UNIVERSITY OF NAPLES ***FEDERICO II*** *1224 A.D.*

Propulsione Aerospaziale

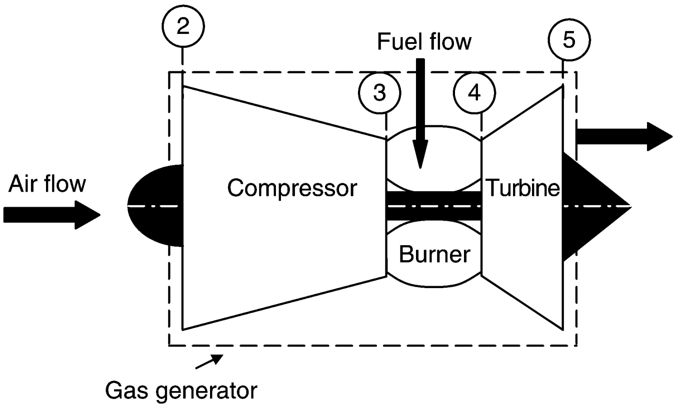
T. Astarita

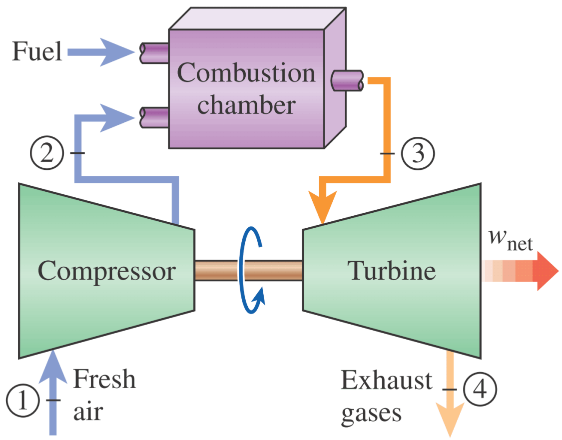
astarita@unina.it

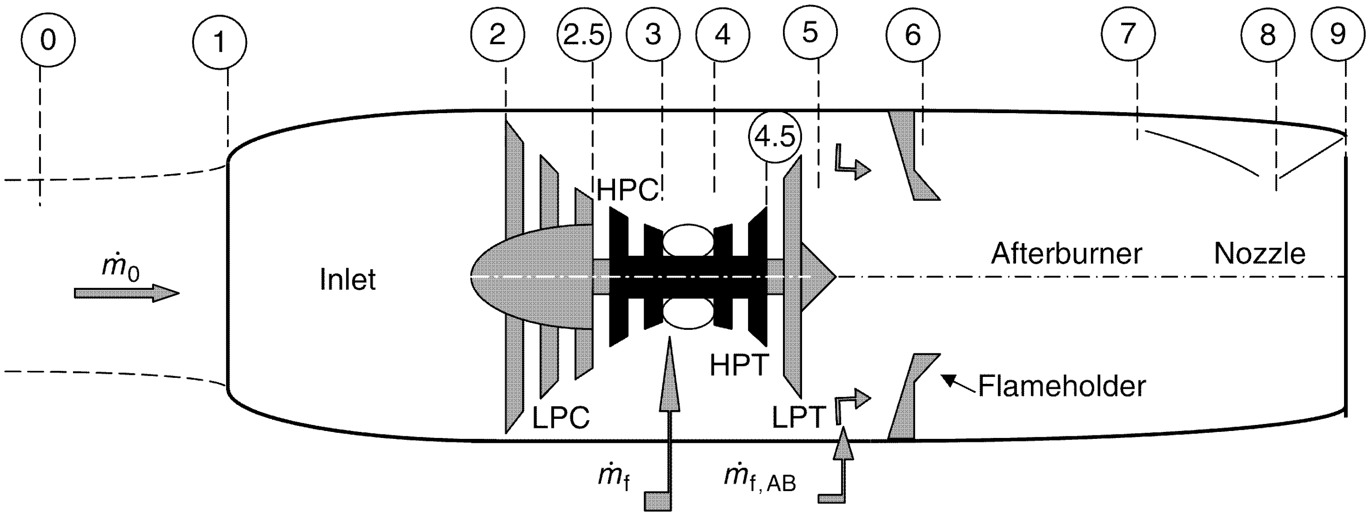
www.docenti.unina.it

Versione del 10.12.2021

Generatore di gas



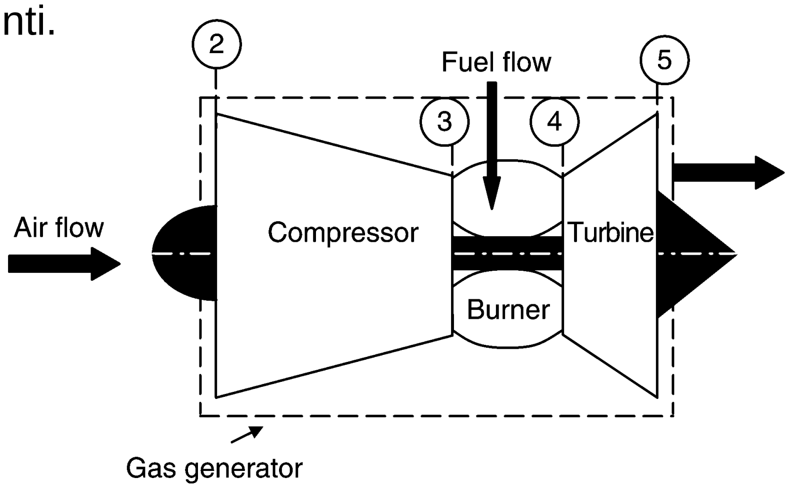




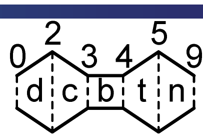
Generatore di gas

I parametri fondamentali di un **generatore di gas** sono:

- Il **rapporto di compressione** del compressore $\pi_c = \frac{p_{t3}}{p_{t2}}$;
- La **portata di aria** nel compressore $\dot{m}_0 \left[\frac{kg}{s}\right]$;
- La **portata di combustibile** $\dot{m}_f$ o la **temperatura all'ingresso della turbina** $T_{t4}[K]$;
- Il **potere calorifico** del combustibile $Q_R \left[\frac{kJ}{kg}\right]$;
- I **rendimenti** dei singoli componenti.



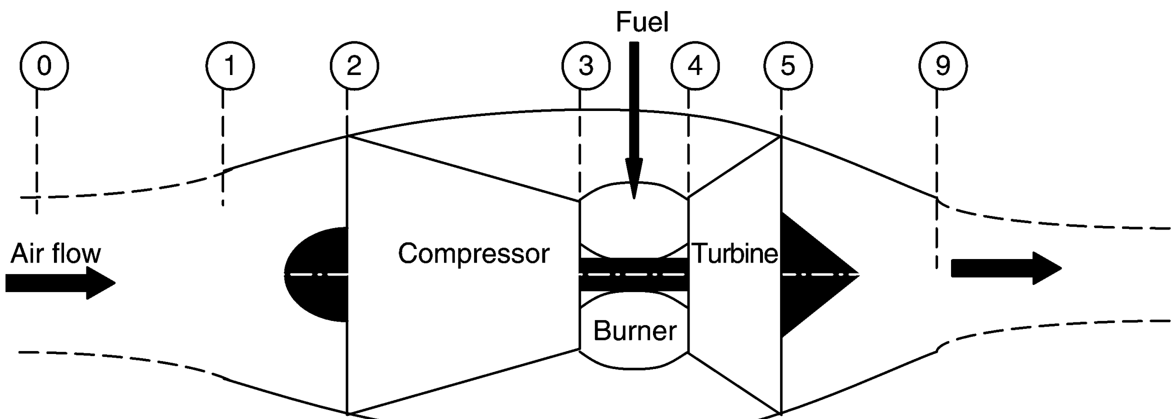
Turbogetto



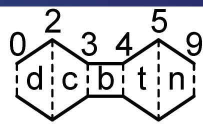
I **componenti** di un **turbogetto** sono:

- Presa d'aria (PA);
- Compressore;
- Camera di combustione (CC);
- Turbina;
- Ugello.

In questa prima fase questi **componenti** verranno esaminati solo da un punto di vista **termodinamico**.



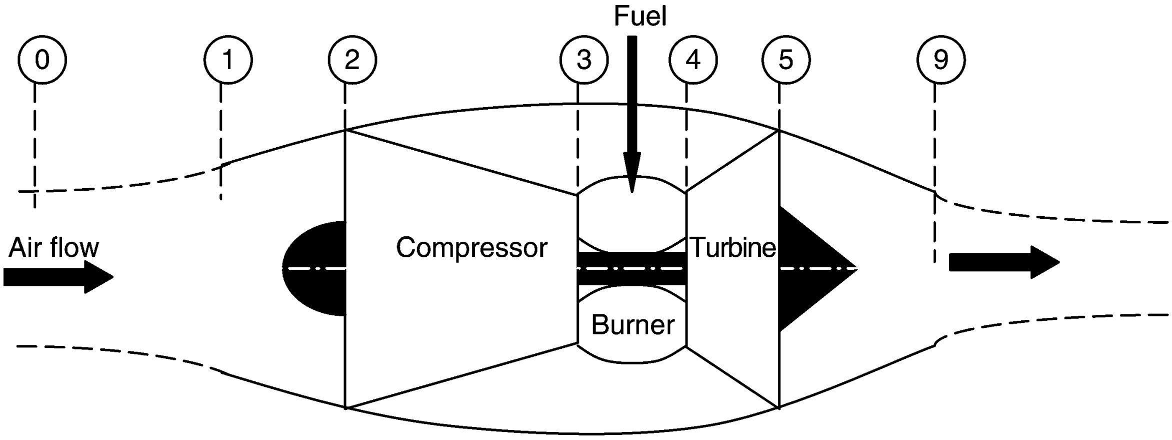
Generatore di gas



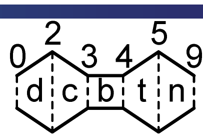
Per semplificare la trattazione si utilizzeranno le seguenti **notazioni**:

$$k = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \qquad \psi = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 = \frac{T_t}{T} = \frac{h_t}{h} \qquad \theta = \frac{h_t}{h_0}$$

mentre con π e τ si indicano i **rapporti** di **pressione** e **entalpia** (tendenzialmente totali) valle-monte dei singoli componenti.



Generatore di gas

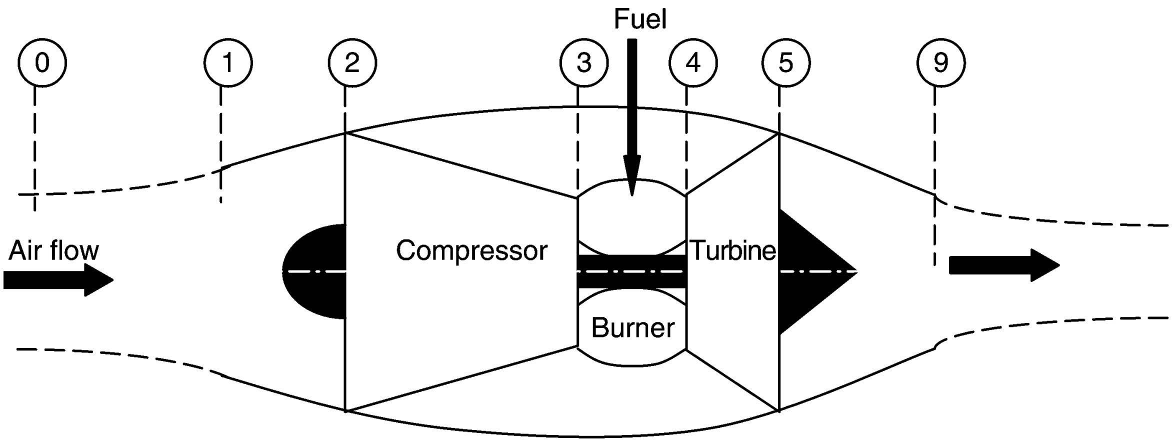


In dettaglio:

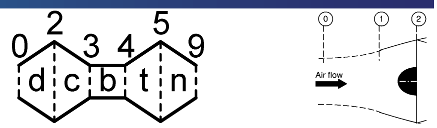
$$\tau_r = \frac{h_{t0}}{h_0} \qquad \tau_d = \frac{h_{t2}}{h_{t0}} \qquad \tau_c = \frac{h_{t3}}{h_{t2}} \qquad \tau_b = \frac{h_{t4}}{h_{t3}} \qquad \tau_t = \frac{h_{t5}}{h_{t4}} \qquad \tau_n = \frac{h_{t9}}{h_{t5}}$$

$$\pi_r = \frac{p_{t0}}{p_0} \qquad \pi_d = \frac{p_{t2}}{p_{t0}} \qquad \pi_c = \frac{p_{t3}}{p_{t2}} \qquad \pi_b = \frac{p_{t4}}{p_{t3}} \qquad \pi_t = \frac{p_{t5}}{p_{t4}} \qquad \pi_n = \frac{p_{t9}}{p_{t5}}$$

Inoltre: $\tau_\lambda = \theta_t = \theta_4 = \dfrac{h_{t4}}{h_0} = c_{pt} \dfrac{T_{t4}}{c_p T_0}$



Presa d'aria

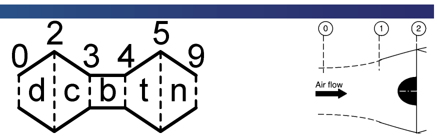


La funzione della **presa d'aria** (PA) è di **convogliare** il flusso nel compressore alla corretta velocità e con una **buona qualità** del flusso. Tipicamente i compressori assiali sono progettati per lavorare a Mach assiale di circa 0.5, **inferiore alla velocità di crociera** dei moderni velivoli.

La funzione della presa d'aria è normalmente di **decelerare** la corrente, quindi viene spesso chiamata **diffusore**. La decelerazione provoca un gradiente di pressione avverso che può provocare separazioni.

Il funzionamento della PA in condizioni ideali è **adiabatico** e **reversibile**. In **condizioni reali** la reversibilità viene a mancare ma l'ipotesi di **adiabaticità** è ragionevolmente **soddisfatta**.

Presa d'aria

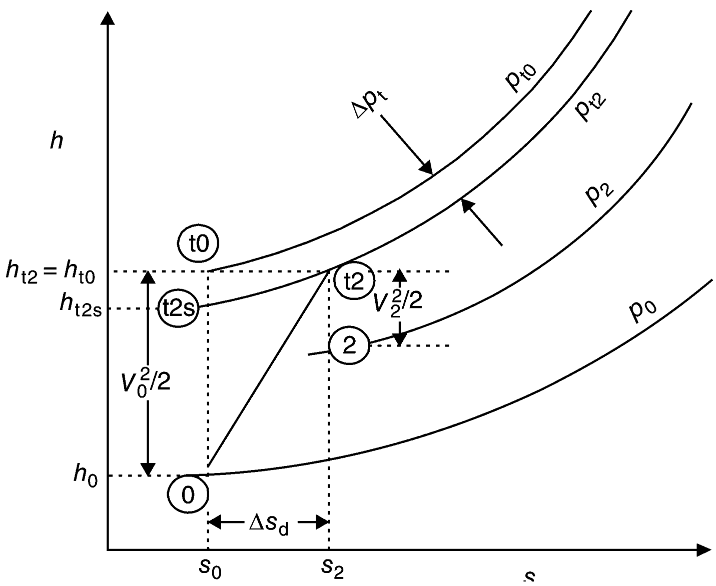


Visto che il processo è **adiabatico** la temperatura di ristagno passando dallo stato 0 al 2 rimane invariata ($\boldsymbol{\tau_d = 1}$).

A causa dei processi irreversibili è presente un aumento di **entropia**.

In figura sono anche indicati i **punti di ristagno** con il pedice t.

Inoltre è stato aggiunto il punto t2s alla stessa entropia iniziale ma alla pressione del punto t2.



Come si vede dalla figura una conversione **reversibile** ($0 \rightarrow t0$) dell'energia cinetica porterebbe ad una **pressione** di ristagno **maggiore** di quella raggiunta in un processo reale. Poiché il processo è adiabatico l'entalpia totale (di ristagno) rimane invariata ($h_{t0} = h_{t2}$).

Presa d'aria

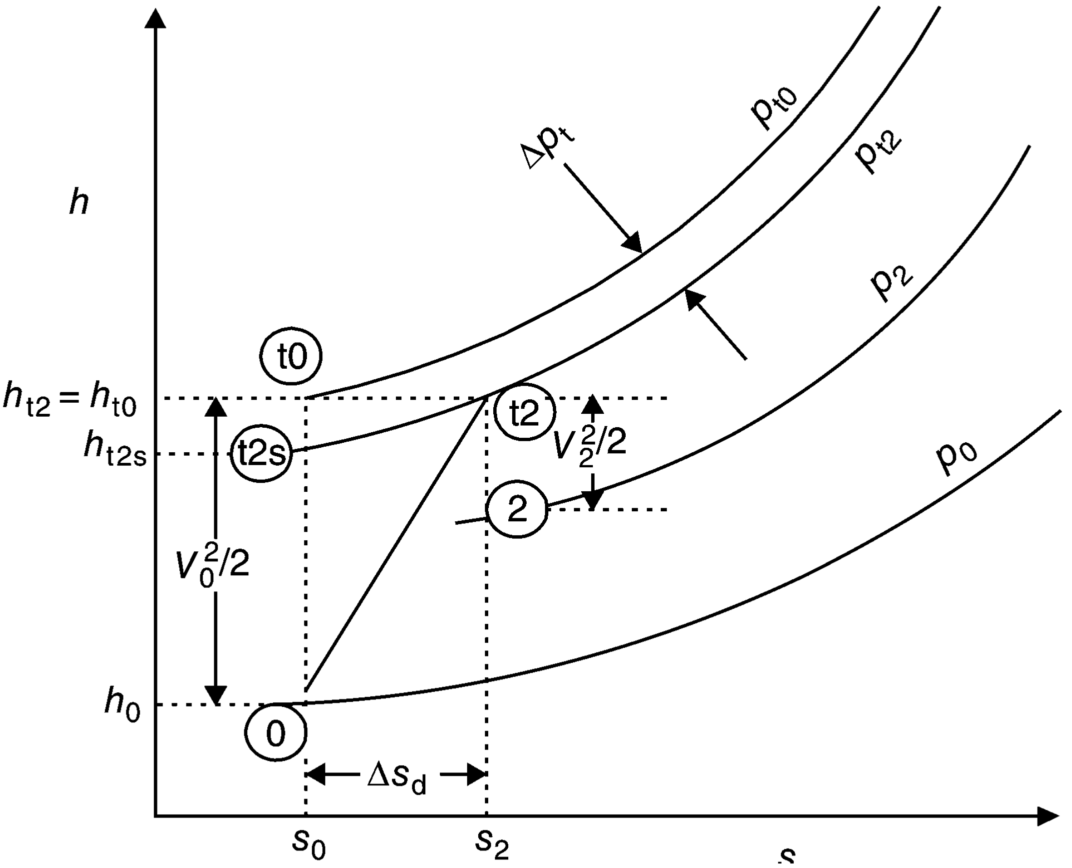
Visto che il processo è
adiabati
ristagno
2 rimane

A causa
presente

In figura
punti di

Inoltre è
t2s alla
ma alla p

Come s
dell'ener
maggior
è adiaba

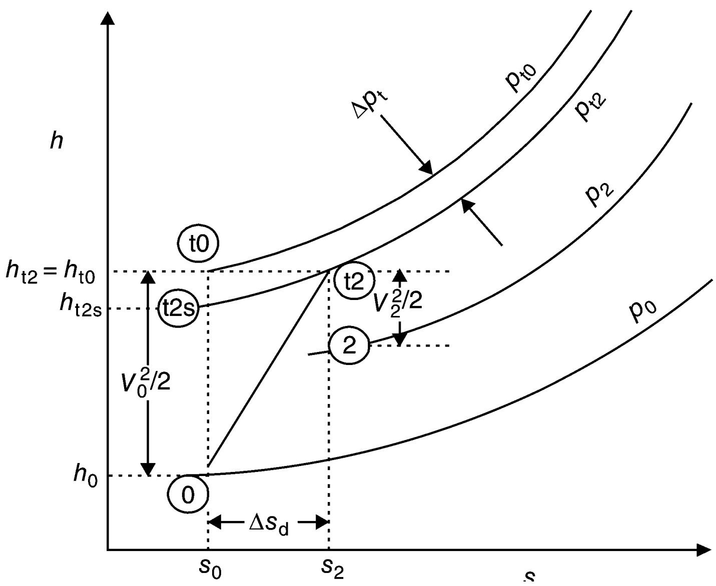


$(0 \rightarrow t0)$
ristagno
processo
$= h_{t2}$).

Presa d'aria

Quindi se la trasformazione fosse **reversibile** si raggiungerebbe la pressione di ristagno t2 con una minore conversione di energia cinetica.

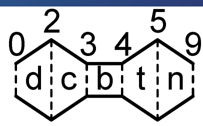
La **differenza** fra l'entalpia dei punti t0 e ts2 rappresenta proprio l'aliquota di energia cinetica che, a causa di **irreversibilità** è stata **convertita inutilmente** in **energia termica**.

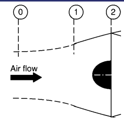


Si può quindi definire un **rendimento adiabatico** del diffusore come:

$$\eta_d = \frac{h_{t2s} - h_0}{h_{t2} - h_0}$$

Presa d'aria





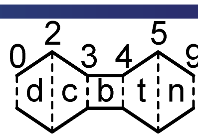
τ_r è il **rapporto di temperatura** associato all'effetto dinamico (**ram**).

$$\tau_r = \frac{T_{t0}}{T_0} = \psi_0 = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \qquad \rightarrow \qquad \pi_r = \frac{p_{t0}}{p_0} = \psi_0^{\frac{1}{k}} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{1}{k}}$$

Un ulteriore parametro che descrive le prestazioni della presa d'aria è il **rapporto fra le pressioni di ristagno** a monte del compressore e quella asintotica.

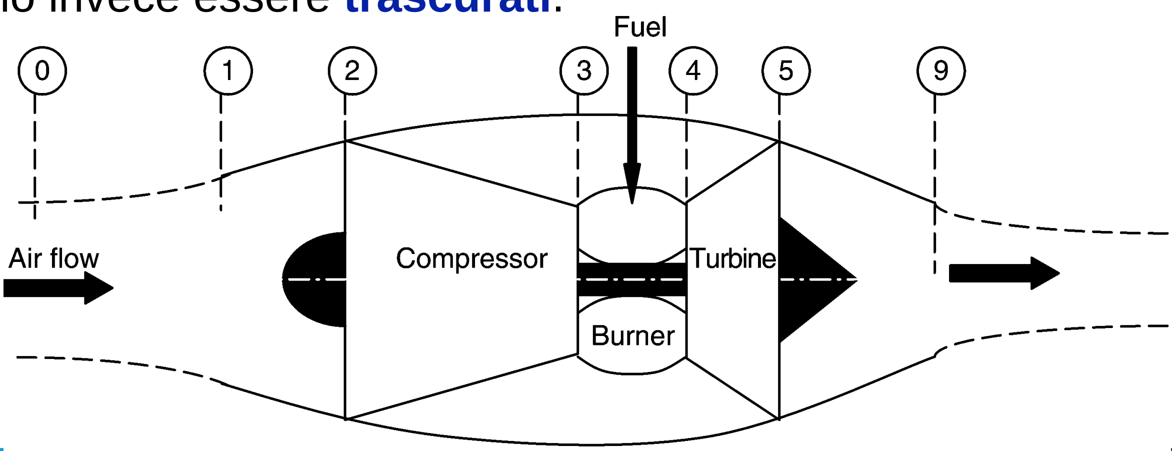
$$\pi_d = \frac{p_{t2}}{p_{t0}}$$

Compressore



Il **compressore** è una **macchina operatrice** quindi fornisce energia nel **modo lavoro** al fluido e, chiaramente, necessità di un potenza esterna che normalmente viene fornita dalla turbina attraverso l'albero. All'avviamento il compressore deve essere alimentato da un **fonte esterna**.

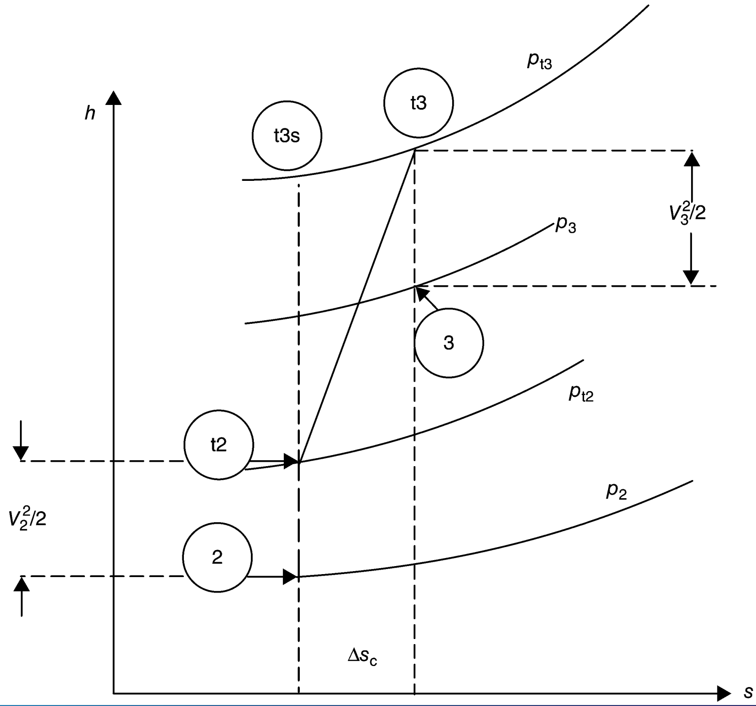
Anche il funzionamento di un compressore reale è essenzialmente **adiabatico**. A causa delle elevate velocità gli **effetti dissipativi** associati agli sforzi viscosi e, eventualmente, alle onde d'urto **non** possono invece essere **trascurati**.



Dal punto di vista puramente termodinamico il comportamento di un **compressore** è molto **simile** al quello delle **prese d'aria**. Una differenza è che normalmente $V_2 \cong V_3$.

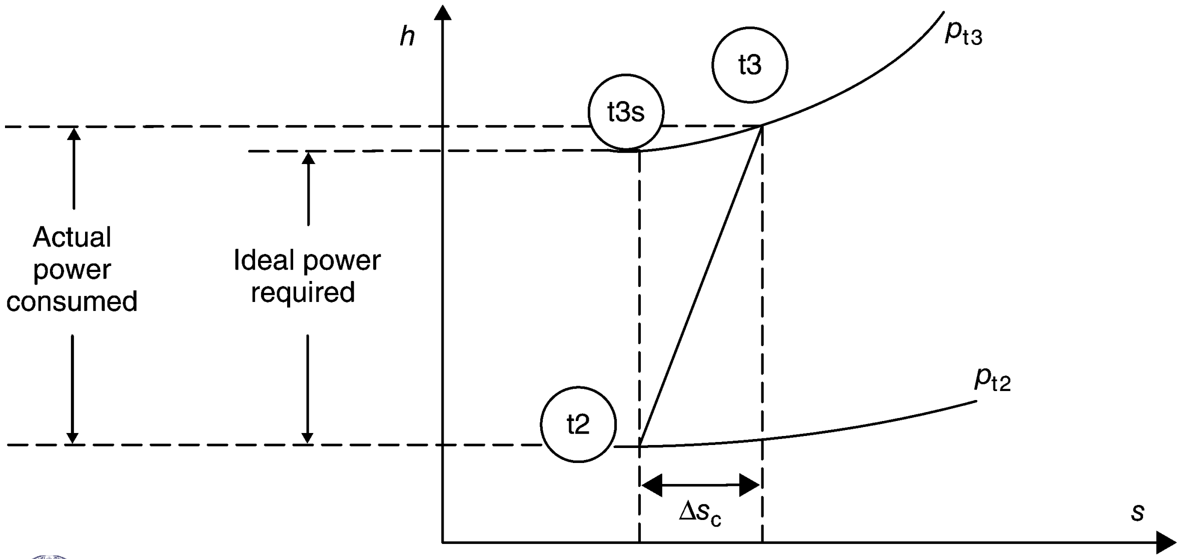
L'aumento di pressione non seguirà una isentropica, quindi:

$$\tau_c \neq \pi_c^k$$

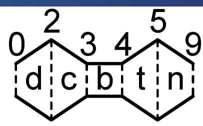


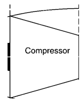
Si può quindi definire un **rendimento adiabatico** come il rapporto fra le differenze di entalpia di un processo isentropico e di quello reale, ovvero, il rapporto tra la **potenza assorbita** da un compressore **ideale** e quella necessaria per il compressore **reale**:

$$\eta_c = \frac{h_{t3s} - h_{t2}}{h_{t3} - h_{t2}}$$



Compressore





Un secondo parametro che misura l'efficienza di un compressore è il **rendimento politropico**:

$$e_c = \frac{dh_{ts}}{dh_t}$$

Per piccoli rapporti di compressione le due definizioni di rendimento tendono a coincidere.

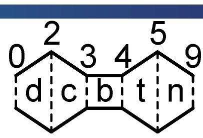
$$\tau_c = \pi_c^{\frac{\gamma - 1}{\gamma e_c}}$$

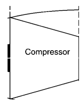
Essendo e_c minore di uno il **rapporto di temperature** è maggiore di quello isentropico a parità di rapporto di pressione imposto.

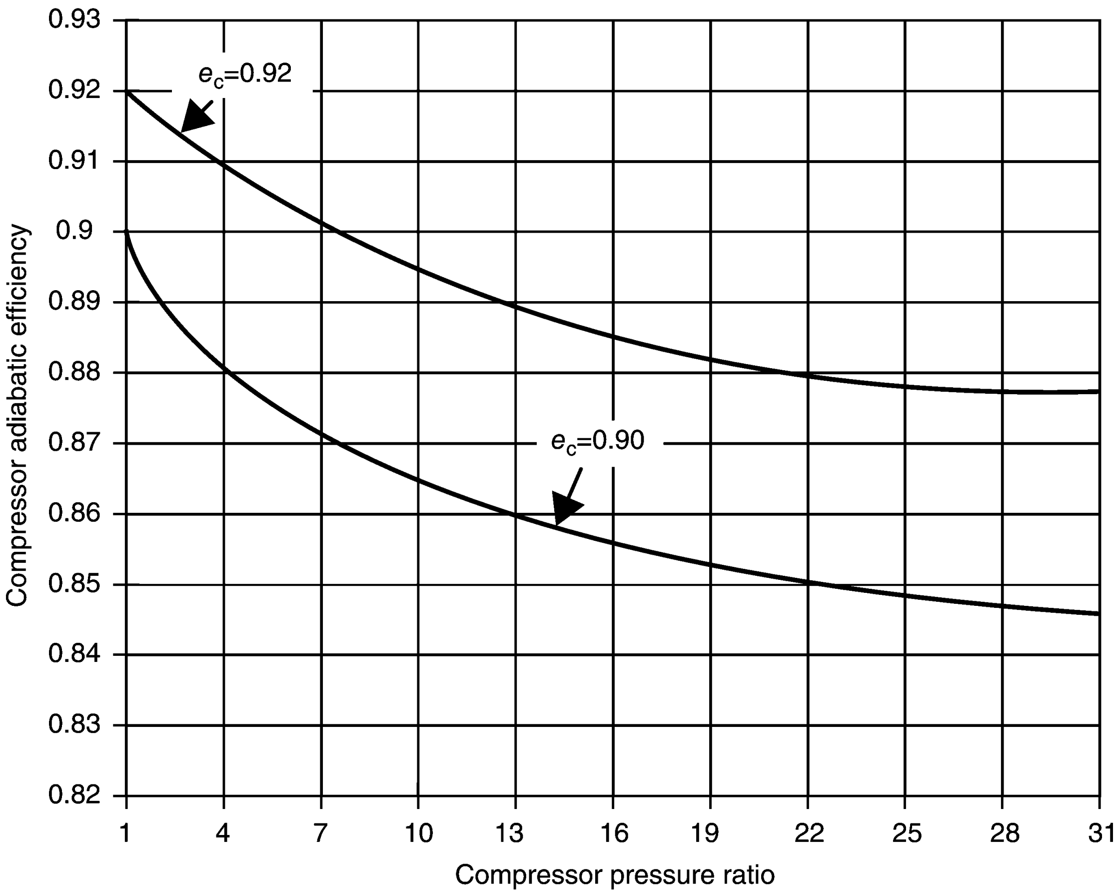
Valori tipici di e_c sono del ordine di 88-92%.

Il **rendimento politropico** è **indipendente** dal **rapporto di compressione** al contrario di quello adiabatico. Per questo motivo è il parametro che ci permette una progettazione preliminare del motore.

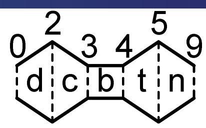
Compressore







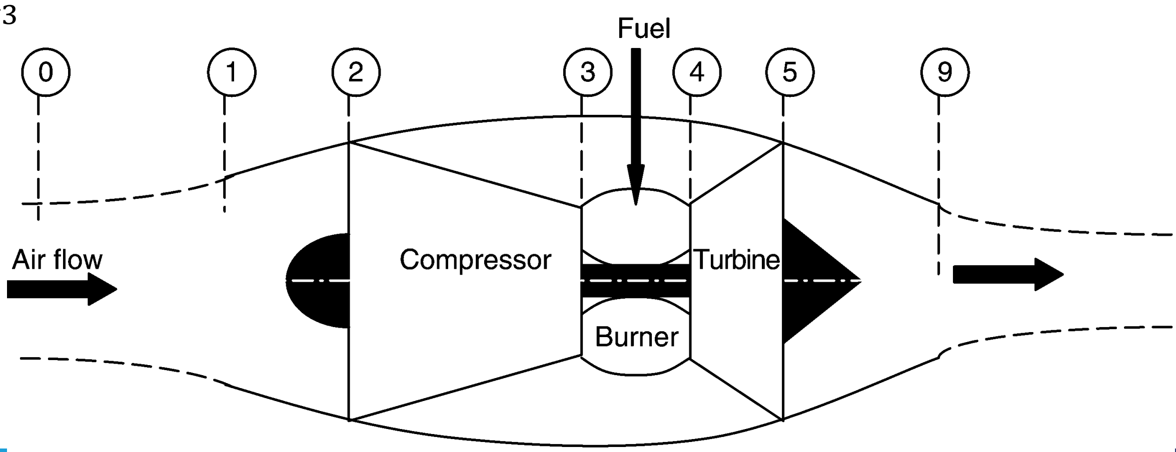
Camera di combustione



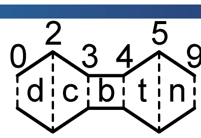
Nella **camera di combustione** (CC) l'aria proveniente dal compressore viene miscelata con il combustibile e attraverso una **reazione esotermica** si ha un aumento di temperatura ed una **variazione** delle **proprietà del gas** (γ e c_p).

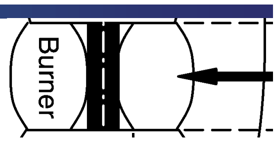
In un combustore **ideale** si suppone che gli **effetti dissipativi** siano **trascurabili** e che il numero di **Mach** sia **nullo**, in queste ipotesi il processo è isobaro:

$$\pi_b = \frac{p_{t4}}{p_{t3}} = 1$$

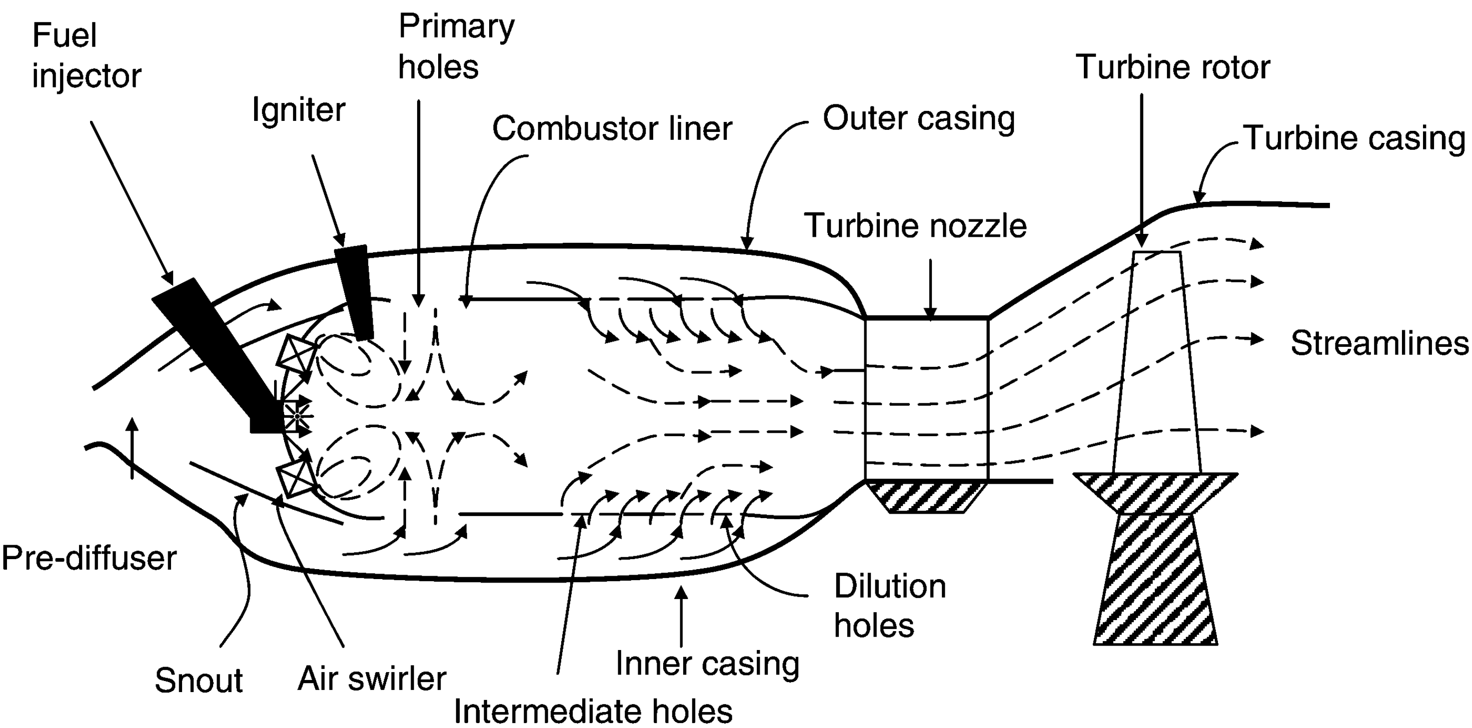


Camera di combustione

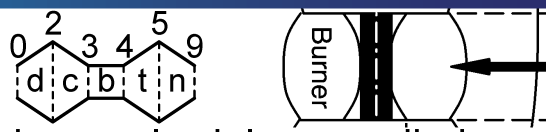




In figura è mostrato lo schema di un combustore.



Camera di combustione



In questa fase si analizzerà la camera di combustione solo dal punto di vista globale come variazioni delle condizioni fra le sezioni 3 e 4.

Da un bilancio di massa:

$$\dot{m}_4 = \dot{m}_0 + \dot{m}_f = (1+f)\dot{m}_0$$

dove *f* è il **rapporto** fra la **portata** di **combustibile** e quella **d'aria**. Il bilancio di energia invece:

$$\dot{m}_0 h_{t3} + \dot{m}_f Q_R \eta_b = \left(\dot{m}_0 + \dot{m}_f\right) h_{t4} = (1+f)\dot{m}_0 h_{t4}$$

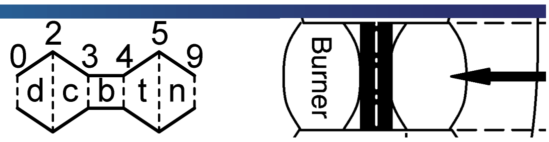
dove $Q_R \left[\frac{kJ}{kg}\right]$ è il **potere calorifico del combustibile** (**fuel heating value**) e si è introdotto il **rendimento del combustore**: $\eta_b = \frac{Q_{R.Actual}}{Q_{R.Ideal}}$ che normalmente è circa 98-99%.

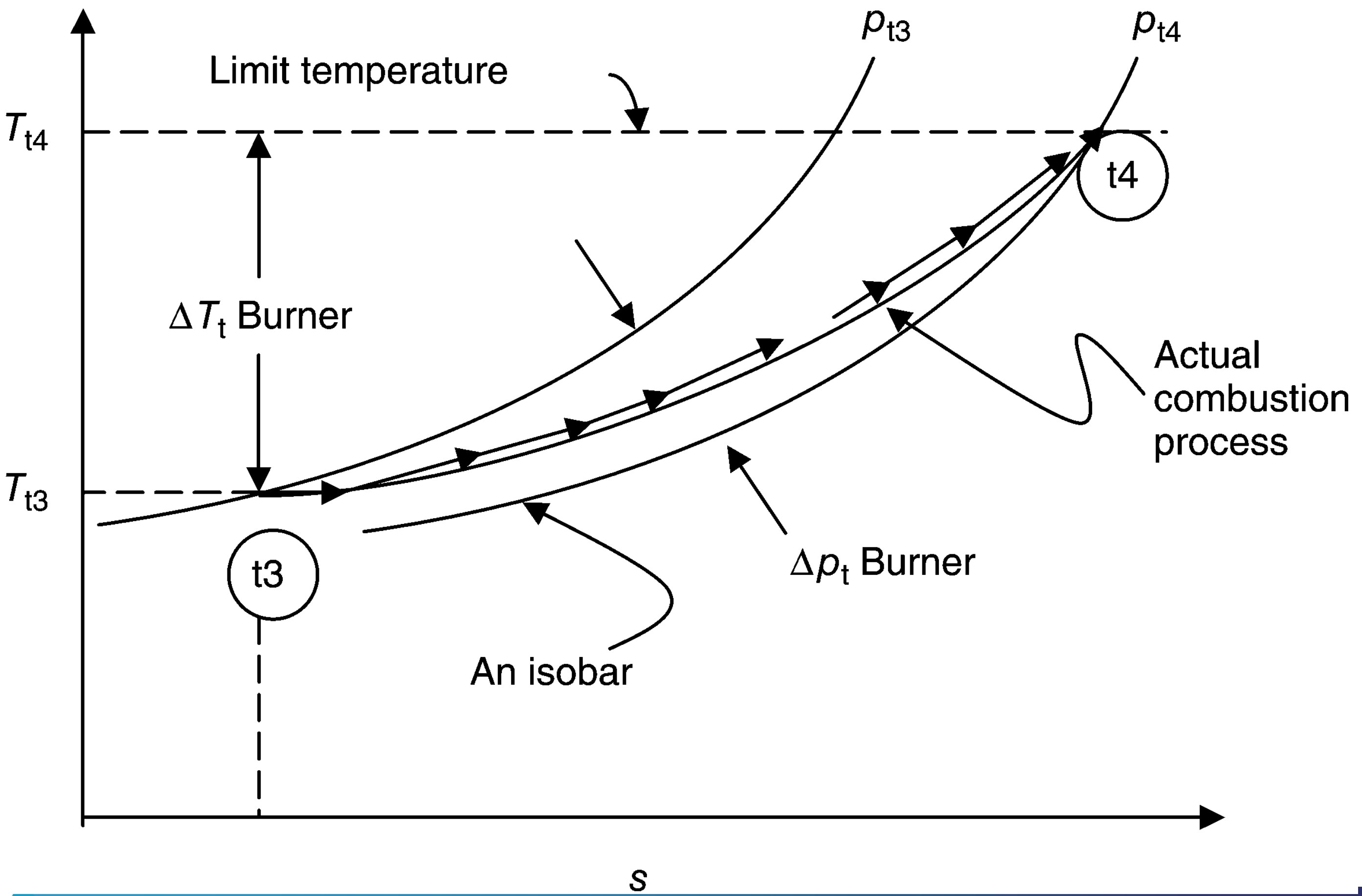
Dal **bilancio di energia** si può ricavare *f*:

$$\boxed{f = \frac{h_{t4} - h_{t3}}{Q_R \eta_b - h_{t4}}}$$

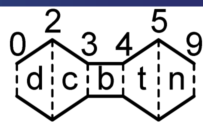
Il riquadro in rosso indica formule che non devono essere ricordate.

Camera di combustione



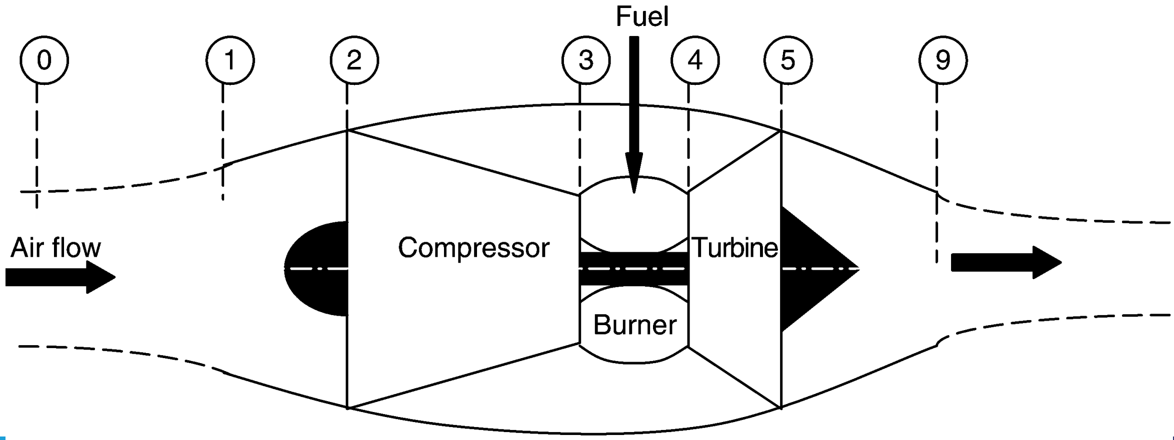


Turbina

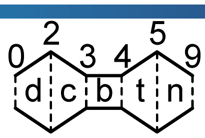


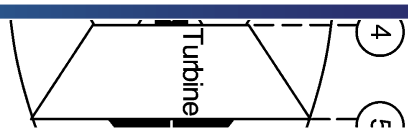
La turbina è una **macchina motrice** quindi prende energia nel modo lavoro dal fluido e la trasferisce attraverso un albero al compressore e alle altre macchine operatrici. Evidentemente all'interno di una turbina **il fluido espande** riducendo sia la **pressione** che la **temperatura**.

A causa delle **alte temperature** a valle della CC i primi stadi della turbina (HPT) devono essere **raffreddati** con aria presa dal compressore (e.g. fra il compressore di alta (HPC) e di bassa LPT); questo effetto normalmente si trascura nell'analisi preliminare.



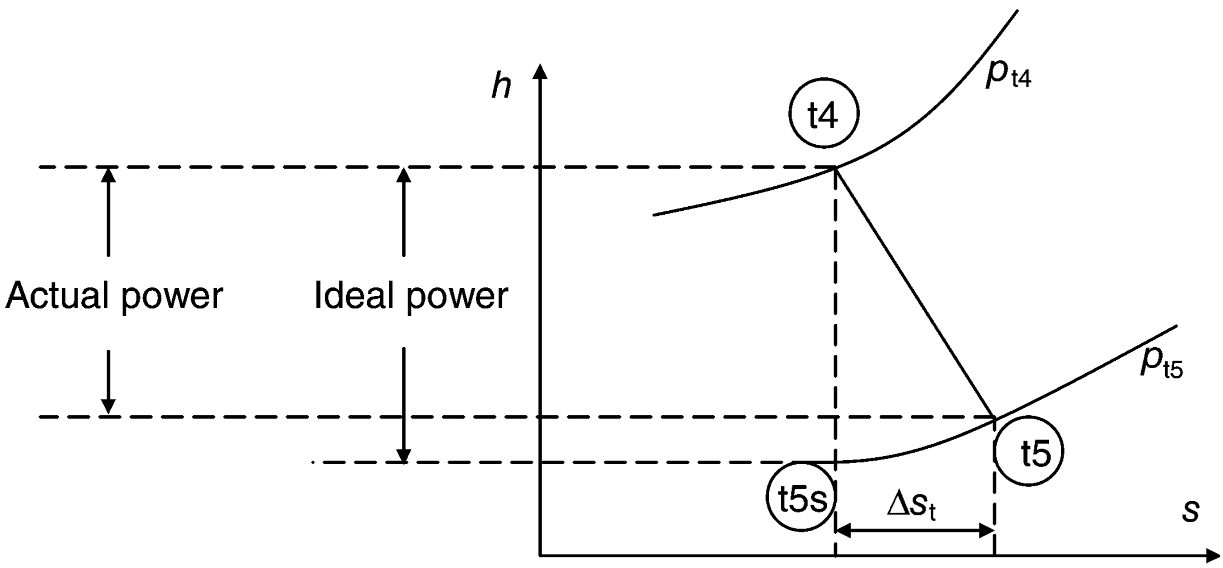
Turbina



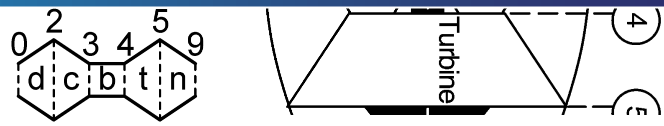


Anche nel flusso attraverso una turbina esistono degli effetti dissipativi. Quindi il processo **non è isentropico** ed in analogia con i compressori si possono definire sia un rendimento adiabatico che politropico:

$$\eta_t = \frac{h_{t4} - h_{t5}}{h_{t4} - h_{t5s}}$$

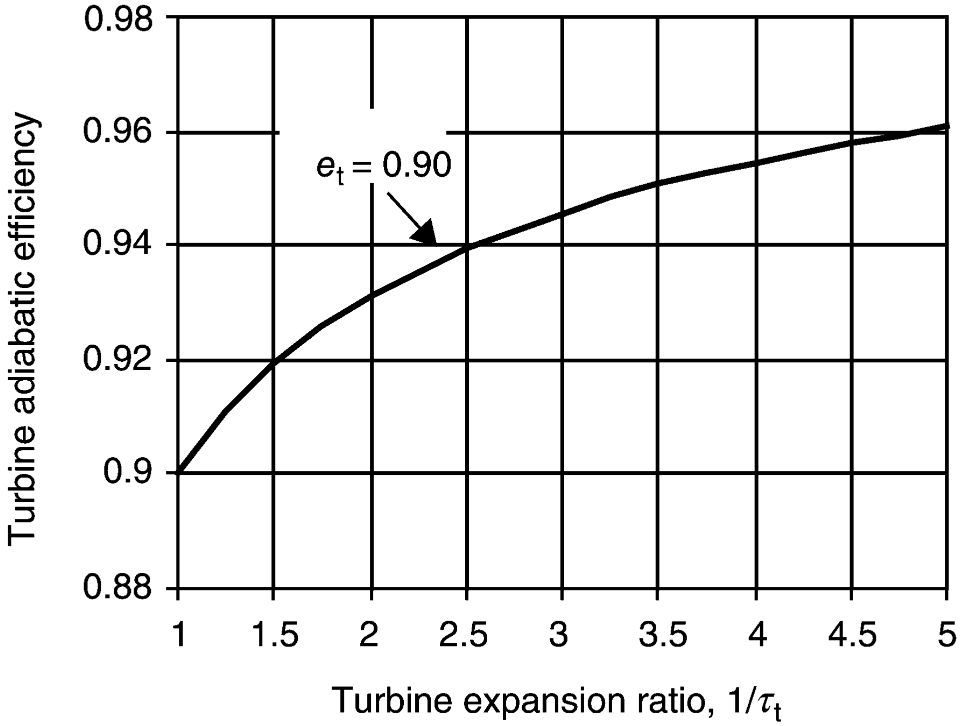


Turbina

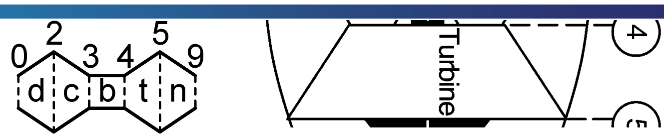


Come già fatto per i compressori dal **rendimento politropico**:

$$e_t = \frac{dh_t}{dh_{ts}} \qquad \rightarrow \qquad \tau_t = \pi_t^{k_t e_t} \qquad \rightarrow \qquad \pi_t = \tau_t^{\frac{1}{k_t e_t}}$$



Turbina



Il rapporto delle temperature si ricava da un **bilancio delle potenze** necessarie per il **compressore** e per le **altre utenze** (potenza elettrica e potenze dissipate nei cuscinetti). Nell'ipotesi **ideale** che la potenza generata dalla turbina sia assorbita solo dal compressore:

$$\mathcal{P}_t = \mathcal{P}_c \qquad \rightarrow \qquad \dot{m}_0(1+f)(h_{t4} - h_{t5}) = \dot{m}_0(h_{t3} - h_{t2})$$

Normalmente le potenze aggiuntive:

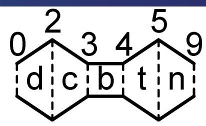
$$\mathcal{P}_c = \mathcal{P}_t - \Delta\mathcal{P}_b - \Delta\mathcal{P}_e$$

vengono trattate come **aliquota** della potenza del **compressore**:

$$\mathcal{P}_c = \eta_m \mathcal{P}_t$$

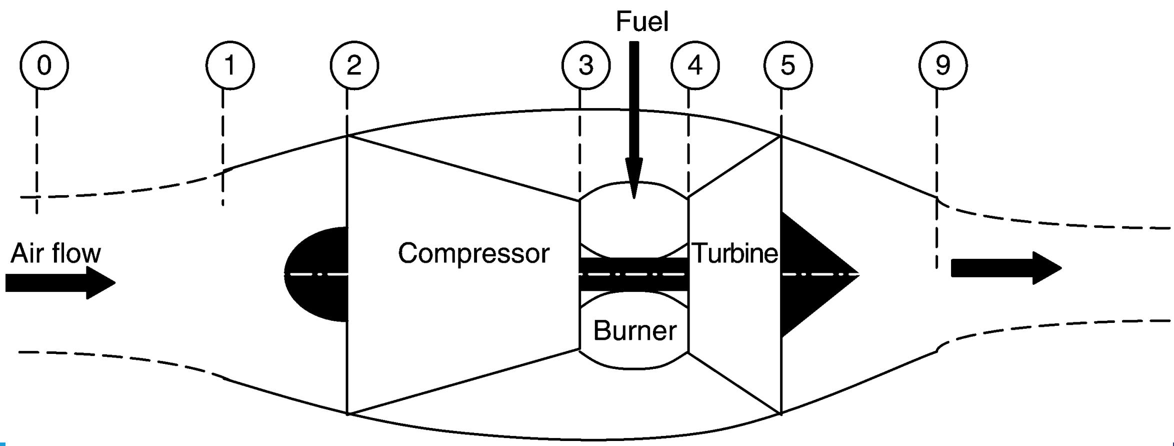
Dove è stato introdotto il **rendimento meccanico** che dovrebbe essere asegnato a priori.

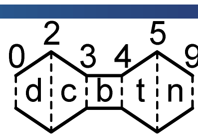
$$\boxed{\tau_t = 1 - \frac{(\tau_c - 1)\tau_r}{\eta_m (1+f)\tau_\lambda}}$$

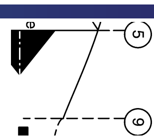


Ugello

La funzione dell'ugello è di **accelerare** i **gas combusti** efficientemente. L'espansione dei gas nel ugello provoca un **gradiente di pressione favorevole**, quindi lo strato limite è sottile e stabile.

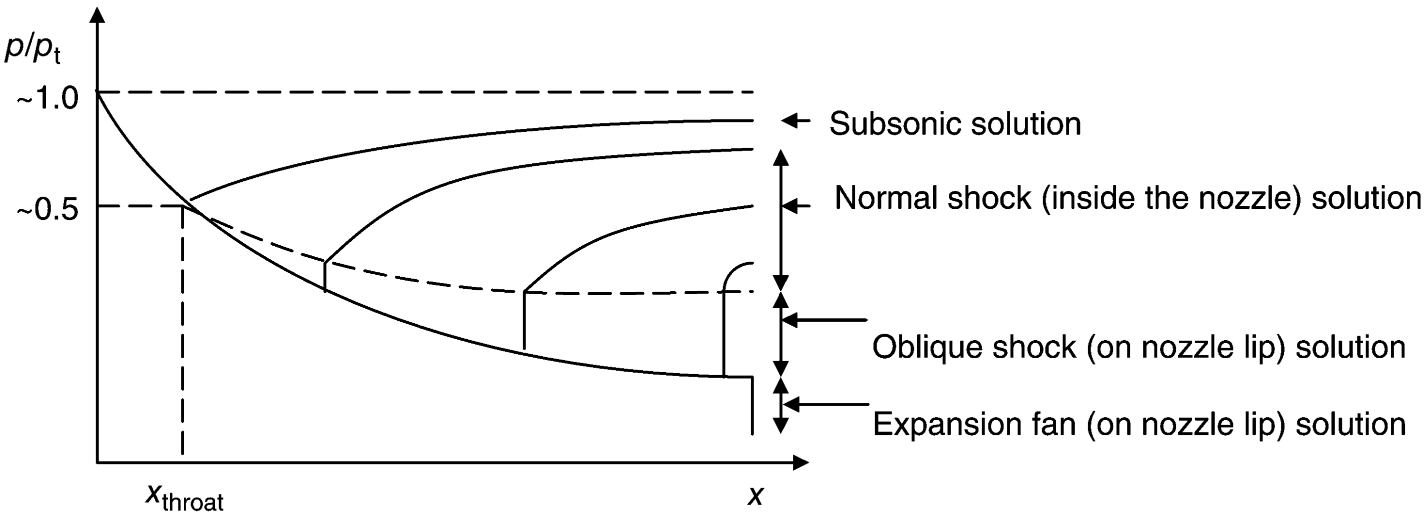


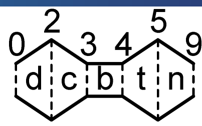


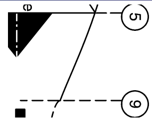


Ugello

Nel caso di ugelli convergenti divergenti potrebbe non essere soddisfatta la condizione di **Kutta**.

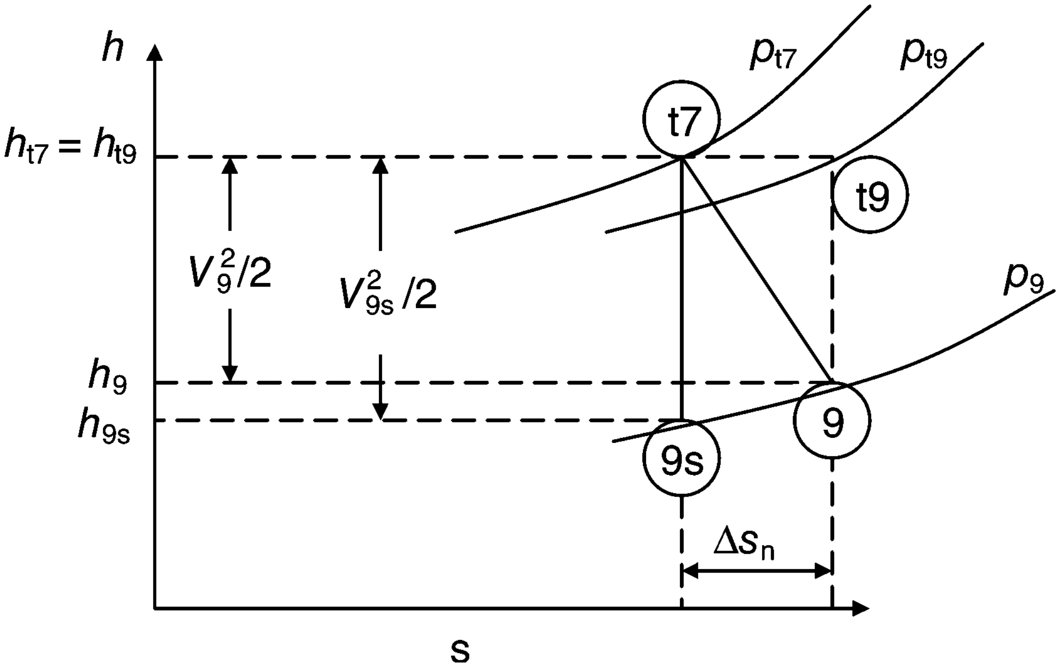






Anche per l'ugello si può definire un **rendimento**:

$$\eta_n = \frac{h_{t7} - h_9}{h_{t7} - h_{9s}}$$



Ricapitolando

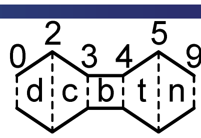
Component	Figure of merit	Type[a]	Level of technology[b] 1	2	3	4
Diffuser	$\pi_{d\,\max}$	A	0.90	0.95	0.98	0.995
		B	0.88	0.93	0.96	0.98
		C	0.85	0.90	0.94	0.96
Compressor	e_c		0.80	0.84	0.88	0.90
Fan	e_f		0.78	0.82	0.86	0.89
Burner	π_b		0.90	0.92	0.94	0.95
	η_b		0.88	0.94	0.99	0.999
Turbine	e_t	Uncooled	0.80	0.85	0.89	0.90
		Cooled		0.83	0.87	0.89
Afterburner	π_{AB}		0.90	0.92	0.94	0.95
	η_{AB}		0.85	0.91	0.96	0.99
Nozzle		D	0.95	0.97	0.98	0.995
	π_n	E	0.93	0.96	0.97	0.98
		F	0.90	0.93	0.95	0.97

Ricapitolando

Afterburner	π_{AB}		0.90	0.92	0.94	0.95
	η_{AB}		0.85	0.91	0.96	0.99
Nozzle		D	0.95	0.97	0.98	0.995
	π_n	E	0.93	0.96	0.97	0.98
		F	0.90	0.93	0.95	0.97
Mechanical shaft	η_m	Shaft only	0.95	0.97	0.99	0.995
		With power takeoff	0.90	0.92	0.95	0.97
Maximum T_{t4}		(K)	1110	1390	1780	2000
		(R)	2000	2500	3200	3600
Maximum T_{t7}		(K)	1390	1670	2000	2220
		(R)	2500	3000	3600	4000

[a]A = subsonic aircraft with engines in nacelles D = fixed-area convergent nozzle
B = subsonic aircraft with engine(s) in airframe E = variable-area convergent nozzle
C = supersonic aircraft with engine(s) in airframe F = variable-area convergent-divergent nozzle
[b]Notes: Stealth may reduce $\pi_{d\max}$, π_{AB}, and π_n. The levels of technology can be thought of as representing the technical capability for 20-yr increments in time beginning in 1945. Thus level 3 of technology presents typical component design values for the time period 1985–2005.

Rendimento termico

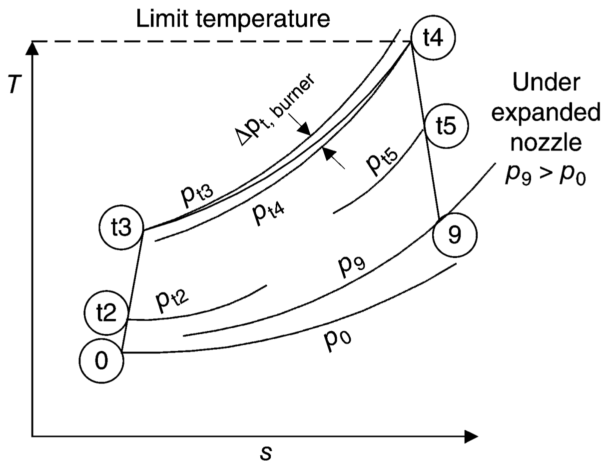


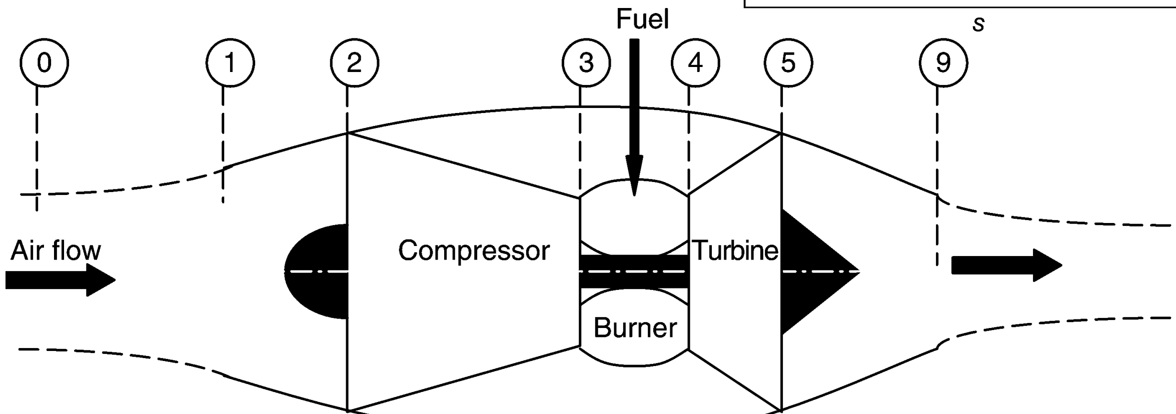
Come gia detto il **rendimento termico** teorico di un turbogetto è:

$$\eta_{th} = 1 - \frac{T_0}{T_{t3}}$$

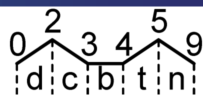
Che in termini di rapporti diventa:

$$\eta_{th} = 1 - \frac{1}{\frac{T_{t3}}{T_{t2}}\frac{T_{t2}}{T_0}} = 1 - \frac{1}{\tau_c \tau_r}$$





Rendimento del ciclo ideale

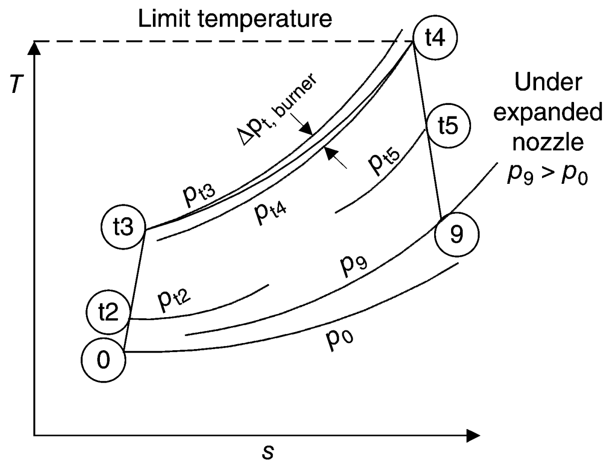


Ricordando che:

$$\tau_c = \pi_c^k \qquad \tau_r = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2\right) = \psi_0$$

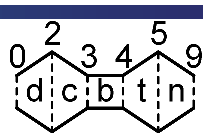
Si ha:

$$\eta_{th} = \boxed{1 - \frac{1}{\pi_c^k \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2\right)}} = 1 - \frac{1}{\pi_c^k \psi_0}$$



Per numero di Mach fissato il **rendimento aumenta** al crescere del **rapporto di pressioni** nel compressore.

Rendimento del ciclo ideale



$$\boxed{\eta_{th} = 1 - \frac{1}{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2\right)}}$$

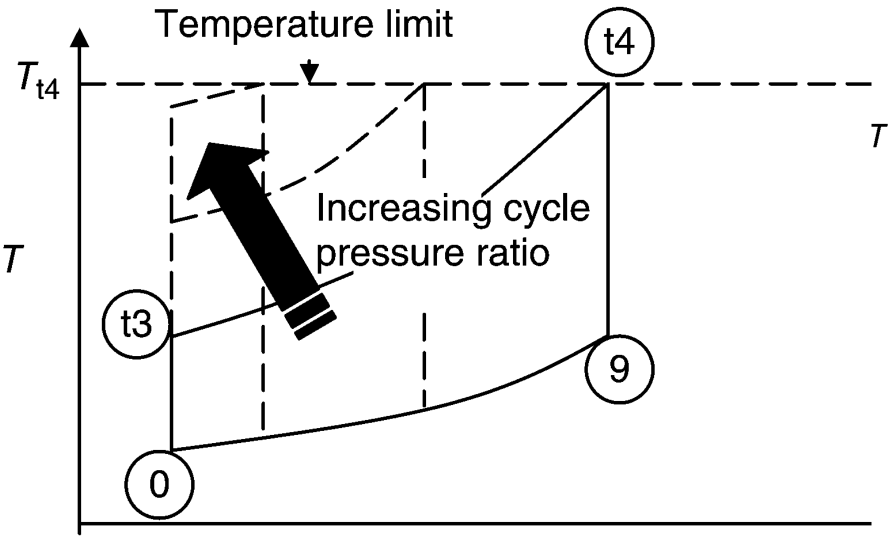
Mantenedo costante π_c l'aumento del numero di Mach provoca un aumento del rendimento.

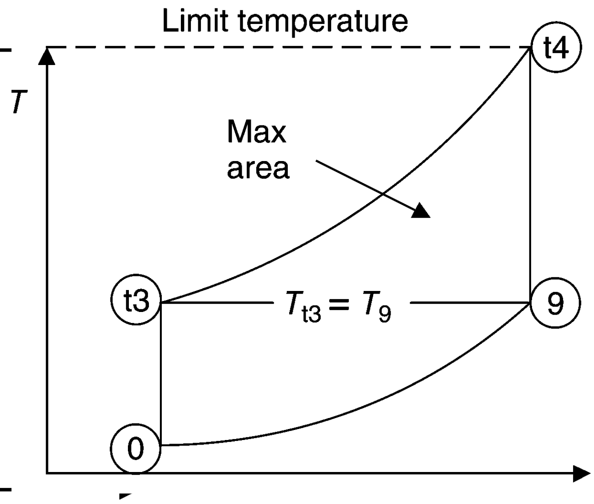
Il **rendimento è minimo** al punto **fisso**.

Se M_0 aumenta molto può essere conveniente eliminare il compressore perché la compressione fornita dalla presa d'aria è sufficiente.

Rendimento del ciclo ideale

Un ultriore problema è, che come gia detto, il tendere della temperatura a valle del compressore alla temperatura limite porta una **diminuzione** del **lavoro** che può essere **estratto dal ciclo**.

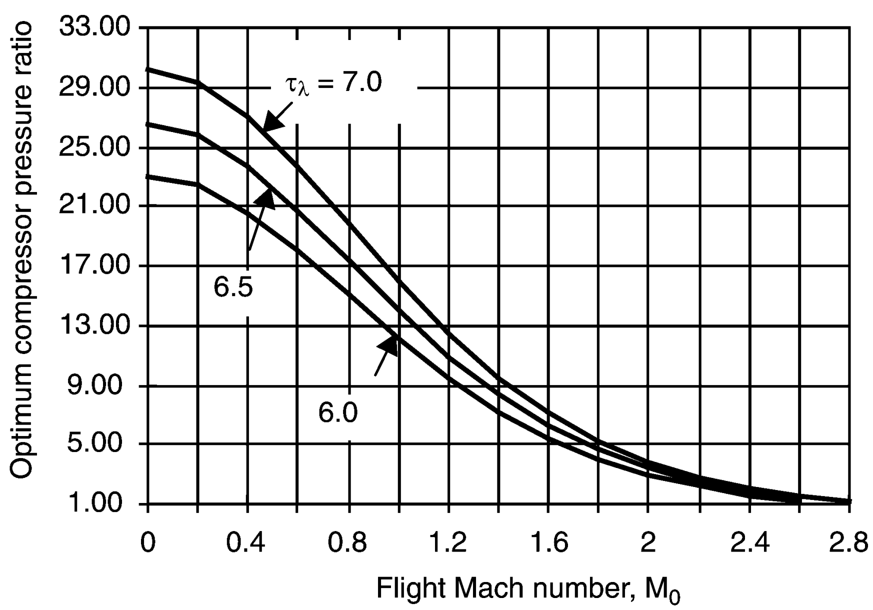




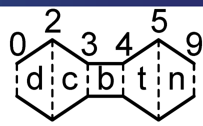
Rendimento del ciclo ideale

La relazione precedente può essere riscritta in termini di **rapporto di pressione ottimo** (per aumentare la **spinta**):

$$\boxed{\pi_{c.max.F} = \left(\frac{\sqrt{\tau_\lambda}}{\tau_r}\right)^{\frac{1}{k}} = \left(\frac{\sqrt{\tau_\lambda}}{\psi_0}\right)^{\frac{1}{k}} = \left(\frac{\sqrt{\tau_\lambda}}{1+\frac{\gamma-1}{2}M_0^2}\right)^{\frac{1}{k}}}$$



Rendimento del ciclo ideale



La relazione precedente può essere riscritta in termini di **rapporto di pressione ottimo** (per aumentare la **spinta**):

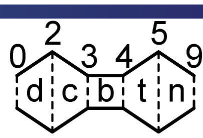
$$\boxed{\pi_{c.max.F} = \left(\frac{\sqrt{\tau_\lambda}}{\psi_0}\right)^{\frac{1}{k}} = \left(\frac{\sqrt{\tau_\lambda}}{1+\frac{\gamma-1}{2}M_0^2}\right)^{\frac{1}{k}}}$$

Se si impone che il rapporto di pressioni ottimo sia unitario (i.e. compressore assente) si puo determinare il minimo numero di Mach di volo per cui un **RamJet** diventa più efficiente di un turbo getto:

$$M_{0.max} = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1}\left(\sqrt{\tau_\lambda}-1\right)}$$

Per aria si ha $M_{0.max} = 2.78$ e 2.87 per τ_λ rispettivamente uguale a 6.5 e 7.

Ricapitolando



Nella **progettazione preliminare** alcuni parametri sono assegnati mentre altri vengono derivati. **Una scelta possibile** (a sinistra della freccia quelli assegnati a destra quelli ricavati):

- Parametri di volo: $M_0, T_0, T_{t4}, c_p, \gamma, c_{p_t} = c_{p9}, \gamma_t = \gamma_9 \rightarrow \tau_\lambda$;
- Presa d'aria: $\eta_d \rightarrow \pi_d, \pi_r$;
- Compressore: $e_c, \pi_c \rightarrow \tau_c, \eta_c$;
- Camera di combustione:$\eta_b, \pi_b, Q_R \rightarrow f, \tau_b$;
- Turbina: $e_t, \eta_m \rightarrow \tau_t, \pi_t, \eta_t$;
- Ugello: $\pi_n, p_0/p_9 \rightarrow \eta_n$.

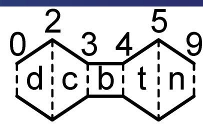
Si suppone inoltre che:

- $\tau_d = \tau_n = 1$.

Nel **caso ideale** si suppone che il gas sia sempre lo stesso e che:

- tutte le trasformazioni siano reversibili;
- $p_0 = p_9$;
- $(f+1) \rightarrow 1$, $\pi_b = 1$.

Valutazione della spinta e degli indici di prestazione



Per calcolare gli **indici di prestazioni** si deve procedere a calcolare i parametri del ciclo componente per componente.

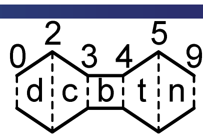
La spinta specifica è:

$$\frac{F_u}{\dot{m}_0 a_0} = (1+f)\frac{V_{9.e}}{a_0} - M_0$$

Per tenere in conto di una eventuale non corretta espansione nell'ugello si deve utilizzare la **velocità effettiva** nel calcolo dei rendimenti:

$$\boxed{V_{9.e} = V_9\left[1 + \frac{1 - \frac{p_0}{p_9}}{\gamma_9 M_9^2}\right]}$$

Valutazione della spinta caso ideale



Nell'ipotesi di ciclo ideale si ha:

$$\gamma_9 = \gamma \qquad \tau_t = \pi_t^{k_t} \qquad \tau_c = \pi_c^k \qquad \pi_d = \pi_n = \pi_b = 1$$

$$\dot{m}_0 \approx \dot{m}_9 \qquad \to \qquad 1+f \to 1 \qquad p_9 = p_0$$

Quindi i parametri sono:

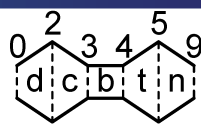
- Parametri di volo: $M_0, T_0, T_{t4}, c_p, \gamma \ \to \tau_\lambda$;
- Presa d'aria: $\to \ \pi_r$;
- Compressore: $\pi_c \to \tau_c$;
- Camera di combustione:$Q_R \to f, \tau_b$;
- Turbina: $\to \tau_t, \pi_t$;

La spinta è:

$$\frac{F_u}{\dot{m}_0 a_0} = \frac{V_9}{a_0} - M_0$$

$$\boxed{\frac{F_u}{\dot{m}_0 a_0} = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1}\frac{\tau_\lambda}{\tau_c \tau_r}(\tau_t \tau_c \tau_r - 1)} - M_0}$$

Valutazione della spinta caso ideale



La spinta diventa:

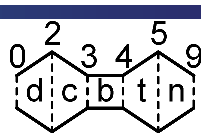
$$\boxed{\frac{F_u}{\dot{m}_0 a_0} = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1}\tau_r(\tau_b - 1)(\tau_c - 1) + \tau_b M_0^2} - M_0}$$

In questa forma è chiaro che:

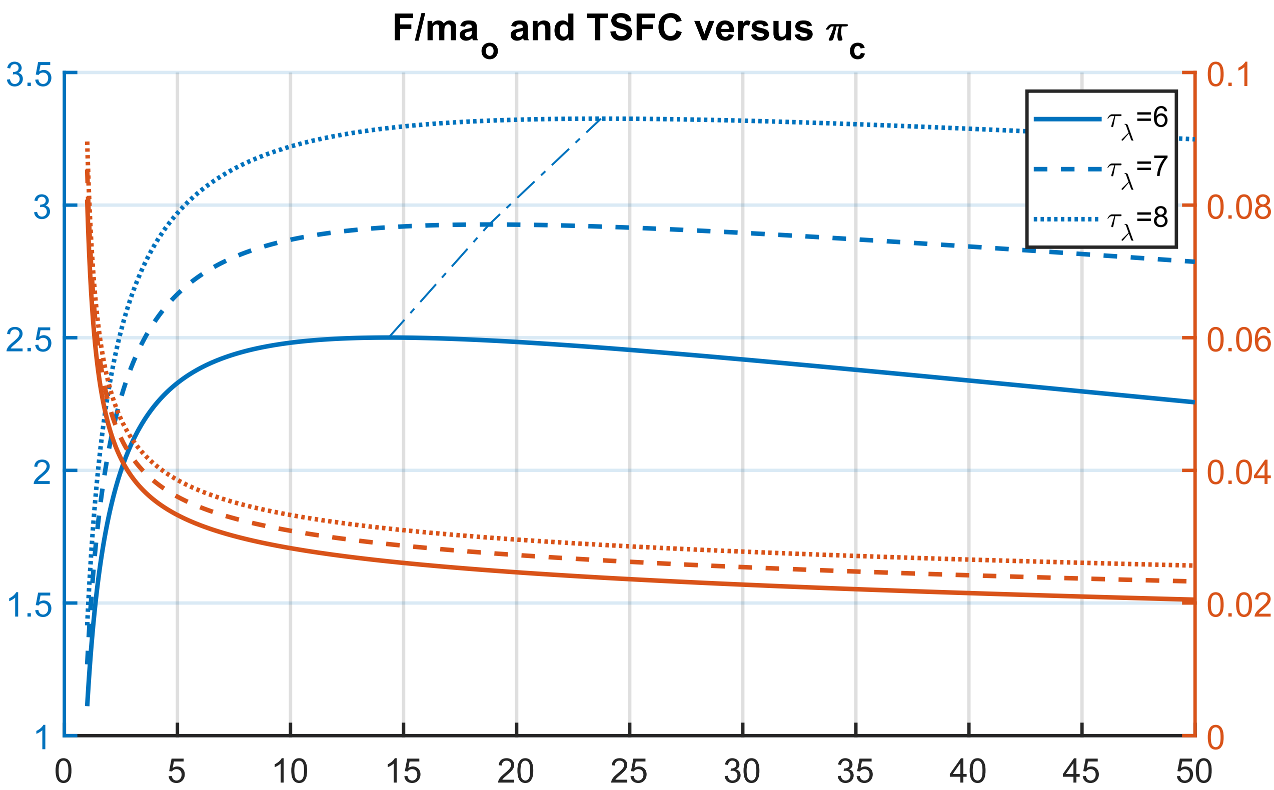
- se $\tau_b \to 1$, ovvero non c'è combustione, la spinta è nulla;
- se $\tau_c \to 1$ si ricade nel caso del RamJet:

$\frac{F_u}{\dot{m}_0 a_0} = M_0\left(\sqrt{\tau_b} - 1\right);$

Valutazione della spinta caso ideale



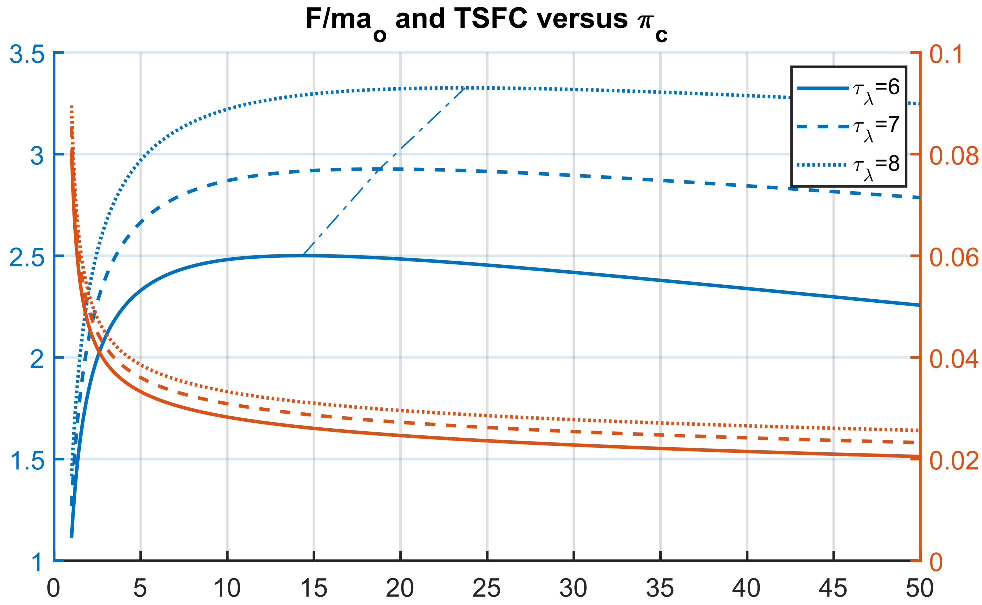
$M_0 = 0.85, T_0 = 250K, Q_R = 42{,}800 kJ/kg$



Valutazione della spinta caso ideale

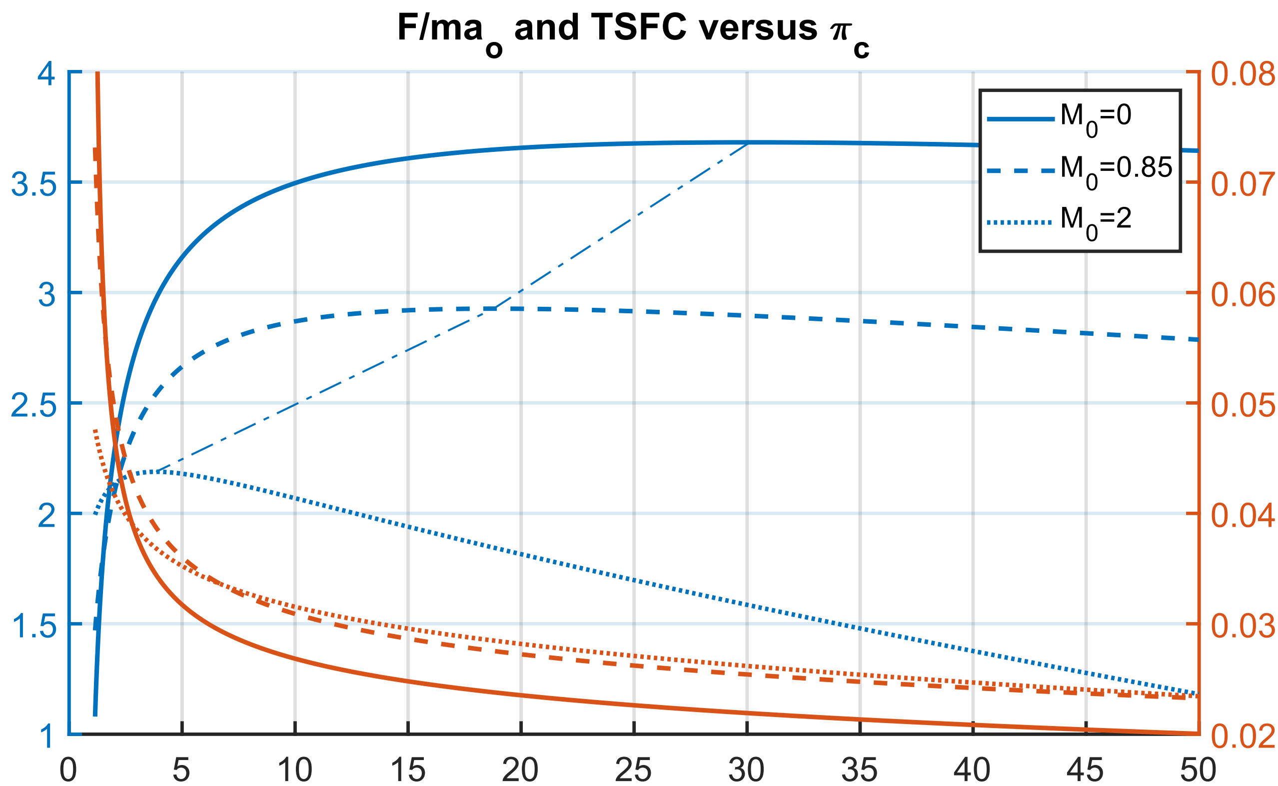
Dalla figura si nota:

- All'aumentare di τ_λ aumentano sia la spinta specifica che il consumo specifico;
- Come già visto la curva della spinta ha un massimo, viceversa il consumo specifico ha un minimo per π_c maggiore;



Valutazione della spinta caso ideale

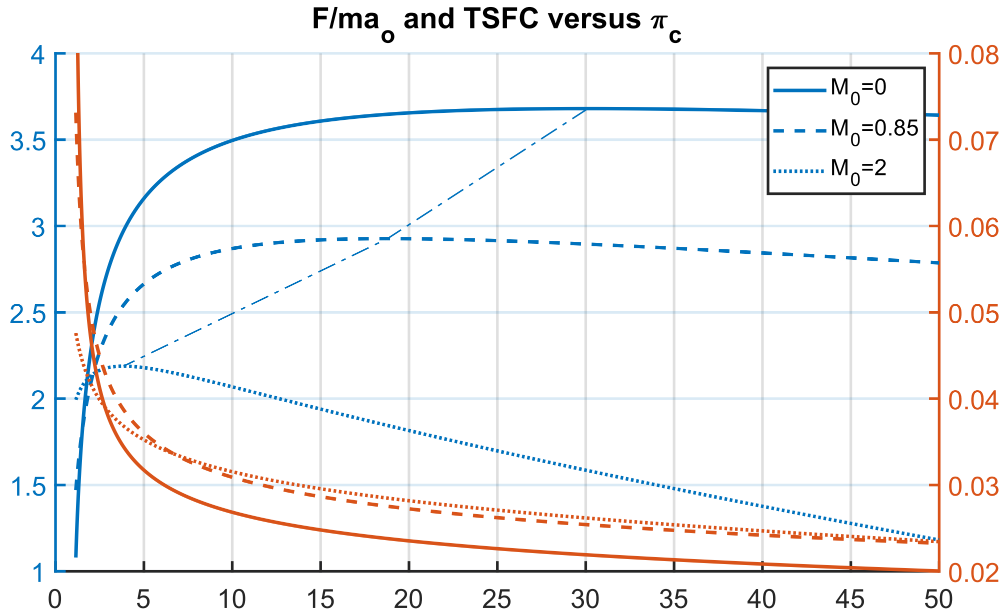
$$T_{t4} = 1750K, T_0 = 250K, Q_R = 42{,}800kJ/kg$$



Valutazione della spinta caso ideale

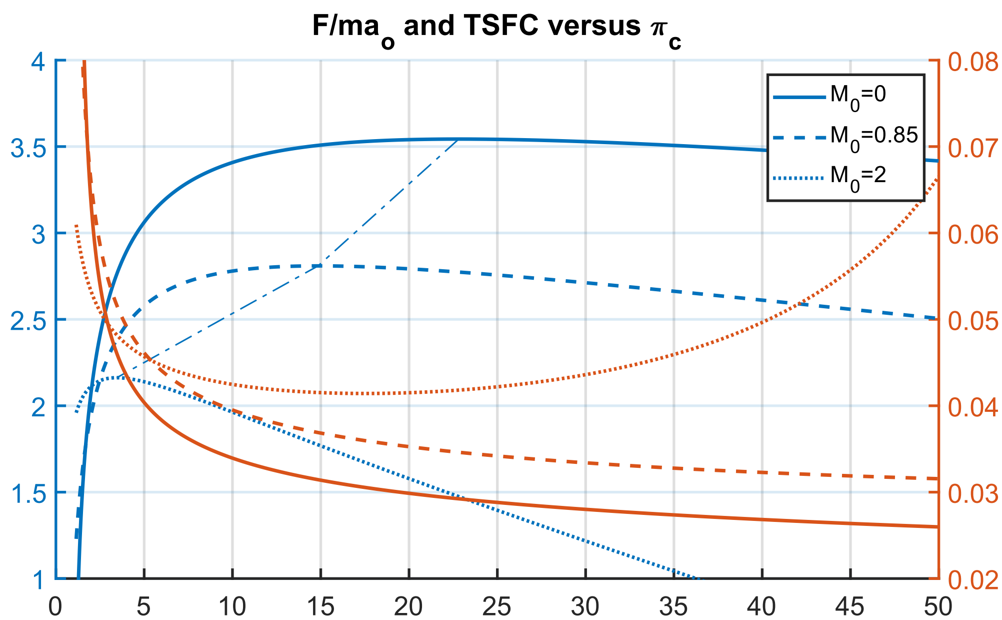
Dalla figura si nota:

- All'aumentare del numero di Mach di volo il massimo della spinta specifica si sposta a sinistra;
- La spinta tende a zero per alti valori di π_c ma nel caso ideale il consumo specifico non diverge (*f* tende a zero).

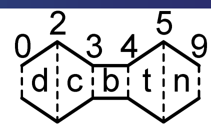


Valutazione della spinta

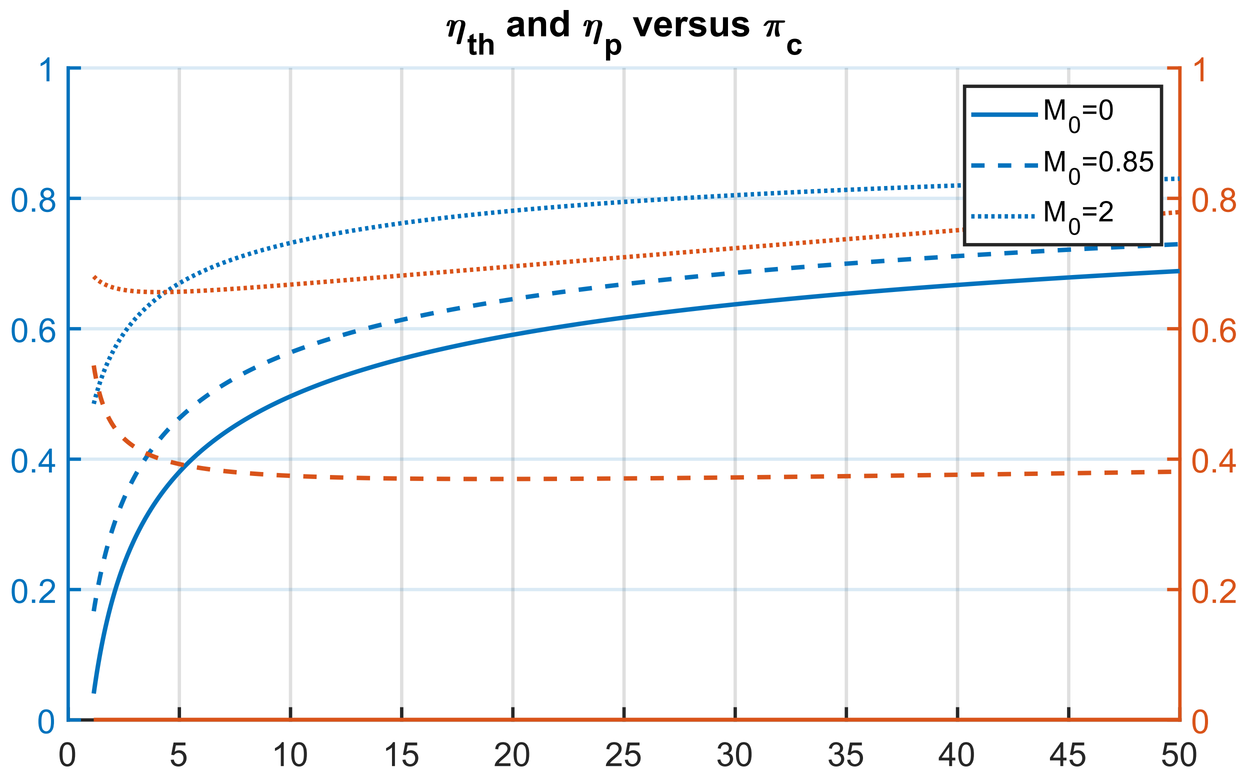
Nel **caso reale**, l'introduzione delle perdite, comportare una contenuta diminuzione della spinta ed un aumento del consumo specifico (ed una divergenza per alti π_c).



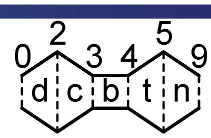
Valutazione della spinta caso ideale



$T_{t4} = 1750K, T_0 = 250K, Q_R = 42{,}800 kJ/kg$

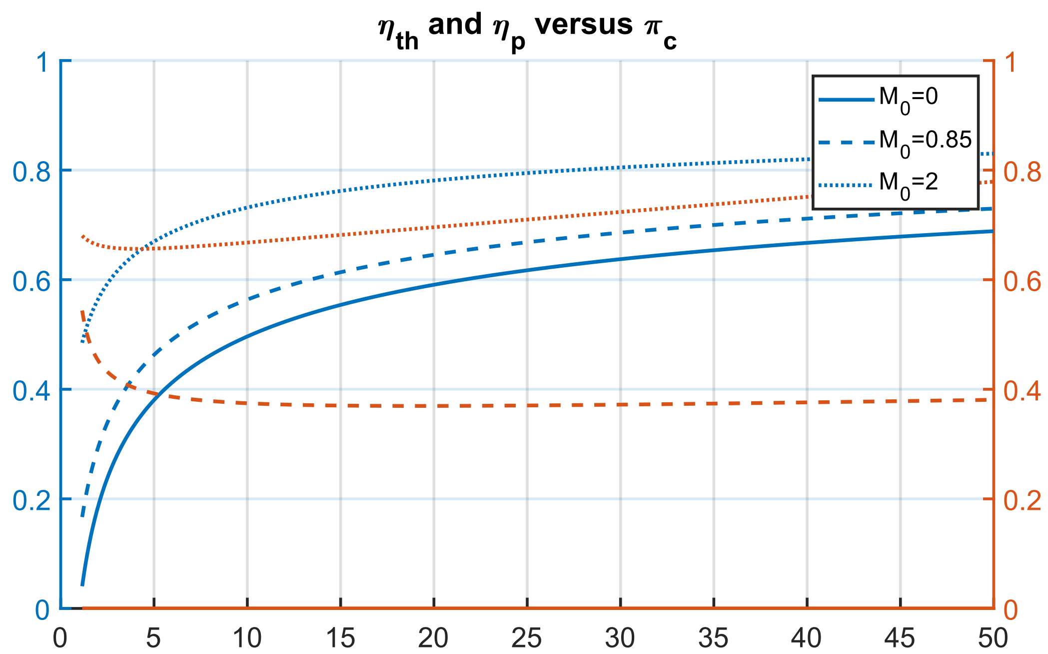


Valutazione della spinta caso ideale

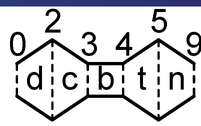


Il rendimento termico aumenta con il rapporto di compressione mentre quello propulsivo ha un minimo. Il rendimento complessivo aumenta.

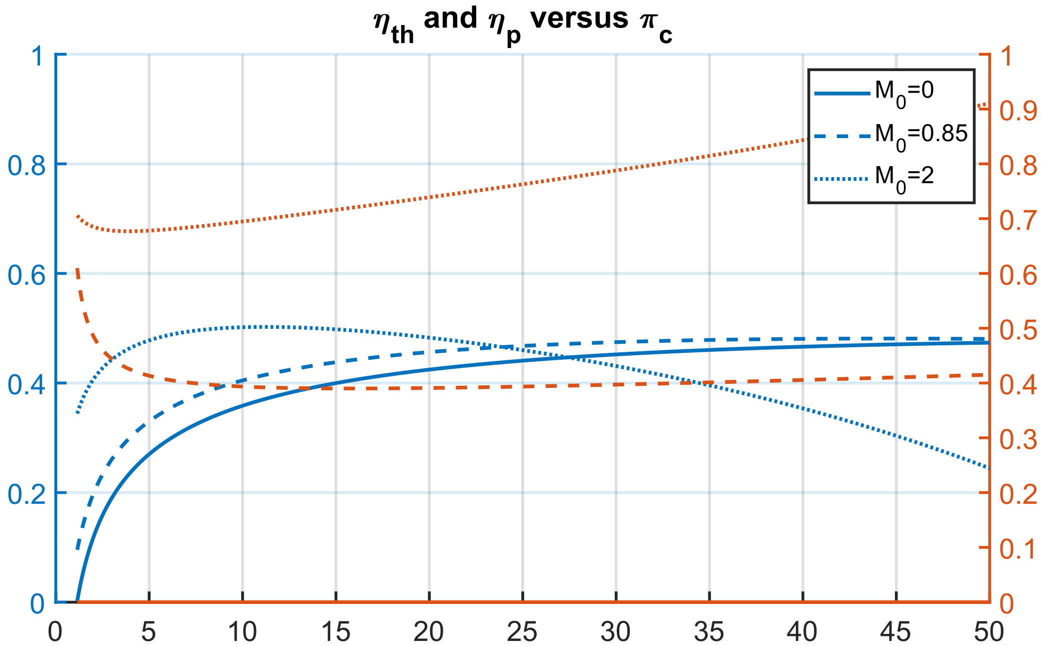
$$\eta_p = \frac{F_i V_0}{\Delta K\dot{E}} \cong \frac{2V_0}{V_9 + V_0}$$



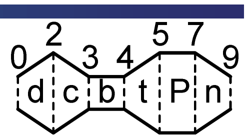
Valutazione della spinta



Chiaramente nel **caso reale** il rendimento termico peggiora significativamente.

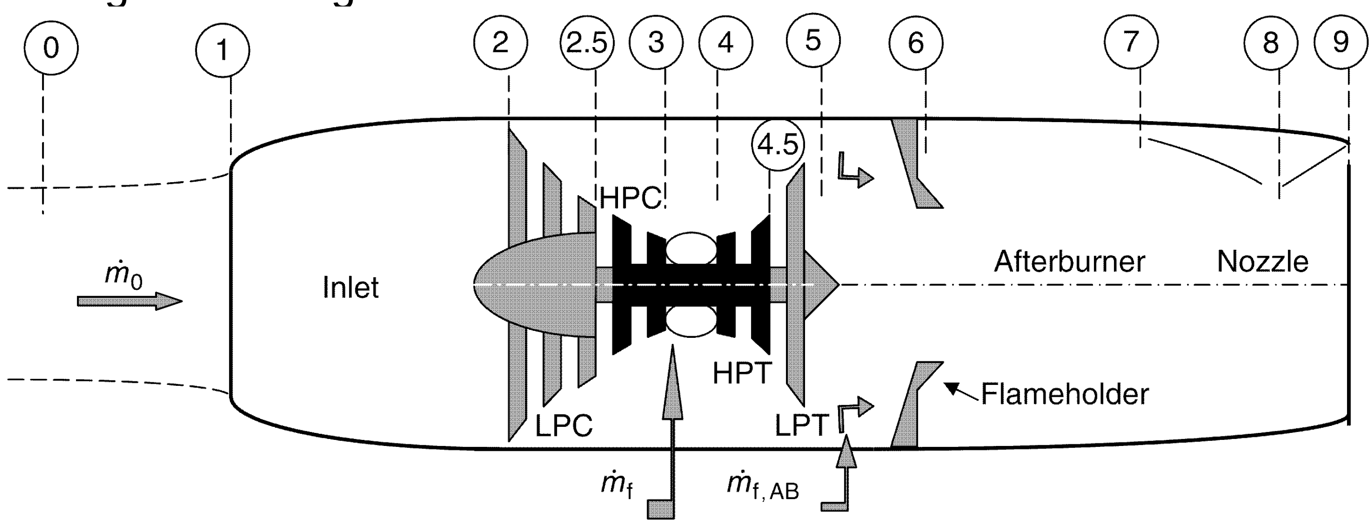


Post Bruciatore



Spesso, in particolare per applicazioni militari, si usa un **postbruciatore** (AfterBurner AB) per **aumentare la spinta** dei motori a turbina. Questa soluzione ha il potenziale di raddoppiare la spinta senza notevoli modifiche del motore. Il prezzo da pagare è un **aumento** significativo **consumo** di carburante.

La geometria dell'ugello in questo caso è normalmente di tipo convergente divergente.



Post Bruciatore

La successiva combustione provoca un aumento della temperatura di ristagno **riducendo la portata critica** rispetto al funzionamento senza post bruciatore:

$$\dot{m} = \frac{p_t A^* \Psi^*}{a_t}$$

è necessario quindi utilizzare un ugello a **geometria variabile**. Nella realtà oltre all'aumento di temperatura di ristagno sarà presente anche un leggero aumento della portata ed una diminuzione della pressione di ristagno oltre ad una variazione del gas.

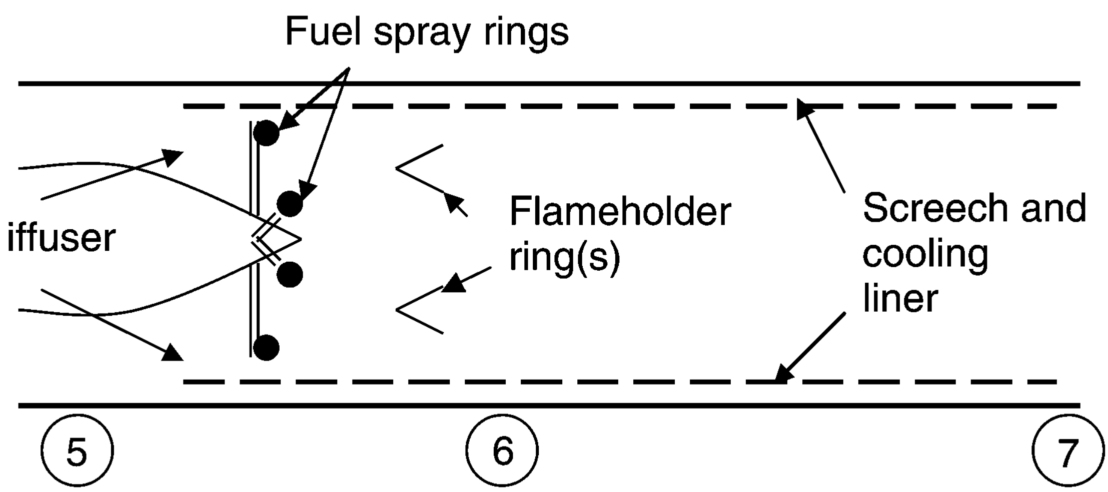
In prima approssimazione si ha:

$$\frac{A_{8AB}}{A_8} \approx \sqrt{\frac{T_{t8AB}}{T_{t8}}}$$

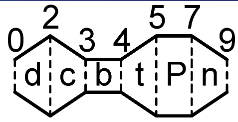
Post Bruciatore

Un post bruciatore è composto da un diffusore, un sistema di vaporizzazione ed uno stabilizzatore di fiamma.

- Il **diffusore** serve per rallentare la corrente ed aumentare l'efficienza della combustione;
- Il **sistema di vaporizzazione** è normalmente montato su una serie di anelli con vari ugelli che generano lo **spray**;
- Gli **stabilizzatori** hanno una forma a V e creano una zona di ricircolo nella loro scia turbolenta.



Post Bruciatore

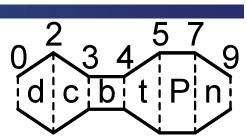


Inoltre è normalmente usato **un cilindro perforato** per ridurre il rumore generato dalle instabilità della combustione e come condotto per il raffreddamento.

Nella schematizzazione del post bruciatore si suppone che gli **scambi termici** siano **trascurabili**. I parametri che influenzano il funzionamento di un post bruciatore sono:

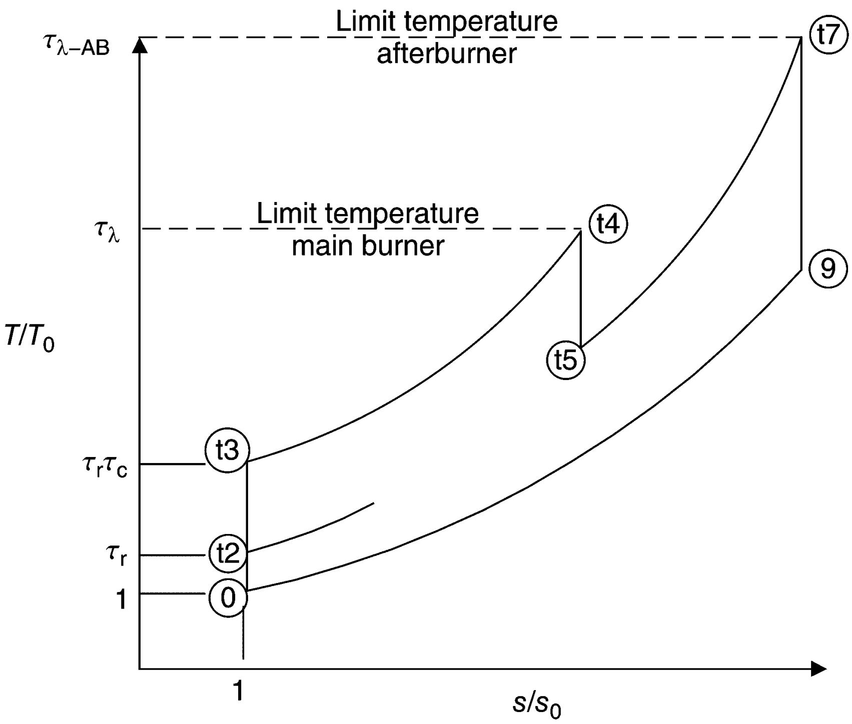
- Il potere calorifico del combustibile $Q_{R.AB}\left[\frac{kJ}{kg}\right]$;
- La portata di combustibile o la temperatura d'uscita ($\dot{m}_{f.AB}$ o f_{AB} o T_{t7} o $\tau_{\lambda.AB}=\frac{h_{t7}}{h_0}$);
- Il rendimento della combustione η_{AB};
- Il rapporto delle pressioni di ristagno $\pi_{AB}=\frac{p_{t7}}{p_{t5}}$.

Post Bruciatore

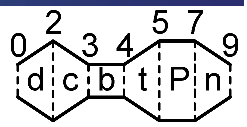


Il **ciclo termodinamico ideale** modificato è mostrato in figura in termini adimensionali (in realtà sarebbe meglio avere l'entalpia sulle ordinate).

Nell'analisi si suppone che il postbruciatore non influenzi i componenti a monte.



Post Bruciatore



L'equazione della spinta diventa:

$$\frac{F_u}{\dot{m}_0 a_0} = (1 + f + f_{AB})\frac{V_{9.e}}{a_0} - M_0$$

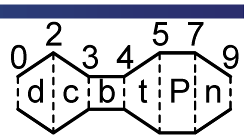
dove:

Nel caso ideale si trova:

$$\boxed{f + f_{AB} = \frac{\tau_{\lambda AB} - \tau_r}{Q_R / c_p T_0}}$$

Che è **funzione** del **numero di Mach** e **non** del **rapporto di compressione.**

Post Bruciatore



$$\boxed{\frac{F_u}{\dot{m}_0 a_0} = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1}\tau_{AB}\tau_b(\tau_t\tau_c\tau_r - 1)} - M_0}$$

$$\boxed{\frac{\tau_{\lambda.AB}}{\tau_t\tau_c\tau_r} = \tau_{AB}\tau_b}$$

che confrontata con quella relativa al caso senza post bruciatore:

$$\boxed{\frac{F_u}{\dot{m}_0 a_0} = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1}\tau_b(\tau_t\tau_c\tau_r - 1)} - M_0}$$

mostra esplicitamente l'influenza del post bruciatore.

Anche in questo caso si può trovare un **rapporto di compressione** ottimo, che massimizza la spinta, in funzione dei rapporti di temperature massime. Riscrivendo la spinta come:

$$\boxed{\frac{F_u}{\dot{m}_0 a_0} = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1}\tau_{\lambda.AB}\left(1 - \frac{1}{\tau_t\tau_c\tau_r}\right)} - M_0}$$

si nota che il termine $\tau_t\tau_c\tau_r$ deve essere massimizzato

Post Bruciatore

$$\tau_{c_{max}} = \frac{\tau_\lambda + \tau_r}{2\tau_r} \rightarrow \pi_{c_{max}} = \left(\frac{\tau_\lambda + \tau_r}{2\tau_r}\right)^{\frac{1}{k}}$$

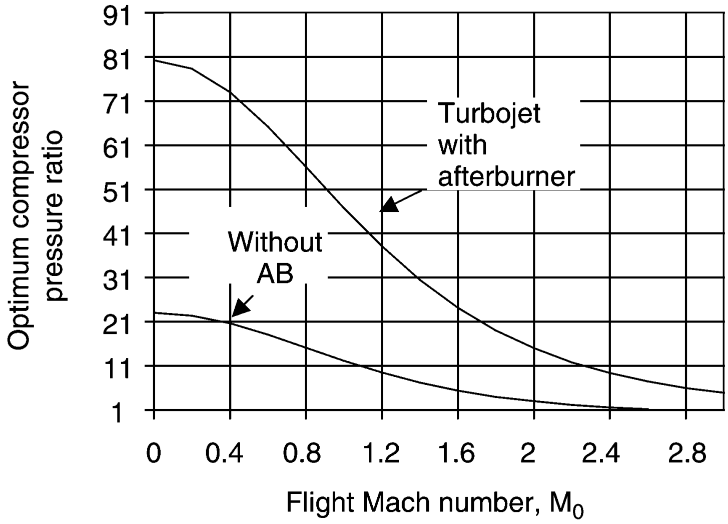
$$\pi_{c_{max}.TJET} = \left(\frac{\sqrt{\tau_\lambda}}{\tau_r}\right)^{\frac{1}{k}}$$

Come si vede il rapporto di compressione ottimo è **indipendente** dal **limite** di **temperatura** nel post bruciatore (PB).

Dalla figura si nota:

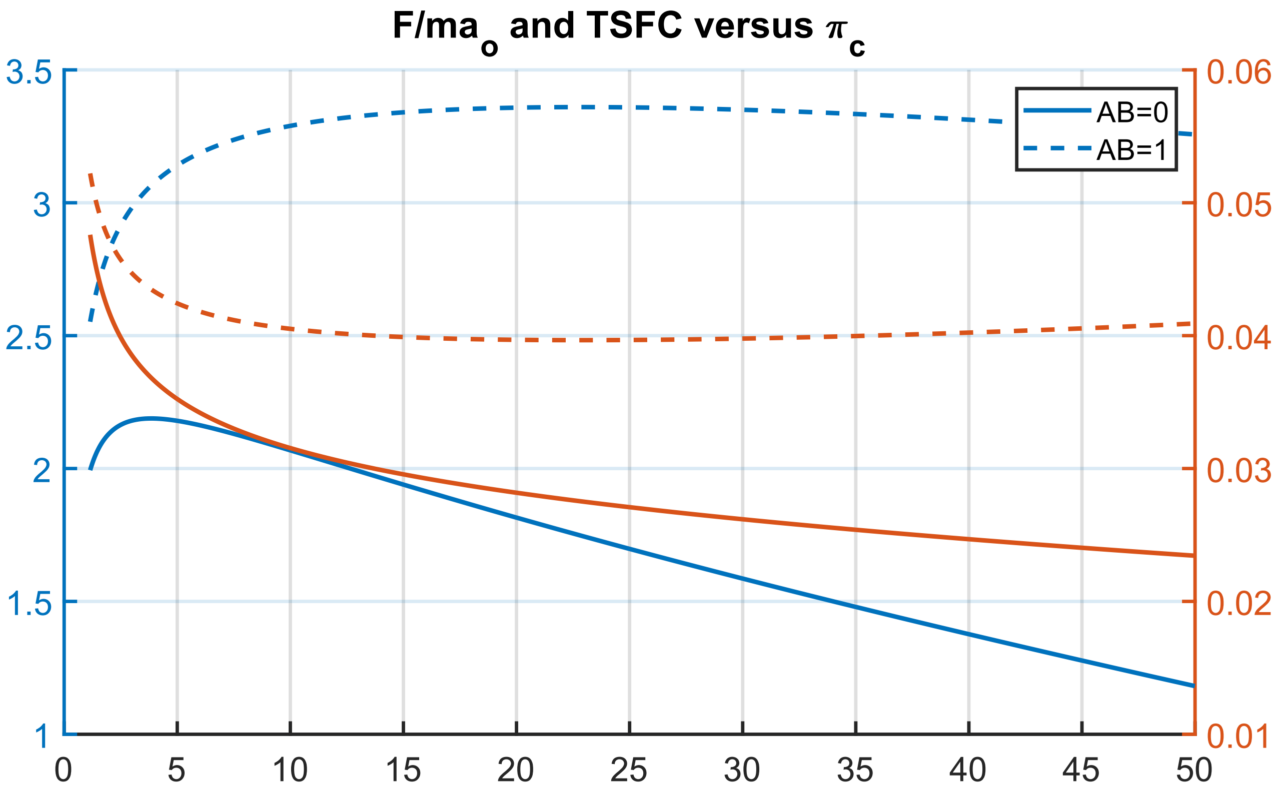
- in regime subsonico $\pi_{c_{max}}$ è molto grande;
- $\pi_{c_{max}}$ senza PB è sempre minore di quello con PB;

Il che permette di avere un **motore** che può **funzionare** in condizioni quasi **ottimali** sia in regime **subsonico** con PB spento che **supersonico** con PB acceso.

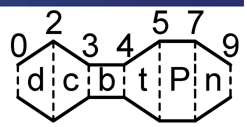


Post Bruciatore

$$M_0 = 2, T_{t4} = 1750K, T_{t7} = 2250K, T_0 = 250K, Q_R = 42{,}800 kJ/kg$$

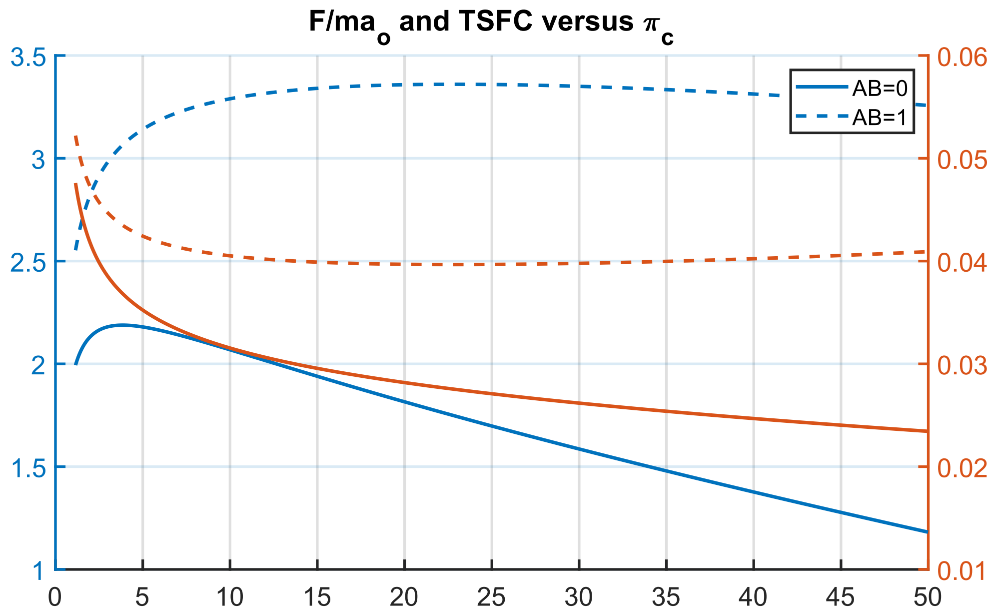


Post Bruciatore

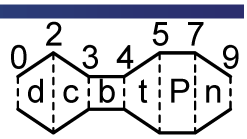


Accendendo il post bruciatore si nota

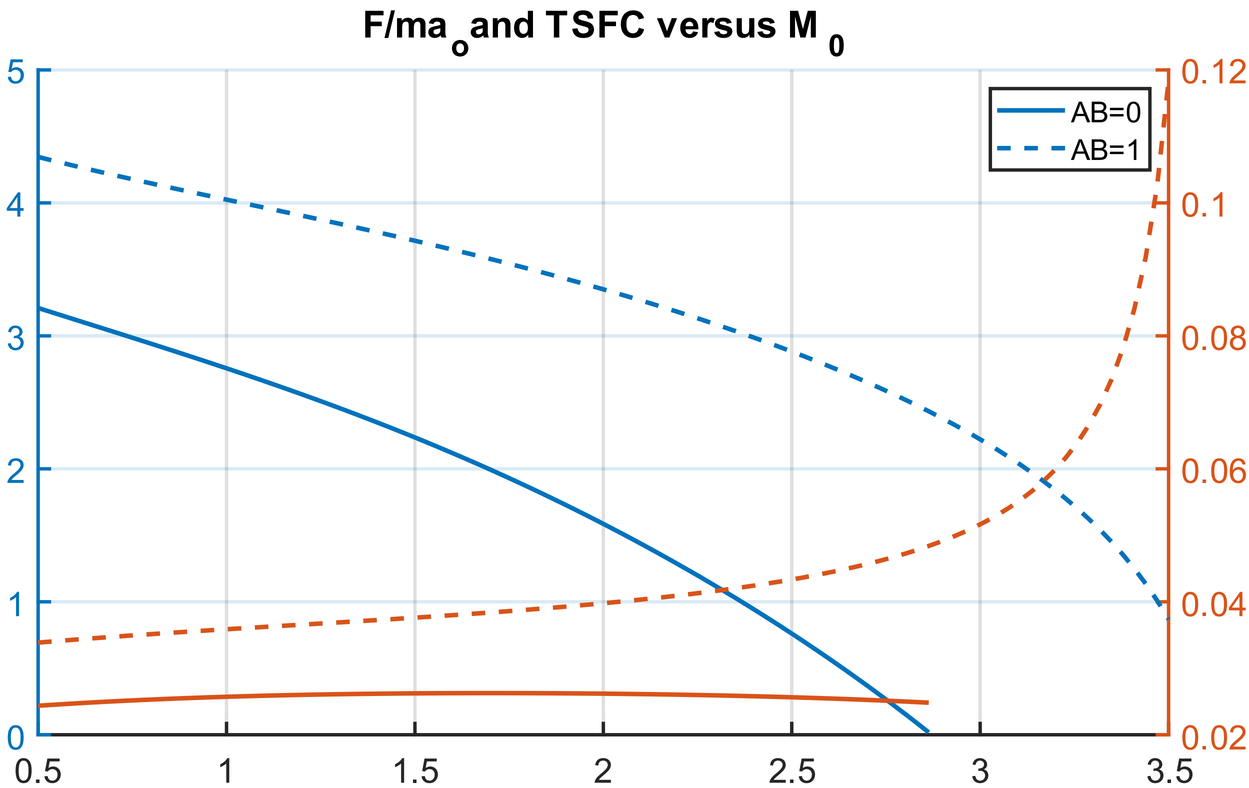
- Un aumento della spinta e del consumo specifico;
- Uno spostamento del rapporto di compressione ottimo verso destra.



Post Bruciatore



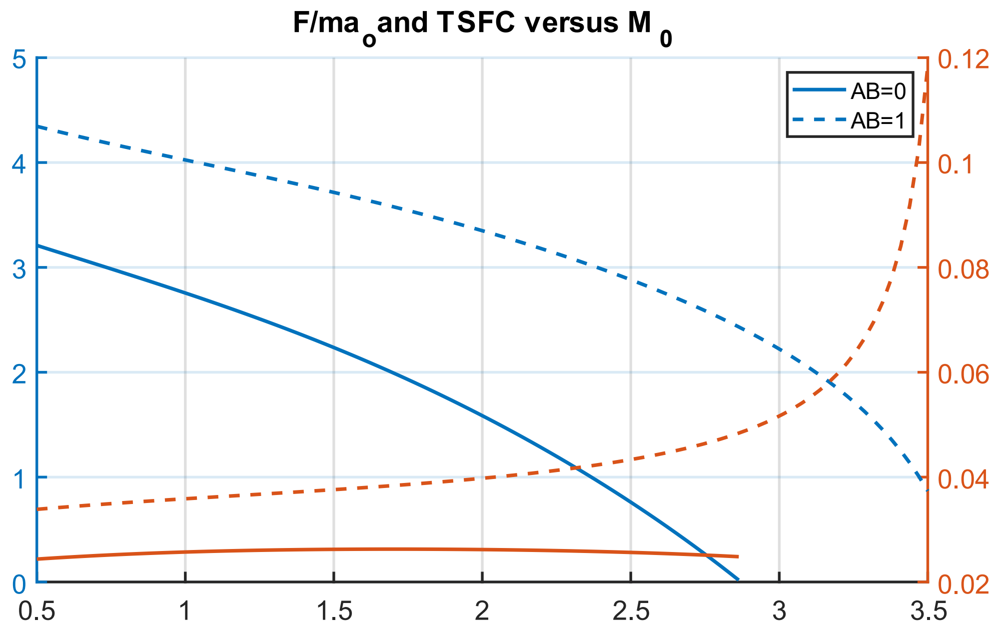
$$\pi_c = 30, T_{t4} = 1750K, T_{t7} = 2250K, T_0 = 250K, Q_R = 42{,}800 kJ/kg$$



Post Bruciatore

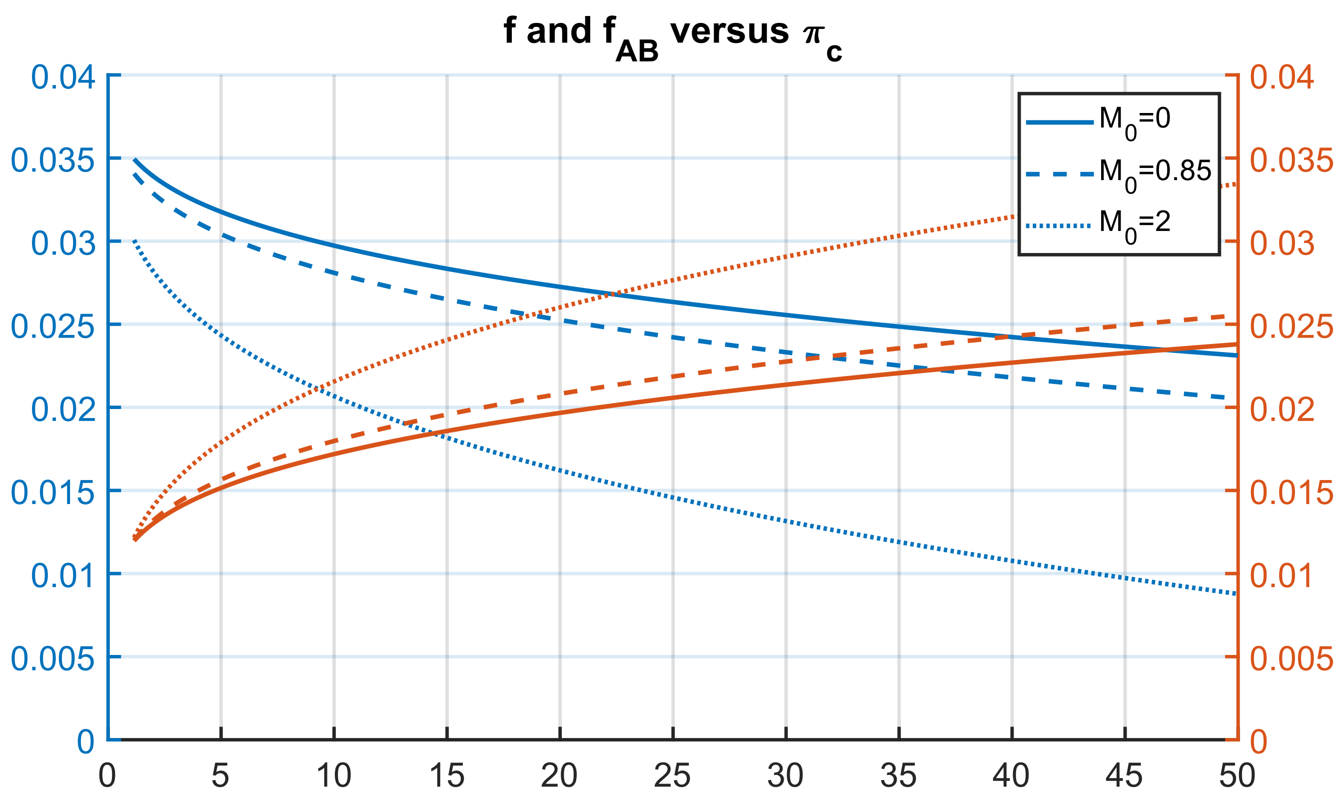
Aumentando il numero di Mach:

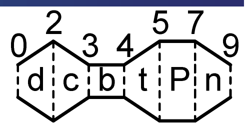
- La spinta tende a zero a valori maggiori del numero di Mach;
- Si estende il range di utilizzo del motore.



Post Bruciatore

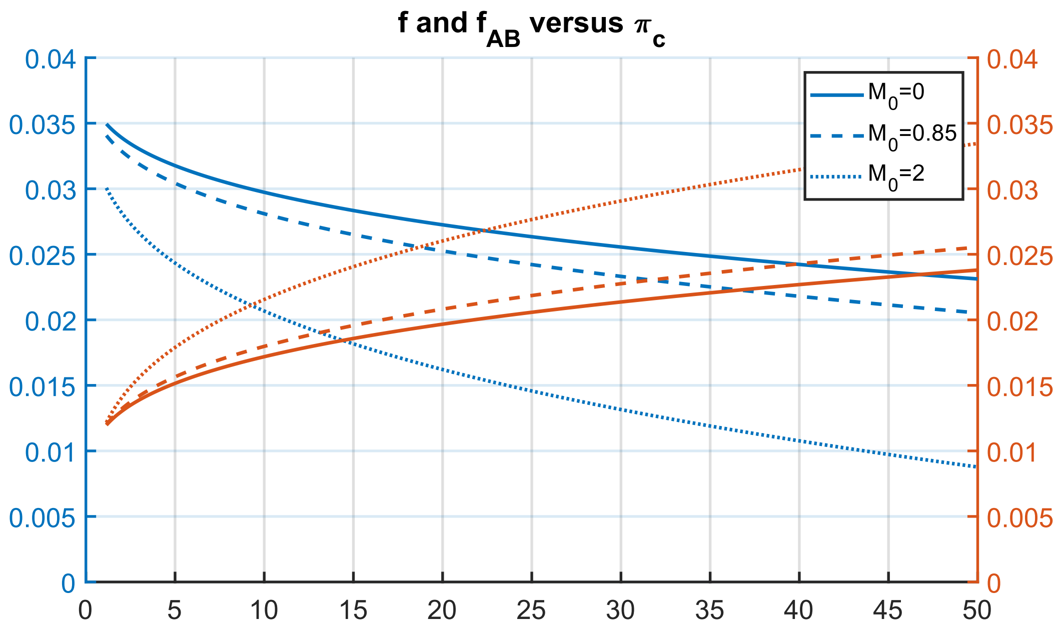
$$T_{t4} = 1750K, T_{t7} = 2250K, T_0 = 250K, Q_R = 42{,}800 kJ/kg$$





Aumentando il rapporto di compressione:

- *f* diminuisce mentre f_{AB} aumenta mantenendo, come già detto, la somma costante;



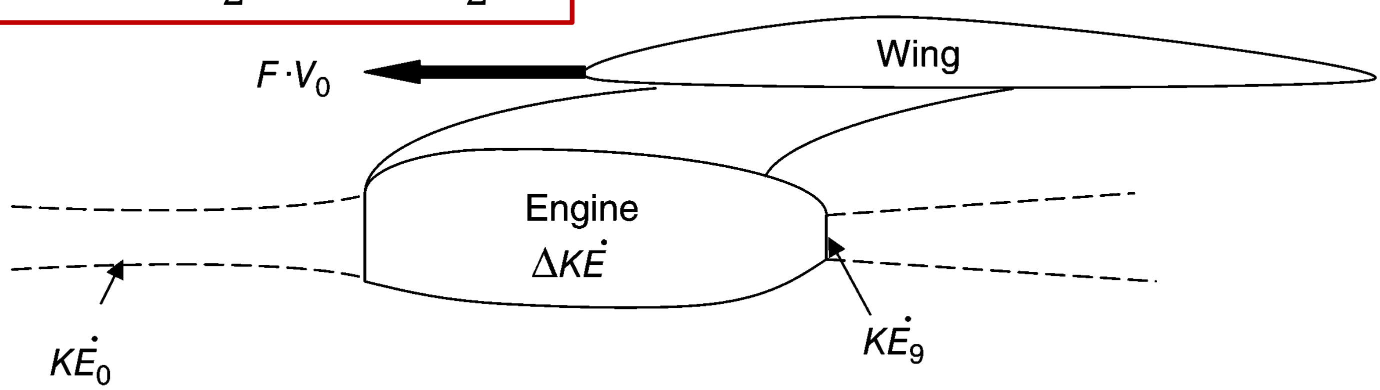
Rendimento propulsivo esoreattori

Il **rendimento propulsivo** è definito come il rapporto fra la **potenza propulsiva** e quella fornita al **getto**:

$$\eta_p = \frac{F_i V_0}{\Delta K\dot{E}}$$

Per **semplificare** la relazione precedente è possibile utilizzare la F_u e nell'ipotesi di funzionamento **corretto** dell'**ugello**:

$$\boxed{\eta_p \cong \frac{\left[(\dot{m}_0 + \dot{m}_f)V_9 - \dot{m}_0 V_0\right]V_0}{\dfrac{(\dot{m}_0 + \dot{m}_f)V_9^2}{2} - \dfrac{\dot{m}_0 V_0^2}{2}}}$$



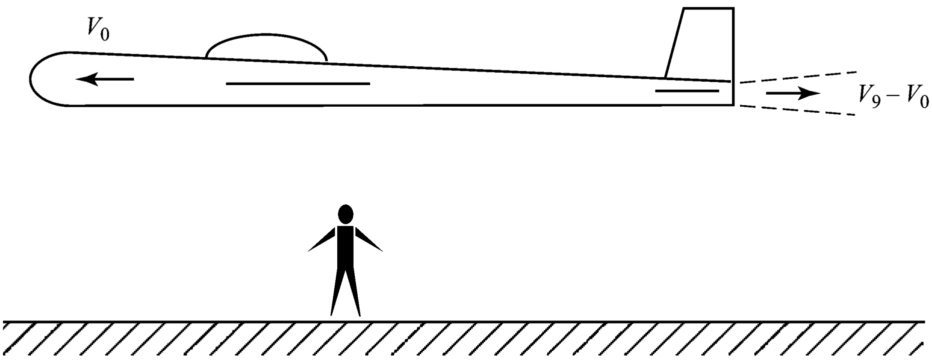
Rendimento propulsivo esoreattori

Supponendo inoltre che $\dot{m}_f$ sia **trascurabile** rispetto a $\dot{m}_0$:

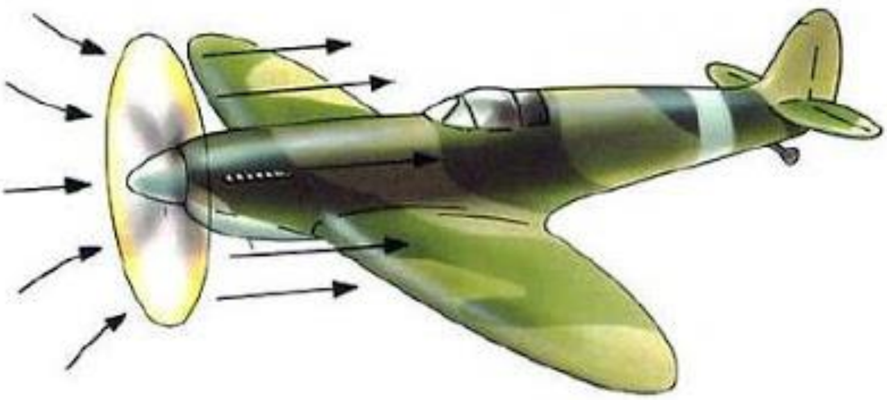
$$\eta_p \cong \frac{2}{1+\frac{V_9}{V_0}}$$

Conviene utilizzare **piccole differenze di velocità** e grandi portate. L'utilizzo di TurboProp o TurboFan ad alto bypass vanno in questa direzione.

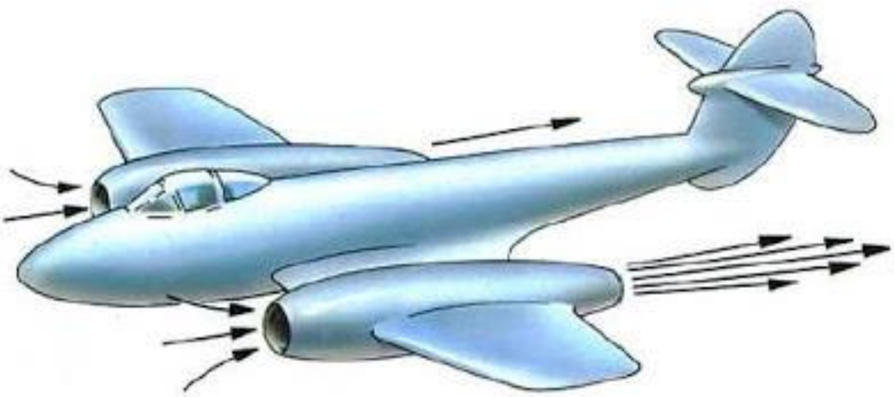
Per un **osservatore fisso** il propulsore oltre a produrre un **lavoro utile** (FV_0) accelera inutilmente anche l'aria producendo una velocità residua ($V_9 - V_0$).



Genesi della spinta

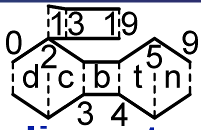


Grande portata d'aria e piccole accelerazioni.



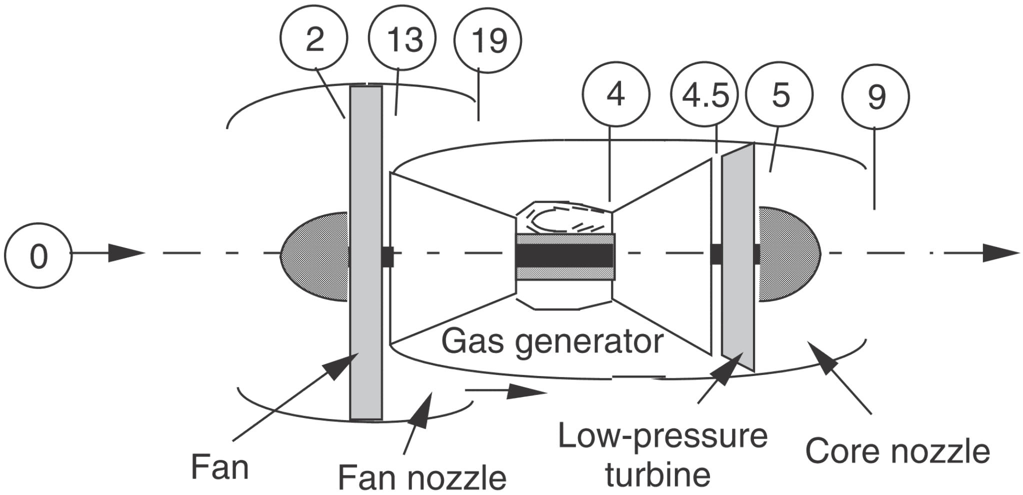
Piccola portata d'aria e grandi accelerazioni.

Turbofan

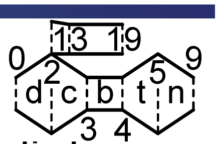


Il principio del **turbofan** e quello di **aumentare** il **rendimento** propulsivo utilizzando una maggiore portata d'aria ed una minore differenza di velocità.

L'aumento del rendimento propulsivo è in principio indipendente dal numero di Mach ma le **resistenze** associate alla maggiore **area frontale crescono** troppo ed i turbofan a grande bypass non sono normalmente utilizzati in **regime supersonico**.



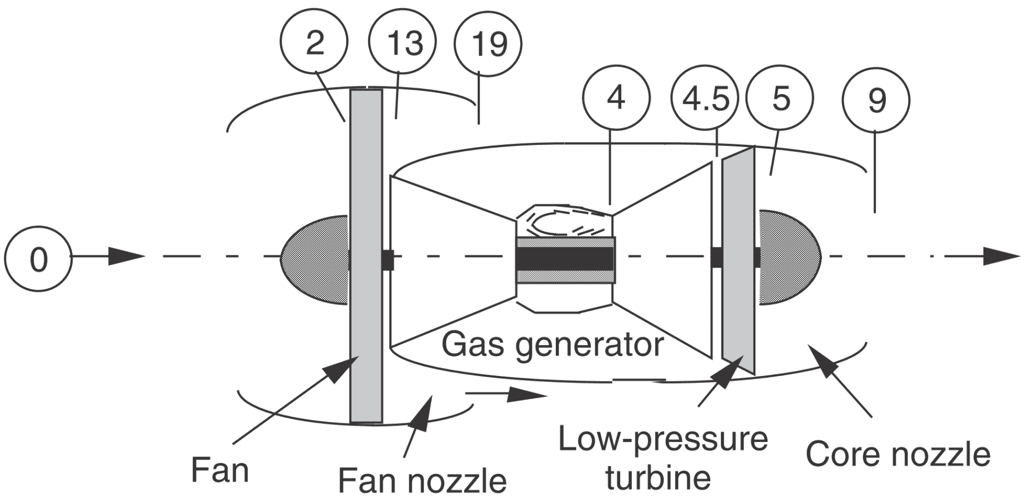
Turbofan



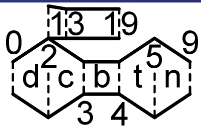
Normalmente il fan è collegato ad una seconda turbina di bassa pressione con un **sistema a doppio albero** (double spool). Le velocità angolari dei due alberi sono diverse e le indicheremo con: N_1 ed N_2.

Due nuovi parametri caratterizzano il turbofan:

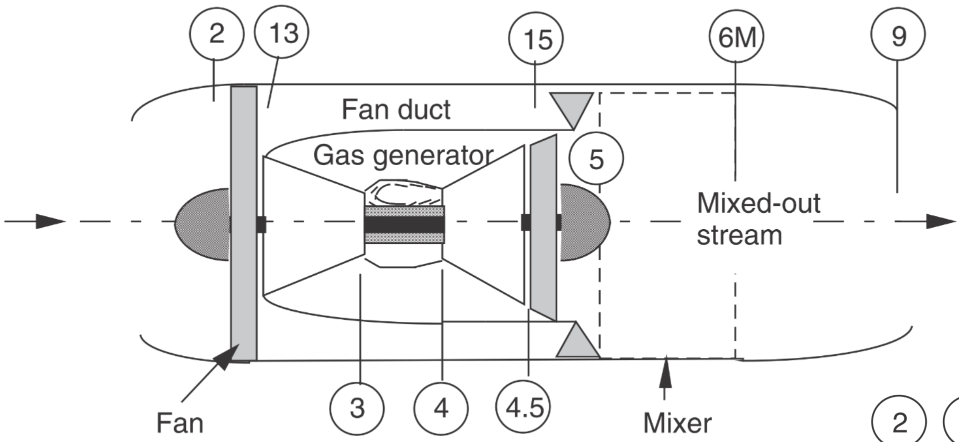
- il rapporto di bypass $\alpha = \frac{\dot{m}_{19}}{\dot{m}_3}$
- il rapporto di pressione nel fan $\pi_f = \frac{p_{t13}}{p_{t2}}$

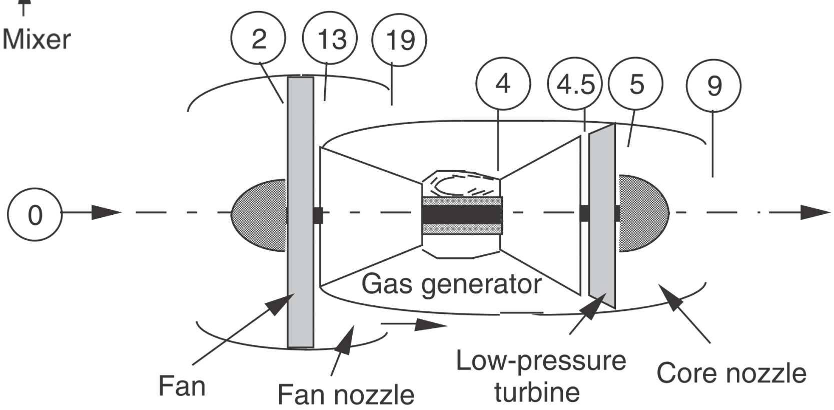


Turbofan

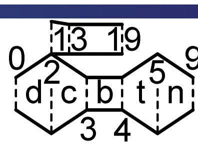


Il flusso secondario può essere **miscelato** a valle in un mixer oppure si può avere anche un motore a **flussi separati**.





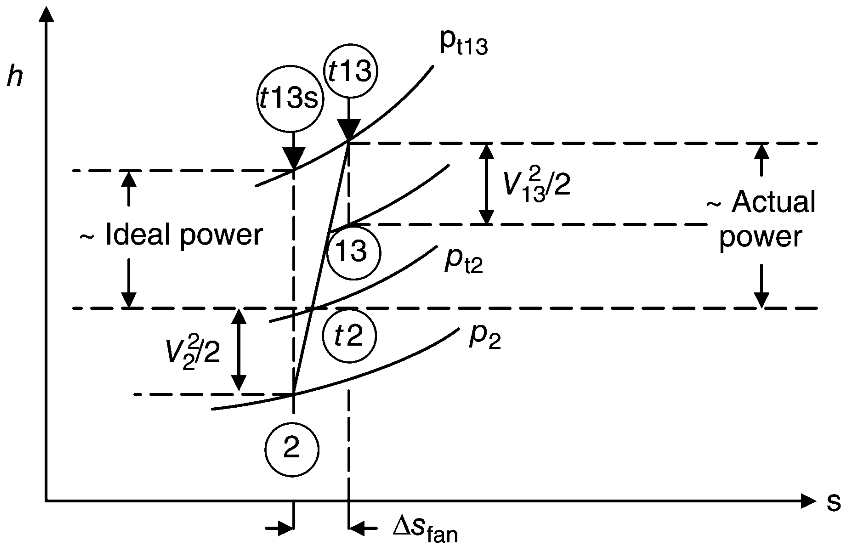
Turbofan a flussi separati



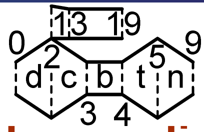
Il **fan** in prima approssimazione può essere **schematizzato** come un **compressore**:

$$\eta_f = \frac{h_{t13s} - h_{t2}}{h_{t13} - h_{t2}}$$

$$\tau_f = \pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma e_f}}$$



Turbofan a flussi separati

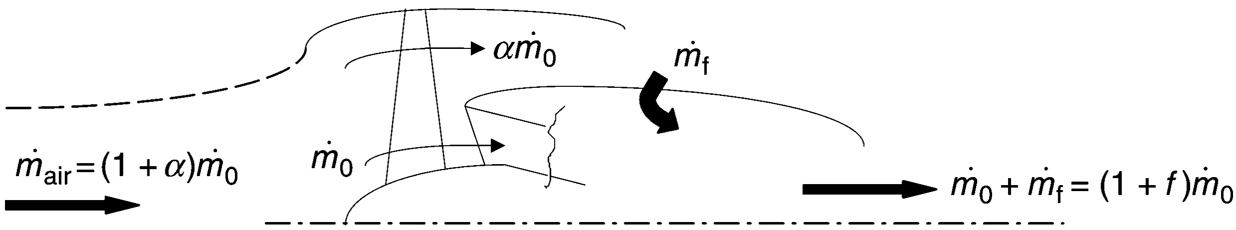


Il **bilancio di energia** nella turbina diventa (con un **abuso di simbologia** mostrato in figura):

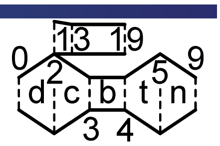
$$\eta_m \dot{m}_0 (1+f)(h_{t4} - h_{t5}) = \dot{m}_0 (h_{t3} - h_{t2}) + \alpha \dot{m}_0 (h_{t13} - h_{t2})$$

$$\boxed{\tau_t = 1 - \frac{\tau_r \left[(\tau_c - 1) + \alpha\left(\tau_f - 1\right) \right]}{\eta_m (1+f) \tau_\lambda}}$$

Evidentemente questa equazione non ha senso se τ_t diventasse **negativo**. Da un esame del ciclo Brayton è chiaro che in un turbogetto questa evenienza non è possibile, però in un turbofan si potrebbero scegliere valori di α o π_f che comportano un funzionamento impossibile.



Turbofan a flussi separati



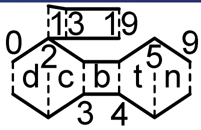
L'equazione della spinta diventa:

$$\frac{F_u}{\dot{m}_{air} a_0} = \frac{(1+f)}{1+\alpha} \frac{V_{9.e}}{a_0} + \frac{\alpha}{1+\alpha} \frac{V_{19.e}}{a_0} - M_0$$

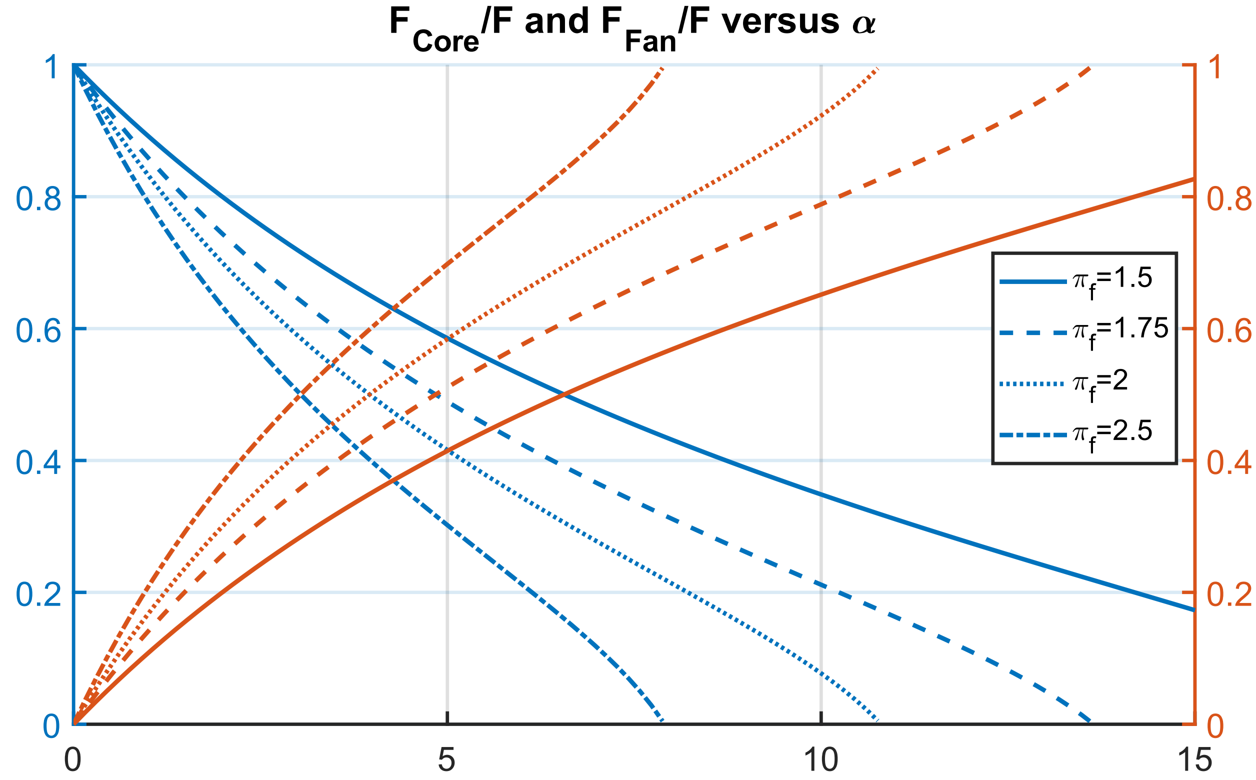
con:

$$\dot{m}_{air} = (1+\alpha)\dot{m}_0$$

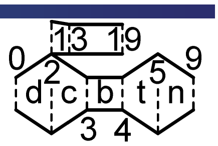
Turbofan a flussi separati



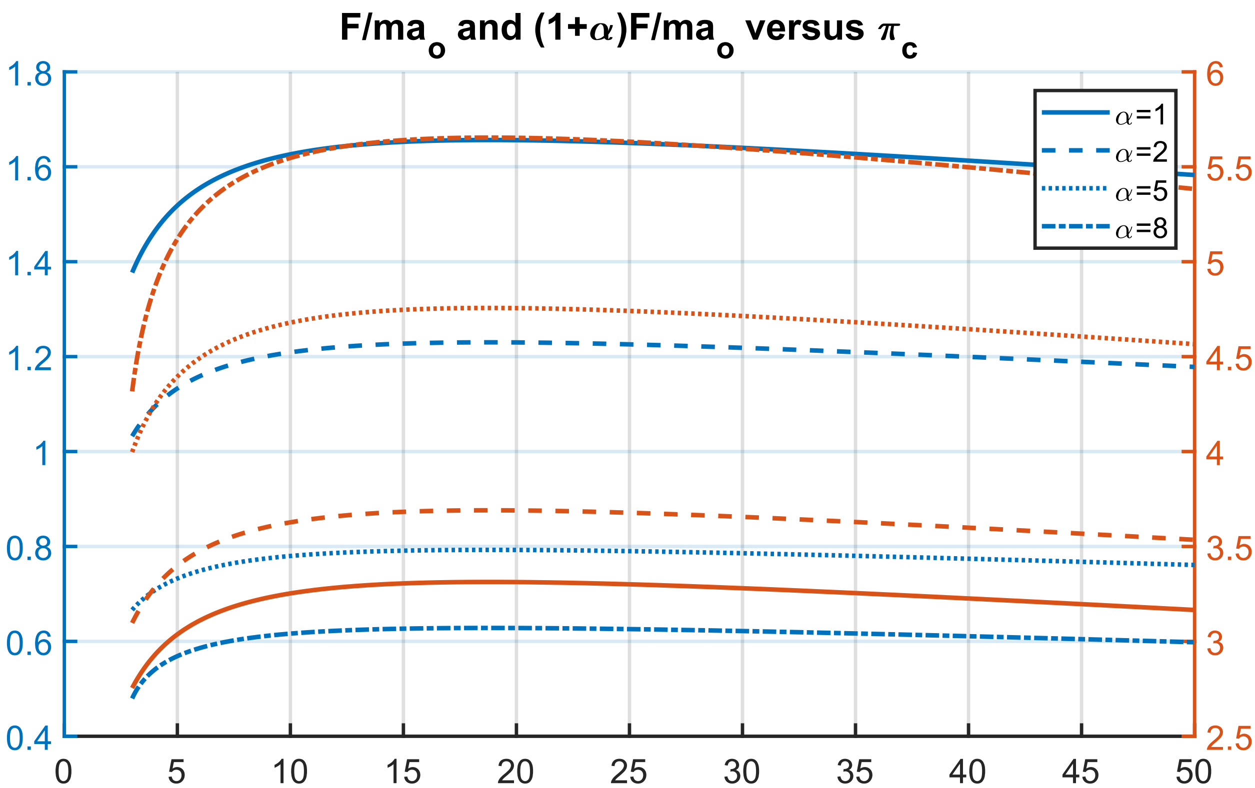
$$M_0 = 0.85, T_0 = 250K, T_{t4} = 1750K, Q_R = 42{,}800kJ/kg$$



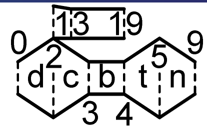
Turbofan a flussi separati



$$M_0 = 0.85, T_0 = 250K, T_{t4} = 1750K, \pi_f = 2, Q_R = 42{,}800kJ/kg$$

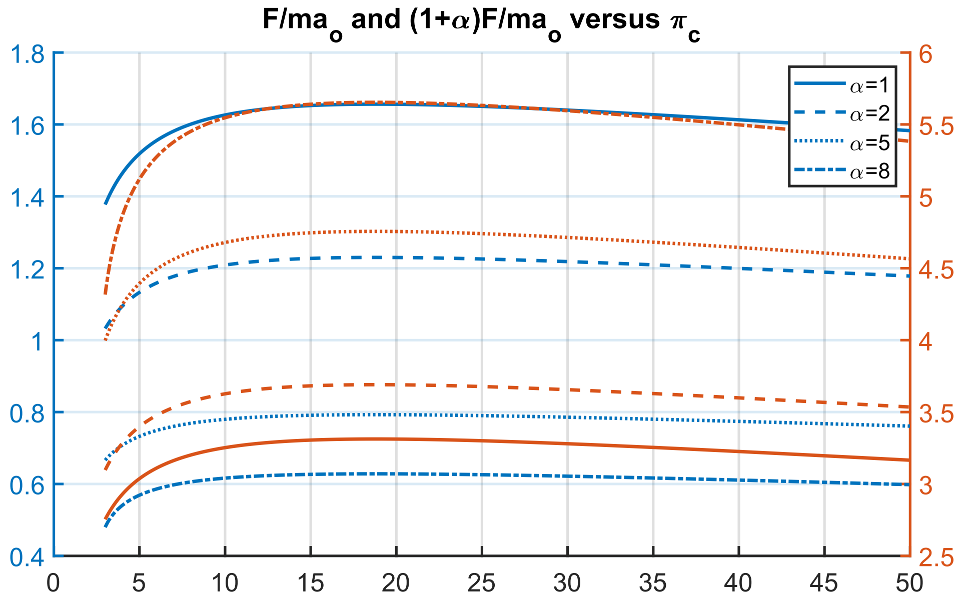


Turbofan a flussi separati

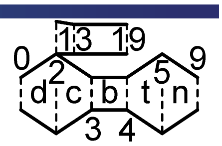


Dalla figura si nota:

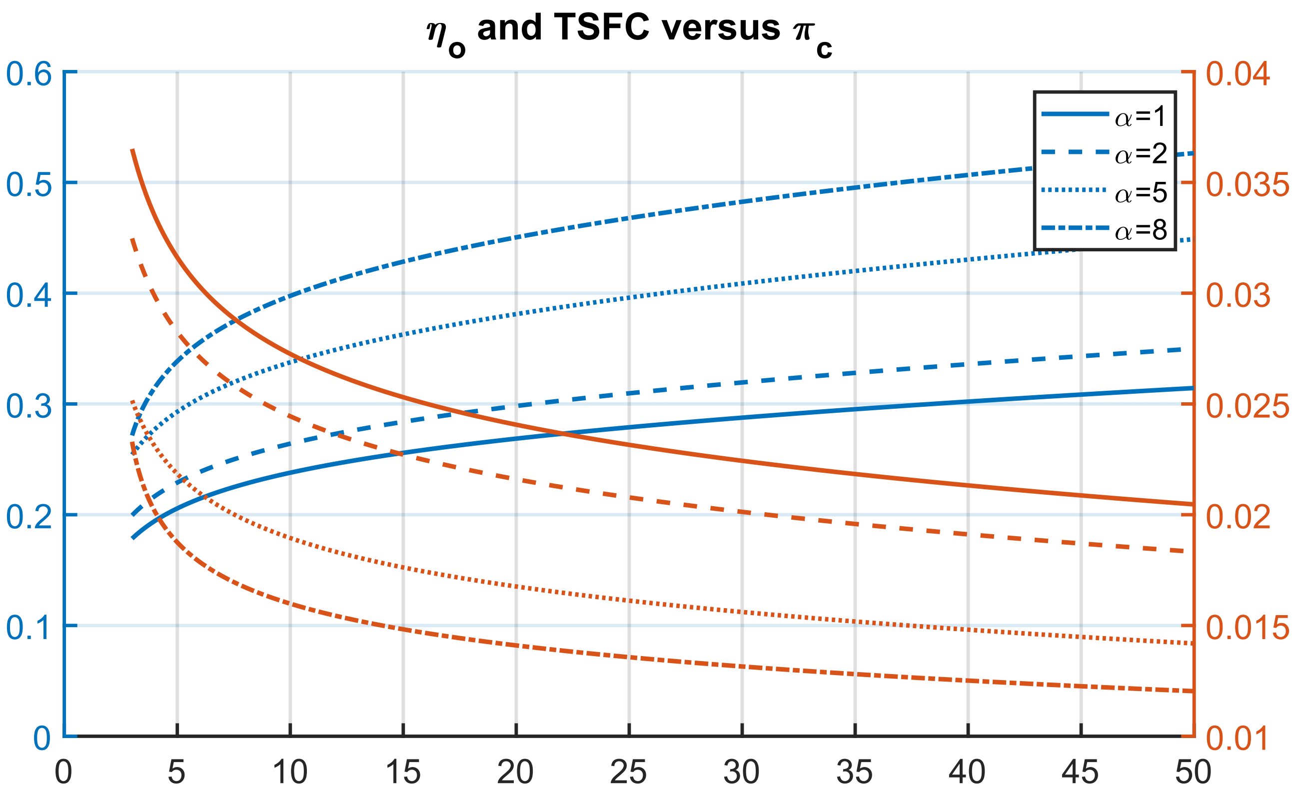
- Per $\pi_c > 10$ la spinta è quasi costante, in particolare, all'aumentare del rapporto di bypass;
- La spinta specifica diminuisce all'aumentare di α. Come mostrato in figura la normalizzazione penalizza il turbofan;



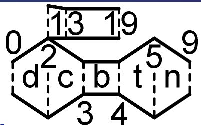
Turbofan a flussi separati



$$M_0 = 0.85, T_0 = 250K, T_{t4} = 1750K, \pi_f = 2, Q_R = 42{,}800kJ/kg$$

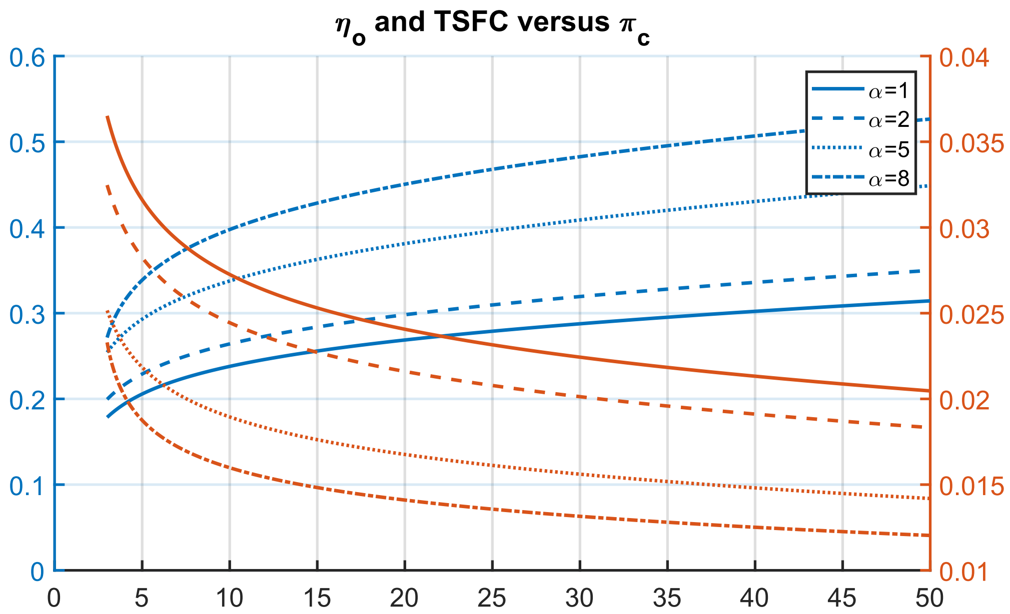


Turbofan a flussi separati

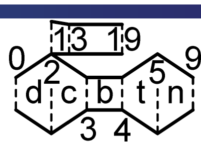


Dalla figura si nota che per i rapporti di pressione **mostrati in figura**:

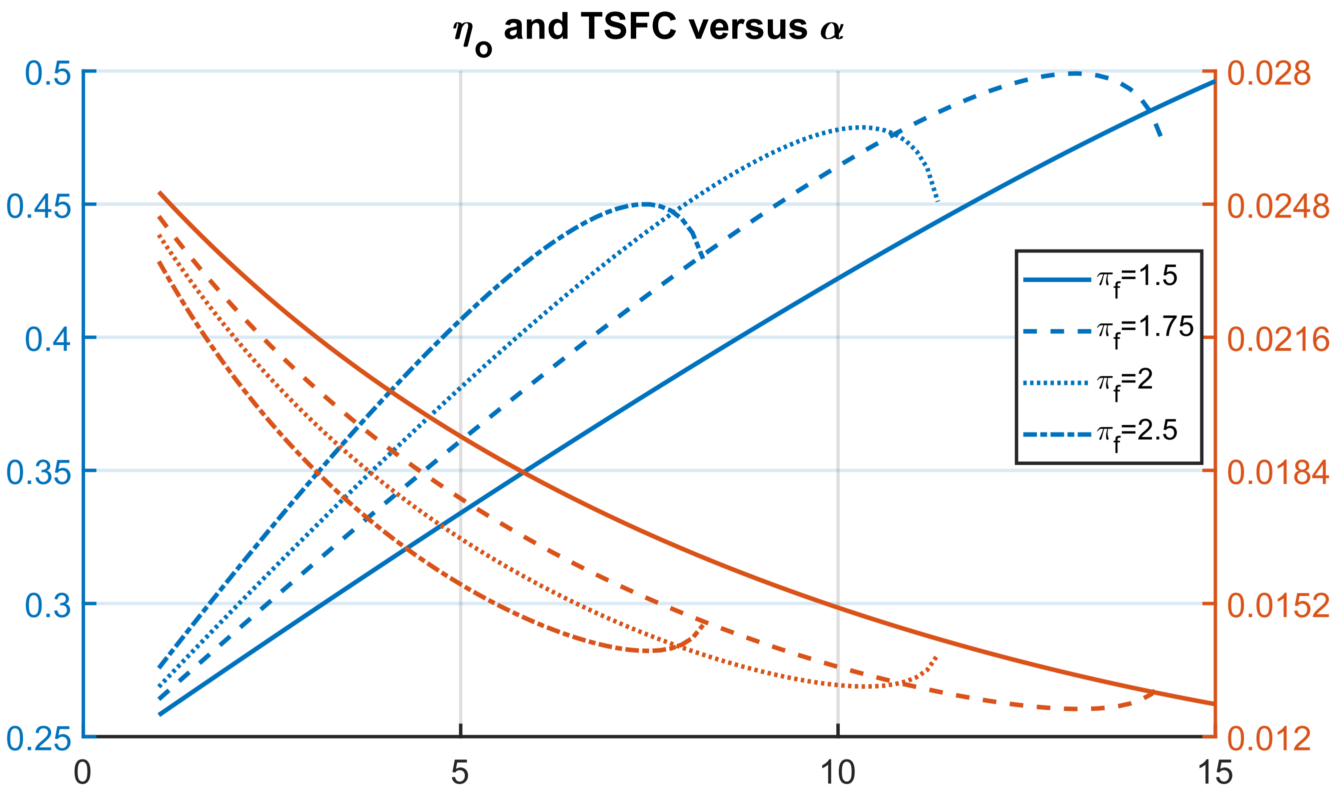
- Il consumo diminuisce con π_c e, coerentemente, il rendimento aumenta (per un aumento del rendimento termico);
- Un comportamento simile si ha anche all'aumentare di α (per un aumento del rendimento propulsivo).



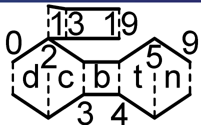
Turbofan a flussi separati



$\pi_c = 20, M_0 = 0.85, T_0 = 250K, T_{t4} = 1750K, Q_R = 42{,}800kJ/kg$

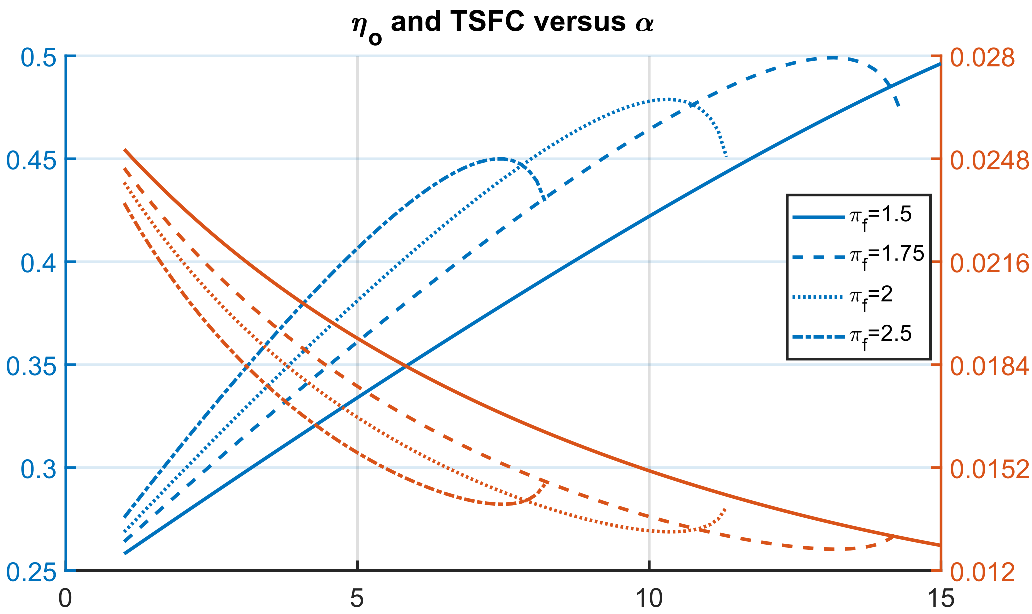


Turbofan a flussi separati

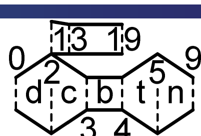


Dalla figura si nota che esiste un **rapporto di bypass ottimo** α^*. Si può dimostrare che:

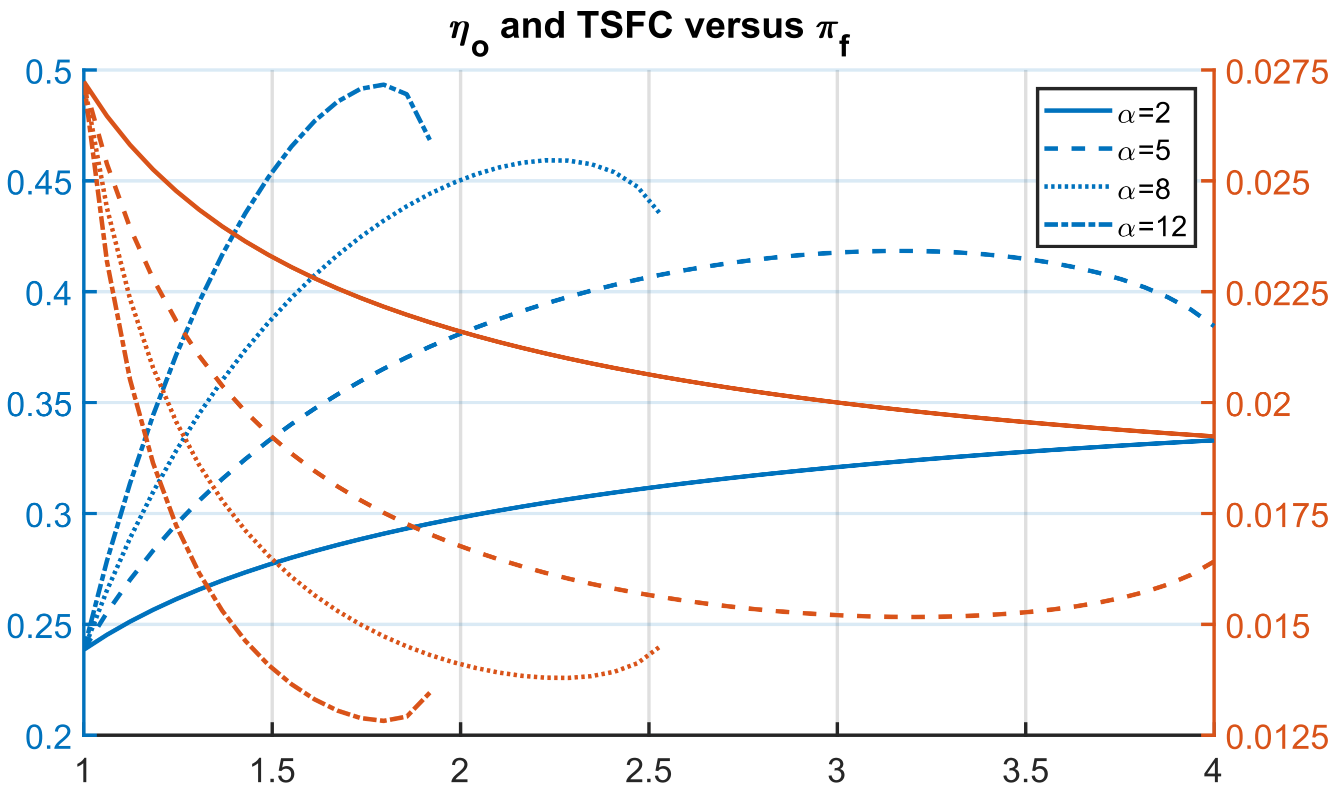
$$\boxed{\alpha^* = \frac{1}{\tau_r(\tau_f - 1)}\left[\tau_\lambda - \tau_r(\tau_c - 1) - \frac{\tau_\lambda}{\tau_r\tau_c} - \frac{1}{4}\left(\sqrt{\tau_r\tau_f - 1} + \sqrt{\tau_r - 1}\right)^2\right]}$$



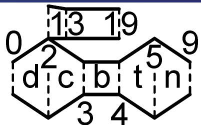
Turbofan a flussi separati



$$\pi_c = 20, M_0 = 0.85, T_0 = 250K, T_{t4} = 1750K, \pi_f = 2, Q_R = 42{,}800 kJ/kg$$

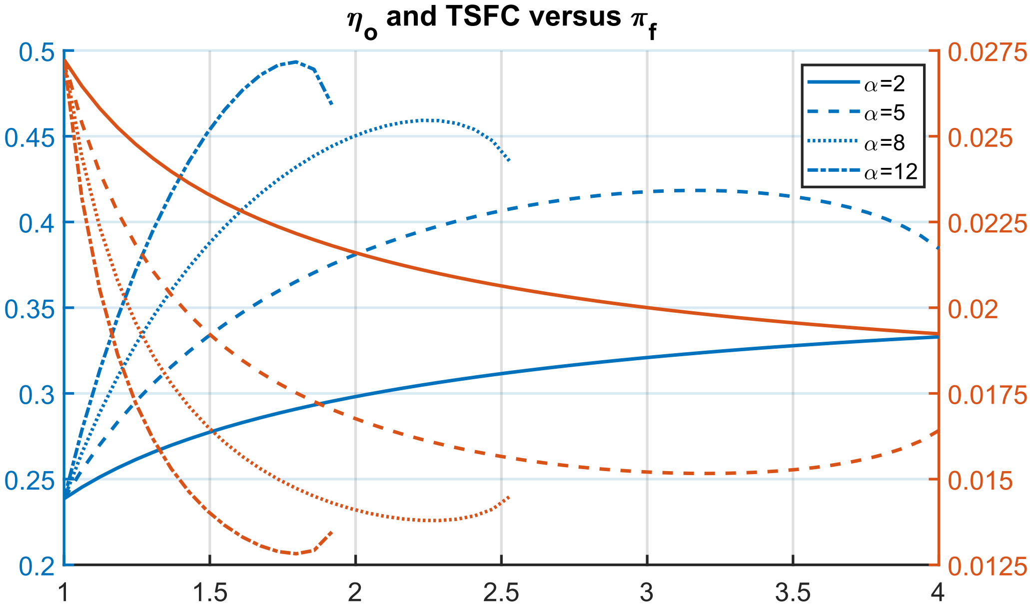


Turbofan a flussi separati

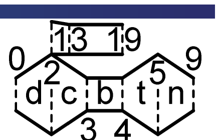


Dalla figura si nota che esiste un **rapporto di pressione nel fan ottimo** π_f^*. Si può dimostrare che:

$$\boxed{\tau_f^* = \frac{\tau_\lambda - \tau_r(\tau_c - 1) - \dfrac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} + \alpha\tau_r - 1}{\tau_r(1+\alpha)}}$$



Turbofan a flussi separati

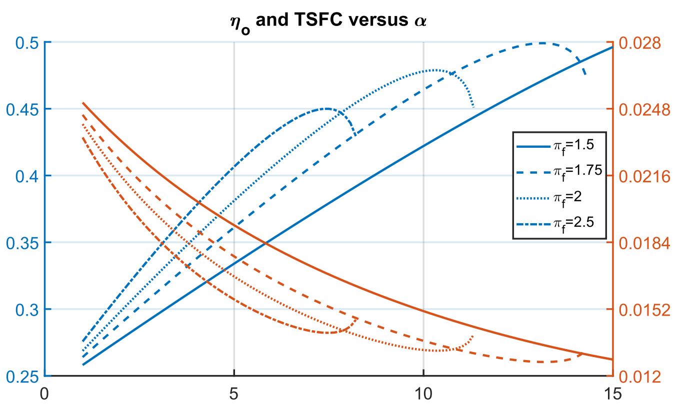


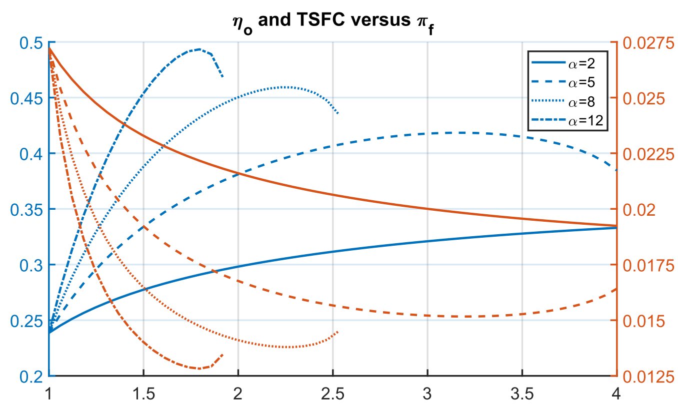
Non si riesce a lavorare con entrambi i valori ottimali. Infatti per $\alpha = \alpha^*$ si ha:

$$\frac{V_9 - V_0}{V_{19} - V_0} = \frac{1}{2}$$

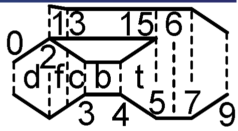
mentre per $\pi_f = \pi_f^*$:

$$V_9 = V_{19}$$

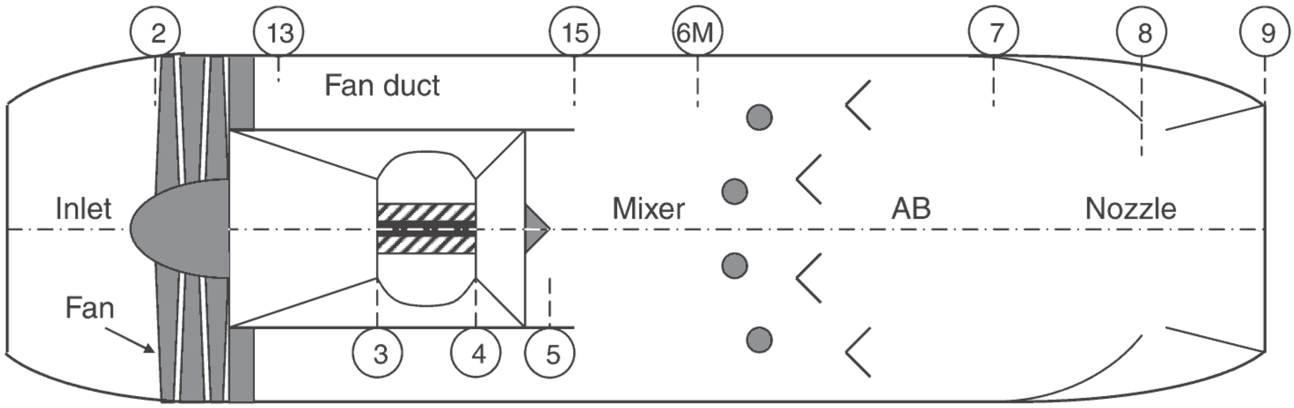


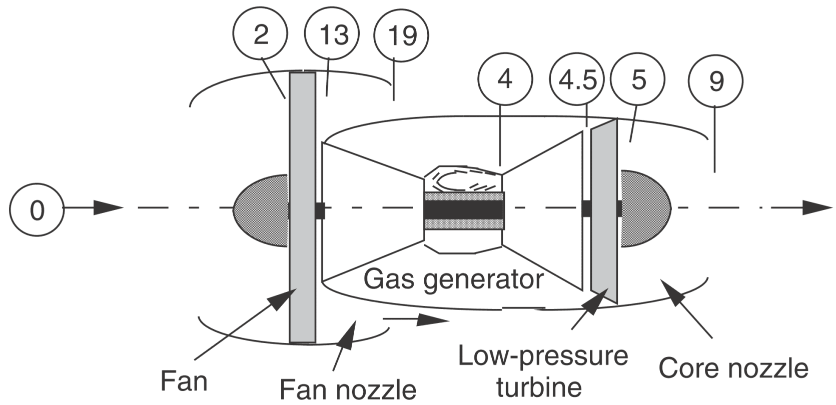


Turbofan a flussi miscelati

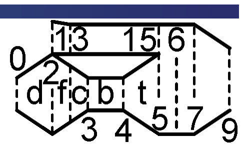


Il flusso secondario può essere **miscelato** a valle in un mixer oppure si può avere anche un motore a **flussi separati**.





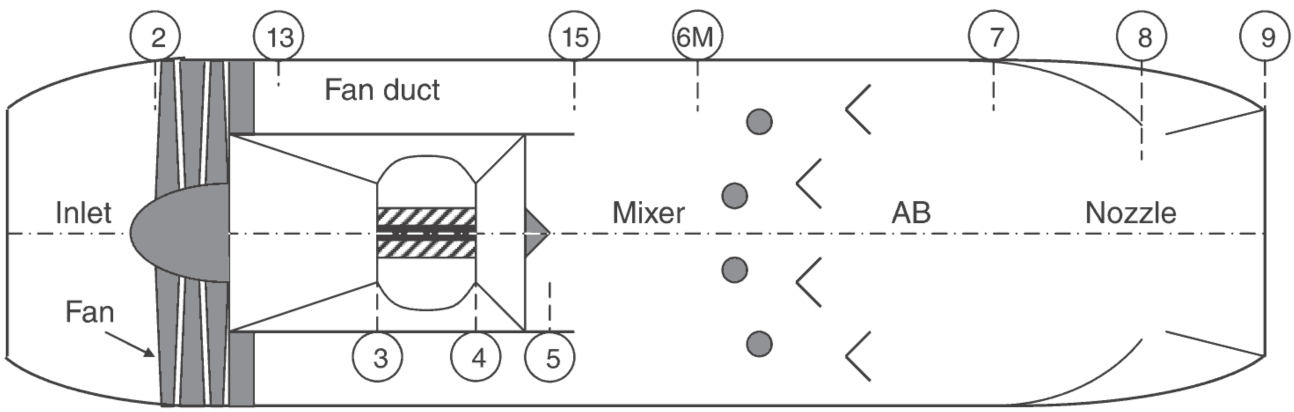
Turbofan a flussi miscelati



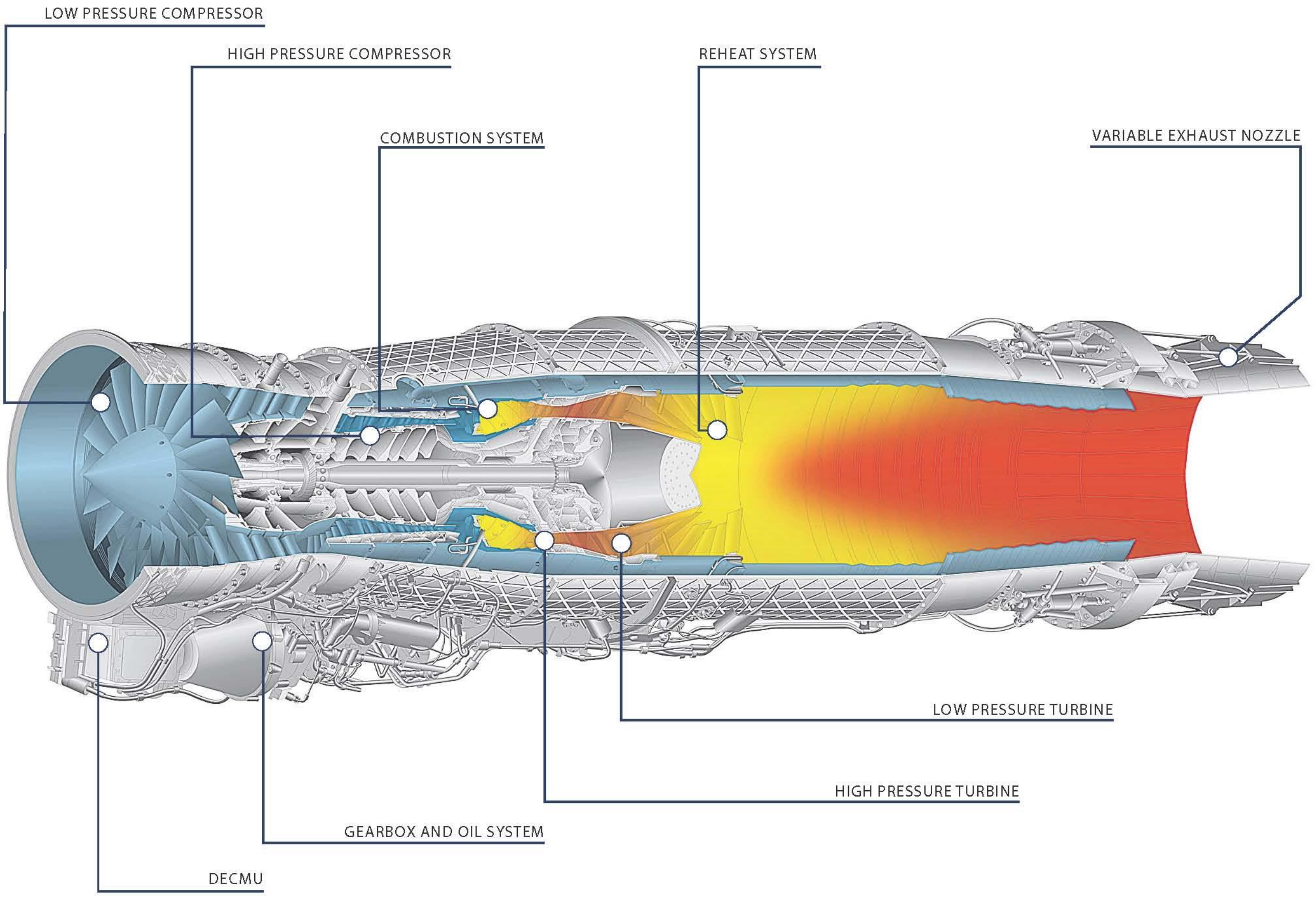
Il flusso secondario può essere **miscelato** a valle in un mixer oppure si può avere anche un motore a **flussi separati**.

I turbofan a flussi miscelati sono spesso utilizzati per applicazioni **militari**. Per ridurre il peso e la sezione frontale il rapporto di **bypass** è notevolmente minore di quello utilizzati per gli aerei **commerciali**.

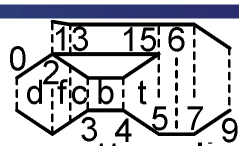
L'utilizzo di un **post bruciatore** è molto vantaggioso perché si ha a disposizione una maggiore portata d'aria e, di conseguenza, un maggiore aumento della spinta rispetto ad un turbogetto classico.



Turbofan a flussi miscelati EuroJet EJ200



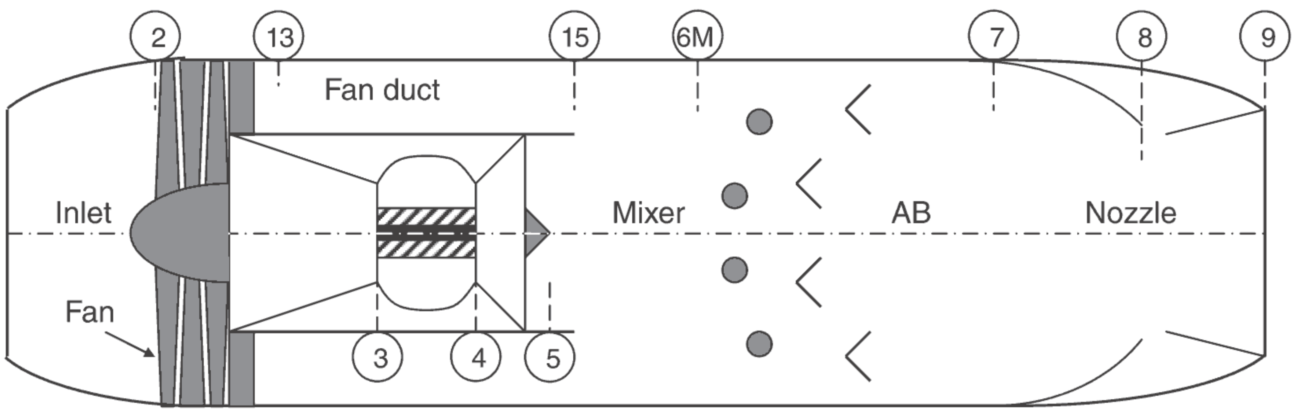
Turbofan a flussi miscelati



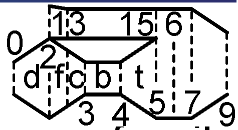
Il nuovo componente da analizzare è il **mixer** che permette di miscelare il gas **freddo** con quello **caldo** portandoli alla stessa temperatura, stessa pressione e composizione.

All'**ingresso** del mixer **temperatura** e **velocità** possono essere discontinue mentre la pressione deve rispettare la condizione di **Kutta** che impone l'uguaglianza delle pressioni.

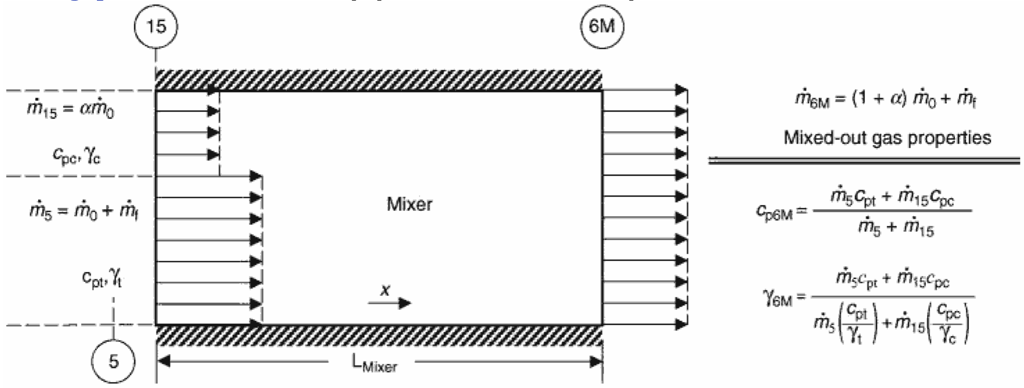
$p_5 = p_{15}$

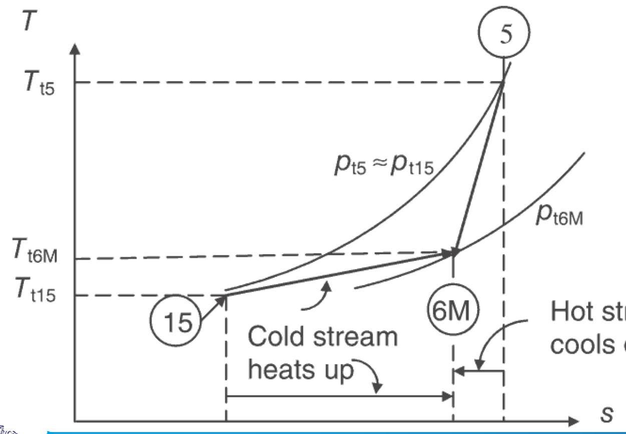


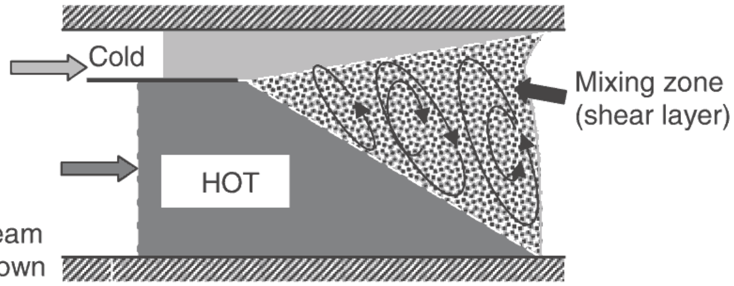
Turbofan a flussi miscelati



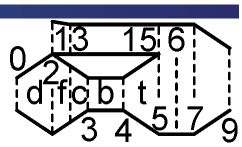
In un turbofan a flussi miscelati il mixer impone un legame fra il **rapporto** di **bypass** ed il rapporto di compressione nel **Fan**.







Turbofan a flussi miscelati



Dalla conservazione della **massa** si ha:

$$\dot{m}_{15} + \dot{m}_5 = \alpha \dot{m}_0 + (1+f)\dot{m}_0 = (1+\alpha+f)\dot{m}_0 = \dot{m}_6$$

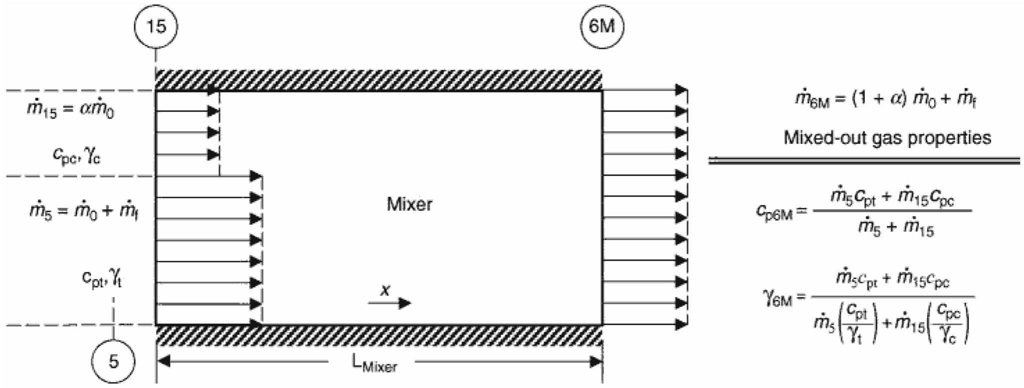
Mentre dalla conservazione dell'**energia**:

$$\dot{m}_{15} h_{t15} + \dot{m}_5 h_{t5} = \dot{m}_6 h_{t6}$$

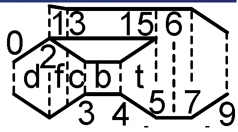
Che può essere risolta nell'incognita $h_{t6}/h_{t5} = \tau_M$:

$$\boxed{\tau_M = \frac{h_{t6}}{h_{t5}} = \frac{\dot{m}_{15}}{\dot{m}_6}\frac{h_{t15}}{h_0}\frac{h_0}{h_{t5}} + \frac{\dot{m}_5}{\dot{m}_6} = \frac{\alpha \tau_f \tau_r / \tau_t \tau_\lambda + (1+f)}{1+\alpha+f}}$$

Dove però si deve ancora trovare un legame fra α e τ_f.



Turbofan a flussi miscelati



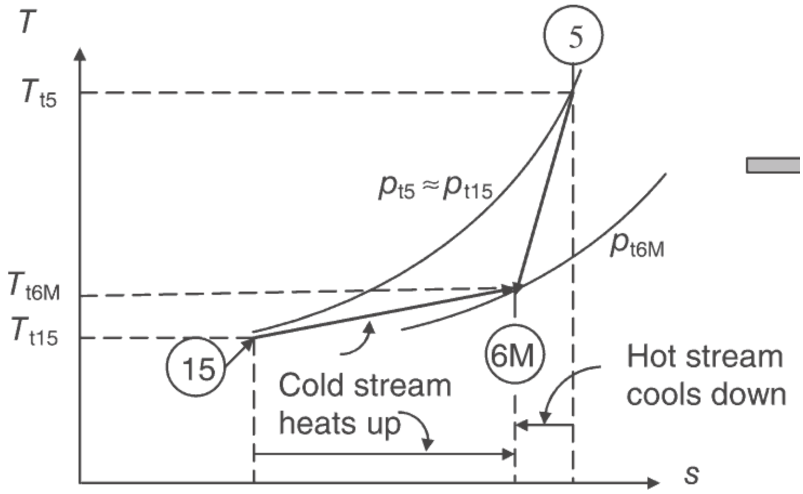
Oltre alla la condizione di **Kutta** $(p_5 = p_{15})$ si suppone che le pressioni di ristagno siano uguali (la turbina si adatta):

$p_{t5} = p_{t15}$

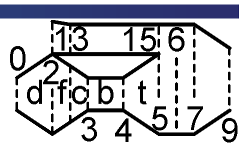
Che in forma adimensionale comporta:

$$\boxed{\frac{p_{t5}}{p_{t2}} = \pi_t \pi_b \pi_c = \pi_{fd} \pi_f = \frac{p_{t15}}{p_{t2}}}$$

dove π_{fd} è legato alle eventuali **perdite** nel condotto.



Turbofan a flussi miscelati



Il **bilancio** di **energia** nel post bruciatore diventa:

$$(\dot{m}_6 + \dot{m}_{f.AB}) h_{t7} - \dot{m}_6 h_{t6} = \dot{m}_{f.AB} Q_{R.AB} \eta_{AB}$$

dove, come già detto: $\dot{m}_6 = (1 + \alpha + f)\dot{m}_0$

La portata usata per normalizzare la portata di combustibile è la **portata d'aria complessiva** $\dot{m}_{air} = \dot{m}_0(1 + \alpha)$:

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_0} \qquad f_{AB} = \frac{\dot{m}_{f.AB}}{\dot{m}_{air}} = \frac{\dot{m}_{f.AB}}{\dot{m}_0(1 + \alpha)}$$

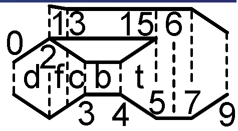
La **portata totale di combustibile** è:

$$\dot{m}_{f.tot} = \dot{m}_f + \dot{m}_{f.AB} = \dot{m}_0\big(f + f_{AB}(1 + \alpha)\big) = \dot{m}_{air}\left(\frac{f}{1 + \alpha} + f_{AB}\right)$$

definendo il rapporto complessivo delle portate di carburante rispetto alla portata d'aria si ha:

$$f_{tot} = \frac{\dot{m}_{f.tot}}{\dot{m}_{air}} = \frac{f}{1 + \alpha} + f_{AB}$$

Turbofan a flussi miscelati



L'equazione della spinta:

$$\frac{F_u}{\dot{m}_{air}a_0} = (1+f_{tot})\frac{V_{9.e}}{a_0} - M_0$$

$$\boxed{\frac{V_{9.e}}{a_0} = \frac{V_9}{a_0}\left(1+\frac{1-\dfrac{p_0}{p_9}}{\gamma_9 M_9^2}\right)}$$

dove **senza** post bruciatore:

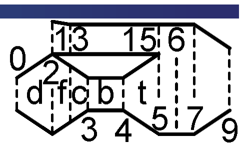
$$\boxed{f = \frac{\tau_\lambda - \tau_c\tau_r}{\dfrac{Q_R\eta_b}{c_pT_0} - \tau_\lambda}} \qquad f_{tot} = \frac{f}{(1+\alpha)}$$

Con il **post bruciatore** acceso:

$$\boxed{f = \frac{\tau_\lambda - \tau_c\tau_r}{\dfrac{Q_R\eta_b}{c_pT_0} - \tau_\lambda} \qquad f_{AB} = \left(1+\frac{f}{1+\alpha}\right)\frac{\tau_{\lambda AB} - \tau_M\tau_t\tau_\lambda}{\dfrac{Q_{R.AB}\eta_{AB}}{c_pT_0} - \tau_{\lambda.AB}}}$$

$$f_{tot} = \frac{f}{(1+\alpha)} + f_{AB}$$

Turbofan a flussi miscelati



Nel caso **ideale** come già visto:

$$\frac{F_u}{\dot{m}_{air}a_0} = \frac{V_{9.e}}{a_0} - M_0 \qquad \frac{V_9}{a_0} = \frac{M_9 a_9}{a_0} = M_9\sqrt{T_9/T_0}$$

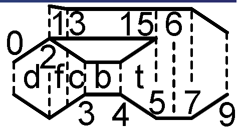
dove:

$$\boxed{M_9^2 = 2\frac{\tau_f\tau_r - 1}{\gamma - 1}}$$

Il **numero di Mach** all'uscita del motore **non dipende dal rapporto di compressione** e di conseguenza senza PB la spinta è una funzione decrescente di τ_c mentre con PB la spinta è costante.

$$\boxed{\frac{F_u}{\dot{m}_{air}a_0} = \sqrt{2\frac{\tau_\lambda}{\tau_c\tau_r}\frac{\tau_f\tau_r - 1}{\gamma - 1}} - M_0 \qquad \frac{F_u}{\dot{m}_{air}a_0} = \sqrt{2\frac{\tau_{\lambda.AB}}{\tau_f\tau_r}\frac{\tau_f\tau_r - 1}{\gamma - 1}} - M_0}$$

Turbofan a flussi miscelati



Riassumendo nel caso **ideale** $\left(\tau_t = \tau_f/\tau_c\right)$:

$$\frac{F_u}{\dot m_{air} a_0} = \sqrt{2\frac{\tau_\lambda}{\tau_c\tau_r}\frac{\tau_f\tau_r - 1}{\gamma - 1}} - M_0 \qquad \frac{F_u}{\dot m_{air} a_0} = \sqrt{2\frac{\tau_{\lambda.AB}}{\tau_f\tau_r}\frac{\tau_f\tau_r - 1}{\gamma - 1}} - M_0$$

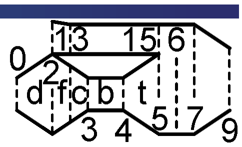
$$M_{0.lim} = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1}\left(\frac{\tau_c - \tau_f}{\tau_c - 1}\frac{\tau_\lambda}{\tau_c} - 1\right)} \qquad \alpha = \frac{(1-\tau_t)\tau_\lambda - \tau_r(\tau_c - 1)}{\tau_r\left(\tau_f - 1\right)}$$

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_c\tau_r}{Q_R/\left(c_p T_0\right)} \qquad f_{AB} = \frac{\tau_{\lambda AB}}{Q_R/\left(c_p T_0\right)} - \frac{\tau_f\tau_r(\tau_c - 1)}{\left(\tau_c - \tau_f\right)Q_R/\left(c_p T_0\right)}$$

$$f_{tot} = \frac{\tau_\lambda - \tau_c\tau_r}{Q_R/\left(c_p T_0\right)} \qquad f_{tot} = \frac{\tau_{\lambda AB} + \tau_r}{Q_R/\left(c_p T_0\right)}$$

$$TSFC = \frac{f_{tot}}{F_u/\dot m_{air}} \qquad \eta_{th} = \frac{a_0^2\left[(V_9/a_0)^2 - M_0^2\right]}{2 f_{tot} Q_R} \qquad \eta_p = \frac{2F_u V_0/\dot m_{air}}{a_0^2\left[(V_9/a_0)^2 - M_0^2\right]}$$

Turbofan a flussi miscelati



Riassumendo nel caso **ideale**:

$$\boxed{\frac{F_u}{\dot m_{air} a_0} = \sqrt{2\frac{\tau_\lambda}{\tau_c\tau_r}\frac{\tau_f\tau_r - 1}{\gamma - 1}} - M_0 \qquad \frac{F_u}{\dot m_{air} a_0} = \sqrt{2\frac{\tau_{\lambda.AB}}{\tau_f\tau_r}\frac{\tau_f\tau_r - 1}{\gamma - 1}} - M_0}$$

- Il numero di Mach all'uscita del motore non dipende dal rapporto di compressione;

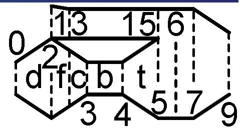
Senza post bruciatore la spinta:

- diminuisce con τ_c;
- aumenta con $\tau_b = \tau_\lambda/(\tau_c\tau_r)$;
- aumenta con τ_f;
- diminuisce con M_0.

Con post bruciatore la spinta:

- non dipende da τ_c nè da τ_λ;
- aumenta con $\tau_{\lambda.AB}$;
- aumenta con τ_f;
- diminuisce con M_0.

Turbofan a flussi miscelati



Riassumendo nel caso **ideale**:

$$M_{0.lim} = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1}\left(\frac{\tau_c - \tau_f}{\tau_c - 1}\frac{\tau_\lambda}{\tau_c} - 1\right)} \qquad \alpha = \frac{(1-\tau_t)\tau_\lambda - \tau_r(\tau_c - 1)}{\tau_r(\tau_f - 1)}$$

Esiste un $M_{0.lim}$ a cui il rapporto di bypass tende a zero.

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_c\tau_r}{Q_R/(c_p T_0)} \qquad f_{AB} = \frac{\tau_{\lambda AB}}{Q_R/(c_p T_0)} - \frac{\tau_f \tau_r(\tau_c - 1)}{(\tau_c - \tau_f) Q_R/(c_p T_0)}$$

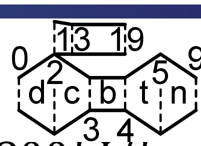
$$f_{tot} = \frac{\tau_\lambda - \tau_c\tau_r}{Q_R/(c_p T_0)} \qquad f_{tot} = \frac{\tau_{\lambda AB} + \tau_r}{Q_R/(c_p T_0)}$$

Con post bruciatore f_{tot} non dipende dal rapporto di compressione.

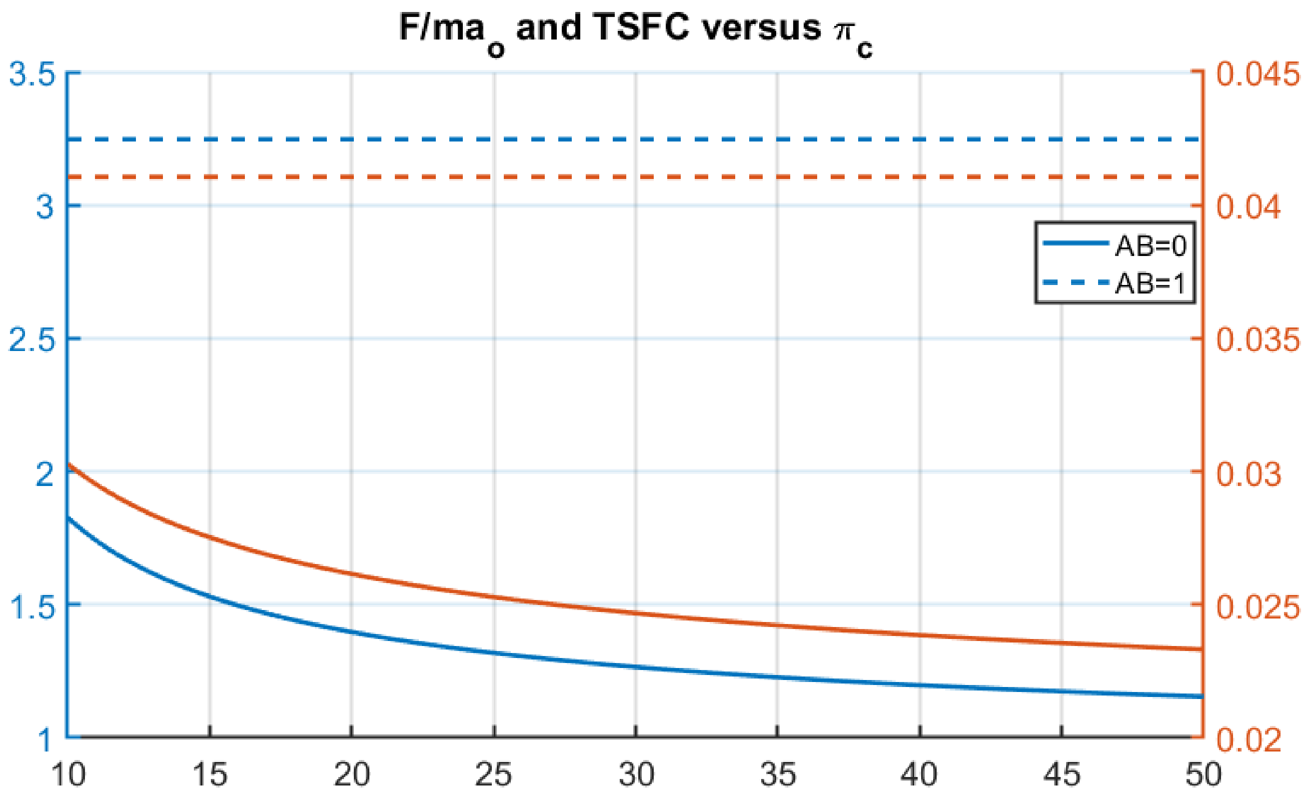
$$TSFC = \frac{f_{tot}}{F_u/\dot{m}_{air}} \qquad \eta_{th} = \frac{a_0^2[(V_9/a_0)^2 - M_0^2]}{2 f_{tot} Q_R} \qquad \eta_p = \frac{2F_u V_0/\dot{m}_{air}}{a_0^2[(V_9/a_0)^2 - M_0^2]}$$

Con post bruciatore il consumo specifico non dipende dal rapporto di compressione.

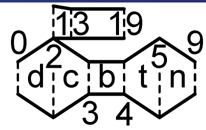
Turbofan a flussi miscelati



$$M_0 = 2, T_0 = 250K, T_{t4} = 1750K, T_{t4} = 2250, \pi_f = 3.5, Q_R = 42{,}800 kJ/kg$$

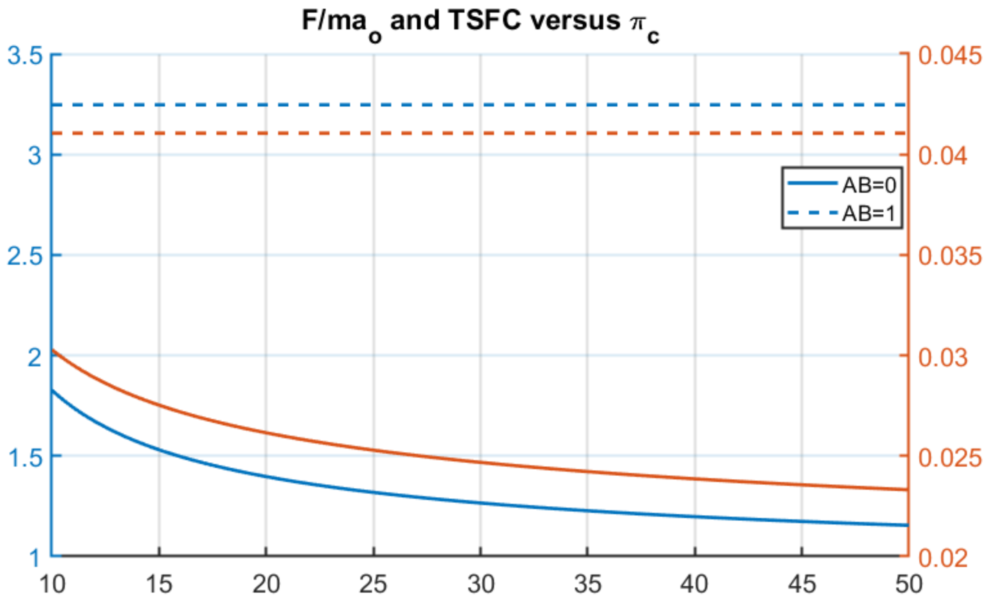


Turbofan a flussi miscelati

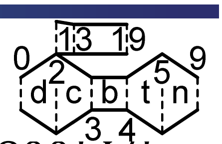


Accendendo il post bruciatore si nota:

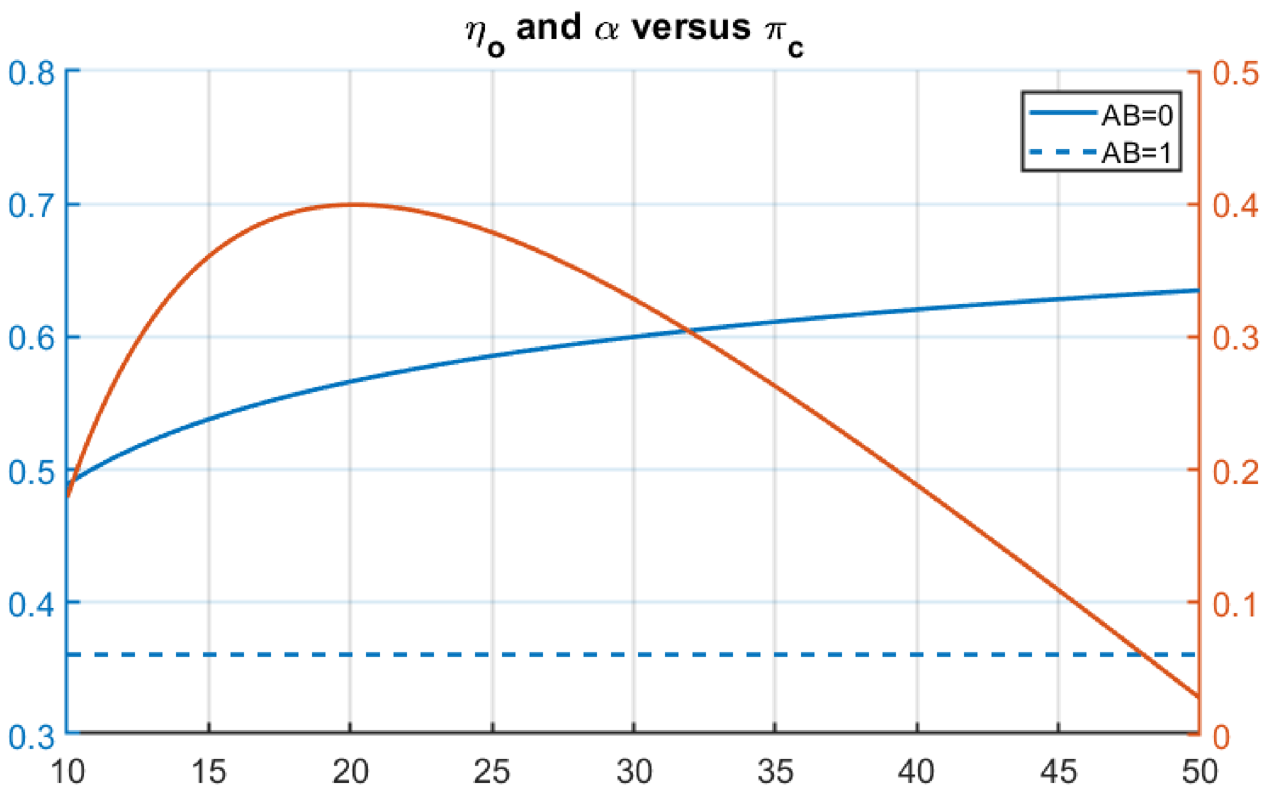
- L'aumento della spinta è maggiore di quello che si ha con un turbogetto mentre quello del consumo specifico è inferiore;
- La spinta ed il consumo specifici sono costanti.



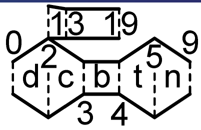
Turbofan a flussi miscelati



$$M_0 = 2, T_0 = 250K, T_{t4} = 1750K, T_{t4} = 2250, \pi_f = 3.5, Q_R = 42{,}800kJ/kg$$



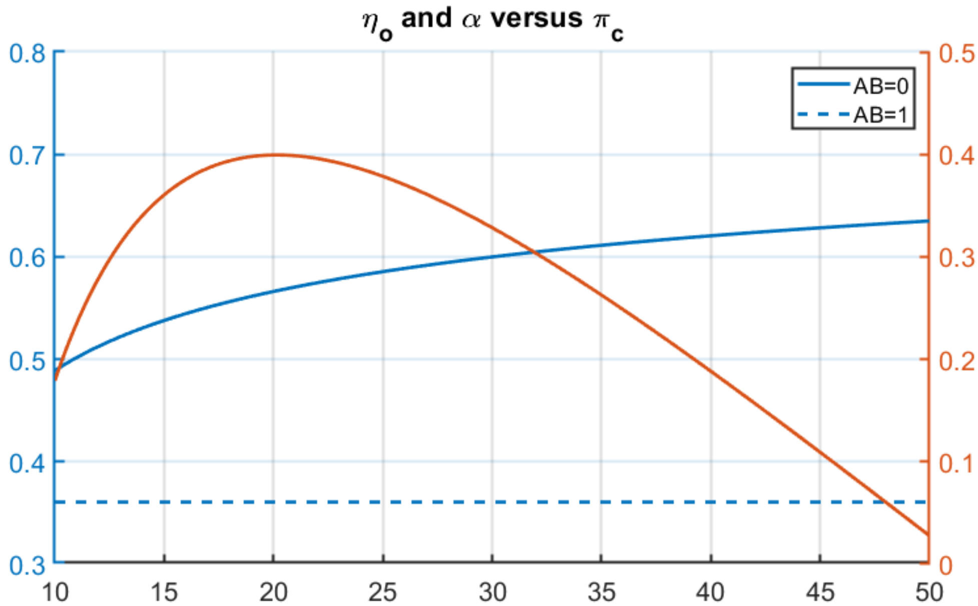
Turbofan a flussi miscelati



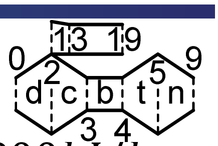
Accendendo il post bruciatore si nota:

- Una diminuzione del rendimento, che rimane costante al variare del rapporto di compressione.

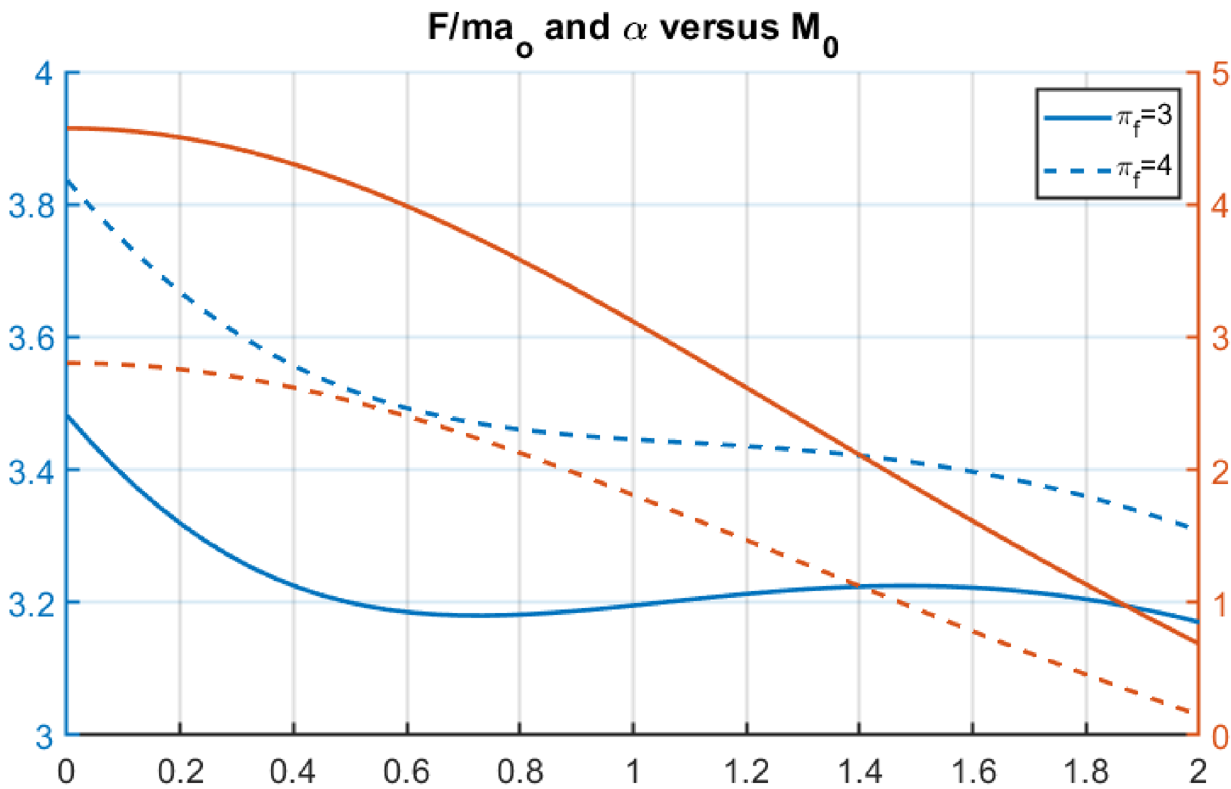
In entrambi i casi il rapporto di bypass ha un massimo.



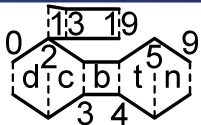
Turbofan a flussi miscelati



$$AB = 1, T_0 = 250K, T_{t4} = 1750K, T_{t4} = 2250, \pi_c = 26, Q_R = 42{,}800 kJ/kg$$

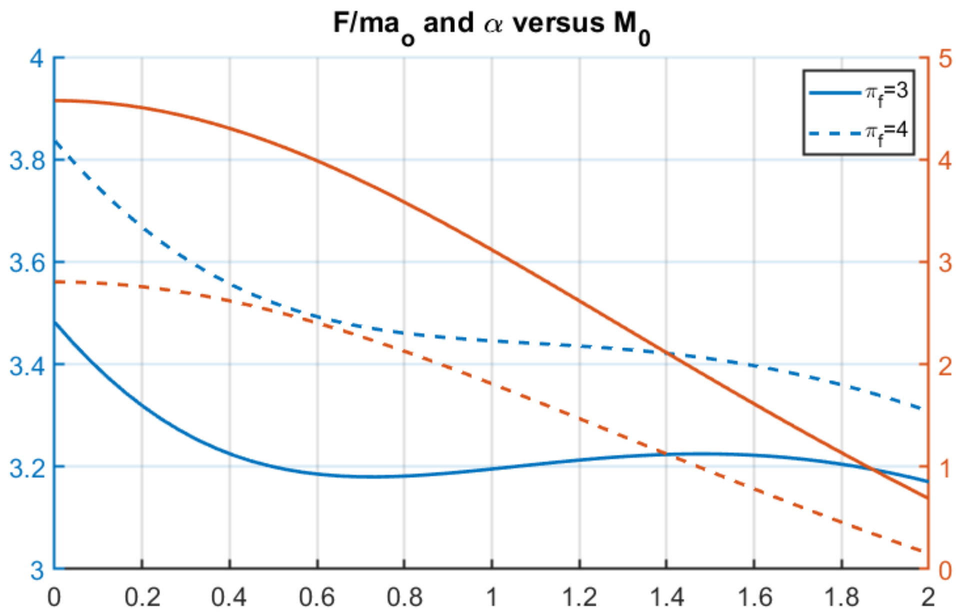


Turbofan a flussi miscelati

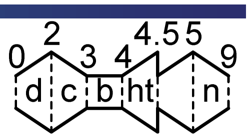


L'aumento del numero di Mach provoca una diminuzione della spinta e del rapporto di bypass.

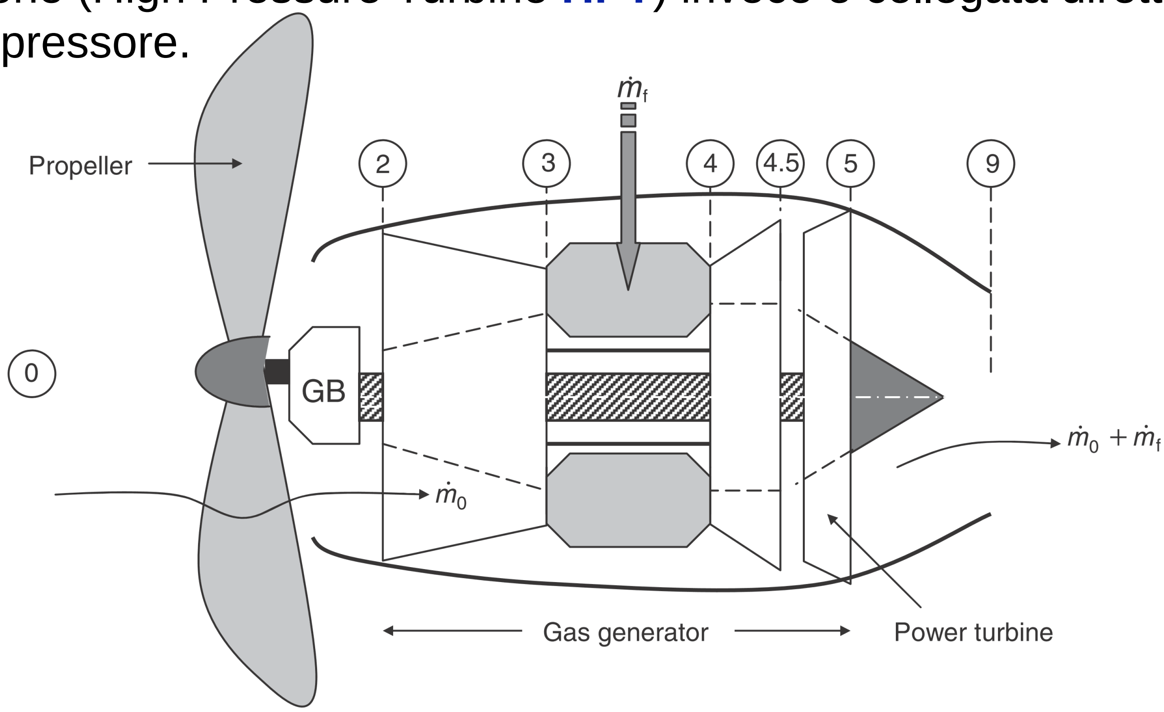
La spinta aumenta con π_f mentre il rapporto di bypass diminuisce.



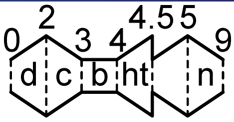
Turboprop



In figura è mostrato un turboprop a due alberi. In questo caso La turbina di bassa pressione (Low Pressure Turbine **LPT**) è collegata attraverso un **riduttore**, meccanico (gearbox) all'elica. La turbina di alta pressione (High Pressure Turbine **HPT**) invece è collegata direttamente al compressore.



Turboprop

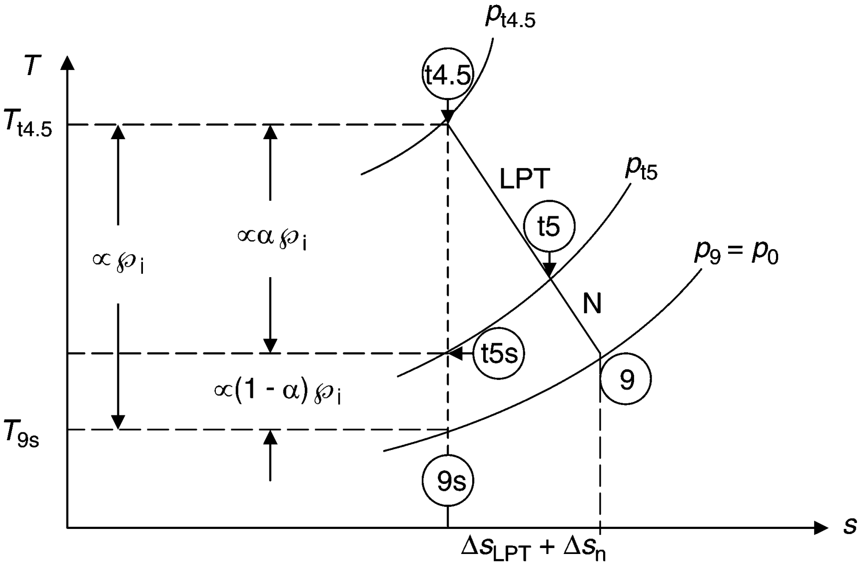


I nuovi parametri che **caratterizzano il turboprop** sono:

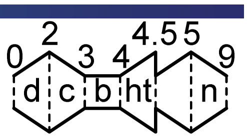
- il **rendimento** del riduttore meccanico (gearbox) e quello meccanico $\eta_{m_{tL}}\eta_{gb} = \mathcal{P}_s/\mathcal{P}_{LPT}$ dove $\mathcal{P}_{LPT}$ è la potenza fornita dalla turbina di bassa pressione;
- il rendimento complessivo d'elica: η_{prop};
- il rapporto di pressione o di temperatura della LPT ed il suo rendimento politropico: τ_{tL}, e_{tL}.

Quest'ultimo parametro influenza il **rapporto** fra la spinta prodotta dal **getto** e quella **dell'elica**.

In alternativa si può fornire **il rapporto fra le due potenze** ideali utilizzata e disponibile alla turbina di bassa pressione α_p:



Turboprop



Dalla figura si nota che il rapporto di divisione delle potenze è dato da:

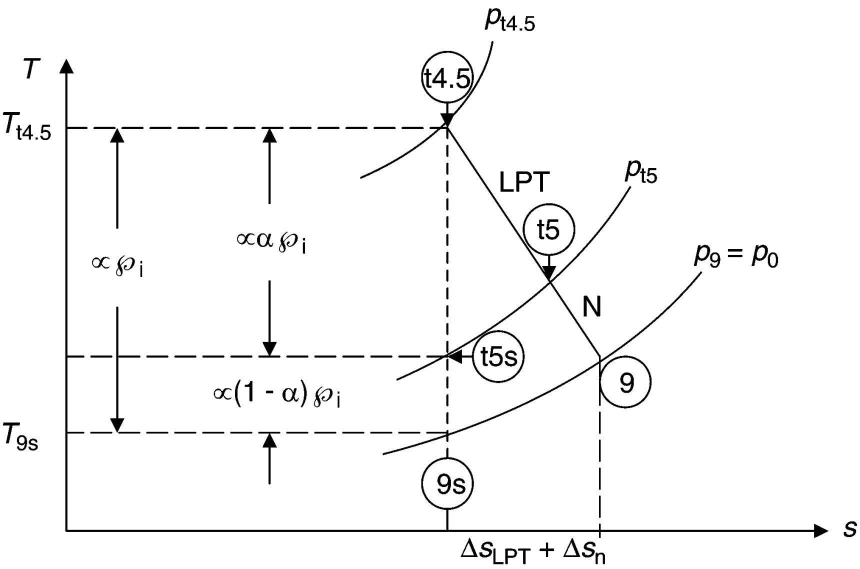
$$\alpha_p = \frac{\mathcal{P}_{i.LPT}}{\mathcal{P}_{i.tot}} = \frac{\frac{\mathcal{P}_{LPT}}{\eta_{tL}}}{\mathcal{P}_{i.tot}} = \frac{h_{t45} - h_{t5s}}{h_{t45} - h_{9s}}$$

questa equazione può essere risolta per trovare il rapporto di entalpie totali nella turbina:

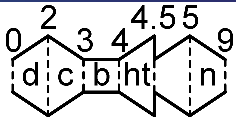
$$\tau_{tL} = \frac{h_{t5}}{h_{t45}}$$

Evidentemente i due indici sono collegati fra loro:

$$\boxed{\tau_{tL} = 1 - \eta_{tL}\alpha_p\left[1 - \left(\frac{p_9}{p_{t45}}\right)^{k_9}\right]}$$



Turboprop



Dalla definizione del rendimento d'elica si ha:

$$\eta_{prop} = \frac{F_p V_0}{\mathcal{P}_s} \qquad \rightarrow \qquad \frac{F_p}{\dot{m}_0} = \frac{\eta_{prop}\mathcal{P}_s}{\dot{m}_0 V_0}$$

Evidentemente la spinta è data dalla **somma delle spinte** prodotte dal getto e dall'elica (*core*):

$$F = F_p + F_{core}$$

Come già detto:

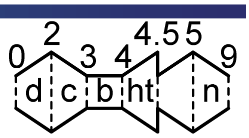
$$\frac{F_{core}}{\dot{m}_0 a_0} = (1+f)\frac{V_{9.e}}{a_0} - M_0 \qquad \frac{F_p}{\dot{m}_0 a_0} = \frac{\eta_{prop}\mathcal{P}_s}{\dot{m}_0 V_0 a_0}$$

$$TSFC = \frac{f}{\left(F_p + F_{core}\right)/\dot{m}_0}$$

Il **rapporto tra la portata di combustibile** è la **potenza propulsiva** è:

$$PSFC = \frac{\dot{m}_0 f}{\Delta K\dot{E}} = \frac{Q_R}{\eta_{th}}$$

Turboprop



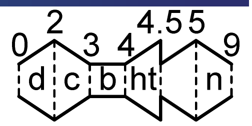
Ha senso interrogarsi sulla possibilità di avere un α_p **ottimale** (che massimizza la spinta), mantenendo costanti gli altri parametri. Nell'ipotesi di funzionamento ideale si ha:

$$\boxed{\begin{aligned} \tau_{tL}^* &= \frac{B}{A} + \frac{M_0^2}{A\eta_{prop}^2} = \frac{\tau_b}{\tau_{tH}\tau_\lambda} + \frac{\frac{\gamma-1}{2}M_0^2}{\tau_{tH}\tau_\lambda\eta_{prop}^2} \\ \alpha_p^* &= 1 - \frac{(\tau_r - 1)/\eta_{prop}^2}{\tau_{tH}\tau_\lambda - \tau_b} \end{aligned}}$$

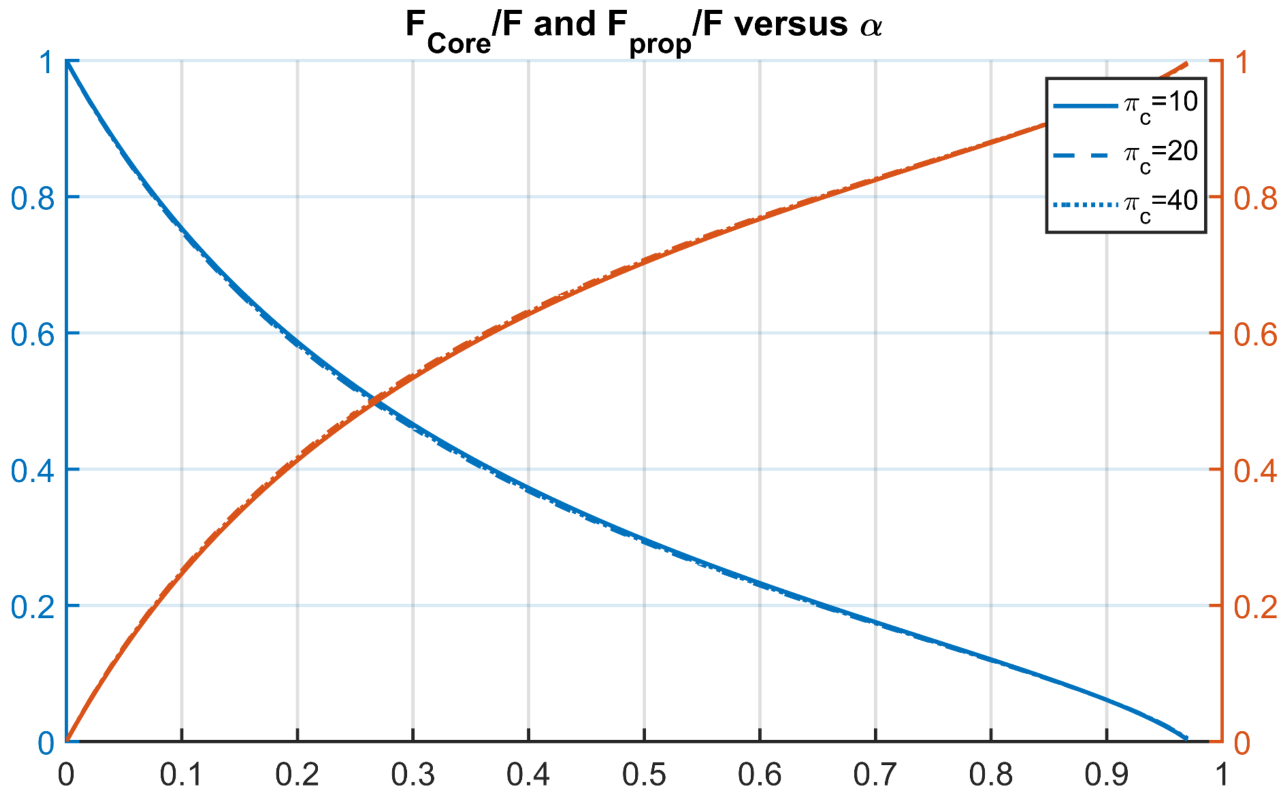
Queste due relazioni corrispondono a:

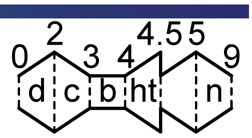
$$\frac{M_0}{\eta_{prop}} = \frac{V_9}{a_0}$$

Per $\eta_{prop} = 1$ la **massima spinta** si ha quando $V_9 = V_0 \rightarrow F_{core} = 0$. Questa condizione corrisponde a $\alpha_p^* = 1$ solo quando $M_0 = 0$ ovvero a $\tau_r = 1$.

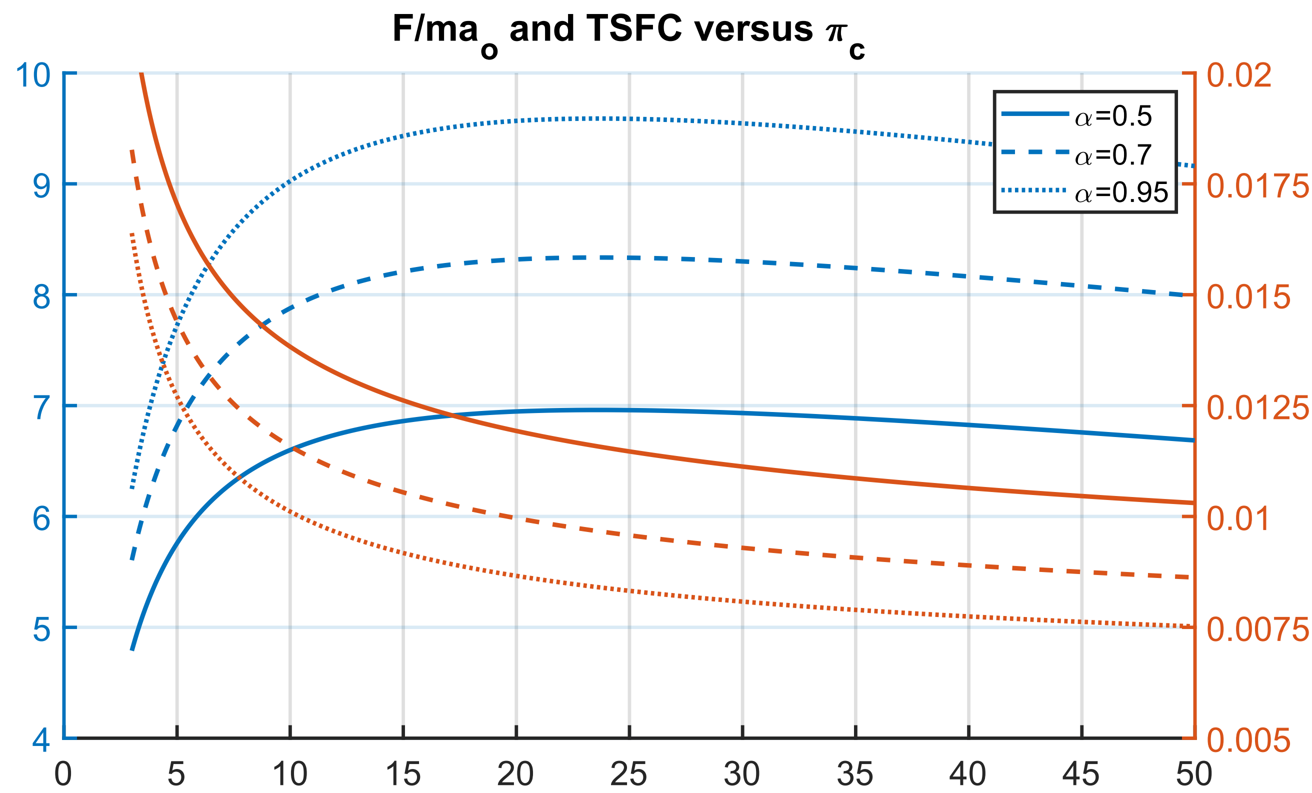


$$M_0 = 0.60, T_0 = 250K, T_{t4} = 1750K, Q_R = 42{,}800kJ/kg$$



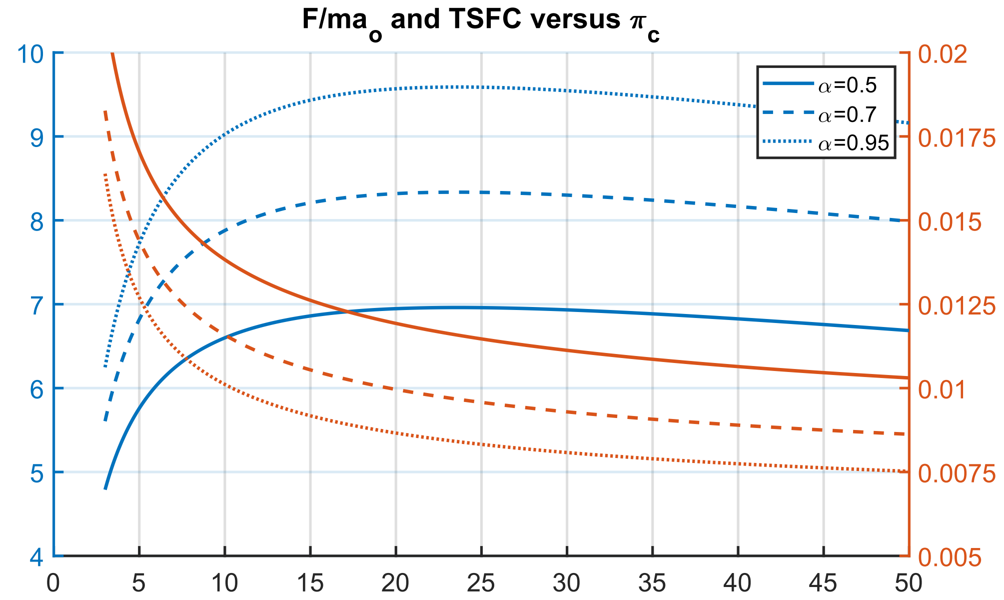


$$M_0 = 0.60, T_0 = 250K, T_{t4} = 1750K, Q_R = 42{,}800kJ/kg$$

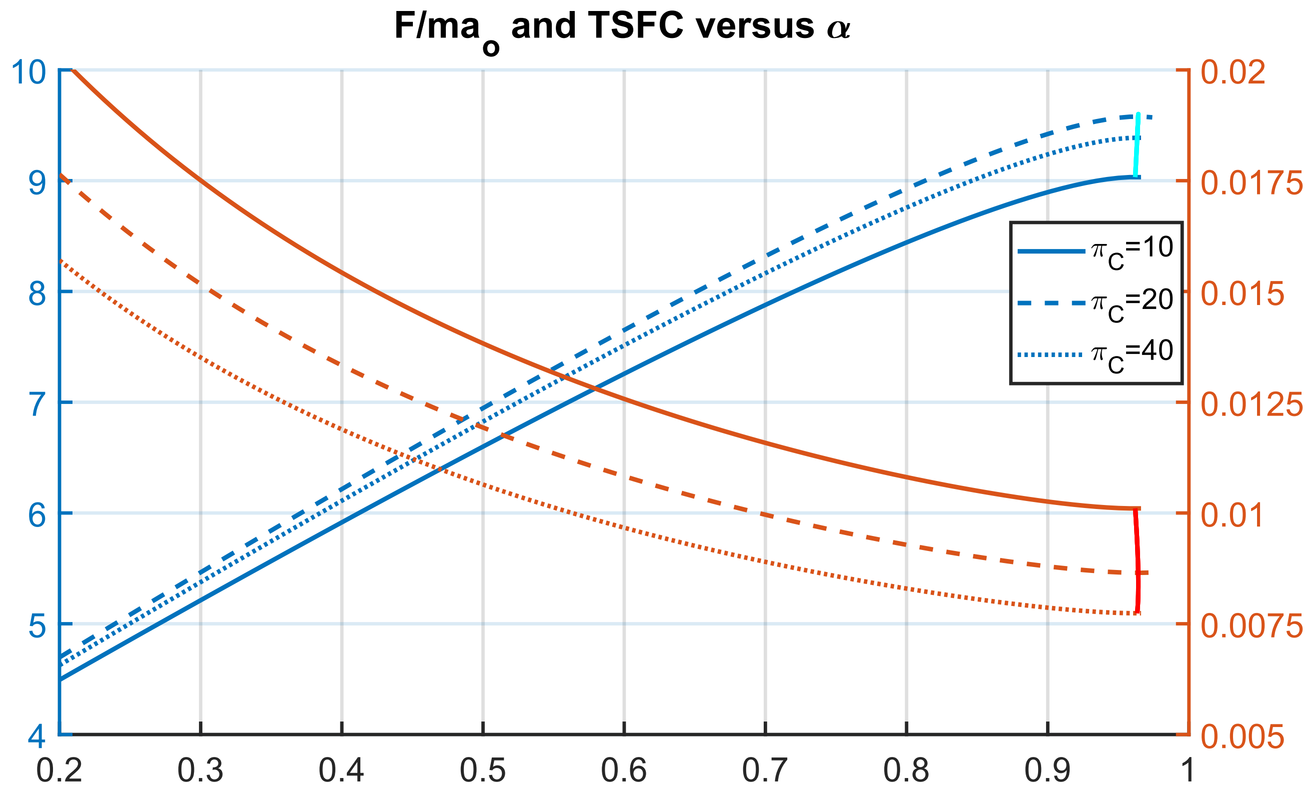


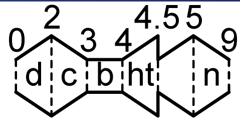
Dalla figura si nota:

- Anche in questo caso esiste un valore di π_c che massimizza la spinta;
- Il consumo diminuisce con π_c;
- Un comportamento simile si ha anche all'aumentare di α (per un aumento del rendimento propulsivo).



$$M_0 = 0.60, T_0 = 250K, T_{t4} = 1750K, Q_R = 42{,}800 kJ/kg$$





In rosso e ciano sono mostrate le curve relative a α_p^*. Le prestazioni aumentano significativamente per alti valori del rapporto di ripartizione della potenza.