



Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: 2414A

ANNO: 2019

A P P U N T I

STUDENTE: Resta Emanuele

MATERIA: Motori per Aeromobili - Prof. Pastrone

Il presente lavoro nasce dall'impegno dell'autore ed è distribuito in accordo con il Centro Appunti.

Tutti i diritti sono riservati. È vietata qualsiasi riproduzione, copia totale o parziale, dei contenuti inseriti nel presente volume, ivi inclusa la memorizzazione, rielaborazione, diffusione o distribuzione dei contenuti stessi mediante qualunque supporto magnetico o cartaceo, piattaforma tecnologica o rete telematica, senza previa autorizzazione scritta dell'autore.

**ATTENZIONE: QUESTI APPUNTI SONO FATTI DA STUDENTIE NON SONO STATI VISIONATI DAL DOCENTE.
IL NOME DEL PROFESSORE, SERVE SOLO PER IDENTIFICARE IL CORSO.**

MOTORI PER AEROMOBILI

PRESE D'ARIA

La Presa d'Aria svolge la funzione di interfacciare il primo componente del motore con l'ambiente esterno.

Conoscendo i limiti di funzionamento dei compressori sappiamo che oltre $M = 0.4 \div 0.7$ essi funzionano male.

Per il Volo Sonico e Supersonico c'è l'esigenza di raccordare le condizioni di velocità tra ambiente esterno e compressore.

Anche per i combustori il discorso è analogo, funzionano bene per $M \cong 0.2$

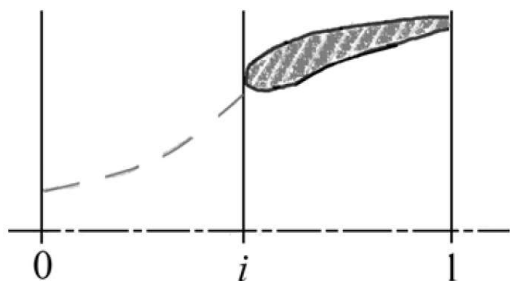
OSS

Sarà importante anche l'effetto della mediazione sul flusso. Per mantenerlo omogeneo e senza dissipare energia cinetica ($p_1^0 = p_0^0$)

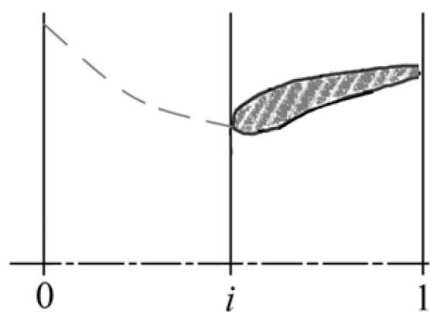
È opportuno identificare degli Indici di Prestazione per una Presa d'Aria:

- Efficienza
- Coefficiente di Portata

Consideriamo una Presa Subsonica:



Presa d'aria subsonica
in condizione di rifiuto (Crociera)



Presa d'aria subsonica
in condizione di richiamo (Take-Off)

La Presa d'Aria effettua una compressione adiabatica sul Flusso rallentandolo.

L'EFFICIENZA ADIABATICA

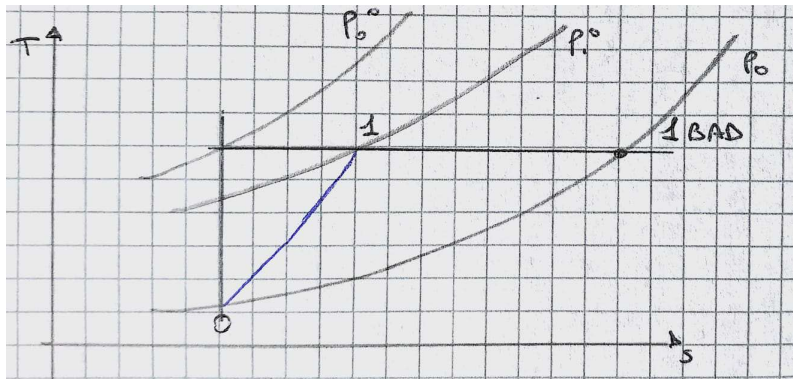
Possiamo scrivere

$$\eta_d = \frac{B}{A} = \frac{T_1'' - T_0}{T_1' - T_0}$$

$$\eta_d = \frac{\frac{T_1''}{T_0} - 1}{\frac{T_1'}{T_0} - 1} = \frac{\left(\frac{p_1^0}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\left(\frac{p_0^0}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1} = \frac{\varepsilon_d^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \left(\frac{p_0^0}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\left(\frac{p_0^0}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}$$

$$\eta_d = \frac{\varepsilon_d^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right) - 1}{\frac{\gamma-1}{2} M_0^2}$$

Nel caso 1-BAD, ossia $p_1^0 = p_0$, la Presa d'Aria dissipa tutta l'Energia Cinetica, e il rendimento è nullo



OSS

$$c_p = c_v + R \quad \frac{c_p}{c_v} = \gamma$$

$$R = \frac{\gamma-1}{\gamma} c_p \quad H = h + \frac{u^2}{2} = c_p T + \frac{u^2}{2} \rightarrow c_p T^0 = c_p T + \frac{u^2}{2}$$

$$T^0 = T + \frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{1}{R} \cdot \frac{u^2}{2} = T \left(1 + \frac{\gamma-1}{\gamma R T} \frac{u^2}{2}\right) = T \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)$$

L'EFFICIENZA CINEMATICA

È data da $\eta_k = \frac{C}{A}$ ovvero il rapporto tra il segmento C, che rappresenta l'Energia Cinetica del flusso all'uscita della Presa, rispetto al segmento A, a monte della Presa.

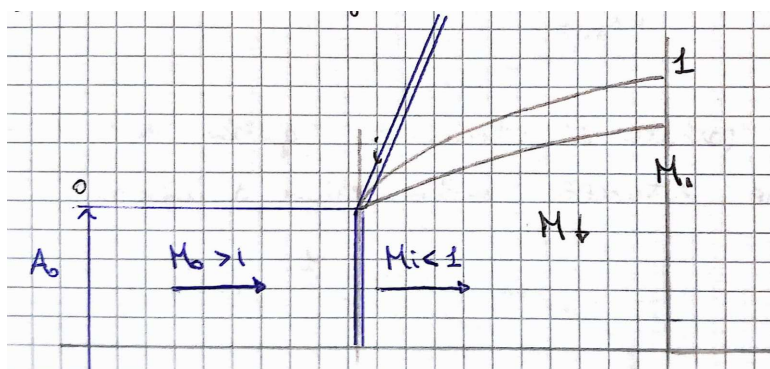
$$\eta_k = \frac{C}{A} = \frac{C B}{B A} = \frac{T_1 - T_0'}{T_1'' - T_0} \eta_d$$

PRESE D'ARIA SUPERSONICHE

PRESE D'ARIA A COMPRESSIONE ESTERNA

PRESA PITOT

Questo tipo di Prese d'Aria ricordano quelle Subsoniche, ma presentano un bordo aguzzo per il Regime Supersonico.



L'Urto Retto e la sua posizione dipendono dal funzionamento dei componenti a valle della Presa.

Nel caso in figura la Presa d'Aria funziona con un Coefficiente di Portata

$$\varphi_d = 1$$

FUNZIONAMENTO
CRITICO

OSS

In queste condizioni si ha una Resistenza Addizionale $D_a = 0$, in quanto le Pressioni agenti sul Tubo di Flusso sono identiche.

ON-DESIGN

In fase di progettazione è possibile decidere la forma e le caratteristiche della Presa d'Aria conoscendo le condizioni di monte e valle.

$$\left. \begin{array}{l} M_{0D} > 1 \\ M_{1D} < 1 \end{array} \right\} \text{FORMA} \left. \begin{array}{l} \varepsilon_d \\ A_i \\ A_i/A_1 \end{array} \right\} \begin{array}{l} \text{Con forma fissata, variano in} \\ \text{relazione alla portata richiesta} \end{array}$$

$$\dot{m} \text{ RICHIESTA}$$

OFF-DESIGN

Si possono avere condizioni fuori progetto per 2 motivi:

Variatione di:

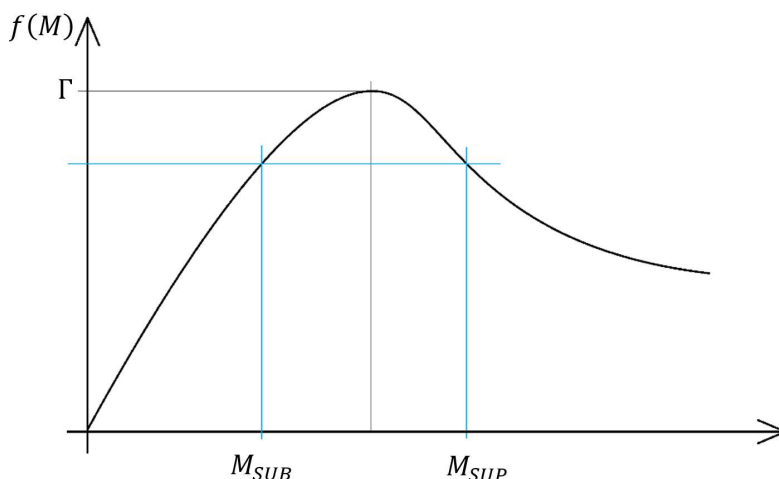
- M_0
- M_1

Consideriamo di volare a M_0 costante, perché cambia M_1 ?

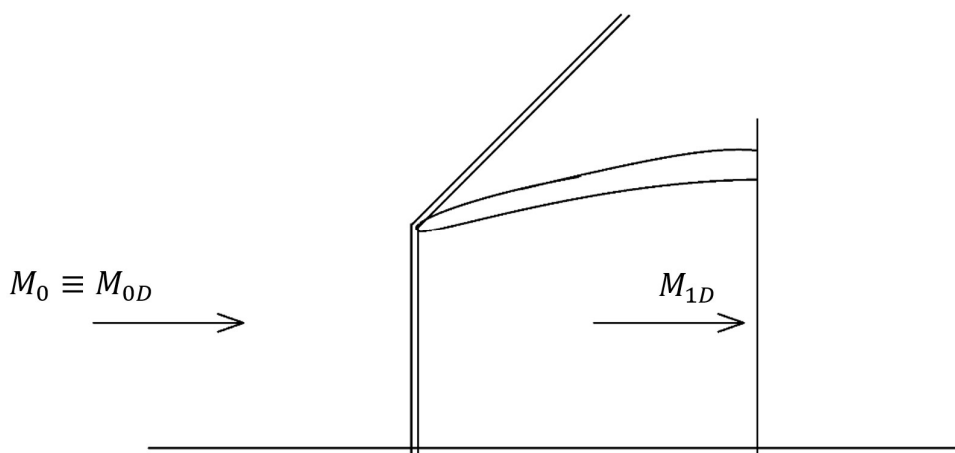
Dipende da cosa c'è a valle della Presa, per cui varierà la Portata richiesta.

OSS

Non c'è corrispondenza biunivoca tra la Portata Corretta e il Mach, bisogna specificare il regime di volo, in quanto è possibile avere due valori del Mach per la stessa Portata Corretta o Funzione del Mach.



Volando a $M_0 \equiv M_{0D}$ vediamo come variano le grandezze al variare del M_1



- Per $M_1 > M_{1D}$

CASO SUPERCRITICO

Il propulsore richiede una Portata Corretta maggiore, perché $f(M)$ è crescente all'interno della Presa, dato che il Flusso è Subsonico

$$f(M_1) \propto \frac{\dot{m}}{p_1^0} \uparrow$$

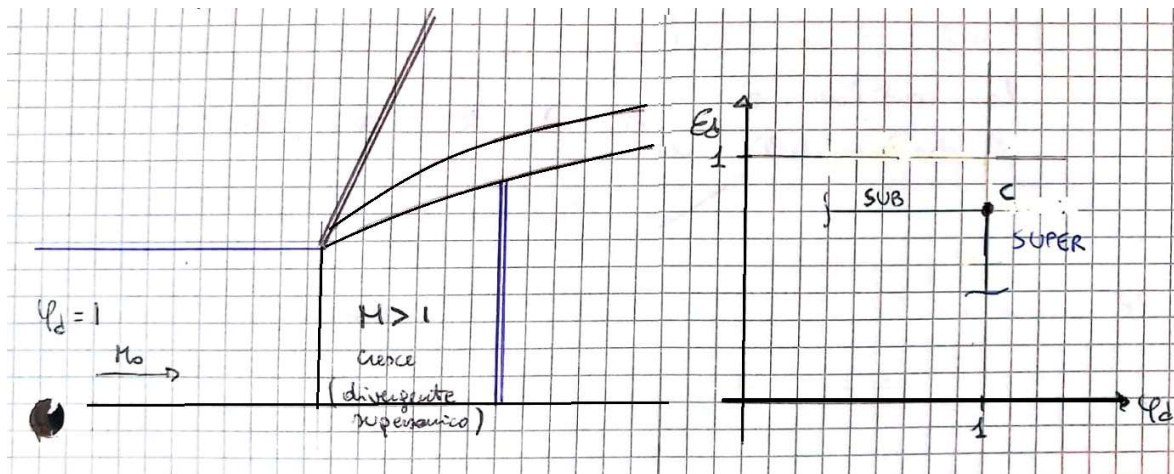
Non è possibile far crescere la Portata perché stiamo volando in Supersonico, quindi $\varphi_d = 1$.

Possiamo incrementare la Portata Corretta solamente tramite un abbassamento della Pressione Totale

$$p_1^0 \downarrow \Leftrightarrow \varepsilon_d \downarrow \Rightarrow f(M_1) \uparrow$$

È possibile realizzare queste condizioni aumentando l'intensità dell'Urto, ovvero con un Mach di monte più elevato.

Spostando l'Urto Retto all'interno della Presa d'Aria, il Flusso accelera e si ottiene un Urto più intenso.

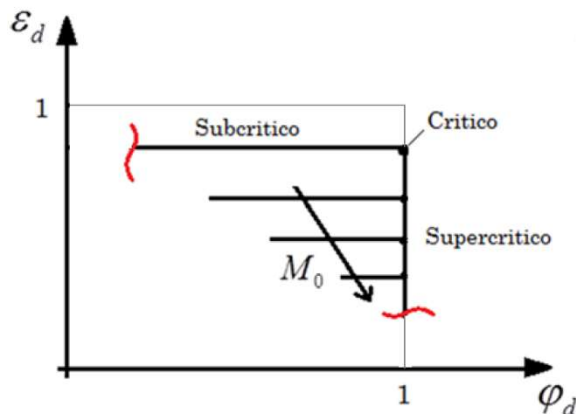


OSS

Il flusso all'interno sarà un po' sporcato dalla presenza dell'urto

Vogliamo adesso vedere cosa succede al variare del Mach di volo M_0 :

Poiché il flusso giunge all'ingresso della Presa più veloce, l'Urto sarà più intenso e diminuisce p_1^0 .

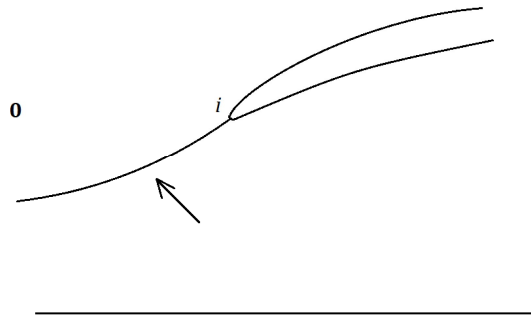


La Resistenza Addizionale è nulla perché il Flusso è Reversibile. L'integrale delle Pressioni $\int (p - p_0) dA = 0$ sarà nullo, non perché non ci sia un Δp , bensì perché i valori si invertono.

OSS

Possiamo calcolare la Resistenza Addizionale come differenza tra le Stream Force a monte e all'ingresso

$$D_a = SF_i - SF_0 = \dot{m}w_i + A_i(p_i - p_0) - \dot{m}u$$



Dove

$$SF = \dot{m}w + A(p - p_0) = A(\tilde{p} - p_0)$$

$$\tilde{p} = \frac{\dot{m}w + A \cdot p}{A} = \rho w^2 + p = p(\gamma M^2 + 1)$$

Scrivendo la Resistenza Addizionale introducendo le Dinalpie:

$$\begin{aligned} D_a &= A_i(\tilde{p}_i - p_0) - A_0(\tilde{p}_0 - p_0) = \\ &= A_i[p_i(\gamma M_i^2 + 1) - p_0] - A_0[p_0(\gamma M_0^2 + 1) - p_0] \end{aligned}$$

E da qui possiamo definire la Resistenza Addizionale Adimensionata, riferendoci a condizioni note

$$\tilde{D}_a = \frac{D_a}{p_0 A_i} = \frac{p_i}{p_0} (\gamma M_i^2 + 1) - 1 - \frac{A_0}{A_i} (\gamma M_0^2)$$

Con i parametri introdotti vogliamo ricavare un'espressione della Ram Efficiency ε_d

Possiamo considerare $p_1^0 = p_i^0$, perciò

$$\varepsilon_d = \frac{p_1^0}{p_i^0} = \frac{p_i^0}{p_0^0} = \frac{p_i}{p_0} \mu^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

dove $\mu = \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}$

Con queste relazioni e aggiungendo un'equazione per la Portata, sarà possibile collegare tutte le grandezze

$$\varepsilon_d(M_0, M_i, \tilde{D}_a, \gamma)$$

È interessante diagrammare e discutere questo risultato:

- Caso CRITICO $M_i = 1$

Consideriamo il Caso Critico, con Flusso Sonico all'ingresso della Presa d'Aria (condizioni di massimo richiamo).

Per il Subsonico ($M_0 < 1$, $\tilde{D}_a = 0$), vediamo che il caso peggiore è a $M_0 = 0$, ovvero al decollo.

$$\varepsilon_d = \frac{\mu^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{1 + \gamma} = \frac{\left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{1 + \gamma} \quad \text{Dipende solo da } \gamma$$

NB: critico per subsonico $\rightarrow M_i = 1$

Presa a Pitot con labbri aguzzi - regime critico



OSS

Si può notare che la stessa perdita si ha nel caso di Flusso di Rayleigh per il riscaldamento fino al CHOKING Termico di un Flusso inizialmente Fermo

OSS

La Presa Pitot è adatta al Basso Supersonico, poiché l'Urto Retto è molto dissipativo e abbassa la Pressione Totale di molto, come si vede dal grafico (è inutilizzabile per $M_0 > 1.5$).

Si può pensare di comprimere per successione di Urti Deboli.

L'Urto Retto si trova esattamente sulla sezione d'ingresso in condizioni di funzionamento Critico.

OSS

Si può pensare di rendere la Rampa mobile, variando L per poter funzionare Critici in un certo range di M_0

OSS

Per evitare interazioni tra l'Urto Obliquo e lo Strato Limite sul labbro della Presa, si accetta di avere un po' di Rifiuto

$$\sigma = \sigma_D + \text{pochi gradi}$$

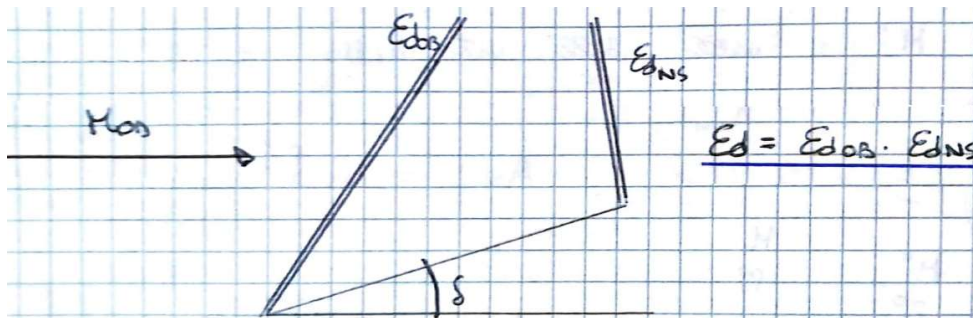
Considereremo per semplicità $\sigma = \sigma_D$

Parametri di Progetto

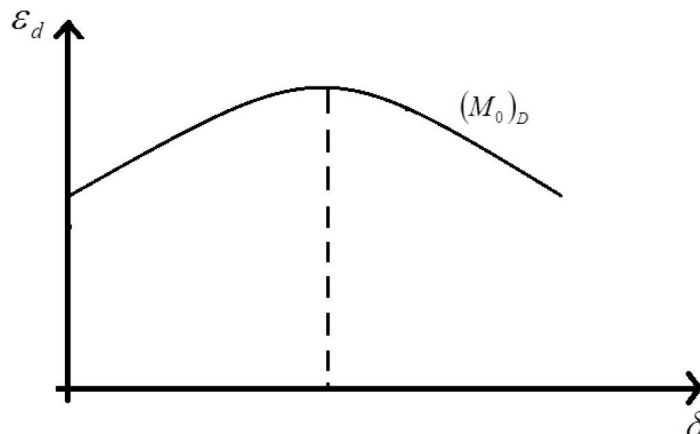
- $M_{0D} > 1 \quad \rightarrow \quad \delta, L$
- $M_{1D} < 1 \quad \rightarrow \quad A_1/A_i$

Vogliamo calcolare le caratteristiche geometriche della Presa d'Aria ($\delta, L, Aree$), e le sue Prestazioni ϵ_d .

La perdita di pressione è data dal prodotto delle perdite causate dai 2 Urti



Si può dimostrare che per ogni M_{0D} esiste un solo valore di δ che massimizza l'Efficienza ϵ_d



OFF-DESIGN

GEOMETRIA FISSATA

Si procede come per la Presa Pitot: fissata la geometria si calcolano le Prestazioni al variare del Mach di volo M_0 e di M_1 .

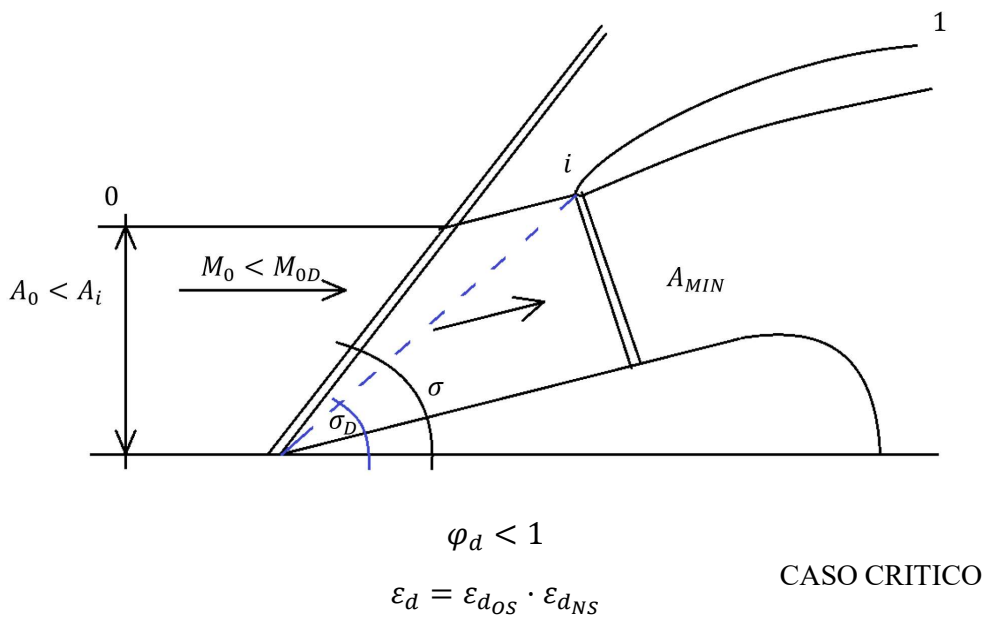
OSS

L'Urto Obliquo è dato dalla rampa esterna, e la sua inclinazione e dissipazione sono date dall'angolo di rampa e dal Mach di volo.

La Manetta determinerà casi Subcritici e Supercritici.

Consideriamo il seguente studio OFF-DESIGN:

- $M_0 = cost$ $M_0 < M_{0D}$
- $M_1 \rightarrow$ variabile



CASO SUPERCITICO

Richiediamo una Portata Corretta maggiore nel motore, per cui

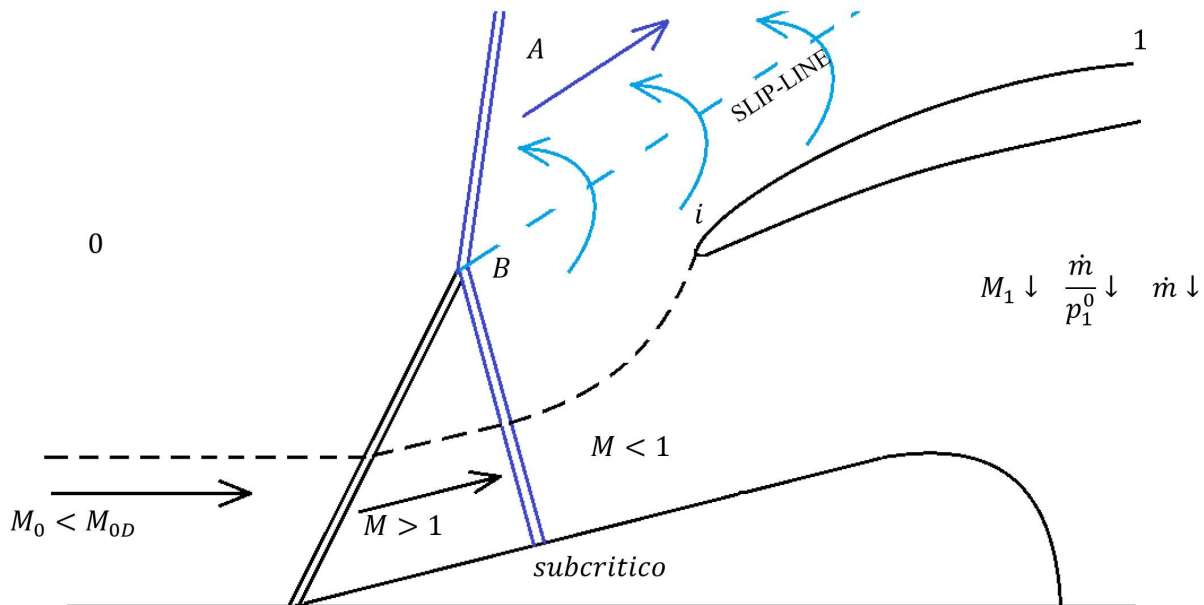
$$f(M_1) > f(M_1)_{CRIT}$$

$$\hookrightarrow \frac{\dot{m}}{p_1^0} > \left(\frac{\dot{m}}{p_1^0} \right)_{CRIT}$$

Essendo in Supersonico non è possibile il Richiamo, per cui la Portata rimane costante e dovrà variare il p_1^0 , diminuendo

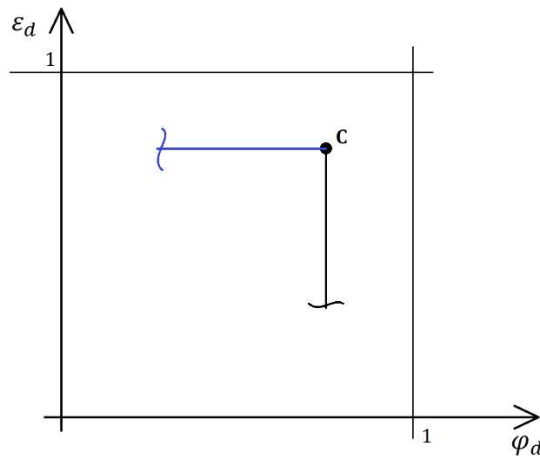
$$p_1^0 \downarrow \quad \varepsilon_d = \frac{p_1^0}{p_0^0} \downarrow$$

L'Urto Retto si sposta verso monte, mantenendo la sua intensità, ma rendendo il Flusso Subsonico prima della sezione d'ingresso, consentendo di rifiutare la Portata.



Ci sarà una diminuzione del Coefficiente di Portata, mentre la dissipazione dell'Urto non varia, perciò $\varepsilon_d = cost$

Ciò si traduce nel diagramma $\varphi_d - \varepsilon_d$ come



OSS

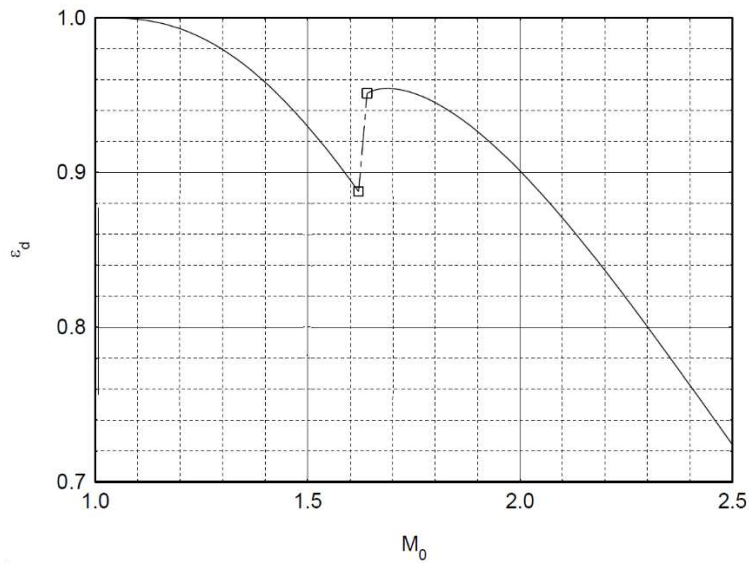
Si crea una *Slip-Line*: in B il Flusso sarà più veloce che in A, perché il Flusso passa attraverso 2 Urto invece che in 1, e quindi è meno dissipativo.

$$p_B^0 > p_A^0 \quad \text{ma} \quad p_B = p_A \rightarrow V_B > V_A$$

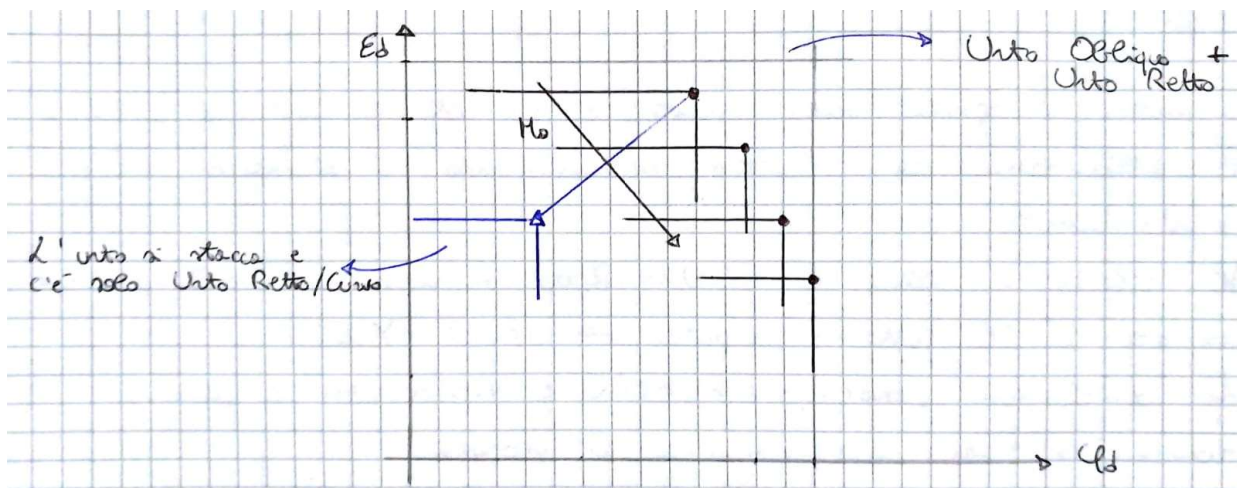
I vortici sono nel senso indicato a causa della viscosità.

(in B non è subsonico a causa dell'urto obliquo, mentre in A è supersonico? onda debole di espansione?)

Per velocità maggiori l'Urto torna ad essere obliquo e a la Presa torna a funzionare come già visto. Si avrà un salto nelle prestazioni della Presa.



All'aumentare di M_0 gli Urto diventano più forti, quindi l' ε_d diminuisce. Inoltre, diminuisce l'inclinazione dell'Urto, e φ_d aumenta fino a diventare $\varphi_d = 1$.



OSS

Attraverso le relazioni dell'Urto Obliquo, dato il M_0 e l'angolo di rampa δ si calcola l'inclinazione dell'Urto σ .

Si può ricavare il φ_d nel caso critico, per un dato Mach di volo

$$(\varphi_d)_{CRIT} = \frac{\text{ctg } \delta - \text{ctg } \sigma_D}{\text{ctg } \delta - \text{ctg } \sigma}$$

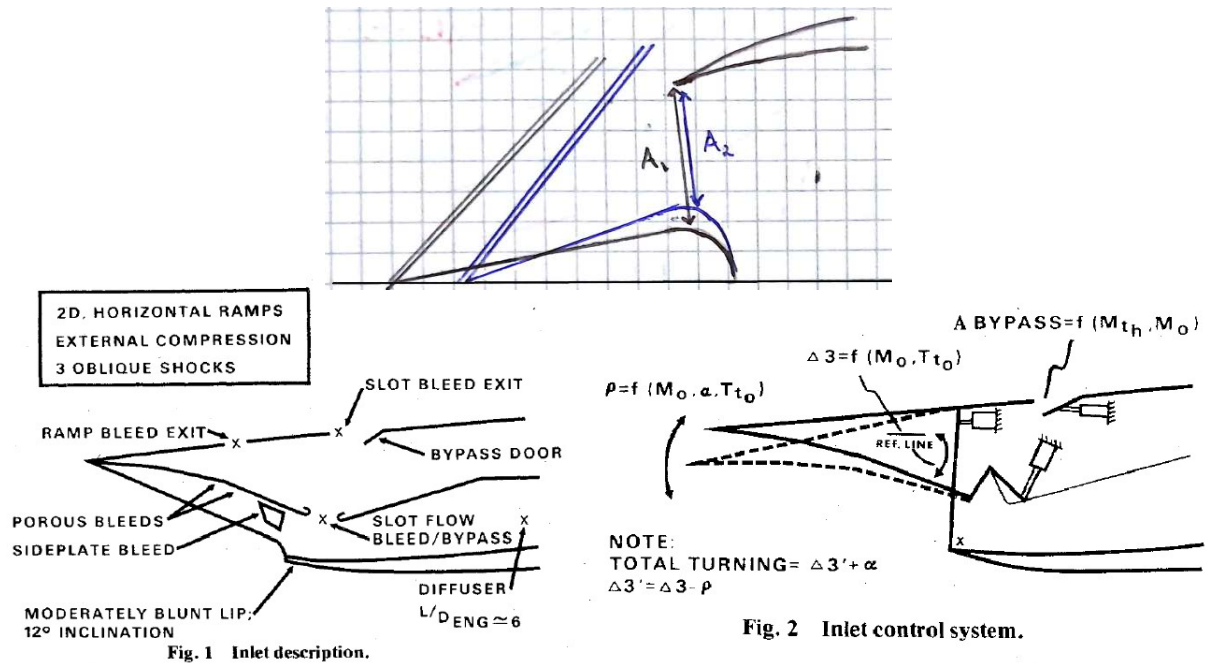
Si può avere caso critico anche a $M_0 \neq M_{0D}$, se l'Urto Retto è sulla bocca.

GEOMETRIA VARIABILE

Sono possibili concettualmente due strade, vediamole nel caso di Rampa Singola:

1. Cambiare l'angolo di rampa

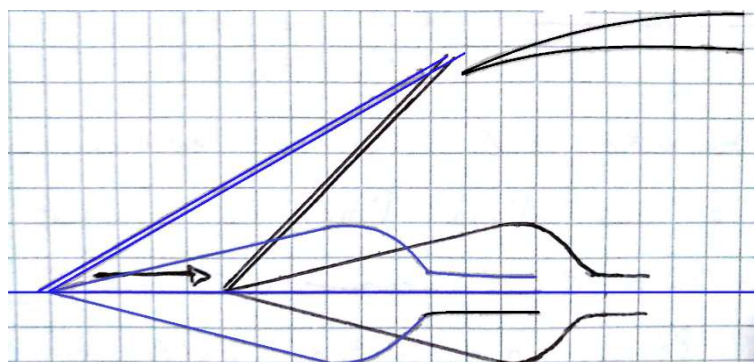
F – 15: 3 Rampe, con Bleed per matching e controllo Strato Limite



Si possono cambiare l'area di cattura, l'intensità dell'Urto o entrambi.

2. Muovere la Rampa Longitudinalmente

Implementando un Cono Mobile (nel caso Assialsimmetrico, ad esempio) è possibile variare la posizione del Fronte d'Onda per trovarsi più vicino possibile alle Condizioni di Progetto, e per poter recuperare la Resistenza Addizionale.

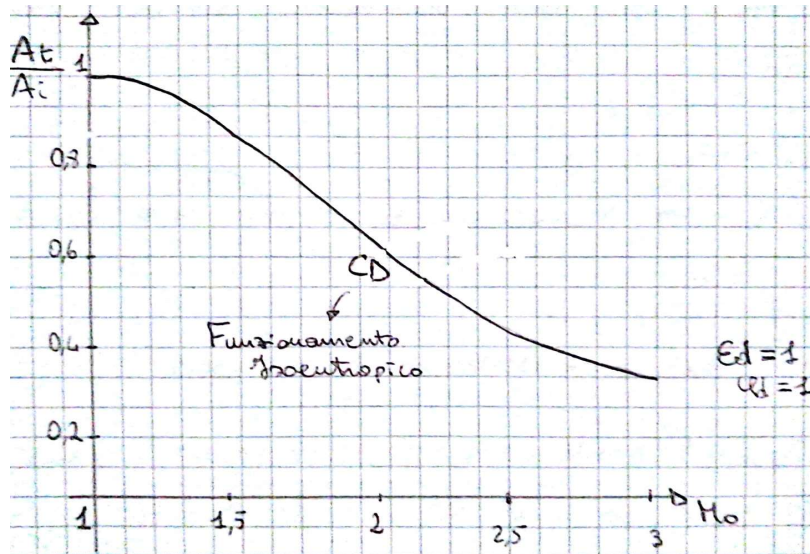


OSS

Il funzionamento Critico, Supercritico, Subcritico, dipendono dal M_1 , mentre l'inclinazione dell'Urto e la sua intensità dipendono dal M_0 e dalla geometria

In questo modo è possibile gestire Mach di volo diversi e rimanere in condizioni di efficienza ottimali.

Si può ottenere un grafico del rapporto geometrico delle aree, in funzione del Mach di volo a progetto, che realizza le condizioni della Presa CD.



Ci sono però dei problemi con questo tipo di Presa d'Aria:

- OFF-DESIGN → INNESCO-DISINNESCO
- INTERAZIONI URTI - STRATO LIMITE
- INSTABILITÀ

Per la trattazione del Fuori Progetto considereremo solo le perdite legate agli Urti, trascurando quelle distribuite dell'attrito.

OSS

Ricordiamo che per il Flusso Stazionario e Adiabatico

$$\dot{m} = \frac{p^0 A}{\sqrt{RT^0}} f(M) = \text{cost}$$

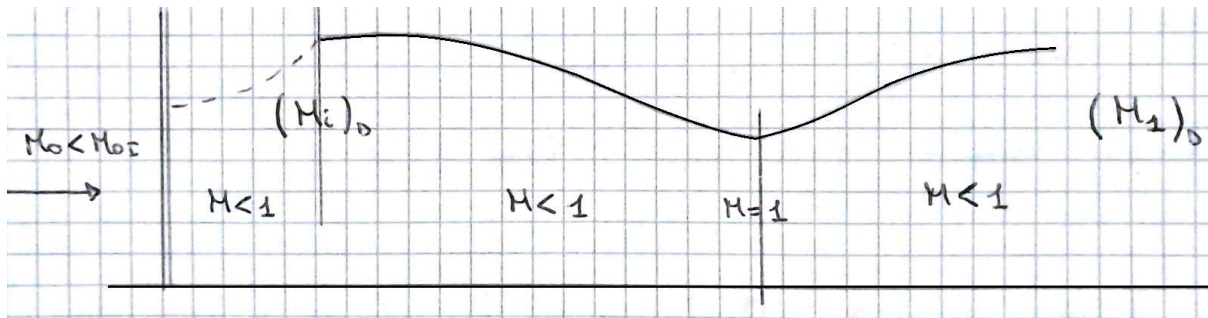
PRESE INNEScate E DISINNEScate

La Presa d'Aria, in volo Supersonico, ha un funzionamento che dipende da

- GEOMETRIA
- MANETTA → Funzionamento Motore (Portata Corretta in 1)
- M_0 DI VOLO

Ma anche dalle condizioni di INNESCO/DISINNESCO

Ci si trova quindi in una situazione del genere:



La Portata Corretta all'interno della Presa rimane la stessa, per cui

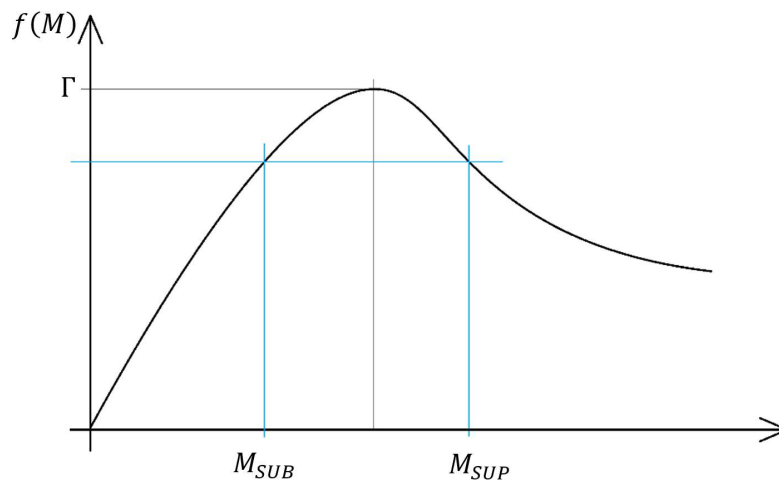
$$\dot{m}_i = \dot{m}_t$$

$$\frac{p_i^0 A_i}{\sqrt{RT_i^0}} f(M_i) = \frac{p_t^0 A_t}{\sqrt{RT_t^0}} \Gamma$$

$$\hookrightarrow f(M_i) = \frac{A_t}{A_i} \Gamma$$

È la stessa Portata Corretta del caso ON-DESIGN, nonostante ci sia un Urto Retto

$$(p_i^0 = p_t^0 = \varepsilon_{d_{NS}} p_0^0)$$



Anche se non voliamo al Mach di Progetto M_{01} , la Portata Corretta deve essere comunque la stessa, perciò verrà accettato all'ingresso solo il Mach Subsonico $(M_i)_D$

L'Urto comporterà un Mach di valle M_v tale che ci sia Rifiuto, con una Compressione Subsonica nel Tubo di Flusso fino a raggiungere $(M_i)_D$ all'ingresso della Presa d'Aria.

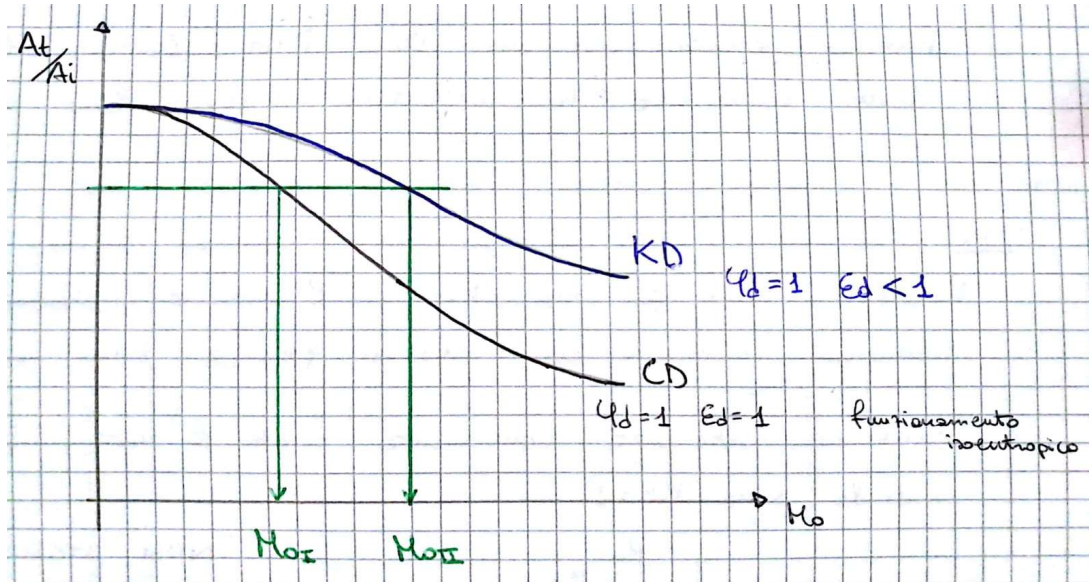
OSS

È importante notare che, nel caso DISINNECATO, anche volando al Mach di progetto M_{01} , troviamo un Urto Retto e $(M_i)_D$ all'ingresso della Presa.

Il rapporto delle aree diventa adesso

$$\frac{p_0^0 A_i}{\sqrt{RT_0^0}} f(M_{0II}) = \frac{p_t^0 A_t}{\sqrt{RT_t^0}} \Gamma$$

$$\hookrightarrow \left(\frac{A_t}{A_i}\right)_{KD} = \frac{p_0^0 f(M_{0II})}{p_t^0 \Gamma} = \frac{1}{\varepsilon_d} \frac{f(M_{0II})}{\Gamma}$$



OSS

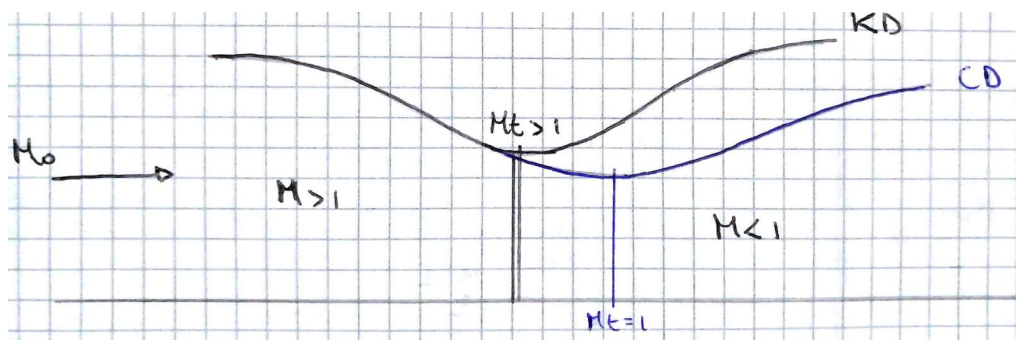
Una data geometria può avere, in condizioni CRITICHE ($M_t = 1$), Funzionamento Isoentropico con M_{0I} , o un Urto Retto sulla bocca con M_{0II} .

Viceversa, sempre in condizioni CRITICHE, per ogni Mach di volo M_0 risulta che la Presa KD ha un rapporto di aree maggiore della Presa CD.

OSS

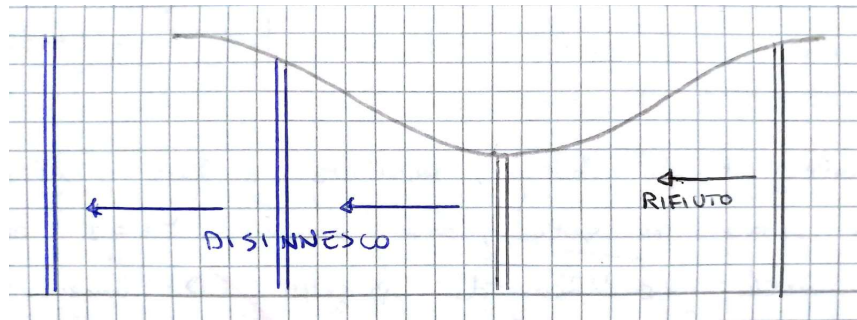
Perché la Presa Kantrovitz-Donaldson funziona meglio della Presa Pitot? Perché in condizioni INNESCATE, l'Urto sulla bocca viene ingoiato e si posiziona nel punto duale nel divergente $A = A_i$.

Da lì può essere spinto in gola per ridurre l'intensità dell'Urto.



Possiamo vederla come una Presa Pitot CRITICA dove il tratto Convergente ha rallentato il flusso a $M_t < M_0$

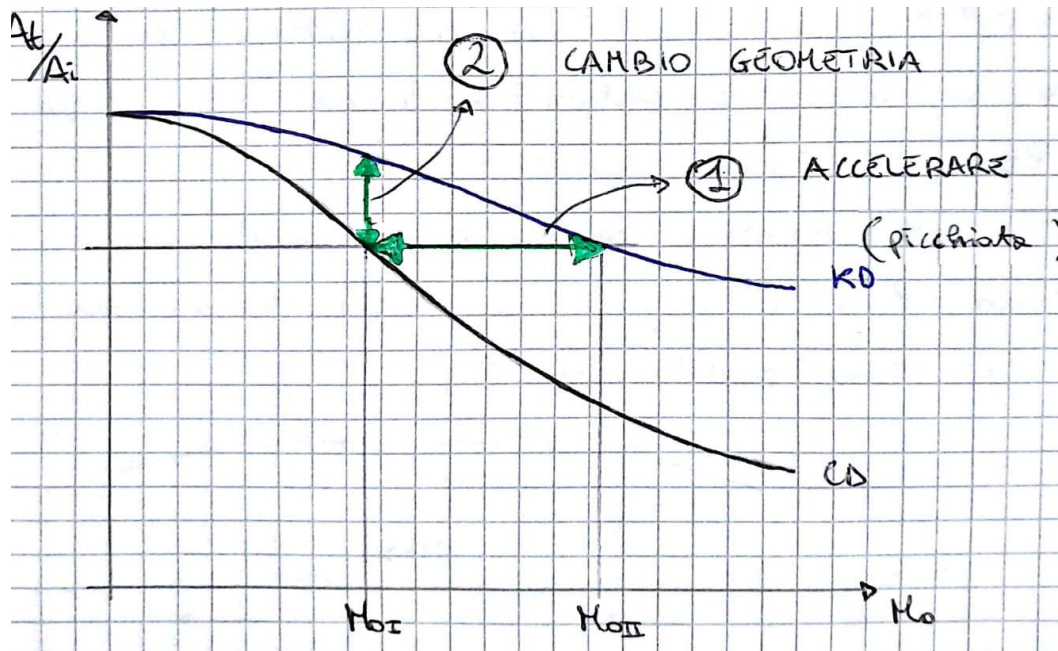
Ora è necessario Rifiutare con la Manetta, spostando l'Urto verso la gola, facendo attenzione che non finisca nel convergente, altrimenti verrebbe spinto fuori.



OSS

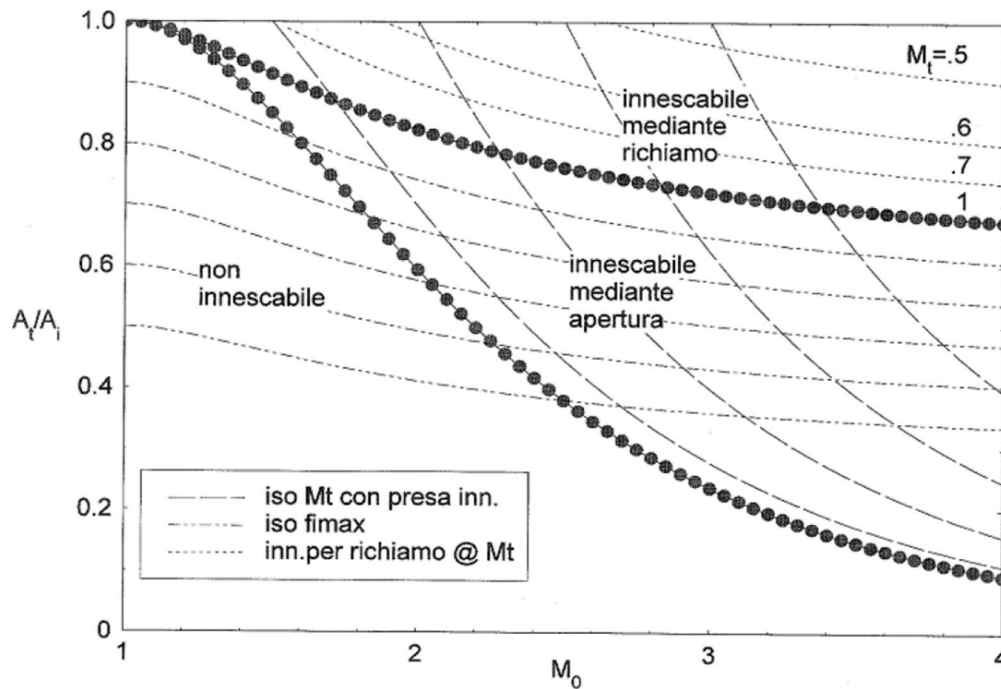
C'è un sistema di controllo che tiene l'Urto poco prima della gola, e se va troppo avanti apre delle valvole per richiamare.

Partendo da una condizione DISINNESCATO, a geometria fissata per una Presa CD, è possibile INNESCARE seguendo due strade:



Si vede quindi che ci sono tre campi in cui è possibile gestire le Prese d'Aria a Compressione Interna in modo diverso.

Nel campo di funzionamento sopra la linea delle Prese KD è possibile l'innescamento mediante il solo richiamo dell'Urto tramite la manetta.



FUNZIONAMENTO E PRESTAZIONI OFF-DESIGN

Vogliamo vedere adesso il funzionamento fuori progetto, avendo introdotto il problema dell'innescamento.

Terremo conto solo delle perdite di Pressione Totale determinate dagli Urti, trascurando gli attriti.

Il Funzionamento OFF-DESIGN dipenderà da:

- GEOMETRIA → fissata
- M_0 → SUBSONICO, 1, M_{0I} , M_{0II}
- M_1 (manetta) → CRITICO, SUBCRITICO, SUPERCRITICO
- INNESCO/DISINNESCO

Il massimo Rifiuto si ha per $M_0 = 1$, dove

$$\varphi_d = \frac{\dot{m}}{\dot{m}_{RIF}} = \frac{\frac{p_t^0 A_t \Gamma}{\sqrt{RT_t^0}}}{\frac{p_i^0 A_i \Gamma}{\sqrt{RT_i^0}}} = \frac{A_t}{A_i}$$

Non c'è dissipazione perché non c'è ancora un Urto, siamo in Subsonico

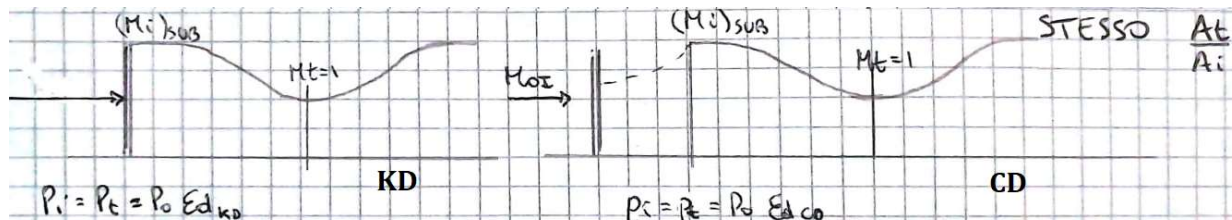
Riassumendo si ha per il SUBSONICO:

ε_d	φ_d
$< (M_i)_{SUB}$	> 1
$> (M_i)_{SUB}$	< 1
$(M_i)_{SUB}$	$= 1$
1	$\frac{A_t}{A_i}$

OSS

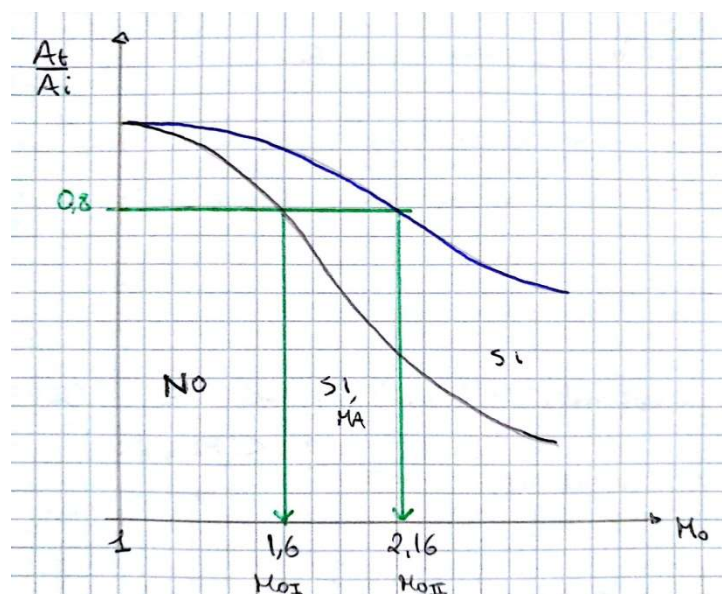
A geometria fissata la KD ha Urto sulla bocca e $M_t = 1$ a M_{0II} (Caso DISINNECATO), mentre la CD ha $M_t = 1$ e Urto Staccato a M_{0I} (Caso DISINNECATO), oppure Urto Evanescente in gola (Caso INNECATO).

A geometria fissata un solo $(M_i)_{SUB}$ realizza $M_t = 1$ ed è quello di valle dell'Urto della KD al più forte M_{0II} , coincidente con quello all'ingresso della CD dopo l'Urto più debole e la Compressione e Rallentamento Subsonico da M_{0I}



Passerà meno Portata nella KD Disinnescata perché l'Urto è più forte e quindi $\varepsilon_{dKD} < \varepsilon_{dCD}$.

Nel Volo per $M_0 > 1$, la Presa d'Aria ha 3 possibili comportamenti:



OSS

Con il Disinnesco si abbassano molto la Portata e la Pressione Totale, e la Spinta scende del 20 ÷ 30%

Analizziamo singolarmente i 4 casi:

1) $1 < M_0 < M_{0I}$ PRESA NON INNECABILE:

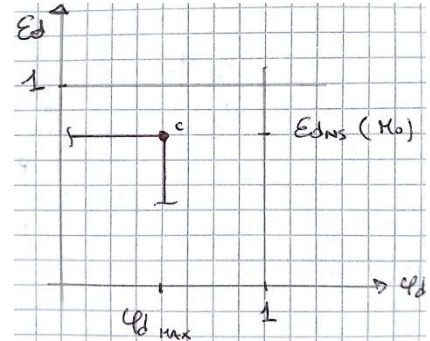
In questo caso è sempre presente l'Urto Retto esterno

$$\dot{m}_{rif} = \frac{p_0^0 A_i}{\sqrt{RT_0^0}} f(M_0) \qquad \dot{m} = \frac{p_t^0 A_t}{\sqrt{RT_t^0}} \Gamma$$

$$T_0^0 = T_t^0 \quad \text{Adiabatico}$$

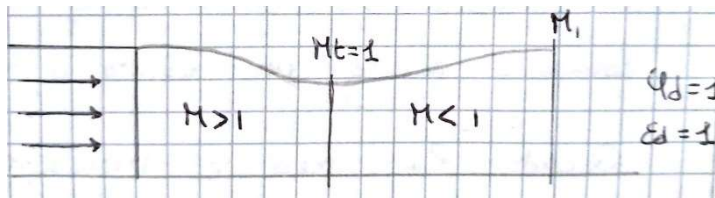
$$p_t^0 = \varepsilon_{dNS_{M_0}} \cdot p_0^0$$

$$(\varphi_d)_{MAX} = (\varphi_d)_C = \frac{\dot{m}}{\dot{m}_{rif}} = \frac{\varepsilon_{dNS} \cdot p_0^0 A_t \Gamma}{p_0^0 A_i f(M_0)} = \varepsilon_d \frac{A_t}{A_i} \frac{\Gamma}{f(M_0)}$$

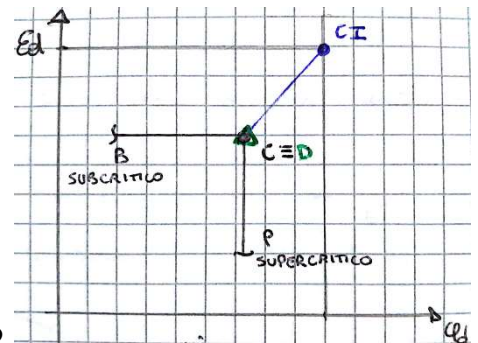


2) $M_0 = M_{0I}$ PRESA INNECABILE CD

$$\dot{m}_{rif} = \frac{p_0^0 A_i}{\sqrt{RT_0^0}} f(M_0) = \frac{p_0^0 A_t}{\sqrt{RT_t^0}} \Gamma \qquad \dot{m} = \frac{p_1^0 A_1}{\sqrt{RT_1^0}} f(M_1) = \frac{p_t^0 A_t}{\sqrt{RT_t^0}} \Gamma$$



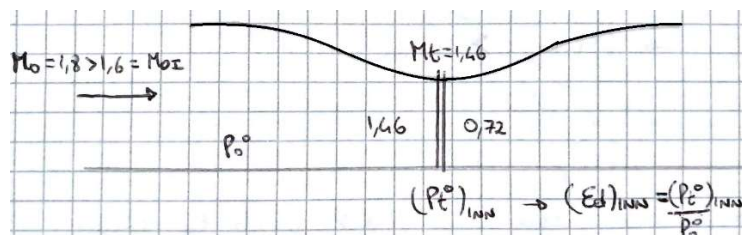
$$\varphi_d = \frac{p_t^0}{p_0^0} = \varepsilon_{dINN}$$



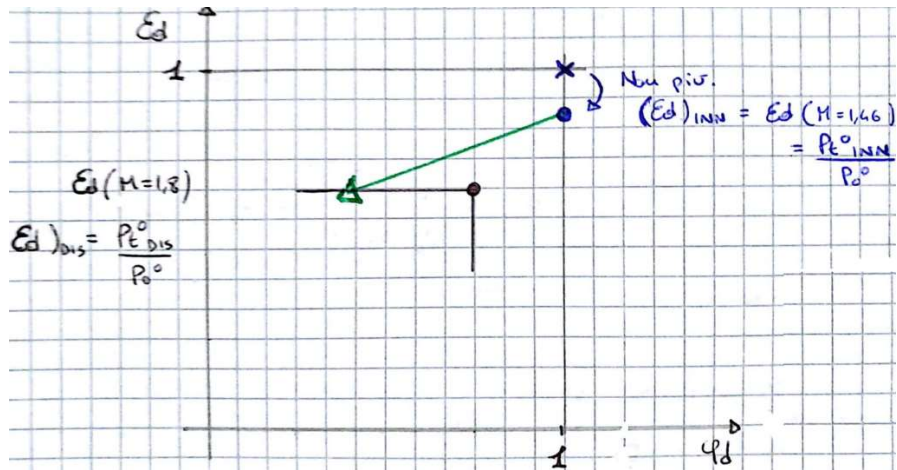
Al disinnesco le condizioni richieste dal motore non cambiano

$$\left(\frac{\dot{m}}{p_1^0} \right)_{OD} = cost$$

Con il Disinnesco si ha un Urto, e quindi $p^0 \downarrow$ e deve scendere anche la Portata. La Presa d'Aria rimane Critica dopo il Disinnesco, con $M_t = 1$ e prestazioni ridotte.



Cosa succede nel caso di Disinnesco? Entriamo in Subcritico



Ho ancora in gola 0.72, ma l' $\varepsilon_d \downarrow$ perché l'Urto avviene a $M \uparrow$ e perciò $p_t^0 = p_t^0$

$$\dot{m}_{rif} = \frac{p_0^0 A_i}{\sqrt{RT_0^0}} f(M_0) = \frac{p_t^0 A_t}{\sqrt{RT_t^0}} f(0.72) = \dot{m}_{INN}$$

$$\dot{m}_{DIS} = \frac{p_t^0 A_t}{\sqrt{RT_t^0}} f(0.72) = \varepsilon_d(M = 1.8) \frac{p_0^0 A_t}{\sqrt{RT_t^0}} f(0.72)$$

$$(\varphi_d)_{DIS} = \frac{\varepsilon_d(M = 1.8)}{\varepsilon_d(M = 1.46)} = \frac{\varepsilon_{dDIS}}{\varepsilon_{dINN}} = \frac{p_{tDIS}^0}{p_{tINN}^0}$$

OSS

Nel caso precedente:

$$M_0 = M_{01} \quad \Rightarrow \quad \varepsilon_{dINN} = 1 \quad \varphi_{dDIS} = \varepsilon_{dDIS}$$

Ma ora non più, c'è perdita di Pressione Totale

Inoltre, $(\varphi_d)_{DIS} > (\varepsilon_d)_{DIS}$ e il punto cade a destra della bisettrice del diagramma, se la scala è uguale.

OSS

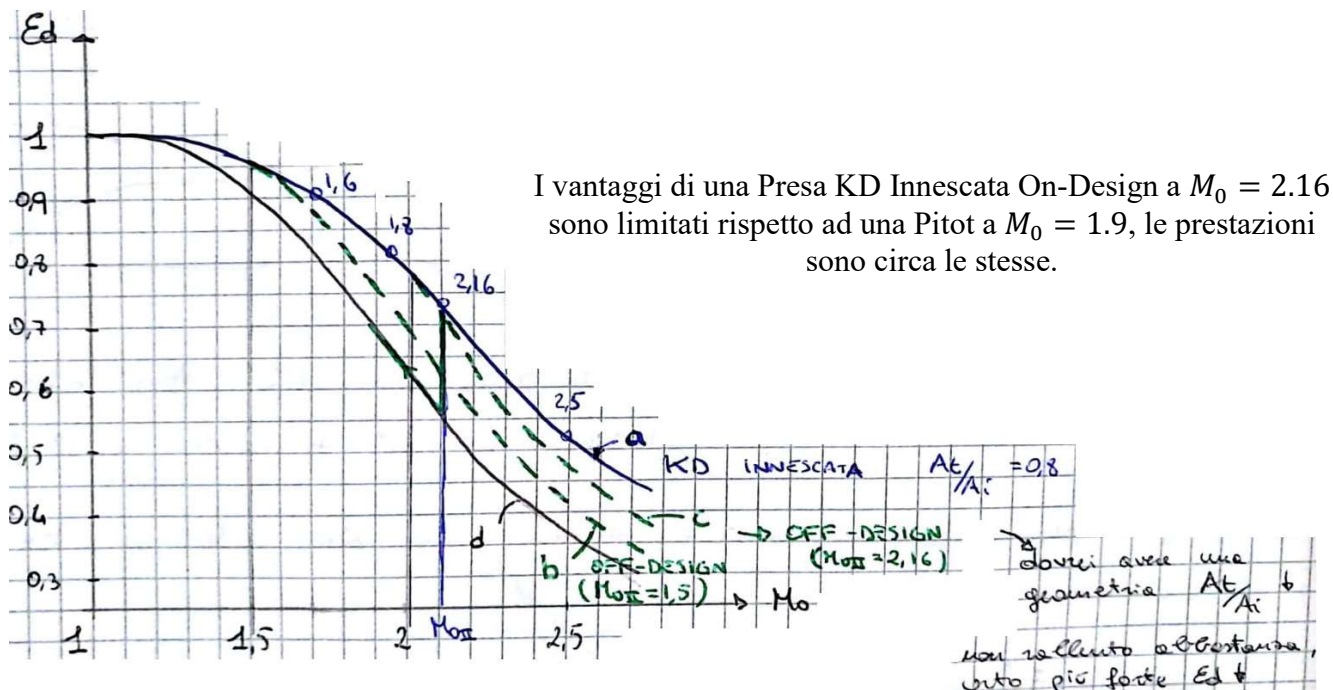
In condizioni disinnescate Critiche o Supercritiche $(\varphi_d)_c > (\varphi_d)_{DIS}$

Se regolo la manetta in modo da avere $M_t = 1$ in gola

$$\dot{m} = \frac{(p_t^0)_{DIS} A_t}{\sqrt{RT_t^0}} \Gamma \quad \Rightarrow \quad (\varphi_d)_c = \frac{\varepsilon_d(M = 1.8)}{\varepsilon_d(M = 1.46) f(0.72)} \frac{\Gamma}{f(0.72)} = (\varphi_d)_{DIS} \frac{\Gamma}{f(0.72)}$$

PRESTAZIONI E LIMITI PRESE A COMPRESSIONE INTERNA

La curva a) rappresenta le Prestazioni ON-DESIGN al variare di M_0 della Presa KD, mentre la d) è relativa alla Presa Pitot (solo Urto Retto).



Per $M_0 < M_{0II}$, se non possono variare la geometria non posso innescare la Presa KD e sono costretto a seguire la curva della Pitot.

Se anche riuscissi a cambiare la geometria per rimanere a progetto al variare del M_0 , non si avrebbero miglioramenti sostanziali.

Possiamo pensare di unire una Presa a Compressione Esterna, con una Presa a Compressione Interna, per avere un notevole miglioramento nelle Prestazioni

PRESE MISTE

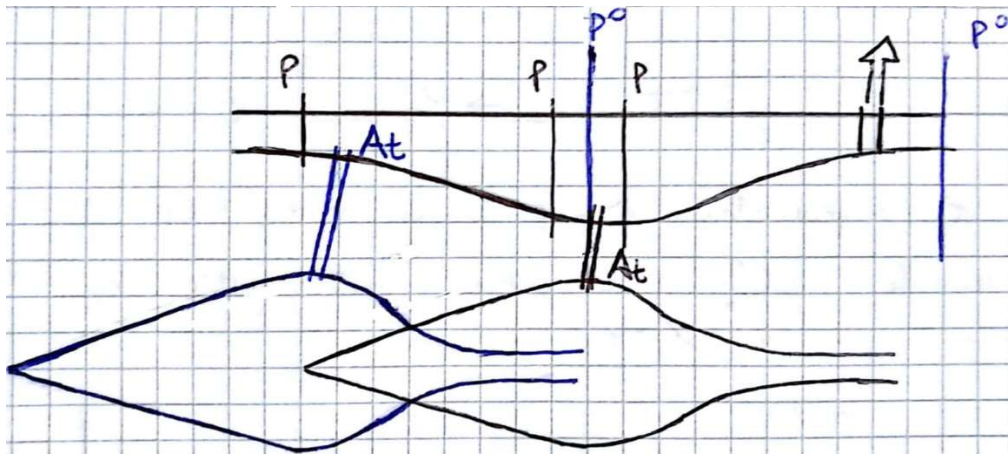
Il vantaggio della KD rispetto alla Pitot è ridotto, mentre nella KD c'è il problema del Disinnescamento e una forte sensibilità all'angolo di attacco.

Per le Prese a Compressione Esterna, la deviazione del flusso (N Urti Obliqui) necessaria per rispettare la normativa MIL, cresce con il Mach di volo.

CONTROLLO DELLA PRESA

Le Prese Miste diventano necessarie per $M_0 > 2.5$, essendo in grado di mantenere valori accettabili di ε_d con contenute dimensioni della carenatura.

Per adattare la Presa alle varie condizioni di volo, si rende necessario un controllo della geometria e l'utilizzo di Bypass.



Cambiano le dimensioni e la posizione della gola.

Utilizzando delle Prese di Pressione Statica e Totale è possibile monitorare le condizioni del flusso, la posizione degli Urti, e controllare la Presa geometricamente e fluidodinamicamente per massimizzare le Prestazioni OFF-DESIGN.

OSS

Nel BlackBird, l'ogiva viene spostata in modo da avere $\varepsilon_{d_{MAX}}$ per quel M_0 . Si preferisce avere $\varphi_d \neq 1$ in OFF-DESIGN ma mantenere la Pressione Totale p^0 .

ON-DESIGN si ha $\varphi_d = 1$ e $A_{t_{MIN}}$

OSS

Nei punti 1,2,3 c'è rischio che il flusso separi. È importante che ciò non avvenga sulla carenatura, per poter recuperare la Resistenza Addizionale (Flusso REVERSIBILE)

All'interno una eventuale separazione renderebbe il Flusso non omogeneo e Turbolento, compromettendo le Prestazioni del compressore.

OSS

Durante l'accelerazione sulla carenatura, è possibile che il Flusso diventi Supersonico localmente, con il rischio che le interazioni tra l'Urto e la parete possano causare separazione dello Strato Limite.

In entrambi i casi ci si può aspettare una velocità minima u_{MIN} per la quale si possono verificare questi eventi.

Si tratta adesso di trovare il compromesso migliore che:

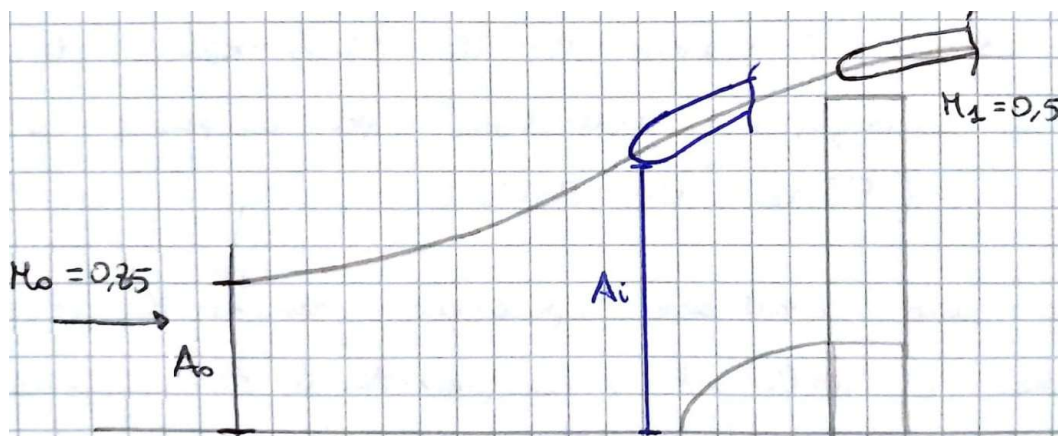
- Evita Separazione Esterna
- Limita dimensioni e peso

L'obiettivo sarà quello di minimizzare la A_c per minimizzare la Resistenza Addizionale D_a .

Dovrà essere studiato un compromesso tra Compressione Esterna e Interna, in quanto si dimostra che la sezione massima della Carenatura aumenta all'aumentare del Rifiuto da parte della Presa.

$$\varphi_d = \frac{A_0}{A_i} \downarrow \quad \Rightarrow \quad A_c \uparrow, D_a \uparrow$$

Dovremo quindi decidere dove posizionare l'ingresso sul Turbo di Flusso che unisce M_0 e M_1



OSS

Nel caso in nero abbiamo all'interno flusso rallentato, ma all'esterno deve raccordarsi a un Mach di 0.85, i gradienti sono più alti, ho più perdite e non posso recuperare la Resistenza Addizionale.

La Forza che agisce sulla Carenatura è esprimibile tramite una Pressione Relativa media, che agisce sulla superficie $(A_c - A_i)$

$$D_c = \int_{CAR} (p - p_0) dA = \overline{(p_0 - p_c)} (A_c - A_i) = \sigma (p_0 - p_{cMIN})$$

$$p_0 - p_{cMIN} = \frac{1}{2} \rho (w_{MAX}^2 - u^2)$$

$$\hookrightarrow D_c = \frac{1}{2} \rho \cdot \sigma \cdot (w_{MAX}^2 - u^2) (A_c - A_i)$$

OSS

Il parametro $0 < \sigma < 1$ dipende dalla forma della carenatura. C'è un punto in cui si raggiungono p_{cMIN} e w_{MAX}

Uguagliando le due relazioni trovare e dividendo

$$\begin{cases} D_a = \frac{1}{2} \rho u^2 \left(1 - \frac{w_i}{u}\right)^2 \\ D_c = \frac{1}{2} \rho \cdot \sigma \cdot u^2 \left(\frac{w_{MAX}^2}{u^2} - 1\right) (A_c - A_i) \end{cases}$$

$$\hookrightarrow \frac{D_c}{D_a} = 1 = \sigma \cdot \frac{\left(\frac{w_{MAX}^2}{u^2} - 1\right) (A_c - A_i)}{\left(1 - \frac{w_i}{u}\right)^2}$$

Essendo $\varphi_d = \frac{\dot{m}}{\dot{m}_{rif}} = \frac{\rho w_i A_i}{\rho u A_i} = \frac{w_i}{u} < 1$

$$\hookrightarrow \frac{A_c}{A_i} = 1 + \frac{(1 - \varphi_d)^2}{\sigma \left(\frac{w_{MAX}^2}{u^2} - 1\right)} \quad \varphi_d \downarrow A_c \uparrow$$

Risulta più comodo cercare un Coefficiente di Pressione

$$c_p = \frac{p_0 - p_{MIN}}{\frac{1}{2} \rho w_{MAX}^2} = \frac{\frac{1}{2} \rho (w_{MAX}^2 - u^2)}{\frac{1}{2} \rho w_{MAX}^2} = 1 - \left(\frac{u}{w_{MAX}}\right)^2$$

$$\hookrightarrow \frac{A_c}{A_i} = 1 + \frac{\left(1 - \frac{w_i}{u}\right)^2}{\sigma} \frac{1 - c_p}{c_p}$$

INTRODUZIONE OFF-DESIGN

Nelle condizioni On-Design ci si riferisce a delle precise condizioni di funzionamento. Si parla di condizioni fuori progetto (Off-Design) se variano rispetto al punto di progetto:

- Le condizioni ambiente $z \rightarrow p_0, T_0, \text{umidità}$
- La velocità di Volo M_0
- Manette Motore
- Geometrie variabili
- Dispositivi speciali (AfterBurner, iniezione di acqua etc...)

Nel punto di progetto si definivano dei parametri prestazionali svincolati dalle dimensioni del motore, come la Spinta Specifica, o la Potenza Specifica e i relativi Consumi Specifici.

Allo stesso modo si vuole legare il funzionamento Off-Design di un propulsore a dei parametri adimensionati (o corretti), dai quali è poi immediato trovare le prestazioni del motore in studio.

TEOREMA PIGRECO O DI BUCKINGHAM

Sfruttando l'analisi dimensionale è possibile capire come adimensionalizzare i vari parametri di interesse, e si riescono a determinare le grandezze da cui dipendono le prestazioni adimensionalizzate, e quindi le prestazioni vere e proprie del motore.

Per poter effettuare un'analisi dimensionale è necessario avere un certo grado di conoscenza della fisica del fenomeno considerato, per poter identificare le variabili significative coinvolte.

L'enunciato del Teorema Pigreco, o di Buckingham, è il seguente:

Se in un fenomeno fisico intervengono n grandezze, ed m è il numero delle grandezze fondamentali, il legame tra le n grandezze è riconducibile ad un legame tra $n-m$ numeri puri.

Vediamolo applicato a dei motori aeronautici che già conosciamo.

OSS

Utilizzando al posto della sola temperatura il parametro RT_0 , si è eliminata la dipendenza da un parametro fisico fondamentale. Si ha infatti che RT_0 ha le dimensioni di una velocità al quadrato.

Possiamo adesso definire le grandezze fisiche fondamentali a cui legare tutte quelle da cui dipende il funzionamento del motore.

Vediamo che ognuna delle 7 grandezze elencate dipende dimensionalmente da:

- Lunghezza L
- Massa M
- Tempo t

Per il Teorema di Buckingham, con $n = 7$ grandezze ed $m = 3$ grandezze fondamentali, ci si può ricondurre ad una relazione tra $7 - 3 = 4$ numeri puri:

$$F[y, x_1, x_2, x_3] = 0 \quad \rightarrow \quad y = y(x_1, x_2, x_3)$$

Isolando una variabile adimensionata y , possiamo trovare il suo legame ad altri 3 numeri puri.

Vediamo adesso di trovare gli esponenti per ogni grandezza della relazione funzionale. Ognuna di esse può essere riscritta in funzione delle 3 grandezze fondamentali.

Supponendo che la variabile y sia la Potenza P , ordiniamo i restanti parametri ($N, \dot{m}_b H_i, u$ legati al funzionamento e alla scelta di propellente, e D, p_0, RT_0 legati a geometria e quota).

Si costruisce una tabella, in cui si riportano nelle colonne corrispondenti a ognuna delle 7 grandezze, gli esponenti delle grandezze fondamentali che le realizzano dimensionalmente, per cui ad esempio la velocità sarà $[u] = \left[\frac{L^1}{t^1} \right]$.

Grandezza	P	U	N	$\dot{m}_b H_i$	D	p_0	RT_0	
Esponente	α	ϵ	η	θ	β	γ	δ	
L	2	1		2	1	-1	2	=0
M	1			1		1		=0
-t	3	1	1	3		2	2	=0

Il tempo comparirà sempre al denominatore, quindi si considera un esponente già negativo $-t$.

Esattamente allo stesso modo, è possibile adimensionalizzare altri parametri, considerando un'altra prima colonna di interesse, come potrebbe essere la portata d'aria, ad esempio:

Grandezza	m_a	U	N	$m_b H_i$	D	p_0	RT_0	
Esponente	α	ε	η	θ	β	γ	δ	
L	0	1		2	1	-1	2	=0
M	1			1		1		=0
-t	1	1	1	3		2	2	=0

Da cui si ottiene ripercorrendo gli stessi passaggi matematici:

$$\frac{\dot{m}\sqrt{RT_0}}{D^2 p_0} = f\left(\frac{U}{\sqrt{RT_0}}, \frac{N \cdot D}{\sqrt{RT_0}}, \frac{\dot{m}_b H_i}{D^2 p_0 \sqrt{RT_0}}\right)$$

Si nota come, anche avendo cambiato il parametro di interesse, la dipendenza resta sempre in funzione dei parametri definiti all'inizio e che entrano in gioco nel motore.

OSS

L'analisi adimensionale NON DICE come y varia in funzione degli altri parametri, ma è uno strumento potente per capire da COSA dipende e con che proporzionalità.

È importante quindi avere una buona conoscenza del fenomeno, per evitare di trascurare grandezze influenti. Abbiamo infatti trascurato gli effetti di viscosità (Re) e di conducibilità (Pr) a causa delle loro variazioni limitate.

Si possono utilizzare altri parametri al posto di quelli utilizzati, ad esempio sostituendo alla potenza chimica $\dot{m}_b H_i$ il valore di temperatura massima raggiunta T_3° , a patto che si continuino ad utilizzare parametri indipendenti nel numero previsto.

Per poter trovare COME varia y , è necessario effettuare un opportuno studio dei componenti e del loro accoppiamento meccanico/termofluidodinamico (matching dei componenti).

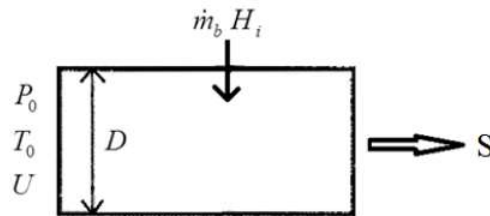
Essendo

$$\begin{cases} (\dot{m}_b)_{corr} = \frac{\dot{m}_b}{p_0 \sqrt{T_0}} \\ (P)_{corr} = \frac{P}{p_0 \sqrt{T_0}} \end{cases}$$

Allora q_P è già di per sé un parametro corretto, che rimarrà costante se rimangono costanti i parametri indipendenti.

TURBOGETTO

Nel TurboJet la Spinta è l'effetto utile. Inoltre, contrariamente a quanto accadeva con il TurboShaft, non è più presente un secondo albero per la produzione di Potenza, quindi non compare più il Numero di Giri N .



Si passa quindi dai 7 parametri del TurboShaft, ad avere 6 grandezze di interesse per il TurboJet:

- S Spinta
- p_0 Pressione Ambiente
- T_0 Temperatura Ambiente
- u Velocità di Volo
- $\dot{m}_b H_i$ Potenza Chimica
- D Diametro della macchina

Mentre le grandezze indipendenti rimangono le stesse, ed $m = 3$. Si costruisce quindi la tabella degli esponenti:

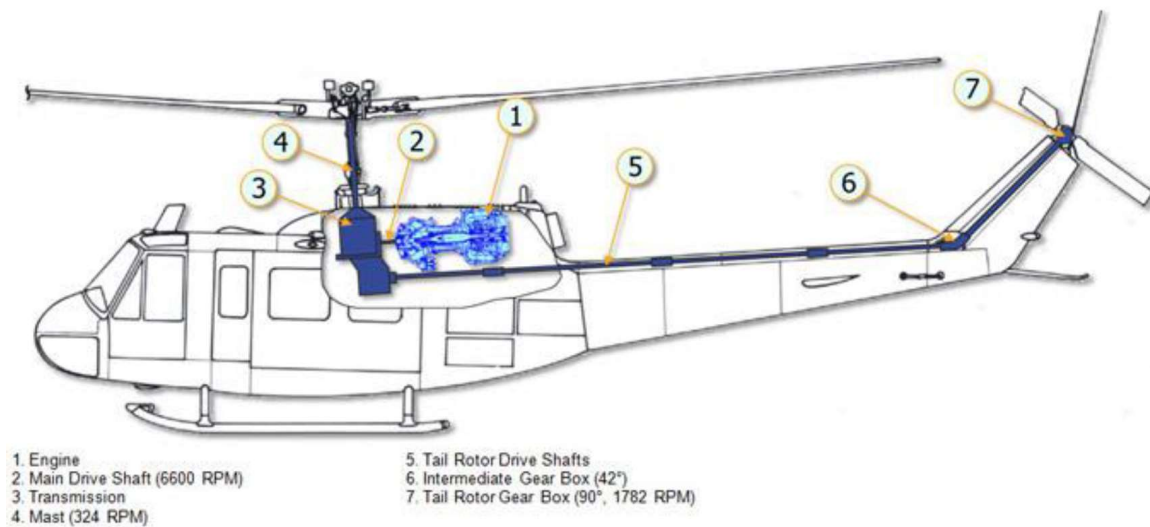
Grandezza	S	U	$\dot{m}_b H_i$	D	p_0	RT_0	
Esponente	α	ε	θ	β	γ	δ	
L	1	1	2	1	-1	2	= 0
M	1		1		1		= 0
-t	2	1	3		2	2	= 0

Resta Emanuele

TURBOSHAFT

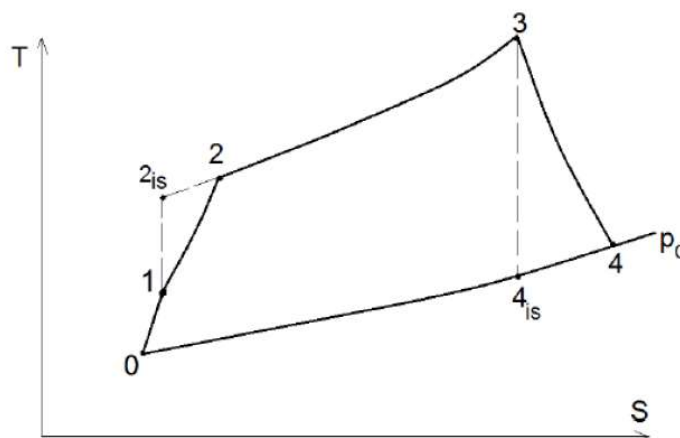
Il TurboShaft, o TurboAlbero, è una turbomacchina che ha come compito la produzione di Potenza. Questa viene poi fornita ad una o più eliche (o rotori) tramite una opportuna trasmissione.

Questa tipologia di motori aeronautici è utilizzata tipicamente sugli elicotteri, nei quali fornisce potenza per il rotore principale e per quello di coda.



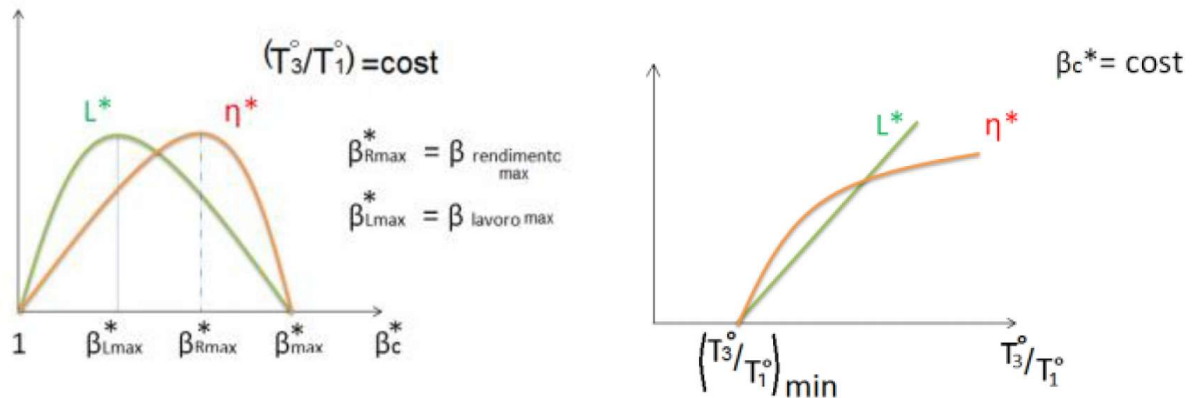
TURBOSHAFT ON-DESIGN

A progetto il TurboShaft realizza un ciclo semplice Joule-Brayton (compressione e espansione adiabatiche e scambi di calore isobari).



Resta Emanuele

A loro volta, nel ciclo Joule-Brayton reale semplice, le prestazioni (Lavoro e Rendimento, aka Potenza Specifica e Consumo Specifico) sono influenzate dai Parametri di Progetto:



Al crescere di T_3^o crescono sia il Lavoro che il Rendimento, perciò conviene spingersi a temperature massime più alte, sempre nel rispetto dei vincoli dei materiali.

Sarà più limitativa la scelta del rapporto di compressione del motore, che dipenderà dal tipo di missione e dal tipo di prestazione ottimale richiesta (Potenza vs Autonomia)

$$\beta_{maxL} < \beta_{RAM} \cdot \beta_c < \beta_{max\eta}$$

TURBOSHAFT MONOALBERO OFF-DESIGN

Per lo studio del TurboShaft Off-Design ci concentreremo sul funzionamento fuori progetto e sullo studio delle Prestazioni Corrette (non più "Specifiche").

OSS

Dal Teorema di Buckingham avevamo ottenuto le Prestazioni Adimensionate (numeri puri del tipo $\frac{S}{p_0 D} = 5$); con le Prestazioni Corrette si sceglie di correggere i parametri di interesse rispetto a grandezze significative nello studio (ad esempio $\frac{S}{p_0} = 5 [m^2]$ oppure $\frac{S}{\delta_0} = 5 [N]$).

Resta Emanuele

Si vede che la Potenza Corretta dipende da un numero elevato di parametri; tuttavia dall'analisi dimensionale avevamo capito che essa è in realtà funzione solamente di 3 parametri:

$$\frac{P}{p_1^0 \sqrt{T_1^0}} = f \left(M_0, \frac{N}{\sqrt{T_1^0}}, \frac{T_3^0}{T_1^0} \right)$$

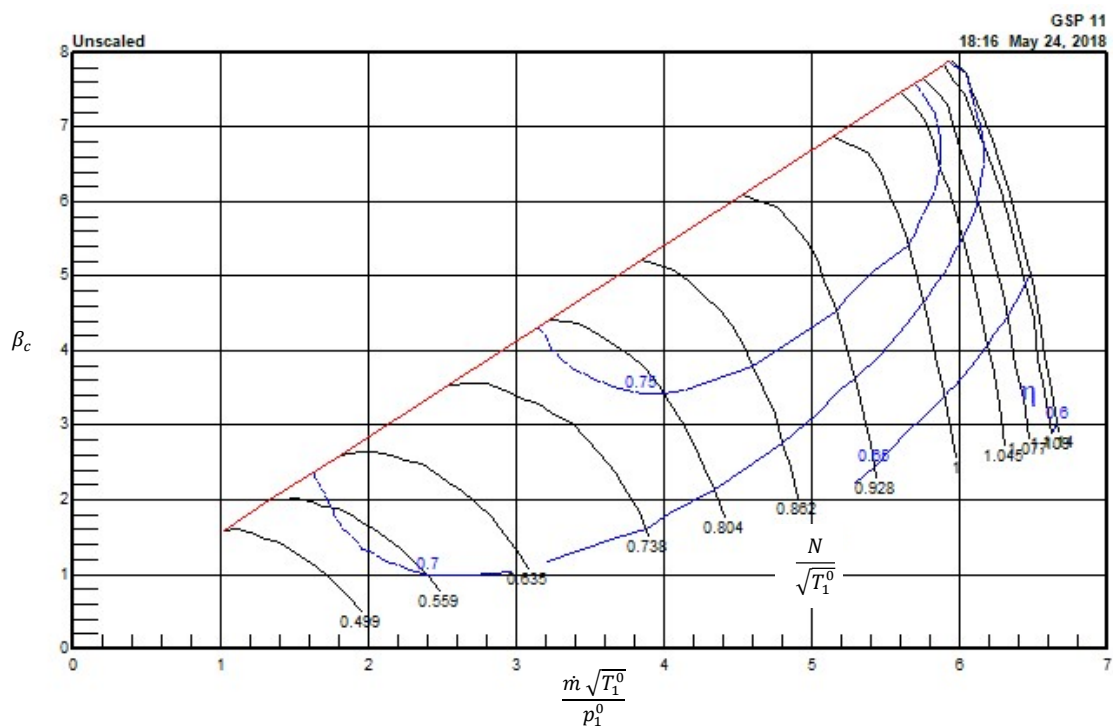
Dovremo quindi trovare un collegamento tra i vari parametri sfruttando le conoscenze dei singoli componenti.

COMPONENTI

Presa d'Aria: $\epsilon_d = cost$

Compressore: il funzionamento di un compressore può essere descritto sinteticamente attraverso l'utilizzo di una Mappa di funzionamento.

Questa lega tra di loro 4 parametri (rapporto di compressione, portata corretta, numero di giri corretto e rendimento); attraverso la scelta di due di essi si possono ricavare gli altri due MAPPA → 2 Equazioni – 4 Parametri



Combustore: $\epsilon_b = \frac{p_3^0}{p_2^0} = cost ; \eta_b = cost$

Resta Emanuele

MATCHING TRA COMPONENTI

Ipotesi preliminari:

- $\frac{\alpha+1}{\alpha} \cong cost$ valido per valori molto grandi della dosatura $\left(\rightarrow \frac{51}{50} \cong \frac{47}{46}\right)$
- α variabile rispetto al valore di progetto purchè sia rispettata l'ipotesi sopra

Congruenza tra Portate:

Si deve avere congruenza tra le portate che fluiscono tra i vari componenti (a meno di *bleed* o iniezioni di carburante etc...)

Compressore-Turbina

$$PORTATA COMPRESSORE \equiv PORTATA TURBINA$$

$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_1^0}}{p_1^0} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_3^0}}{p_3^0} \cdot \frac{p_3^0}{p_2^0} \cdot \frac{p_2^0}{p_1^0} \cdot \sqrt{\frac{T_1^0}{T_3^0}}$$

- $\frac{p_3^0}{p_2^0} = \epsilon_b = cost$
- $\frac{p_2^0}{p_1^0} = \beta_c$

Abbiamo trovato una nuova relazione che tiene conto della variazione di temperatura del fluido, ma abbiamo anche aggiunto un parametro che prima non compariva (il rapporto di Temperature), perciò il Numero di Gradi di Libertà rimane uguale.

Turbina-Ugello

$$PORTATA TURBINA \equiv PORTATA UGELLO$$

$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_3^0}}{p_3^0} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_4^0}}{p_4^0} \cdot \frac{p_4^0}{p_3^0} \cdot \sqrt{\frac{T_3^0}{T_4^0}}$$

- $\frac{p_4^0}{p_3^0} = \frac{1}{\beta_t}$
- $\frac{T_3^0}{T_4^0} = f(\beta_t, \eta_t) \rightarrow dall'adiabatica$

Abbiamo aggiunto una nuova relazione, senza introdurre questa volta nuovi parametri, perciò il Numero di Gradi di Libertà scende (#DOF: 5 \rightarrow 4)

Resta Emanuele

MAPPA TURBINA-UGELLO

Si vuole costruire una mappa che raggruppi i componenti di espansione del motore, usando in ascissa la Portata Corretta in Turbina e in ordinata il prodotto dei due rapporti di espansione.

La Portata corretta è ottenuta come:

$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_4^0}}{p_4^0} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_3^0}}{p_3^0} \cdot \frac{p_3^0}{p_4^0} \cdot \sqrt{\frac{T_4^0}{T_3^0}}$$

Questa è una funzione del $\beta_t = \frac{p_3^0}{p_4^0}$ e cresce al crescere del rapporto di espansione; c'è anche una dipendenza dal numero di giri della turbina, ma l'effetto è poco marcato a causa della vicinanza delle curve Iso-N nella mappa della turbina.

In ogni caso deve essere che la portata corretta sia minore o uguale del valore critico

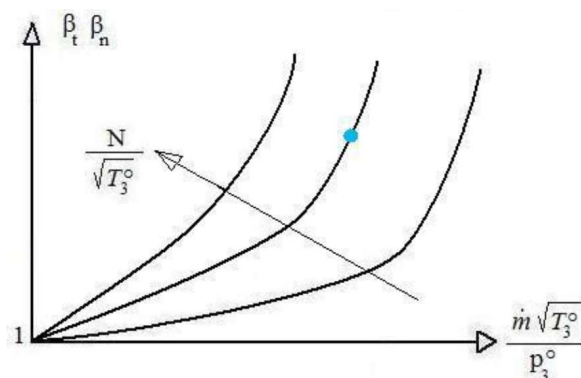
$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_4^0}}{p_4^0} \leq \left(\frac{\dot{m} \sqrt{T_4^0}}{p_4^0} \right)_{crit}$$

- Se la disuguaglianza non è rispettata ed il valore della portata corretta è maggiore la situazione non ha valore fisico ed è impossibile trovare il punto di funzionamento.
- Se la portata corretta è strettamente minore del valore critico si può ricavare attraverso la mappa dell'ugello il rapporto di espansione dell'ugello β_N
- Se la portata corretta coincide con il valore critico l'ugello è critico e sonico in gola. In questo caso, il valore di β_t è determinato univocamente.

OSS

Ciò significa che l'ugello critico BLOCCA il funzionamento della turbina che lo precede, sia essa critica o meno, impedendole di variare il β_t o il numero di giri.

In generale l'elemento critico a valle (ugello o turbina di bassa pressione) blocca il funzionamento della turbina a monte a rapporto di espansione e portata corretta fissati.

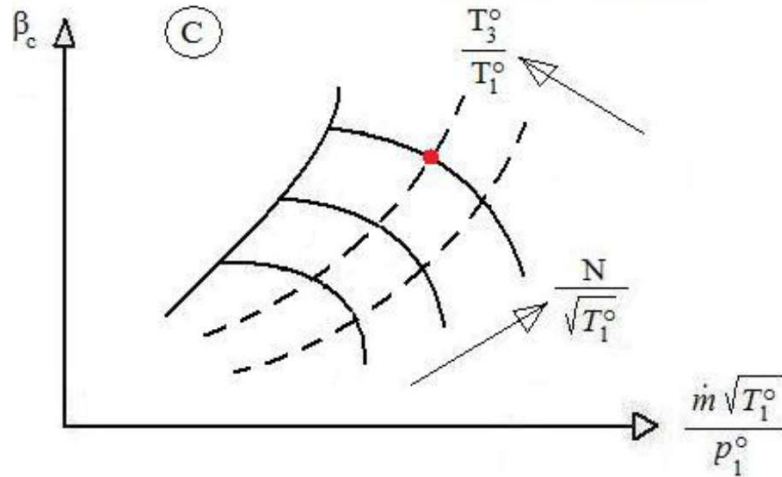


La mappa Turbina-Ugello viene ricavata per punti come descritto e descrive il comportamento accoppiato dei due.

Le linee Iso-N saranno eventualmente verticali per la criticità della turbina o dell'ugello.

Resta Emanuele

Procedendo per tentativi variando il valore del numero di giri, si costruiscono le linee a fissato T_3^0/T_1^0 .



OSS

Quando la turbina è CRITICA oppure quando è BLOCCATA, $\dot{m} \sqrt{T_3^0}/p_3^0 = cost$ e le linee Iso- T_3^0/T_1^0 sono delle rette sulla mappa del compressore:

$$\beta_c = \frac{\dot{m} \sqrt{T_1^0}}{p_1^0} \cdot \frac{1}{\epsilon_b} \cdot \sqrt{\frac{T_3^0}{T_1^0}} \cdot \left(\frac{\dot{m} \sqrt{T_3^0}}{p_3^0} \right)^{-1}$$

COEFF. ANGOLARE

Il rapporto di compressione sarà proporzionale alla portata corretta del compressore, ed il coefficiente angolare delle rette cresce al crescere di T_3^0/T_1^0 .

OSS

Se la turbina è SUBCRITICA: $\beta_c \downarrow \Leftrightarrow \frac{\dot{m} \sqrt{T_3^0}}{p_3^0} \downarrow$

Il rapporto di compressione scende perché la portata corretta della turbina non corrisponde al valore massimo del caso critico. Ciò non significa che la turbina non sia bloccata da un ugello critico, ma solo che la turbina non è a sua volta critica.

In questo caso il punto di funzionamento non segue più un andamento rettilineo, ma scende e si avvicina alla linea di pompaggio.

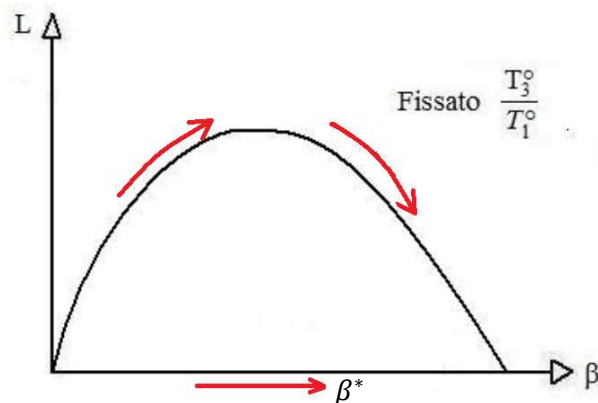
OSS

Abbiamo aggiunto un parametro alla mappa del compressore: 5 Parametri – 2 Equazioni

Fissando β_c e \dot{m}_{corr} otteniamo N_{corr} , η_c , T_3^0/T_1^0 ; supponendo di essere nel punto di progetto, l'unico vincolo da rispettare nello spostarsi all'interno della mappa è rappresentato dalla linea di pompaggio.

Resta Emanuele

A fissato T_3^0/T_1^0 si ha

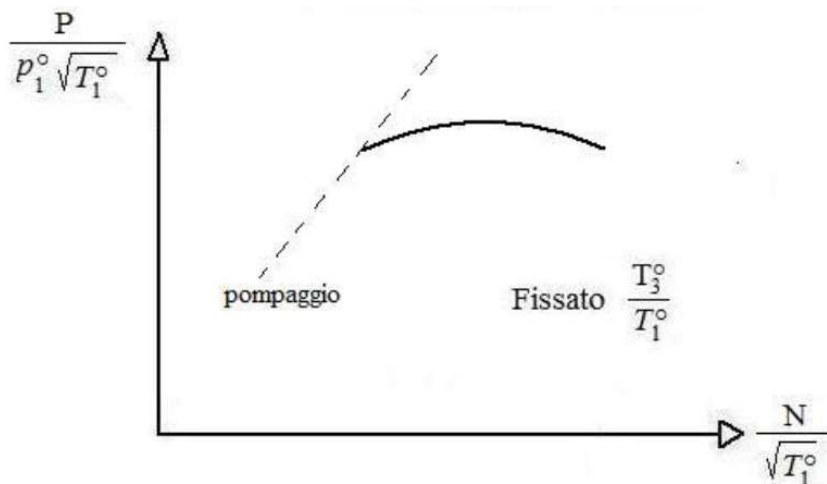


Il lavoro del ciclo presenta un massimo per un certo valore di β^* perciò, al suo aumentare possiamo avere una crescita o una decrescita del lavoro specifico del ciclo (e quindi della potenza specifica).

Dall'espressione della Potenza Corretta

$$\frac{P}{p_1^0 \sqrt{T_1^0}} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_1^0}}{p_1^0} \left[k_1 \left(1 - \frac{1}{\beta_t^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}} \right) - k_2 \left(\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right]$$

possiamo ricavare un diagramma in funzione del Numero di Giri Corretto



Vediamo infatti che il termine tra le parentesi quadre segue lo stesso andamento del lavoro del ciclo semplice al variare di β_c e a T_3^0/T_1^0 fissato.

L'effetto della Portata Corretta invece è quello di spostare, al suo aumentare, il massimo della Potenza verso destra.

È facile osservare come, al diminuire del Numero di Giri Corretto, ci si avvicini alla linea di pompaggio sia nella Mappa del Compressore che nel diagramma Potenza-Giri Corretti.

Resta Emanuele

Riscrivendo l'espressione della Potenza Corretta come

$$\frac{P}{p_1^0 \sqrt{T_1^0}} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_1^0}}{p_1^0} \left[k_1' \frac{T_3^0}{T_1^0} - k_2' \right]$$

LAVORO

sono evidenti i due effetti in contrasto della Portata Corretta e del termine tra parentesi (Lavoro comprensivo di rendimenti):

- La Portata Corretta diminuisce: $\frac{\dot{m} \sqrt{T_1^0}}{p_1^0} \downarrow \Leftrightarrow \frac{T_3^0}{T_1^0} \uparrow$
- Il Lavoro del Ciclo aumenta: $L^* \uparrow \Leftrightarrow \frac{T_3^0}{T_1^0} \uparrow$

Per capire quale sia l'effetto netto sulla Potenza Corretta possiamo utilizzare l'equazione di conservazione della Portata Corretta nell'ipotesi di Turbina Critica:

$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_1^0}}{p_1^0} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_3^0}}{p_3^0} \cdot \frac{p_3^0}{p_2^0} \cdot \frac{p_2^0}{p_1^0} \cdot \sqrt{\frac{T_1^0}{T_3^0}}$$

TURBINA ϵ_b β_c

E la Potenza Corretta può essere scritta come

$$\frac{P}{p_1^0 \sqrt{T_1^0}} = a \sqrt{\frac{T_3^0}{T_1^0}} - b \sqrt{\frac{T_1^0}{T_3^0}}$$

La derivata prima di questa rispetto a T_3^0/T_1^0 risulta positiva, e perciò la Potenza Corretta aumenta al crescere della Temperatura.

$$\frac{\partial(P_{CORR})}{\partial(T_3^0/T_1^0)} = \frac{1}{2} a \frac{1}{\sqrt{T_3^0/T_1^0}} + \frac{1}{2} b \frac{1}{\sqrt{(T_3^0/T_1^0)^3}} > 0$$

OSS

L'ipotesi di Turbina Critica è necessaria per avere una Portata Corretta costante in Turbina. Se anche ϵ_b e β_c sono costanti, si può scrivere la Portata Corretta del Compressore in funzione solo dell'inverso del Rapporto di Temperature, facilitando lo studio di derivata.

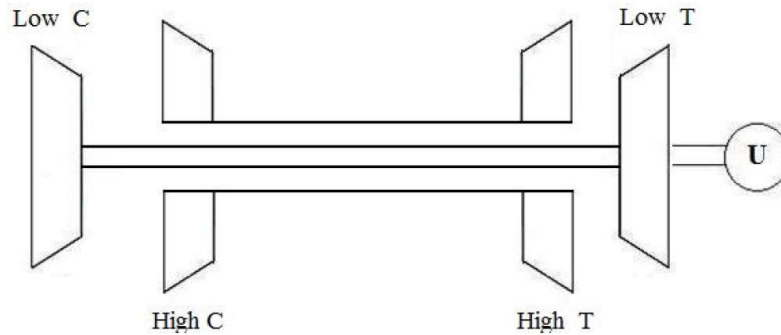
Solitamente nel funzionamento a regime, per un Numero di Giri sufficientemente alto, la Turbina è di fatto Critica.

Resta Emanuele

TURBOSHAFT BIALBERO OFF-DESIGN

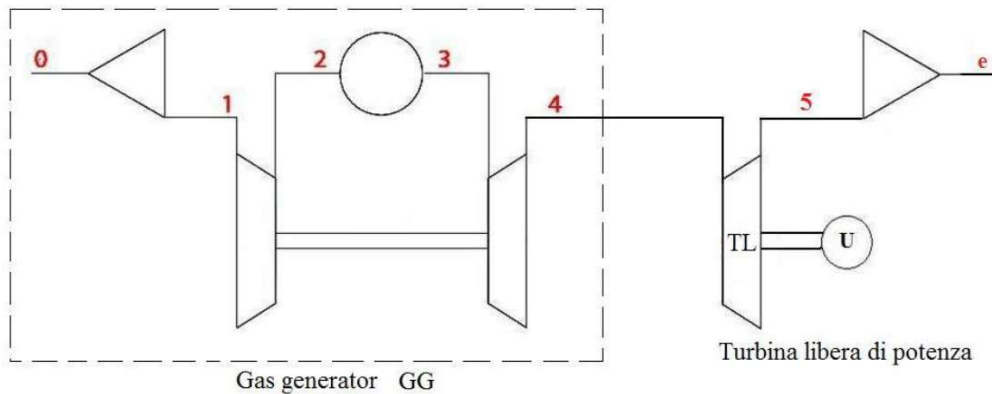
Esistono principalmente due configurazioni per una Turbina Bialbero:

Turbina con alberi Coassiali



Si hanno due gruppi di Compressore e Turbina, uno di Alta Pressione e uno di Bassa Pressione, collegati rispettivamente da due alberi coassiali. L'utilizzatore prende potenza direttamente dall'albero di Bassa Pressione, al quale è collegato.

Turbina Bialbero con Turbina Libera di Potenza



Questa configurazione è effettivamente la più utilizzata, e prevede la presenza di un Gas Generator e di una Turbina Libera di Potenza.

Il Gas Generator è il gruppo composto da Compressore, Camera di Combustione e Turbina di Alta Pressione, ed il suo compito è appunto “generare” una portata di aria calda e compressa per alimentare la Turbina Libera, che sviluppa Potenza per l'Utilizzatore al quale è collegata.

Il Compressore è unico (c'è un solo β_c) ed alimenta entrambe le Turbine, per le quali distingueremo i Rapporti di Espansione $\beta_{t_{GG}}$ del Gas Generator, e $\beta_{t_{TL}}$ per la Turbina Libera.

OSS

Nello schema presentato è presente un Ugello. Nella trattazione verrà trascurato per semplicità, considerando una Turbina a Scarico Libero. Quanto detto però sarà facilmente adattabile alla presenza di un Ugello usando la Mappa Turbina-Ugello.

Resta Emanuele

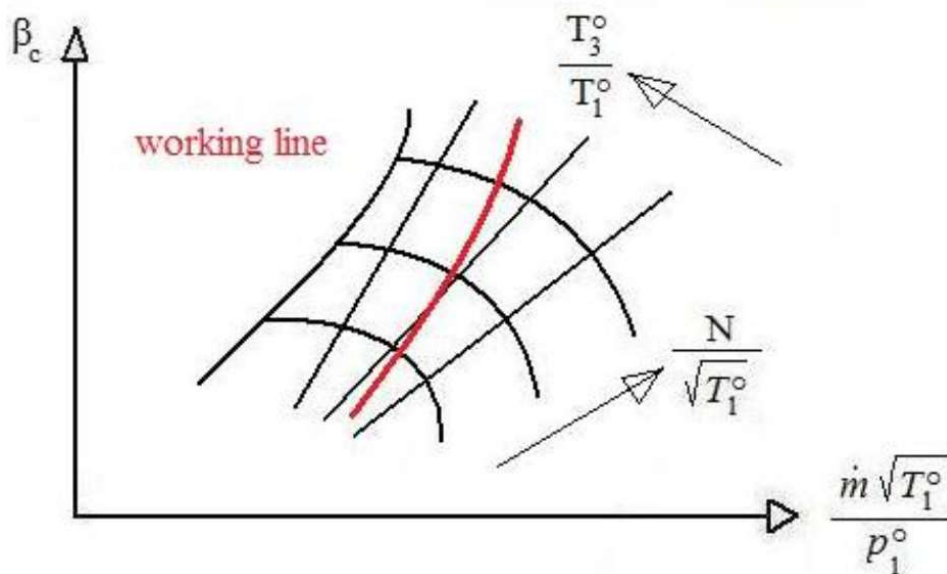
OSS

Possiamo di nuovo dire che $\frac{1+\alpha}{\alpha} \cong cost$, il rapporto non varia sensibilmente al variare della dosatura, il che non è valido invece per $\frac{\alpha}{\alpha_D}$, che invece non è trascurabile.

Possiamo notare che il gruppo del Gas Generator (GG) può essere visto come un TurboShaft con Turbina a Gas Monoalbero, per il quale si ha Potenza nulla all'albero: $P = 0$

Tale vincolo è una equazione aggiuntiva per il propulsore, e permette di escludere un Grado di Libertà:

Possiamo individuare un legame tra T_3^0/T_1^0 e $N_{GG}/\sqrt{T_1^0}$, il quale permetterà il funzionamento del propulsore solo su una Linea di Funzionamento, o *Working Line*, dove è soddisfatto il vincolo di Potenza nulla.



Come conseguenza di questo vincolo, a causa dell'interdipendenza tra Temperature e Numero di Giri nel Gas Generator non è più possibile scrivere la Potenza Corretta come

$$\frac{P}{p_1^0 \sqrt{T_1^0}} = f\left(M_0, \frac{T_3^0}{T_1^0}, \frac{N_{GG}}{\sqrt{T_1^0}}\right)$$

Tuttavia, i parametri indipendenti continuano ad essere 3, il Mach di Volo e 2 Manette, e pertanto sarà necessario introdurre il Numero di Giri Corretto della Turbina Libera di Potenza

$$\frac{P}{p_1^0 \sqrt{T_1^0}} = f\left(M_0, \frac{T_3^0}{T_1^0}, \frac{N_{TL}}{\sqrt{T_1^0}}\right) = f\left(M_0, \frac{N_{TL}}{\sqrt{T_1^0}}, \frac{N_{GG}}{\sqrt{T_1^0}}\right)$$

OSS

Sappiamo che la Potenza Corretta è funzione di 3 Numeri Puri dall'analisi dimensionale del TurboShaft, la quale continua ad avere validità anche nel caso si aggiunga un secondo albero.

Resta Emanuele

Ciò ci permette di trovare per il Rapporto di Espansione della Turbina Libera che

$$\beta_{t_{TL}} \propto \frac{\beta_c}{\beta_{t_{GG}}} = cost$$

Similarmente si può scrivere per il termine in temperatura che

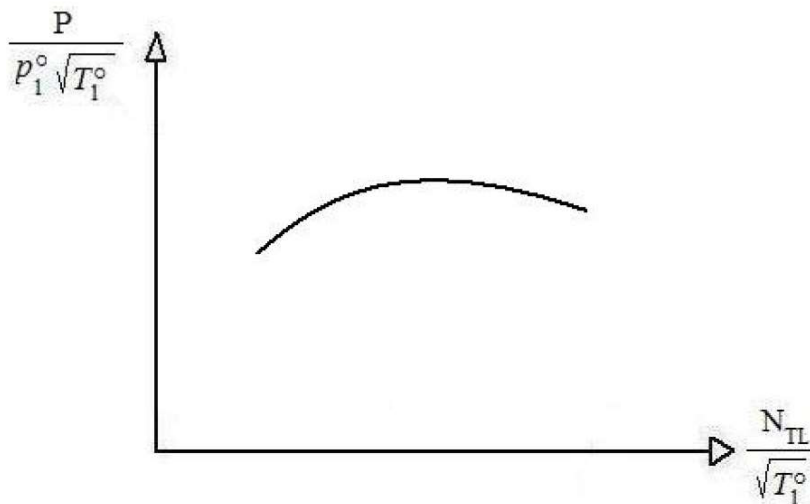
$$\frac{T_4^0}{T_1^0} = \frac{T_4^0}{T_3^0} \cdot \frac{T_3^0}{T_1^0} = cost$$

poiché il termine T_3^0/T_1^0 è fissato assieme al Numero di Giri Corretti del Gas Generator, mentre si ha che

$$\frac{T_4^0}{T_3^0} = f(\beta_{t_{GG}}, \eta_{t_{GG}}) = cost$$

è funzione del rapporto di espansione della Turbina del Gas Generator e del suo Rendimento, ma è costante grazie al funzionamento bloccato del GG.

Ci aspetteremmo quindi di trovare che la Potenza Corretta sia costante al variare di $N_{TL}/\sqrt{T_1^0}$ se si mantiene costante il funzionamento del GG; per una Macchina Reale si trova che non è così, ma che l'andamento è qualitativamente quello in figura:



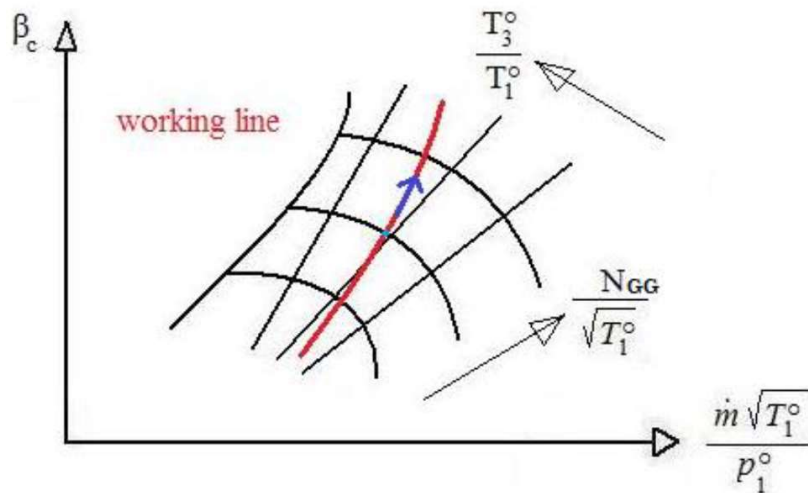
L'assunzione che i rendimenti dei componenti siano costanti era stato fatto anche nel caso monoalbero. Tale assunzione è ragionevole, soprattutto nel caso siano presenti termini che variano in modo più significativo.

$$\frac{P}{p_1^0 \sqrt{T_1^0}} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_1^0}}{p_1^0} \left[\frac{1 + \alpha}{\alpha} \eta_{mt} \eta_t c'_p \frac{T_4^0}{T_1^0} \left(1 - \frac{1}{\beta_{t_{TL}}^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}} \right) \right]$$

Resta Emanuele

Variatione di $N_{GG}/\sqrt{T_1^0}$ a fissato $N_{TL}/\sqrt{T_1^0}$

Si ipotizza ora di aumentare il Numero di Giri Corretto del Gas Generator, mantenendo costante quello della Turbina Libera di Potenza.



Dalla mappa del compressore si vede che, seguendo la Linea di Funzionamento verso giri più alti, aumentano il Rapporto di Compressione β_c , la Portata Corretta e il Rapporto di Temperatura T_3^0/T_1^0 .

$$\frac{P}{p_1^0 \sqrt{T_1^0}} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_1^0}}{p_1^0} \left[\frac{1 + \alpha}{\alpha} \eta_{mt} \eta_t c'_p \frac{T_4^0}{T_1^0} \left(1 - \frac{1}{\beta_{t_{TL}}^{\gamma'-1}} \right) \right]$$

Considerato che per Turbina Libera Critica si ha $\beta_{t_{GG}} = cost$, possiamo fare delle osservazioni sul comportamento di alcuni termini della Potenza Corretta:

- $\beta_{t_{TL}} \cdot \underset{COST}{\beta_{t_{GG}}} \propto \beta_c \Rightarrow \underset{\uparrow}{\beta_{t_{TL}}} \propto \frac{\beta_c}{\beta_{t_{GG}}} \uparrow$ il $\beta_{t_{TL}}$ cresce per l'effetto positivo sul β_c
- $\frac{T_4^0}{T_1^0} = \frac{T_4^0}{T_3^0} \cdot \frac{T_3^0}{T_1^0} = f(\beta_{t_{GG}}, \eta_t) \cdot \underset{\uparrow}{\frac{T_3^0}{T_1^0}} \uparrow$ T_4^0/T_1^0 cresce per l'effetto di T_3^0/T_1^0
 $\cong COST$

Entrambi i contributi vengono sfruttati dalla Turbina Libera, pertanto, il valore della Potenza Corretta cresce all'aumentare del Numero di Giri Corretto del Gas Generator.

Questo risente solo dell'aumento di T_3^0/T_1^0 , perciò se è in grado di sopportarlo riesce a trarne vantaggio in termini di Potenza.

Resta Emanuele

Differenze Turbina Monoalbero/Bialbero

Sono presenti delle importanti differenze tra le due architetture motore che possono determinare la scelta di una piuttosto dell'altra:

Turbina Monoalbero:

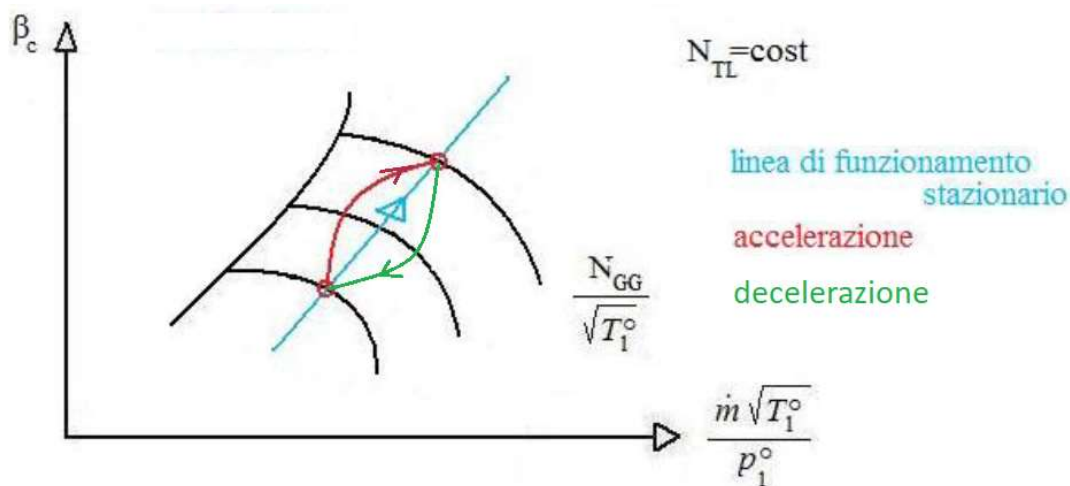
- **Necessità di una frizione:** l'utilizzatore collegato all'albero della turbina richiede quasi sicuramente un numero di giri molto inferiore, e per un certo range in regolazione.
- **Consumo in regolazione:** la Turbina Monoalbero consuma di più in regolazione a causa del comportamento antagonista della portata.
- **Risposta rapida:** in regolazione fornisce una risposta più rapida, poiché non richiede l'accelerazione del gruppo. Tuttavia c'è il rischio di Pompaggio

Turbina Bialbero:

- **Non necessita di frizione:** la presenza della Turbina Libera e dell'utilizzatore su un albero separato permettono la regolazione sui giri del GG
- **Regolazione più efficiente:** non c'è il contributo peggiorativo della portata
- **Risposta Lenta:**

in condizioni stazionarie il Gas Generator funziona in un preciso punto della *Working Line*.

In accelerazione, fornendo il combustibile la Temperatura sale velocemente, mentre a causa dell'inerzia degli organi rotanti i Giri salgono più lentamente. Prima ci si sposta verso la Linea di Pompaggio e poi si torna sulla Linea di Funzionamento.



Il caso opposto si verifica decelerando; il motore si raffredda prima che rallentino i giri, aumenta la portata e scende il rapporto di compressione.

Resta Emanuele

Terzo Effetto (più debole):

Un ulteriore effetto, meno pronunciato, dell'aumento della velocità di volo è l'aumento della Temperatura Totale.

$$M_0 \uparrow \Leftrightarrow T_0^0 \uparrow$$

Se si ragiona in termini di T_3^0/T_1^0 non è visibile.

PROPULSORI REALI E PRESTAZIONI

Abbiamo finora considerato la Potenza Corretta come funzione di 3 parametri adimensionali, il Mach di volo e le due Manette.

$$\frac{P}{p_1^0 \sqrt{T_1^0}} = f(M_0, \chi_1, \chi_2) \Rightarrow P = \frac{P}{p_1^0 \sqrt{T_1^0}} \cdot p_1^0 \sqrt{T_1^0}$$

La Potenza può essere ottenuta semplicemente moltiplicando la Potenza Corretta per le grandezze correttive.

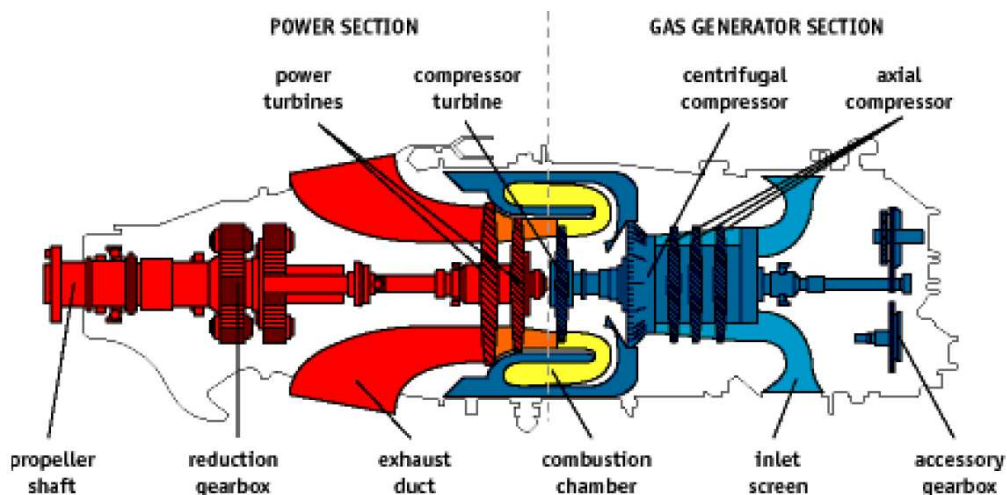
La Potenza reale invece, non è solo funzione dei 3 parametri visti, ma è influenzata anche da altro:

$$P = f(z, M_0, \chi_1, \chi_2, \text{installazione, geometrie variabili})$$

Bisogna considerare gli effetti dei bleed, della presa d'aria, della carenatura etc...

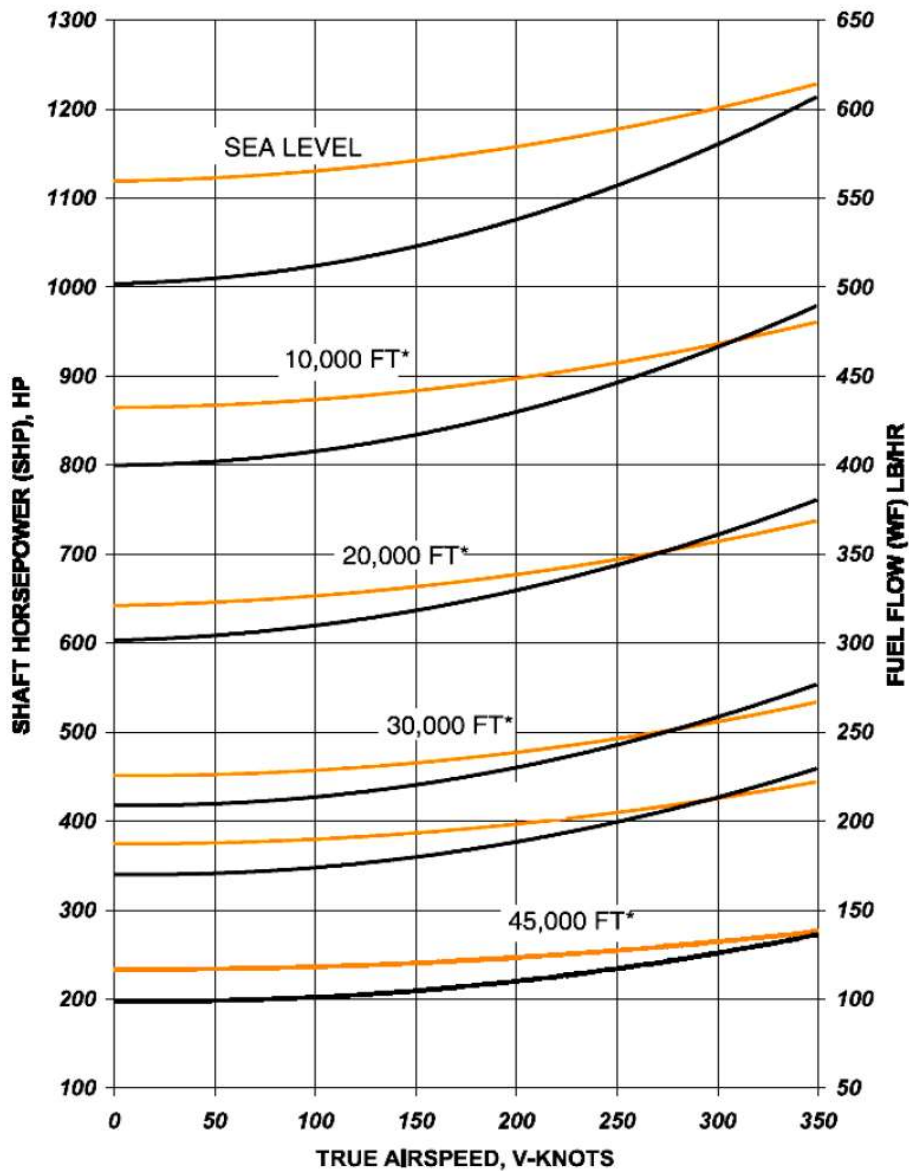
OSS

Va notato anche che i riduttori, o se presente anche la frizione, possono limitare la Potenza massima all'albero a causa delle loro resistenze strutturali.



Resta Emanuele

Un altro diagramma più recente ha invece un aspetto leggermente diverso:



La curva in nero è la Potenza, mentre quella in arancio è la Portata di combustibile \dot{m}_F ; vediamo che entrambe le curve aumentano con la velocità e si abbassano quando la quota aumenta.

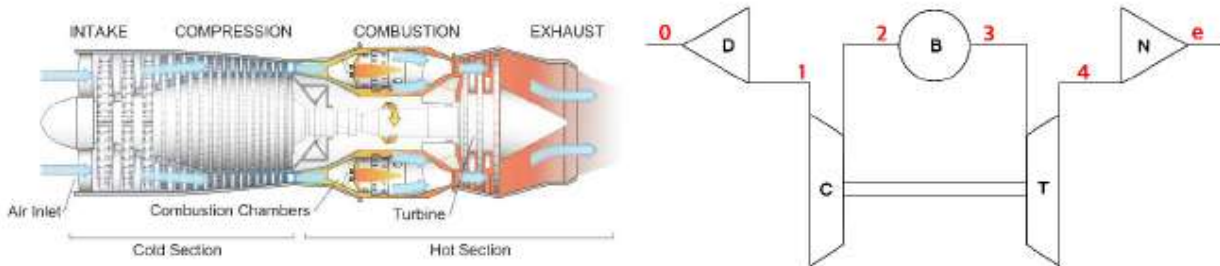
Tuttavia, il comportamento del Consumo Specifico $q_s = \frac{\dot{m}_F}{P}$, rimane quello visto nel grafico precedente perché la Potenza cresce più rapidamente della Portata di combustibile, e quindi il Consumo Specifico diminuisce complessivamente.

Resta Emanuele

TURBOGETTO

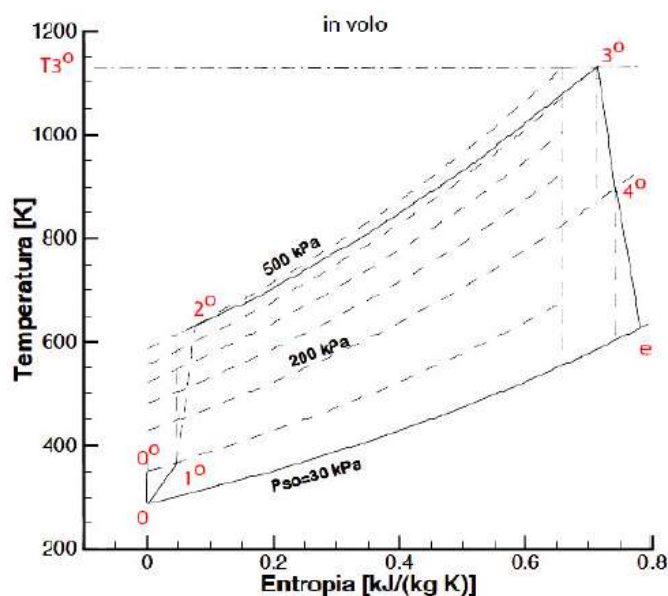
Il turbogetto ha come compito la produzione di Spinta. Può presentarsi in configurazione Monoalbero o Bialbero, e si può avere anche presenza di Post-Combustore.

Rispetto al caso del TurboShaft non si vuole produrre potenza all'albero ma Spinta per cui la turbina non fornisce più potenza ad un utilizzatore ma è collegata ad un Ugello con il compito di accelerare il flusso.



Il TurboJet è molto simile al TurboShaft fino alla combustione, differenziandosi nella fase conclusiva dell'espansione. L'espansione in turbina serve per fornire solo potenza al compressore, perciò nel ciclo varierà la posizione del punto 4, fermandosi quando la potenza della turbina è pari a quella del compressore.

Il rapporto di espansione $\beta_t = \frac{p_3^0}{p_4}$ si ricava attraverso il bilancio di potenza all'albero, non è più strettamente legato al rapporto di compressione, ma rappresenta un'incognita da calcolare imponendo potenza all'albero nulla.



Al giorno d'oggi è raro trovare propulsori TurboJet, in quanto sono stati largamente sostituiti dal più efficiente TurboFan.

Resta Emanuele

Il Lavoro di Compressione del ciclo è realizzato in parte dal compressore della macchina e in parte dalla Compressione Dinamica della presa d'aria:

$$L_c^* = L_c + \frac{u^2}{2} \quad \text{e} \quad L_t^* = L_t + \frac{w_e^2}{2}.$$

Il Lavoro del Ciclo è dunque la potenza cinetica ottenuta dal flusso:

$$L^* = L_t^* - L_c^* = \frac{w_e^2 - u^2}{2} \quad \text{da cui} \quad w_e = \sqrt{2L^* + u^2}$$

Il Rendimento del Ciclo è

$$\eta^* = \frac{L^*}{Q} = \frac{w_e^2 - u^2}{2H_i \frac{\dot{m}_b}{\dot{m}}} = \eta_\theta$$

pari al rendimento termico del ciclo, a sua volta legato al consumo specifico della spinta.

$$I_a = \sqrt{2L^* + u^2} - u$$

$$q_s = \frac{w_e + u}{2\eta^* H_i} = \frac{\sqrt{2L^* + u^2} + u}{2\eta^* H_i}$$

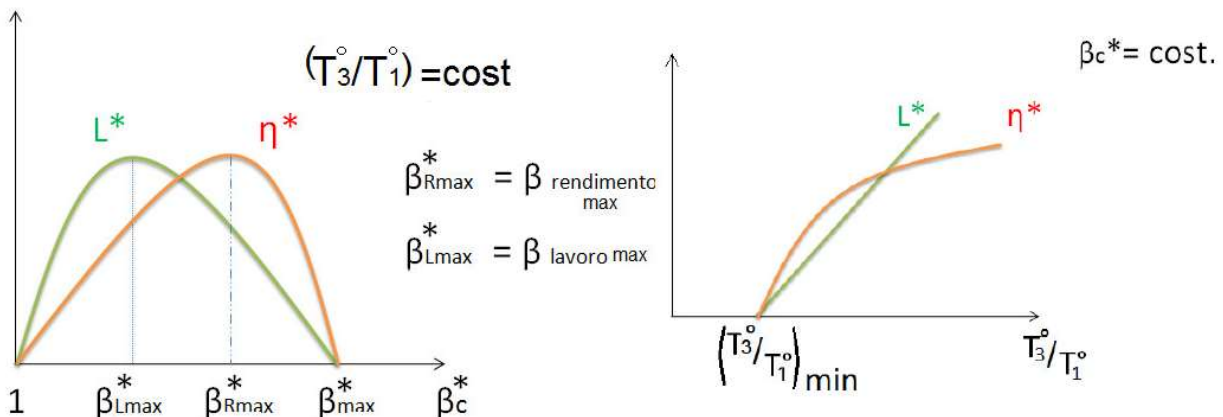
OSS

Più precisamente si ha, nel caso adattato

$$\eta_\theta = \frac{\frac{1}{2} \dot{m}_e w_e^2 - \frac{1}{2} \dot{m} u^2}{\dot{m}_b H_i} \cong \frac{S(w_e + u)}{2\dot{m}_b H_i} = \frac{w_e + u}{2q_s H_i}$$

Mentre il Rendimento Propulsivo è

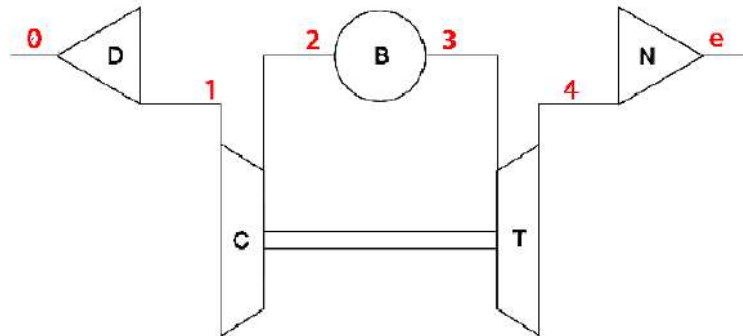
$$\eta_P = \frac{P_S}{\underbrace{P_S}_{\text{Potenza della Spinta}} + \underbrace{P_j}_{\text{Potenza Cinetica del Getto}}} = \frac{(\dot{m}_e w_e - \dot{m}_u u)u}{(\dot{m}_e w_e - \dot{m}_u u)u + \frac{1}{2} \dot{m}_e (w_e - u)^2}$$



Il massimo di I_a sarà circa nell'intorno del massimo di L^* perché I_a tende ad aumentare come L^* . Il minimo del consumo specifico q_s è invece spostato verso destra, a rapporti di compressione più alti, ed avrà quindi una temperatura ottimale.

Resta Emanuele

TURBOJET MONOALBERO OFF-DESIGN



Dall'analisi dimensionale del TurboGetto sappiamo che:

$$\frac{S}{p_1^\circ A_e} = f\left(M_0, \frac{N}{\sqrt{T_1^\circ}}\right) = f\left(M_0, \frac{T_3^\circ}{T_1^\circ}\right)$$

Mentre per il TurboShaft la potenza P era un'incognita, ora imponiamo che sia nulla; le equazioni passano da 9 a 10, mentre i parametri rimangono 12.

$$\#DOF = 12 - 10 = 2$$

Per un sistema di 10 equazioni non lineari, dati i valori di 2 parametri (Mach di volo ed una Manetta) si ricava il funzionamento del motore e le sue prestazioni.

Come nel caso del Gas Generator della Turbina Bialbero ci aspettiamo l'esistenza di una linea di funzionamento, data la presenza di un legame tra il Rapporto di Temperature e il Numero di Giri Corretto.

Per analizzare ciò che succede procediamo supponendo inalterate le prestazioni della Presa d'Aria nel tratto 0-1, e analizziamo il blocco centrale imponendo potenza nulla all'albero.

In questo modo costruiremo le linee Iso- T_{max} di possibile funzionamento e in seguito, considerando il matching con l'ugello, definiremo la *Working Line* e vedremo che effetto ha la scelta della Sezione di Gola dell'Ugello.

Step:

1. Linea di possibile funzionamento (Iso T_3°/T_1°)
2. Scelta della sezione di gola
3. Prestazioni corrette
4. Effetto della velocità di volo sulla spinta netta standard

Resta Emanuele

Per verificare che il valore di tentativo vada bene, deve essere verificato il bilancio di Potenza nulla all'albero $P = 0$.

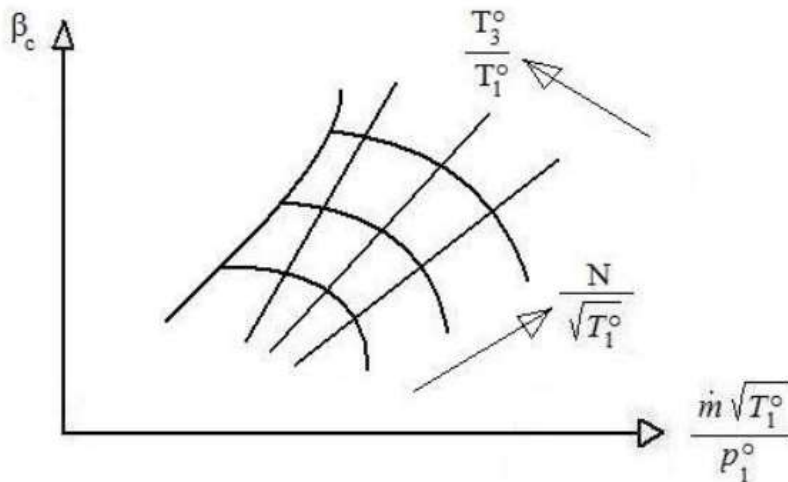
$$P_c = P_t \Leftrightarrow \frac{\dot{m} c_p T_1^\circ}{\eta_c \eta_{mc}} \left(\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) = (\dot{m} + \dot{m}_b) \eta_t \eta_{mt} c_p' T_3^\circ \left(1 - \frac{1}{\beta_t^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}} \right)$$

Dividendo per $\dot{m} \cdot T_1^\circ$

$$\frac{c_p}{\eta_c \eta_{mc}} \left(\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) = \frac{1 + \alpha}{\alpha} \eta_t \eta_{mt} c_p' \frac{T_3^\circ}{T_1^\circ} \left(1 - \frac{1}{\beta_t^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}} \right)$$

Verificata suddetta relazione si è trovato un punto di funzionamento.

Variando $N/\sqrt{T_1^\circ}$ si trovano poi gli altri punti della curva Iso-T:



Accoppiamento con l'ugello \rightarrow Working Line

Bisogna ora considerare l'accoppiamento con l'ugello.

Consideriamo un dato valore di $N/\sqrt{T_1^\circ}$; solo un punto della curva appartiene alla Linea di Funzionamento.

Anche in questo caso si procede per tentativi. Scelto un valore di tentativo sulla linea a $N/\sqrt{T_1^\circ}$ costante si può trovare un punto sulla mappa dell'ugello.

Riportiamo l'equazione di congruenza della portata tra la turbina e l'ugello:

$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_4^\circ}}{p_4^\circ} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_3^\circ}}{p_3^\circ} \cdot \frac{p_3^\circ}{p_4^\circ} \cdot \frac{\sqrt{T_4^\circ}}{\sqrt{T_3^\circ}} \leq \left(\frac{\dot{m} \sqrt{T_4^\circ}}{p_4^\circ} \right)_{cr}$$

$\beta_t \quad f(\beta_t, \eta_t)$

Resta Emanuele

Se aumento la compressione dinamica compenso questa diminuzione di pressione → più vado veloce più è difficile diventare subcritici.

Fino ad ora abbiamo scritto la Portata Corretta dell'Ugello in funzione di quella della Turbina e nello scrivere la congruenza delle Portate abbiamo assunto una Geometria costante.

Adesso cerchiamo di capire qual è l'influenza della sezione dell'ugello, ovvero l'impatto che può avere sulla forma delle linee di funzionamento.

Variazione della sezione di gola dell'ugello A_t

Considerando Ugello critico, possiamo scrivere una relazione tra Portata Corretta e Geometria:

$$\left(\frac{\dot{m} \sqrt{R' T_4^0}}{A_t p_4^0} \right)_{CR} = \Gamma = cost \quad \Rightarrow \quad \frac{\dot{m} \sqrt{T_4^0}}{p_4^0} \propto A_t$$

e dalla congruenza delle portate

$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_4^0}}{p_4^0} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_3^0}}{p_3^0} \cdot \frac{p_3^0}{p_4^0} \cdot \frac{\sqrt{T_4^0}}{\sqrt{T_3^0}} \propto A_t$$

β_t

Il secondo termine dell'equazione è crescente con il β_t , perciò si può concludere che **se A_t aumenta, aumenta anche β_t .**

OSS

La sezione di gola è una strettoia che blocca il funzionamento della turbina; aumentando la sezione, la turbina sarà meno bloccata e sarà in grado di espandere di più.

All'ingresso dell'Ugello avremo una pressione totale p_4^0 minore.

OSS

La Linea di Funzionamento sarà influenzata dalla sezione A_t perché ne sente l'effetto tramite i Rapporti di Espansione di Turbina e Ugello:

$$\frac{c_p}{\eta_c \eta_{mc}} \left(\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) = \frac{1+\alpha}{\alpha} \eta_t \eta_{mt} c'_p \frac{T_3^0}{T_1^0} \left(1 - \frac{1}{\beta_t^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}} \right)$$

Assumendo un Numero di Giri N costante, e preso un punto sulla Linea di Funzionamento, vogliamo capire dove si sposterà questo all'aumentare dell'area.

OSS

Volando alla stessa quota, allo stesso Mach e allo stesso Numero di Giri, siamo certi che anche il Numero di Giri Corretto rimane costante: $N/\sqrt{T_1^0} = cost$