



Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: 1595A -

ANNO: 2015

A P P U N T I

STUDENTE: Samake

MATERIA: Fondamenti di Propulsione. 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.

Fondamenti di Propulsione

Introduzione

Esistono vari tipi di motori.

Vi sono motori alternativi con un'Elica dove il motore produce la Potenza e l'Elica la Spinta.

Vi sono poi casi dove il Compressore genera spinta \Rightarrow Termogetto
Poi ho motori con Turbina a Gas che possono generare solo Potenza o Spinta o entrambi.

Poi vi sono gli Autoreattori dove non ho macchine rotanti -
Motori non stazionari, alternativi.

Propulsori a razzo \Rightarrow Endoreattori

Si parla di Propulsori a Getto quando la propulsione è basata su un getto di aria: non tutti i motori sono così.

La Spinta si basa sul principio di Azione-Reazione ovvero l'aereo si appoggia sul gas e lo spinge per andare avanti.
Per fare questo serve un appoggio e una fonte di energia.

È possibile classificare i propulsori per fluido operativo:

Esoreattori generano alto flusso e piccole accelerazioni prendono tanta aria e la accelerano poco con un elica o con un Air breathing Engine.

Endoreattori prendono il fluido operativo dall'interno consumando poco e accelerando molto: Razzo.

Motori Alternativi più Elica

L'elica è come un ala, dà portanza e resistenza, deflette il flusso e può andare in stallo. L'elica però non è un'ala rotante perché ha limiti di velocità. La potenza necessaria può essere prodotta in più modi.

Se si volesse andare più veloci devo intubare l'elica così ho meno portata d'aria che però devo accelerare di più.

Turbina a Gas

È la versione stazionaria del motore alternativo. Comprimi, scaldi, espandi facendo entrare aria fredda e tirandola fuori calda. Posso mandarla fuori con turbina o

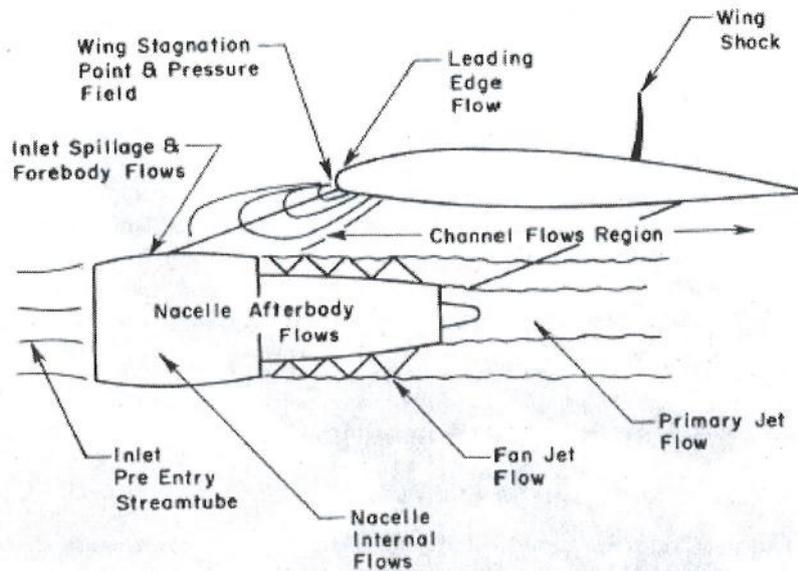
Capitolo 1

La Spinta

1.1 Introduzione

- Per macchina motrice o motore si intende propriamente una macchina che produce potenza meccanica. In alcuni casi si riesce a distinguere nettamente propulsore e motore: è questo il caso di un elica trascinata da un motore alternativo. In altri casi, ad esempio nel caso di turbogetti o turbofan, la distinzione netta non è possibile.
- Parleremo di propulsione a reazione, richiamando il principio di azione-reazione. Nel vuoto un endoreattore si "appoggia" sul propellente espulso. In atmosfera un propulsore a reazione genera spinta accele-

Nei propulsori non si fa distinzione tra chi produce spinta e chi potenza.

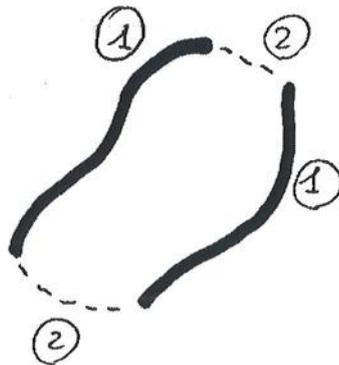


$F_{\text{sulle pareti}} = QDM_{\text{uscante}}$

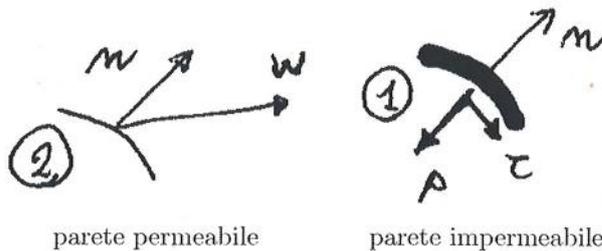
1.2. LA SPINTA NETTA STANDARD

7

esercitata dalle pareti sul fluido è pari alla QDM uscente dalla superficie di controllo. Supponiamo che la superficie di controllo possieda sia pareti permeabili (2), che pareti impermeabili (1).



La superficie è caratterizzata da un versore \mathbf{n} uscente dalla stessa. Sulle pareti impermeabili agiranno delle pressioni p e degli sforzi τ , mentre sulle pareti permeabili saranno presenti solo forze legate alla pressione p .



Dal bilancio ρ_0
 $\phi_1 + \phi_2 = QDM_{\text{out}}$
 ma è un paradosso:
 un corpo fermo può
 muoversi.

Allora sono $\oint p \mathbf{n} dA$

Indicheremo con $\vec{\phi}$ la forza esercitata dalla parete sul fluido e con \vec{F}^f la forza esercitata dal fluido sulla parete. Si ha che

$$\left[\vec{\phi}_1 + \vec{\phi}_2 + \oint p_0 \mathbf{n} dA = QDM_{\text{uscante}} \right] \quad \text{e} \quad \vec{\phi}_2 = - \int_2 p \mathbf{n} dA$$

dove è stato aggiunto il termine ausiliario nullo

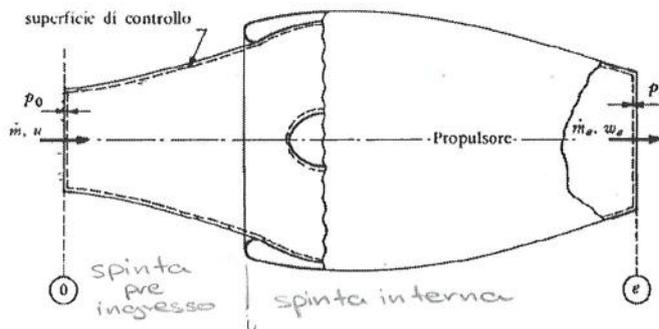
$$\oint p_0 \mathbf{n} dA = \int_1 p_0 \mathbf{n} dA + \int_2 p_0 \mathbf{n} dA = 0$$

L'introduzione di questo termine ausiliario, di per sé arbitrario, è necessaria per avere una misura della forza ottenuta dal propulsore, forza che deve tener conto anche delle forze che agiscono sulle pareti esterne del propulsore. Se non si facesse così, se si usassero, cioè, le pressioni assolute e non quelle relative per il calcolo della forza, avremmo che un tronco di cono attraversato

1.2. LA SPINTA NETTA STANDARD

1.2.3 Spinta Netta Standard

Considerate le difficoltà messe in luce, si vuole ora definire una forza facile da valutare, che permetta di quantificare le prestazioni del propulsore. Chiameremo tale forza spinta netta standard. Si considera come superficie di controllo quella costituita dalle sezioni rette 0, indisturbato a monte ed e, uscita propulsore, nonché dalle superfici laterali comprendenti le pareti del tubo di flusso entrante (tra 0 ed i) e le superfici interne del propulsore che includono le luci attraverso cui fluisce il combustibile $\dot{m}_b = \dot{m}_e - \dot{m}_i$.



Sono state scelte come riferimento le sezioni 0 ed e perché $(SF)_e$ è dominata dal funzionamento motore e $(SF)_0$ è definita con precisione. Viceversa $(SF)_i$ è influenzata dal comportamento della presa così come $(SF)_\infty$ è influenzata dalla scia oltre che essere difficile da misurare. Applicando il Teorema della quantità di moto alla superficie di controllo sopra descritta, si ha, dall'Eq. 1.2, l'espressione della spinta netta standard S

$$S = \dot{m}_e w_e + A_e (p_e - p_0) - \dot{m} u \tag{1.6}$$

L'aggettivo standard dice l'arbitrarietà sopra ricordata, data dalla scelta delle sezioni 0 ed e, dal riferimento una pressione relativa all'ambiente indisturbato a monte, dal considerare l'asse motore allineato con la direzione della velocità di volo e dall'aver trascurato il contributo dato dall'immissione del combustibile (nel caso di esoreattori). Si può anche riscrivere la S in modo più compatto come differenza di stream force SF

$$S = (SF)_e - (SF)_0 \tag{1.7}$$

La spinta netta standard può essere vista come somma di due contributi: un contributo relativo al tubo di flusso entrante (detto anche spinta preingresso o resistenza addizionale D_a) e dal contributo relativo alle forze esercitate all'interno del propulsore (detto anche spinta interna S_{INT}), ovvero

$$S = (SF)_e - (SF)_i + (SF)_i - (SF)_0 = S_{INT} + D_a \tag{1.8}$$

Sarebbe
 $S = \dot{m}_e w_e + A_e (p_e - p_0) - \dot{m} u - A_0 (p_0 - p_0)$

$\dot{m}_e = \dot{m}_a + \dot{m}_b$ ma il contributo di \dot{m}_b è trascurato

Ram Drag = $\dot{m} u$

1.4. RESISTENZA ADDIZIONALE

1.3.2 Esame analitico

Cerchiamo il massimo della funzione

$$S = \dot{m}_e w_e + A_e (p_e - p_0) - \dot{m} u$$

al variare della sezione A_e , a parità di tutto il resto. In particolare i termini $\dot{m} u$ ed u non variano. Si ha che

$$dS = dS_j = \dot{m}_e dw_e + A_e dp_e + dA_e (p_e - p_0). \quad (1.11)$$

Il flusso nel divergente è supersonico (non si considera la presenza di urti e, al crescere di A_e la pressione scende ed il flusso accelera. Considerando costante la portata $\dot{m}_e = \rho_e w_e A_e$ e supponendo reversibile l'espansione nell'ugello, l'applicazione del primo principio in forma mista permette di vedere che

$$dL_i = 0 = v dp + \frac{dw^2}{2} \implies \boxed{\frac{dp}{\rho} = -w dw} \quad (1.12)$$

Sostituendo in Eq. 1.11 avremo

$$dS_j = (\rho_e w_e dw_e + dp_e) A_e + dA_e (p_e - p_0) = dA_e (p_e - p_0) \quad (1.13)$$

Si nota dunque che si ha un estremo per $p_e = p_0$. Si dimostra poi che questo è un massimo considerando che

$$\frac{dS_j}{dp_e} = \frac{dA_e}{dp_e} (p_e - p_0)$$

$$\left(\frac{d^2 S_j}{dp_e^2} \right)_{p_e=p_0} = \frac{dA_e}{dp_e} + (p_e - p_0) \frac{d^2 A_e}{dp_e^2} = \frac{dA_e}{dp_e} < 0$$

visto che per il flusso supersonico $dA_e/dp_e < 0$.

1.4 Resistenza addizionale

L'equazione (1.8) mostra che la spinta netta standard è la somma della spinta risentita dalle pareti interne del propulsore, (spinta interna S_{INT}) e del contributo degli sforzi (essenzialmente normali, ovvero di pressioni) sulla parete del tubo di flusso entrante (spinta pre-ingresso o resistenza addizionale *additive drag* D_a).

1.4.1 La resistenza addizionale è sempre positiva

Notiamo che la resistenza addizionale D_a , è una quantità sempre positiva, definita dall'espressione

$$\boxed{D_a = (SF)_i - (SF)_0 = \int_{A_0}^{A_i} (p - p_0) dA_x} \quad (1.14)$$

Se \dot{m}_e è cost
e cambia A_e
allora cambiano
 p_e e w_e

$$dS_j = dA_e (p_e - p_0)$$

al max $dS_j = 0$

$$\underline{p_e = p_0}$$

Adattato

La spinta è
somma di contributi
reali e
ideali.

Quelli ideali
forniscono una
resistenza che
in realtà non
c'è: è sempre
positiva

Quindi la spinta netta Standard non varia -
 Il problema è che quelle interne sono reali, fisiche, mentre quelle S_a, S_b no. Ma essendo S_{ab} irrillevante perché non cambia la posso portare a ∞ dove $\Delta p = 0$ e non ne sento gli effetti.

1.5. LA FORZA PROPULSIVA NETTA

13

Migliore è la carenatura più $\bar{S} \sim S$

Essa è attraversata, oltre che dal flusso che passa internamente al propulsore, anche da un flusso che è convogliato dal generico tubo di flusso f . Ipotizzando un campo di moto esterno

- infinito
- regolare
- reversibile

avremo che, in corrispondenza di una data sezione (c) della carenatura, il flusso riguadagna le condizioni indisturbate di monte. Si avrà quindi $(SF)_{0,est} = (SF)_{c,est}$

Applicando il teorema della quantità di moto si avrà

$$(SF)_e + (SF)_{c,est} - (SF)_0 - (SF)_{0,est} = (SF)_e - (SF)_0 = S \quad (1.15)$$

ovvero si ottiene nuovamente la spinta netta standard. Si noti che però ora tale forza è esercitata sulle superfici reali comprendenti interno propulsore e parte della carenatura, non è il tubo di flusso f . Possiamo adesso scegliere f così lontana dal propulsore, da poter ridurre a valori piccoli a piacere la differenza $p - p_0$, annullando di fatto il contributo di forze su f . Questo deriva dal fatto che si annulla l'integrale

$$\int (p - p_0) dA_x = 0$$

Si riconosce dunque che, sotto le ipotesi fatte per il flusso esterno, la resistenza addizionale viene recuperata sulla carenatura. Va osservato che, se nel volo subsonico il flusso esterno non è molto distante dalle condizioni di reversibilità, non così nel volo supersonico vista la presenza delle onde d'urto. Si capisce quindi che, nel volo supersonico, sia preferibile ridurre la resistenza addizionale.

1.5 La forza propulsiva netta

La forza propulsiva netta FN , può essere vista come la S_{INT} a cui si sottrae la forza F_{nac} , esercitata sulla carenatura con verso opposto alla spinta. Avremo dunque

$$FN = S_{INT} - F_{nac}$$

Per un flusso potenziale si avrà inoltre

$$F_{pre} + F_{nac,pot} + F_{post} = 0$$

Sommando queste due ultime espressioni avremo

$$FN = S_{INT} - F_{nac} + F_{pre} + F_{nac,pot} + F_{post} = S - (F_{nac} - F_{nac,pot}) + F_{post}$$

FONDAMENTI DELLA PROPULSIONE AEROSPAZIALE

Lorenzo Casalino - Dario Pastrone

Fondamenti della Propulsione

Classificazione propulsori

Classificazione propulsori

1. Elica + motore (*Propeller Propulsion*)
2. Esoreattori (*Airbreathing engine, Jet engine*)
3. Endoreattori (*Rocket propulsion*)
 - Chimici
 - Elettrici
4. Combinati (es: Turbo-Ramjet, Air-turbo-rocket, Ram-rocket, Rocket-Based-Combined-Cycle)

Esoreattori (2)

- Autoreattore (non fornisce spinta a $M=0$)
 - Combustione subsonica *Ramjet*
 - Combustione supersonica *Scramjet*
- Pulsoreattore *Pulsojet, Pulse Detonation Engine (PDE)*

L. Casalino - D. Pastrone

2014/2015

5

Definizioni

- S = spinta netta standard (turbogetto, turbofan...)
- P = potenza (turboalbero, turboelica...)
- \dot{m}_b = consumo fuel
- A = sezione
- m = massa
- \dot{m} portata in massa
- p = pressione statica
- u = velocità di volo
- w = velocità relativa

L. Casalino - D. Pastrone

2014/2015

6

Per valutare le prestazioni senza essere vincolato dalla dimensione del motore
uso

$$\text{Spinta Specifica } I_a = \frac{S}{\dot{m}_a} \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right]$$

dove \dot{m}_a è la portata d'aria e può essere calda o fredda.

Poi P_0

$$\text{Consumo Specifico } q_s = \frac{\dot{m}_b}{S} \left[\frac{\text{kg}}{\text{N} \cdot \text{s}} \right]$$

Se valutiamo il propulsore come un produttore di Potenza anziché di spinta allora

$$\text{Potenza Specifica } L = \frac{P}{m} \approx L_t - L_c \left[\frac{R_S}{R_G} \right]$$

Se poi ho un'elica allora definisco Potenza Equivalente la potenza dell'elica \oplus la potenza che dovrei dare ad un'elica perché produca la spinta dell'uccello, con un Rendimento Elica

$$S_E \leftarrow \text{---} \leftarrow S_N \quad P_{eq} = P_E + P'$$

$$\text{Se } U \neq 0 \Rightarrow \eta_E = \frac{S \cdot U}{P_E} \Rightarrow P' = \frac{S_N \cdot U}{\eta_E}$$

$$\text{Se } U = 0 \quad \text{def} \left(\frac{S}{P} \right)_E \Rightarrow P' = S_N \left(\frac{P}{S} \right)_E$$

Uso una forma semplificata della spinta
 nella standard supponendo Adattamento
 e che $\dot{m}_b \ll \dot{m}_a$, indicando $\dot{m}_a = \dot{m}$. Allora
 $\dot{m}_e = \dot{m}_b + \dot{m} \cong \dot{m}_a$

$$S = \dot{m}_e w_e + A_e (P_e - P_0) - \dot{m} U$$

⇓

$$\underline{S = \dot{m} (w_e - U)}$$

Quindi in un propulsore si trasforma
 Potenza Chimica ($\dot{m}_b H_i$) in effetto utile
 Per farlo genera Potenza Cinetica definita
 come (out - in) dal motore

$$P_c = \frac{1}{2} \dot{m}_e w_e^2 - \frac{1}{2} \dot{m} U^2 \cong \frac{1}{2} \dot{m} (w_e^2 - U^2) =$$

$$= \frac{1}{2} \dot{m} (w_e - U)(w_e + U) \Rightarrow$$

$$\underline{P_c = \frac{1}{2} S (w_e + U)}$$

Questa potenza, rispetto alla potenza
 Chimica è positivo, mentre è negativo
 rispetto a quella utile, è un costo.

Allora, fissata la spinta e guardando
 al costo questo aumenta con U .

$$\underline{U \uparrow \Rightarrow q_s \uparrow}$$

Rendimento Termico

$$\eta_{\theta} = \frac{P_c}{\dot{m}_b} = \frac{S}{\dot{m}_b} \frac{(w_e + U)}{c} = \frac{1}{c} \frac{w_e + U}{q_s H_i}$$

Il Rendimento Termico è legato alla velocità di volo e al consumo -

Posso scrivere $q_s = \frac{w_e + U}{c \eta_{\theta} H_i}$

quindi se aumenta la velocità di volo U , cresce il consumo -

In un caso Ideale

$$w_e = U \Rightarrow q_s = \frac{U}{\eta_{\theta} H_i}$$

quindi il ~~rend~~ consumo minimo è

$$\eta_{\theta} = 1 \Rightarrow q_s = \frac{U}{H_i}$$

Definisco poi Rendimento Propulsivo

$$\eta_p = \frac{P_{spinta}}{P_{spinta} + P_{dissip}} = \frac{P_s}{P_c + \frac{1}{2} \dot{m}_b U^2} \approx \frac{P_s}{P_c}$$

$$P_s = \dot{S} U = \dot{m} (w_e - U) U = \dot{m} w_e U - \dot{m} U^2$$

$$P_s + P_d = m_e w_e U - \dot{m} U^2 + \frac{1}{2} m_e w_e^2 + \frac{1}{2} m_e U^2 +$$

$$- w_e \dot{m} U = \underbrace{\frac{1}{2} m_e w_e^2 - \frac{1}{2} \dot{m} U^2}_{P_c} + \frac{1}{2} U^2 \underbrace{(m_e - \dot{m})}_{\dot{m}_b}$$

$$P_s + P_d \approx P_c + \frac{1}{2} \dot{m}_b U^2 \approx P_c$$

Applicando tutto questo a un Esoreattore
 Puro dove non ho combustibile ma solo
 aria e $\dot{m}_{in} = \dot{m}_{out}$ di aria ovvero

$$\dot{m}_b = 0 \quad \text{e} \quad \dot{m}_{in} = \dot{m}_e$$

Allora

$$\eta_p = \frac{\dot{m}(U + w_e)U}{\frac{1}{2}\dot{m}(w_e^2 - U^2)} = \frac{2U}{w_e + U}$$

Nell'Endoreattore Puro invece ho
 $\dot{m}_b =$ portata di comb che produce la spinta
 e $\dot{m} = 0$. Allora

$$S = \dot{m}_e w_e U - \dot{m} U = \dot{m}_e w_e U = \dot{m} U$$

⇓

$$\eta_p = \frac{\dot{m}_b w_e U}{\frac{1}{2}\dot{m}_b w_e^2 + \frac{1}{2}\dot{m}_b U^2} = \frac{2 w_e U}{w_e^2 + U^2}$$

Posso fare il grafico (1)

L'Esoreattore (→) deve accelerare il flusso che
 esce quindi se $U > w_e$ non funziona perché
 non posso buttare fuori più lento di quanto
 entra.

Per l'Endoreattore (←) posso buttare anche
 più piano.

Posso poi studiare quanto efficientemente
 produce la spinta ovvero quanto consumo
 rispetto a quanto è grande il motore.

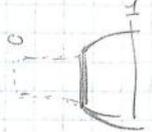
Confronto η_p con $\frac{S}{\dot{m}}$

Prese d'aria

Hanno il compito di fornire una certa portata al compressore successivo, compressore ($M=0,5$) o combustore $M=0,2 \div 0,3$.
Devo anche fare in modo che non ci siano grandi perdite di pressione.

Per definire la bontà della presa uso

$$E_d = \frac{P_1^0}{P_0^0}$$



Una presa funziona bene per $E_d \sim 1 \Rightarrow P_0^0 \approx P_1^0$ e non ho perdite.

Devo inoltre fornire un flusso in modo uniforme e dovrà essere sagomata in modo che sia facile da costruire.

Prese d'aria Subsonica

Devo valutare i diametri e la forma del bordo d'attacco.
La presa deve funzionare in condizioni di velocità (crociera) o di ripiegato (decollo).

Devo fare occhio ai punti dove il flusso tende a separarsi e dove invece cambia direzione.

Al suolo possono formarsi vortici e aspirare polveri.

Se ho Reverse rischio che il flusso uscito dal motore rientri ma è viziato e può dare problemi.

Occhio al ghiaccio che rovina l'aerodinamica.

Prese d'aria Supersonica

Hanno il problema delle onde d'urto.

Esistono prese d'aria che comprimevano già dall'esterno
Posso quindi suddividere secondo tre funzionamenti.

Sul grafico P_0 che all'aumentare del Mach T_{0d} cioè E_d diminuisce e quindi la presa "rovina" P_0 .

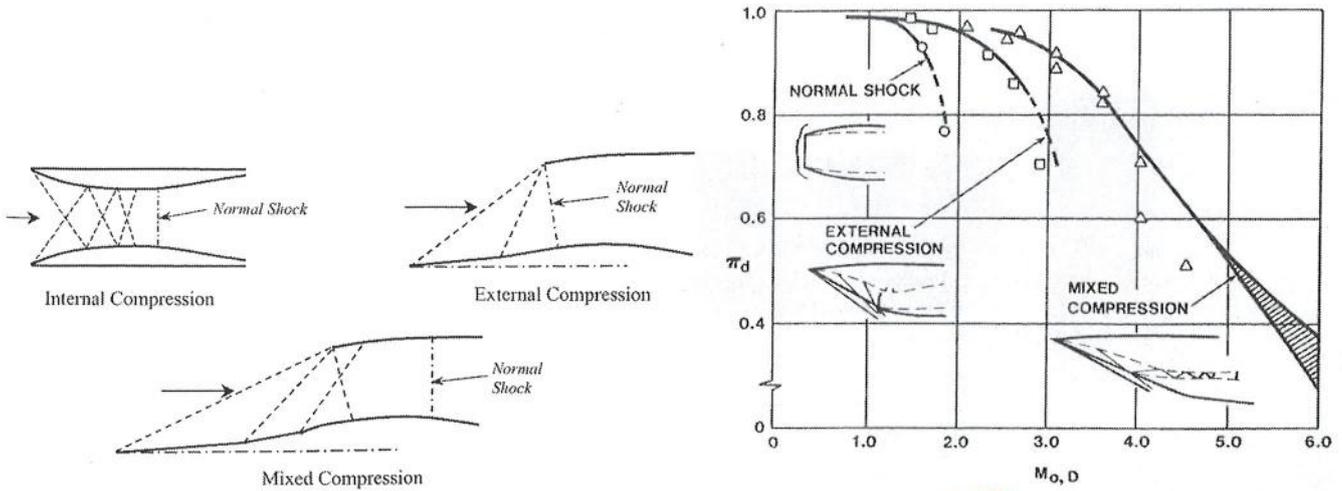
Nel Supersonico è importante la posizione della presa sull'aereo.

Lo strato limite viene aspirato.

Le prese Supersoniche sono a geometria variabile perché al decollo P_0 basse velocità che poi crescono.

Presa d'aria supersonica

- Il tipo più semplice consiste in un semplice condotto divergente con labbri aguzzi (presa tipo Pitot). Con $M > 1$ si ha un semplice urto retto. Queste prese sono semplici e affidabili, ma hanno perdite eccessive per $M > 1.5$. Le prese a compressione esterna riducono le perdite tramite corpi aerodinamici (rampa, cono) che servono a generare urti obliqui, esternamente alla presa, prima dell'urto retto. Richiedono in genere un controllo degli urti utilizzando geometrie variabili (traslazione, modifica angoli) e opportuni bypass. Per $M > 2.5$ la deviazione del flusso è grande e si riallinea il flusso generando urti obliqui anche internamente alla presa (compressione mista). Il controllo di tali prese è più complesso di quelle a compressione esterna ed esse sono state usate raramente (SR-71, XB-70). Teoricamente è poi possibile ridurre resistenza e perdite di pressione totale legate agli urti modificando la geometria della presa con un condotto convergente/divergente (compressione interna). Risultano però prese molto lunghe, pesanti e difficili da controllare (innesco, richiesta geometria variabile, bypass...)



Tipi di prese d'aria supersonica e prestazioni a progetto $\pi_d = \epsilon_d$

- Le prese possono essere 2D o assialsimmetriche. Risulta di maggiore importanza, rispetto alle prese subsoniche, l'integrazione presa/velivolo: si può utilizzare l'ala o la fusoliera per una schermatura di upwash/outwash. Si riduce l'ingresso di strato limite generato dalle pareti a monte della presa stessa tramite diverter. Si prevede anche un bleed interno per il suo controllo.
- Per quanto concerne il comportamento fuori progetto bisogna tener conto di pericolo di buzz (instabilità legata a separazione di flusso) per basse portate (evito smaltendo più portata tramite bypass) e del controllo della posizione dell'urto retto.

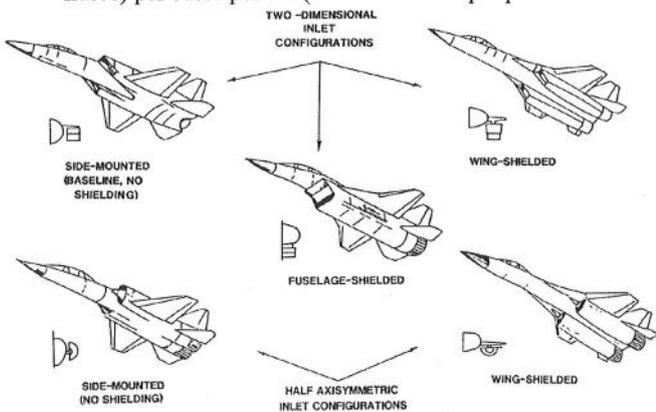


Fig. 4.10 Supersonic inlet arrangements, including shielded configurations.

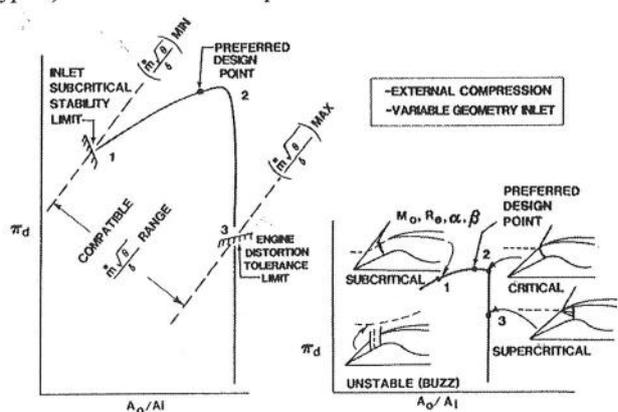


Fig. 4.17 Supersonic inlet operational modes and limits.

- Esse devono funzionare anche in regimi subsonici (perdite legate a labbra aguzze, geometrie variabili e aperture ausiliarie...)

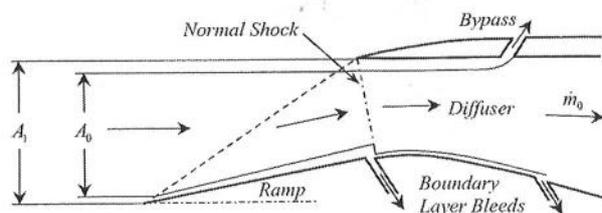


Fig. 6.4 Supersonic inlet model.

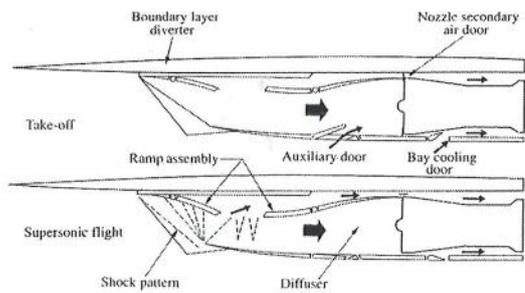


FIGURE 6.18 Cross sections of variable-geometry intake for Concorde supersonic aircraft. (Courtesy Rolls-Royce, plc.)

Il Combustore deve prendere aria da Compressore e fornirla in modo opportuno alla Turbina -

Per accendere bene devo avere un α circa stechiometrico e la pressione non deve essere troppo bassa. Infatti se P_0 pressioni basse P_0 basse velocità di reazione -

Quindi devo avere un comportamento più stechiometrico possibile e pressioni elevate per elevate velocità di reazione. Questo spiega perché è difficile riaccendere un motore in quota.

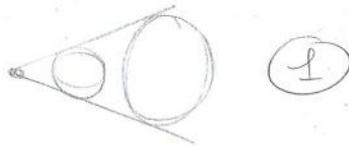
C'è poi il problema che se la miscela arriva troppo veloce non riesco ad accenderla allora devo rallentare il flusso _{10 m/s}

Il combustore è però nelle condizioni  e devo portarlo alle condizioni stechiometriche.

All'interno del Combustore P_0 varie separazioni del flusso così regolato e portato a α stechiometrico facendo entrare l'aria in più step dove dopo il primario, l'aria entra per raffreddare le pareti.

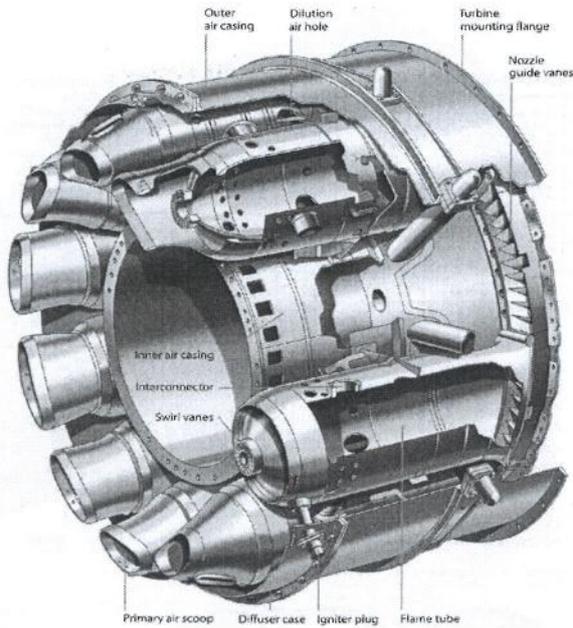
Le fiamme si propagano per diffusione.

Nel Postcombustore il flusso è già miscelato ma è molto veloce h . Allora per far avvenire la reazione P_0 un cono di involuppo per la combustione ottenuto inserendo delle aste forate o con traie Heria di fiamma





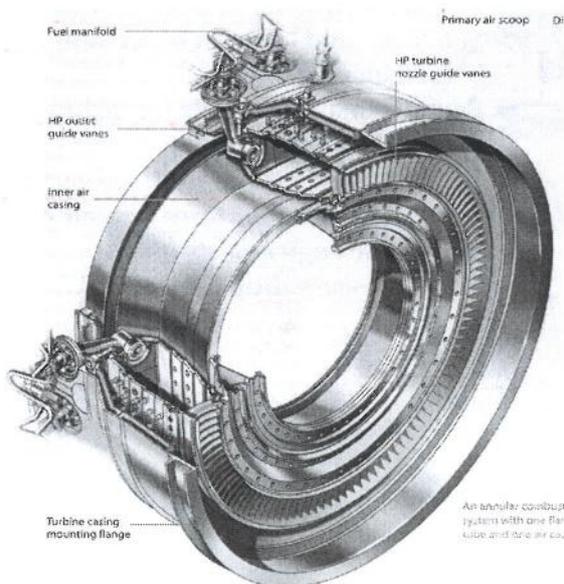
Cannular-type Combustor



- Ease of ignition
- Minimum total cross sectional area
- Require large airflow rates during testing
- Heavier than annular type but lighter than can type
- Higher pressure drop than annular type (about 6%)
- Easier to obtain circumferentially uniform fuel air ratio and outlet temperature than annular type



Annular-type Combustor



- Ease of ignition
- Minimum total cross sectional area
- Require large airflow rates during testing
- Minimum length and weight
- Minimum pressure drop (about 5%)
- Difficult to obtain circumferentially uniform fuel air ratio and outlet temperature
- Requires less cooling air

Combustore Cilindrico, Can

È facile controllare la combustione perché controllo ogni cilindro.

Più facile da sostituire -

Elevate perdite -

Facilmente testabili -

Anulare

Riduce la sezione trasversale ma i test li faccio su tutto il motore e non solo su un cilindro -

Ha elevate perdite

Linere Combustore Anulari

Più leggero ma controllo peggio la combustione -

Combustori a Flusso Inverso

La combustione avviene con un flusso opposto a quello del motore -

In questo modo si riduce la lunghezza dell'albero e l'instabilità che un albero più lungo può portare -

Per ciclo semplice si intende un Soule-Bryton

Un Turbo Albero è una macchina destinata a produrre potenza seguendo un ciclo Bryton.

La potenza dipende molto da quanto faccio espandere il flusso a valle dell'ultima turbina

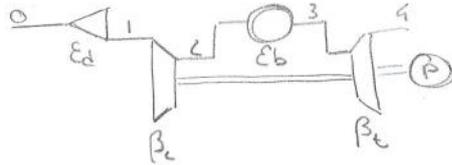
Il condotto a valle può essere convergente o divergente.

Se è Divergente $M < 1$ allora il flusso si comprime e la turbina sente meno pressione e dà più potenza ma meno spinta.

Se Convergente allora ottengo più spinta ma poca potenza.

A pari core se cambio ugello cambia tutto.

Schema Macchina Monoalbero



0 → Indisturbato a monte seguito da presa d'aria diffusiva ϵ_d

Poi ho il compressore β_c , combustore ϵ_b (dovrebbe esserci il punto di iniezione di inibitore trascurato l'effetto).

Poi ho la Turbina con β_t che può essere a scarico libero, no uogello.

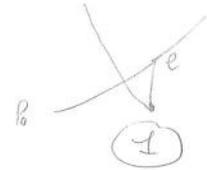
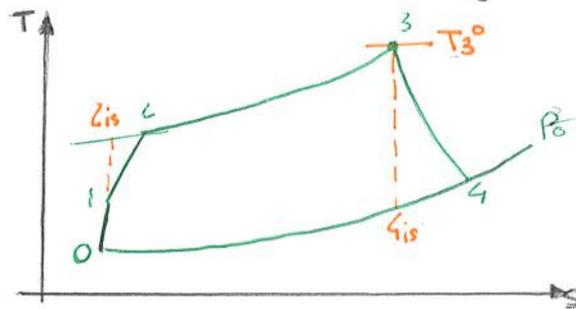
P = utilizzatore.

È possibile avere macchine Bialbero che la cui configurazione non influisce molto sulle prestazioni a progetto quanto su quelle fuori progetto.

La differenza sta nel fatto che la T_1 è dedicata ~~al~~ al solo fornire lavoro a C mentre la T_2 solo ~~la~~ potenza all'utilizzatore.

Sia per il mono albero che per il bialbero il motore segue il Ciclo Bryton, Gas Generator

0,4 stat
1,2,3 tot



Il ciclo normale è \uparrow . Se avessi un divergente allo scarico avrei \oplus .

Quello completo è a scarico libero.

Se avessi il divergente avrei prestazioni migliori e più lavoro ma ho anche più peso.

Aumentando la velocità di volo il Rapporto di Compressione dinamica (E_d) diminuisce

Le grandezze esterne alla macchina sono statiche mentre quelle interne sono totali

Obiettivo

Calcolo delle prestazioni *specifiche a progetto*: potenza specifica L e consumo specifico della potenza q_p .

Dati

1. Condizioni di volo
2. Parametri di progetto
3. Proprietà dei fluidi
4. Bontà dei componenti

L. Casalino - D. Pastrone 2014/2015

8

Condizioni di volo

- quota $z \rightarrow T_0, p_0$
- Mach di volo M_0

NB: la p_0 non serve per il calcolo delle prestazioni *specifiche*, ma serve per dimensionare il motore, ovvero per trovare le dimensioni motore per una data potenza richiesta.

Parametri di progetto

- $\beta_c = \frac{p_2^\circ}{p_1^\circ}$ rapporto di compressione (OPR - Overall Pressure Ratio)
- $T_3^\circ =$ Temperatura massima (TIT - Turbine Inlet Temperature)

L. Casalino - D. Pastrone 2014/2015

9

Proprietà dei fluidi

aria	gas combusti	fuel
γ, R	γ', R'	H_i
\Downarrow	\Downarrow	
c_p	c_p'	

supponiamo che c_p, c_p' siano costanti, ovvero non dipendano né da T , né dalla composizione (gas combusti).

Rendimenti dei componenti

- $\eta_c = \frac{L_{cis}}{L_c} \rightarrow$ rendimento adiabatico compressore
- $\eta_t = \frac{L_t}{L_{tis}} \rightarrow$ rendimento adiabatico turbina (*Total to Static*)
- $\eta_{mc} \rightarrow$ rendimento meccanico del compressore
- $\eta_{mt} \rightarrow$ rendimento meccanico di turbina
- $\eta_b \rightarrow$ rendimento combustore
- $\epsilon_d = \frac{p_{1^o}}{p_{0^o}} \rightarrow$ rendimento pneumatico presa d'aria (diffuser)
- $\epsilon_b \rightarrow$ rendimento pneumatico combustore

① → ② - presa d'aria (diffuser)

$M_0 \rightarrow$ Dato di progetto

velocità corrente in ingresso $u = M_0 \sqrt{\gamma R T_0}$

$$\underline{T_0^\circ = T_0 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right) = T_1^\circ}$$

$$\underline{p_0^\circ = p_0 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$$

$$\underline{p_1^\circ = \epsilon_d p_0^\circ}$$

① → ② - compressione adiabatica

$$\underline{p_2^\circ = \beta_c p_1^\circ}$$

$$\underline{\eta_c = \frac{L_{cis}}{L_c} = \frac{c_p (T_{2is}^\circ - T_1^\circ)}{c_p (T_2^\circ - T_1^\circ)}}$$

$$\underline{T_{2is}^\circ = T_1^\circ \beta_c^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} ; T_2^{\circ'} = T_1^\circ \beta_c^{\frac{\gamma - 1}{\gamma \eta_c}}}$$

$$\underline{T_2^\circ = T_1^\circ + \frac{T_1^\circ}{\eta_c} \left[\left(\frac{T_{2is}^\circ}{T_1^\circ} \right) - 1 \right] = T_1^\circ \left[1 + \frac{1}{\eta_c} \left(\beta_c^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right) \right]}$$

$$\underline{L_c = h_2^\circ - h_1^\circ = c_p (T_2^\circ - T_1^\circ)}$$

② → ③ - combustione $T_3^\circ \rightarrow$ dato di progetto

$$p_3^\circ = \epsilon_b p_2^\circ$$

Bilancio al Combustore

$$\eta_b \dot{m}_b H_i = c_p' (T_3^\circ - T_2^\circ) (\dot{m} + \dot{m}_b)$$

$$\eta_b f H_i = c_p' (T_3^\circ - T_2^\circ) (1 + f)$$

$$f = \frac{c_p' (T_3^\circ - T_2^\circ)}{\eta_b H_i - c_p' (T_3^\circ - T_2^\circ)}$$

$$\alpha = \frac{1}{f} = \frac{\eta_b H_i}{c_p' (T_3^\circ - T_2^\circ)} - 1$$

③ → ④ - espansione adiabaticaNB: riferimento a condizioni *Total to Static*, turbina a scarico libero ($p_4 = p_0$)

$$\beta_t = \left(\frac{p_3^\circ}{p_4} \right) = \left(\frac{p_3^\circ}{p_{4is}} \right) = \left(\frac{T_3^\circ}{T_{4is}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\eta_t = \frac{L_t}{L_{tis}} = \frac{c_p' (T_3^\circ - T_4^\circ)}{c_p' (T_3^\circ - T_{4is})}$$

$$T_4^\circ = T_3^\circ - \eta_t (T_3^\circ - T_{4is}) = T_3^\circ \left[1 - \eta_t \left(1 - \frac{1}{\beta_t^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right) \right]$$

$$L_t = c_p' (T_3^\circ - T_4^\circ)$$

Potenza Specifica - Turbohaft

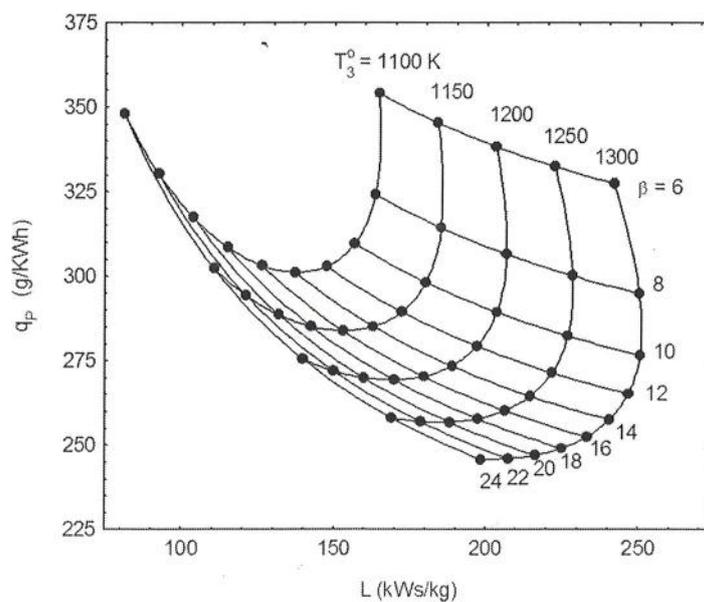
$$P = \overbrace{\eta_{mt} (\dot{m} + \dot{m}_b) L_t}^{\text{potenza turbina}} - \overbrace{\frac{\dot{m} L_c}{\eta_{mc}}}^{\text{potenza compressore}}$$

$$L = \frac{P}{\dot{m}} = \left(\frac{1 + \alpha}{\alpha} \right) \eta_{mt} L_t - \frac{L_c}{\eta_{mc}}$$

Consumo specifico della potenza

$$q_p = \frac{\dot{m}_b}{P} = \frac{\dot{m}_b \dot{m}}{\dot{m} P} = \frac{1}{\alpha L}$$

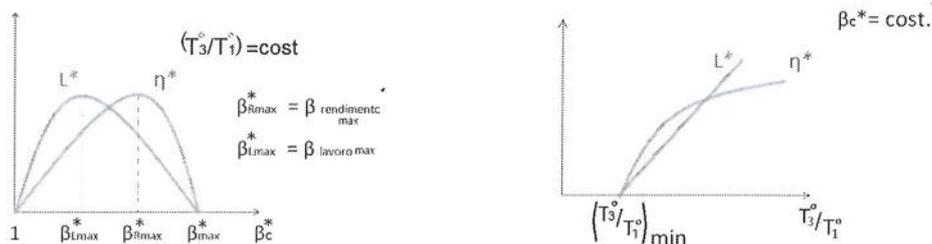
Prestazioni a progetto di turbina a gas (z=0 m, M₀= 0)



Influenza dei parametri sulle prestazioni (1)

Il grafico precedente mostra le prestazioni a progetto di una turbina a gas nelle condizioni di volo $z = 0$ m e $M_0 = 0$ (Sea Level Static). Per ogni temperatura T_3° esiste una curva sulla quale si ha la variazione del rapporto di compressione β_c . Ogni curva caratteristica presenta un valore minimo di consumo specifico della potenza q_p e un valore massimo di potenza specifica L . Il punto di progetto sarà scelto all'interno di questi due valori caratteristici. Infatti, uscendo da questo intervallo, si ha un peggioramento di entrambe le prestazioni.

Influenza dei parametri sulle prestazioni (2)



Il massimo di potenza specifica L coincide con la condizione di massimo del lavoro del ciclo ed il minimo di q_p con il massimo del rendimento del ciclo. Valgono quindi le considerazioni fatte per il ciclo di Brayton (vedi slide successiva).

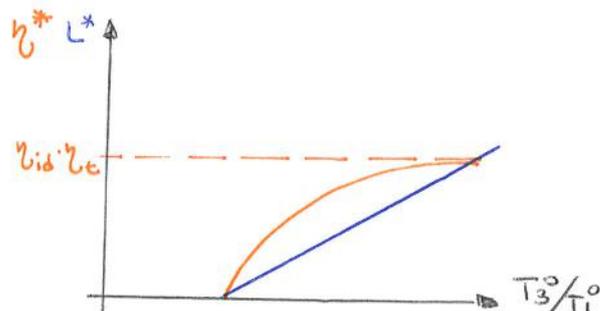
Influenza dei parametri sulle prestazioni (3)

Supponiamo di fixare il punto di progetto (quota e Mach di volo), ovvero di avere fixato T_1° . (le prestazioni sentono il rapporto T_3°/T_1° . Diminuire il valore di T_1° equivale ad un aumento di T_3°).

- A fissata T_3° il minimo q_p si ottiene a valori di β_c più elevati del corrispettivo valore che determina il massimo della potenza specifica L .
- A fissato β_c , entrambe le prestazioni migliorano all'aumentare di T_3° : q_p minimo scende e L massimo sale.

Se invece tengo fisso β^* e vario T_3° o meglio T_3°/T_1° sempre a z e M cost.

Siosseva che sia L che η aumentano con T_3°



Il limite sarà tecnologico legato ai limiti dei materiali alla temperatura.

Se variano le condizioni di volo e la T_1° scende è come se T_3 salisse \Downarrow .

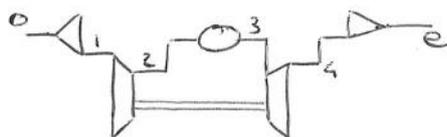
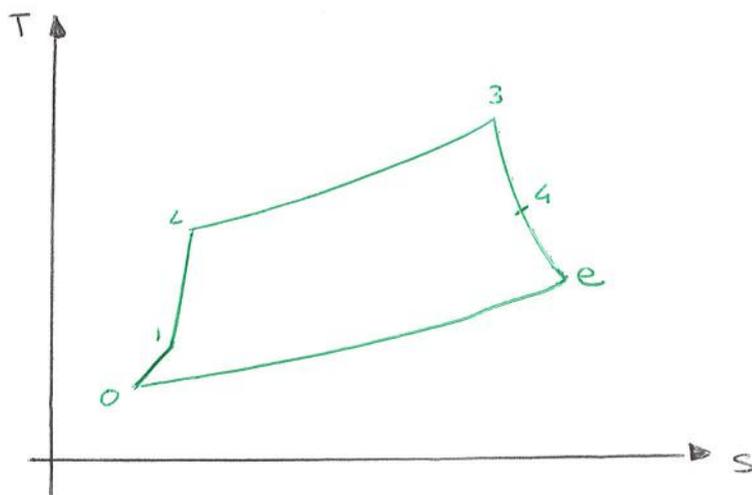
Turbogetto

Composto da Intake, Compr, Comb, Turd, Ugello

Cambia solo il tratto finale.

Con questo la turbina produce potenza solo per far andare il compressore, tutto il resto viene fatto espandere nell'ugello e da spinta.

Quindi questo motore produce spinta non potenza.



Questo motore fornisce Spinta non Potenza.
L'accelerazione disponibile è tutta tolta
quella assorbita dalla turbina.

Nel valutare le prestazioni allora per la
turbina si userà un Total to Total ricorrendo
ad un rapporto di espansione TTT.

I dati da cui si parte per valutare le
prestazioni sono gli stessi del TS
ma vado a valutare la Spinta Specifica
anziché la Potenza

$$T_a = \frac{S}{m} \quad q_s = \frac{\dot{m}_b}{S}$$

Rendimenti - Bontá dei componenti

- $\eta_c = \frac{L_{cis}}{L_c} \rightarrow$ rendimento adiabatico compressore
- $\eta_t = \frac{L_t}{L_{tis}} \rightarrow$ rendimento adiabatico turbina
- $\eta_{m_c} \rightarrow$ rendimento meccanico del compressore
- $\eta_{m_t} \rightarrow$ rendimento meccanico di turbina
- $\eta_b \rightarrow$ rendimento combustore
- $\epsilon_b \rightarrow$ rendimento pneumatico combustore
- $\epsilon_d = \frac{p_1^\circ}{p_0^\circ} \rightarrow$ rendimento pneumatico presa d'aria (diffuser)
- $\epsilon_n \rightarrow$ rendimento pneumatico ugello (in alternativa si usa anche η_m , rendimento adiabatico di espansione)

① → ② - presa d'aria (diffuser)

$M_0 \rightarrow$ Dato di progetto

velocità corrente in ingresso $u = M_0 \sqrt{\gamma R T_0}$

$$\underline{T_0^\circ = T_0 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right) = T_1^\circ}$$

$$\underline{p_0^\circ = p_0 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$$

$$\underline{p_1^\circ = \epsilon_d p_0^\circ}$$

③ → ④ - espansione adiabatica (1)

Bilancio di potenza all'albero

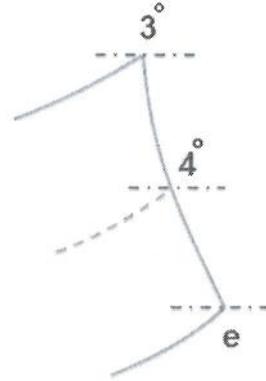
$$P_t = P_c$$

$$\eta_{mt} L_t (\dot{m} + \dot{m}_b) = \frac{L_c}{\eta_{mc}} \dot{m}$$

$$L_t = \frac{1}{\eta_{mt} \eta_{mc}} \left(\frac{\alpha}{\alpha + 1} \right) L_c = c_p' (T_{3^\circ} - T_{4^\circ})$$

per cui

$$T_{4^\circ} = T_{3^\circ} - \frac{L_t}{c_p'}$$



③ → ④ - espansione adiabatica (2)

dal rendimento TtT (Total to Total) di turbina

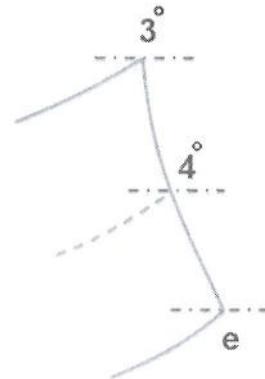
$$\eta_t = \frac{L_t}{L_{tis}} = \frac{L_t}{c_p' (T_{3^\circ} - T_{4is^\circ})}$$

$$T_{4is^\circ} = T_{3^\circ} - \frac{L_t}{c_p' \eta_t}$$

$$\beta_t = \left(\frac{p_{3^\circ}}{p_{4^\circ}} \right) = \left(\frac{p_{3^\circ}}{p_{4is^\circ}} \right) = \left(\frac{T_{3^\circ}}{T_{4is^\circ}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

da cui

$$p_{4^\circ} = \frac{1}{\beta_t} p_{3^\circ} \Rightarrow \frac{p_{4^\circ}}{p_0} = \frac{1}{\beta_t} \frac{p_{3^\circ}}{p_0}$$



Espansione ugello

Verifico criticità

$$\beta_{cr} = \left(\frac{\gamma' + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma'}{\gamma' - 1}} \text{ confronto con } \beta_n \epsilon_n = \frac{p_4^\circ}{p_0} \epsilon_n$$

- $\beta_n \epsilon_n < \beta_{cr} \rightarrow$ ugello adattato ($p_e = p_0, M_e < 1$)
- $\beta_n \epsilon_n > \beta_{cr}$
 - adattato (A_e tale per cui $p_e = p_0; M_e > 1$),
 - non adattato semplicemente convergente ($M_t = 1$)
 - non adattato generico (da specificare A_e o $p_e \neq p_0$)

Espansione ugello - caso Adattato

$$\underline{p_e = p_0} \quad \underline{\beta_n \epsilon_n = \frac{p_4^\circ}{p_0} \epsilon_n}$$

applico I principio all'ugello

$$h_4^\circ = h_e^\circ = c_p' T_e + \frac{w_e^2}{2} \rightarrow T_e = T_4^\circ - \frac{w_e^2}{2c_p'} \rightarrow \underline{w_e = \sqrt{2c_p' (T_4^\circ - T_e)}}$$

$$\underline{w_e = \sqrt{2c_p' T_4^\circ \left[1 - \frac{1}{(\epsilon_n \beta_n)^{\frac{\gamma' - 1}{\gamma'}}} \right]} = \sqrt{2\eta_n c_p' T_4^\circ \left[1 - \frac{1}{\beta_n^{\frac{\gamma' - 1}{\gamma'}}} \right]}}$$

$$\text{e } M_e = \frac{w_e}{\sqrt{\gamma' R' T_e}}$$

Espansione ugello - caso Non adattato semplicemente convergente

$$\underline{M_t = 1}$$

$$w_t = 1 \sqrt{\gamma' R' T_t} = \sqrt{\frac{\gamma' R' T_4^\circ}{\frac{\gamma'+1}{2}}}$$

$$\underline{\frac{p_4^\circ}{p_t} = \frac{p_t^\circ p_4^\circ}{p_t p_t^\circ} = \beta_{cr} \frac{p_4^\circ}{p_t^\circ}}$$

Espansione ugello - caso Non-Adattato generale

Dalla congruenza di portate gola/exit trovo il legame tra $\frac{A_e}{A_t}$ e $\frac{p_e}{p_t}$

Prestazioni specifiche - caso Adattato

Spinta specifica

$$I_a = \frac{S}{\dot{m}} = \left(\frac{\alpha + 1}{\alpha} \right) w_e - u$$

Consumo specifico (TSFC)

$$q_s = \frac{\dot{m}_b}{S} = \frac{1}{\alpha I_a}$$

Prestazioni specifiche - caso Non-Adattato (1)

$$I_a = \frac{S}{\dot{m}} = \frac{\dot{m}_e w_e - \dot{m} u + A_e (p_e - p_0)}{\dot{m}} =$$

$$= \left(\frac{\alpha + 1}{\alpha} \right) w_e - u + \underbrace{\frac{A_e (p_e - p_0) \dot{m}_e w_e \gamma'}{\dot{m} \dot{m}_e w_e \gamma'}}_N$$

dove

$$N = A_e (p_e - p_0) \frac{\dot{m}_e w_e \gamma'}{\dot{m} \gamma' \dot{m}_e w_e}$$

Prestazioni specifiche - caso Non-Adattato (2)

considerando che

$$\frac{\dot{m}_e}{\dot{m}} = \frac{\alpha + 1}{\alpha} \quad \dot{m}_e = \rho_e w_e A_e$$

$$w_e^2 = M_e^2 \gamma' R T_e \quad \rho_e R T_e = p_e$$

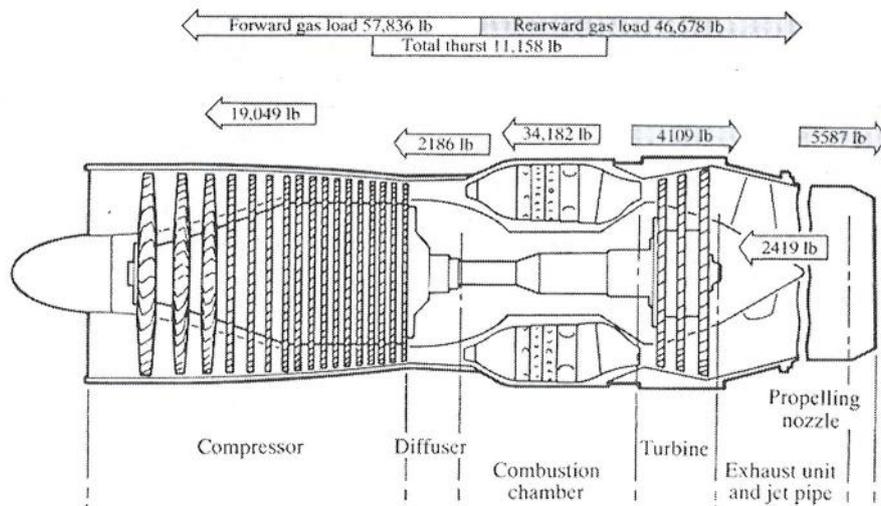
si ha che

$$N = \frac{p_e - p_0}{p_e} \left(\frac{\alpha + 1}{\alpha} \right) \frac{w_e}{\gamma' M_e^2} = \left(\frac{\alpha + 1}{\alpha} \right) w_e \frac{1 - \frac{p_0}{p_e}}{\gamma' M_e^2}$$

per cui

$$I_a = \left(\frac{\alpha + 1}{\alpha} \right) w_e \left(1 + \frac{1 - \frac{p_0}{p_e}}{\gamma' M_e^2} \right) - u$$

Contributo alla spinta dei singoli componenti



Contributo alla spinta dei singoli componenti

valuto la **Stream Force specifica** I_{SF} per la i -esima stazione

$$(I_{SF})_i = \frac{\dot{m}_i}{\dot{m}} w_i \left(1 + \frac{1 - \frac{p_0}{p_i}}{\gamma_i M_i^2} \right)$$

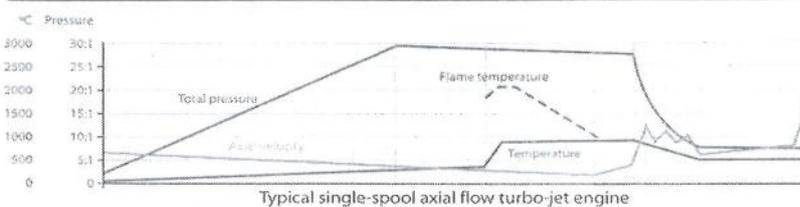
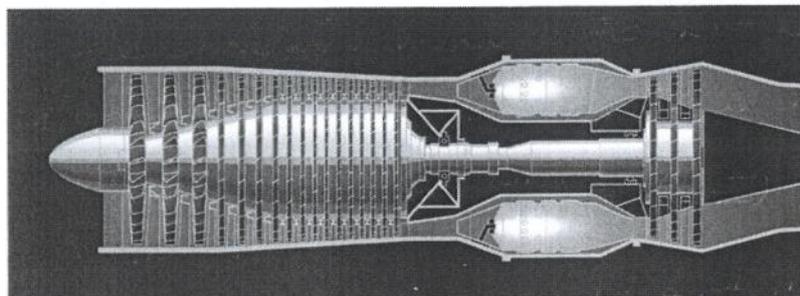
dove, per stazioni interne devo dire quanto vale M_i e

$$w_i = \frac{M_i \sqrt{\gamma_i R_i T_i^{\circ}}}{\sqrt{1 + \frac{\gamma_i - 1}{2} M_i^2}} \quad \frac{p_0}{p_i} = \frac{p_0}{p_i^{\circ}} \left(1 + \frac{\gamma_i - 1}{2} M_i^2 \right)^{\frac{\gamma_i}{\gamma_i - 1}}$$

Esempio: contributo alla spinta specifica del compressore

$$(I_a)_{compressore} = (I_{SF})_2 - (I_{SF})_1$$

Influenza dei parametri sulle prestazioni



Influenza dei parametri sulle prestazioni (2)

- $M_0(z) \rightarrow$ condizioni di volo
- $\beta_c \rightarrow$ compressione (**OPR** - Operating Pressure Ratio)
- $\frac{T_3^\circ}{T_1^\circ} \rightarrow$ riscaldamento (**TIT** - Turbine Inlet Temperature)

Influenza dei parametri sulle prestazioni (3)

in analogia con il ciclo a gas

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

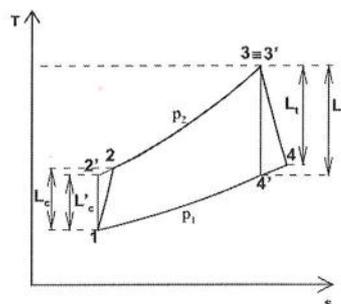
da cui

$$L^* = L_t^* - L_c^* = \frac{w_e^2 - u^2}{2}$$

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

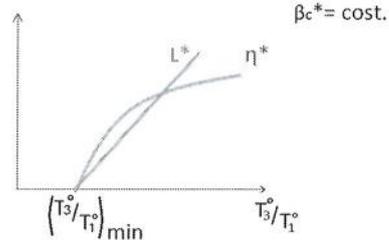
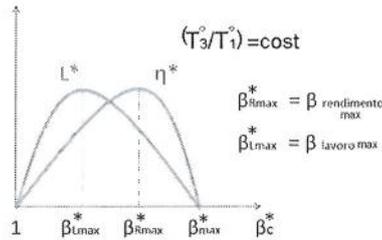
e quindi

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



Influenza dei parametri sulle prestazioni (4)

Ricordiamo come variano le prestazioni del ciclo L^* e η^*



Le prestazioni del turbogetto sono

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

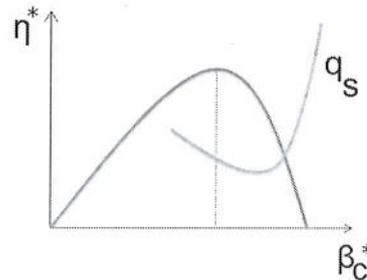
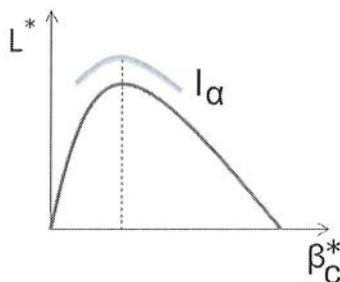
L. Casalino - D. Pastrone 2014/2015

27

$$I_a = \frac{\dot{m}(w_e - u)}{\dot{m}} = w_e - u \Rightarrow w_e = \sqrt{2L^* + u^2} \Rightarrow \sqrt{2L^* + u^2} - u$$

Influenza di β_c sulle prestazioni (5)

Fissato T_3° , z e M_0 , il massimo di I_a si ha quando $\beta_c^* = \beta_{Lmax}^*$. Il minimo di q_s si ha con $\beta_c^* > \beta_{Rmax}^*$ (per $\beta_c^* \approx \beta_{Rmax}^*$, $\eta^* \approx \text{cost}$ mentre L^* scende al crescere di β_c^*). Per ridurre q_s del Turbogetto, a parità di condizioni di volo e T_3° , si useranno β_c maggiori di quelli che si utilizzano nel Turboshaft.



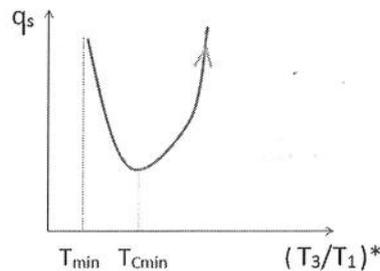
L. Casalino - D. Pastrone

2014/2015

28

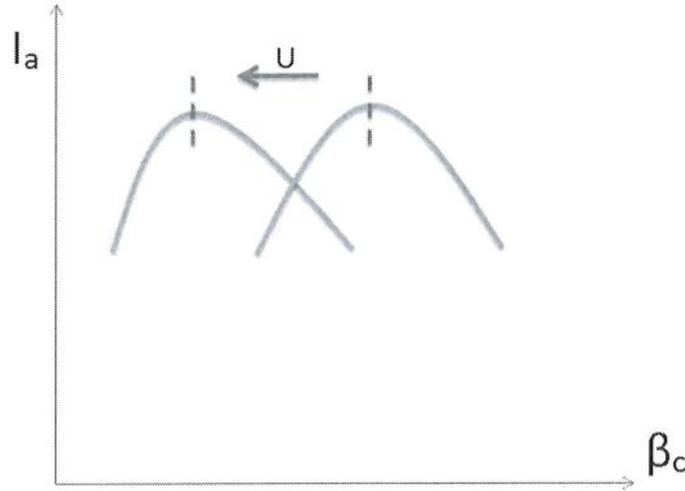
Influenza di T_3^o sulle prestazioni (6)

Fissati β_c^* , z e M_0 , esiste un valore finito di T_3^o che minimizza q_s . Infatti, per alti valori di T_3^o si ha $q_s \rightarrow \infty$ visto che η^* raggiunge un valore asintotico mentre L^* cresce linearmente. Anche per valori di T_3^o dove $L^* \rightarrow 0$ si ha $q_s \rightarrow \infty$.



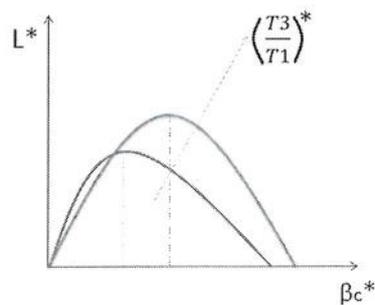
Influenza di u sulle prestazioni (7)

Supponiamo, per semplificare il discorso, di mantenere costante T_3^o/T_1^o . Il valore di β_c^* che massimizza L^* non cambia al cambiare di u . Peraltro $\beta_c^* = \beta_c \beta_d$ dove β_d è il rapporto di compressione dinamica. Al crescere di u cresce la compressione dinamica e quindi il massimo di L^* , ovvero il massimo di I_a , si ottiene con rapporti di compressione β_c più bassi. Si ha un caso limite quando $\beta_c^* = \beta_d$ e quindi $\beta_c = 1$ (conviene cioè eliminare il compressore ossia utilizzare un ramjet).



Influenza di U sulle prestazioni (8)

Supponiamo ora che $T_3^o \equiv \text{cost}$, anziché il rapporto $(T_3/T_1)^*$. Un aumento della velocità di volo u provoca un incremento di T_1 . Di conseguenza, $(T_3/T_1)^*$ e il rapporto di compressione β_c^* , diminuiscono.



Il grafico precedente mostra l'influenza dei parametri di progetto e del Mach di volo sulle prestazioni del Turbogetto. Fissato il *Mach* di volo, ad esempio a un valore pari a $M = 0.85$, ho due parametri liberi che posso ancora variare (**TIT** e **OPR**). Andando a velocità di volo maggiori ($M \uparrow$) le prestazioni peggiorano. infatti, come si nota dalle formule sottostanti, I_a diminuisce mentre q_s aumenta.

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

Studiamo come posso migliorare le prestazioni per far crescere I_a e diminuire q_s -

Tratteremo → Post-Combustione
→ Interrefrigerazione
→ Rigenerazione

Tuttavia i Interrefrigerazione sono grossi e pesanti -

Andando a modificare il ciclo variamo il lavoro ΔL ottenuto e il calore fornito ΔQ -

Questo comporta un diverso Rendimento

$$\eta' = \frac{L + \Delta L}{Q_1 + \Delta Q_1} = \frac{L'}{Q_1'} = \frac{\frac{L}{Q} + \frac{\Delta L}{\Delta Q_1} \cdot \frac{\Delta Q_1}{Q_1}}{1 + \frac{\Delta Q_1}{Q_1}} = \eta \frac{1 + \frac{\Delta L}{\Delta Q_1} \cdot \frac{1}{\eta} \cdot \frac{\Delta Q_1}{Q_1}}{1 + \frac{\Delta Q_1}{Q_1}} \Rightarrow$$

$$\Rightarrow \boxed{\eta' = \frac{1 + \frac{\Delta L}{\Delta Q} \cdot \frac{1}{\eta} \cdot \frac{\Delta Q}{Q}}{1 + \frac{\Delta Q_1}{Q}} \eta}$$

Posso quindi definire un Rendimento Discriminante che determina se le modifiche apportate al ciclo lo migliorano o lo peggiorano, relazionando gli incrementi di ΔL e ΔQ con il rendimento vecchio.

$$\eta_{discr} = \frac{\Delta L}{\Delta Q}$$

$$\underline{\eta_{discr} > \eta \Rightarrow \eta' > \eta \quad \text{||}}$$

$$\underline{\eta_{discr} < \eta \Rightarrow \eta' < \eta \quad \text{||}}$$

Conviene Fornire Calore a Pressioni Elevate

Se fornisco calore ma le variazioni di pressione sono contenute non ottengo molto lavoro.

$$\text{Infatti vale } \eta = \frac{L}{Q_1} = \frac{Q_1 - Q_2}{Q_1}$$

e a parità di calore fornito vorrei che ne ceda di meno all'ambiente.

Dal grafico si osserva che se comprimiamo di meno, spreco più calore.



Sprecando più calore la T_2 della turbina cresce Δ .

Aumenta Q_2 se diminuisco la pressione allora conviene fornire calore a P elevate

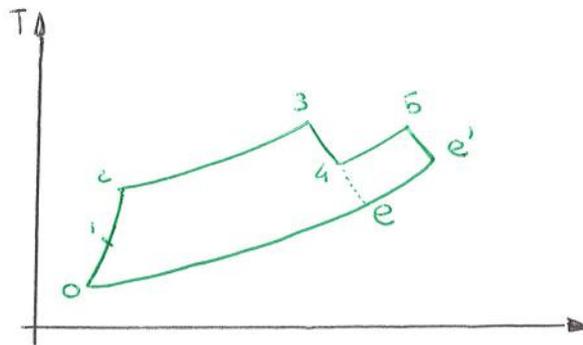
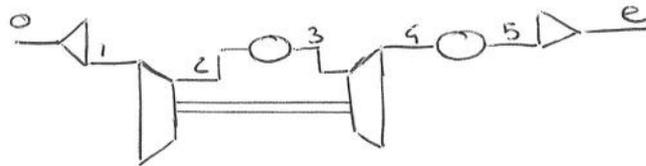
Postcombustione

Avante della turbina metto un Combustore.

È meno efficiente del primo perché
fornisco calore a pressione minore.

Il ciclo si modifica e il lavoro aumenta.

$$\Gamma_t \propto T_5^0 \propto (w_e)^2$$



Vediamo la postcombustione sotto tre punti di vista:

- campo di pressioni
- quantità di moto
- ciclo

Punto di vista del “campo di pressioni” (1)

Abbiamo visto che il convergente fornisce un contributo negativo alla spinta. Peraltro è essenziale per garantire il livello di pressioni all'interno del motore. Per incrementare la spinta bisognerebbe eliminare tale contributo negativo aumentando la sezione di gola senza però alterare il funzionamento (i.e. la portata) del propulsore che precede l'ugello.

Si può ottenere questo diminuendo la densità del fluido a valle della turbina tramite un 'riscaldamento', ovvero facendo avvenire una combustione a valle della turbine (post-combustione). Si noti che è possibile effettuare una post-combustione visto che la combustione a monte della turbina è avvenuta in condizioni sub-stechiometriche.