



Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: 1839A -

ANNO: 2016

A P P U N T I

STUDENTE: Samake Martin

MATERIA: Motori per aeromobili (Appunti + esercizi) 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.**

Summary → Domande e risposte
 di Teoria
 → Commento del
 esercizi

= Motori per Aeromobili =

Questo corso è basato sullo studio di propulsori aerospaziali con elevato rapporto spinta/peso che generano spinta attraverso variazione di Quantità di Moto.

- Studieremo → Esoreattori
 → Endoreattori chimici

Studieremo il comportamento a progetto e fuori progetto : off-design

Introduzione

La spinta si basa sul Terzo Principio di Newton : Azione-Reazione.
 Il missile si "appoggia" sul gas

Per spingere sono necessari una Fonte di energia e un Fluido operativo. Il Fluido operativo può essere ottenuto dall'esterno; Esoreattori dove impongo una piccola accelerazione a tanta aria lavorando con un $\alpha \sim 50$. Se invece prendo il fluido dall'interno ho un Endoreattore dove prendo poco fluido (combustibile solido) e lo accelero molto.

Posso classificare i propulsori:

- Motori Alternativi + Elica o + Elica intubata
- Turbine a Gas : Turbo shaft, Turbojet, Turboprop, Turbofan, Propfa
- Ramjet
- Endoreattori (Rocket)
- Combinati : 2 motori in parallelo o motori che funzionano in parte come endoreattore e in parte come esoreattore.

Evidenzio principali differenze tra Esoreattori e Endoreattori

| Esoreattori | Endoreattori |
|---|--------------------------------------|
| Dimensioni del motore legate al fluido op | Funziona anche in vuoto o sott'acqua |
| - Limiti di spinta | - $\beta_{max} \sim 300$ |
| - $\beta_{max} \sim 50$ | - Spinta/peso elevato |
| - Spinta/peso ~ 10 | - q_s alto |
| - q_s basso | |

Resistenza Addizionale

È una resistenza che si esercita sul condotto virtuale esterno.
Per calcolarne il valore posso valutare la Stream Force o con le pressioni.

$$D_a = \int_0^i (p - p_0) dA_x = SF)_i - SF)_0$$

Questo è un contributo sempre Positivo e vale sia per le condizioni di decollo dove $M=0$ con il condotto aspira aria e il condotto esterno è convergente

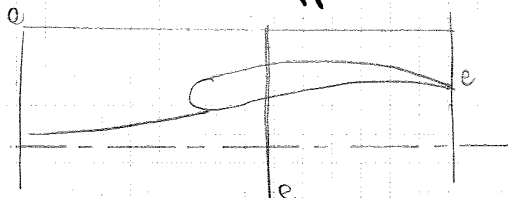
Richiamo di Portata $\Rightarrow P \downarrow$

Se invece sono in volo e $M_0=0,8$ e devo scendere a $M=0,6$ per il compressore, il tubo di flusso è divergente

Rifiuto di Portata $\Rightarrow P \uparrow$

Questo vale anche per le prese supersoniche.

È possibile dimostrare che il contributo della Row Drag può essere compensato dalla resistenza che esercita la caventatura esterna considerando un opportuno tubo di flusso.



$$S = SF)_e - SF)_0$$

È opportuno valutare tutti i contributi se voglio la spinta total considerando anche la coda del propulsore e la scia che sono a sfavore.

Forza Propulsiva Netta

$$\bar{F}_N = S_{INT} - F_{nac} = S + F_{post} - D_{nac}$$

Devo valutare i vari contributi.

fa il Ciclo di Humprey se la combustione è a volume costante - conviene Bruciare a volume costante

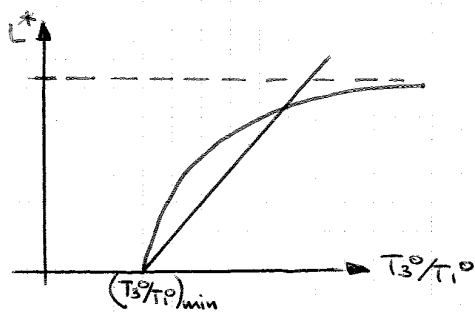
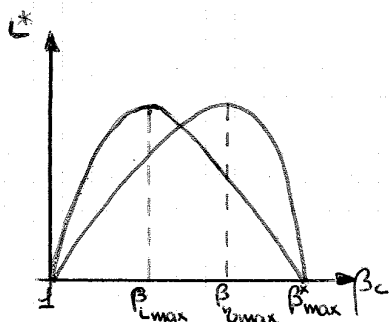
Per il Propulsore si possono avere diverse configurazioni che però hanno base comune: Compressore, Combustore, Turbina - Poi posso avere ugelli, prese ecc -

La differenza del Ciclo Bryton dal Ciclo di Carnot impone

$$\eta_{\text{Bryton}} = 1 - \frac{T_{\text{cold}}}{T_{\text{end.compr}}} < \eta_{\text{Carnot}}$$

se valuto il caso ideale, dovrò poi aggiungere le varie perdite che abbassano ulteriormente il rendimento -

Abbiamo già visto l'andamento delle prestazioni del ciclo nel caso reale, al variare di β_2 e T_3°/T_1°



Dove l'asintoto del η^* al variare di T_3°/T_1° è legato a η_c nel caso ideale - Con * si indicano le grandezze relative al ciclo

Prestazioni specifiche e Rendimenti

Trattando le prestazioni a progetto, on-design, l'obiettivo è la Spinta allora considero

Spinta Specifica

$$I_a = \frac{S}{\dot{m}}$$

dove se ho flusso separato caldo e freddo posso scomporre i contributi

$$I_{af} = \frac{S}{\dot{m}_f} \quad I_{ac} = \frac{S}{\dot{m}_c}$$

se sono entrambi noti allora I_{af} mi dà le dimensioni del motore mentre I_{ac} il consumo - Infatti ho

Consumo Specifico

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

Prese d'Aria - Introduzione e Prestazioni

È un componente che deve far funzionare bene il motore a qualunque velocità di volo e quota. I componenti critici che necessitano di un particolare Mach sono il Compressore $M \approx 0,4 \div 0,7$ e il Combustore $M \approx 0,2$.

Il Combustore è molto esigente perché, scaldando, il flusso accelera e perde in pressione totale. Se accelera troppo allora è meglio bruciare a velocità basse così ho meno perdite in pressione.

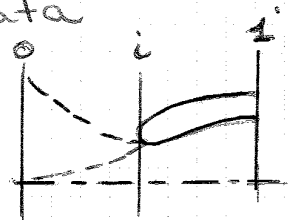
Alla presa si richiede di fornire aria al Compressore a un determinato Mach, senza perdite elevate e eccessivo peso.

I parametri per valutare le prestazioni sono:

Efficienza e Coefficiente di Portata

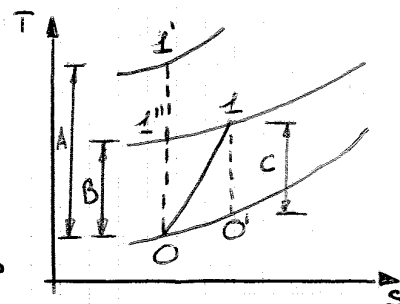
Possiamo definire le sezioni di riferimento

- Richiamo (Take-Off) - Rifiuto (crociera)



Nelle condizioni di Rifiuto ho sempre compressione mentre in Richiamo, prima espando e poi comprimiamo.

Tracciare il ciclo della presa ho il punto $1'$ che sarebbe la compressione isentropica ed è punto di arresto isentropico. Se la compressione non è isentropica ho il punto di arresto vero alla pressione P_1^0 e posso identificare $1''$.



È possibile stimare la bontà della compressione con

Ram Efficiency $E_d = \frac{P_1^0}{P_0^0} \quad (2)$

Ma per una presa che funziona molto male si ha $P_0 = P_1^0$ e quindi dissipa tutta l'energia cinetica.

In un altro esempio, se Mo è piccolo ho E_d elevati infatti:

$$E_d = \frac{P_0}{P_0^0} = \frac{1}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Mo^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$$

e questo può ingannare e far pensare che ho E_d alti ma in realtà non è così

14

Posso poi studiare la portata smaltita definendo

Coefficiente di Portata $\varphi_d = \frac{\dot{m}_{\text{Reale}}}{\dot{m}_{\text{Reference}}}$

Indicando le sezioni della presa con A_0 e A_i definendo come portata di riferimento la portata che entrerebbe nella presa se questa non ci fosse, facendo il tubo di flusso orizzontale con area A_i e resistenza addizionale nulla. Allora

$$\dot{m}_{\text{REF}} = \rho_0 A_i U$$

$$\dot{m}_{\text{Real}} = \rho_0 A_0 U = \rho_0 W_i A_i$$

Da cui

$$\varphi_d = \frac{A_0}{A_i}$$

$$\begin{cases} \varphi_d > 1 \Rightarrow \text{Richiamo} \\ \varphi_d < 1 \Rightarrow \text{Rifiuto} \end{cases}$$

Prese Supersoniche a Compressione Esterna

Trattando le prese supersoniche bisogna valutare le perdite dovute alle onde d'urto - Si trascurano invece e separazioni

Presa tipo Pitot



Tubo divergente con bordo d'attacco aguzzo. Con questa presa si ha un tubo retto adiabatico.

Progetta la presa in modo da avere resistenza addizionale nulla, quindi flusso dalla presa lo tubo di flusso retto.

Il divergente dovrà funzionare con un flusso subsonico quindi l'urto dovrà avvenire al bordo d'attacco, altrimenti il flusso ancora supersonico, accelererebbe nella presa.

I parametri di progetto sono il M_0 di volo prestato a progetto e il M_1 richiesto dal compressore on-design.

Dovrò quindi definire la sezione A_i di ingresso e il rapporto A_1/A_i - quindi le prestazioni -

$$M_0 > 1$$

$$M_1 < 1$$

funzionamento critico - È il funzionamento di progetto con un vortice al bordo d'attacco e $\varphi_d = 1$.

Funzionamento Supercritico un certo intervallo e per una porzione di divergente il flusso continua ad accelerare espandendosi.



Ora studio separatamente gli effetti di Manetta e Modulo.

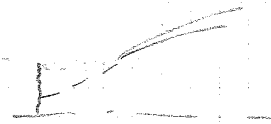
Variatione della Manetta a M_0 costante

Variare la Manetta significa variare M_1 . Valgono

$$f(M_1) \propto \frac{\sqrt{T_1^0} \dot{m}}{P_1^0} \propto \frac{\dot{m}}{P_1^0} \quad \text{per fluss. adiabatico } T_1^0 = T_0^0$$

$$E_d = f(M_1 \text{ a monte dell'urto})$$

Caso Subcritico



In questo caso diminuisce la portata corrente richiesta dal motore e quindi diminuisce M_1 . Avrò quindi un $M_1 < M_{1,0}$ di progetto.

$$\hookrightarrow f(M_1) < f(M_1)_0 \Rightarrow$$

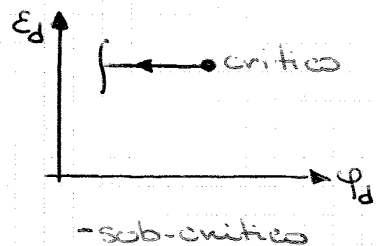
$$\left(\frac{\dot{m}}{P_1^0} < \left(\frac{\dot{m}}{P_1^0} \right)_0 \right)$$

Per realizzare questo posso abbassare la portata o aumentare la pressione P_1^0 . Questa però sarà al valore massimo quindi se voglio diminuire M_1 devo diminuire la portata e lavorare in condizioni di rifiuto.

$$\dot{m} \downarrow \Rightarrow \varphi_d < 1$$

È utile rappresentare $E_d = f(\varphi_d)$.

Si può osservare che più rifiuto, più \dot{m} muove a sx sulla retta - del subcritico



perché mantengo $E_d = \text{cost}$ e diminuisco φ_d .

Posso rifiutare finché non ho problemi sulla presa e le perdite sono troppo forti, possono nascere problemi di distacco dal bordo d'attacco. Inoltre la resistenza addizionale aumenta quindi ho il limite.

Il modello dovrà fornire le perdite in termini di ϵ_d nelle condizioni peggiori di volo. Questo sarà funzione di M_o di volo, M_i all'ingresso presa, \tilde{D}_a resistenza adimensionata e γ .

$$\epsilon_d = f(M_o, M_i, \tilde{D}_a, \gamma)$$

Per costruire la funzione parto dall'espressione della Resistenza addizionale

$$\underline{D_a = SF|_i - SF|_o = (\tilde{P}_i - P_o)A_i - (\tilde{P}_o - P_o)A_o} \quad \begin{cases} \tilde{P}_i = P_i (1 + \gamma M_i^2) \\ \tilde{P}_o = P_o (1 + \gamma M_o^2) \end{cases}$$

Può essere utile adimensionarla dividendo per una forza ovvero una pressione per un'area, usando pressioni e aree note: P_o ambiente e A_i sezione di ingresso.

$$\boxed{\tilde{D}_a = \frac{D_a}{P_o \cdot A_i} = \frac{P_i}{P_o} (1 + \gamma M_i^2) - \frac{A_o}{A_i} (1 + \gamma M_o^2) - 1} \quad (3)$$

Dalla conservazione delle portate vale

$$\dot{m} = \rho \omega A = \frac{P}{RT} \omega A = \frac{P}{\sqrt{RT}} \frac{\sqrt{\gamma}}{\sqrt{\gamma RT}} \dot{M} A = \frac{P}{\sqrt{RT}} \sqrt{\gamma} M A$$

ma il flusso è adiabatico a T^o cost \Rightarrow uso T^o e ottengo

$$\boxed{\dot{m} = \frac{P}{\sqrt{RT^o}} \cdot \sqrt{\gamma} M \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_o^2\right)^{\frac{1}{2}} \cdot A}$$

Essendo la portata costante la sezione generica interna alla presa sarà

$$\boxed{A \propto \frac{1}{\rho M \sqrt{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_o^2}}}$$

Sfruttando questa relazione e sostituendo nella (3)

$$\boxed{\frac{A_o}{A_i} = \varphi_d = \frac{P_i M_i}{P_o M_o} \sqrt{\mu}} \quad \text{con } \mu = \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_o^2} \quad \text{da cui}$$

$$\tilde{D}_a = \frac{P_i}{P_o} (1 + \gamma M_i^2) - \frac{P_i}{P_o} \gamma M_o M_i \sqrt{\mu} - 1 \quad \text{allora}$$

$$(4) \quad \boxed{\epsilon_d = \frac{P_i^o}{P_o^o} = \frac{P_i}{P_o} \mu^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \frac{(1 + \tilde{D}_a) \mu^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{1 + \gamma M_i^2 - \gamma M_o M_i \sqrt{\mu}}}$$

In un caso critico con $M_o = 0, M_i = 1, \tilde{D}_a = 0 \Rightarrow$ Decollo

$$\boxed{\epsilon_{d \min} = \frac{\left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{1+\gamma} \sim 0.8 (0.9)}$$

IL flusso vede un'area minima A_{min} ma la presa, rispetto all'indisturbato a monte ha la stessa area di ingresso del Pitot A_i . La rampa è caratterizzata da un angolo δ . A seconda del M di volo R_0 l'urto obliquo.

Risolvendo la relazione fra urto e rampa R_0 3 soluzioni:

- 1) Impossibile
- 2) Urto Forte
- 3) Urto Debole

Si... un urto Debole così da comprimere poco, quanto basta per avere M valle urto corretto.

La soluzione migliore sarebbe comprimere a monte senza perdite ma fuori progetto da grossi problemi.

Usando una sola rampa a geometria fissa scatta un urto obliquo con angolo δ .

Il flusso è tracciato a partire dal bordo d'attacco con inclinazione parallela alla rampa fino all'urto, prima è indisturbato quindi retto.

Se l'urto ha $\sigma = \sigma_d$ allora $A_0 = A_i$ altrimenti R_0 è fuori di portata.



A valle dell'urto obliquo R_0 comunque l'urto retto della presa di Pitot

On-design

In queste condizioni avrà $D_a = 0$ ma quando l'urto obliquo va sul labbro interagisce con lo strato limite e da problemi quindi non è opportuno che $\sigma = \sigma_0$ ma vicino. Per semplicità però tratto come se $\sigma = \sigma_d$. Vale inoltre a progetto $\varphi_d = 1$ e $M_{0d} > 1$, $M_{0d} < 1$.

Devo quindi ricavare δ , L , A_{min} , A_1 , A_i e E_d .

Per le aree sarà sufficiente ricavarne una e poi posso trovare le altre con la conservazione della portata.

Cercerò poi il minimo $E_d/0$ ma

$$E_d = E_{dNS} \cdot E_{dOS} = f(\delta, M_{0d})$$

NS normal shock
OS oblique shock

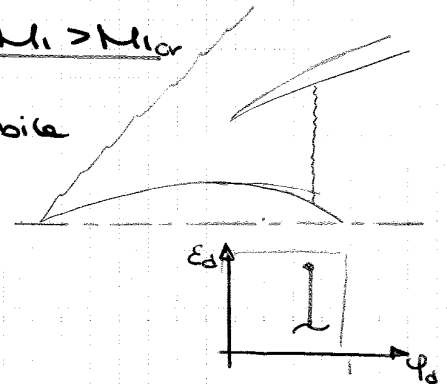
Conseguenza diminuisce anche φ_d - Si vede quindi il punto di portata e per farlo serve un urto esterno. Quello retto esce

Supercritico

Il motore richiede una portata corretta maggiore

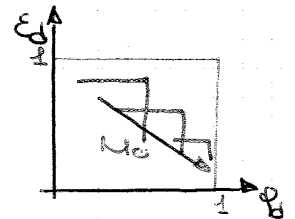
$$\frac{m}{P_i^0} > \left(\frac{m}{P_i^0}\right)_{cr} \Rightarrow f(M_1) > f(M_{1,cr}) \Rightarrow M_1 > M_{1,cr}$$

In un flusso supersonico non è possibile il richiamo quindi la portata è costante mentre diminuisce P_i^0 e di conseguenza E_d - Quindi l'urto entra nel divergente.



Velocità Mo di volo

All'aumentare del M_0 gli urti diventano più forti quindi E_d massimo diminuisce, inoltre si riduce l'inclinazione dell'urto obliquo e φ_d max aumenta fino a raggiungere $\frac{\pi}{2}$ - Quindi all'aumentare del M_0 di volo il punto critico si sposta in basso a destra fino alla condizione limite $\varphi_d = 1$



Per M_0 bassi ($M_0 < M_{0,c}$) non si forma l'urto obliquo ma un urto retto/obliquo esterno alla presa e le prestazioni sono quelle del Pitot.

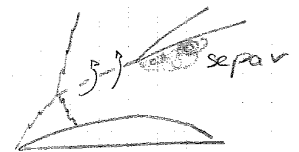


Attraverso le relazioni dell'urto obliquo, dato M_0 e δ , si calcola σ . È possibile ricavare $\varphi_{d,cr}$ massimo per quel M_0 di volo

$$\varphi_{d,cr} = \frac{P_0}{P_i} = \frac{\cot \delta - \cot \sigma}{\cot \delta - \cot \sigma}$$

Instabilità in Funzionamento Subcritico - Bozzing

La pressione totale del fluido che attraversa un solo urto è minore di quella fra due urti - Il flusso ha velocità diverse e si forma uno strato vorticoso che riduce la sezione utile di ingresso - Aumenta il riflutto e l'urto retto si sposta a monte - Visto che lo strato vorticoso non arriva più nella zona del labbro della presa, lo strato limite si



2.3 Prese d'aria supersoniche a compressione interna (cfr Hill Peterson pg 227-233)

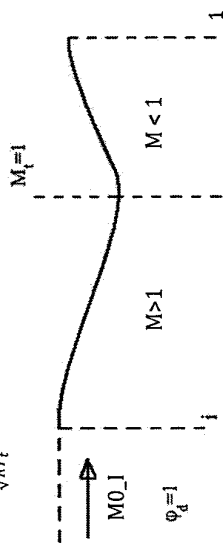
Prof. D. Pastrone - Motori per aeromobili AA 2014-15 - Prese Supersoniche a Compressione Interna

- Prese d'aria Prese d'aria supersoniche a compressione interna convergente/divergente 3

PRESA SUPERSONICA CONVERGENTE-DIVERGENTE (CD)

Si usa un condotto convergente divergente per rallentare il flusso da supersonico a subsonico (reversed-nozzle). A dato Mach di volo di progetto (M_0, J), esiste una geometria A_t/A_i che permette una compressione "isentropica" del flusso. Il flusso è supersonico nel convergente, sonico in gola e subsonico nel divergente. Esiste una data manetta (portata corretta in 1) che realizza questo funzionamento ($M_t=1 \rightarrow$ FUNZIONAMENTO CRITICO)

$$\frac{p^0 A_i}{\sqrt{RT_i}} f(M_0) = \frac{p^0 A_t}{\sqrt{RT_t}} f(M_t) \rightarrow (A_t/A_i)_{CD} = f(M_t)/f(M_0) = f(1)/f(M_0)$$



Prof. D. Pastrone - Motori per aeromobili AA 2014-15 - Prese Supersoniche a Compressione Interna

2.3.1 Funzionamento «isentropico»

Prof. D. Pastrone - Motori per aeromobili AA 2014-15 - Prese Supersoniche a Compressione Interna

- Prese d'aria Prese d'aria supersoniche a compressione interna convergente/divergente 4

L'idea è buona ma ci sono notevoli problemi

- Funzionamento in un ampio campo di Mach di volo
 - Interazione urti/strato limite (non trattato)
 - Instabilità di funzionamento (non trattato)
- Nel seguito, come fatto prima, considereremo solo le perdite legate agli urti.

La presa, in volo supersonico, ha un funzionamento che dipende da

- Geometria
- Funzionamento motore (portata corretta in 1)
- Mach di volo
- Innesco/Disinnesco
 - Presa disinnescata (UNSTARTED) = presenza di urto retto esterno, rifiuto di portata
 - Presa innescata (STARTED) = assenza di urto retto esterno, portata massima

Prof. D. Pastrone - Motori per aeromobili AA 2014-15 - Prese Supersoniche a Compressione Interna

Instabilità dell'urto nel convergente

9

• Prese d'aria supersoniche a compressione interna convergente/divergente

INNESCO: presa alla Kantrowitz-Donaldson (KD)

Per innescare la presa devo riuscire a portare l'urto sulla bocca (sezione A1). L'urto nel convergente infatti è instabile e, una volta che sia all'ingresso presa, potrà facilmente portarlo all'interno (nel divergente). Chiamiamo M0_II il valore per cui l'urto è sulla bocca per una data geometria e Mt=1. La presa che, a dato Mach di volo di progetto, ammette un urto retto sulla sezione di ingresso con Mt=1 si dice alla Kantrowitz-Donaldson. Essa potrà essere innescata con il solo uso della manetta per M0 >= M0_II. Il rapporto di aree sarà adesso:

$$\frac{p_0 A_1}{\sqrt{RT_1}} f(M_0) = \frac{p_0^* A_1}{\sqrt{RT_1^*}} f(M_t) \rightarrow (A_t/A_1)_{KD} = \frac{p_0^* f(M_0)}{p_t^* f(\alpha)}$$

NB: una data geometria può avere, in condizioni critiche (Mt=1) funzionamento isentropico (M0_I) o con urto sulla bocca (M0_II). Viceversa per ogni Mach e Mt=1 ho At/A1 per il caso CD e per il caso KD

Prof. D. Pastrone - Motori per aeromobili AA 2014-15 - Prese Supersoniche a Compressione Interna

Instabilità dell'urto nel convergente

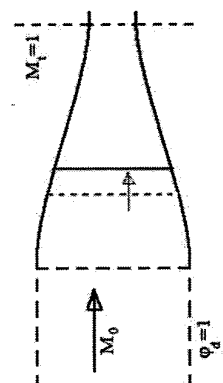
11

• Prese d'aria supersoniche a compressione interna convergente/divergente

INSTABILITA' DELL'URTO NEL CONVERGENTE

Ipotizziamo che ci sia un urto nel convergente, che il funzionamento motore sia fissato in modo che Mt=1.

Supponiamo che per una perturbazione l'urto si muova verso la sezione di gola. La pressione totale in gola aumenta, facendo aumentare la portata che passa in gola. Si noti che la portata che entra nella presa non è cambiata (moto non stazionario). Si determina una depressione che attrae ancor più a valle l'urto.

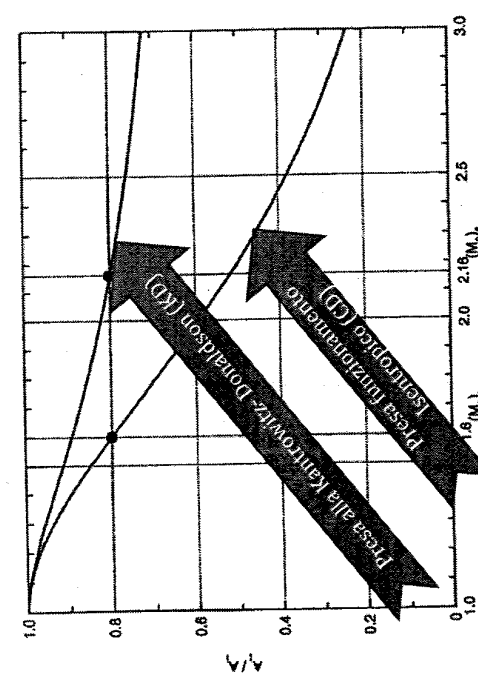


Prese d'aria supersoniche a compressione interna

10

• Prese d'aria supersoniche a compressione interna

curve di A1/A* per il caso isentropico e per il caso: (NS @ lip & Mt = 1) indicazione del dato n° di Mach, (M0_I) e (M0_II), estremi del taglio @ A1/A* = 0.6



Prof. D. Pastrone - Motori per aeromobili AA 2014-15 - Prese Supersoniche a Compressione Interna

Prese d'aria supersoniche a compressione interna convergente/divergente

12

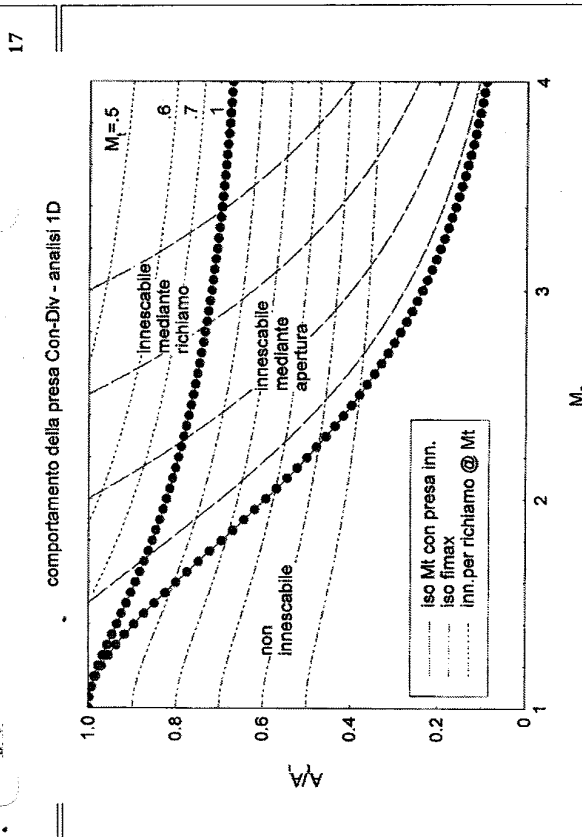
• Prese d'aria supersoniche a compressione interna convergente/divergente

PRESTAZIONI PRESA ALLA KD

Una volta che l'urto è sulla bocca esso può essere ingoiato → a pari M1 finisce in sezione nel divergente ove A=Ai. Dopo di che, riducendo M1 l'urto può essere portato verso la gola per ridurre l'intensità dell'urto. Si noti però che adesso la gola è più larga che non il caso isentropico. In gola c'è un Mt > 1. Vero è che Mt < M0. Possiamo vederlo come una presa Pitot critica che vede il flusso rallentato dal convergente.

DISINNESCO

Se l'urto giunge troppo vicino alla gola, una qualunque perturbazione può determinarne l'espulsione dalla presa stessa, che si disinnesca. Senza aver mutato la manetta (parità di portata corretta nella sezione 1=uscita presa) la presa rifiuta portata e torna ad avere prestazioni della presa Pitot critica.



Prof. D. Pastrone - Motori per aeromobili AA 2014-15 - Prese Supersoniche a Compressione Interna

19

Prese d'aria
Prese d'aria supersoniche a compressione interna
Funzionamento off-design

FUNZIONAMENTO IN OFF-DESIGN

Analizziamo il funzionamento di una presa CD di assegnata geometria

Premessa: in quanto segue terremo conto solo delle perdite di pressione totale determinate dagli urti. Inoltre ricordiamo ancora una volta che, a fissata geometria della presa e Mach di volo, le condizioni di funzionamento dipendono dalla regolazione del motore.

Determinazione di M0I e M0II

Supponiamo che sia assegnata la geometria della presa: in particolare sarà assegnato il rapporto di aree A_t/A_i e il rapporto di aree A_t/A_1 .

Supponendo di avere un flusso adiabatico e reversibile nel convergente, dalla conservazione della portata (si conservano sia la temperatura totale che la pressione totale)

$$A_t/A_i = f(M_i) / f(M_t)$$

Ipotizzando poi di volere la gola sonica avremo

$$A_t/A_i = f(M_i) / T$$

Risolviendo questa equazione troviamo due soluzioni, una supersonica (M_i^*) ed una subsonica (M_i^*). Questi valori permettono di ricavare i due Mach di volo supersonico di nostro interesse, ovvero

$$M_{0I} = M_i^* > 1 \text{ (caso isentropico)}$$

$$M_{0II} = \text{Mach che determina a valle di un urto retto } M_i^* < 1 \text{ (Normal Shock @ lip e } M_t = 1, \text{ presa alla Kantrowitz-Donaldson)}$$

Prof. D. Pastrone - Motori per aeromobili AA 2014-15 - Prese Supersoniche a Compressione Interna

2.3.3 Funzionamento e prestazioni off-design della presa convergente-divergente

Prof. D. Pastrone - Motori per aeromobili AA 2014-15 - Prese Supersoniche a Compressione Interna

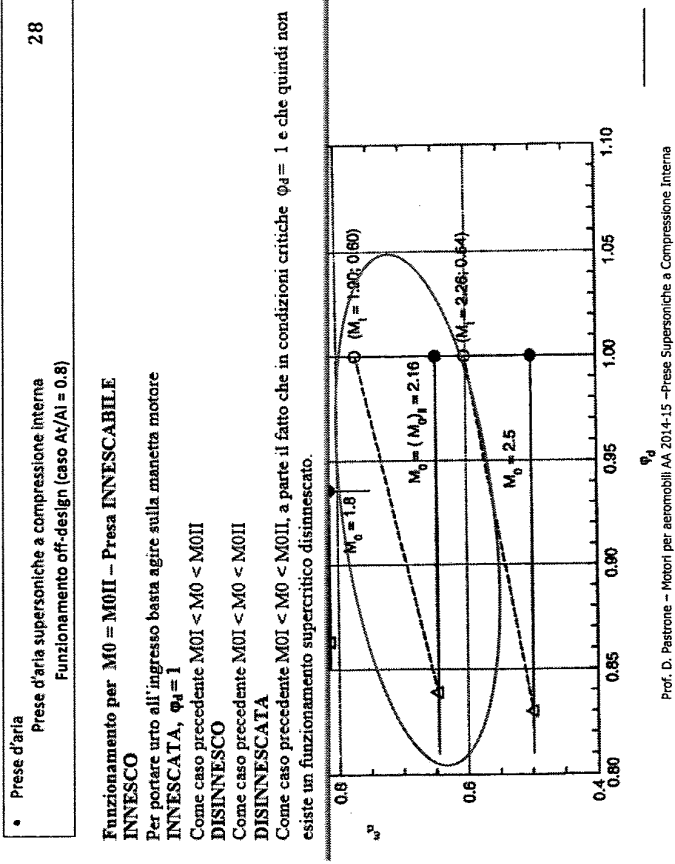
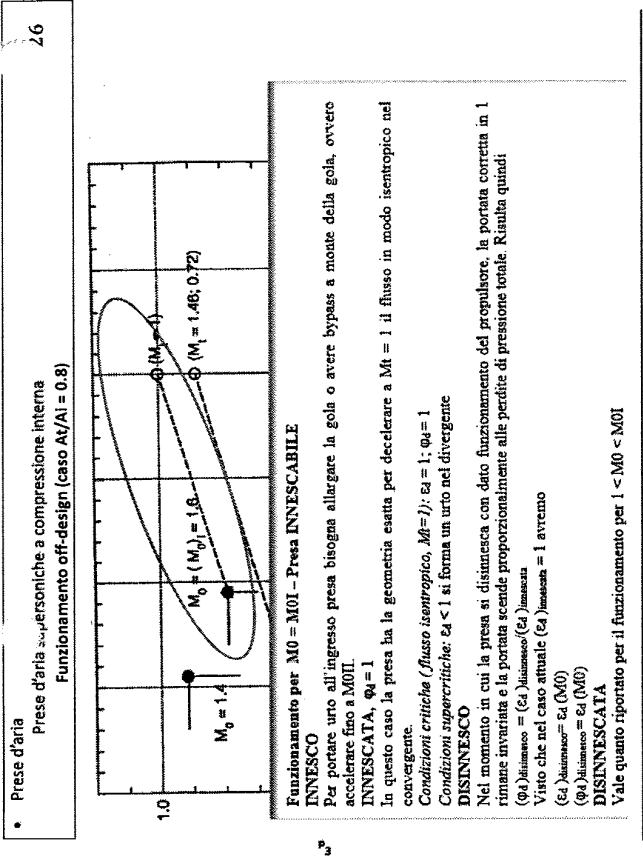
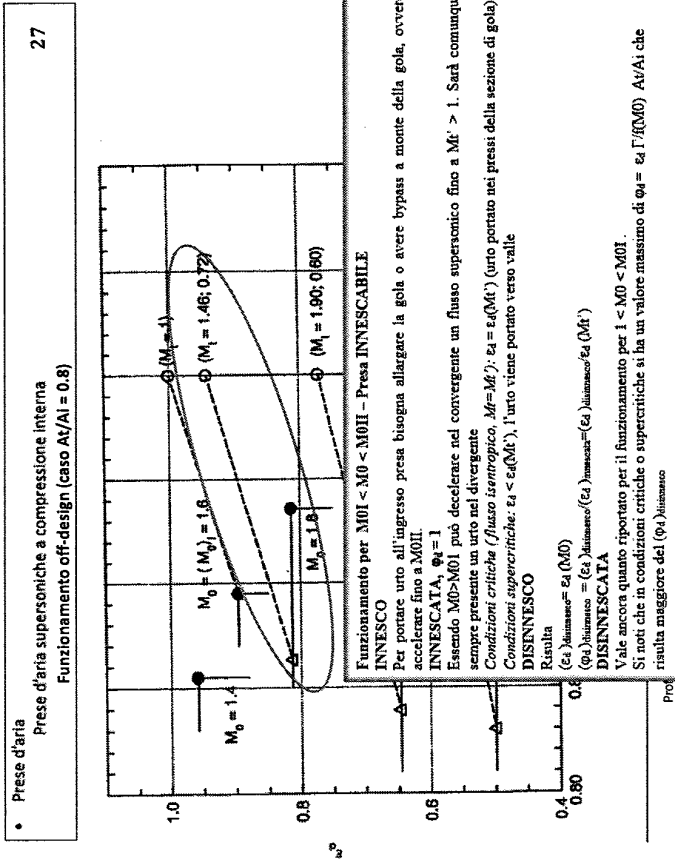
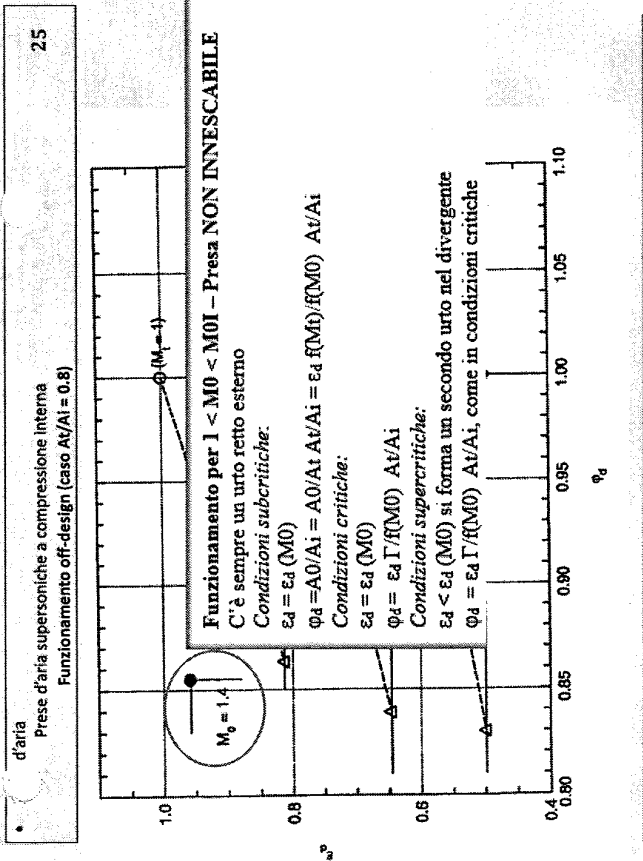
20

Prese d'aria
Prese d'aria supersoniche a compressione interna
Funzionamento off-design

curve di A_t/A_i per il caso isentropico e per il caso: (NS @ lip & $M_t = 1$)
Indicazione del due n° di Mach, (M_0) e (M_0^*), estremi del taglio @ $A_t/A_i = 0.8$

A/A^*
 M_0
 1.0
 0.8
 0.6
 0.4
 0.2
 0
 1.0
 1.5
 1.6
 2.0
 2.16
 2.5
 3.0

Prof. D. Pastrone - Motori per aeromobili AA 2014-15 - Prese Supersoniche a Compressione Interna

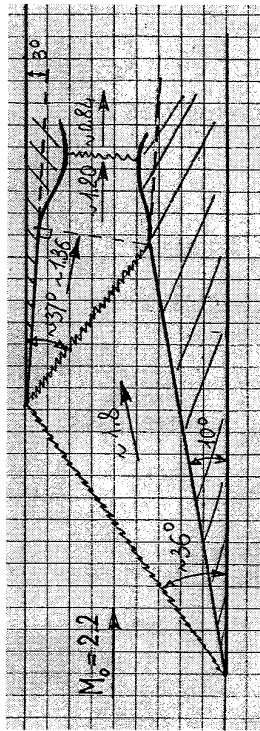


• Prese d'aria
Prese d'aria supersoniche a compressione mista

5

Esempio

Ecco un esempio di una presa composta da una presa CD alla KD, preceduta da due urti obliqui (rampa a 10 gradi + labbro presa a 3 gradi (nella seconda compressione il flusso vede quindi una deviazione di 13 gradi). Grazie alla presenza di una pre-compressione, la presa KD vede un Mach di volo più basso (circa 1.36, contro i 2.2 di volo) e si riduce il problema dell'innescio. La presa ha $\phi_d = 1$ e $\epsilon_d = 0.946$. Se si disinnescia l' ϵ_d scende a 0.923.



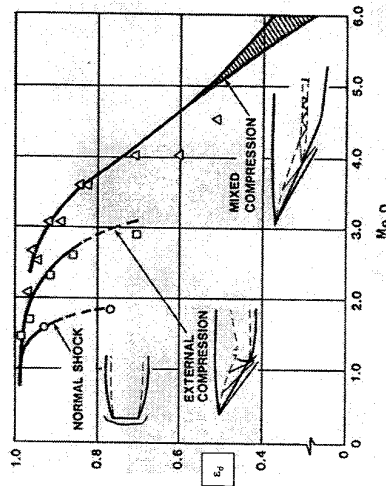
Prof. D. Pastrone - Motori per aeromobili AA 2014-15 - Prese Supersoniche a Compressione Mista

• Prese d'aria
Prese d'aria supersoniche a compressione mista

7

Confronto prestazioni delle varie prese

Possiamo ora confrontare i benefici che possiamo avere rispetto alle prese Pitot e a compressione esterna



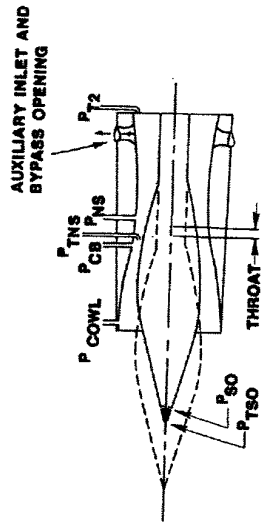
Prof. D. Pastrone - Motori per aeromobili AA 2014-15 - Prese Supersoniche a Compr. Mista

• Prese d'aria
Prese d'aria supersoniche a compressione mista

6

Controllo della presa

Per avere valori accettabili di ϵ_d e contenute dimensioni carenatura e resistenza, questa tipologia di prese diventa necessaria per $M > 2.5$. Per adattare la presa alle varie condizioni di volo si rende necessario un controllo della geometria e/o uso di bypass. Opportune misure di pressione rendono possibile comprendere le condizioni del flusso per permettere il controllo della presa.



a) Control pressure measurements.

Prof. D. Pastrone - Motori per aeromobili AA 2014-15 - Prese Supersoniche a Compressione Mista



Prof. D. Pastrone - Motori per aeromobili AA 2014-15 - Prese Supersoniche a Compressione Mista

5

Prese d'aria subsonica
Dimensionamento carenatura

Area massima A_c

Prof. D. Pastrone - Motori per aeromobili AA 2014-15 - Prese subsoniche

6

Prese d'aria subsonica
Dimensionamento carenatura

Analizziamo come dimensionare la carenatura per evitare che ci siano separazioni all'esterno. Si tratta di trovare il miglior compromesso per:

- Evitare la separazione esterna;
- Limitare dimensioni e peso.

Eguagliamo forza sulla carenatura D_c e resistenza addizionale D_a Scriviamo la D_a nel caso di flusso incomprimibile

$$\begin{cases} D_a = \dot{m}w_i + A_i(p_i - p_0) - \dot{m}u \\ p_i - p_0 = \frac{1}{2} \rho(u^2 - w_i^2) \\ D_a = \rho w_i^2 A_i + \frac{1}{2} \rho A_i (u^2 - w_i^2) - \rho u w_i A_i \end{cases}$$

$$D_a = \frac{1}{2} \rho A_i (u - w_i)^2 = \frac{1}{2} \rho A_i u^2 \left(1 - \frac{w_i}{u}\right)^2$$

Prof. D. Pastrone - Motori per aeromobili AA 2014-15 - Prese subsoniche

7

Prese d'aria subsonica
Dimensionamento carenatura

La forza che agisce sulla carenatura è esprimibile tramite una pressione relativa media che agisce sulla superficie $A_c - A_i$

$$\begin{cases} D_c = (\overline{p_0 - p_c})(A_c - A_i) \\ \overline{p_0 - p_c} = \sigma(p_0 - p_{min}) \\ p_0 - p_{min} = \frac{1}{2} \rho(w_{max}^2 - u^2) \end{cases}$$

Il parametro $0 < \sigma < 1$ dipende dalla forma della carenatura. C'è un punto sulla carenatura in cui si raggiunge p_{min} e la velocità massima w_{max} .

$$D_c = \sigma \frac{1}{2} \rho u^2 \left(\frac{w_{max}^2}{u^2} - 1\right) (A_c - A_i)$$

Prof. D. Pastrone - Motori per aeromobili AA 2014-15 - Prese subsoniche

8

Prese d'aria subsonica
Dimensionamento carenatura

Eguagliando la resistenza addizionale alla forza sulla carenatura avremo

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

avendo introdotto il coefficiente di pressione $C_p = \frac{p_0 - p_{min}}{\frac{1}{2} \rho w_{max}^2} = 1 - \left(\frac{u}{w_{max}}\right)^2$

$$\frac{A_c}{A_i} = f\left(\frac{w_i}{u}, \frac{w_{max}}{u}, \sigma\right)$$

NB: SOLO NEL CASO INCOMPRESSIBILE

$$\varphi_d = \frac{\dot{m}_{reale}}{\dot{m}_{rif}} = \frac{\rho_i w_i A_i}{\rho_0 u A_i} = \frac{w_i}{u}$$

NEL CASO COPRIMIBILE fare riferimento alla sezione A_0 , per cui si ha:

$$\varphi_d = \frac{\rho_0 u A_0}{\rho_0 u A_i} = \frac{A_0}{A_i}$$

Prof. D. Pastrone - Motori per aeromobili AA 2014-15 - Prese subsoniche

PROGRAMMA RELATIVO A ESOREATTORI

FONDAMENTI : richiami (files in Appendici)

- La spinta netta standard e la resistenza addizionale.
- Prestazioni: ciclo, prestazioni specifiche e rendimenti
- Descrizione componenti e propulsori

COMPONENTI

- Prese d'aria
 - Prese per volo supersonico (D'hot, compressione esterna, interna e mista)
 - Prese per volo subsonico
- Combustore (cenni)

fatto

Vedremo dopo

adesso

INTRODUZIONE ALLE PRESTAZIONI FUORI PROGETTO

PROPULSORI AERONAUTICI (NB: per la parte on-design vedi files in Appendici)

- Turbohaft
 - On-design (parametri di progetto e scelta)
 - Off-design (caso mono e bialbero (funzionamento e prestazioni))
- Turbojet
 - On-design (caso mono e bialbero)
 - Off-design (caso mono e bialbero)
- Turbofan
 - On-design (flussi separati)
 - Off-design (flussi separati)
- Turboprop
 - On-design (cenni)
 - Off-design (cenni)
- Ramjet
 - On-design (Flusso di Rayleigh)
- Accoppiamento presa/turbojet e presa/ramjet

1

Prof. D. Pastore - Motori per aeromobili AA 2014-15 - Off-design: introduzione

- Prestazioni Off-Design
Introduzione

3

INTRODUZIONE

Supponiamo ora di avere tutte le informazioni necessarie relative ai vari componenti motore. Si parla di condizioni fuori progetto (Off-design) se variano, rispetto al punto di progetto:

- Le condizioni ambiente
- La velocità di volo
- Manetta/manette
- Geometria di uno o più componenti
- L'attivazione di dispositivi quali quelli per temporaneo aumento della spinta

Sarà importante vedere

- Il funzionamento
- Le prestazioni

Si fa uso di parametri adimensionati o corretti, dai quali è poi immediato trovare prestazioni e parametri di funzionamento veri e propri.

Prof. D. Pastore - Motori per aeromobili AA 2014-15 - Off-design: introduzione

3 Introduzione a funzionamento e prestazioni off-design

Prof. D. Pastore - Motori per aeromobili AA 2014-15 - Off-design: introduzione

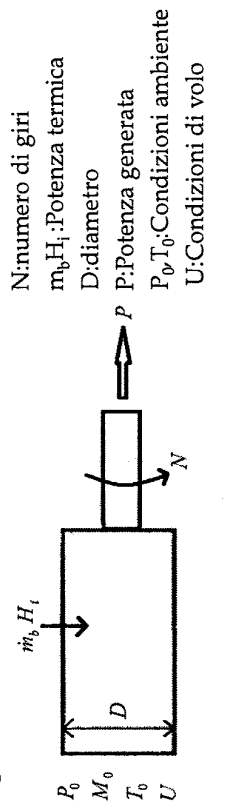
- Prestazioni Off-Design
Analisi Dimensionale

4

ANALISI DIMENSIONALE - CASO DEL TURBOALBERO

Utilizzando l'analisi dimensionale è possibile determinare:

- Come adimensionalizzare i vari parametri;
 - Le grandezze da cui dipendono le prestazioni adimensionalizzate
 - L'effetto delle condizioni ambiente sulle prestazioni a comandi bloccati
- Per applicare l'analisi dimensionale bisogna avere una conoscenza generale del fenomeno considerato. A tal proposito il motore verrà schematizzato nel seguente modo:



Prof. D. Pastore - Motori per aeromobili AA 2014-15 - Off-design: introduzione

Esattamente come nel caso precedente, è possibile adimensionalizzare altri parametri cambiando la prima colonna. Considerando ad esempio la portata d'aria si ottiene:

| | m_a | U | N | $(m_b H_i)$ | D | P_0 | RT_0 |
|----|----------|---------------|--------|-------------|---------|----------|----------|
| | 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:

$$\frac{\dot{m}_a \sqrt{RT_0}}{D^2 P_0} = f \left(\frac{U}{\sqrt{RT_0}}, \frac{ND}{\sqrt{RT_0}}, \frac{\dot{m}_b H_i}{D^2 P_0 \sqrt{RT_0}} \right)$$

DALLE GRANDEZZE ADIMENSIONATE A QUELLE CORRETTE

Per un assegnato motore la geometria è assegnata ($D = \text{cost}$), così come il fluido con cui lavora il motore è fissato: $R = \text{cost}$. Si ricava quindi:

$$\frac{P}{D^2 P_0 \sqrt{RT_0}} \rightarrow \frac{P}{P_0 \sqrt{T_0}}$$

Si può poi passare alle grandezze totali in quanto il Mach di volo compare tra i parametri.

Inoltre si possono normalizzare pressioni e temperature usando grandezze di riferimento; si ottengono così diverse possibili espressioni delle grandezze corrette

$$\frac{P}{P_0 \sqrt{T_0}} \rightarrow \frac{P}{P_0 \sqrt{T_0}} \rightarrow \frac{P}{P_{ref} \sqrt{T_{ref}}} = \frac{P}{P_0 \sqrt{T_0}} \frac{P_{ref} \sqrt{T_{ref}}}{P_{ref} \sqrt{T_{ref}}} = \frac{P}{P_0 \sqrt{T_0}} \delta_0 \sqrt{\theta_0}$$

Dove $\delta_0 = P_0 / P_{ref}$ e $\theta_0 = T_0 / T_{ref}$

Osservazioni:

- L'analisi dimensionale non richiede di descrivere tramite relazioni i legami fra le varie grandezze ma è necessaria una conoscenza del fenomeno per evitare di trascurare grandezze influenti
- Per quanto riguarda la potenza, essa è anche dipendente dalla viscosità (bisognerebbe introdurre Re) e dalla conducibilità (bisognerebbe introdurre Pr). Tuttavia si tratta di un'approssimazione accettabile in quanto le variazioni di Re e Pr risultano in genere limitate.
- L'analisi non tiene conto di altri importanti fattori quali i rendimenti di combustione
- Si possono usare altri parametri al posto di quelli utilizzati (es. la temperatura massima del ciclo T_3^0 al posto di $m_b H_i$) purchè restino tre numeri tra loro indipendenti.
- L'analisi dimensionale non mi dice COME varia y in funzione dei parametri indipendenti. Ciò si trova tramite un'opportuno studio sui componenti e del loro accoppiamento meccanico/termodinamico (matching)

Per ricavare il consumo della potenza corretto si parte dalla definizione

$$(q_p)_{corr} = \frac{(\dot{m}_b)_{corr}}{(P)_{corr}}$$

Ricordando che:

$$\left\{ \begin{aligned} (\dot{m}_b)_{corr} &= \frac{\dot{m}_b}{P_0 \sqrt{T_0}} \\ (P)_{corr} &= \frac{P}{P_0 \sqrt{T_0}} \end{aligned} \right.$$

Se si considera $\eta_b = \text{cost}$ allora q_p è già di per sé un parametro corretto (che rimarrà quindi costante se rimangono costanti i parametri indipendenti)

Dobbiamo ora capire COME funziona il propulsore e trovarne le prestazioni corrette e reali.

Ci focalizzeremo per ora sul funzionamento off-design del solo propulsore, senza considerare il comportamento off-design della presa (che sarà descritta semplicemente tramite una perdita di pressione totale). Nel seguito del corso vedremo poi l'accoppiamento presa d'aria/propulsore.

Procederemo come segue: per ogni propulsore vedremo

- Richiami on-design (in questo caso non importa l'architettura motore)
- Funzionamento e prestazioni off-design (in termini corretti) tramite matching dei componenti (dipendente dall'architettura motore)
- Prestazioni reali

Cominceremo dal caso del turboshaft (turboalbero), di cui vedremo i casi monoalbero e bialbero.

Quindi la potenza corretta sarà:

$$\left[\frac{P}{P_1 \sqrt{T_1}} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_1}}{P_1} \left[\frac{1+\alpha}{\alpha} \eta_{me} \eta_c C_p \frac{T_3}{T_1} \left(1 - \frac{1}{\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right) - \frac{C_p}{\eta_{me} \eta_c} \left(\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right] \right]$$

Si ha poi

$$\frac{P}{P_1 \sqrt{T_1}} = f \left(M_0, \frac{N}{T_1}, \frac{T_3}{T_1} \right)$$

Quindi la potenza corretta sarà funzione di più parametri che però saranno legati fra loro e riducibili a questi tre.

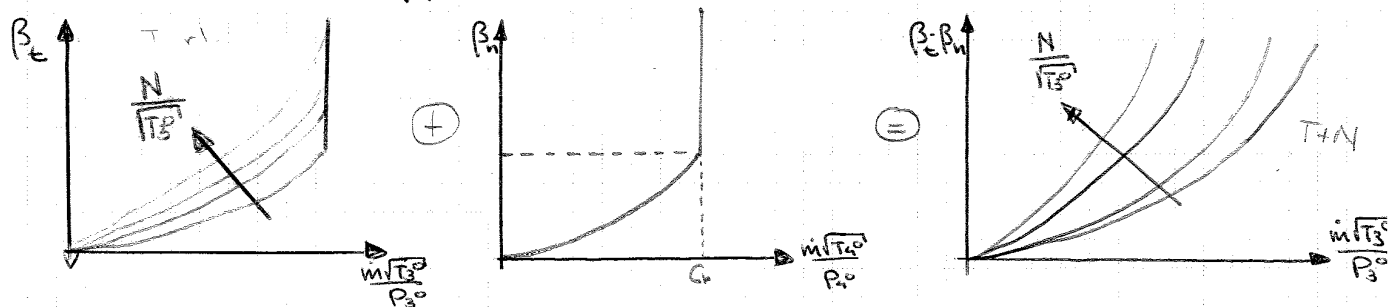
Per risolvere la soluzione è possibile assumere i valori e ottenere 3 equazioni non lineari la cui soluzione, dopo vari calcoli, solitamente converge a un valore finale.

Un altro metodo può essere quello di studiare ciò che avviene all'interno del motore, impostando delle relazioni fra i vari componenti ricavando il funzionamento e le prestazioni del motore.

Mappe Turbina-Ugello

Parto dalle mappe di Turbina e Ugello e ne creo una sola - la mappa della Turbina ha 4 parametri e due relazioni mentre quella dell'ugello ha 2 parametri e 2 relazioni - la mappa T-N risultante avrà 4 parametri e due relazioni.

Per costruire la mappa vedo la turbina come una serie di condotti



Per legare Turbina e Ugello tengo conto della congruenza delle portate

$$\textcircled{5} \quad \frac{\dot{m}_4 \sqrt{T_4}}{P_4} = \frac{\dot{m}_3 \sqrt{T_3}}{P_3} \frac{P_3}{P_2} \sqrt{\frac{T_4}{T_3}}$$

Allora fissato un punto di funzionamento della turbina ho \dot{m}_3 corretta e Numero di giri corretto e posso ricavare β_c e η_c dai quali ottengo poi \dot{m}_{4cr} .

Con \dot{m}_{4cr} vado sulla mappa dell'ugello e valuto se è critico o no.

Resta poi da venir ficcare la conservazione delle pressioni per valutare se il compressore riesce a fornire $\beta_c \cdot \beta_n$. Allora prendo il valore necessario di $\beta_c \cdot \beta_n$ dalla T-N e lo confronto con il β_c a meno delle perdite nel combustore e nella presa e compr di n

$$\left[\epsilon_d \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \beta_c \stackrel{?}{=} \frac{\beta_c \cdot \beta_n}{\epsilon_b} \right]$$

Se sono uguali \Rightarrow altrimenti rivaluto tutto il funzionamento cambiando N_{cr} a pari T_3^0/T_1^0 e tracciando le curve iso-T. Si ottengono quindi le curve iso-T.

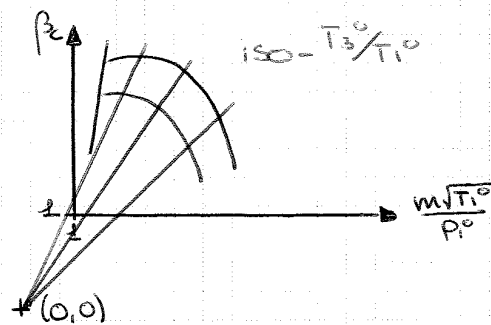
È possibile osservare che

Turbina Critica \Rightarrow iso- T_3^0/T_1^0 proporzionali

infatti vale

$$\frac{m\sqrt{T_3^0}}{P_3^0} = \frac{m\sqrt{T_1^0}}{P_1^0} \sqrt{\frac{T_3^0}{T_1^0}} \cdot \frac{1}{\beta_c} \cdot \frac{1}{\epsilon_b} \text{ cost ma allora}$$

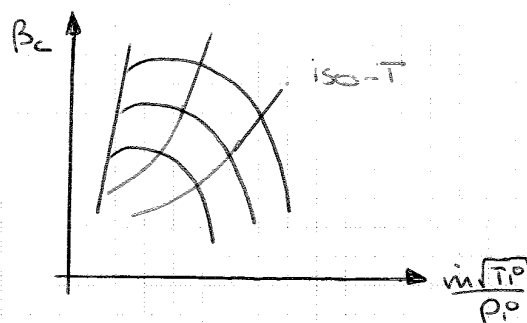
$$\text{se Turb critica} \Rightarrow \frac{m\sqrt{T_3^0}}{P_3^0} = \text{cost} \Rightarrow \frac{m\sqrt{T_1^0}}{P_1^0} \cdot \frac{1}{\beta_c} = \text{cost} \Rightarrow \text{Rette per l'origine}$$



Vale solo se Turbina Critica

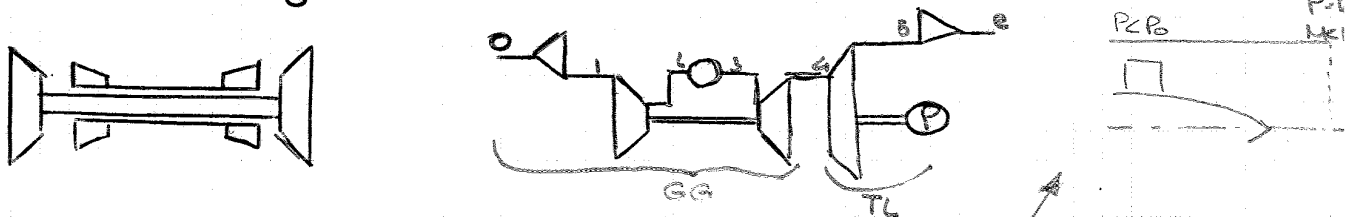
Nel caso in cui la turbina NON è critica, le curve iso-T arrivano rette poi curvano in su perché vale

$$\beta_c \propto \frac{m\sqrt{T_1^0}}{P_1^0} \cdot \frac{1}{\frac{m\sqrt{T_3^0}}{P_3^0}} \cdot \sqrt{\frac{T_3^0}{T_1^0}} \quad \text{è} \quad \frac{m\sqrt{T_3^0}}{P_3^0} \downarrow \Rightarrow \beta_c \uparrow \text{ non lineari}$$



Turboshaft Bialbero off-design

Per questo motore si sono sviluppate due architetture - La prima vede due alberi coassiali uno di bassa pressione e uno di alta pressione con l'utilizzatore che prende potenza dall'albero di bassa pressione - Una seconda architettura, più comune, non ha il compressore di bassa pressione ed è costituita da un blocco Gas Generator che fornisce gas caldo e compresso alla Turbina Libera di Potenza collegata all'utilizzatore -



All'uscita della Turbina Libera ho una sezione dove l'area aumenta e ho un divergente quindi all'uscita ho $M < 1$ e $P_e = P_0$ e a valle della Turbina avrò quindi $P_B < P_0$ così da ottimizzare la produzione di potenza - se avessi convergente \Rightarrow Turbo prop.

Per lo studio considero TL a scanco libero ($s=e$) e ho $\beta_c, \beta_{GG}, \beta_{TL}$

Per scrivere la Potenza non valuto il GG perché non fornisce potenza all'utilizzatore, quindi guardo solo alla Turbina libera -

$$P = \frac{1+\alpha}{\alpha} \eta_{me} \eta_t c_p T_4^0 \left(1 - \frac{1}{\beta_{TL}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right)$$

occhio che è T_4^0 e non T_3^0

La Potenza Corretta sarà quindi

$$\left[\frac{P}{P_0 \sqrt{T_1^0}} = \frac{\eta_{me} \sqrt{T_1^0}}{P_0} \left[\frac{1+\alpha}{\alpha} \eta_{me} \eta_t c_p \frac{T_4^0}{T_1^0} \left(1 - \frac{1}{\beta_{TL}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right) \right] \right] \quad \textcircled{6}$$

Svolgendo un'analisi dimensionale si osserva che $\frac{1+\alpha}{\alpha}$ è circa costante fuori progetto (non lo è α/d_0) e quindi

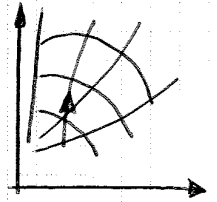
$$\frac{P}{P_0 \sqrt{T_1^0}} \propto f \left(M_0, \frac{N_{GG}}{\sqrt{T_1^0}}, \frac{N_{TL}}{\sqrt{T_1^0}}, \frac{T_4^0}{T_1^0} \right)$$

Si può però osservare che $\frac{N_{GG}}{\sqrt{T_1^0}}$ e $\frac{T_4^0}{T_1^0}$ sono legati dal fatto che la potenza sull'albero GG è nulla. Posso quindi osservare il Gas Generator come un Turbo shaft monoalbero con il vincolo $P=0$. Dalla mappa del compressore avrò quindi solo determinate condizioni che mi soddisfanno $P=0$.

Variatione T_3/T_1° a fissato $N_{TL}/\sqrt{T_1^\circ}$

Guardando alla relazione della potenza corretta P_{co} che se $n\sqrt{T_1^\circ}/P_{co}$ cresce allora T_3/T_1° cresce e se la Turbina TL è critica, e quella GG bloccata, allora $\beta_{GG} = \text{cost}$ mentre crescono β_c , T_4/T_1° e β_{TL} .

Quindi l'aumento di pressione è sfruttato di più dalla TL perché il GG ha $\beta_{GG} = \text{cost}$ e si prende sempre la stessa pressione, l'eccesso va tutto su TL.



Con questa variazione la Potenza Cresce e le curve della mappa si alzano ma P_{co} ancora l'effetto del rendimento il quale è funzione della (Velocità Tangenziale TL / Velocità flusso) che è proporzionale con $N_{TL}/\sqrt{T_4^\circ}$. Allora aumentando T_4° per avere sempre η massimo dovrò aumentare anche N_{TL} . Posso vedere l'effetto anche dai Triangoli di Velocità.

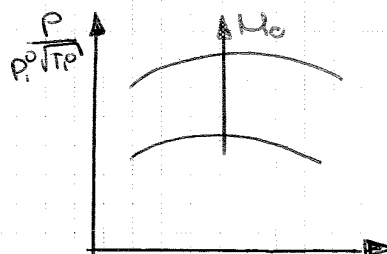
Confronto Monoalbero - Bialbero e Effetto Mo di Volo

Un TurboRAFT Monoalbero fissa il N° di giri e questo rimane sempre costante per motivi costruttivi. Nel Bialbero invece se immetto più n_{in} P_{co} un po' di inerzia prima che aumenti la Pot. Quindi il Mono ha una risposta più rapida ma può dare problemi all'avviamento (Frizione). Il Bialb è + efficiente, più facile da avviare ma P_{co} inerzia.

Effetto Mach di Volo

Variando il Mo di Volo ho tre effetti:

- 1 - Se aumento Mo e quindi la velocità, assorbo aria più densa, aumenta n e quindi P . Non vedo il beneficio nelle corrette.
- 2 - Miglioro la Compressione Dinamica quindi la turbina TL riceve una pressione maggiore di quella solitamente prodotta dal GG e allora sale P .
- 3 - Aumentano le T° ma solo se studi singoli, globalmente non si vede.



Turbogetto

Richiami on-design

Il Turbogetto è sostanzialmente un Turbo shaft con un ugello convergente in coda ed eventualmente un post-combustore.

Le prestazioni sono:

Spinta Specifica
$$I_a = \frac{S}{\dot{m}_i} = \frac{\alpha + 1}{\alpha} \omega e \left(1 + \frac{1 - \beta_{\%} p_e}{\gamma' M e^2} \right) - u$$

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

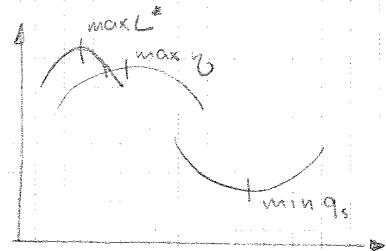
Posso poi legare la spinta al lavoro del ciclo

$$I_a = \sqrt{2 L^* + u^2} - u \quad L^* = \frac{\omega e^2}{2} - \frac{u^2}{2}$$

La prestazione obiettivo è la Spinta, non più il lavoro. Il consumo sarà determinato dal lavoro e dal rendimento e non si ha più minimo consumo per η_{max} ma vale

$$q_s = \frac{\omega e - u}{2 \eta^* H_i}$$

I Parametri di Progetto sono T_3^0 e β_c
Se volo veloce non serve il compressore.



Turbogetto Monoalbero off-P-design

Per un turbogetto, la manetta è una sola infatti vale che la potenza all'albero è nulla allora

$$\left| \frac{S}{p_i^0 A_e} = f\left(M_0, \frac{N}{\sqrt{T_1^0}}\right) = f\left(M_0, \frac{T_3^0}{T_1^0}\right) \right|$$

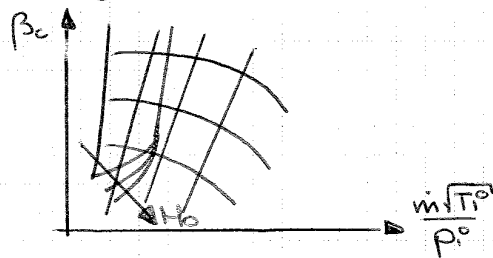
Andiamo a costruire le linee iso-T di possibile funzionamento. Nel farlo però voglio mantenere la possibilità di lavorare su tutta la mappa. Allora non impongo tutti i vincoli ma tengo $P=0$ mentre elimino il vincolo sulla congruenza delle portate nella parte finale del motore, all'ugello. In un secondo momento valuterò come varia la linea di funzionamento modificando l'ugello.

► Se invece l'oggetto NON è critico allora R_0 β_n noto e unico. Dovrò quindi soddisfare la congruenza delle pressioni che sarà poi funzione del numero di Mach.

$$\left. \frac{\dot{m} \sqrt{T_4^0}}{P_4^0} < \frac{\dot{m} \sqrt{T_4^0}}{P_4^0} \right|_{cr} \Rightarrow \beta_n \text{ noto} \Rightarrow \beta_n = \frac{P_4^0}{P_0} = \frac{P_4^0}{P_3^0} \cdot \frac{P_3^0}{P_2^0} \cdot \frac{P_2^0}{P_1^0} \cdot \frac{P_1^0}{P_0} \cdot \frac{P_0}{P_0} \quad \rightarrow f(M)$$

A seconda dei due casi quindi, ovvero se l'oggetto è critico o sub-critico, avrò differenti linee di funzionamento.

All'aumentare della velocità di volo, quindi M_0 , R_0 più compressione dinamica e quindi l'oggetto diventa critico prima.



È poi possibile Variare la Geometria della sezione di gola variando quindi la portata corretta e il M_t

$$\frac{\dot{m} \sqrt{RT_4^0}}{P_4^0 A_t} = f(M_t)$$

Per valutare l'effetto di un cambio di geometria, e quindi di A_t posso supporre un caso critico, $M_t = 1$, e studiare al variare di A_t , trascurando R , avrò

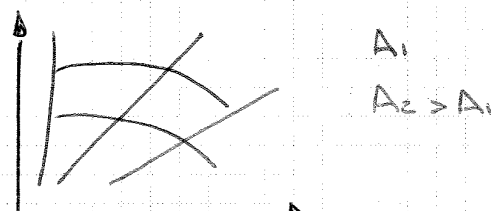
$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_4^0}}{P_4^0} \propto A_t \Rightarrow \frac{\dot{m} \sqrt{T_4^0}}{P_4^0} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_3^0}}{P_3^0} \frac{P_3^0}{P_4^0} \sqrt{\frac{T_4^0}{T_3^0}} \propto A_t$$

dove \dots cresce con β_c quindi se A_t aumenta $\Rightarrow \beta_c$ cresce ovvero la turbina espande di più. Quindi conviene avviare a grande A_t e poi stringere.

Assumendo poi N costante si ha

$$L_c \propto N^2 = \text{cost} \Rightarrow L_c \cong L_t = \eta \Rightarrow C_p T_3^0 \left(1 - \frac{1}{\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right) \cong \text{cost}$$

Ma allora $A_t \uparrow \Rightarrow \beta_c \uparrow \Rightarrow T_3^0 \downarrow \Rightarrow$ mi allontano dal pomp



Ma allora sia m_e , w_e e p_e sono funzione di $1/\sigma$, quindi

$$\left| \frac{S_s}{\rho^0 A_e} = k_s \cdot EPR - \frac{p_0}{\rho^0} \right|$$

Allora noto EPR so che S_s sarà lineare con il valore -

Spinta Netta Standard al Variare del Mach di Volo

La Spinta Netta Standard è $S = m_e w_e + A_e (p_e - p_0) - m_e u$

ma approssimando $m_e \approx m_e$ ovvero $m_e \ll m_e$ e supponendo un uccello adattato per cui $p_e = p_0$ allora si può scrivere

$$\left| S = m_e (w_e - u) = \frac{S}{\rho^0 A_e} \cdot \rho^0 A_e \right|$$

spinta corretta?

dove $\frac{S}{\rho^0 A_e}$ è funzione di (M_0, N, Ncr) ma dipenderà anche dalla quota di volo e dall'installazione del motore: prese, gear ecc.

In questo studio tengo fisso la quota e la manetta variando il M_0 di volo.

Nell'impostare la manetta fissa si possono sfruttare T_3^0 , N , Ncr o σ .
Si imposta fisso il Numero di giri reale poiché le altre grandezze dipendono dalle Temperature Totali e quindi dal M_0 di volo.

Quindi si impone il Numero di giri reale costante - Si ipotizza inoltre che l'uccello venga Critico.

Per le assunzioni fatte vale che se $N = \text{cost} \Rightarrow L_c \propto N^2 = \text{cost}$

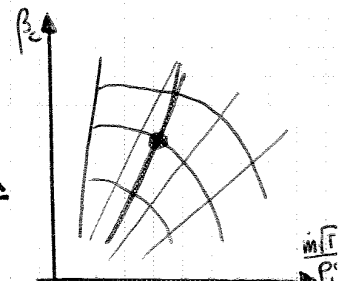
ma vale anche $L_c \approx L_e$ allora $L_e = C_p T_3^0 \eta_e \left(1 - \frac{1}{\beta_e \frac{\gamma-1}{\gamma}}\right) = \text{cost}$

ma se $L_e = \text{cost}$ e l'uccello è critico allora la turbina è bloccata e il $\beta_e = \text{cost}$ ma allora $T_3^0 = \text{cost}$

Quindi sotto queste ipotesi voluto i vari contributi al variare del M_0 di volo.

Portata m_e

Considero l'andamento della portata sapendo che il motore funziona lungo la linea di funzionamento. Supponendo di partire dal punto \circ a un dato M_0



Ma allora il lavoro del compressore $L_c = \text{cost} \propto T_1^0 \left(\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)$

sarà influenzato e se deve rimanere cost

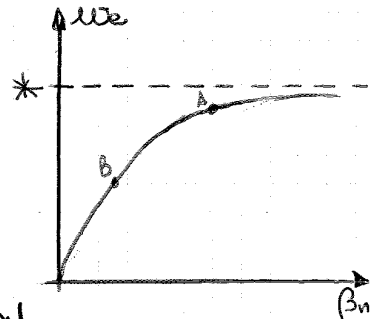
$$M_0 \uparrow \Rightarrow \beta_c \downarrow \Rightarrow T_1^0 \uparrow \Rightarrow \beta_n \uparrow \quad \beta_c = \frac{P_c^0}{P_0^0}$$

Ma il contributo $\frac{P_c^0}{P_0^0}$ cresce più velocemente di quanto decresce β_c allora

β_n cresce con M_0

Tracciando l'andamento si osserva un limite

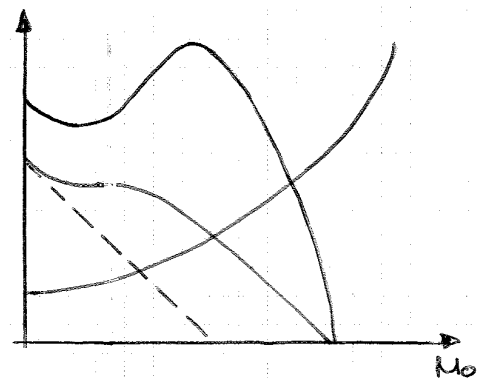
$$* = \sqrt{2 C_p T_2^0}$$



Quindi se $M_0 \uparrow \Rightarrow \beta_n \uparrow \Rightarrow W_e \uparrow$ ma il vantaggio che se ne ricava dipende dalla manetta e dal tipo di motore. Infatti supponendo un motore con grande EPR e alta manetta questo funzionerà nel punto **A** con β_n già alti e l'influenza del M_0 sarà trascurabile. Un motore che invece lavora a bassa manetta e β_n vedrà migliorare la spinta all'aumentare del M_0 di volo.

Ossevando il risultato complessivo si osserva una curva per la spinta con andamento \rightarrow

$$\begin{array}{l} - S = \dot{m}(W_e - U) \quad - \dot{m} \\ - W_e \quad \quad \quad - (W_e - U) \end{array}$$



Stabilità di Funzionamento (NO ovale) 😊

In alcuni funzionamenti può succedere che la WL e la linea del pompaggio si avvicinino. Questo può essere dovuto all'usura del motore, a problemi del sistema di controllo o a fenomeni di distorsione e variazione del Re i quali tendono ad abbassare la linea del pompaggio. D'altra parte abbiamo già visto che gli effetti transitori possono far alzare la WL.

Per garantire di non finire nel pompaggio si imposta la WL a progetto in modo che sia distante dal Pompaggio ma non troppo dal U_{max} .

Vi sono poi dei metodi che permettono di allontanare le due

Variatione della Sezione di Gola dell'Ugello

Svolgo uno studio variando la sezione di gola dell'ugello e, come per il monoalbero, mantengo costante il N di giri reale dell'albero di Bassa lasciando libero quello di Alta. Allora, fissato N_L , cosa succede alla W_L se A_t dell'ugello aumenta?

Quando A_t aumenta la turbina di bassa espande di più e la T_{4H} si abbassa per mantenere la portata corretta costante. Vale poi per la congruenza delle portate

$$\boxed{\frac{\dot{m} \sqrt{R' T_{4L}^{\circ}}}{P_{4L}^{\circ} A_t} = \text{cost}} \Rightarrow \boxed{\frac{\dot{m} \sqrt{R' T_{4H}^{\circ}}}{P_{4H}^{\circ}} = \frac{\dot{m} \sqrt{R' T_{4L}^{\circ}}}{P_{4L}^{\circ} A_t} \cdot A_t \cdot \sqrt{\frac{T_{4H}^{\circ}}{T_{4L}^{\circ}} \cdot \frac{P_{4L}^{\circ}}{P_{4H}^{\circ}}}}$$

$\leftarrow \text{cost se } T_{4L}^{\circ}$ $\leftarrow \text{cost}$

dove \circ è $f(\beta_{tL})$ e la funzione è decrescente al crescere di β_{tL} . Ma allora se il prodotto deve rimanere costante vale

$$\underline{A_t \uparrow \Rightarrow f(\beta_{tL}) \downarrow \Rightarrow \beta_{tL} \uparrow}$$

Si osserva quindi che allargando l'ugello, la Turbina espande di più.

Si può poi osservare che lavorando a $N_L = \text{cost}$ allora $L_{tL} \propto N^2 = \text{cost}$ ma $L_{tL} \approx L_{cL}$ quindi

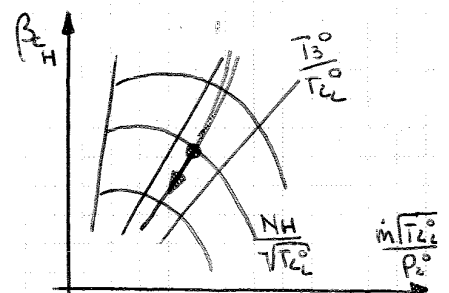
$$L_{tL} = c_p \gamma_{tL} T_{4H}^{\circ} \left(1 - \frac{1}{\beta_{tL} \gamma_{tL}}\right) = \text{cost} \Rightarrow \underline{\beta_{tL} \uparrow \Rightarrow T_{4H}^{\circ} \downarrow}$$

ovvero la turbina riceve un flusso più freddo. Quindi mentre apro l'ugello, faccio scendere la manetta.

Osservo poi che se la T_L è critica, allora la T_H è bloccata e β_{tH} è costante. Questo implica $\beta_{tH} = \text{cost} \oplus \frac{T_{4H}^{\circ}}{T_3^{\circ}} = \text{cost} \Rightarrow \underline{T_3^{\circ} \downarrow}$

Si ha poi $L_{tL} = \text{cost} \approx L_{cL} = c_p (T_{2L}^{\circ} - T_1^{\circ}) \Rightarrow \underline{T_{2L}^{\circ} = \text{cost}}$

Ma allora, se T_{2L}° è costante mentre T_3° diminuisce, allora il punto di funzionamento del gruppo di Alta pressione si abbassa.



raffreddando l'aria. Allora, dato un certo punto di funzionamento la WL si sposta di pochissimo a causa della lieve variazione di R. Abbassando la Temperatura T_i° in questo modo, il punto di funzionamento sale.

Posso in fine iniettare l'acqua dopo il combustore. Così facendo la linea di funzionamento si abbassa con conseguente diminuzione del β_c e aumento della vier. Complessivamente si ottiene un aumento della spinta.

Posso metterci anche il metano.

Altre Migliorie per il Turbogetto

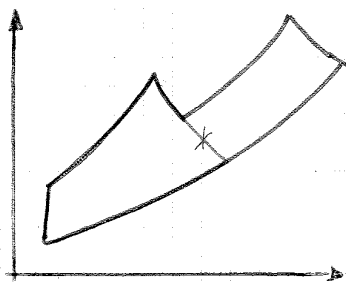
Posso migliorare le prestazioni del turbo getto modificando il ciclo motore in tre modi

- Post combustore
- Intercooling
- Rigenerazione

Vedi Fondamenti.

Tutti questi metodi possono migliorare il η o il L del ciclo ma sono comunque sempre limitati da ciclo di Carnot, Più di quello non posso fare. Lo scopo può essere quello di aumentare il lavoro e quindi la spinta o il rendimento diminuendo il consumo. In genere aumentare uno comporta far diminuire l'altro.

Post-Combustione



Con la post-combustione aumenta il lavoro di turbina. Aumentando la $T \Rightarrow$ Aumenta la w_e infatti $w_e \propto \sqrt{T^\circ}$. Per realizzare questo però introduce combustibili e scaldano un fluido già depresso quindi il processo è poco efficiente e q_s aumenta.

Settando la temperatura di combustione ho una % di spinta in più ma aumenta anche il consumo e dimolto. Il beneficio in termini di spinta può essere visto come pressioni dei singoli componenti. L'ugello, che prima dava contributo negativo alla spinta, ora da un contributo positivo. Allora per la conservazione della portata se aumenta la

$$m = \frac{p \cdot A_t}{\sqrt{RT}} F(M)$$

temperatura allora devo aumentare l'area per mantenere l'area costante \Rightarrow È necessario un ugello a geometria variabile

Turbofan

Abbiamo visto che il rendimento termodinamico η_{θ} è limitato dal ciclo di Carnot. Ma allora se l'obiettivo è consumare di meno allora devo ridurre w_e in fattiva

$$q_s = \frac{w_e + U}{2 \eta^* H_i}$$

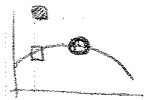
Allora riducendo w_e riduco T perché $w_e = f(T)$ ma poiché il η^* cresce al crescere della T ma allora non posso diminuire la T_{max} del ciclo. Allora senza variare il η_{θ} vario il η_p che non è limitato come quello termodinamico dal ciclo di Carnot. Allora devo rallentare il gas caldo sottraggendo potenza alla turbina per comprimere un flusso freddo.

Turbofan - Richiami on-design

Ho due architetture che si differenziano nella forma finale.

A livello di progetto ho due variabili in più ovvero quanto comprimere il flusso freddo β_{cf} e quanta portata fredda ρ_0 rispetto a quella calda $BPR = m_f / m_c$.

Maggiore sarà m_f minore sarà il consumo ovvero conviene avere un alto BPR per migliorare il rendimento, tuttavia non conviene per la spinta specifica. Ho una soglia oltre la quale il consumo diminuisce comunque ma le dimensioni del motore diventano troppo alte e portano a troppa resistenza.



Supponendo di avere un parametro β_{cf} , variando il β_{cf} arrivo a una condizione di massimo ovvero ρ_0 un β_{cf} che massimizza le prestazioni e il flusso freddo ha la simile velocità di quello caldo. Oltre alle condizioni di massimo ρ_0 altre due soluzioni.

Nella condizione \square ρ_0 lo stesso β_c tra flusso freddo e flusso caldo e posso scegliere se miscelarli o no. Ma il flusso caldo è più veloce allora per il bilanciamento di velocità il flusso freddo sarà meno compresso e il punto di funzionamento è \square . Se invece miscelo i due flussi allora vado alle condizioni \bullet dove perdo il grado di libertà di β_{cf} e ρ_0 un motore dove mi scelo in uscita prima di espandere nell'ugello. Per miscelare devo però avere un miscelatore che comporta peso. Posso avere 2 o 3 alberi, un riduttore per il fan.

Valutando i lavori di turbina si ha

$$L_{tH} = c_p' T_3^{\circ} \gamma_c \left(1 - \frac{1}{\beta_{tH}^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}}} \right) = R_{tH} T_3^{\circ}$$

$$L_{tL} = c_p' T_{4H}^{\circ} \gamma_c \left(1 - \frac{1}{\beta_{tL}^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}}} \right) = K_c' T_{4H}^{\circ} = K_L T_3^{\circ}$$

infatti per l'angolo critico i β_c sono bloccati e le uniche variabili sono le temperature inoltre

$$\frac{T_3^{\circ}}{T_{4H}^{\circ}} = f(\beta_{tH}, \gamma_c) = \text{cost} \Rightarrow K_L' T_{4H}^{\circ} = K_L T_3^{\circ}$$

Si indica nel seguito

$$\tau = \frac{T_3^{\circ}}{T_3^{\circ*}}$$

$$\delta = \frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{1}{\gamma_c}$$

Scrivendo poi l'equilibrio delle potenze all'albero di bassa

$$\dot{m}_f c_p T_1^{\circ} (\beta_{cf}^{\delta} - 1) + \dot{m}_c c_p T_1^{\circ} (\beta_{cL}^{\delta} - 1) = K_L T_3^{\circ} \dot{m}_c \frac{1+\alpha}{\alpha}$$

dalla quale dividendo per \dot{m}_c si ottiene

$$\textcircled{1} \quad \mu (\beta_{cf}^{\delta} - 1) + (\beta_{cL}^{\delta} - 1) = a \cdot \tau$$

$$a = \frac{K_L T_3^{\circ*}}{c_p T_1^{\circ}} \cdot \frac{1+\alpha}{\alpha}$$

Tutto questo a fissa quota e Mo diviso.

Vale poi la condizione che L_{cf} e L_{cL} sono entrambi proporzionali a N_c^2

allora vale $L_{cf} = L_{cL} \Rightarrow \textcircled{2} \quad K_c c_p T_1^{\circ} (\beta_{cf}^{\delta} - 1) = c_p T_1^{\circ} (\beta_{cL}^{\delta} - 1) \Rightarrow K_c (\beta_{cf}^{\delta} - 1) = \beta_{cL}^{\delta} - 1$

ovvero il lavoro del compressore di bassa è K volte quello del fan.

Sostituendo nella $\textcircled{1}$ si ottiene

$$\textcircled{1} \quad (K_c + \mu) (\beta_{cf}^{\delta} - 1) = a \cdot \tau$$

Facendo poi il bilancio all'albero di alta pressione si ha

$$\dot{m}_c c_p T_{2L}^{\circ} (\beta_{cH}^{\delta} - 1) = \dot{m}_c K_H T_3^{\circ} \frac{1+\alpha}{\alpha} \quad \textcircled{4} \quad T_{2L}^{\circ} = T_1^{\circ} \beta_{cL}^{\delta}$$

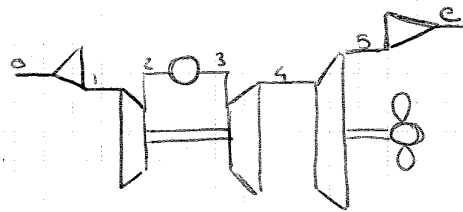
allora

$$\textcircled{3} \quad (\beta_{cL}^{\delta} (\beta_{cH}^{\delta} - 1)) = b \cdot \tau$$

Confrontando questa relazione $\textcircled{3}$ con la $\textcircled{1}$ si osserva che aumentando la manetta i vari rapporti β aumentano ma aumenta di più β_{cL} del β_{cH} ovvero il flusso si riscalda di più nella prima compressione e arriva più caldo al compressore di alta che quindi fa più fatica.

Appunti - Turboalbero

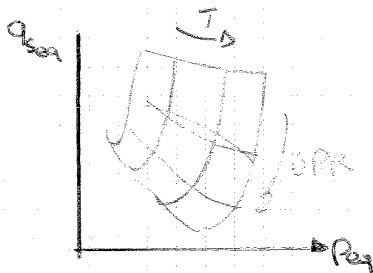
Rispetto al Turboalbero devo gestire un parametro in più ovvero come suddivido l'espansione tra turbina ed ugello. Il core è sempre uguale.



Ho un punto, come per il Turbofan, che mi dà la suddivisione ottimale tra caldo e freddo.

Dovrei poi valutare la mappa dell'elica dove riporto in ascisse il grado di avanzamento = velocità di volo / velocità di rotazione della pala e in ordinate il rendimento dell'elica. Se quindi vedo l'elica come una mappa sono a posto.

Avrò poi il β_{TL} ottimizzato e posso tracciare un grafico con consumo specifico equivalente e potenza equivalente con curve al variare della temperatura e del OPR quindi



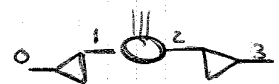
$$P_{eq} = P + S_n \cdot \frac{U}{\zeta_e} \quad \text{se } U \neq 0$$

$$P_{eq} = P + S_n \cdot \left(\frac{P}{S} \right)_E \quad \text{se } U = 0$$

Il trattamento off-design del Turbo-prop è analogo a quello del Turboalbero nella configurazione bialbero.

Appunti - Reattore

I parametri di progetto dell'autoreattore sono M_0 e T° massima. È come un TS con $\beta_c = 1$.



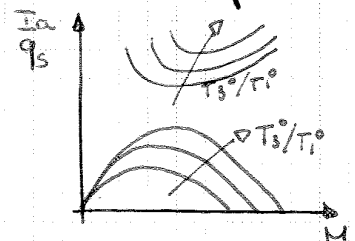
Ponendo M_0 costante, l'unico parametro di progetto è la temperatura.

Il funzionamento dipende molto dalla compressione dinamica.

Nel caso ideale, al variare del M_0 , il motore vede aumentare la spinta.

La spinta specifica sente, attraverso w_e , l'influenza del lavoro $\Rightarrow I_a = w_e \cdot U$ $w_e = \sqrt{2C^2 + U^2}$

Ho un limite per il quale si annulla la spinta



Per il trattamento off-design devo studiare il combustore e quindi il Flusso di Rayleigh. Ovvero un flusso che entra a M_1 , si scalda, e esce a M_2 .

Accoppiamento Presa-Propulsore

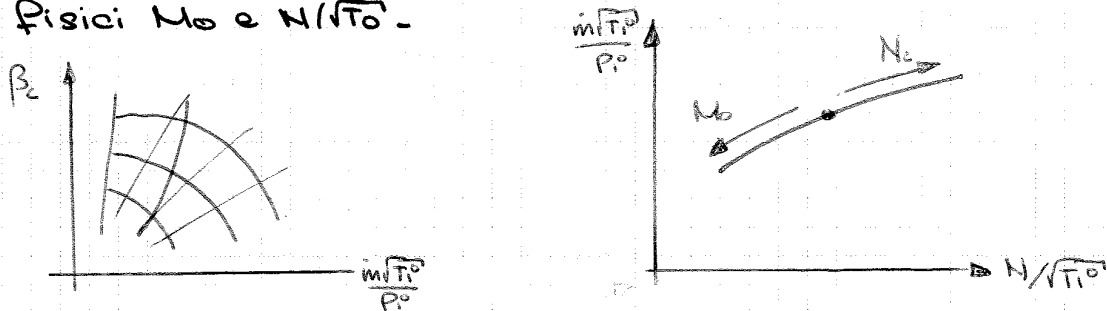
È uno studio fondamentale quando si tratta il volo supersonico. Finora abbiamo sempre trattato le prese come se avessero E_b costante, ma in volo supersonico l' E_b della presa varia.

Accoppiamento Presa-Turbogetto

Abbiamo sempre ragionato in grandezze corrette. Se però ora penso a una quota di volo z fissa e i dati che il pilota vede effettivamente sono T_0 , M_0 e N . Allora devo legare questi dati effettivi con quelli corretti.

Posso sfruttare $\frac{N}{\sqrt{T_0}}$ dato da quota e manetta.

È quindi possibile legare la portata e il Numero di giri corretti ai parametri fisici M_0 e $N/\sqrt{T_0}$.




Posso quindi tracciare un grafico dove lego il Numero di giri corretto e la portata corretta e ricavo la Working Line.

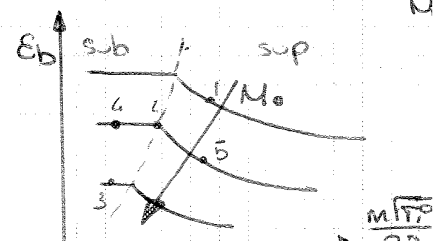
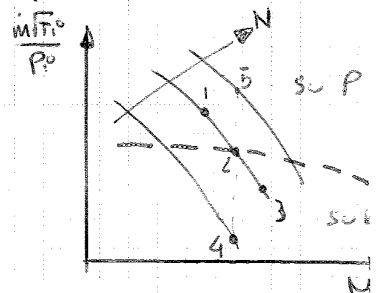
A questo punto supponendo fisso z , N e M_0 allora aumentando il M_0 partendo da un punto di decollo a $M_0 = 0$ mi porta T_0 a crescere e quindi il Numero di giri corretto diminuisce così come la portata. Viceversa aumentando N a T_0 cost si ha un aumento della portata.

È quindi possibile tracciare la portata corretta in funzione del Mach

Così è possibile osservare la portata corretta richiesta dal motore al variare del M_0 e $N/\sqrt{T_0}$.

Ma la presa fornisce grafici  che devo modificare per ottenere grafici più simili a una mappa ovvero devo mettere la portata corretta al posto di ϕ_d

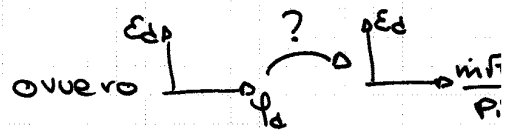
\Rightarrow Mappa della Presa. Sulla mappa posso osservare che se $M.P. \Rightarrow$ ricorri δ ma allora posso tracciare la linea --- che indica la Presa Critica.



Mappa Presa, Combustore, Elica e Thrust Reverse

Mappa della Presa

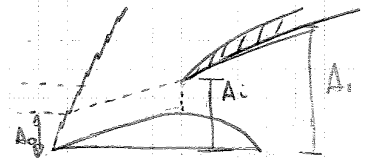
Come ricavare la mappa per la presa d'aria ovvero



Considerando la congruenza delle portate tra 0 e 1 posso legare φ_d e portata corretta.

Considerando una presa con rampa piana prominente in una situazione critica con $\varphi_d \leq 1$.

Vale che $\dot{m}_0 = \dot{m}_1 \Rightarrow \frac{P_0^\circ A_0}{\sqrt{RT_0^\circ}} f(M_0) = \frac{P_1^\circ A_1}{\sqrt{RT_1^\circ}} f(M_1)$

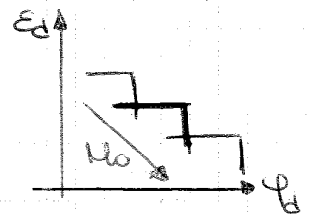


ma essendo il flusso adiabatico $T_0^\circ = T_1^\circ$ - Inoltre posso esprimere

$$E_d = \frac{P_1^\circ}{P_0^\circ} \quad e \quad \frac{A_0}{A_1} = \frac{A_0}{A_i} \cdot \frac{A_i}{A_1} = \varphi_d \cdot \frac{A_i}{A_1} \quad \text{allora}$$

$$\left(E_d \propto f(M_0) \frac{A_0}{A_1} \frac{1}{f(M_1)} \propto f(M_0) \frac{\varphi_d}{f(M_1)} \right)$$

Ora osservando il diagramma della presa essendo che fissato il M_0 di volo (-) se la presa funziona in subcritico allora E_d rimane costante quindi



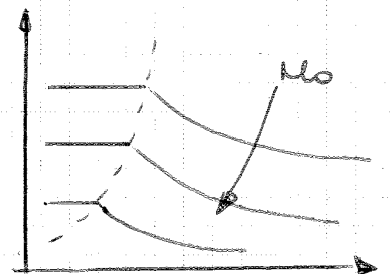
Subcritico $\Rightarrow E_d = \text{cost} \oplus M_0 = \text{cost} \Rightarrow \varphi_d \propto f(M_1)$

Nel caso supercritico invece P_0 φ_d costante allora

Supercritico $\Rightarrow \varphi_d = \text{cost} \oplus M_0 = \text{cost} \Rightarrow E_d \propto \frac{1}{f(M_1)}$

Calcolando la proporzionalità e passando $f(M_1) \Rightarrow$ portata corretta ho i vari punti.

All'aumentare del M_0 di volo il punto critico si sposta a portate corrette minori.



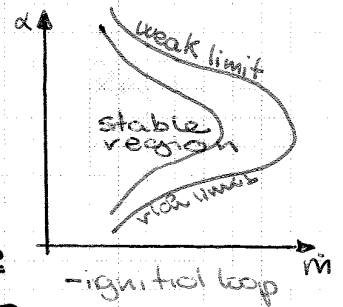
Per bassi M_0 di volo l'urto è esterno alla presa e $M_i = 1$ allora M_1 non varia al variare di M_0 finché $M_i = 1$ -

credo

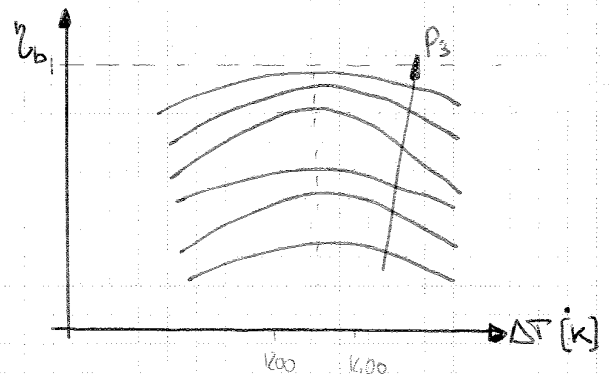
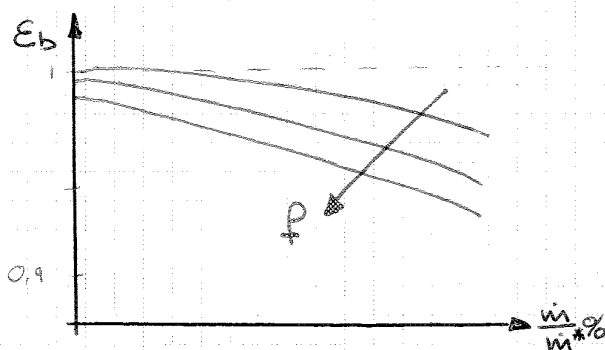
per ottenere un $F=1/2$ stechiometrico, viaggia a $\sim 100 \text{ m/s}$. Allora all'uscita dal compressore il condotto sarà leggermente divergente in modo da rallentare il flusso. Poi posso inserire una barriera forata il cui compito è sempre quello di rallentare il flusso \Rightarrow lamina perforata. Poi si effettua il by-pass dell'aria in modo da avere a valle dell'iniettore un flusso circa stechiometrico. L'aria by-passata viene in parte rimessa nel flusso per accelerarlo e raffreddarlo e in parte usata per raffreddare la turbina. La cavenatura che gestisce il by-pass prende il nome di Liner e regola le pressioni. Per il liner si sono fatte diverse architetture. Oggi uso Annular. Alcuni hanno combustore Reverse in modo da poter realizzare un albero più corto e più stabile con un motore più compatto \Rightarrow funziona bene per piccoli flussi d'aria.

Devo poi valutare le Condizioni tipiche del Combustore. Per farlo lego portata d'aria e α e ottengo una

mappa dove ho una divisione che distingue le zone dove la fiamma si mantiene dalle zone dove la fiamma si spegne o perché la portata d'aria è troppo grande o per problemi con la velocità di reazione chimica. Nella zona ho condizioni stechiometriche al primario. La linea + interna - è quella per la fase di accensione, più delicata del mantenimento.



È quindi possibile tracciare la mappa del combustore dove $E_b \neq \text{cost}$ a causa delle perdite in pressione del liner e delle perdite per pareti scaldo il flusso. Inoltre varia anche l'efficienza della combustione che varia in funzione della pressione nel combustore ($p \uparrow \Rightarrow \text{vel di reaz} \uparrow$). Ho poi un massimo ΔT di combustione che dipende dalle condizioni stechiometriche.



Propeller

Si definiscono dei coefficienti per la spinta e la potenza, il cui rapporto dipende solo dal diametro del disco d'elica

$$C_T = \frac{F}{6605 (N/1000)^2 (D/10)^4}$$

$$C_P = \frac{HP}{20005 (N/1000)^3 (D/10)^5}$$

$$\frac{C_T}{C_P} = \frac{2000 F^{3/2}}{(6605)^{3/2} 5^{1/2} (D/10) HP} \Rightarrow D = \sqrt{\frac{F^3}{5895 HP^2 (\text{blades})^{1/3}}}$$

Posso poi tracciare la mappa dell'elica definendo $\gamma/ND = \text{grado}$ di avanzamento dell'elica - Allora per scegliere un'elica scelgo il prodotto ND e R_0 l'elica e un certo γ_{Σ} e spinta necessaria per il decollo (fase critica) e trovo dei punti che soddisfanno le condizioni imposte - Posso poi calcolare la spinta dell'elica - A questo punto R_0 che riducendo $D \Rightarrow$ linee lunghe mentre riducendo N R_0 le linee più corte - [Con D varia più C_P che γ/ND con $N \sim$ uguale] - Se si diminuisce eccessivamente D cala la spinta e posso non riuscire a decollare -

Inversori di Spinta

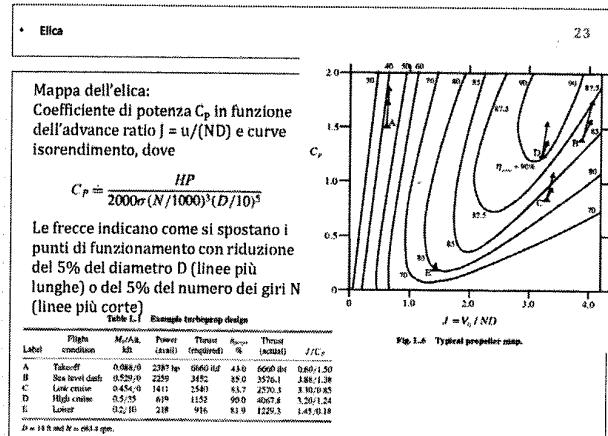
Per un Turbofan si dovrebbe avere $w_p \approx w_c$ con un BPR ~ 10 . Allora il 10% della spinta è data dal flusso caldo \Rightarrow è sufficiente invertire il solo flusso freddo con

Palette o By-Pass per ottenere una spinta contraria.

Per BPR minori è possibile invertire sia il flusso freddo che quello caldo aprendo la scocca -

Bisogna far attenzione al ricircolo di aria viziata, già combusta.

Nei Turbo Prop ruotano le pale -



$$\Delta V = c \cdot \ln \frac{M_i}{M_f} \quad \text{dove} \quad M_f = M_i - G \quad c = \frac{F}{\dot{m}}$$

Valgono poi:

$$\dot{m} = - \frac{dM}{dt} \cdot c = M \frac{dV}{dt} \quad \text{allora}$$

$$F = \dot{m} c = M \frac{dV}{dt} \quad \boxed{???}$$

Si osserva che tutta la spinta si trasforma in variazione di velocità.
Per un Endoreattore ho diverse nomenclature: Vernier, piccola spinta in relazione alla massa; Motor, endo incontrollato; Engine endocontrollato.

Volendo classificare gli endoreattori vi sono tre aspetti principali:
Energia fornita al Propellente per ottenere una Spinta.
L'energia può essere nel propellente (energia chimica) o interna al velivolo ma esterna al propellente (nucleare) o esterna al velivolo (solare).

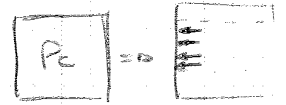
A seconda dell'endoreattore posso accelerare in modo termodinamico elettrico o elettromagnetico (con questi ultimi due ho accelerazioni maggiori ma mi serve un fluido ionizzato). Una possibile fonte di energia possono essere anche raggi laser che puntano sul propellente e lo incendiano.

Si parla di Endoreattori Termici quando un qualcosa viene scaldato e accelerato. Posso avere una reazione chimica o nucleare per scaldare il fluido - Posso anche avere riscaldamento dal sole o da fonti elettriche. Posso poi avere Endoreattori Elettrici o Elettromagnetici, Nucleari o Solari dai quali traggo energia elettrica che a sua volta viene usata dal propulsore.

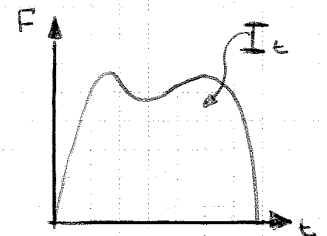
Posso poi classificare gli endoreattori in base al propellente ovvero qualunque sostanza che fornisce una spinta. Può essere gas freddo, gas caldo, un liquido che evapora, una decomposizione di propellente. In quest'ultimo caso ho una sostanza che si decompone con una reazione esotermica. Per far avvenire questa reazione serve un catalizzatore, in questo modo posso garantire che la reazione avvenga unicamente nel propellente e non nel serbatoio. Ho poi reazioni di ossidazione o di combustione.

Posso anche suddividere in base a come era il combustibile prima di bruciare \Rightarrow Solido, Liquido o Ibrido

Allora il Coefficiente di spinta è studiato immaginando un razzo immerso nel vuoto, costituito da una scatola piena di gas a una pressione p_c nota. Se a un istante una porzione di parete si toglie, lascia un'area vuota A_t . Nell'istante si sa che le molecole non sbattono più contro la parete e non ho più il bilancio risultante allora si genera una spinta $\vec{F}_0 = p_c \cdot A_t$ che è un effetto di spinta statica. Se ora metto un ugello questa forza viene amplificata $\Rightarrow \vec{F} = C_F (p_c \cdot A_t)$.



Ma mentre la spinta cresce, la massa diminuisce. Allora devo mantenere la pressione interna e quindi devo far entrare la stessa portata che esce. Chiamo allora Velocità Caratteristica C^* un parametro che indica quanta portata devo immettere per mantenere la spinta in un endoreattore con sezione A_t . Questo parametro è indice del consumo. Per consumare poco devo immettere un gas leggero e caldo in modo da occupare molto volume con poco gas. Allora ho Velocità Effettiva dei gas Esauti C . Poi ho l'Impulso Totale ovvero l'impulso totale che si ottiene dalla spinta \Rightarrow Integrale della spinta nel tempo totale. Se poi divido l'Impulso totale per la massa di propellente ho l'Impulso Specifico I_s . Posso poi calcolare l'impulso istantaneo I_s che dimensionalmente è un tempo ed è legato al tempo di durata dell'endoreattore. Supponendo una portata e una velocità C costanti posso calcolare la durata dell'endoreattore



$$F = M_b g = \dot{m} C = \frac{M_b}{\Delta t} C \Rightarrow \boxed{\Delta t = \frac{C}{g_s} = I_s}$$

Miscelando ossidante e combustibile si ottiene poi una densità media e posso definire Impulso Specifico per Densità I_e dove lego l'impulso e la massa. Allora se moltiplico per ρ posso ottenere il volume \Rightarrow So quanta spinta ottengo in relazione al volume e quindi al peso del serbatoio. Per calcolare l'Impulso per Densità

$$\text{spw } M_b \left(MR = \frac{\dot{m}_O}{\dot{m}_{F, \text{tot}}} \right) \quad \text{e} \quad \boxed{\rho = \frac{\rho_0 C_F (1 + MR)}{MR C_F + \rho_0}}$$

Posso poi definire una

Potenza Cinetica $\boxed{P = \frac{1}{2} \frac{\dot{m} C^2}{\eta}}$

Modello di Endoreattore Ideale

Per studiare questo modello si effettuano 10 ipotesi: 4 sul fluido, 3 sulla trasformazione e 3 su cosa succede al flusso all'uscita. Così facendo ottengo errori del 5% indubbi se si considerano gli effettivi reali.

Considerando il flusso omogeneo (in realtà ho punti dove ho bifase solido più liquido o tutto monofase ma non mi si è dato uniformemente) allora il flusso è monofase gassoso con γ e c_p costanti al valore di equilibrio chimico. Si suppone che l'esplosione avvenga al punto di Frozen quindi la composizione chimica del flusso non cambia. Il flusso è adiabatico e isentropico non viscoso effetti di strato limite né urti o separazioni.

Allora l'entalpia totale vale

$$R^0 = R + \frac{w w_e^2}{2} \quad \text{con} \quad w_e = \sqrt{2 C_p T_c \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)} \quad \beta_e = \frac{P_c}{P_e}$$

Mentre per la portata ho la relazione dove però non posso

$\dot{m} = \frac{P_c A_e}{\sqrt{R T_c}} \Gamma$ più considerare $\gamma = \text{cost}$ (come per TS o TF)
Per non calcolare tutte le volte Γ si suppone un andamento lineare valido per $\gamma \in (1,1; 1,6)$

$$\Gamma = a + b \gamma \quad a = 0,176 \quad b = 0,438$$

Posso anche esprimere la portata come

$$\dot{m} = \frac{P_c A_e}{\sqrt{R T_c}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]}$$

Posso quindi esprimere

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{\Gamma}{\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]}}$$

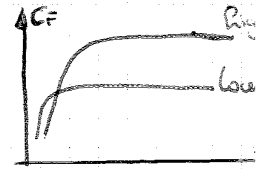
Valgono sempre

$$T^0 = T \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right) \quad P^0 = P \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad C_p = \frac{\gamma}{\gamma-1} R \quad R = \frac{R}{M}$$

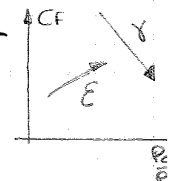
Da queste relazioni calcolo le prestazioni.

Per essere sicuri di non andare in separazione si limitano le espansioni a $P_e > 0,4 P_c$ (se ugello fatto bene no, 2).
 Se a questo punto aumento la quota P_c che aumenta la spinta e l' ϵ di adattamento, il massimo si ha nel vuoto.

D'altra parte al variare della quota fissati ϵ e P_c/P_e si osserva che il C_f aumenta con la quota asintoticamente e cresce all'aumentare di ϵ . Si nota però che a quote basse un ϵ maggiore risulta sfavorevole.



Infine l'effetto di γ a fisso P_c/P_e mostra come al crescere di γ , la spinta diminuisca e cresce l' ϵ necessario per una data espansione. Convergono quindi ϵ alti e γ bassi.



Effetto del MR

Negli esoreattori le proprietà dei gas γ e R e la densità ρ cambiano le prestazioni ma non di molto. In un Endoreattore però i parametri chimici γ e M (massa molare) e la T_{max} che si raggiunge possono variare molto. La temperatura può andare da 1600 \rightarrow 1000 K, γ da 1,4 a 1,1 e M 18 \rightarrow 30. Devo quindi tenere conto di questi fattori.

Con il modello di Endoreattore Ideale abbiamo visto che $C = C^* \cdot C_f$, dove $C_f = f(\gamma, \epsilon, P_c/P_e)$ ovvero (proprietà del gas, ugello e quota normalizzata dalla pressione in camera) quindi l'effetto della chimica sul C_f è limitato all'effetto di $\gamma \rightarrow \gamma \uparrow \Rightarrow C_f \uparrow$.

Dobbiamo quindi valutare l'effetto della chimica sul C^* che indica quanto consumo per mantenere la pressione in camera.

$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \quad \text{ma per il modello} \quad \dot{m} = \frac{P_c A_t}{\sqrt{RT_c}} \Gamma \Rightarrow \boxed{C^* = \frac{\sqrt{RT_c}}{\Gamma}}$$

Quindi sul C^* la chimica influisce attraverso R , T_c e Γ

$$\boxed{C^* = f(\gamma, M, T_c)}$$

Come posso determinare queste grandezze? Si può giocare scegliendo il tipo di propellente, le condizioni in cui prendo il propellente, come accendo, come avviene la combustione, come ho

Per avere un indice di questo effetto si sfrutta la Spinta specifica per densità I_{sp} e si può osservare come, riducendo il volume, si possa ottenere più impulso anche se aumentano i consumi.

Esempio lo Space Shuttle ha 3 motori O_2/H_2 alimentati dal tank esterno, 2 Booster a propellente solido e motori ausiliari. I 3 motori O_2/H_2 funzionano con un $MR=6$ quindi per 1 Kg di H_2 ne ho 6 di O_2 ma si può osservare come all'interno del tank il volume per il serbatoio di H_2 sia molto maggiore del volume per l' O_2 .

In definitiva abbiamo visto come sia possibile calcolare le prestazioni scrivendo la spinta

$$F = \dot{m} C^* \cdot C_F = f(p_c, A_t, \gamma, \mu, T_c) \cdot f(\gamma, \mu, T_c) \cdot f(\gamma, \epsilon, \frac{P_c}{P_c})$$

Si hanno quindi 7 parametri indipendenti e 7 equazioni per le prestazioni: C_F, C^*, C, F, I_s, I_g e I_t

Effetti Reali

Studiamo ora gli effetti reali che possono essere suddivisi in due gruppi:

1. In camera di Combustione: dipendono da come miscelo i propellenti sia nel caso di propellenti solidi che liquidi (non studiamo questo aspetto). Dipendono poi dal volume della camera che deve essere tale da permettere la combustione.

2. Espansione nell'Ugello: Dipendono dalle perdite cinetiche legate all'equilibrio della cinetica chimica ma se l'ugello è Frozen allora l'ipotesi è conservativa perché parte dell'energia prodotta in camera non scalda ma dissocia

Così facendo però sono vincolato alla forma del serbatoio.
Scrivo allora un

$$\text{Tempo Caratteristico} \quad \tau^* = \frac{\rho_c A_c L_c}{\rho_c A_c W_c} = \frac{\rho_c V_c}{\dot{m}} = \frac{M}{\dot{m}}$$

ovvero massa contenuta nel volume/portate e questo vale per qualunque forma geometrica abbia il volume.

Per legare questo tempo Caratteristico al concetto di lunghezza su velocità scrivo

$$\dot{m} = \frac{\rho_c A_c \Gamma}{\sqrt{RT_c}} \Rightarrow \tau^* = \frac{\rho_c V_c \sqrt{RT_c}}{\rho_c A_c \Gamma} = \frac{1}{RT_c} L^* \frac{\sqrt{RT_c}}{\Gamma} = L^* \frac{1}{\sqrt{RT_c} \Gamma}$$

$$\left(\tau^* = \frac{1}{\Gamma^2} \cdot \frac{L^*}{C^*} \right) \quad \text{con} \quad \underline{L^* = \frac{V_c}{A_c}} \quad \text{e} \quad \underline{C^* = \frac{\sqrt{RT_c}}{\Gamma}}$$

Dove la Lunghezza Caratteristica L^* è funzione del tipo di propellente.

A questo punto noti A_c e L^* posso dedurre il volume della camera altrimenti noto il volume V_c e A_c ricavo L^* .

Si ha quindi

Chimica Veloce \Rightarrow Volume Piccolo e viceversa

Durante l'accensione dello shuttle si brucia l'O₂ appena esce per evitare ricircoli. Si accendono prima i O₂/H₂ per vedere se funzionano, la fiamma si vede perché ho urto e emissioni nel visibile. Poi accendo i booster e vedo la fiamma perché ci sono le particelle sol.

Perdite Cinetiche

Valutando le perdite legate alla cinetica chimica durante l'espansione ho due modelli: il Modello Frozen secondo il quale la composizione dei gas combusti non cambia durante l'espansione; il Modello Shifting secondo il quale ho equilibrio chimico in ogni sezione dell'ugello quindi la composizione varia per mantenere l'equilibrio. In questo caso si recupera parte dell'energia persa con la dissociazione.

Confrontando nei casi reali i tempi chimici caratteristici e i tempi di residenza si ottengono prestazioni comprese fra i

Perdite per Flusso Bifase

Si suppone che all'interno del flusso gassoso vi siano particelle solide di diametro ϕ dell'ordine del μm . Queste particelle hanno una velocità w_s minore di quella del gas w_g . Il flusso di gas genera sulla particella una forza resistente

$$D = \frac{1}{2} \rho (w_g - w_s)^2 C_D A_s$$

questa forza accelera la particella.



Tra la particella e il flusso vi è uno scambio al livello di QdM

poiché $D = M \frac{dw_s}{dt} \propto \phi^3$ ma allora l'accelerazione è legata al ϕ della particella \wedge^3 quindi

più la particella è grande ^{meno} essa accelera - ????

Le particelle piccole avranno $w_s \sim w_g$.

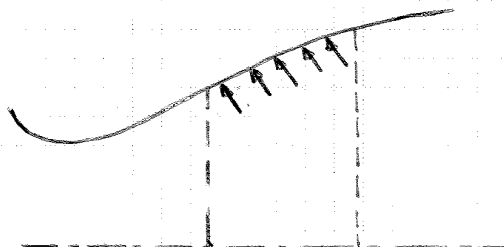
Ho poi un fenomeno dovuto allo scambio termico: le particelle calde cedono energia al gas essendo ancora calde dalla combustione. In questo scambio giocano un ruolo fondamentale la superficie e la massa della particella dal momento che a molta massa è associata molta energia. È quindi fondamentale il rapporto $\frac{V_s}{A_s} \propto \phi$ quindi le particelle piccole hanno meno influenza.

Vi sono poi gli scambi dovuti alla variazione delle masse causata dall'evaporazione di parte della particella solida e dalla condensazione del gas sulla superficie della particella ma trascuriamo questo effetto.

Dovrei poi valutare anche il moto browniano ma è trascurabile.

Considerando solo gli scambi di Quantità di Moto e Termici la quantità di energia sottratta è dell'ordine del 2% ma non è così tragico, scrivo quindi delle relazioni considerando due sezioni vicine di un divergente con v_{ig} e v_{is} costanti

$p > p+dp$



P, A, T_g, T_s, w_g, w_s

$p+dp, A+dA, T_g+dT_g$

T_s+dT_s, w_g+dw_g

w_s+dw_s

Queste equazioni legano $d\omega$ e dT fornendo un salto di P .
 Ma come varia la Temperatura è deciso dall'espansione che è definita attraverso un rapporto di espansione β . Devo quindi legare β con T (trascurando gli effetti cinetici $\omega_s = \omega_g = 0$)

Si hanno quindi 4 casi:

| | | |
|-----|--|--|
| (A) | $d\omega_g = d\omega_s$ $dT_g = dT_s$ $\omega_g = \omega_s$ $T_g = T_s$ | (B) |
| | | $dT_s = 0$ $T_s = \text{cost}$ |
| (C) | $d\omega_s = 0$ $\omega_s = 0$ | (D) |
| | | $dT_s = 0$ $T_s = \text{cost}$ $d\omega_s = 0$ $\omega_s = 0$ |

Nel caso A tutto funziona bene, l'accelerazione del gas è uguale a quella del solido e le velocità sono piccole perciò ho un buon scambio termico e le temperature sono uguali.

Nel caso B non ho lo scambio termico tra gas e solido ma solo quello di QdM mentre nel caso C ho solo scambio termico e non ho scambio di Quantità di Moto.

Nel caso D va male tutto: le particelle sono così grandi che rimangono lente e calde non fornendo energia al fluido.

Le varie casistiche sono ordinate dalla migliore alla peggiore e tutte forniscono comunque prestazioni minori del caso ottimale dove ho un gas completamente omogeneo e vale

$$\omega_{g_0} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_c \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)} \propto I_s \text{ se adattato}$$

Vediamo i vari casi.

Caso A - Sia scambi di QdM che di Calore

Applicando la (**) a questo caso con le relative condizioni si ha

$$\begin{cases} dT_s = dT_g \\ d\omega_s = d\omega_g \\ \omega_s = \omega_g \\ T_s = T_g \end{cases} \Rightarrow \frac{[x c_s + (1-x) c_p] dT}{c_g} = \frac{dp}{\rho_g} (1-x) \quad \text{con } c_g = \frac{p}{RT}$$

L'equazione è quella che lega p e T in una poliotropica quindi è un'equazione che descrive l'evoluzione di un gas circa omogeneo dove però il c_p è una media dei c_p di gas e solido così come la M lo è delle M di gas e solido.

Dalla (*) invece ho

$$\bar{C}_p dT + (1-x) w_{O_2} dw_{O_2} = 0 \Rightarrow w_{O_2}^c = \frac{1}{\sqrt{1-x}} \sqrt{2\bar{C}_p(T_c - T_e)} = \frac{1}{\sqrt{1-x}} w_{O_2}^A$$

Ma allora la velocità è aumentata. Bisogna però tenere conto che la velocità del solido è nulla allora valutando l'impulso specifico dovrò modularlo a $(1-x)$, quindi complessivamente ho cmq una perdita

$$C = \frac{m_{O_2} w_{O_2} + m_s w_s}{m_{O_2} + m_s} = (1-x) w_{O_2} + x w_s \Rightarrow C^c = (1-x) w_{O_2}^c$$

da cui
$$I_s^c = (1-x) \frac{I_s^A}{\sqrt{1-x}} = \sqrt{1-x} I_s^A$$

Caso D - Nessuno Scambio

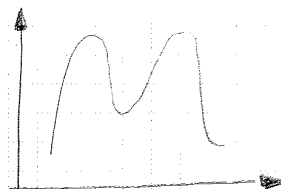
In questo caso il gas espande come flusso isoentropico e il solido rimane fermo:

$$\begin{cases} dw_s = 0 \\ w_s = 0 \\ dT_s = 0 \\ T_s = \text{cost} \end{cases} \Rightarrow I_s^D = (1-x) I_s^O$$

Posso fare una tabella con un caso numerico

| Caso | O | A | B | C | D |
|------------------|----------|-----------------|-----------|-----------------|-----------|
| | Solo gas | $w_s = w_{O_2}$ | | $w_s = 0$ | |
| | | $T_s = T_{O_2}$ | $T_s = C$ | $T_s = T_{O_2}$ | $T_s = C$ |
| I_s | 275 | 265 | 261 | 251 | 247 |
| $-\Delta I_s \%$ | 0 | -3,6 | -5,1 | -8,7 | -10 |

Per la dimensione delle particelle si svolge un'analisi statistica sperimentale dalla quale tipicamente emerge un andamento binodale con due picchi. I risultati variano in funzione del tipo di endoreattore.



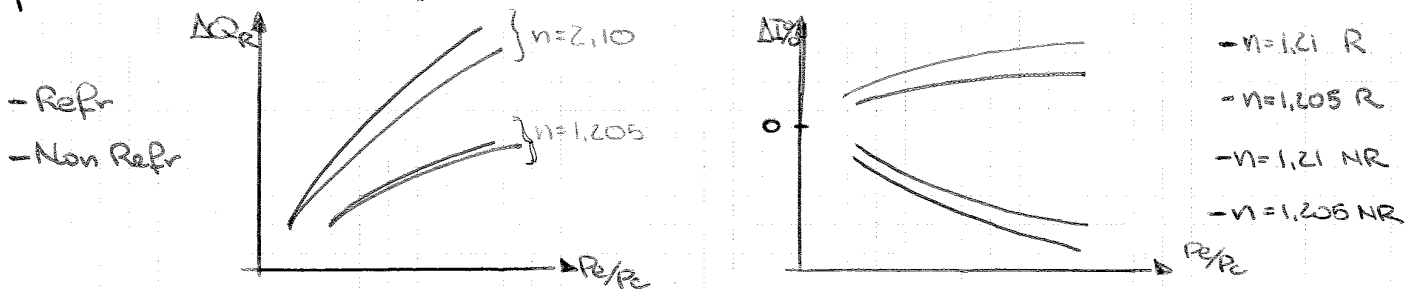
Se impongo $\frac{P_e}{P_c}$ e ΔQ_R posso trovare T_c .

Allora se ho un reattore dovrò calcolare T_c che altrimenti è nota e per valutare il calcolo ΔQ_R con la formula trovata e poi trovo T_c con

$$\Delta Q_R = C_p (T_c - T_0) \Rightarrow T_c = T_0 + \frac{\Delta Q_R}{C_p} = T_0 + f \cdot T_c$$

dove indico con f tutta la funzione $\Delta Q_R / C_p$ estrapolando T_c e questa funzione f dipenderà dal rapporto di espansione P_e/P_c e si ha che più si espande più è possibile sottrarre calore e rigenerare e più posso scaldare e quindi espandere: è un processo autoalimentante asintotico.

È poi possibile tracciare grafici dove in $f(P_e/P_c)$ ho i diversi ΔQ_R al variare di n sia con e senza refrigerazione. Posso poi osservare anche ΔI_s alle stesse condizioni:



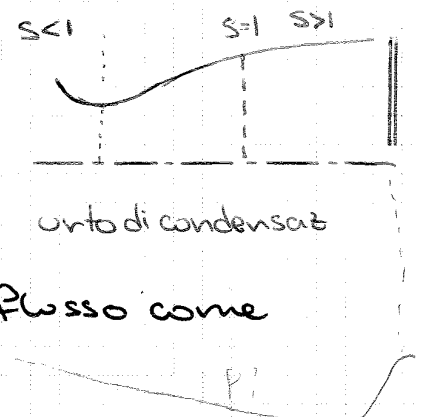
Flusso Bifase e Urto di Condensazione

Il flusso in camera è ricco di H_2O che durante l'espansione nell'ugello, diminuendo la pressione e la temperatura, può condensare rilasciando energia che aumenta la temperatura e la pressione in quella determinata sezione.

Per studiare questo fenomeno si sfrutta il "Flusso di Rayleigh"

Definendo $S = \frac{P_c}{P_{sup}(T)}$ ho che il passaggio

di fase avviene a $S=1$ dopo la gola dell'ugello. Studiando l'andamento di pressione e temperatura si ottengono risultati simili a quelli di un urto supersonico e posso quindi trattare il flusso come supersonico.

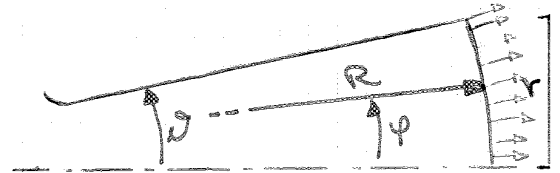


Perdite per Divergenza

Il flusso nel modello ideale esce Uniforme e Assiale -
Ma allora deve costuire una forma per l'oggetto che mi
permetta di ottenere questa condizione facendo espandere
il flusso in modo isoentropico.

La cosa più semplice da fare è usare un Divergente Conico
Così facendo ho un flusso in condizioni

omogenee su una calotta sferica
sulla quale la pressione e velocità
costanti ma non assiali. Solo una



componente è assiale, le altre sono divergenti e forniscono
una componente di spinta che si annulla -

Allora la quantità di moto fornisce una spinta che è una
porzione di quella ideale, si scala di un fattore λ

$$F = \lambda F_{id}$$

dove λ è un fattore di correzione legato alla divergenza.

Questo λ è difficile da calcolare se non per casi semplici.

Devo valutare λ per il caso conico.

Indico con σ l'apertura del semicono, R il raggio del cono, r il raggio
della sezione all'uscita e φ l'angolo che R percorre -

Allora applicando il bilancio della Q.d.M. ottengo una forza, non
scrivendo la Q.d.M. come $\rho_e \cdot \vec{v}$ ma, considerando il versore \vec{n}
uscite dalla calotta sferica

$$F = \int \rho_e (\vec{w}_e \cdot \vec{n}) w_x dA + (p_e - p_0) A_e$$

dove $w_x = w_e \cos \varphi$ e $dA = 2\pi R \sin \varphi R d\varphi$ allora

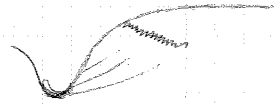
$$F = \int_0^{\sigma} \rho_e w_e w_e \cos \varphi 2\pi R^2 \sin \varphi d\varphi + A_e (p_e - p_0)$$

$$\boxed{F = 2\pi \rho_e w_e^2 \frac{1 - \cos^3 \sigma}{3} R^2 + A_e (p_e - p_0)}$$

dove il contributo di $A_e (p_e - p_0)$ è studiato considerando le pressio-
ni uniformi sulla calotta -

Allora posso modificare la sezione per vendere il flusso assiale ma così facendo scattano degli urti dovuti alle onde di compressione che nascono nei punti dove varia l'andamento dell'ugello.

Posso però sfruttare le linee di espansione dalla gola per compensare le onde di compressione indebolendo gli urti.



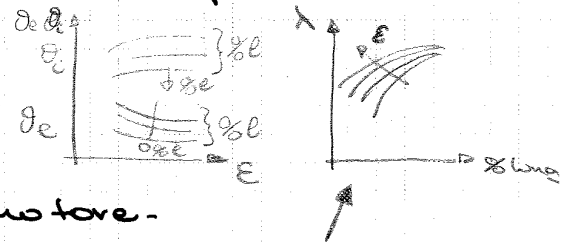
Con questa soluzione, a parità di rapporto di espansione, un ugello più corto di quello conico e ha anche angoli più piccoli quindi ha meno ingombro. D'altra parte però più espandendo bruscamente dopo la gola più ho perdite.

Si svolge quindi uno studio di ottimizzazione dal quale è emerso che alcuni parametri influenzano più di altri la forma dell'ugello: γ (peso), raggio di raccordo (ρ), ϵ (tanto) quanto è più corto rispetto al conico (tanto).

Allora sotto queste ipotesi si scopre che i profili dell'ugello sono delle parabole definite da l'angolo di raccordo e dall'angolo di uscita.

Allora noto ϵ e quanto voglio l'ugello corto rispetto al conico e ricavo l'angolo.

Non descrivo la parabola con la forma $ax^2+bx+c=y$ perché le parabole non hanno l'asse di simmetria parallelo al motore.



Dal grafico posso poi ricavare il coeff di correzione.

Posso quindi fare un conto sperimentale iniziale sull'ugello in modo relativamente semplice e poi doverlo verificare sperimentalmente.

Nell'Ugello Bell ho prestazioni migliori agli ϵ maggiori perché ho più tempo per recuperare la perdita.

Ocebis agli oenonini: TOC: trust optimized contour TOP trust optimized parabolic.

Posso poi realizzare un ugello TIC \Rightarrow Ideal Nozzle

Questo espande lentamente il flusso e lentamente la condizione finale assiale 1α . Per fare questo senza perdite ne compressioni dovrei fare degli ugelli lunghissimi.

Si può osservare che con gli ugelli a campana non si ha separazione del flusso perché lo strato limite vede un V_p minore e non ha sufficiente salto da creare uno stacco.

Un'altra soluzione per realizzare un ugello sempre adatto è la soluzione Dual Bell \Rightarrow controllo il comportamento del flusso con una separazione controllata regolata dalla geometria e da due ϵ e rapporti di espansione differenti.

Così facendo, per quote basse lavora l'ugello con ϵ_1 ($< \epsilon_2$) mentre per quote superiori lavora ϵ_2 e così ho sempre le prestazioni migliori.

Questo è il comportamento ideale.

In realtà, quando sono nel vuoto, il flusso espande al massimo e aderisce bene alle pareti e esce occupando tutta la sezione di uscita. Quando poi sono a quote minori sono sovraespansi e sente solo ϵ_1 perché lo strato limite affronta dei V_p che io vendo sostenuti in modo da garantire la separazione. Questa separazione è favorevole perché un flusso sovraespanso frena ma dall'altra parte può portare a oscillazioni e disassamenti del flusso. Per evitare questo sfruttando il gradino che essendo una discontinuità favorisce la separazione del flusso ma in modo controllato. Potrei anche inserire un getto per realizzare la separazione controllata, fluidodinamicamente.

Allora a quote basse espande e separa usando ϵ_1 .

Ho però alcune problematiche: infatti la separazione non avviene dove voglio io ma avviene prima e quando avviene il passaggio ho un salto di impulso specifico perché durante la separazione la parte di campana ϵ_2 dà una resistenza \Rightarrow Aspiration Drag. Inoltre l'ugello non è perfettamente a campana parabolica e quindi ho più perdite perché il profilo non è ottimizzato. Tutto questo da perdite.

