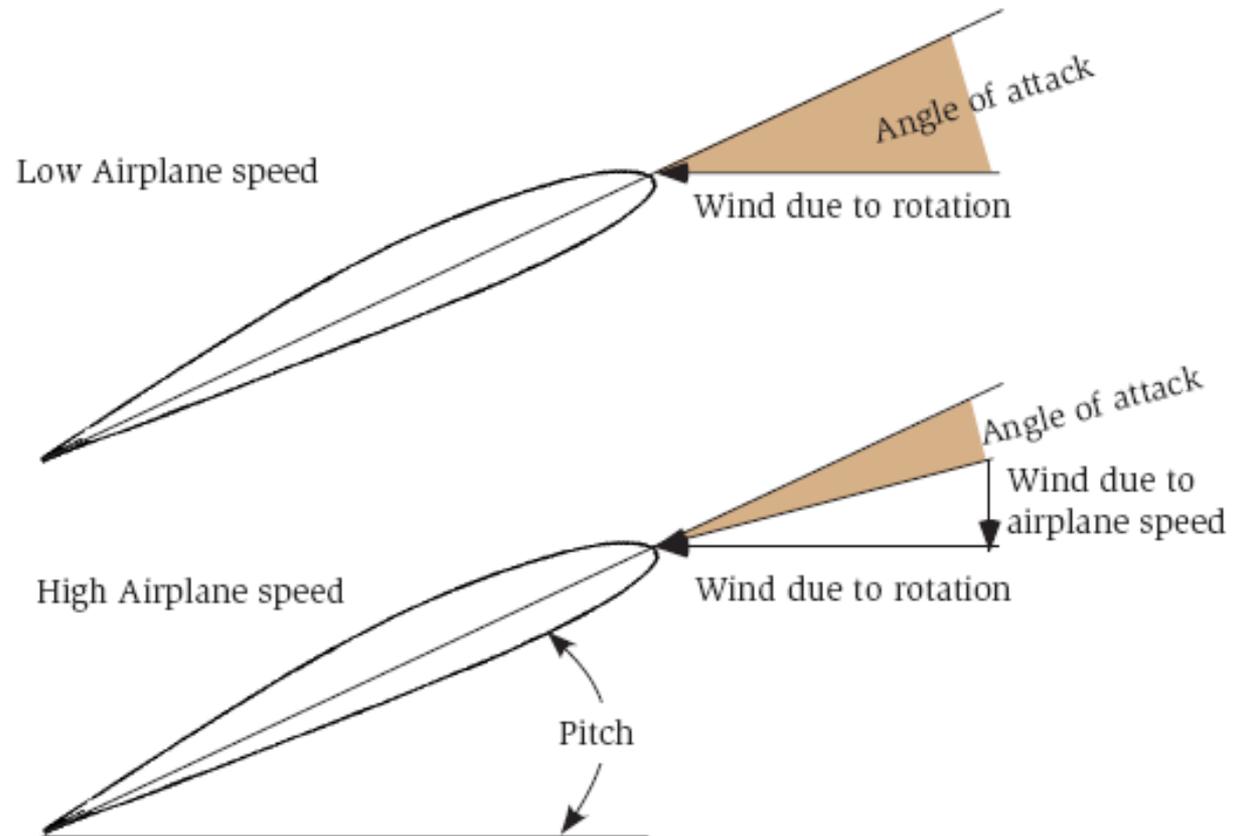
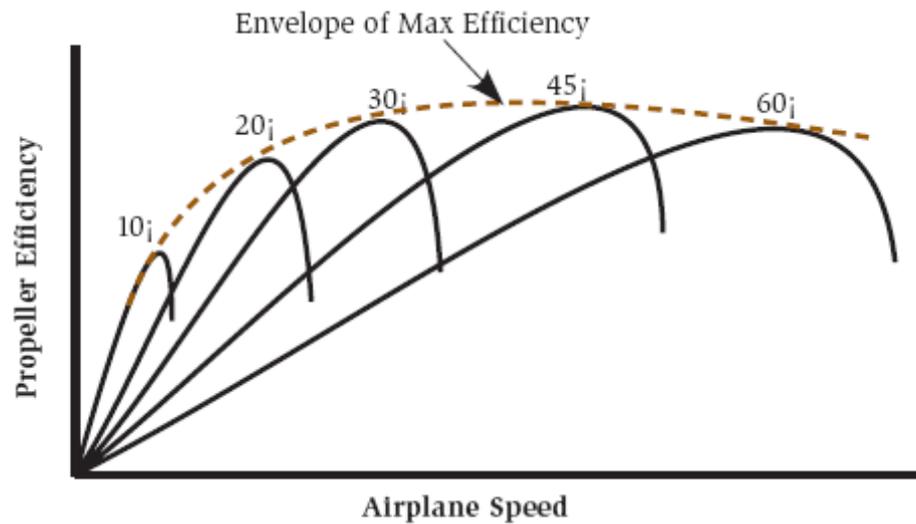
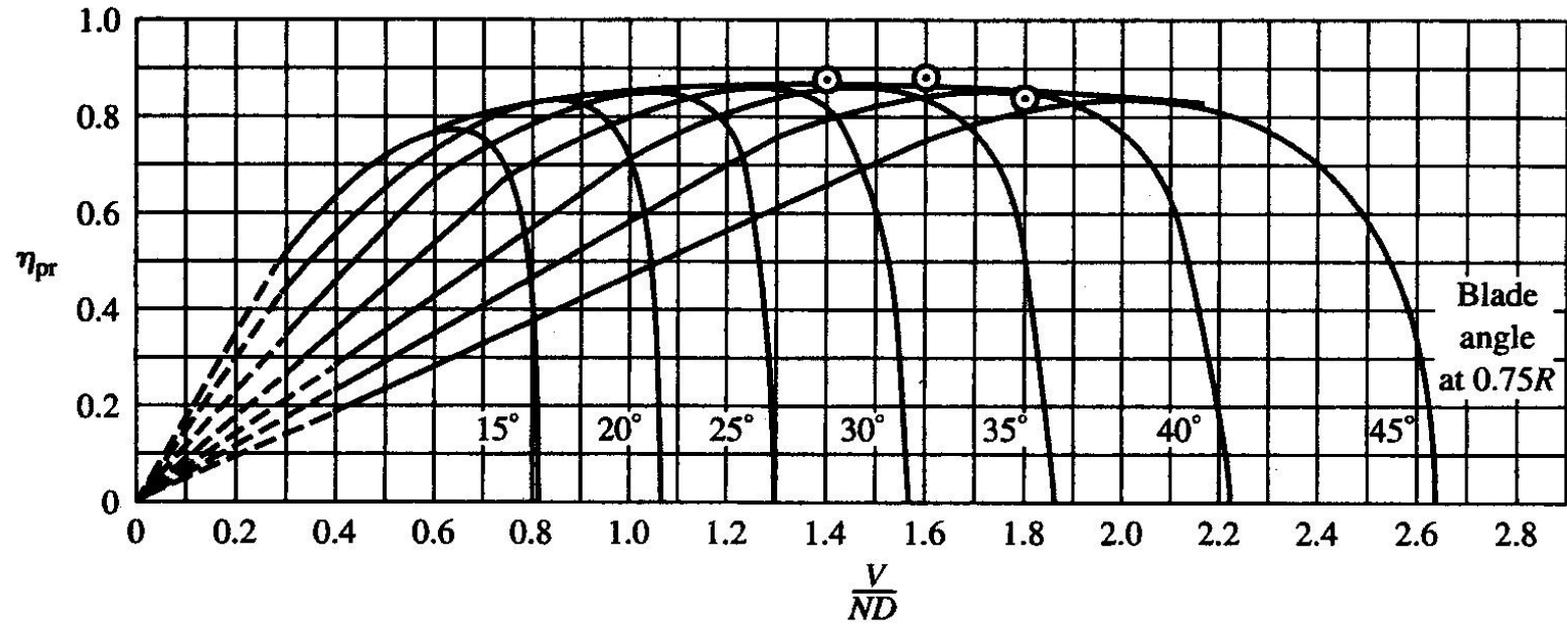


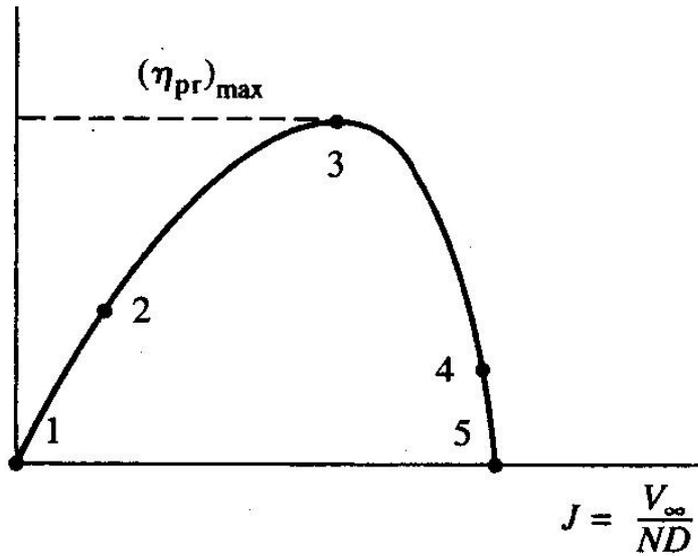
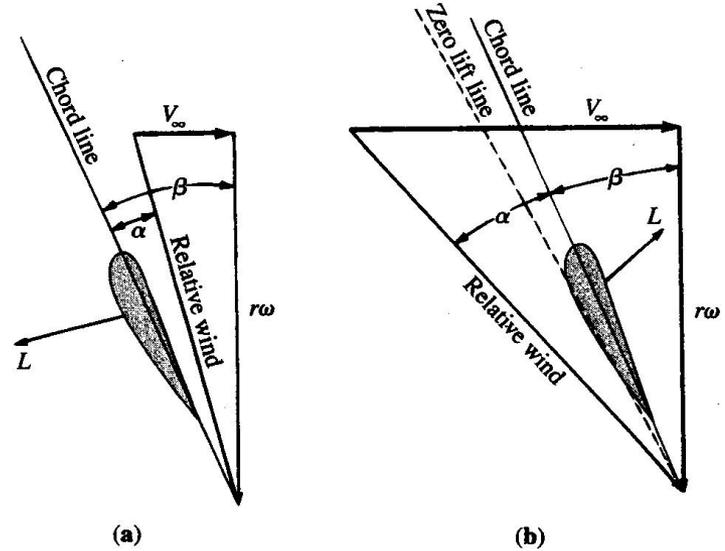
Fig. 5.5. Angle of attack of a rotating propeller.

Caratteristiche propulsive

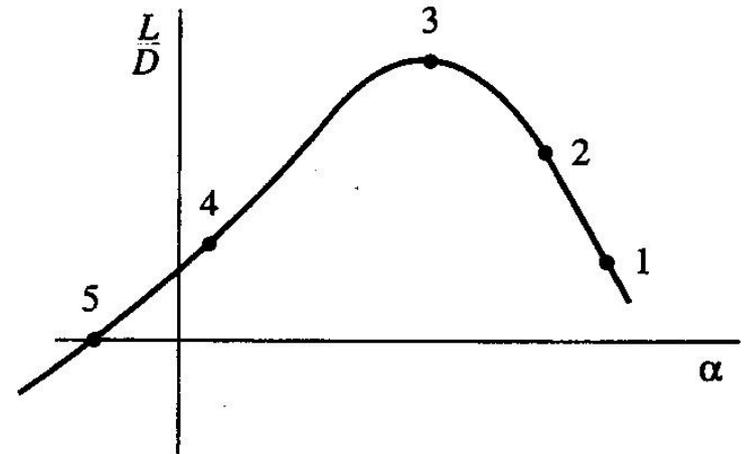
ELICHE



Legame tra il rendimento propulsivo dell'elica e l'efficienza aerodinamica della pala che è legata all'efficienza aerodinamica del profilo. Il rendimento massimo è legato ad un rapporto ottimale tra portanza prodotta e resistenza della pala (cioè l'efficienza).



(a) Propeller efficiency

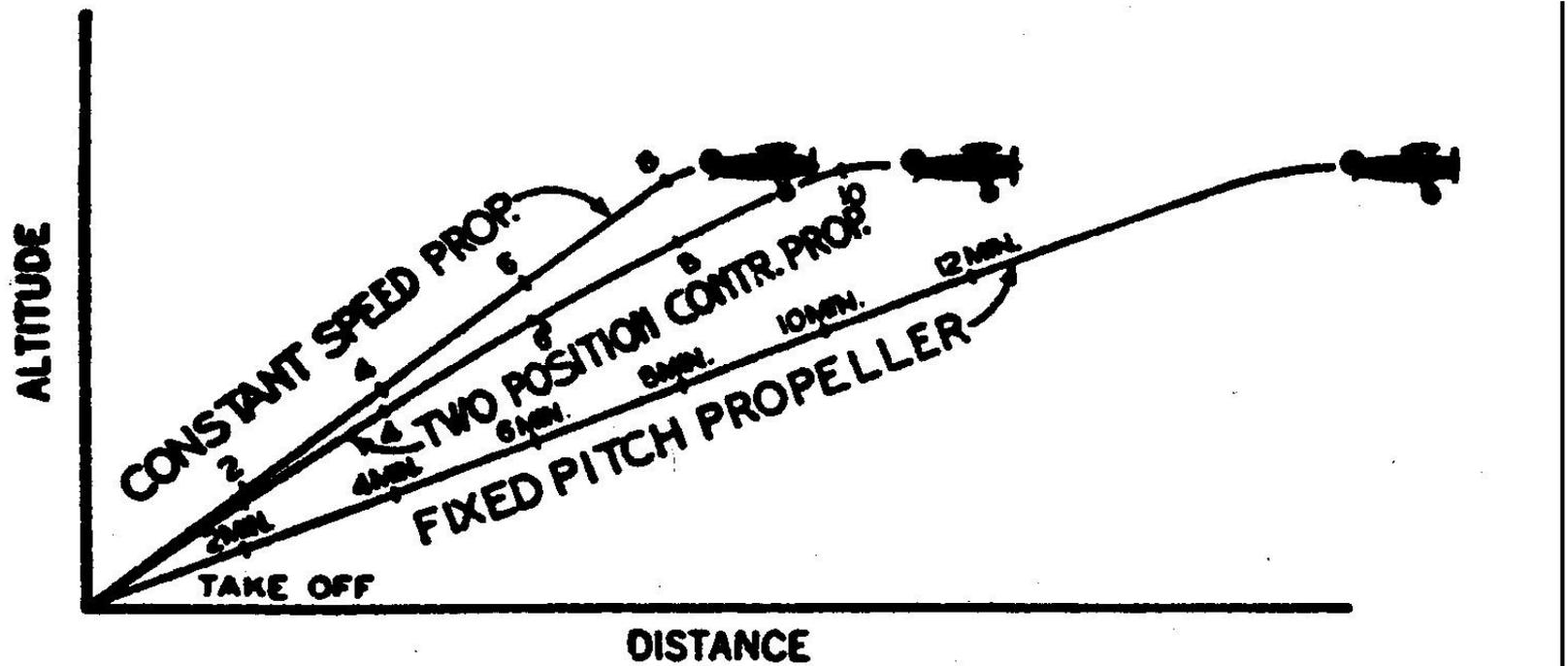
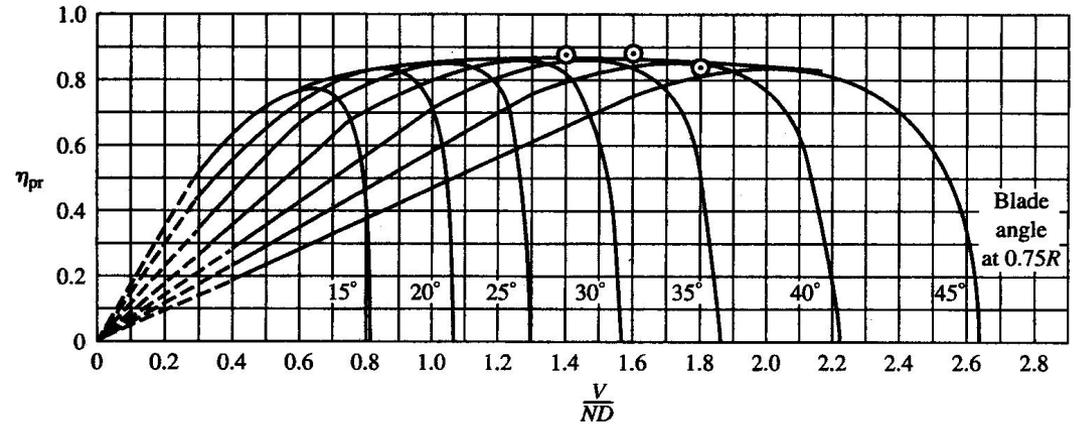


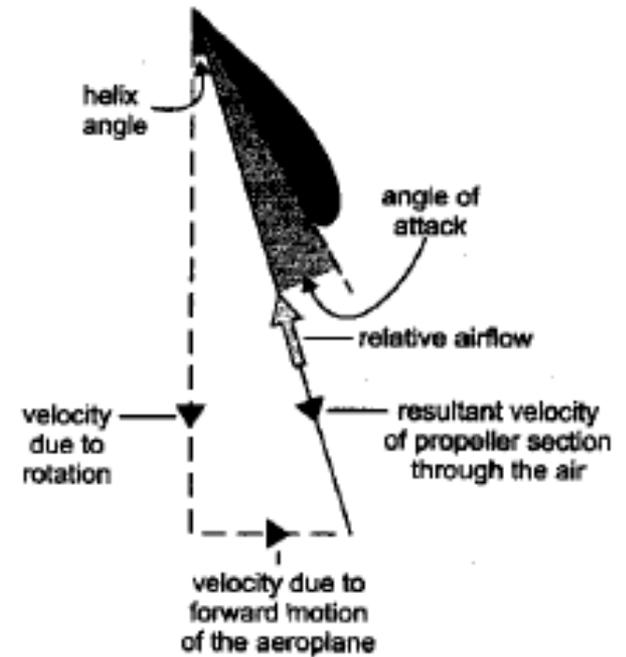
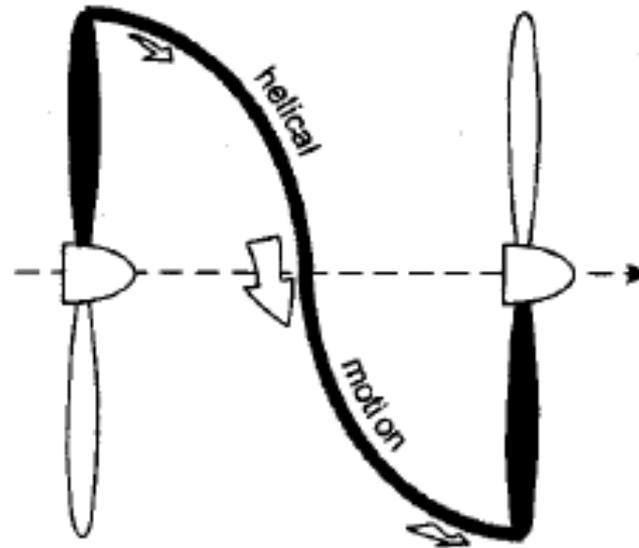
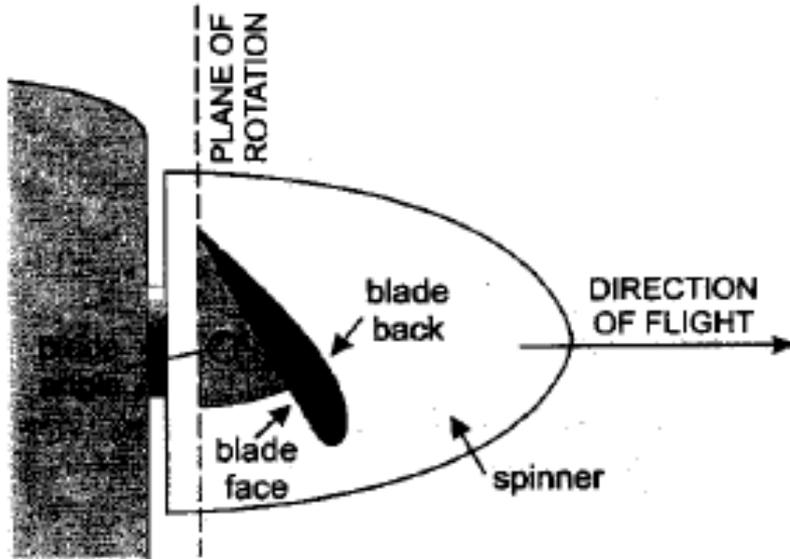
(b) Lift-to-drag ratio of a given propeller airfoil cross-section

Caratteristiche propulsive

ELICHE

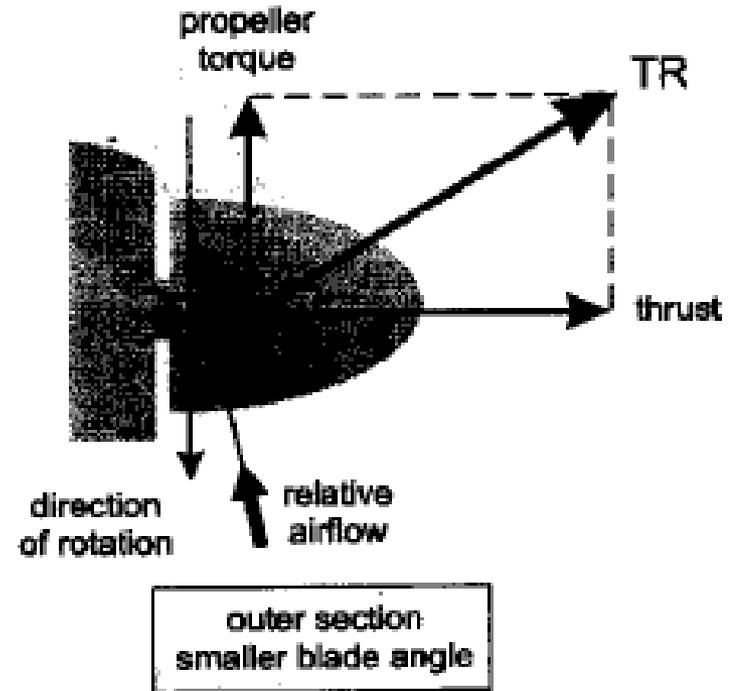
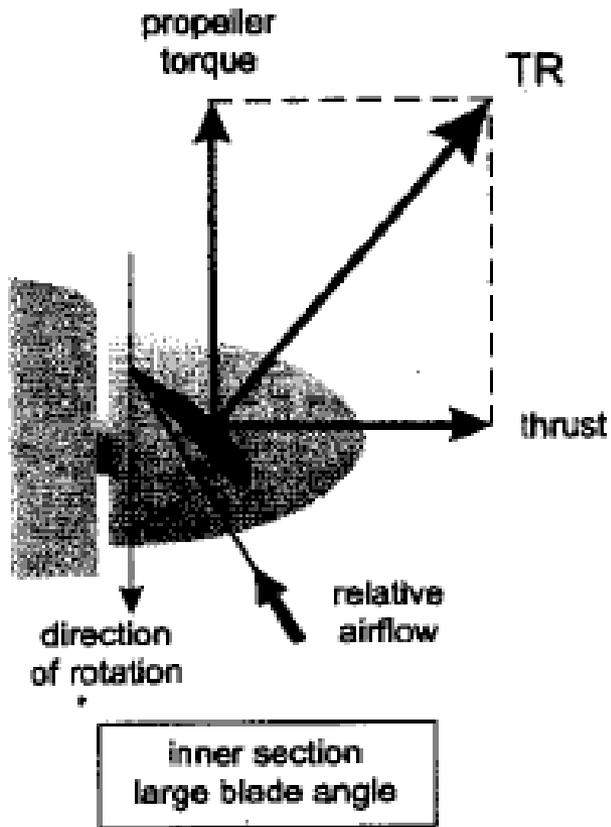
- Elica a passo variabile
- Elica a giri costanti





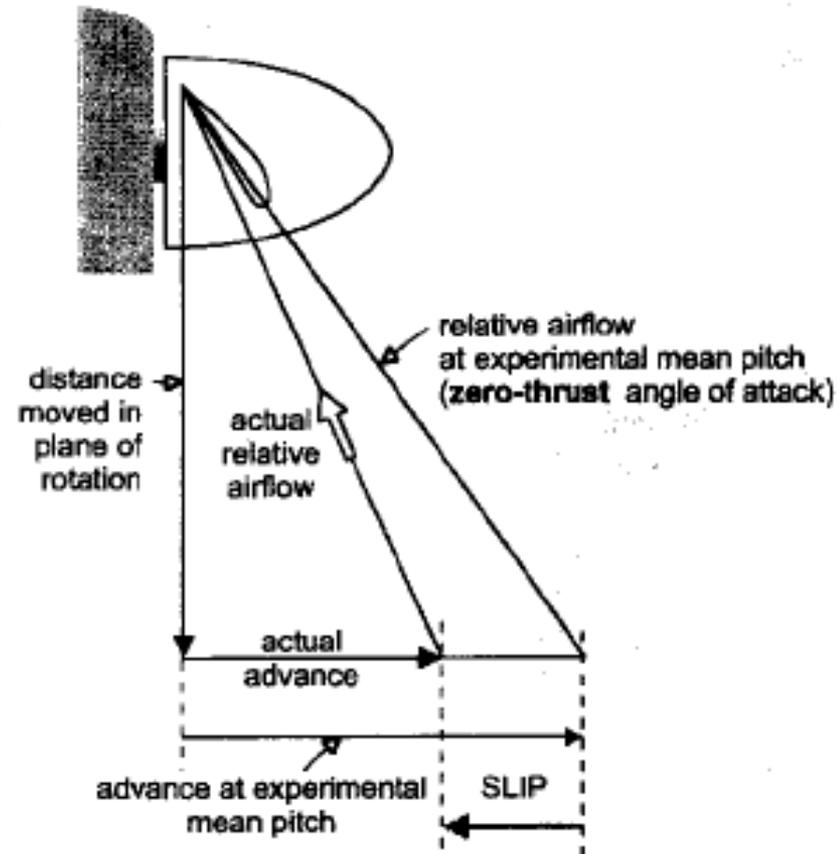
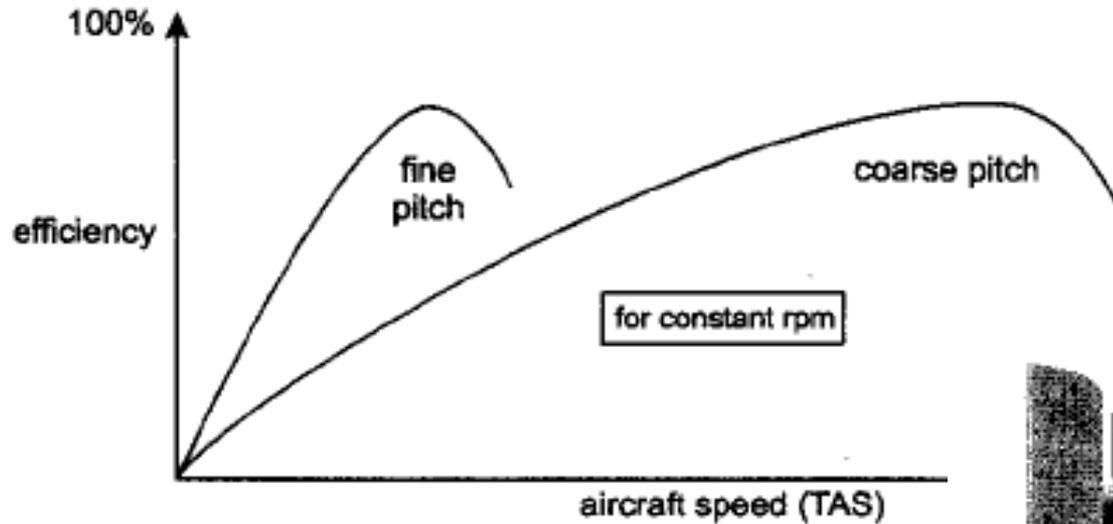
Caratteristiche propulsive

ELICHE

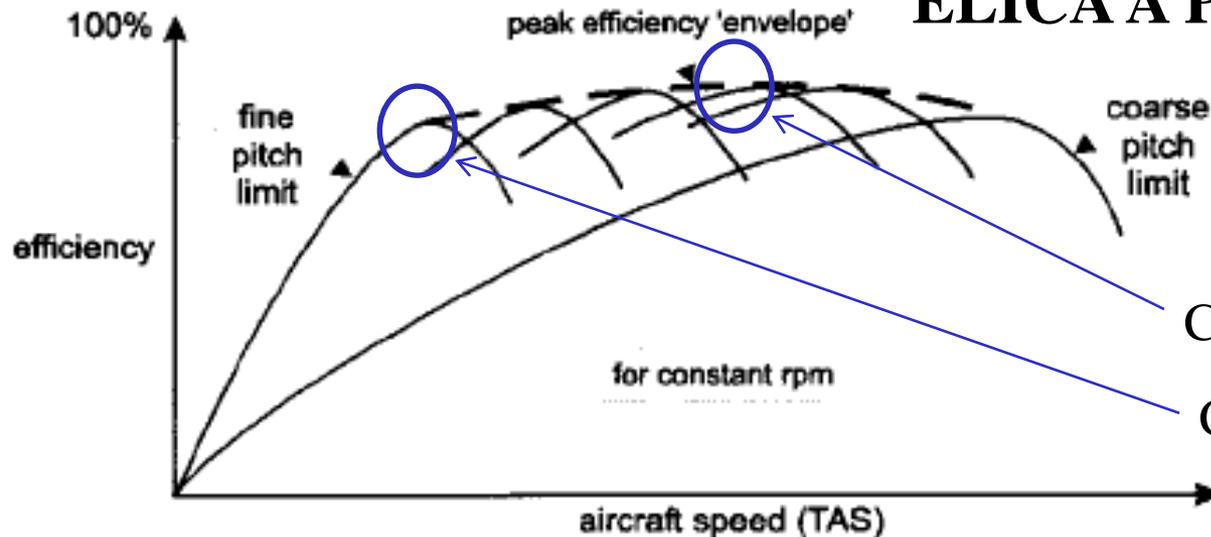


Caratteristiche propulsive

ELICHE



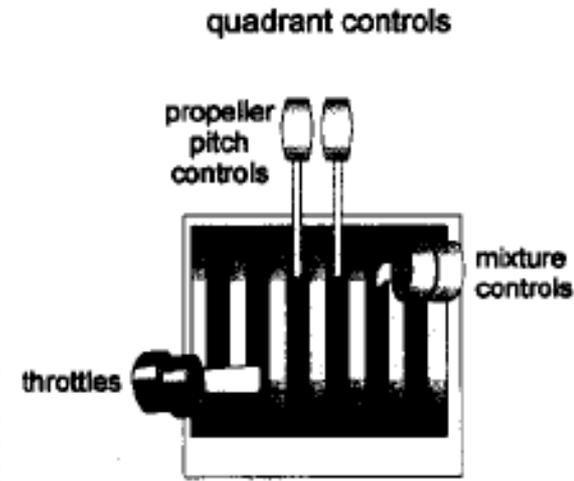
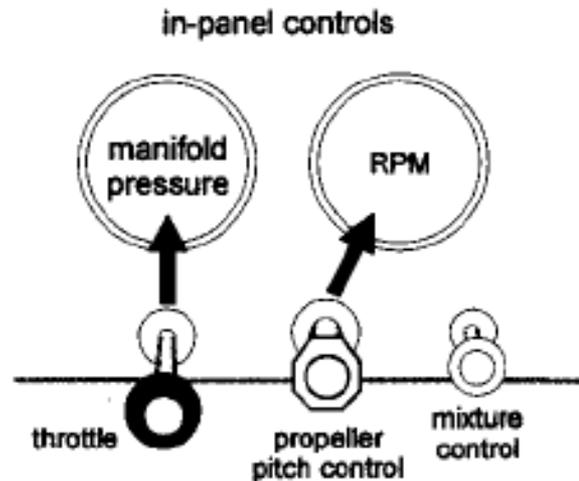
ELICA A PASSO VARIABILE



Cond. tipica di crociera

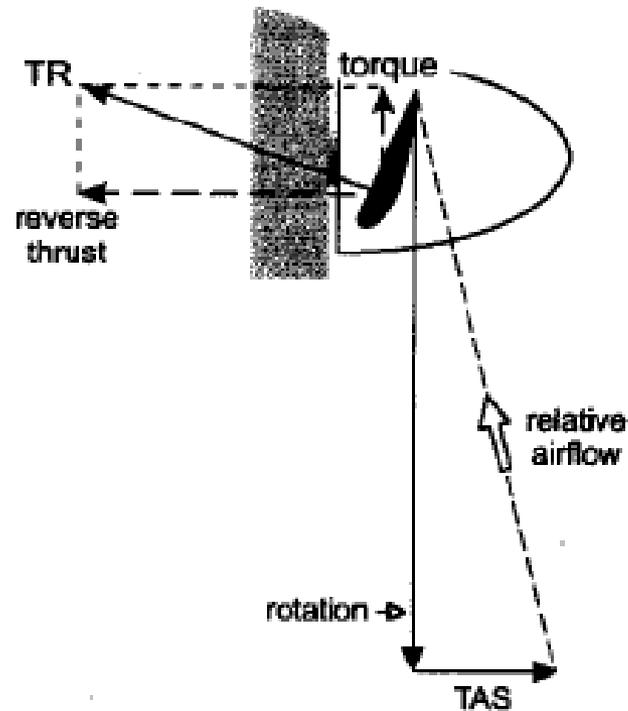
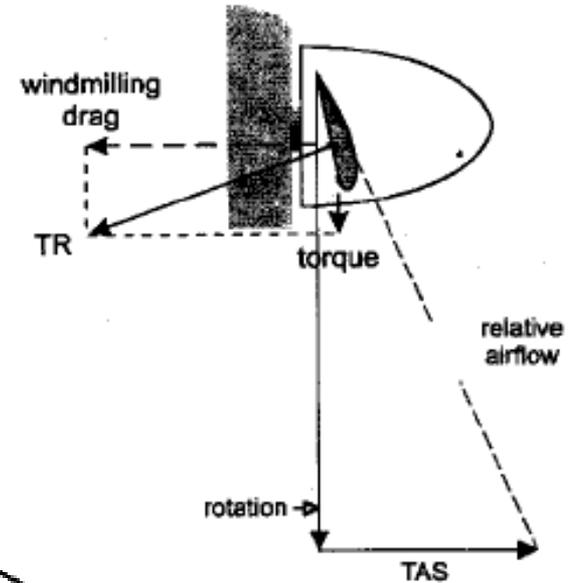
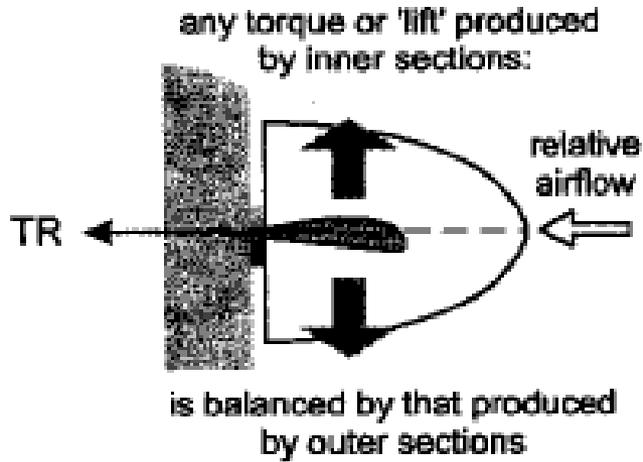
Cond. tipica di salita

Si vede che tramite il **passo variabile** si riesce ad ottenere un buon rendimento dell'elica a tutte le velocità. In ogni caso si osserva che l'involuppo dei massimi mostra rendimento pari all'85% in crociera, ma del 70-75% in salita.



Caratteristiche propulsive

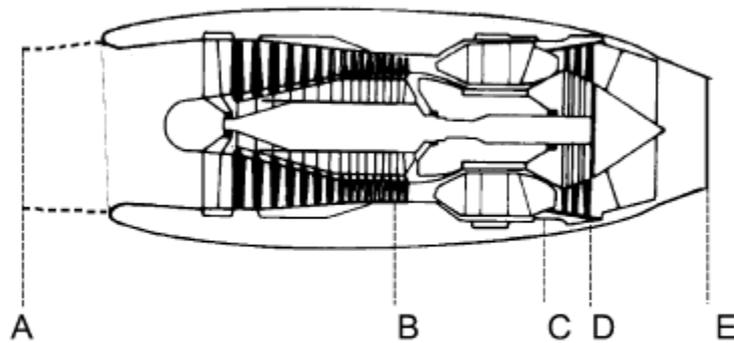
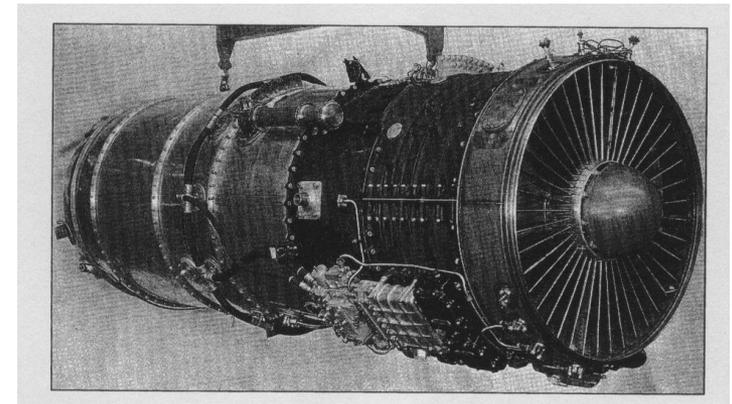
ELICHE



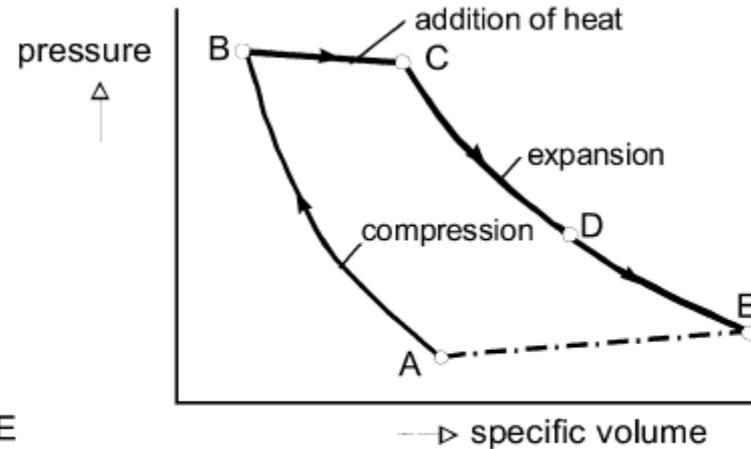
Caratteristiche propulsive

Turbojet

$$T = (\dot{m}_{air} + \dot{m}_{fuel})V_j - \dot{m}_{air}V_\infty + (p_e - p_\infty)A_e$$



(a) Engine components



(b) Brayton cycle

Figure 5.17 Components and cycle of a jet engine.

Caratteristiche propulsive

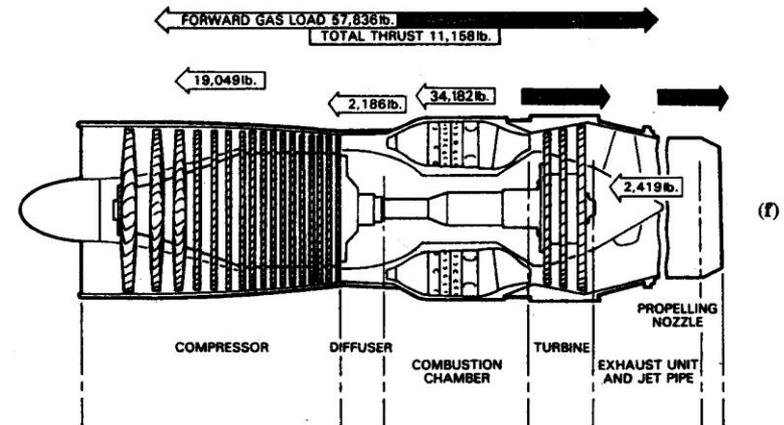
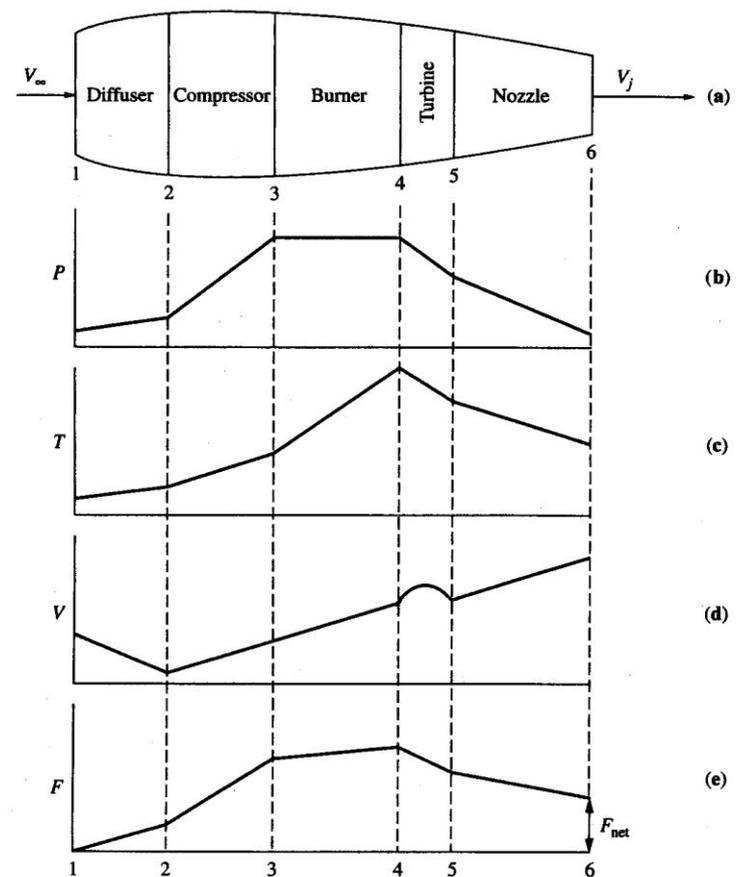
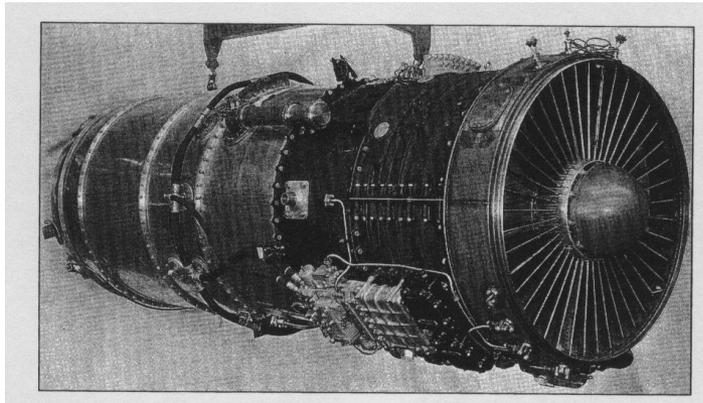
Turbojet

$$T = (\dot{m}_{air} + \dot{m}_{fuel}) V_j - \dot{m}_{air} V_\infty + (p_e - p_\infty) A_e$$

$$c_j = \frac{\text{peso del carburante consumato per dato incremento di tempo}}{(\text{spinta sviluppata})(\text{incremento di tempo})}$$

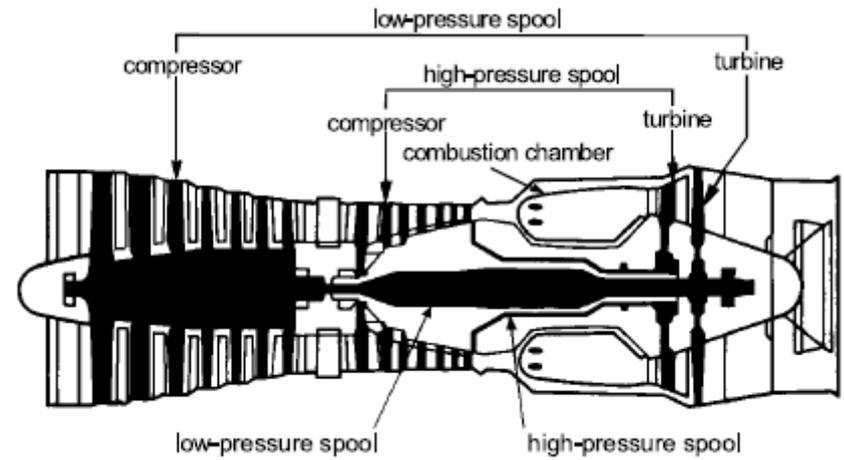
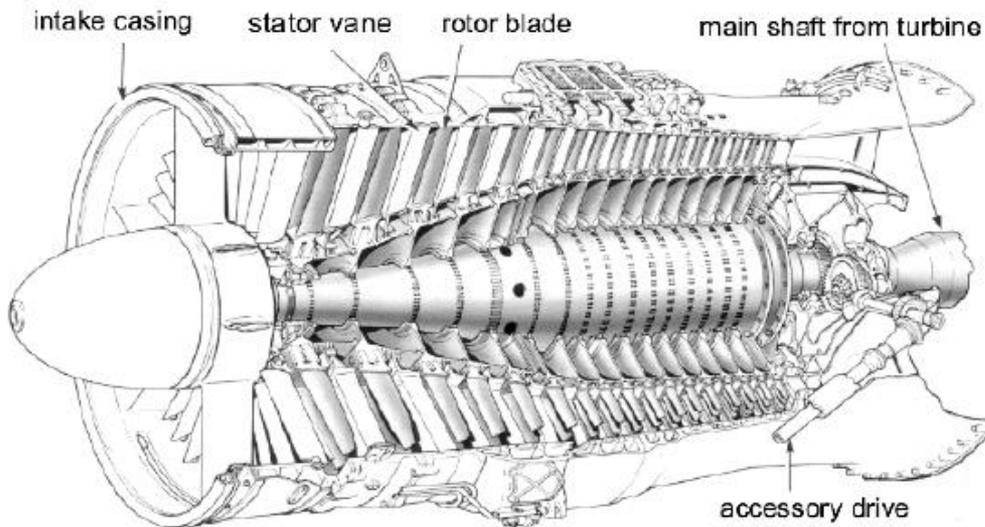
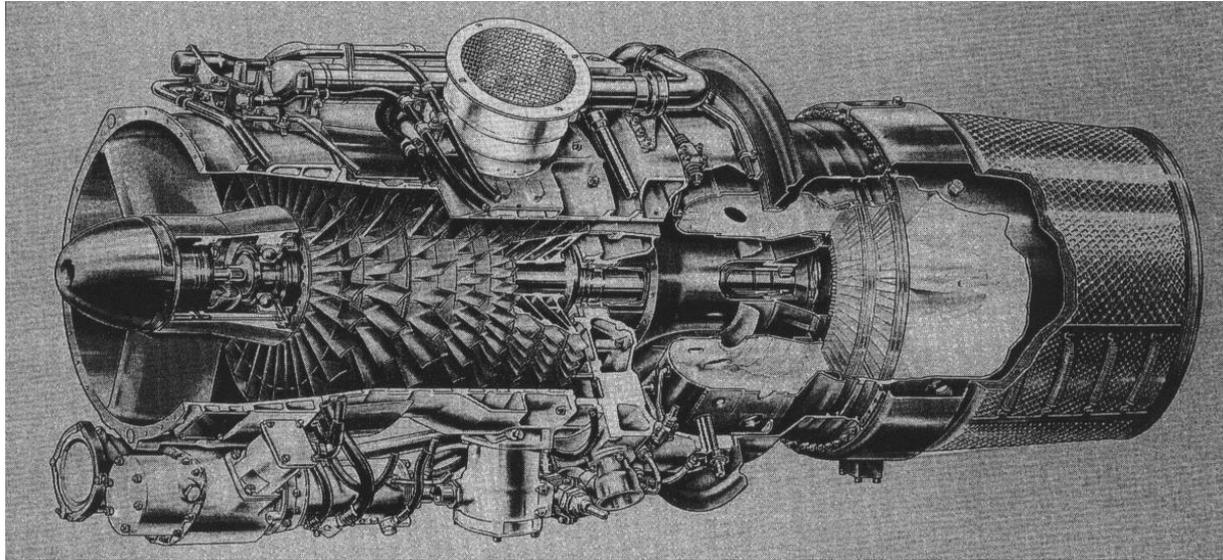
$$[c_j] = \frac{N}{N \cdot s} = \frac{1}{s}$$

$$[SFCJ] = \frac{lb}{lb \cdot h} = \frac{1}{h}$$



Caratteristiche propulsive

Turbojet



Caratteristiche propulsive

Turbojet

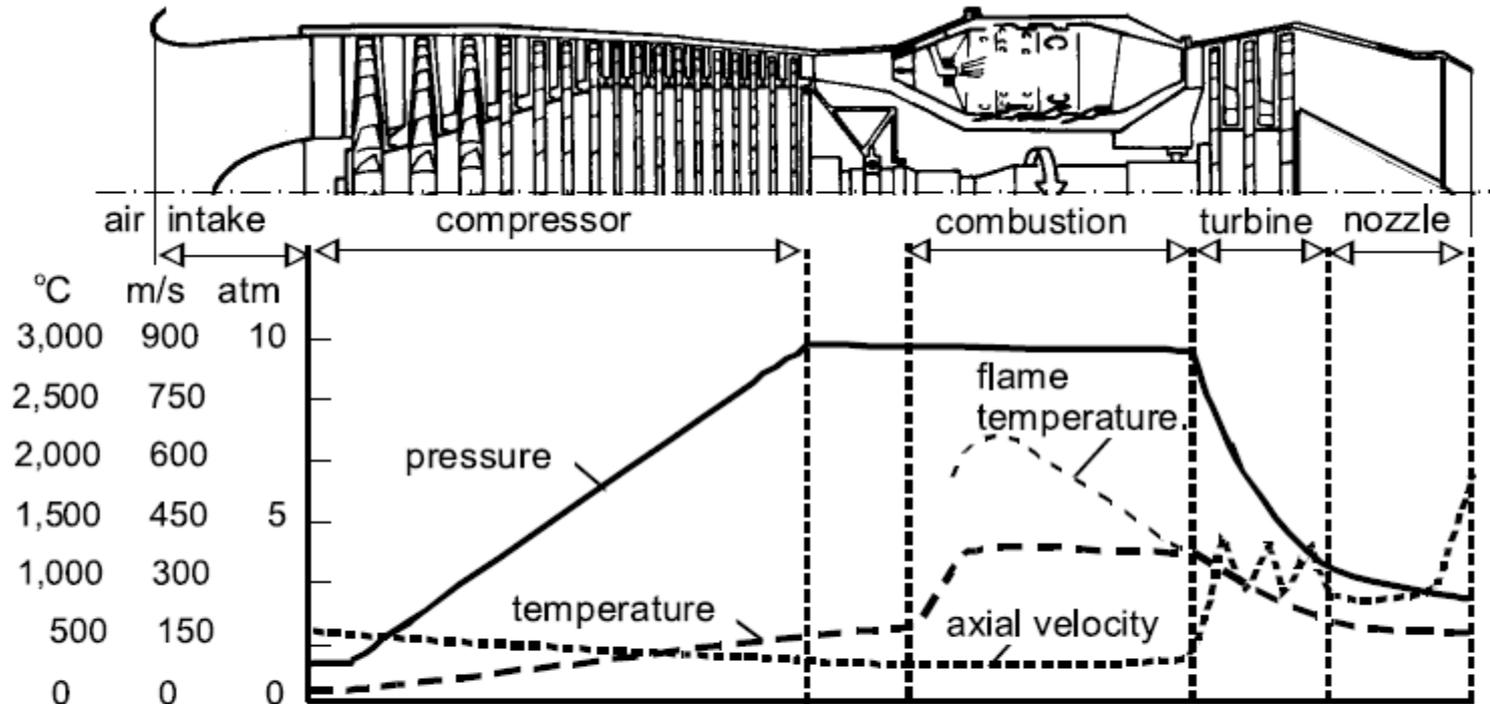


Figure 5.20 Variation of pressure, temperature and flow velocity in a jet engine (courtesy of Rolls-Royce plc).

Caratteristiche propulsive

Turbojet

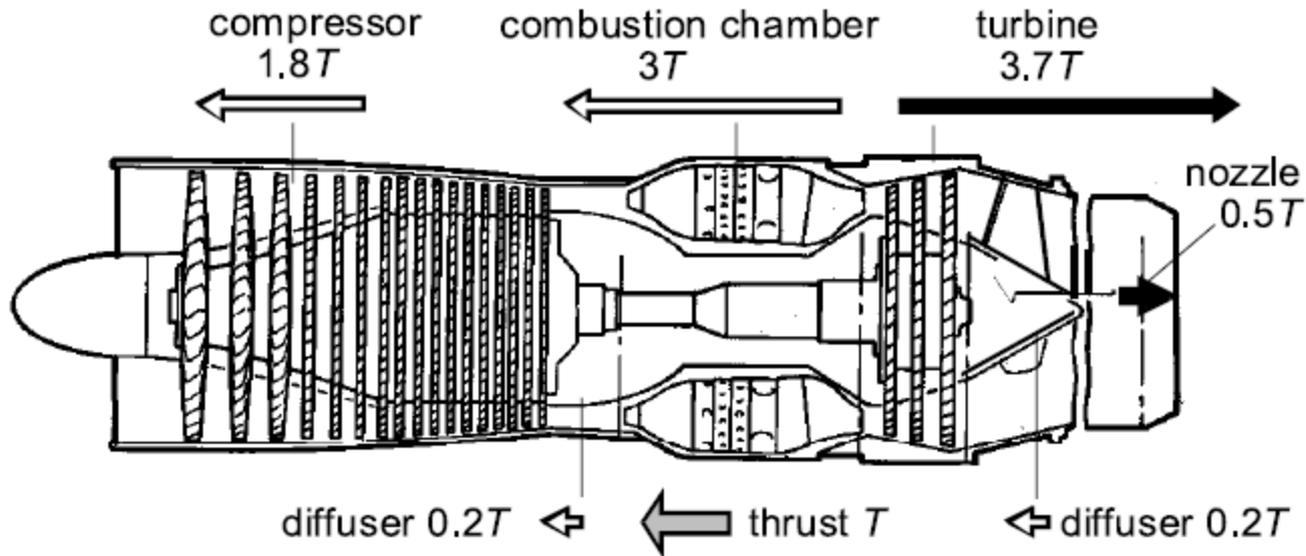


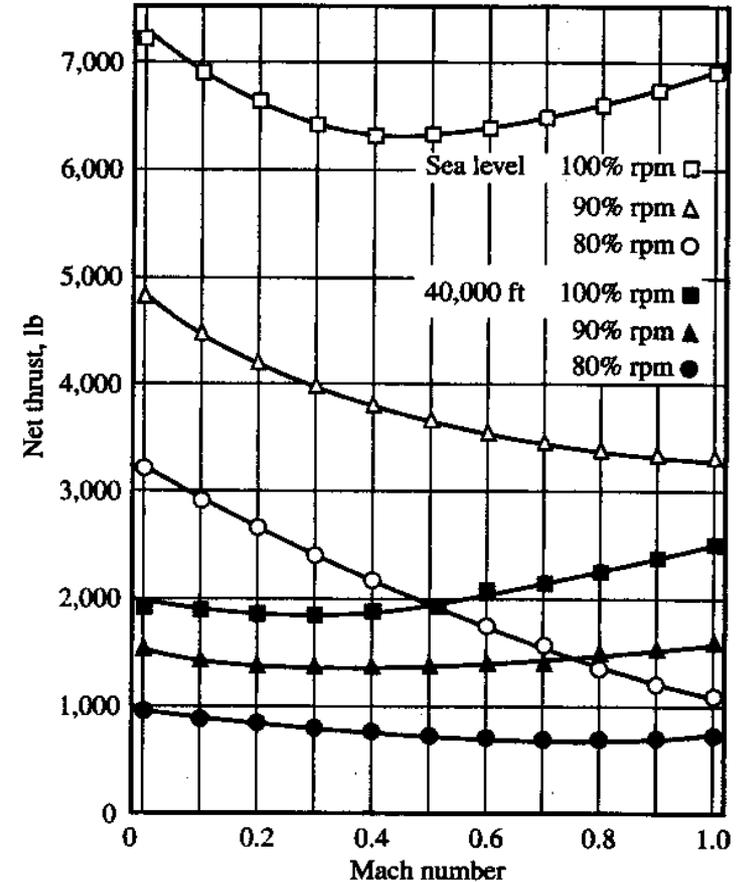
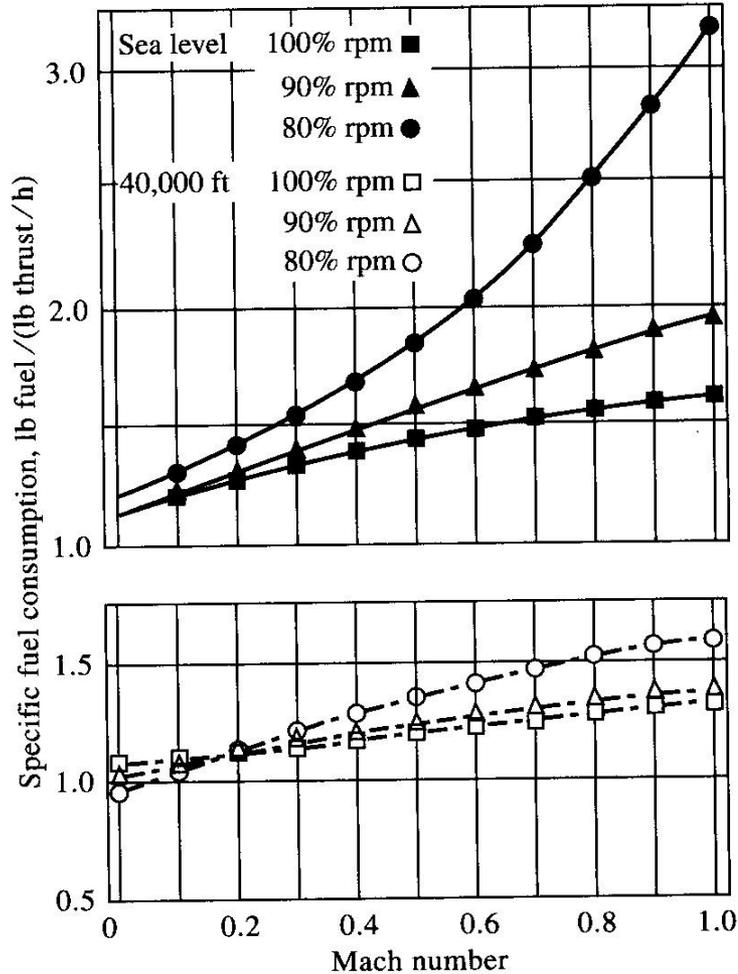
Figure 5.21 Distribution of internal thrust components for a static turbojet.

Caratteristiche propulsive

Turbojet

$$\text{TSFC} = 1.0 + kM_\infty$$

SFCJ è costante con la quota



Spinta abbastanza cost. con V (alte quote)

Effetto quota abbastanza vicino a

$$T = \frac{\rho}{\rho_0} \cdot T_0 = \sigma \cdot T_0$$

Caratteristiche propulsive

Turbojet (modello spinta)

Max TAKE-OFF (Static Thrust)

$$T = \sigma \cdot T_o$$

Max CLIMB (Salita)

$$T = 0.90 \cdot \sigma \cdot T_o \cdot \varphi$$

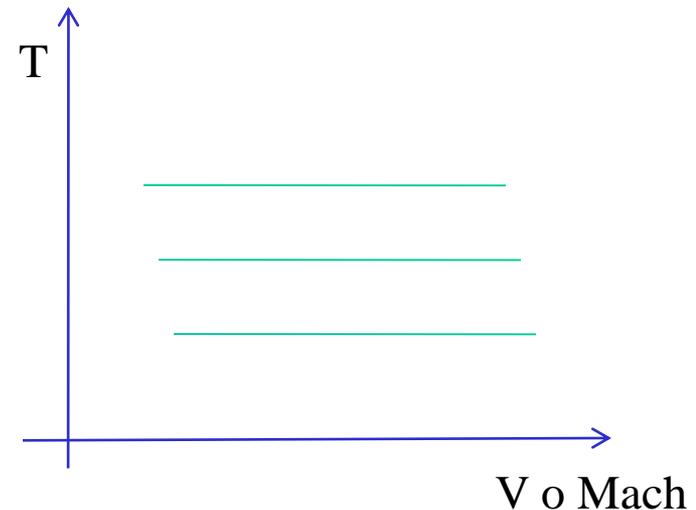
Max CRUISE (Crociera)

$$T = 0.85 \cdot \sigma \cdot T_o \cdot \varphi$$

Il *rating* di salita è leggermente maggiore di quello di crociera.

La salita è una condizione di spinta utilizzabile per 15-20 min.

Quella di crociera è continuativa e vale per periodi anche di ore.

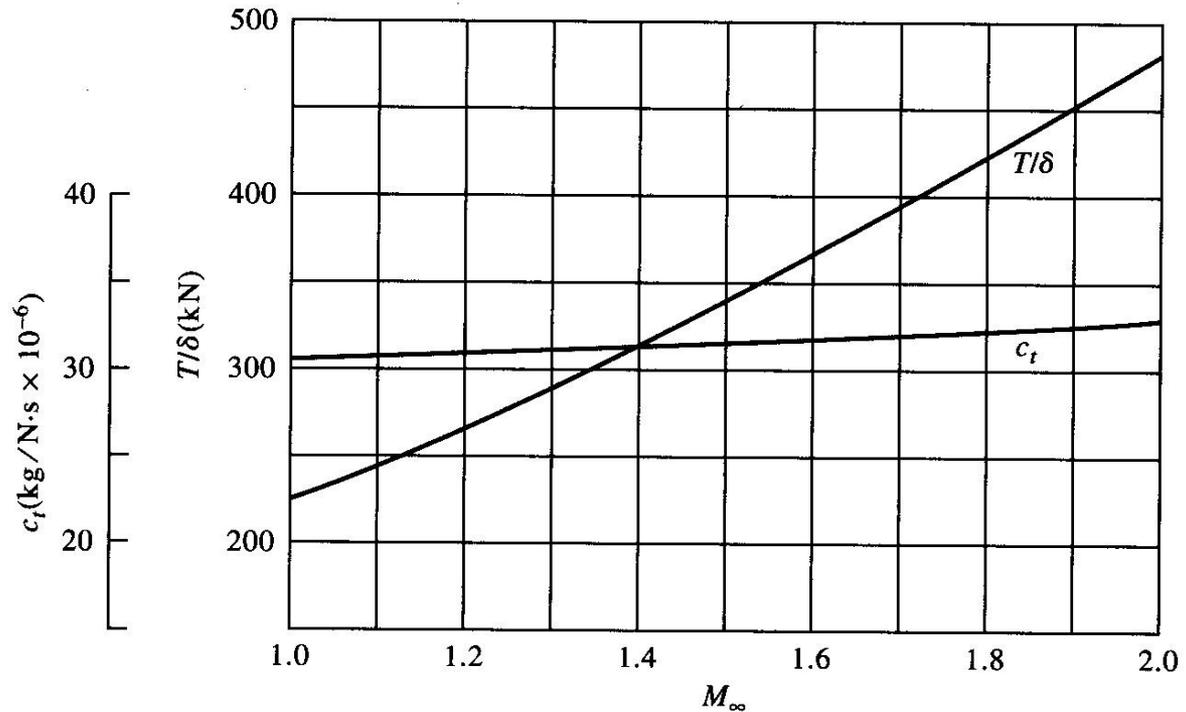


Caratteristiche propulsive

Turbojet

$$\frac{P_{total}}{P_{static}} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\gamma/(\gamma - 1)}$$

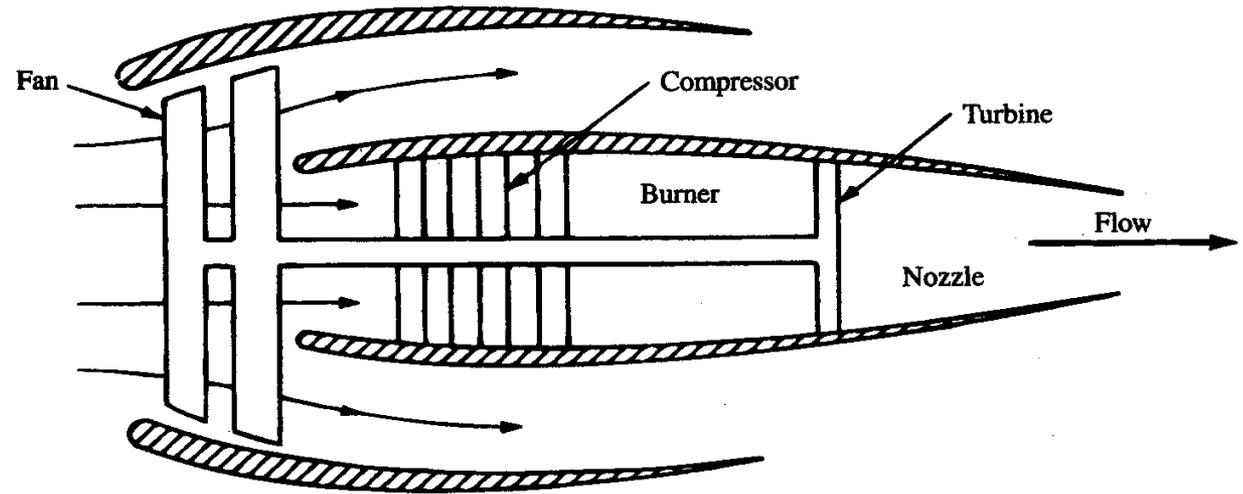
Condizioni supersoniche



$$\frac{T}{T_{Mach1}} = 1 + 1.18(M_\infty - 1)$$

Caratteristiche propulsive

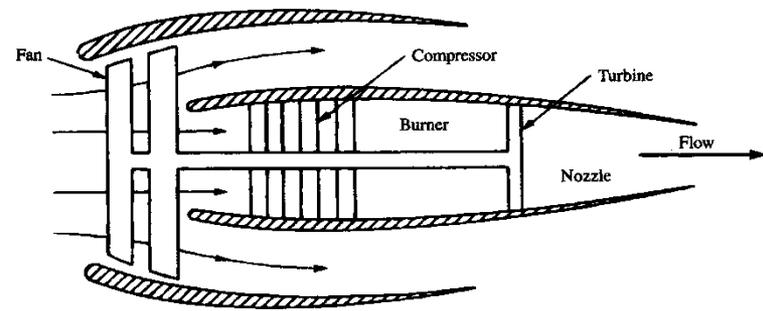
Turbofan



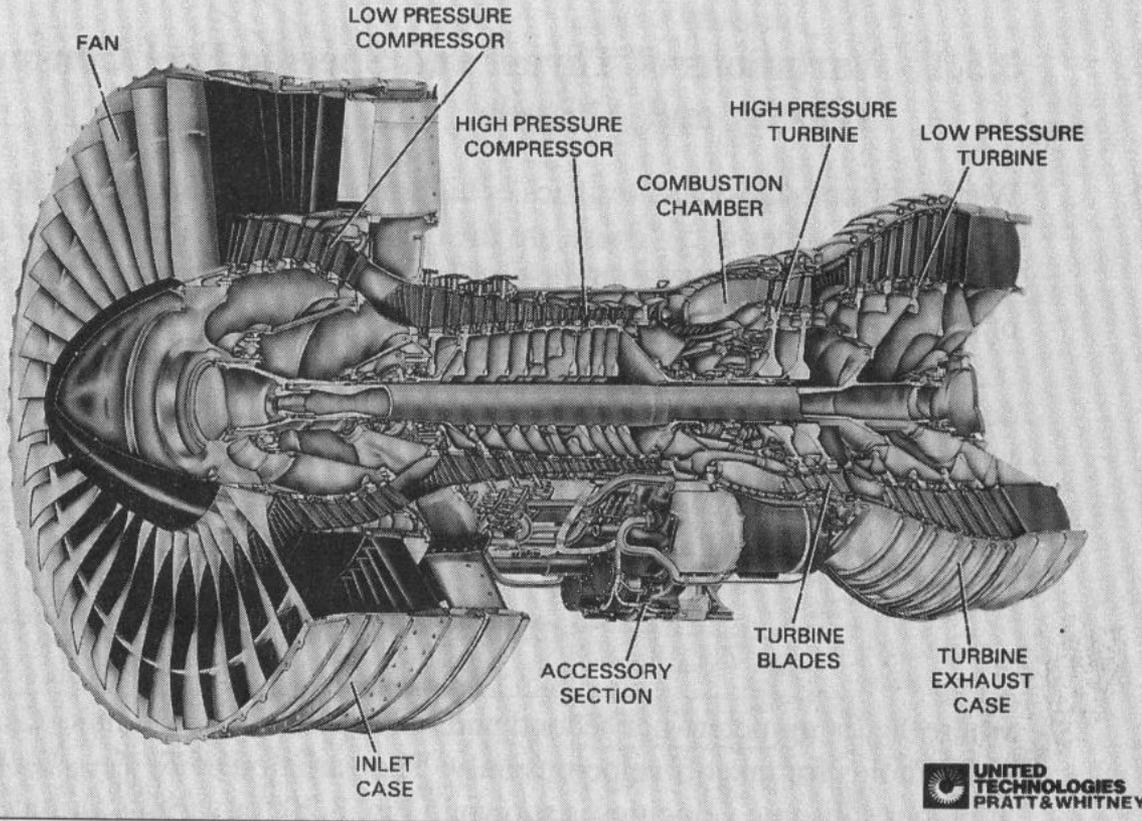
BPR : apporto di By-Pass o anche rapporto di diluizione

Caratteristiche propulsive

Turbofan

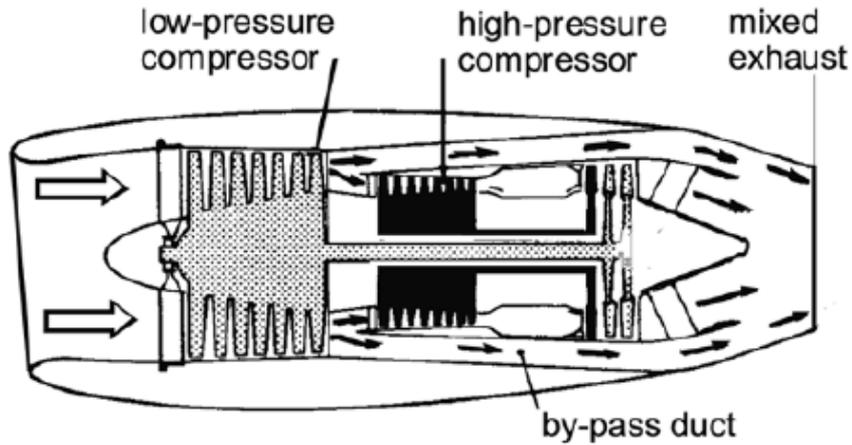


PW4000 ENGINE

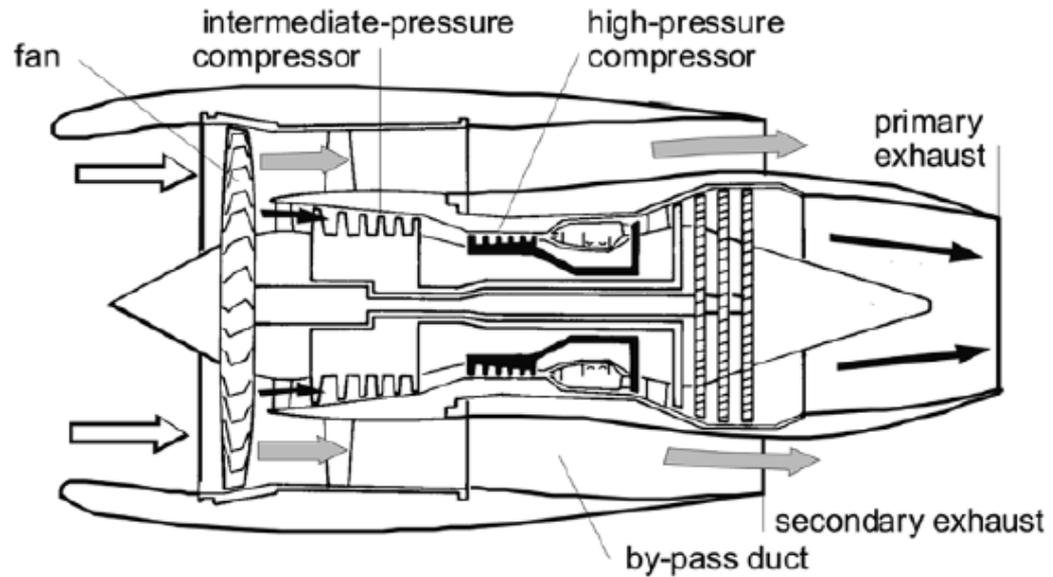


Caratteristiche propulsive

Turbofan



(a) Low by-pass ratio turbofan



(b) Three-shaft high by-pass ratio turbofan

Caratteristiche propulsive

Turbofan

- Low BPR

- HIGH BPR

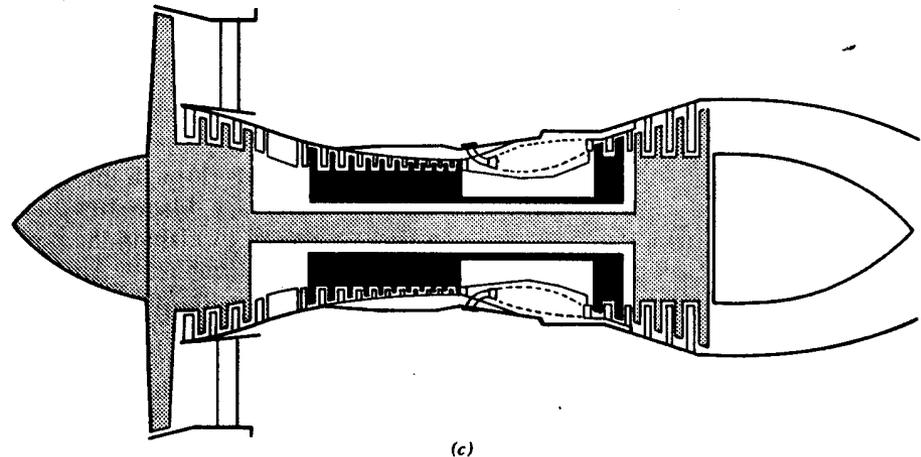
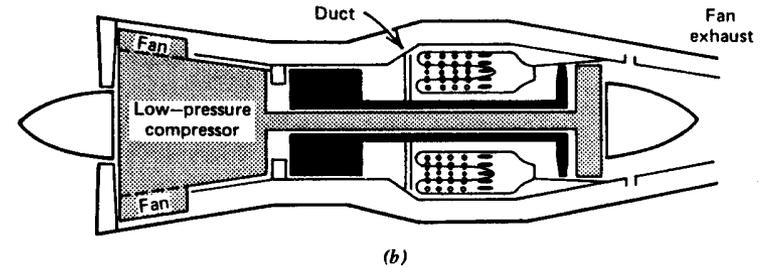
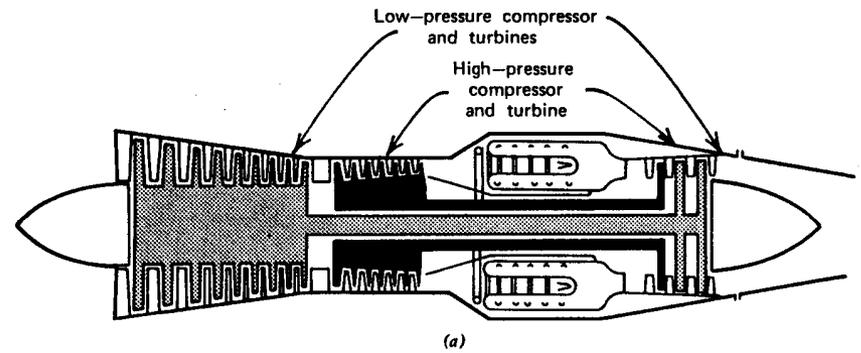


Figure 6.26 Variations on the gas turbine. (a) Dual axial-flow compressor turbojet. (b) Dual axial-flow compressor, forward fan engine with long ducts. (c) High bypass ratio turbofan with short ducts. (d) Single axial-flow compressor, direct propeller drive turboprop. (e) Single axial-flow compressor, free turbine propeller drive turboprop. (f) Dual axial-flow compressor, turbojet with afterburner. (g) Dual axial-flow compressor, industrial turboshaft engine.

Caratteristiche propulsive

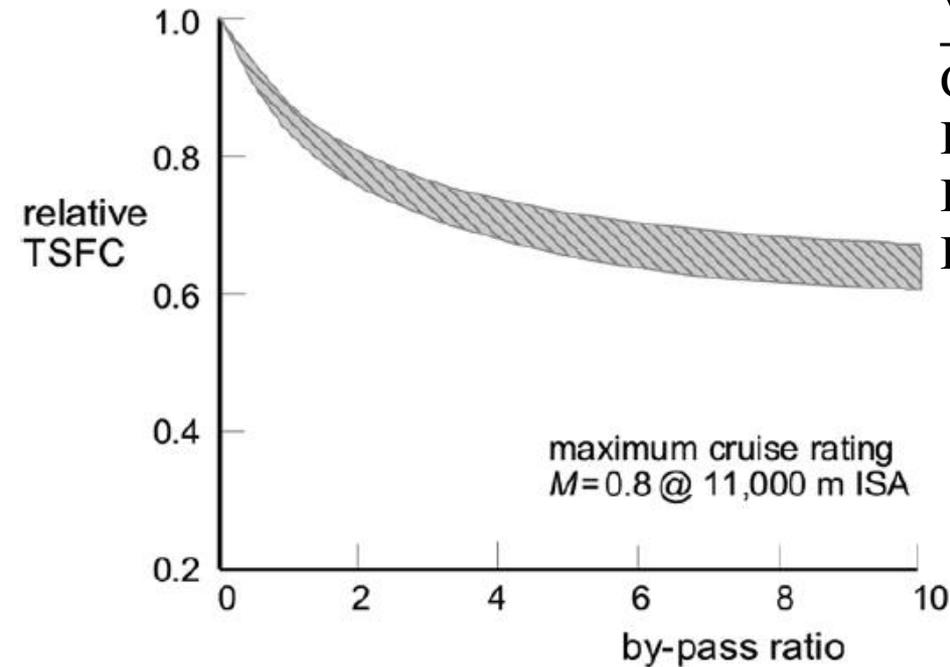
Valori tipici del consumo specifico:

Condizioni di crociera ($M=0.8$, $h=35000$ ft)

BPR=0 (Turbojet) SFCJ=1.2-1.4 lb/(lb h)

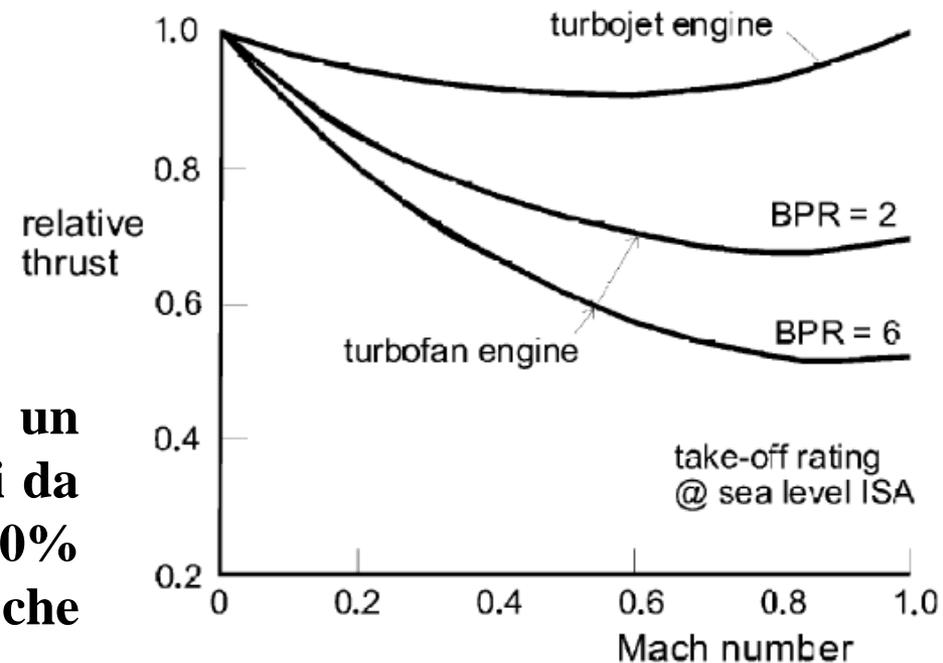
BPR=1 SFCJ=1.1-1.2 lb/(lb h)

BPR=5 (HBPR) SFCJ=0.5-0.7 lb/(lb h)



(a) Specific fuel consumption

A parità di motore (dimensioni e peso) un turbofan con BPR=6 (tipico dei velivoli da trasporto) ha spinta pari a circa al 50-60% del turbojet equivalente. E' chiaro che però consuma MOLTO MENO !



(b) Thrust lapse with speed

Caratteristiche propulsive

Turbofan

Variazione Spinta con Vel e quota

Condizioni di decollo

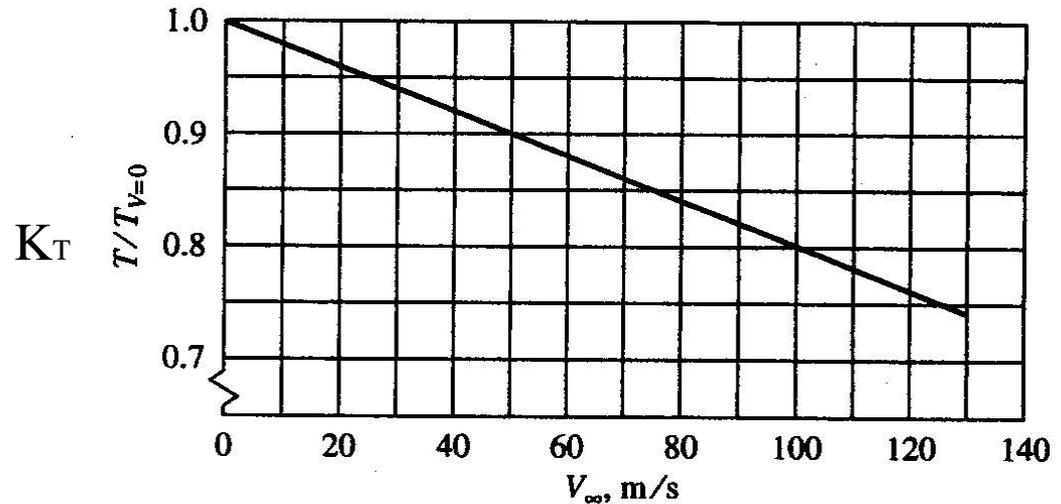
$$\frac{T}{T_{V=0}} = K_T(V_\infty) = 1 - 0.20 \cdot \frac{V_\infty}{100}$$

$$T_{TO} = K_T(V) \cdot T_0 \quad \text{S/L}$$

$$T_{TO} = K_T(V) \cdot T_0 \cdot \sigma(h) \quad \text{in quota}$$

Con V in m/s.

Quindi in decollo un motore turbofan (con alto BPR) solitamente montato su velivoli da trasporto commerciali, perde circa un 20% per ogni 100 m/s di velocità.



SETTAGGI (RATINGS) DI UN MOTORE (Vale anche per Turbojet)

Ogni motore prevede delle condizioni di funzionamento, adatte per alcune fasi di volo che il pilota può selezionare. http://en.wikibooks.org/wiki/Jet_Propulsion/Engine_ratings

Le curve della spinta e del consumo fornite dal costruttore sono a tali “ratings”. Per i velivoli civili :

- **Maximum Take-Off Thrust (MTO)**

Spinta massima che il motore può erogare in decollo per 5 minuti. Il massimo (detto anche spinta di targa del motore) è raggiunto a quota=0 e velocità nulla. Il valore a $V=0$ è' anche detta spinta statica.

- **Maximum Continuous Thrust (MCT)**

Spinta massima che il motore può erogare in volo. E' particolarmente importante in caso di piantata di uno dei motori in condizioni di emergenza.

- **Maximum CLIMB Thrust (MCL)**

Spinta massima che il motore può erogare per la salita. Molto spesso coincide con il rating precedente (max continuous). Rispetto al rating di crociera è solitamente leggermente più spinto poiché la salita tipicamente dura per 15-20 minuti, mentre la crociera anche per varie ore.

- **Maximum CRUISE Thrust (MCR)**

Spinta massima che il motore può erogare per la crociera.

- **IDLE Flight Thrust** Spinta minima in volo (ad esempio per la discesa).

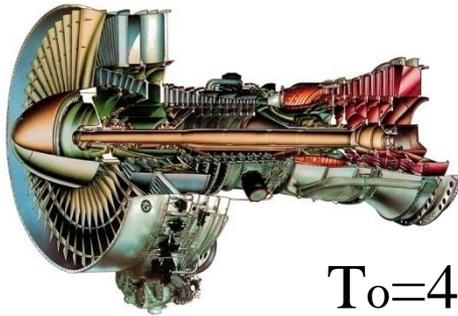
Caratteristiche propulsive

Variazione Spinta con Vel e quota

Turbofan

Motore Turbofan Pratt & Whitney JT9-7A

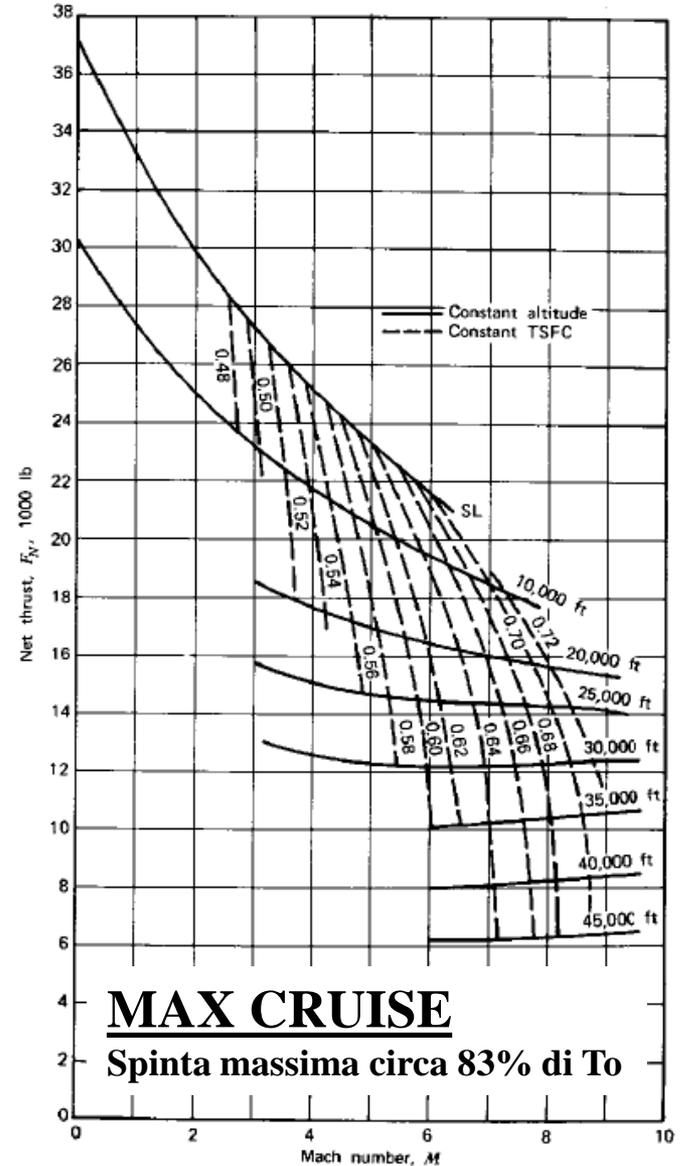
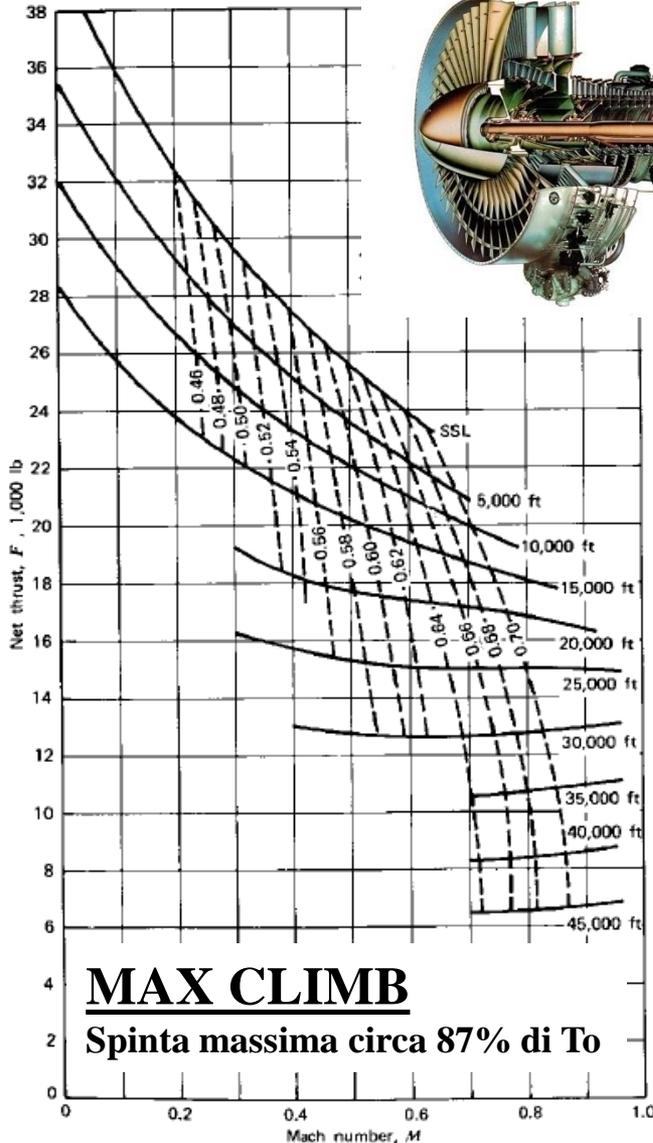
JT9D-20 TURBOFAN ENGINE



$T_o = 46000 \text{ lb}$
(take-off static thrust)

Si nota che alle basse quote, sia per il settaggio di climb (salita) che quello cruise (crociera) l'andamento della spinta è, come in decollo, fortemente decrescente con la velocità. Prevale il comportamento da "elica".

Alle alte quote la spinta diventa costante con V.



Caratteristiche propulsive

Variazione Spinta con Vel e quota

Fattore K_{MZ} dipendente

da velocità (Mach) e quota

Rappresenta il rapporto tra la spinta a Mach e quota rispetto alla massima spinta a quel setting (Mach=0 S/L)

MAX CLIMB (salita)

$$T = (0.87 \cdot T_o) \cdot K_{MZ}(\text{Mach}_z) \cdot \varphi$$

MAX CRUISE (crociera)

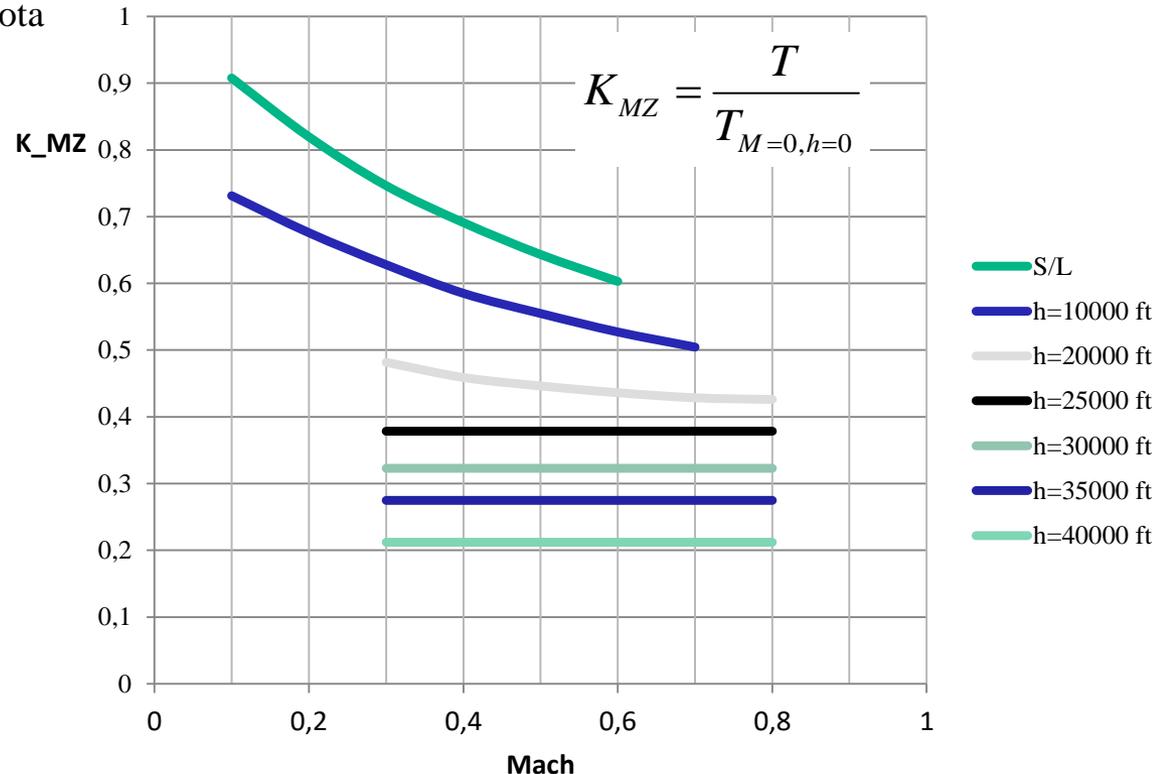
$$T = (0.83 \cdot T_o) \cdot K_{MZ}(\text{Mach}_z) \cdot \varphi$$

In crociera e salita non si può avere disponibile tutta la spinta al decollo T_o . Si vede che la massima spinta in salita è 87% di T_o e in crociera 83%

Turbofan

Condizioni di crociera e salita

Modello motore turbofan HBPR da usare per calcoli al PC (Excel)



Si nota che alle basse quote c'è una forte dipendenza dalla velocità e alle alte quote invece la spinta è costante con Mach. Effetto della quota !

Caratteristiche propulsive

Turbofan

Variazione Spinta con Vel e quota

Condizioni di crociera e salita

$$K_{MZ} = \frac{T}{T_{M=0,h=0}}$$

z=0 ft(S/L)

$$\mathbf{KMZ= 1.00 - 1.028 M + 0.608 M^2}$$

z= 10000 ft

$$\mathbf{KMZ= 0.79 - 0.651 M + 0.345 M^2}$$

z= 20000 ft

$$\mathbf{KMZ= 0.56 - 0.345 M + 0.216 M^2}$$

z= 25000 ft

$$\mathbf{KMZ= 0.38}$$

z= 30000 ft

$$\mathbf{KMZ= 0.32}$$

z= 35000 ft

$$\mathbf{KMZ= 0.27}$$

z= 40000 ft

$$\mathbf{KMZ= 0.22}$$

z= 45000 ft

$$\mathbf{KMZ= 0.18}$$

Per quote ≥ 25000 ft

Si può assumere una legge di variazione solo con la quota (vedi pag seguente)

salita

$$T = K_{MZ} \cdot 0.87 \cdot T_o \cdot \varphi$$

crociera

$$T = K_{MZ} \cdot 0.83 \cdot T_o \cdot \varphi$$

φ

È il grado di ammissione (manetta) compreso fra 0 ed 1 (massimo)

Caratteristiche propulsive

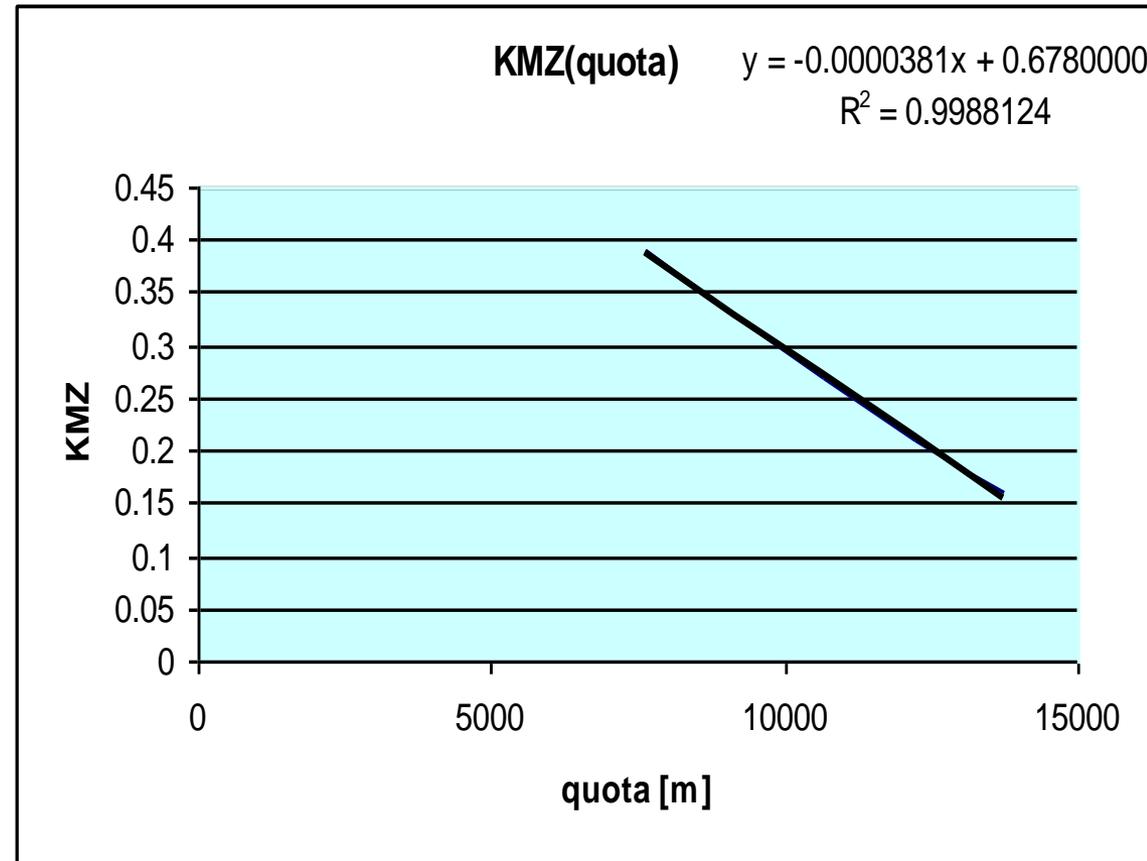
Turbofan

Variazione Spinta con Vel e quota

Per quote ≥ 25000 ft

$$K_{MZ} = \frac{T}{T_{M=0, h=0}}$$

Per quote (in [m] maggiori o uguali di 7500 m (cioè 25000 ft) il KMZ segue una legge con la quota (e come visto è costante con la V)



Per quote ≥ 25000 ft

$$K_{MZ} = -0.0000381 * h \text{ [m]} + 0.6780000$$

o anche

$$K_{MZ} = + 0.678 - 0.0381 * h \text{ [Km]}$$

O anche dipendenza dalla densità relativa σ \Rightarrow

Caratteristiche propulsive

Variazione Spinta con Vel e quota

Per quasi tutti i motori turbofan con BPR intorno a 4-5 e' abbastanza valida :

$$K_{MZ} = \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^m = \sigma^m$$

Con m= circa 0.80 – 1.2

Il modello del Turbofan PW JT9-7 A

risponde molto bene alla legge (**alle alte quote**) :

$$k = 0.86$$

salita

$$T = (\sigma \cdot 0.86) \cdot 0.87 \cdot T_o \cdot \varphi$$

crociera

$$T = (\sigma \cdot 0.86) \cdot 0.83 \cdot T_o \cdot \varphi$$

MODELLO SEMPLIFICATO

Per condizioni di crociera e salita

(alte quote)Modello semplificato per calcoli preliminari e per esercizi (velocità crociera velivolo a getto)esame di Prestazioni

Turbofan

Condizioni di crociera e salita

Ad alte quote il turbofan mostra spinta costante con la velocità e variabile praticamente con la quota come σ^m

Altra possibilità è assumere (anche possibile) :

$$K_{MZ} = k \cdot \sigma$$

Caratteristiche propulsive

Modello Semplificato

Alle basse quote la spinta mostra una variazione quasi lineare alle basse V) e simile alla legge usata per il decollo.

Al livello del mare (quota=0) può essere usata la stessa legge del decollo, ma con un coefficiente riduttivo pari a 0.83.

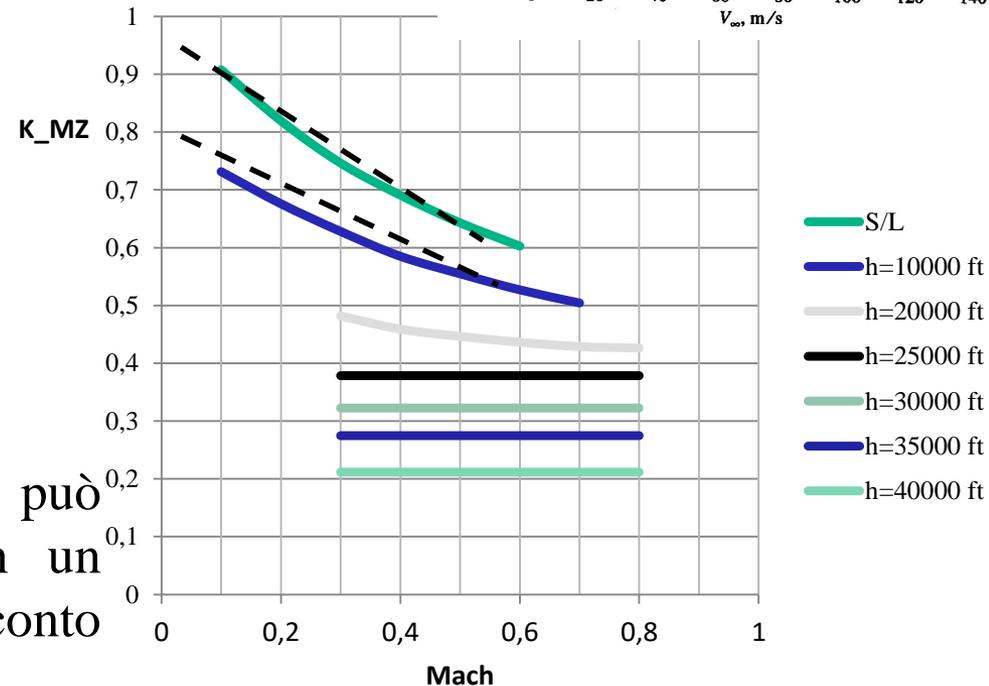
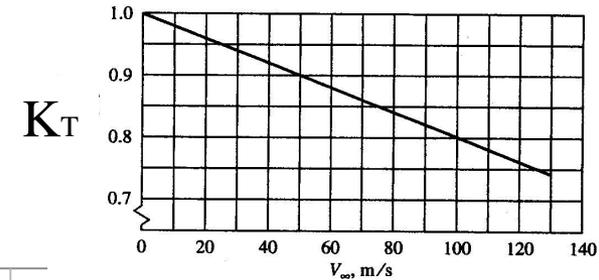
$$T = 0.83 \cdot K_T(V_\infty) \cdot T_o \cdot \varphi$$

Anche a quota 10000 ft , per la salita, può essere usata la stessa legge, ma con un ulteriore fattore riduttivo che tenga in conto l'effetto della quota.

$$T = 0.83 \cdot K_T(V_\infty) \cdot T_o \cdot \varphi \cdot \sqrt{\sigma}$$

Turbofan

Condizioni di salita



Spinta salita,
quote tra S/L e 15000ft

Caratteristiche propulsive

Variazione Spinta con Vel e quota

MODELLO SEMPLIFICATO

crociera

Per condizioni di crociera

(alte quote, cioè da 25000 ft in su)

Modello semplificato per calcoli preliminari e per esercizi (velocità crociera velivolo a getto) esame di Prestazioni

Turbofan (HBPR)

Condizioni di crociera e salita

$$T = (\sigma \cdot 0.86) \cdot 0.83 \cdot T_o \cdot \varphi$$

$$= 0.71 \cdot \sigma \cdot T_o \cdot \varphi$$

Ad esempio a quota di 10.000 m (circa 33000 ft)
La sigma vale 0.337 e quindi la massima spinta utilizzabile per condizioni di crociera sarebbe:

$$T = 0.71 \cdot 0.337 = 0.24 T_o$$

(cioè solo il 24 % della spinta di targa)

MODELLO SEMPLIFICATO

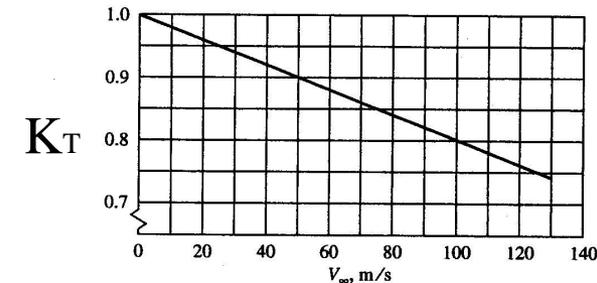
salita

Per condizioni di SALITA

Modello semplificato per calcoli preliminari e per esercizi (prestazioni di salita vel a getto) esame di Prestazioni

Basse quote (da 0 a 15000 ft)

$$K_T = \frac{T}{T_{V=0}} = 1 - 0.20 \cdot \frac{V_\infty}{100}$$



Basse quote

(da 0 a 10000 ft)

(S/L $\sigma = 1$)

$$T = 0.83 \cdot \sqrt{\sigma} \cdot K_T(V_\infty) \cdot T_o \cdot \varphi$$

Ad alta quota la spinta è costante con la velocità

Alte quote

(da 20000 a 45000 ft)

$$T = (\sigma \cdot 0.86) \cdot 0.87 \cdot T_o \cdot \varphi \approx 0.75 \cdot \sigma \cdot T_o \cdot \varphi$$

Caratteristiche propulsive

Turbofan

Variazione Consumo specifico con Vel e quota

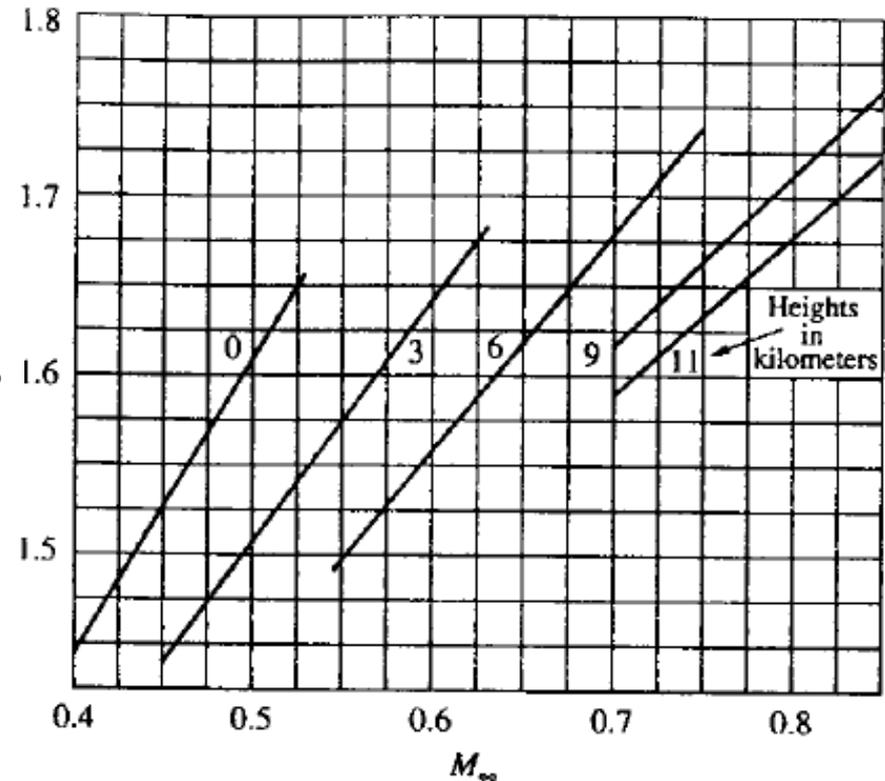
$$c_t = B(1 + kM_\infty)$$

Consumo specifico Turbofan varia con la velocità, ma molto poco con la quota.

Nel diagramma, c_{t_∞} è il valore a $M=0$ e a livello del mare. Tale valore è intorno a 0.30-0.40 [lb/(lbh)] per un turbofan HBPR (ad alto rapp By-Pass, cioè circa 4-6)
Il valore di consumo specifico a Mach di crociera e quote tipiche è invece 1.6-1.7 volte maggiore, cioè:

SFCJ=0.50-0.70 lb/(lb h)

$$c_t / c_{t_\infty}$$



Tipico è 0.55-0.60

Caratteristiche propulsive

Turbofan a BASSO BPR

Variazione Consumo specifico con Vel e quota

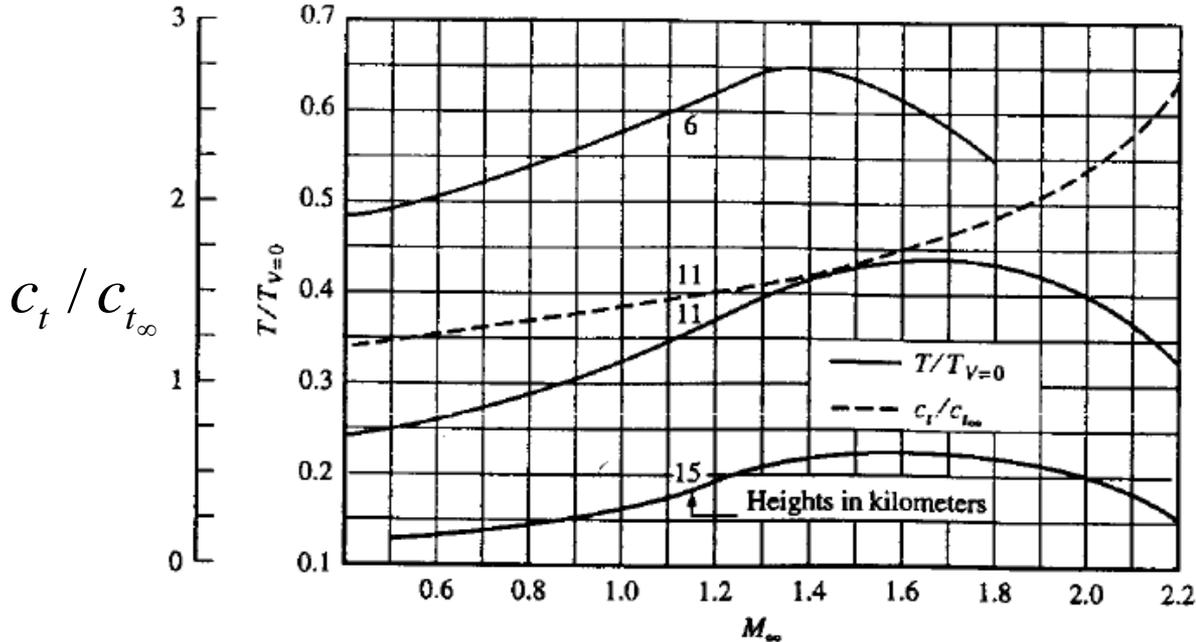
Consumo specifico per Turbofan a basso BPR assomiglia molto al turbogetto, quindi ho una bassa variazione con il Mach.

Si capisce quindi, che per volare a $M=2$ (velivolo militare) un turbofan ad alto BPR (pagina precedente) non va bene perché consuma effettivamente troppo.

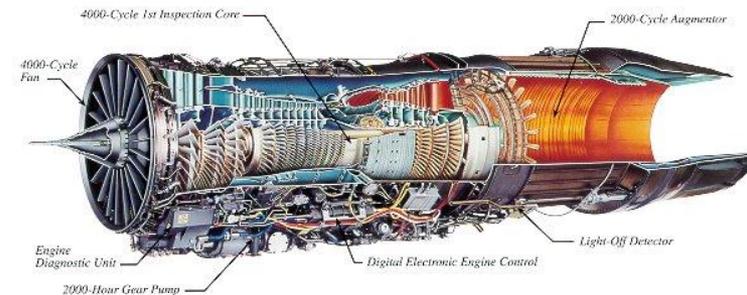
La figura a destra, relativa invece al motore turbofan di un velivolo militare, mostra come il consumo, passando da $M=0.7$ a $M=2$ si incrementa

“solo” del 20-30%. E' da notare che in questo caso il consumo

a $M=0.80$ e $h=33000ft$ è circa: **SFCJ=1.0-1.2 lb/(lb h)**



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



Caratteristiche propulsive

Turbofan

Notare :

- La spinta in condizioni di crociera a Mach=0.8 e 35000 ft è sempre intorno al 20-25% della spinta al decollo del motore.

- Consumo specifico in crociera che va da valori intorno ad 1-1.2 per turbofan a basso BPR fino a 0.50-0.60 per motori ad alto BPR (tra 4 e 6).

- I motori hanno rapporto spinta/peso molto favorevole. Praticamente la spinta è sempre 5-6 volte più alta del peso del motore.

Table 6.1 Weight and Performance Data for Turbojet and Turbofan Engines

Manuf./Type/ Config./B.P.R.	Weight (lbs)	Thrust at take-off s.l.s. (lbs)	s.f.c. at take-off s.l.s. (lbs/hr/lbs)	Massflow take-off s.l.s. (lbs/sec)	Alt./ M	Thrust at altitude/M (lbs)	s.f.c. at altitude/M (lbs/hr/lbs)
(1)/CF6-6D/ TBF/5.72	7,896	40,000	0.346	1,303	35K/ 0.8	7,160 (80% max)	0.616
(1)/CF6-32/ TBF/4.90	7,140	36,500	0.357	1,104	35K/ 0.8	6,630 (80% max)	0.609
(1)/CF6-50/ TBF/4.26	8,731	51,000	0.590	1,450	35K/ 0.8	8,720 (80% max)	0.628
(1)/CF6-80/ TBF/4.66	8,435	48,000	0.344	1,433	35K/ 0.8	8,260 (80% max)	0.592
(1)/CF34/ TBF/6.30	1,580	8,650	0.362	332	40K/ 0.8	1,420 (max)	0.728
(1)/CFM56-2/ TBF/6.00	4,610	24,000	???	817	35K/ 0.8	5,188 (max)	0.661
(1)/CJ610-5/ TBJ/1.00	402	2,950	0.980	44	36K/ 0.8	870 (max)	1.150
(1)/CF700/ TBF/1.93	725	4,200	0.660	126	36K/ 0.8	1,060 (max)	0.980
(1)/J79-17/ TBJ/0	3,873	17,820	1.980	170	35K/ 0.9 35K/ 2.0	2,600 (max) 18,600 (max)	0.980 2.070
(1)/TF34-400/ TBF/6.2	1,478	9,275	0.363	338	36K/ 0.8	1,896 (intermediate)	0.682
(1)/F404-402/ TBF/0.27	2,282	17,700	???	146	???	???	???
(2)/CFE738/ TBF/5.3	1,325	5,725	0.372	210	40K/ 0.8	1,464 (max)	0.640
(3)/535E4/ TBF/4.3	7,264	42,000	???	1,150	35K/ 0.8	8,700 (max)	0.598
(3)/RB211/ TBF/4.3	9,814	60,600	???	1,604	35K/ 0.85	11,813 (max)	0.570
(3)/Trent800/ TBF/???	13,133	90,000	???	???	35K/ 0.83	13,000 (max)	0.557

Type: (1) = G.E.
 (2) = G.E./Allied Signal
 (3) = Rolls Royce

Manuf./Type/
Config./B.P.R. = Manufacturer/Type/
Configuration/By-pass Ratio

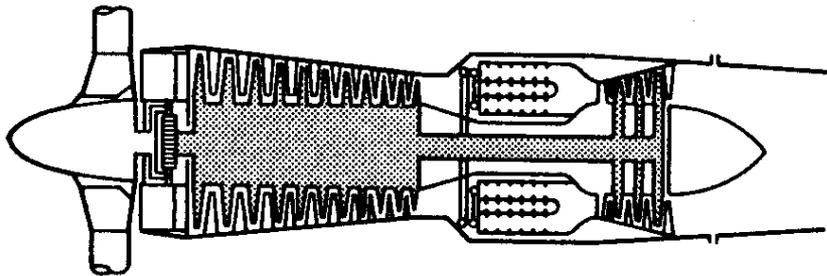
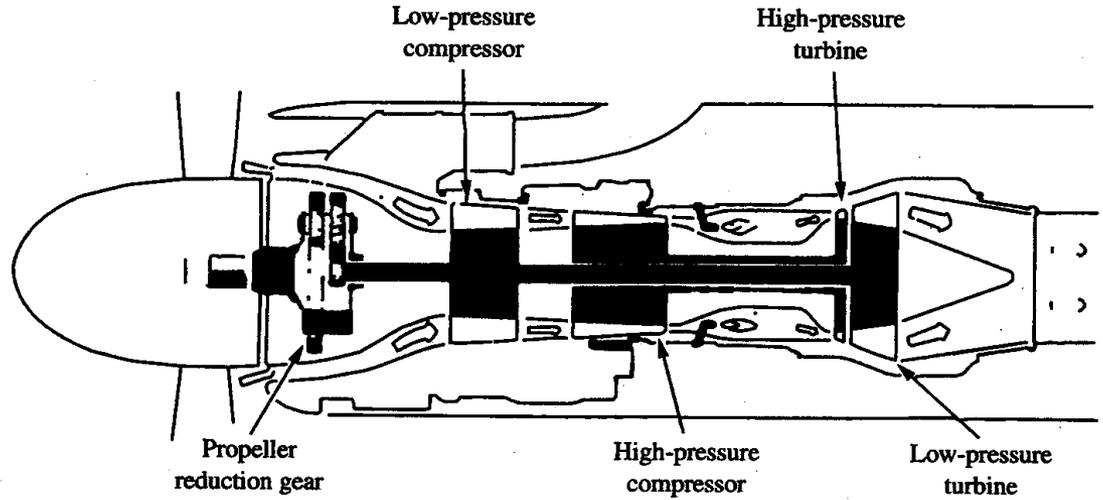
Table 6.2 Weight and Performance Data for Turbojet and Turbofan Engines							
Manuf./Type/ Config./B.P.R.	Weight (lbs)	Thrust at take-off s.l.s. (lbs)	s.f.c. at take-off s.l.s. (lbs/hr/lbs)	Massflow take-off s.l.s. (lbs/sec)	Alt./ M	Thrust at altitude/M (lbs)	s.f.c. at altitude/M (lbs/hr/lbs)
(4)/TFE731-2/ TBF/2.66	743	3,500	???	113	40K/ 0.8	755 (max)	0.815
(4)/TFE731-5/ TBF/3.48	890	4,600	???	143	40K/ 0.8	1,000 (max)	0.760
(4)/ALF502L/ TBF/5.0	1,311	7,500	0.428	???	???	???	???
(5)/JT8D-219/ TBF/1.77	4,612	21,000	???	488	35K/ 0.8	5,250 (max)	0.737
(5)/PW4000/ TBF/4.85	9,400	56,000	???	1,705	35K/ 0.8	???	0.537
(5)/PW2000/ TBF/6.00	7,300	38,250	???	1,340	35K/ 0.8	???	0.563
(5)/PW300/ TBF/4.3	993	4,679	0.388	???	40K/ 0.8	1,155 (max)	0.681
(6)/CFM56-2A2 TBF/6.0	4,820	24,000	???	817	35K/ 0.8	5,188 (max)	0.661
(7)/IAEV2500/ TBF/4.6	5,224	30,000	???	848	35K/ 0.8	5,752 (max)	0.575
(8)/Larzac 04/ TBF/1.13	639	2,966	0.710	63	35K/ 0.8	772 (max)	???
(9)/FJ44/ TBF/3.28	447	1,900	0.475	???	36K/ 0.7	506 (max. cont.)	0.758
(10)/Adour 871/ TBF/0.80	1,330	5,900	0.740	???	39K/ 0.8	???	0.955

Type: (4) = Allied Signal
 (5) = Pratt & Whitney
 (6) = CFM International (G.E./SNECMA)
 (7) = International Aero Engines
 (8) = Turbomeca
 (9) = Williams/Rolls Royce
 (10) = Rolls Royce/Turbomeca

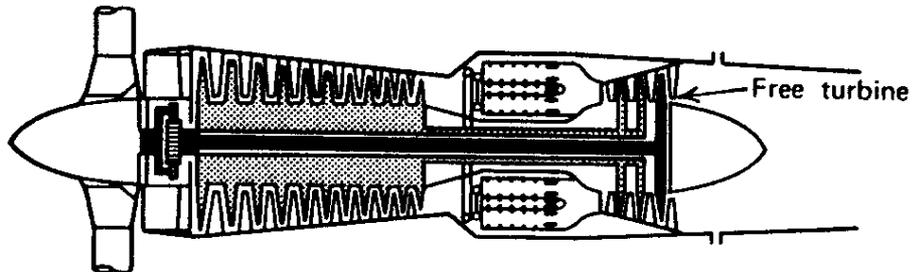
Manuf./Type/
Config./B.P.R. = Manufacturer/Type/
Configuration/By-pass Ratio

Caratteristiche propulsive

Turboelica



(d)



(e)

Caratteristiche propulsive

Turboelica

$$\Pi_d = (T_p + T_j)V_\infty$$

$$\Pi_d = \eta_p \Pi_a + T_j V_\infty$$

Equivalent Shaft Horsepower (Pot all'albero equivalente)

$$\Pi_d = \eta_p \Pi_{ea}$$

$$\eta_p \Pi_{ea} = \eta_p \Pi_a + T_j V_\infty$$

$$\Pi_{ea} = \Pi_a + \frac{T_j V_\infty}{\eta_p}$$

In ultimo forniamo una utile regola basata sull'esperienza pratica: in condizioni statiche (motore che opera con l'aeroplano a velocità nulla al suolo) una turboelica produce circa 2.5 lb di spinta per cavallo vapore all'albero. Questa osservazione va utilizzata se dobbiamo considerare la spinta di un motore turboelica in decollo.

EFFETTO RAM !!

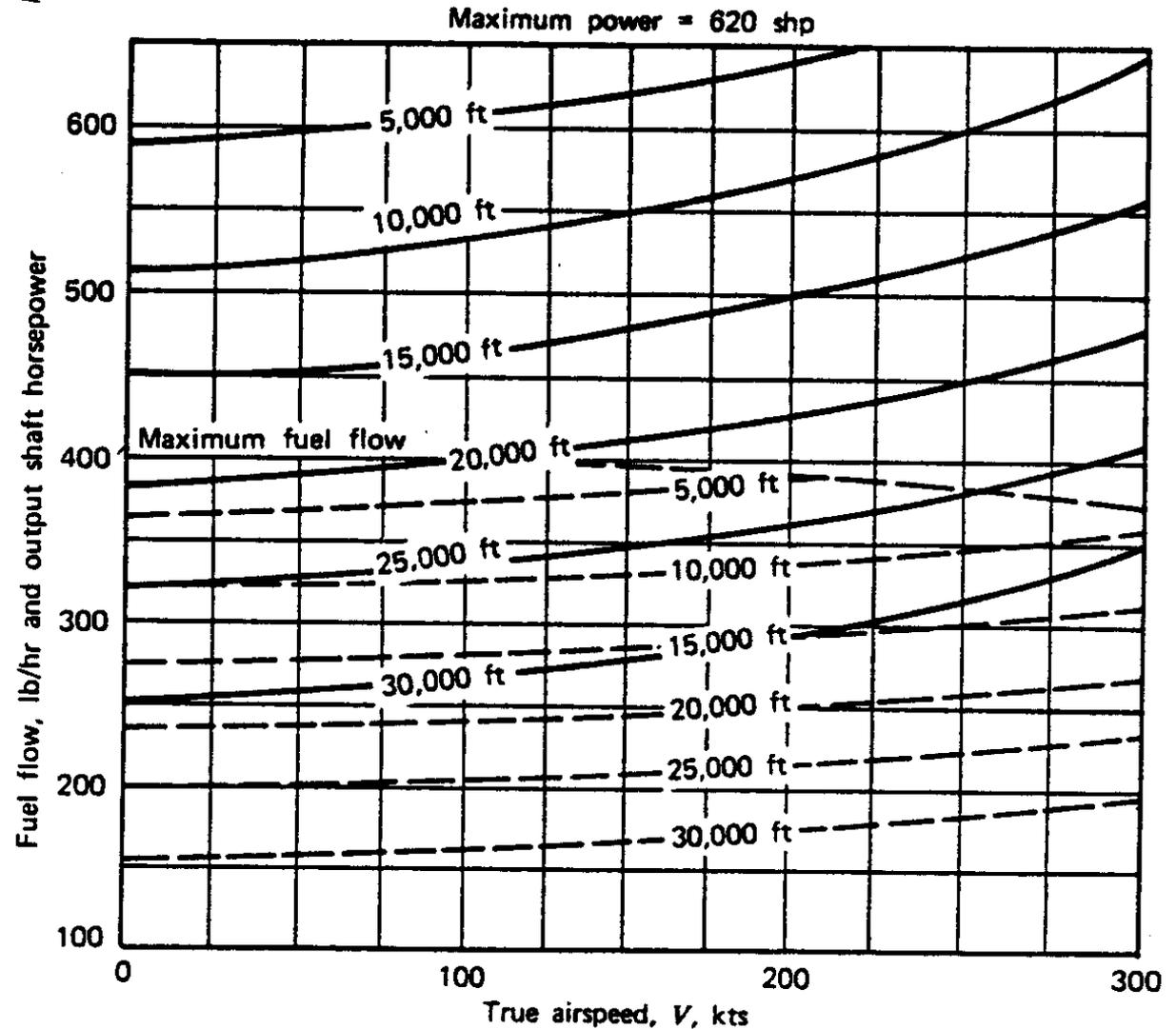


Figure 6.46a PT6A-27 maximum cruise performance. Prop speed—2200 rpm. (Courtesy, Pratt & Whitney of Canada.)

Caratteristiche propulsive

Turboelica

EFFETTO RAM !!

$$K_v = 1.00 + 0.0080 * (V/100)^2$$

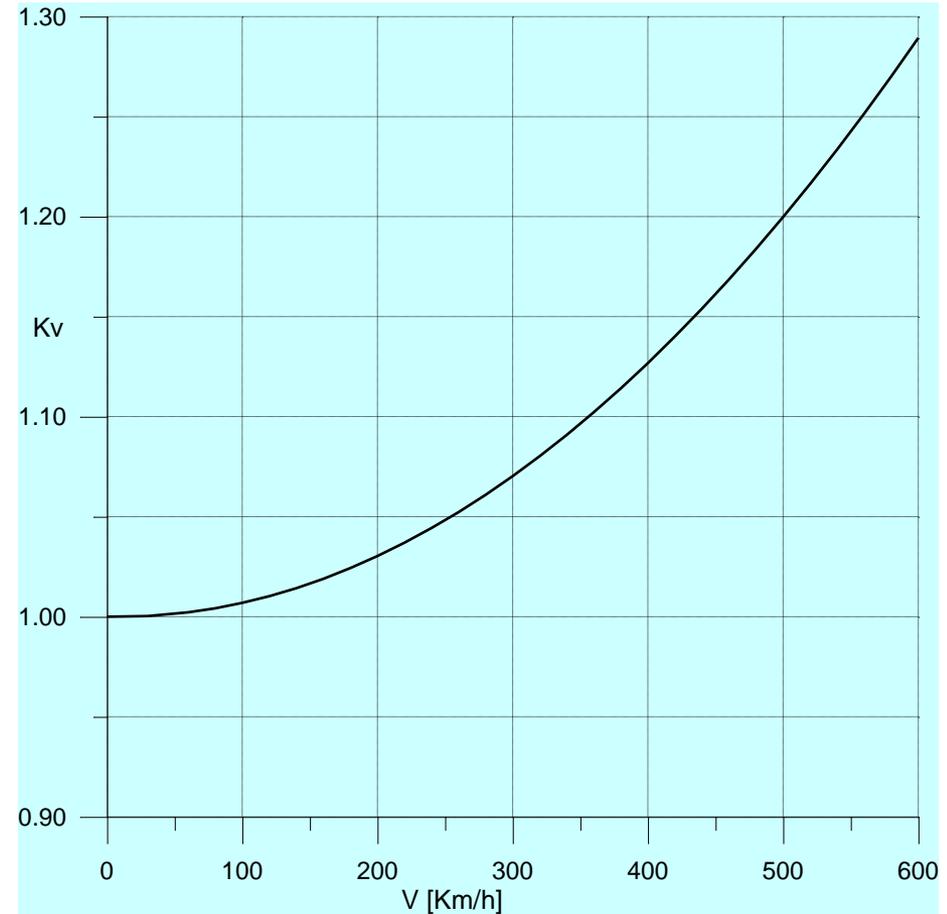
con V espressa in Km/h

Anche a velocità elevate (500 Km/hr) , velocità dell'ATR, il fattore Kv arriva al massimo ad 1,20.

Comunque in tali condizioni il motore fornisce un 20% di potenza all'albero in più.

A velocità tipiche di salita di velivoli turboelica (circa 150-250 Km/hr) il Kv è piccolo e magari anche trascurabile.

$$K_v \approx 1 + 0.0080 \left[\frac{V}{100} \right]^2 \quad \text{con } V [Km/hr]$$



EFFETTO Quota

$$\frac{\Pi_a}{\Pi_{a,0}} = \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^n \quad n = 0.7$$

O anche ...

$$\frac{\Pi_a}{\Pi_{a0}} = \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right) = \sigma$$

$$\Pi_a = \Pi_{a0} \cdot \varphi \cdot \sigma \cdot K_v$$

Caratteristiche propulsive

PISTONI /ELICA

Potenza all'albero $\Pi_a = \Pi_{a0} \cdot \sigma \cdot \varphi$

Potenza disponibile

$$\boxed{\Pi_d = T \cdot V = \Pi_a \cdot \eta_p = \Pi_{a0} \cdot \sigma \cdot \varphi \cdot \eta_p}$$

Spinta disponibile

$$\boxed{T_d = \Pi_d / V}$$

Potenza all'albero sempre costante con la velocità di volo e dipendente dalla potenza di targa e dalla quota e dal grado di ammissione.

Potenza disponibile costante con V nell'ipotesi di considerare un'elica a passo variabile (o giri costanti).

Consumo specifico

$$\boxed{\text{SFC} = 0.40 \div 0.50 \frac{\text{lb}}{\text{hp} \cdot \text{h}}}$$

Consumo specifico costante con la quota e la velocità di volo e dipendente solo dal motore.

Caratteristiche propulsive

TURBOELICA /ELICA

Potenza all'albero $\Pi_a = \Pi_{a0} \cdot \sigma \cdot \varphi \cdot K_v$

K_v effetto *ram* $K_v = 1.00 - 0.0014 \cdot (V/100) + 0.00827 \cdot (V/100)^2$ [V in Km/h] fig. 6.24

Potenza disponibile

$$\Pi_d = T \cdot V = \Pi_a \cdot \eta_p = \Pi_{a0} \cdot \sigma \cdot \varphi \cdot K_v \cdot \eta_p$$

Spinta disponibile

$$T_d = \Pi_d / V$$

Potenza all'albero variabile con la velocità di volo e dipendente dalla potenza di targa e dalla quota e dal grado di ammissione. Sempre accoppiato con elica a passo variabile (giri costanti), quindi η_p costante con la velocità di volo.

NB : Per analisi di prestazioni di velocità non al calcolatore anziché assumere la legge per il K_v data sopra, si può semplicemente assumere un valore di potenza all'albero incrementata di :

- + 5% per V all'incirca di 250 Km/h
- + 7% per V all'incirca di 300 Km/h (monorotori veloci)
- + 10% per V all'incirca di 350 Km/h
- + 13% per V all'incirca di 400 Km/h (velivoli bimotori tipo Cessna)
- + 17% per V all'incirca di 450 Km/h
- + 20% per V all'incirca di 500 Km/h (velivoli tipo ATR 42)

Consumo specifico

$$SFC = 0.60 \div 0.70 \frac{\text{lb}}{\text{hp} \cdot \text{h}}$$

Consumo specifico costante con la quota e la velocità di volo e dipendente solo dal motore.

Caratteristiche propulsive

TURBOGETTO

Spinta disponibile

Max CLIMB

$$T = 0.90 \cdot \sigma \cdot T_o \cdot \varphi$$

Max CRUISE

$$T = 0.85 \cdot \sigma \cdot T_o \cdot \varphi$$

Potenza disponibile

$$\Pi_d = T_d \cdot V$$

Spinta disponibile costante con la velocità (con il Mach) di volo.

Variazione con la quota data da σ . Dipendenza dal grado di ammissione φ .

Solo l'80% della spinta T_o (spinta massima al decollo del motore) può essere utilizzata in volo (crociera o salita, cioè condizioni continuative).

Consumo specifico

$$\text{SFCJ} = 1.00 \div 2.00 \frac{\text{lb}}{\text{lb} \cdot \text{h}}$$

Consumo specifico costante con la quota e la velocità di volo e dipendente solo dal motore.

Caratteristiche propulsive

TURBOFAN

Spinta disponibile

salita

$$T = K_{MZ}(Mach_z) \cdot 0.87 \cdot T_o \cdot \varphi$$

crociera

$$T = K_{MZ}(Mach_z) \cdot 0.83 \cdot T_o \cdot \varphi$$

Con K_{MZ} variazione della spinta massima utilizzabile in volo in funzione di Mach e quota di volo, cioè K_{MZ} =funzione di (Mach, quota)

Relazione più semplice da utilizzare nell'analisi di prestazioni

**Crociera
(alte quote)**

$$T = \sigma \cdot 0.71 \cdot T_o \cdot \varphi$$

Salita (basse quote)

$$T = 0.83 \cdot \sqrt{\sigma} \cdot K_T(V_\infty) \cdot T_o \cdot \varphi$$

Potenza disponibile

$$\Pi_d = T_d \cdot V$$

Salita alte quote (>15000ft)

$$T = \sigma \cdot 0.75 \cdot T_o \cdot \varphi$$

La relazione approssimata fornisce una spinta disponibile costante con la velocità (con il Mach) di volo e variazione con la quota data da σ . Dipendenza dal grado di ammissione φ .

Si vede chiaramente che le condizioni di crociera e salita, indipendentemente dall'effetto della quota, permettono di avere una % di T_o non superiore al 85-90%

Consumo specifico

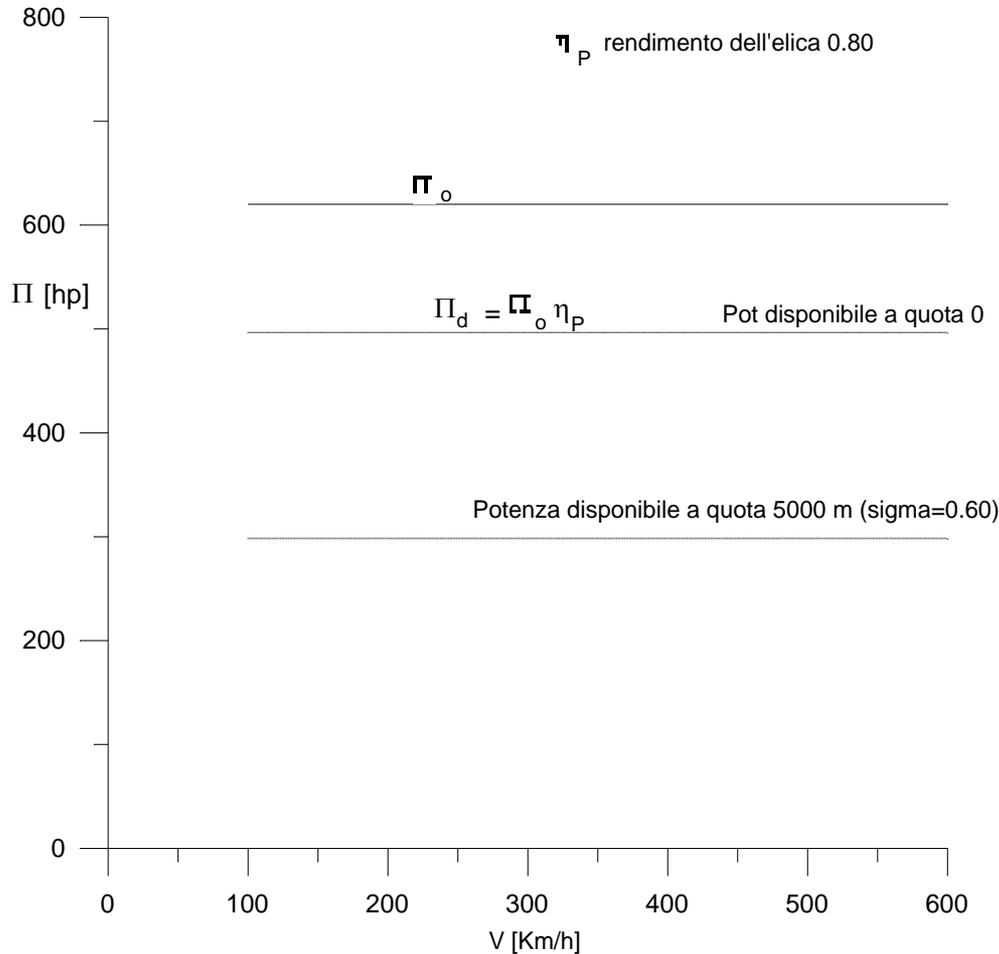
$$SFCJ = 0.60 \div 0.70 \frac{\text{lb}}{\text{lb} \cdot \text{h}}$$

Anche = 0.50 – 0.55 per i moderni
Motori turbofan ad alto BPR (circa 6)

Consumo specifico costante con la quota e la velocità di volo e dipendente solo dal motore.

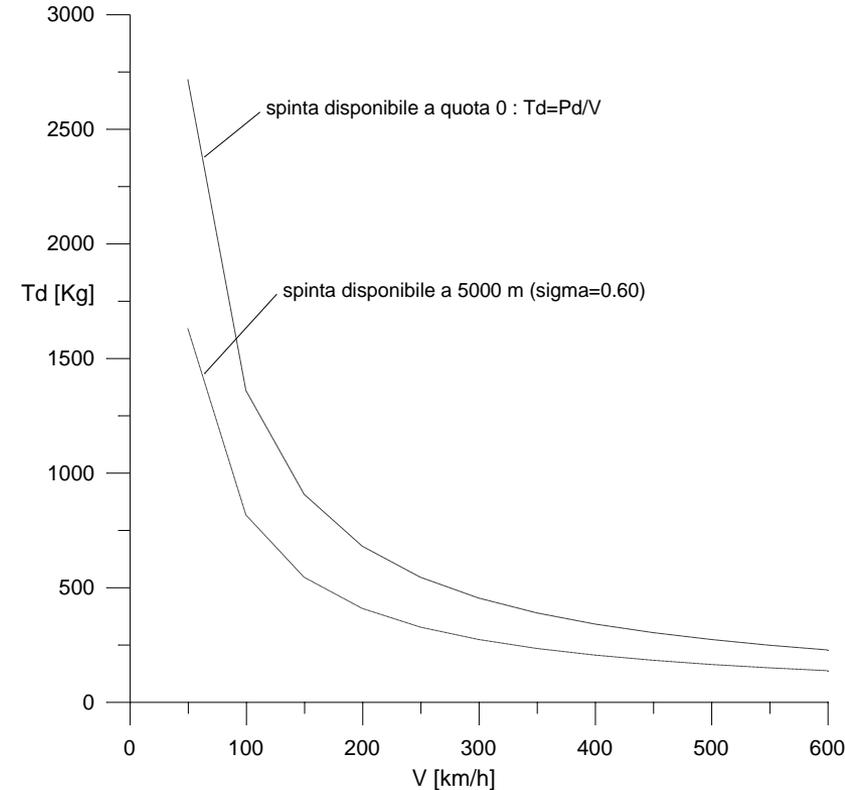
Approssimazione per semplificare esercizi

Caratteristiche propulsive

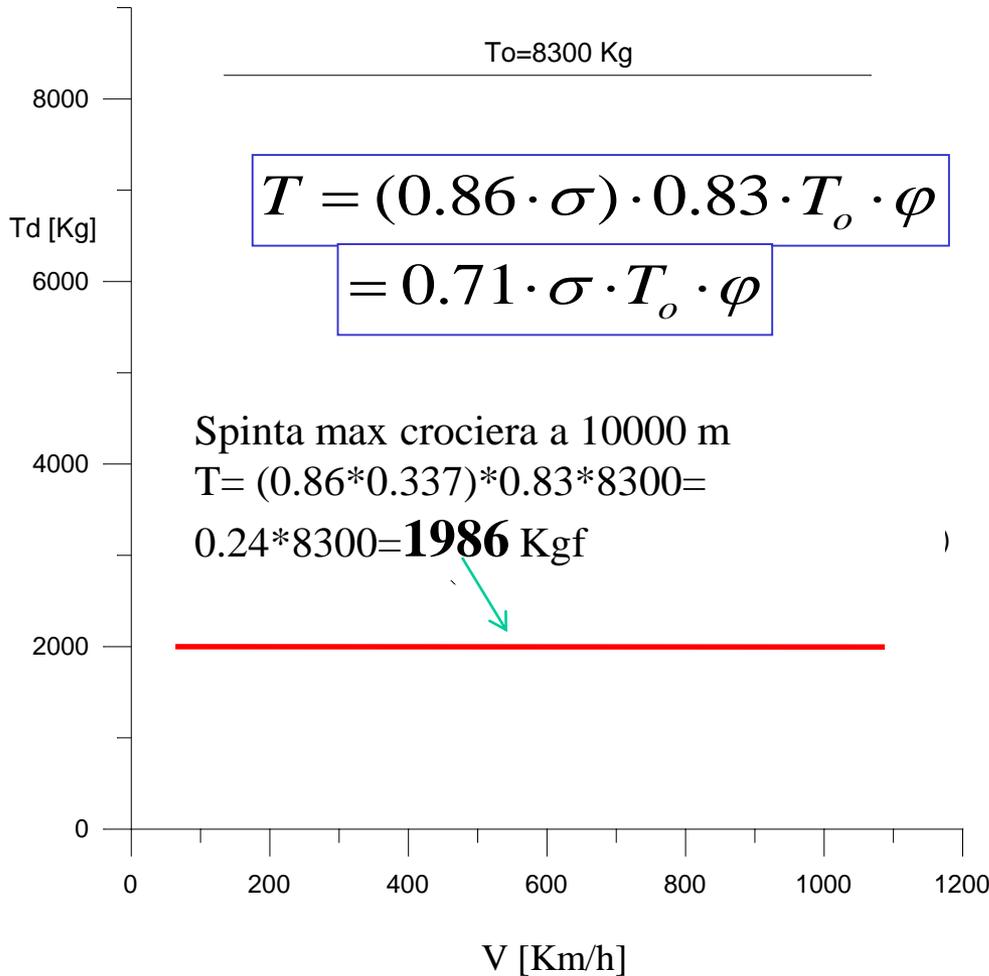


ELICA

Motore Pratt&Whitney PT6A-27. (Potenza di targa, cioè potenza al decollo, o anche massima a quota 0=620 hp). Rendimento dell'elica a passo variabile $\eta_P = 0.80$. Tener presente che $T_d = P_d / V$ fornisce T_d in [N] se P_d è in [Watt] e V in [m/s].



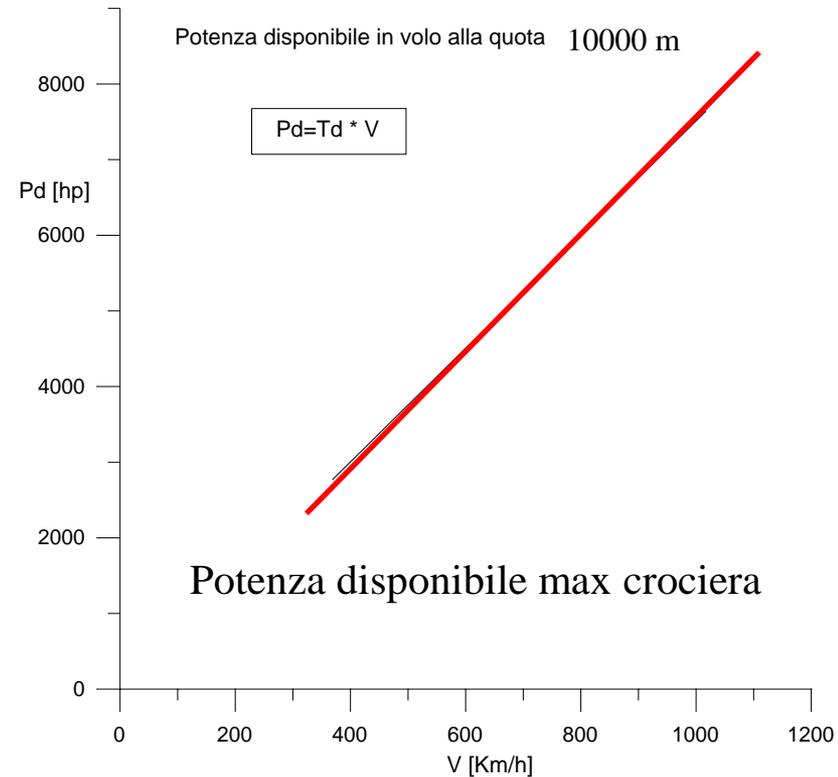
Caratteristiche propulsive



Alla quota di 10,000 m il motore può erogare in condizioni di crociera al massimo il 24% di T_o

TURBOFAN

Motore turbofan JT9-D (Motore del velivolo MD-80). Spinta massima al decollo $T_o = 8300 \text{ Kg}$.



Caratteristiche propulsive

