



centroappunti.it

CORSO LUIGI EINAUDI, 55/B - TORINO

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: 2514A

ANNO: 2021

A P P U N T I

STUDENTE: Forestieri Andrea

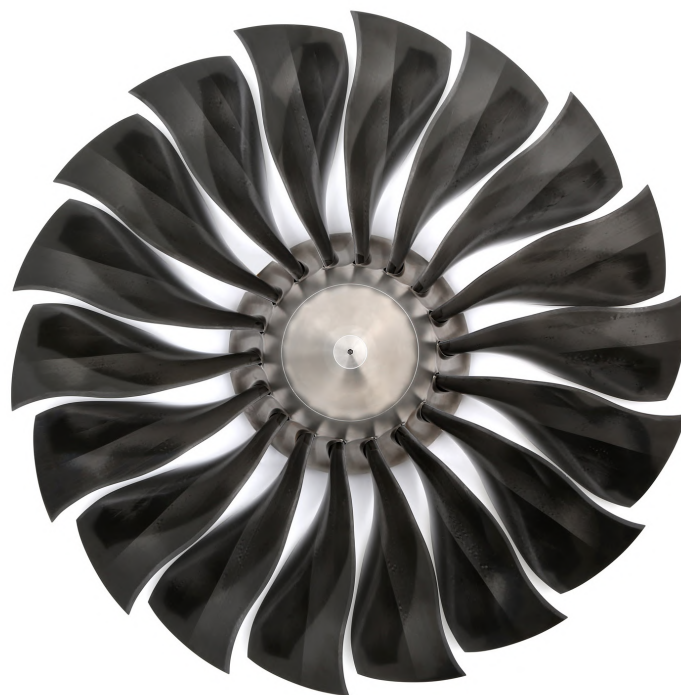
MATERIA: Motori per aeromobili - Prof. Pastrone

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

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

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

MOTORI PER AEROMOBILI



Dispense del corso

Politecnico di Torino

Indice

1	Fondamenti	6
1.1	La spinta netta standard e la resistenza addizionale	7
1.1.1	Teorema della quantità di moto	8
1.1.2	Stream Force e Dinalpia	10
1.1.3	Spinta netta standard	10
1.1.4	Adattamento dell'ugello	12
	Analisi qualitativa	12
	Esame analitico	13
2	Prese d'aria	14
2.1	Introduzione e prestazioni	14
2.2	Prese d'aria supersoniche con compressione esterna	18
2.2.1	Presa tipo Pitot	18
	Off-design: variazione della manetta a Mach di volo costante	20
	Off-design: variazione del Mach di volo	22
	Valutazione delle perdite di pressione totale in volo subsonico	23
2.2.2	Prese d'aria con rampa prominente	25
	On-design	27
	Off-design: variazione della manetta a Mach di volo costante	28
	Caso supercritico	30
	Off-design: variazione del Mach di volo	31
	Prese con più rampe	32
	Geometria variabile	33
2.3	Prese d'aria supersoniche a compressione interna	34
2.3.1	Funzionamento isoentropico	34
	Presa supersonica convergente-divergente (CD)	34
2.3.2	Funzionamento disinnescato/innescato, innesco e disinnesco	34
	Presa disinnescata (presenza di urto retto esterno)	34
	Innesco: presa alla Kantrowitz-Donaldson (KD)	38
	Innesco	40
	Disinnesco	43
2.3.3	Funzionamento e prestazioni off-design della presa convergente-divergente	44
	Funzionamento in subsonico	48
	Funzionamento in supersonico con $M_0 < M_{0I}$	51
	Funzionamento in supersonico con $M_0 = M_{0I}$	53
	Funzionamento in supersonico con $M_{0I} < M_0 < M_{0II}$	53

Indice

	Effetto del Mach sul termine ($w_e - u$)	138
5.4	Turbojet bialbero off-design: funzionamento	141
6	Turbofan	147
6.1	Turbofan: richiami on-design	147
6.2	Turbofan a flussi separati off-design: funzionamento e prestazioni corrette	151
	Bilancio di potenza all'albero di bassa pressione	153
	Relazione tra lavori del fan e del compressore di bassa pressione	154
	Bilancio di potenza all'albero di alta pressione	155
	Esplicitazione di BPR come rapporto di portate	156
6.3	Esempi di prestazioni reali	161
	Honeywell TFE731-60	165
	Flat rated engine	167
7	Accoppiamento presa/propulsore	168
7.1	Mappa della presa	168
7.2	Accoppiamento tra presa e turbogetto	171
7.3	Accoppiamento tra presa e ramjet	175
8	Jet fuels	180
8.1	Introduzione	180
8.2	Jet engine fuels	183
8.3	Jet fuels alternativi	187
9	Combustori	190
9.1	Mappa del combustore	190
9.2	Requisiti e tipologie di combustori	192
	Nomenclatura	195
	Introduzione	195
	Main burner	196
	Tipi di main burner	197
9.3	Diffusore	201
9.4	Liner e air partitioning	202
9.5	Stabilità di combustione	203
9.6	Aerodinamica: zona primaria e swirling	215
9.7	Distribuzione di temperatura e lunghezza del combustore	216
9.8	Fuel nozzles	218
9.9	Emissioni	222

1.1. La spinta netta standard e la resistenza addizionale

Il mezzo più conveniente è quello preso dall'esterno, perché non contribuisce al peso del motore: un propulsore aeronautico cerca di prendere tanto flusso esterno e accelerarlo poco. Ovviamente non si può prescindere dal peso del motore, quindi l'ottimo si avrà per dimensioni non troppo elevate e accelerazioni del flusso esterno non troppo basse. In questo caso i rapporti di miscela aria-combustibile sono dell'ordine di 50 : 1. Gli endoreattori, per contro, sono progettati per operare anche nel vuoto o in ambienti molto rarefatti. Per questo motivo, anche l'ossidante deve essere immagazzinato, causando un costo più elevato del sistema. Inoltre, la disponibilità di ossidante non è infinita e pertanto si cerca di usarlo al meglio in modo da ottenere la massima spinta con il minimo consumo. Questo è il motivo per cui si cerca di accelerare moltissimo una massa piccola, il che è inefficiente dal punto di vista dello spreco energetico.

	Esoreattori	Endoreattori
Prestazioni	Dipendono dalla velocità di volo u e da condizioni ambiente (quota z). Utilizzo in atmosfera.	Non dipendono da velocità di volo. Il mezzo influisce solo tramite livello di pressione ambiente. Funzionano in atmosfera, acqua e anche nel vuoto.
Livello di spinta	Limiti su livelli di spinta	Ampia gamma di spinta
Pressione combustore	Dipende da u e da z . Max intorno a 40 ÷ 50 bar	Indipendente da u e da z . Può essere anche elevata (fino a circa 300 bar).
Spinta/Peso	Limitato (ordine 10)	Elevato grazie ad elevata potenza specifica (alta pressione di camera)
Consumo	Limitato grazie all'uso di aria-combustibile	Elevato per utilizzo di propellente <i>on board</i>

La pressione di camera è un'indicazione della potenza e della compattezza del motore. Inoltre, le temperature di combustione sono di circa 2000 K per gli esoreattori. Per gli endoreattori possono arrivare anche a 5000 K.

1.1 La spinta netta standard e la resistenza addizionale

Per quanto concerne il sistema propulsivo, si usa il concetto di *spinta netta standard*, somma di spinta preingresso (detta anche resistenza addizionale) e spinta interna, da non confondere con la forza propulsiva effettivamente ottenuta dal propulsore considerato nel suo insieme di superfici interne ed esterne. La forza propulsiva viene detta *non-installata*, quando si suppone che il motore sia immerso in fluido inviscido, altrimenti si parla di forza propulsiva *installata*. Si parla poi in genere di forza propulsiva del propulsore isolato per sottolineare l'assenza di interferenza con altri corpi aerodinamici (es. interferenza propulsore-aeromobile). Le forze, di fatto, si generano sulle pareti che confinano il flusso,

1.1. *La spinta netta standard e la resistenza addizionale*

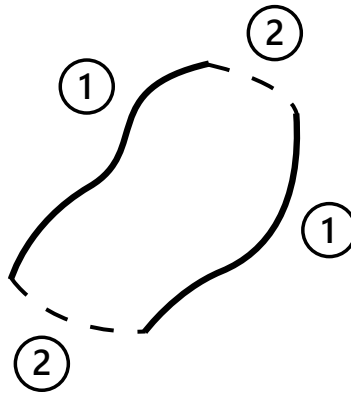


Figura 1.1: Superfici di controllo con pareti impermeabili (1) e pareti permeabili (2)

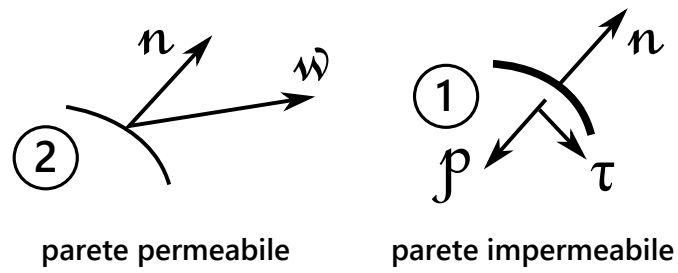


Figura 1.2: Schema delle pareti permeabili e impermeabili

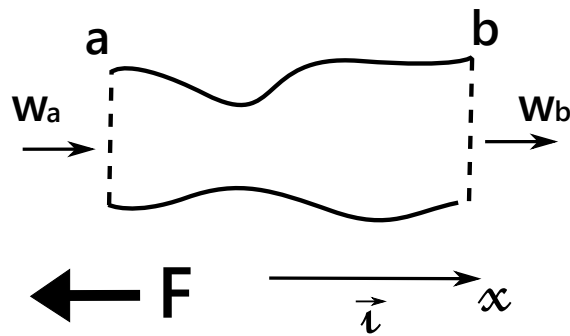


Figura 1.3: Caso di flusso unidimensionale che attraversa una superficie di controllo

1.1. La spinta netta standard e la resistenza addizionale

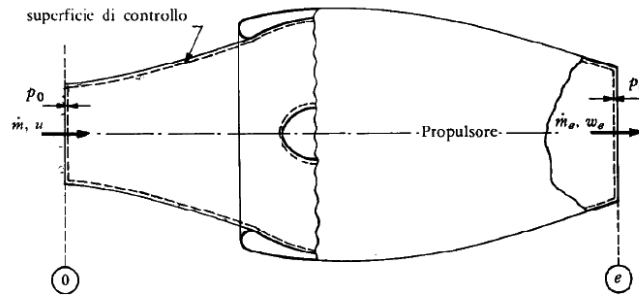


Figura 1.4: Superficie di controllo per un propulsore delimitata dalle sezioni “0” (di cattura) ed “e” (di uscita)

“0” ed “e”, dal riferimento ad una pressione relativa all’ambiente indisturbato a monte, dal considerare l’asse motore allineato con la direzione della velocità di volo e dall’aver trascurato il contributo dato dall’immissione del combustibile (nel caso di esoreattori). Si può anche riscrivere la spinta netta standard in modo più compatto come differenza di stream force:

$$S = SF_e - SF_0$$

Le stream force che caratterizzano la spinta netta standard vengono chiamate:

- Spinta lorda

$$S_j = SF_e = \dot{m}w_e + (p_e - p_0) A_e$$

Talvolta S_j viene anche chiamata *spinta del getto*.

- Ram drag

$$SF_0 = \dot{m}u$$

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

$$S = S_{INT} + D_a$$

La spinta interna S_{INT} è la spinta che riceve il motore dall’interno:

$$S = SF_e - SF_i = \dot{m}w_e + (p_e - p_0) A_e - \dot{m}w_i + (p_i - p_0) A_i$$

La resistenza addizionale D_a è la spinta che verrebbe esercitata sul tubo di flusso dalla sezione di cattura a quella d’ingresso se fosse fisico:

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

La resistenza addizionale è sempre positiva. Infatti, se $A_0 < A_i$ la pressione dentro il tubo di flusso è maggiore di quella all’esterno, mentre se $A_0 > A_i$ la pressione dentro il

1.1. La spinta netta standard e la resistenza addizionale

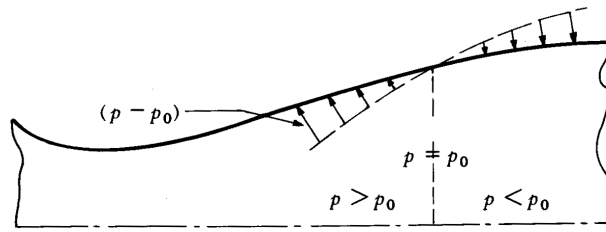


Figura 1.5: Distribuzione delle pressioni relative lungo un ugello convergente-divergente

Esame analitico

Cerchiamo il massimo della funzione

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

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

$$dS = \dot{m}_e dw_e + A_e dp_e + dA_e(p_e - p_0) \tag{1.3}$$

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

$$dL_i = 0 = v dp + \frac{dw^2}{2} \implies \frac{dp}{\rho} = -w dw$$

Sostituendo in (1.3) si ottiene:

$$\begin{aligned} dS &= \rho_e w_e A_e dw_e + A_e dp_e + dA_e(p_e - p_0) = \\ &= -dp_e A_e + A_e dp_e + dA_e(p_e - p_0) = \\ &= dA_e(p_e - p_0) \end{aligned}$$

Si nota dunque che si ha un punto stazionario per $p_e = p_0$. Si analizza la derivata seconda:

$$\begin{aligned} \frac{d^2 S}{dp_e^2} &= \frac{dA_e}{dp_e} + (p_e - p_0) \frac{d^2 A_e}{dp_e^2} \\ \left(\frac{d^2 S}{dp_e^2} \right)_{p_e=p_0} &= \frac{dA_e}{dp_e} \end{aligned}$$

Dal momento che il flusso è supersonico $dA_e/dp_e < 0$, quindi il punto è un massimo.

2.1. Introduzione e prestazioni

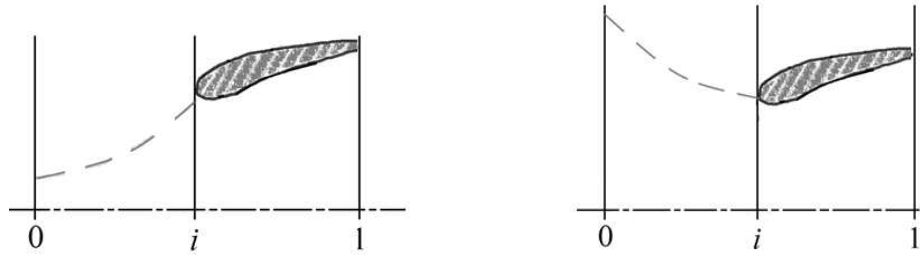


Figura 2.1: Presa d'aria subsonica. Condizione di rifiuto. Figura 2.2: Presa d'aria subsonica. Condizione di richiamo.

- il flusso è richiamato perché il Mach della corrente a monte è minore del Mach di ingresso

Le condizioni “i” sono le condizioni di ingresso mentre le condizioni “1” rappresentano l’uscita dalla presa. Il Mach di ingresso, che determina le condizioni di rifiuto o richiamo in base al Mach di volo, è determinato dal funzionamento del motore. Il pilota, agendo sulla manetta, decide indirettamente quanto calore viene fornito al flusso. Conseguentemente, anche in base a come funziona il motore, viene determinato un certo Mach di ingresso. Più precisamente, il motore stabilisce le condizioni nella sezione “1” e la geometria della presa determina le condizioni in “i”.

Le condizioni “0” dipendono dalla quota e dal Mach di volo. Quest’ultimo stabilisce qual è la pressione totale e la temperatura totale:

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

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

Sul diagramma T-S (fig. 2.3), la quota determina l’isobara p_0 e l’isoterma T_0 . Il Mach determina quindi l’isobara p_0° e l’isoterma T_0° . La trasformazione isentropica porta le condizioni da 0 a 1’. Il segmento 0-1’ viene indicato con “A”. Nella realtà la presa non riesce a mantenere la pressione totale, quindi la trasformazione va da 0 a 1. La sezione “i” non viene identificata perché si è evidenziato il processo nel suo complesso senza identificare ciò che accade puntualmente. La linea che congiunge 0 e 1 non è pertanto esplicativa di ciò che succede fisicamente durante la trasformazione.

Le prestazioni della presa possono essere misurate in base a quanta pressione totale riesce a mantenere. Un primo indice è il rapporto tra le pressioni totali di uscita e monte:

$$\varepsilon_d = \frac{p_1^\circ}{p_0^\circ}$$

Questo indicatore è senz’altro essenziale ma non è esplicativo della bontà della presa, cioè di quanto sia efficace. In effetti, immaginando che la presa sia così inefficace da

2.1. Introduzione e prestazioni

adiabatico. Si definisce quindi:

$$\begin{aligned}\eta_d &= \frac{B}{A} = \frac{T_{1''} - T_0}{T_{1'} - T_0} = \frac{T_0 \left(\frac{T_{1''}}{T_0} - 1 \right)}{T_0 \left(\frac{T_{1'}}{T_0} - 1 \right)} = \frac{\left(\frac{p_1^\circ}{p_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\left(\frac{p_0}{p_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1} = \frac{\left(\varepsilon_d \frac{p_0}{p_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\left(\frac{p_0}{p_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1} = \\ &= \frac{\varepsilon_d^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma-1} \frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma-1} \frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1} = \frac{\varepsilon_d^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right) - 1}{\frac{\gamma-1}{2} M_0^2}\end{aligned}$$

Questo rendimento fornisce un'indicazione più precisa sulla bontà della presa indipendentemente dalla velocità di volo.

Invece di ragionare in questi termini e prendere come riferimento il segmento B, è possibile usare il segmento C. In questo modo, si valuta l'effetto utile in termini cinetici a partire dalle condizioni reali nella sezione 1. Il rendimento in questione prende il nome di rendimento cinetico:

$$\eta_k = \frac{C}{A} = \frac{C}{B} \frac{B}{A} = \frac{C}{B} \eta_d = \frac{T_1^\circ - T_{0'}}{T_{1''} - T_0} \eta_d = \frac{T_0^\circ}{T_{1''}} \left(1 - \frac{1}{\beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right) \eta_d = \left(\frac{p_0^\circ}{p_1^\circ} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \eta_d = \frac{\eta_d}{\varepsilon_d^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

Questi tre rendimenti devono essere usati a seconda dell'oggetto dell'analisi.

Il secondo parametro è il coefficiente di portata. Molto importante è la distinzione tra definizione e la formula che viene poi sviluppata a partire da essa. Il coefficiente di portata è definito nel seguente modo:

$$\varphi_d = \frac{\dot{m}_{\text{reale}}}{(\dot{m}_{\text{ideale}})_{\text{ref}}}$$

Il parametro è quindi il rapporto tra la portata entrante nel motore e la portata ideale di riferimento, definita come la portata che entrerebbe nel motore se il flusso fosse indifferente dalla presa (ossia se non ci fosse né rifiuto né richiamo). La portata reale è relativa all'area A_0 a monte, mentre la portata ideale è relativa all'area di ingresso A_i (fig. 2.4).

Dalla definizione di coefficiente di portata indicata sopra, lo si può esprimere nel seguente modo:

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

Nel caso indicato in fig. 2.4 solo le molecole racchiuse nell'area A_0 entreranno nel motore. Si ribadisce come la definizione del coefficiente di portata non sia un rapporto di aree ma bensì il rapporto tra la portare reale e quella di riferimento. Inoltre, si fa riferimento alle condizioni a monte. Pertanto le portate sono espresse in funzione della velocità di volo e della densità dell'aria indisturbata.

2.2. Prese d'aria supersoniche con compressione esterna

addizionale. Infatti:

$$D_a = \int (p - p_0) dA_{\perp} = SF_i - SF_0$$

Poiché il processo appena descritto è irreversibile per via degli urti, non è possibile recuperare la resistenza addizionale sulla carenatura. Per questo motivo è preferibile che D_a sia nulla. Le *stream force* sono uguali se $\varphi_d = 1$ e, di conseguenza, la resistenza addizionale è nulla. A progetto si deve quindi fare in modo che il flusso arrivi indisturbato alla presa, e che quindi si generi un urto retto in ingresso. A progetto si conoscono il Mach di volo M_{0D} e il Mach di uscita M_{1D} (il pedice D indica *design*). La geometria della presa deve essere tale per cui al generarsi dell'urto retto in corrispondenza dell'ingresso al Mach di volo di progetto, al M_i corrisponda il M_{1D} dopo il rallentamento nel divergente. In altre parole, noto M_{0D} è noto anche M_i dalle relazioni dell'urto retto. La geometria deve essere tale per cui nella sezione "1" ci sia M_{1D} . Dalla conservazione della portata:

$$\dot{m}_i = \dot{m}_1$$

$$\frac{p_i A_i}{\sqrt{RT_i}} f(M_i) = \frac{p_1 A_1}{\sqrt{RT_1}} f(M_1)$$

Tra la sezione "i" e la sezione "1" si può considerare approssimativamente che non ci siano dissipazioni, per cui $p_1^{\circ} = p_i^{\circ}$. Per questo motivo, attraverso le relazioni dell'urto retto, p_1° è funzione di p_0° e di M_0 :

$$\varepsilon_{dNS}(M_0) = \frac{p_1^{\circ}}{p_0^{\circ}} = \left[\frac{(\gamma + 1) M_0^2}{(\gamma - 1) M_0^2 + 2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \left[\frac{(\gamma + 1)}{2\gamma M_0^2 - (\gamma - 1)} \right]^{\frac{1}{(\gamma - 1)}}$$

Dalle relazioni dell'urto, come già detto, è noto anche il Mach di ingresso:

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

Il processo è adiabatico, quindi anche la temperatura totale si conserva. Dalla conservazione della portata deriva che:

$$\left(\frac{A_i}{A_1} \right)_D = \frac{f(M_1)}{f(M_i)}$$

A progetto si può quindi definire il rapporto delle aree. Chi costruisce il motore fornirà poi il dato di quanta portata esso richiede, e una volta nota la portata si può calcolare quanto vale una tra A_i e A_1 e di conseguenza dimensionare il tutto.

La funzione "portata corretta" $f(M)$ è definita come:

$$f(M) = \frac{\sqrt{\gamma} M}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}$$

Essa è inizialmente crescente, ha massimo per $M = 1$ e poi è decrescente.

2.2. Prese d'aria supersoniche con compressione esterna

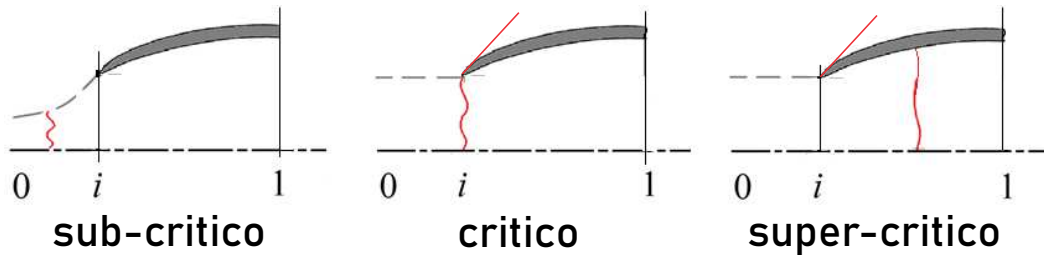


Figura 2.6: Configurazione dell'urto nel caso subcritico, critico e supercritico

Caso subcritico Il caso subcritico (fig. 2.7) si realizza quando M_1 scende, ovvero quando il propulsore richiede una portata corretta minore (si ricorda che M_1 è subsonico e che nel tratto subsonico la funzione portata corretta è monotona crescente). La funzione portata corretta nella sezione “1” è:

$$f(M_1) = \frac{\dot{m} \sqrt{RT_1^\circ}}{p_1^\circ A_1}$$

La geometria della presa è definita e la temperatura totale è sempre costante considerando il processo adiabatico. Ne si deduce che:

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

Poiché la pressione totale non può aumentare, ad un calo di M_1 corrisponde un calo di portata. Il coefficiente di portata sarà pertanto minore dell'unità e vi sarà un rifiuto di portata rispetto a quella ideale di riferimento. L'urto si sposta fuori dalla presa e la sezione “0” diminuisce. Classicamente si descrive la configurazione in un diagramma (fig. 2.8) che esprime ε_d in funzione di φ_d . Nel caso critico si ha φ_d unitario e ε_d dettato dalla perdita dell'urto retto. Nel caso subcritico ε_d non cambia rispetto al caso critico perché l'urto avviene sempre allo stesso Mach, mentre il coefficiente di portata diminuisce. La rappresentazione di quello che succede durante un rifiuto di portata è rappresentabile da una linea orizzontale nel diagramma. Questo modello rappresenta abbastanza bene la realtà fino a quando è valida l'ipotesi di flusso unidimensionale. Infatti, rifiutando troppo si possono verificare situazioni in cui il tubo di flusso entrante è molto angolato sulla presa e possono esserci delle perdite di pressione per distacco della vena fluida. Nella realtà la linea non è proprio orizzontale ma scende leggermente muovendosi a φ_d minori. Per le stesse motivazioni vi è un limite minimo di coefficiente di portata oltre il quale il motore funzionerebbe male.

Caso supercritico Il caso supercritico si realizza quando il propulsore richiede una portata corretta maggiore, ovvero M_1 maggiore. Si ricorda che:

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

2.2. Prese d'aria supersoniche con compressione esterna

Valutazione delle perdite di pressione totale in volo subsonico

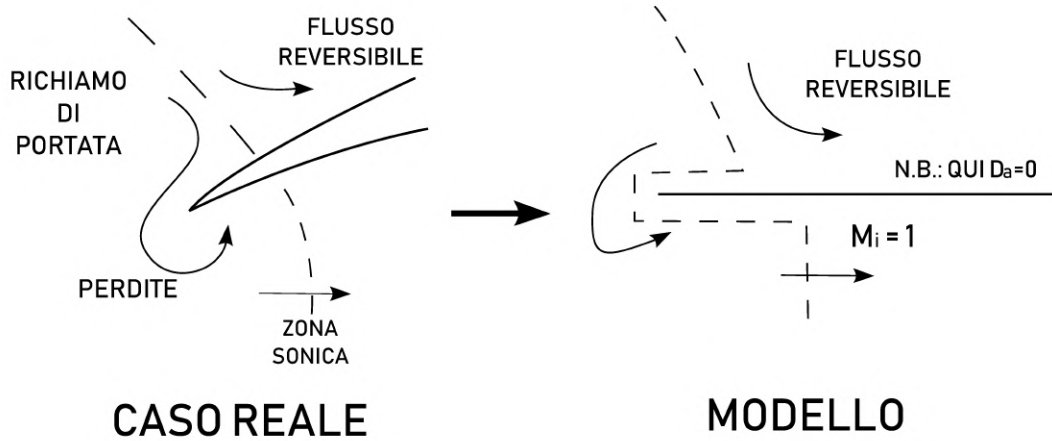


Figura 2.12: Schematizzazione del modello per il calcolo delle perdite in volo subsonico

In volo subsonico il labbro aguzzo della presa è particolarmente svantaggioso in caso di richiamo di portata, in quanto potrebbe generare delle perdite per separazione del flusso. Se il richiamo è particolarmente intenso, il flusso si stacca in prossimità della punta del labbro e, poiché fortemente richiamato, si riattacca subito alla parete generando una regione sonica all'interno della presa. La situazione più critica, per quanto osservato, è il decollo: il Mach di volo è basso, la manetta è al massimo e il richiamo è molto forte. Si può costruire un modello relativamente semplice e unidimensionale per stimare l'entità delle perdite di pressione (fig. 2.12). Si osserverà che tutto dipende dalla velocità di volo, dalla condizione in ingresso presa, dalla resistenza addizionale e dalle proprietà del fluido:

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

La resistenza addizionale si adimensionalizza con la pressione a monte e la sezione di ingresso nella presa:

$$\tilde{D}_a = \frac{D_a}{p_0 A_i}$$

La resistenza addizionale è la spinta non fisica applicata sul tubo di flusso dalla sezione "0" alla sezione "i":

$$D_a = SF_i - SF_0$$

2.2. Prese d'aria supersoniche con compressione esterna

Si può ora valutare l'entità delle perdite in seguito ad un forte richiamo imponendo $M_i = 1$. Si diagramma quindi l'andamento di ε_d con $M_i = 1$ per il subsonico e il supersonico (fig. 2.13). Le perdite per il subsonico in realtà potrebbero essere ancora più importanti in quanto dalla zona sonica il flusso potrebbe accelerare e si potrebbe verificare un urto: è facile che dalla situazione subsonica di forte richiamo si generi una situazione supercritica. Inoltre, lo stesso diagramma nel lato supersonico vale anche per il caso subcritico poiché la dissipazione dell'urto è la stessa. Ad ogni modo, bisogna notare come la perdita dipenda dalla resistenza addizionale. Il caso più svantaggioso nel subsonico è quando $M_0 = 0$, $M_i = 1$ e $\tilde{D}_a = 0$. Il caso peggiore è quindi al decollo se il Mach in ingresso è sonico e non si ha a disposizione resistenza addizionale; le perdite saranno circa del 20%. Interessante è notare come questo valore sia esattamente la stessa perdita presente in un flusso che viene accelerato da fermo alle condizioni di choking termico scaldandolo.

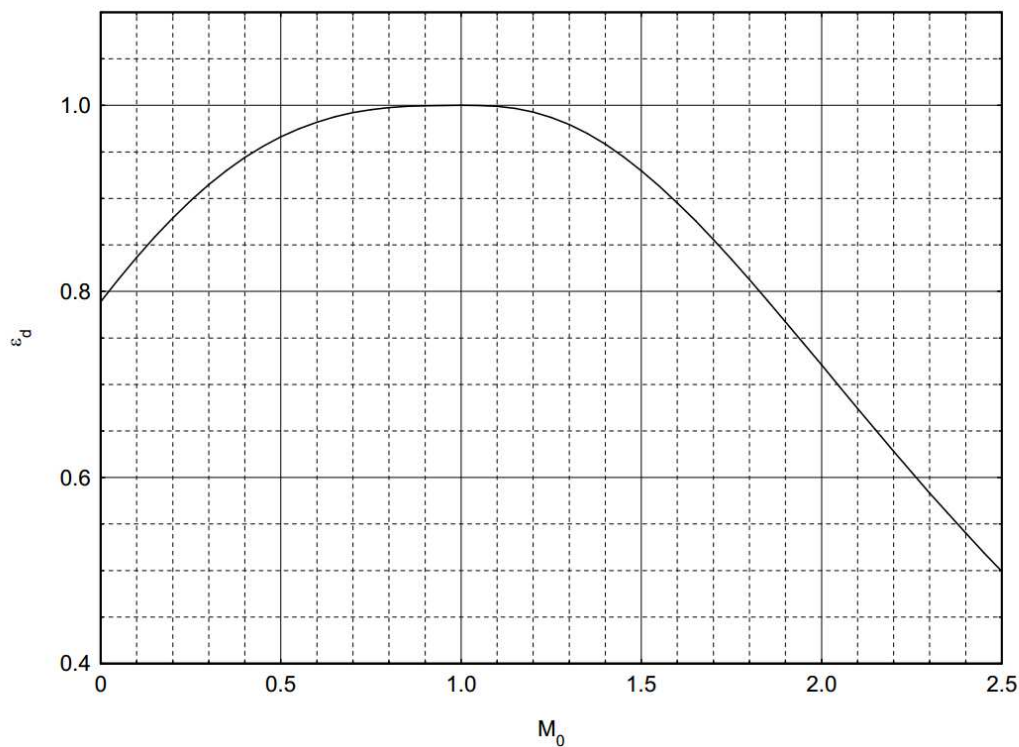


Figura 2.13: Efficienza al variare del Mach di volo secondo il modello

2.2.2 Prese d'aria con rampa prominente

L'urto retto che si genera con una presa tipo Pitot è molto dissipativo. Le perdite per Mach di volo superiore a 1.5 sono inaccettabili (si deve tenere conto che per avere alti livelli di spinta il propulsore richiede grandi pressioni). Per migliorare la presa e abbassare l'intensità dell'urto si necessita di un intermediario che rallenti il flusso,

2.2. Prese d'aria supersoniche con compressione esterna

Da fig. 2.16 si nota come non sia presente un asse di simmetria, in quanto si considera il caso piano. La presa ha una certa profondità “b”. Le aree in gioco sono quindi il prodotto tra una certa altezza e una certa profondità. Le grandezze di interesse sono:

- A_i : sezione di ingresso di riferimento (come presa Pitot)
- A_{min} : sezione minima di ingresso fisico (perpendicolare alla rampa)
- b : profondità della presa
- h : altezza della presa
- L : lunghezza rampa prominente
- δ : angolo di inclinazione della rampa
- σ : angolo di inclinazione dell'urto
- σ_D : angolo di inclinazione dell'urto di progetto

L'urto retto è perpendicolare alla rampa, collocato a progetto in corrispondenza della sezione minima. Il coefficiente di portata è:

$$\varphi_D = \frac{\dot{m}_{reale}}{\dot{m}_{rif}}$$

L'area di riferimento è quella della presa di tipo Pitot perché è definita come la superficie attraverso cui il flusso entrerebbe se non si accorgesse della presenza della presa, quindi:

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

L'area di cattura A_0 è definita dall'inizio della rampa al punto in cui il segmento spiccato dalla punta del labbro, parallelo alla rampa, incontra l'urto. Questo perché le particelle, una volta superato l'urto, proseguono parallele alla rampa. Quello rappresentato è un caso critico, caratterizzato dalla massima portata ottenibile a quel determinato Mach di volo.

On-design

Si cerca ora di capire quali sono le grandezze della rampa da determinare a progetto e con quale criterio si determinano. Le dimensioni sono dettate dalla portata necessaria, quindi dalla sezione A_1 . A progetto si sceglie di quanto la rampa fuoriesce rispetto al labbro (lunghezza L). Si deve anche decidere l'entità dell'angolo di inclinazione della rampa δ . Per farlo, bisogna tenere conto della presenza di un urto obliquo e di un urto retto:

$$\varepsilon_d = \varepsilon_{dOS} \varepsilon_{dNS}$$

2.2. Prese d'aria supersoniche con compressione esterna

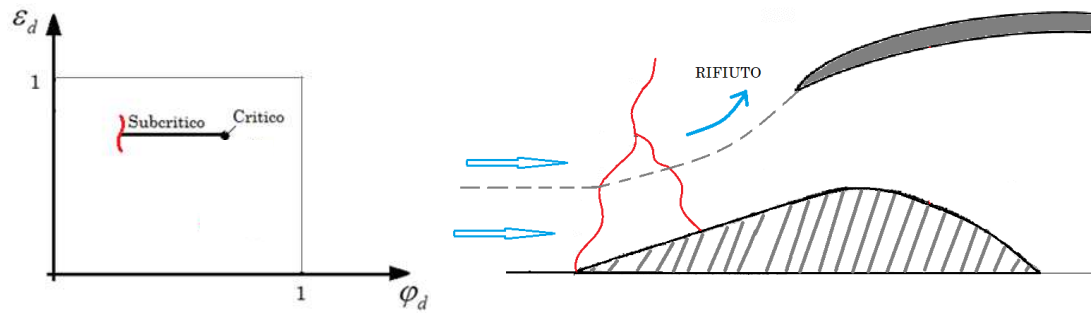


Figura 2.18: Presa a rampa prominente piana nella configurazione subcritica

perché l'area di cattura è minore di quella di riferimento e ε_d assume un certo valore (fig. 2.18). Quello appena descritto è un caso critico; se si togliesse la rampa il punto critico sarebbe in corrispondenza di $\varphi_D = 1$ e di un ε_d minore.

Nel caso subcritico $M_1 < M_{1cr}$. La funzione portata corretta è più piccola del caso critico, e poiché

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

non potendo aumentare la pressione totale, l'urto si sposta fuori dalla presa per generare la configurazione per cui \dot{m} è più piccola del caso critico (rifiuto di portata). Uscendo dalla presa, l'urto retto interagisce con l'urto obliquo generando un terzo urto. Il coefficiente di portata è minore di quello del caso critico mentre ε_d si mantiene costante.

Quando la presa viene fatta funzionare in condizioni altamente subcritiche ci possono essere fenomeni di instabilità. Come già detto, la dissipazione generata da un urto retto è maggiore di quella generata da un urto obliquo seguito da un urto retto (a parità di Mach a monte). Riferendosi alla fig. 2.19 si ha:

$$p_a^\circ > p_b^\circ$$

Se la linea di tubo di flusso che arriva sul labbro proviene esattamente dall'incrocio tra urto obliquo e retto, le pressioni statiche a cavallo della linea sono uguali mentre le pressioni totali sono diverse. Questo comporta una differenza tra i numeri di Mach sopra e sotto la linea. In particolare, poiché:

$$p_a = p_b = p$$

Si ha:

$$\frac{p_a^\circ}{p} > \frac{p_b^\circ}{p}$$

Questo comporta che il Mach sotto la linea sia più alto di quello sopra:

$$M_a > M_b$$

2.2. Prese d'aria supersoniche con compressione esterna

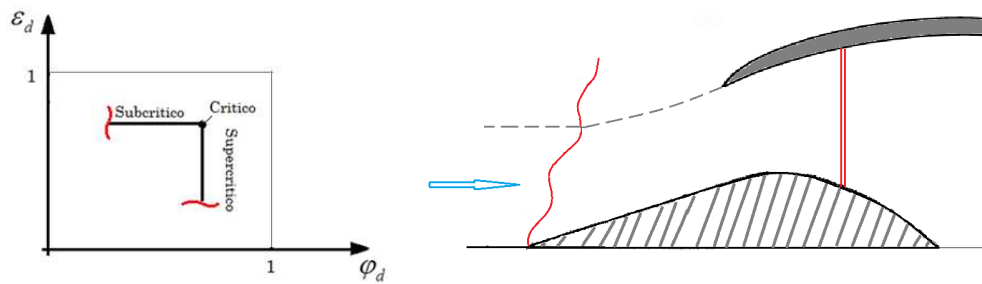


Figura 2.20: Presa a rampa prominente piana nella configurazione supercritica

Off-design: variazione del Mach di volo

All'aumentare di M_0 gli urti diventano più forti, quindi ε_d massimo (valore critico) diminuisce. Inoltre, all'aumentare del Mach, l'urto obliquo (debole) riduce al sua inclinazione e φ_D massimo (valore critico) aumenta fino ad arrivare a 1 nel punto in cui l'urto obliquo incontra il labbro. Il punto critico, all'aumentare del Mach di volo, si sposta allora in basso a destra fino alla condizione limite (fig. 2.21).

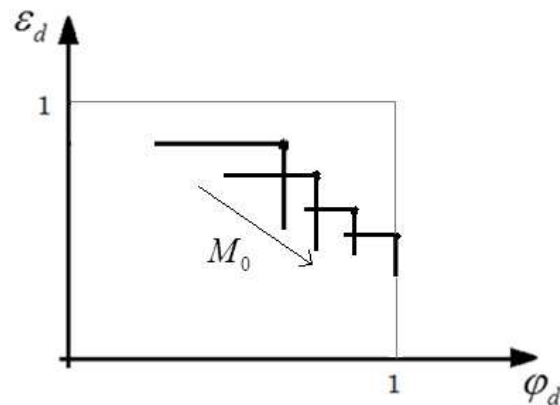


Figura 2.21: Variazione del diagramma ε_d - φ_d al variare del Mach di volo per la presa a rampa prominente piana

Per numeri di Mach di volo bassi (comunque supersonici), l'inclinazione della rampa diventa più grande dell'inclinazione massima per quel determinato numero di Mach. Di conseguenza l'urto diventa curvo e staccato e le prestazioni sono quelle della presa di Pitot, perché la perdita è legata alla parte retta dell'urto (fig. 2.22). Per questo motivo è necessario fare in modo che il distacco dell'urto avvenga a Mach più bassi possibile, dove la perdita legata ad un urto retto è tutto sommato accettabile.

2.2. Prese d'aria supersoniche con compressione esterna

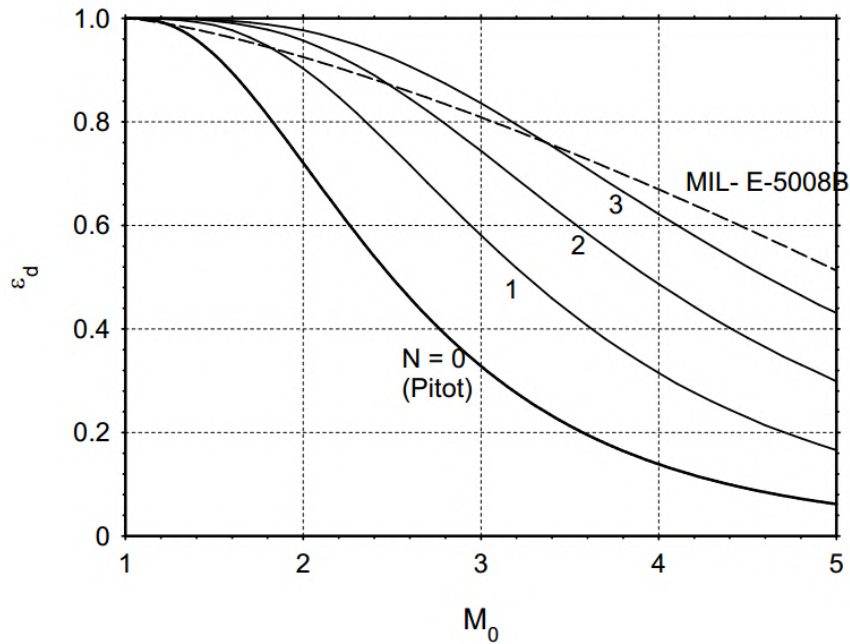


Figura 2.23: Presa d'aria con rampa prominente per N urti obliqui e urto retto. Angoli di rampa ottimali.

Geometria variabile

Per quanto esposto in precedenza, per volare a Mach elevati non c'è altra soluzione oltre alla geometria variabile. La soluzione a geometria fissa può essere accettabile a Mach bassi, poiché più economica, leggera e meno complicata. Si cerca quindi di capire come modificare la geometria per risolvere il problema dell'ottimizzazione della presa *off-design*, e in seguito si affronterà poi il problema dell'allineamento del flusso. Si affronta il problema considerando una sola rampa. Variando i due parametri di progetto δ e L si cerca la combinazione ottimale tale che δ renda massimo ε_d e L renda massimo φ_D . Pertanto si vuole che la presa funzioni sempre in modo critico, con l'urto obliquo che va ad incidere sul labbro (per quanto detto in precedenza in realtà 1 o 2 gradi in più). Man mano che aumenta il Mach l'angolo di rampa deve crescere e la rampa si deve muovere in modo tale che l'urto obliquo che ne consegue vada nella direzione voluta. Questo meccanismo richiede una capacità di ruotare e traslare la rampa. Esistono nella realtà casi più complicati. Nell'F-15 per tener conto del problema rampa e carenatura si possono avvicinare mantenendo la stessa geometria. Altrimenti si può spillare portata attraverso un sistema di bypass o bleed. Il termine bleed è più usato per indicare l'aspirazione dello strato limite. A Mach elevati lo strato limite può diventare anche abbastanza spesso e instabile. Aspirando lo si stabilizza e si toglie di mezzo uno strato di flusso che non ha molta energia cinetica. In particolare ci sono delle opportune finestrelle nelle pareti laterali che permettono di effettuare questo processo.

2.3. Prese d'aria supersoniche a compressione interna

Questa condizione è l'equivalente del decollo e della successiva accelerazione del velivolo. Arrivati a Mach di volo supersonici, si forma un urto retto esterno. Per studiare la configurazione a $M_0 < M_{0I}$, si analizza prima come viene definita la geometria a progetto, e in seguito si osserva come cambia la configurazione se il Mach di volo è inferiore a quello di progetto. Si vedrà poi che anche se M_0 aumenta fino a M_{0I} , l'urto retto esterno permane.

A progetto si definisce la geometria dalla conservazione della portata tra gola e uscita:

$$\frac{p_t^{\circ} A_t}{\sqrt{RT_t^{\circ}}} f(M_t) = \frac{p_1^{\circ} A_1}{\sqrt{RT_1^{\circ}}} f(M_{1D})$$

Da cui:

$$\frac{A_1}{A_t} = \frac{p_t^{\circ} f(M_t)}{p_1^{\circ} f(M_{1D})}$$

Quindi si definisce la geometria per cui si ha flusso reversibile e gola sonica:

$$\frac{A_1}{A_t} = \frac{f(1)}{f(M_{1D})}$$

La conservazione della portata tra ingresso e gola è:

$$\frac{p_i^{\circ} A_i}{\sqrt{RT_i^{\circ}}} f(M_i) = \frac{p_t^{\circ} A_t}{\sqrt{RT_t^{\circ}}} f(1)$$

La geometria della presa è definita affinché a progetto si abbia un flusso reversibile dall'ingresso alla gola ($p_i^{\circ} = p_0^{\circ}$). La geometria deve definita da:

$$\frac{A_t}{A_i} = \frac{f(M_i)}{f(1)}$$

Il Mach in ingresso a progetto è proprio il Mach di volo:

$$\frac{A_t}{A_i} = \frac{f(M_{0I})}{f(1)}$$

Dati M_{0I} e M_{1D} si progetta quindi la presa con geometria tale per cui il flusso è reversibile e la gola è sonica, definita da:

$$\begin{cases} \frac{A_t}{A_i} = \frac{f(M_{0I})}{f(1)} \\ \frac{A_1}{A_t} = \frac{f(1)}{f(M_{1D})} \end{cases}$$

Si ipotizzi ora di star volando ad un Mach di volo minore di quello di progetto. La formazione dell'urto esterno passando da volo subsonico a supersonico fa sì che la pressione totale dentro la presa sia minore di quella che avrebbe il flusso se fosse completamente reversibile. Mantendo M_{1D} , si vuole calcolare $f(M_t)$. Si parte sempre dalla conservazione della portata:

$$\frac{p_t^{\circ} A_t}{\sqrt{RT_t^{\circ}}} f(M_t) = \frac{p_1^{\circ} A_1}{\sqrt{RT_1^{\circ}}} f(M_{1D})$$

2.3. Prese d'aria supersoniche a compressione interna

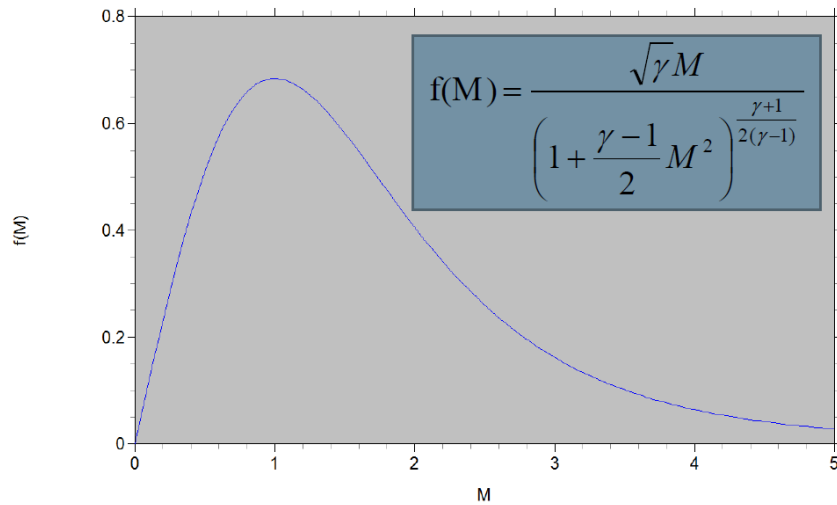


Figura 2.25: Funzione portata corretta

4. il flusso quindi riaccelera fino ad essere sonico in gola
5. dopo la gola il campo è ancora subsonico e rallenta fino a M_{1D}

Il flusso logico per studiare la configurazione della corrente è partire da valle, dove il Mach viene imposto, e retrocedere a monte con la conservazione della portata. La presa in questo caso si dice *disinnescata (unstarted)*. Questa configurazione (fig. 2.26) è particolarmente svantaggiosa perché le efficienze sono quelle della presa di Pitot con l'inconveniente di avere un pezzo in più (convergente). Inoltre, partendo da questa condizione e accelerando fino al Mach di progetto M_{0I} , continua a esserci rifiuto perché a causa dell'urto la pressione totale in gola è minore di quella del caso isoentropico. Infatti, accelerando l'urto diventa sempre più intenso e la pressione totale a valle di esso diventa sempre più bassa. La soluzione isentropica della configurazione non si realizza fisicamente perché l'urto non cessa di esistere spontaneamente: l'unica soluzione possibile è che la corrente decelerati attraverso l'urto da M_{0I} a un Mach inferiore e decelerati ulteriormente fino a che $f(M_i) = f(M_{0I})$.

Dalla conservazione della portata tra area di cattura e quella di ingresso si ha:

$$\frac{p_0^\circ A_0}{\sqrt{RT_0^\circ}} f(M_0) = \frac{p_i^\circ A_i}{\sqrt{RT_i^\circ}} f(M_{0I})$$

$$\frac{A_0}{A_i} = \frac{p_i^\circ f(M_{0I})}{p_0^\circ f(M_0)}$$

Nel caso in analisi $M_0 = M_{0I}$:

$$\frac{A_0}{A_i} = \frac{p_i^\circ}{p_0^\circ}$$

L'area di cattura diventa sempre più piccola man mano che il Mach di volo aumenta.

2.3. Prese d'aria supersoniche a compressione interna

posizione agendo sulla manetta o tramite bypass: se la manetta aumenta, M_1 aumenta, $f(M_1)$ aumenta, il propulsore richiede più portata e l'urto si sposta verso valle. Per quanto esposto, si cerca una geometria per la quale al Mach di volo di progetto l'urto sia sulla sezione d'ingresso se la gola è sonica. Il Mach di progetto M_{0I} è relativo a una presa il cui rapporto delle aree è:

$$\left(\frac{A_t}{A_i}\right)_{CD} = \frac{f(M_{0I})}{\Gamma}$$

Questa geometria è tale per cui il flusso può essere completamente reversibile da indisturbato a monte all'uscita se si vola al M_{0I} . Invece, la presa che a progetto ammette un urto retto sulla sezione di ingresso e gola sonica, detta "alla Kantrowitz-Donaldson", ha il seguente rapporto di aree:

$$\left(\frac{A_t}{A_i}\right)_{KD} = \frac{1}{\varepsilon_{d_{NS}}(M_{0II})} \frac{f(M_{0II})}{\Gamma}$$

La relazione deriva dalla conservazione della portata:

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

Il rapporto di aree è:

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

Tenendo conto che la pressione totale in ingresso è quella del flusso indisturbato (l'urto è sulla bocca), si ha che il rapporto delle pressioni totali è dato dall'urto retto al Mach di volo di progetto M_{0II} . Il coefficiente di portata è unitario poiché l'urto è in ingresso ma ε_d è uguale a quello della presa Pitot:

$$\varepsilon_d = \varepsilon_{d_{NS}}(M_{0II})$$

Pertanto:

$$\left(\frac{A_t}{A_i}\right)_{KD} = \frac{1}{\varepsilon_{d_{NS}}(M_{0II})} \frac{f(M_{0II})}{\Gamma}$$

Se il Mach di volo di progetto è M_{0II} con questa geometria si avrà un urto retto sulla bocca della presa e gola sonica volando proprio a M_{0II} e con M_{1D} che rende la gola sonica. Le denominazioni M_{0I} e M_{0II} si riferiscono al modo in cui è progettata la presa. Se si immagina di fissare una geometria e quindi di avere una data presa, si avrà un Mach di volo che ammette urto sulla bocca e uno che ammette flusso completamente reversibile. Questi sono rispettivamente M_{0II} e M_{0I} . Se ora si immagina di avere scelto un certo Mach di volo di progetto, se si progetta la presa affinché ci sia un urto retto sulla bocca con gola sonica, il Mach di volo di progetto viene denominato M_{0II} . La stessa presa può ammettere flusso reversibile ad un altro Mach di volo, denominato M_{0I} , che però non è

2.3. Prese d'aria supersoniche a compressione interna

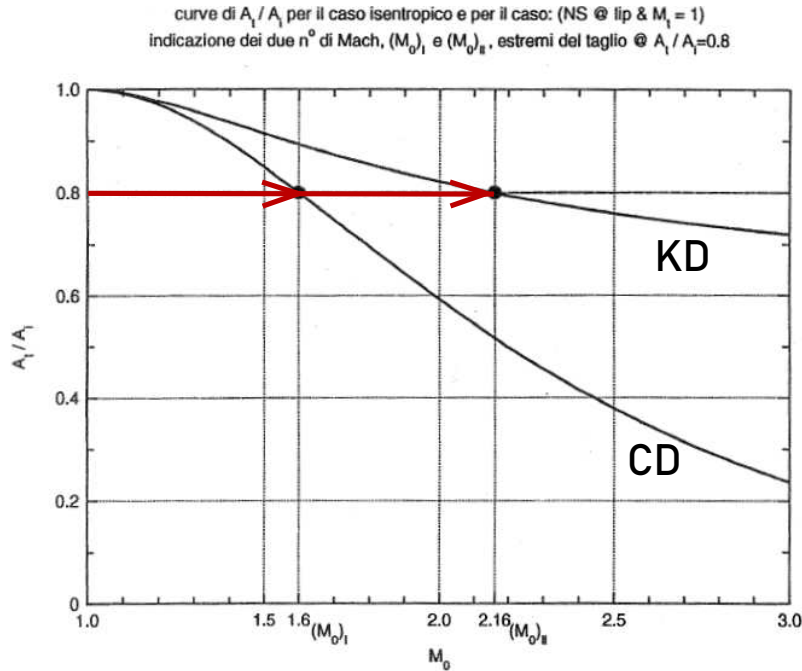


Figura 2.29: Innesco della presa con accelerazione

instabilità (fig. 2.29). Operativamente questo non ha molto senso in quanto si dovrebbe accelerare in un qualche modo, ad esempio andando in picchiata, solamente per innescare la presa.

Il metodo che viene veramente implementato è il seguente. Si è parte da una situazione con una certa geometria A_t/A_i e con M_{0I} . Il Mach in gola è unitario e si ha un certo valore fissato M_1 . Si va quindi a variare la sezione di gola fino ad avere una geometria KD per la quale l'urto è sulla sezione di gola. A questo punto si ha $\varphi_D = 1$. Inoltre, per mantenere $M_t = 1$, anche M_1 deve cambiare, come intuibile dalla conservazione della portata tra gola e uscita:

$$\frac{\dot{p}_t A_t}{\sqrt{RT_t}} f(M_t) = \frac{\dot{p}_1 A_1}{\sqrt{RT_1}} f(M_{1D})$$

Se $f(M_t)$ deve continuare ad essere uguale a Γ e A_t aumenta, dato che A_1 è fissa anche $f(M_{1D})$ deve aumentare. Questo perché il motore deve accogliere una portata maggiore. La variazione di M_1 è possibile tramite manetta o sistema di controllo che apre e chiude valvole di bypass. Una volta ottenuta la geometria KD per il Mach di volo considerato l'urto è sulla bocca. Quello che succede è che una volta in ingresso, ad una minima perturbazione l'urto si colloca in una sezione del divergente dove $M = M_{0I}$. Questo è dovuto al fatto che non si riesce a cambiare subito M_1 e la forza dell'urto deve rimanere la stessa dato che a valle le condizioni non cambiano. Infatti, il propulsore accoglie sempre

2.3. Prese d'aria supersoniche a compressione interna

Sopra la linea KD l'urto è già sulla bocca: il cambiamento di geometria non è necessario e la presa è già innescabile. Per innescarla basta variare il Mach in una sezione prima della gola, ad esempio attraverso *bleed*, affinché il Mach di quella sezione aumenti e con esso la portata. L'urto sente la depressione e entra nel convergente. Bisogna notare che se la gola è sonica e si aumenta M_1 la gola rimane sonica. Infatti, la funzione portata corretta ha massimo per $M = 1$ e all'aumentare di $f(M_1)$ si ha che $f(M_t)$ non può aumentare ulteriormente. La configurazione che si crea è la seguente: il flusso diventa supersonico per un tratto di divergente e si crea un altro urto nel divergente per soddisfare la conservazione della portata. Pertanto, non è possibile innescare la presa variando M_1 ma si deve modificare il Mach in una sezione del convergente dove la corrente è ancora subsonica e l'informazione di cambiamento di portata si può trasmettere a monte.

Sotto la linea CD invece, anche se si allargasse la gola fino a innescare poi la presa, una volta ristabilita la geometria di partenza l'urto verrebbe rispuntato. Si immagini infatti di passare per la condizione CD: la portata è massima e se la gola viene stretta ulteriormente la presa rifiuta portata e si stabilisce la condizione per cui questo è possibile, cioè abbassare la pressione totale con urto esterno.

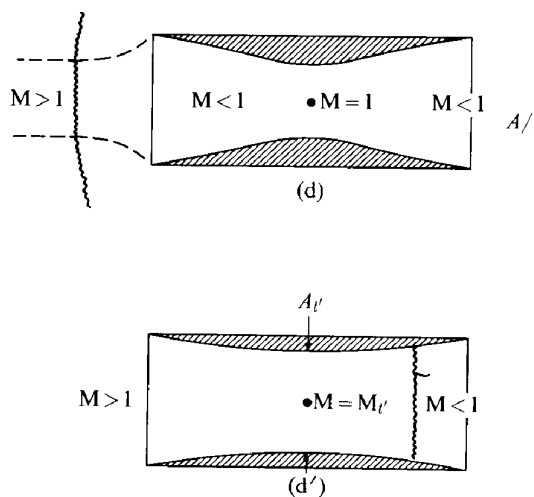


FIGURE 6.9 Shock swallowing

Figura 2.30: Innesco della presa

Disinnesco

Per quanto detto, se si fa tornare l'urto esattamente nella sezione di gola, una qualunque perturbazione può determinarne l'espulsione dalla presa, che si disinnesca. Volare con presa alla CD o KD con M_1 tale a avere urto in gola è estremamente pericoloso, in quanto la presa si potrebbe disinnesca e si potrebbe verificare una *failure* del motore. Infatti, senza agire sulla manetta, se in seguito ad una perturbazione l'urto si sposta verso monte, la sua intensità aumenta (si sposta a Mach maggiori). La pressione totale in

2.3. Prese d'aria supersoniche a compressione interna

Per trovare le condizioni di M_{0I} e M_{0II} si ipotizza ora portata massima e quindi $f(M_t) = f(1) = \Gamma$:

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

La funzione portata corretta in ingresso è pertanto:

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

Le soluzioni possibili per M_i sono due: una subsonica e una supersonica (fig. 2.32). La soluzione supersonica verrà chiamata M_i' , mentre la soluzione subsonica viene indicata con M_i'' . La soluzione supersonica è quindi quella che corrisponde al M_{0I} (evoluzione isentropica anche prima dell'ingresso, rallentamento nel convergente fino alla condizione sonica). La soluzione subsonica è relativa a due diverse configurazioni:

- urto sulla bocca della presa, il Mach a valle dell'urto è M_i'' . Per definizione M_{0II} è il Mach di volo per il quale si ha l'urto sulla bocca della presa. Pertanto, fissata la geometria, a partire dalla conoscenza della soluzione subsonica di $f(M_i) = \frac{A_t}{A_i} \Gamma$ (Mach a valle dell'urto) è possibile ricavare M_{0II} (Mach a monte dell'urto) con le relazioni dell'urto retto.
- urto fuori dalla presa, con rifiuto di portata e quindi successivo rallentamento in un tubo di flusso divergente fino alla gola dove $M = M_i''$. Questa configurazione si realizza per un Mach di volo inferiore a M_{0II} , quando l'urto è meno intenso e il Mach a valle di esso è maggiore di M_i'' . Dovendo quindi il flusso rallentare ulteriormente per arrivare a M_i'' in ingresso, l'urto sarà staccato dalla presa.

La presa può funzionare in subsonico in condizioni di rifiuto o richiamo in modo subcritico, critico o supercritico. Nel supersonico ci può essere solo rifiuto in funzionamento subcritico, critico o supercritico, e in più si aggiunge la condizione di innesco o disinnesco. Bisogna notare come la condizione di innesco elimini la possibilità di rifiuto. Il disinnesco della presa invece implica il rifiuto di portata.

Nel caso in questione si ha:

$$M_{0I} = 1.6$$

$$M_{0II} = 2.16$$

Sono quindi possibili 3 diversi comportamenti:

- per $1 \leq M_0 < 1.6$ la presa non è innescabile
- per $1.6 \leq M_0 < 2.16$ la presa è innescabile tramite apertura della gola
- per $M_0 \geq 2.16$ la presa è innescabile tramite richiamo

2.3. Prese d'aria supersoniche a compressione interna

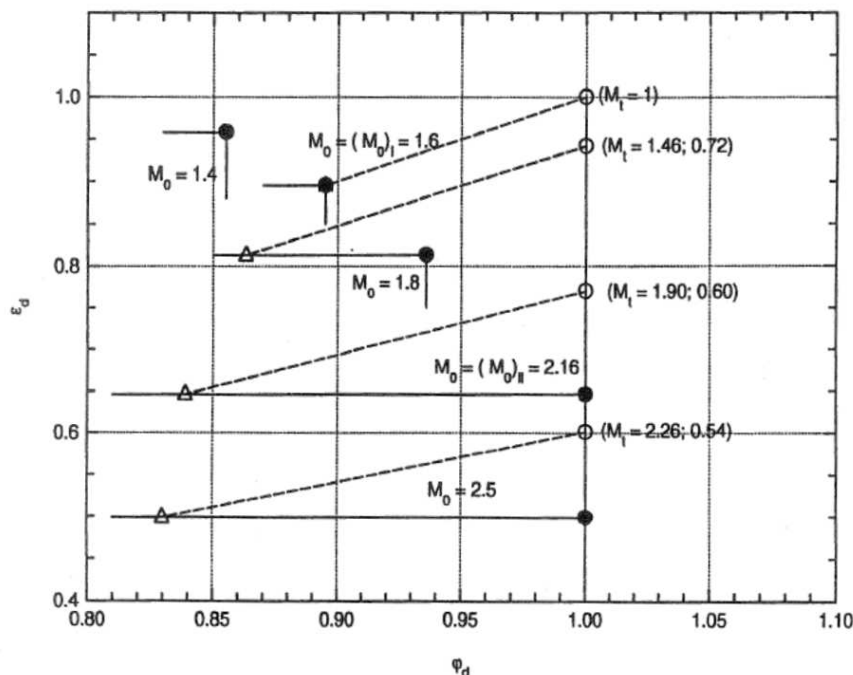


Figura 2.33: Diagramma $\varepsilon_d - \varphi_d$. I punti pieni rappresentano i casi critici, i punti vuoti le condizioni di innesco con urto in gola e i triangoli le condizioni di disinnesco a partire dai punti vuoti.

Riguardo alla definizione di condizioni critiche, subcritiche e supercritiche bisogna effettuare alcuni chiarimenti:

- la condizione critica, in generale, è definita come la condizione per la quale, data una determinata geometria e Mach di volo, si ha massimo coefficiente di portata e massimo ε_d . Questo non implica che l'urto sia necessariamente sulla bocca della presa. Infatti, in condizioni di presa non innescata, l'urto è comunque esterno per via del rifiuto. In questo caso φ_d e ε_d massimi sono dati dal M_1 per cui in gola si ha $M_t = 1$. Nel caso della presa di Pitot invece, la condizione critica implica che l'urto sia sulla bocca. In quella posizione, infatti, $\varphi_d = 1$ e l'urto è il meno dissipativo possibile.
- la condizione subcritica, in generale, è definita come la condizione per la quale, data una determinata geometria e Mach di volo, si ha massimo ε_d senza avere massimo φ_d .
- la condizione supercritica, in generale, è definita come la condizione per la quale, data una determinata geometria e Mach di volo, si ha massimo φ_d senza avere massimo ε_d . Nel caso di presa disinnescata, l'urto è comunque esterno, $M_t = 1$ (portata massima) e si crea un altro urto del divergente.

2.3. Prese d'aria supersoniche a compressione interna

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

Pertanto, volando ad un valore maggiore di quel M_i , il flusso deve rallentare in un tubo di flusso divergente e si avrà $\varphi_d < 1$. Volando invece ad un valore minore di quel M_i , il flusso dovrà accelerare in un tubo di flusso convergente e si avrà $\varphi_d > 1$.

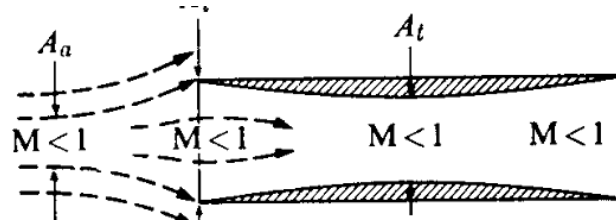


Figura 2.35: Configurazione subsonica subcritica

Il caso critico (fig. 2.36) è caratterizzato φ_d e ε_d massimi per un determinato Mach di volo, quindi la gola è sonica e valle di essa il campo è subsonico e senza urti. Se il Mach di volo è $M_0 = 1$ il flusso è più veloce del Mach di ingresso (che nel caso critico è M_i''). Pertanto, decelera reversibilmente fino all'ingresso della presa e poi riaccelera fino ad essere di nuovo sonico in gola. Per questo motivo, area di cattura e area di gola devono essere uguali e il coefficiente di portata diventa:

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

In condizioni soniche il coefficiente di portata massimo è quindi la geometria della presa. Come visto in precedenza per il caso subcritico, anche per il caso critico M_i è determinato dalla geometria:

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

Per Mach di volo più bassi φ_d sale fino a diventare uguale a 1 quando $M_0 = M_i$ e quindi l'area di cattura coincide con l'area di ingresso. Infatti, tra monte e ingresso:

$$\frac{p_0 A_0}{\sqrt{RT_0}} f(M_0) = \frac{p_i A_i}{\sqrt{RT_i}} f(M_i)$$

$$A_0 f(M_0) = A_i f(M_i)$$

Ricordando che la soluzione di M_i per cui $f(M_i) = (A_t/A_i) \Gamma$ era stata chiamata M_i'' , A_0 coincide con A_i se M_0 è uguale a M_i'' e pertanto $\varphi_d = 1$. Per Mach minori di M_i'' il coefficiente di portata sale ancora e vi è richiamo.

2.3. Prese d'aria supersoniche a compressione interna

2. Se la gola è sonica:

- a) la presa è critica se M_1 è tale per cui la portata tra gola e uscita si conserva senza abbassamento di pressione totale. Il Mach di ingresso viene deciso dalla conservazione della portata: nel caso di gola sonica la soluzione di $f(M_i) = (A_t/A_i)\Gamma$ è chiamata M_i'' . Se il Mach di volo è minore di M_i'' si ha richiamo perché il flusso deve accelerare in un tubo di flusso convergente. Se il Mach di volo è maggiore di M_i'' si ha rifiuto perché il flusso deve rallentare in un divergente.
- b) la presa è supercritica se M_1 è tale per cui la portata tra gola e uscita si conserva con abbassamento di pressione totale. La portata rispetto al caso critico non cambia, e tra gola e monte vale la stessa configurazione.

Funzionamento in supersonico con $M_0 < M_{01}$

In questo campo la presa non è innescabile e c'è sempre un urto fuori di essa. Nel caso generale si ha:

$$\varepsilon_d = \varepsilon_{d_{NS}}(M_0)$$

Il coefficiente di portata è:

$$\varphi_d = \frac{\dot{m}_{reale}}{\dot{m}_{rif}} = \frac{A_0}{A_i} = \frac{A_0}{A_t} \frac{A_t}{A_i}$$

Il rapporto tra area di gola e di ingresso è di ingresso è noto una volta definito la geometria della presa. Il rapporto tra area di cattura e di gola è esprimibile attraverso la conservazione della portata:

$$\begin{aligned} \frac{\dot{p}_0 A_0}{\sqrt{RT_0}} f(M_0) &= \frac{\dot{p}_t A_t}{\sqrt{RT_t}} f(M_t) \\ \frac{A_0}{A_t} &= \frac{\dot{p}_t}{\dot{p}_0} \frac{f(M_t)}{f(M_0)} \\ \frac{A_0}{A_t} &= \varepsilon_{d_{NS}}(M_0) \frac{f(M_t)}{f(M_0)} \end{aligned}$$

Il coefficiente di portata è quindi:

$$\varphi_d = \varepsilon_{d_{NS}}(M_0) \frac{f(M_t)}{f(M_0)} \frac{A_t}{A_i}$$

Nel caso critico (fig. 2.38) la portata è massima per un determinato Mach di volo, quindi in gola si ha $M_t = 1$. Il coefficiente di portata è:

$$\varphi_d = \varepsilon_{d_{NS}}(M_0) \frac{\Gamma}{f(M_0)} \frac{A_t}{A_i}$$

Il caso critico è dato da una condizione di M_1 per cui la portata tra gola e uscita si conserva senza abbassamento di pressione totale.

2.3. Prese d'aria supersoniche a compressione interna

Funzionamento in supersonico con $M_0 = M_{0I}$

Per questo Mach di volo, oltre a ripetersi le situazioni di presa disinnescata descritte in precedenza, si ha la possibilità di innescarla. Per $M_0 = M_{0I}$, inoltre, la presa viene innescata con urto evanescente in gola. Se la presa viene disinnescata, l'urto la riporta nella condizione critica. Bisogna tenere conto del fatto che il disinnescamento non è voluto, quindi durante questo processo il M_1 rimane invariato. Per questo motivo la gola continua a essere sonica, dato che il Mach in gola è deciso unicamente dalla geometria a M_1 fissato. Tuttavia, la presa va a funzionare con un urto esterno, quindi la presa funziona nella condizione critica disinnescata dato che il coefficiente di portata e ε_d sono quelli massimi per la presa disinnescata. Nel caso che la presa sia innescabile, il coefficiente di portata è il rapporto tra la portata reale e la portata di riferimento, che in questo caso è la portata della presa innescata:

$$\varphi_d = \frac{\dot{m}_{\text{disinnescata}}}{\dot{m}_{\text{innescata}}} = \frac{\frac{p_t^\circ A_t}{\sqrt{RT_t^\circ}} \Gamma}{\frac{p_0^\circ A_t}{\sqrt{RT_0^\circ}} \Gamma} = \frac{p_t^\circ}{p_0^\circ} = \varepsilon_{d_{NS}}(M_0)$$

Pertanto le perdite di pressione totale sono uguali alle perdite di portata.

A partire dalla condizione critica innescata, che a $M = M_{0I}$ della data presa è la condizione migliore possibile, aumentando M_1 è possibile rendere la presa supercritica innescata con urto retto nel divergente. Infatti, dalla conservazione della portata:

$$\frac{p_t^\circ A_t}{\sqrt{RT_t^\circ}} \Gamma = \frac{p_1^\circ A_1}{\sqrt{RT_1^\circ}} f(M_1)$$

Se M_1 aumenta anche $f(M_1)$ aumenta (M_1 subsonico) e pertanto p_1° deve diminuire.

Funzionamento in supersonico con $M_{0I} < M_0 < M_{0II}$

Andando a Mach più elevati nella condizione innescata l'urto in gola non è più evanescente. Infatti, il flusso decelera nel convergente restando comunque supersonico in gola, dove l'urto è più intenso e la perdita di pressione totale più ingente. Ad esempio, supponendo $M_{0I} = 1.6$, a $M_0 = 1.8$ si ha Mach a monte dell'urto pari a $M_m = 1.46$ e Mach a valle dell'urto pari a $M_v = 0.72$. La condizione innescata è caratterizzata da $\varepsilon_d < 1$ e $\varphi_d = 1$. Quando la presa viene disinnescata le condizioni nel divergente rimangono invariate perché M_1 non cambia. Se M_1 non cambia, $M_t = 0.72$ rimane invariato. Pertanto, la presa si porta in una condizione subcritica con $M_t < 1$. Il coefficiente di portata di disinnescamento diventa:

$$(\varphi_d)_{\text{disinnescamento}} = \frac{\dot{m}_{\text{disinnescata}}}{\dot{m}_{\text{innescata}}} = \frac{\frac{p_t^\circ A_t}{\sqrt{RT_t^\circ}} f(M_t)}{\frac{p_v^\circ A_t}{\sqrt{RT_v^\circ}} f(M_t)} = \frac{p_t^\circ}{p_v^\circ}$$

Dove p_v° indica la pressione totale a valle dell'urto a monte del quale si ha M_m . Riferendosi a M_m con M_t' , si ha:

$$p_t^\circ = \varepsilon_{d_{NS}}(M_0) p_0^\circ$$

2.3. Prese d'aria supersoniche a compressione interna

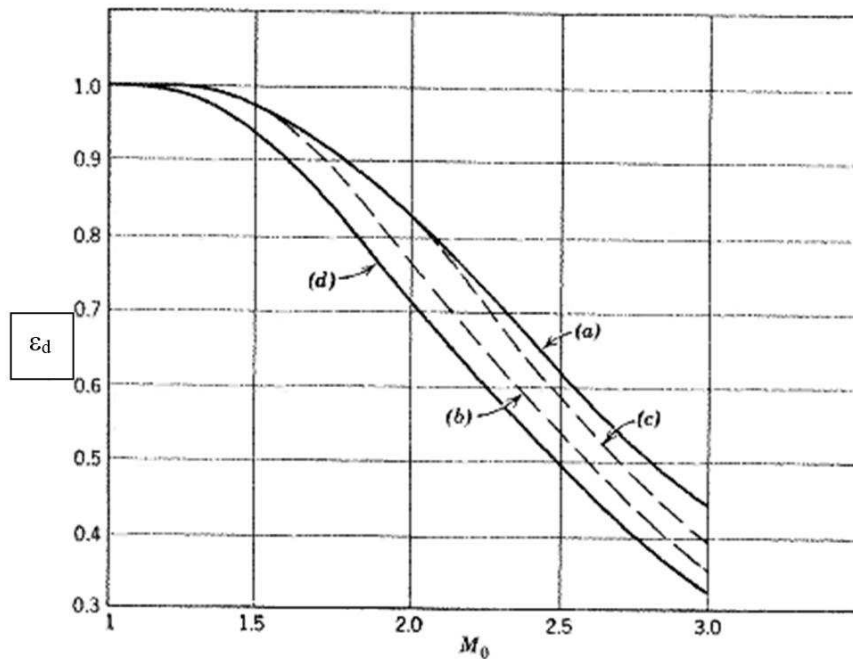


Figura 2.41: Confronto tra le perdite della presa KD (curve a, b e c) e le perdite della presa di Pitot (curva d). La curva (a) si riferisce all'efficienza della presa KD innescata se il M_0 corrispondente in ascissa è quello di progetto (quindi geometria che varia con M_0). Le curve tratteggiate si riferiscono ad una presa KD a geometria fissata (per le quali un solo M_0 è di progetto)

A partire dalla conoscenza di $f(M_t)$ si ricava quindi M_t , valore del Mach in gola prima dell'urto. Una volta noto M_t si ricava $\varepsilon_{NS}(M_t)$ e si riporta il punto della perdita sul grafico. Ovviamente, più M_0 è elevato e più il prodotto $\varepsilon_{NS}(M_0)\Gamma$ scende, il che comporta $f(M_t)$ minore e M_t maggiore, che sarà causa di dissipazione maggiore (la curva è decrescente). Le curve tratteggiate invece rappresentano le prestazioni di due prese che funzionano alla KD solo ad un determinato Mach di volo. Per questo motivo per Mach di volo maggiori di quello di progetto la geometria non varia e le perdite sono maggiori perché la corrente giunge in gola a Mach maggiori di quelli che si avrebbero se la geometria variasse. Infatti, se la geometria variasse in accordo col funzionamento alla KD il rapporto A_t/A_i dovrebbe diminuire. Dato che non è così il flusso viene decelerato fino ad un Mach maggiore perché la sezione di gola è più larga in rapporto alla sezione d'ingresso. La curva (d) invece rappresenta l'efficienza della presa tipo Pitot, quindi i valori al variare del Mach sono semplicemente la perdita causata da un urto retto a quel determinato M_0 . Come si evince dal grafico, il beneficio dato da una presa progettata alla Kantrowitz-Donaldson per il Mach di volo di progetto è piuttosto modesto rispetto ad una presa tipo Pitot. Per contro, la presa alla KD ha problemi di innesco ed è più sensibile ai cambiamenti di incidenza.

2.4. Prese d'ara supersoniche a compressione mista

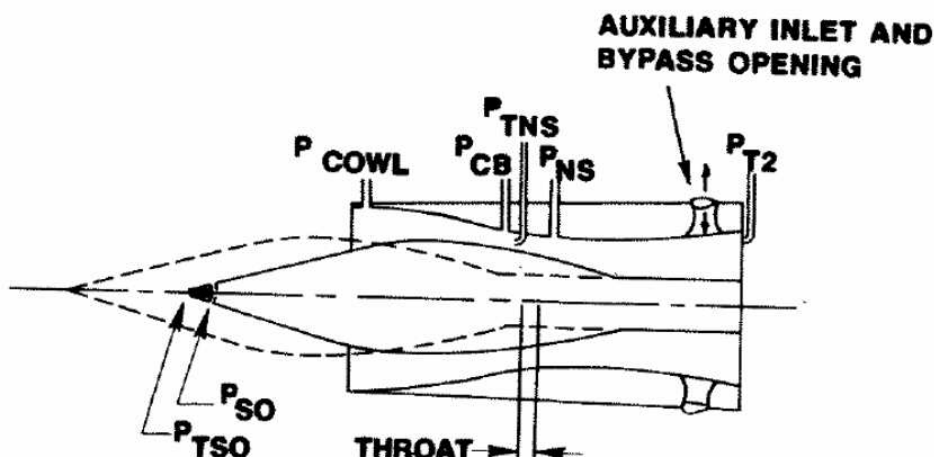


Figura 2.43: Sistemi di controllo della presa

Per allargare la gola si può portare avanti la spina, mentre per cambiare M_1 si può aprire un bypass a valle. Il cambiamento di manetta per variare M_1 è teoricamente possibile, ma il pilota si dovrebbe accorgere di quanto sta accadendo. Opportune misure di pressione rendono possibile comprendere le condizioni del flusso per permettere al sistema di controllo di regolare la presa (fig. 2.43). Bisogna considerare che estraendo la spina la configurazione del primo urto obliquo cambia e il coefficiente di portata scende.

2.4.1 Esempio di presa mista: Lockheed SR-71 Blackbird intake

La presa del Blackbird è costituita da una spina centrale mobile. Nelle condizioni vicine a quelle di progetto si ha un primo urto obliquo che non incide sul labbro per evitare separazione (fig. 2.44). A partire dal labbro e proseguendo verso valle sono presenti una serie di urti obliqui con un urto retto finale (*terminal shock*) sulla gola. Infatti, nell'ultima parte del condotto si ha una geometria convergente-divergente. La presa si affaccia poi al motore. È presente una serie di aperture che possono essere usate per controllare il funzionamento della presa. Per motivi di controllo si vuole fare in modo che la portata corretta non cambi più di tanto. Come detto, ci sono delle porte che si aprono e si chiudono per due motivi: garantire il *matching* con il propulsore (in termini di portata corretta) ed evitare il disinnescamento. Una serie di sensori di pressione permettono di calcolare se la presa è innescata o meno. Le porte disponibili (fig. 2.45) sono:

1. porte anteriori: sono canali circolari che si aprono e si chiudono tramite finestre scorrevoli. Queste porte vengono aperte per esempio al decollo per fare entrare quanta più aria possibile, che fluisce all'interno della presa attraverso le porte. In seguito, più alta è la velocità più si chiudono. Inoltre, possono essere anche utili come bypass per trattenere l'urto anziché allargare la gola.

2.5. Prese subsoniche

- al decollo l'aria entra dall'ingresso e dalle porte laterali, anche da quelle usate per il *bleed*. La spina è completamente estratta per allargare il più possibile la gola e rimane estratto fino a che la velocità non aumenta
- in alto subsonico si chiudono le porte laterali e si comincia ad aspirare lo strato limite. Il flusso di alcune porte non è più dall'esterno all'interno ma dall'interno all'esterno
- in supersonico la spina è ancora nella posizione avanzata. Le porte cominciano a essere usate per condizionare la forma degli urti e tenere la presa innescata
- a Mach elevati la spina viene arretrata per stringere la gola. La condizione delle porte non cambia molto: vengono aperte se necessario e c'è il *bleed*
- in condizione di progetto a $M = 3.2$ l'onda d'urto obliqua è praticamente incidente sul labbro

Man mano che la velocità aumenta il coefficiente di portata aumenta sia perché l'area di gola diminuisce sia perché la spina arretra si perché il Mach aumenta. L'area di cattura aumenta più del 100% rispetto alle condizioni iniziali. Grazie alle forti pressioni, la presa stessa dà più contributo alla spinta del motore stesso.

2.5 Prese subsoniche

Le prese subsoniche sono a geometria fissa. I velivoli per i quali sono progettate sono caratterizzati da Mach di volo nel range $0 < M_0 < 0.85$. Al decollo, in condizioni $M_0 \simeq 0$ il motore richiama portata perché $M_i > M_0$. Le condizioni in ingresso sono infatti determinate dalla geometria e dalle condizioni di uscita (quindi di ingresso compressore) dove il Mach può assumere valori anche abbastanza elevati ($M_1 \simeq 0.6$). La presa ha forma divergente, quindi $M_i > M_1$, il che evidenzia come la corrente al decollo passi da $M \simeq 0$ a $M > 0.6$ in un tubo di flusso convergente. Nel progetto della geometria della presa bisogna tener conto che nella sezione d'ingresso il flusso non può essere transonico per evitare problemi. In crociera il compressore richiede meno portata corretta ($M_1 \simeq 0.45$). Di conseguenza, M_i scende e diventa minore del Mach di volo ($M_0 \simeq 0.85$), causando rifiuto di portata. Questo crea problemi a livello fluidodinamico. Infatti, il fluido rallentando dalla sezione di cattura alla sezione d'ingresso affronta gradienti di pressioni avversi che possono causare separazione dello strato limite. In fig. 2.46 vengono evidenziate tre diverse zone che possono essere soggette a separazione. Le zone 2 e 3 sono quelle caratterizzate da gradienti di pressione avversi. Inoltre, il flusso che passa sopra il labbro è accelerato a velocità elevate. Queste alte velocità e la conseguente bassa pressione (fig. 2.47) possono avere effetti avversi sullo strato limite in due modi: per flussi interamente subsonici la zona di bassa pressione precede una regione in cui la pressione aumenta e il gradiente di pressione diventa avverso. Pertanto, è presente un pressione minima o, equivalentemente, una massima velocità locale, oltre la quale ci si

2.5. Prese subsoniche

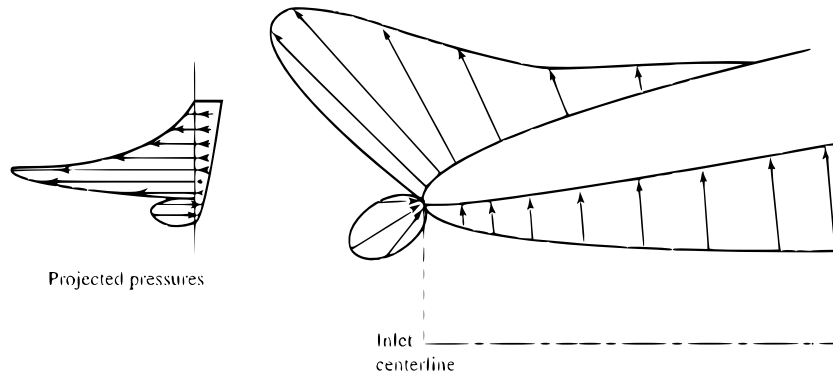


Figura 2.47: Distribuzione delle pressioni sulla presa

La pressione totale è data da M_{0D} (ipotizzando nulle le perdite), $f(M_{1D})$ è stabilita dal funzionamento del compressore e \dot{m}_1 dal motore. Per questo motivo l'area A_1 è fissata. Dalla conservazione della portata,

$$\frac{p_0^{\circ} A_0}{\sqrt{RT_0^{\circ}}} f(M_{0D}) = \frac{p_1^{\circ} A_1}{\sqrt{RT_1^{\circ}}} f(M_{1D})$$

è evidente come anche A_0 sia fissata:

$$A_0 = A_1 \frac{f(M_{1D})}{f(M_{0D})}$$

Il tubo di flusso è quindi definito da A_0 e A_1 . Il parametro libero è A_i , che indica a che punto del tubo di flusso inizia la carenatura e decide quanta compressione si svolge esternamente da M_{0D} a M_i e quanta invece si svolge internamente da M_i a M_{1D} . Come si vedrà dall'analisi seguente il rapporto tra area massima della carenatura, indicata con A_c , e area di ingresso A_i è dettato dall'accelerazione del flusso sull'esterno della carenatura e da quanta compressione si svolge esternamente. L'area massima A_c è la sezione ad un punto del motore dove le condizioni esterne sono quelle dell'indisturbato a monte, quindi dove la pressione è stata completamente recuperata. Come sarà poi approfondito, piccole accelerazioni sull'esterno della carenatura, che sarebbero favorevoli dal punto di vista dell'evitare la separazione, implicherebbero rapporti di aree e quindi pesi troppo grandi. Il compromesso sta quindi nel cercare di diminuire l'area massima A_c sfruttando a pieno il limite di separazione dello strato limite, facendo quindi accelerare il flusso sull'esterno della carenatura quanto più possibile. Inoltre, minore è la compressione del flusso che dall'area di cattura finisce all'ingresso della presa più si ha un effetto benefico sul diminuire il rapporto di aree. Si valuterà quindi come la compressione esterna influisce sul rapporto di aree.

Ci si limiterà qui ad utilizzare il modello semplificato proposta da Kucheman e Weber (Aerodynamics of Propulsion, McGraw-Hill, 1953), che risulta qualitativamente valido per dimostrare come la compressione esterna debba essere limitata. Si dimostra infatti

2.5. Prese subsoniche

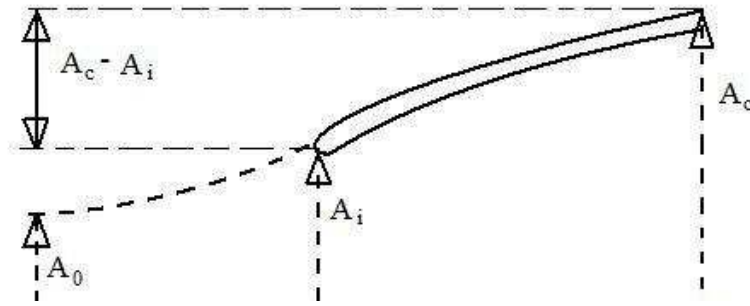


Figura 2.49: Geometria della presa

Si esprime ora la portata come $\dot{m} = \rho A_i w_i$:

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

Raccogliendo $1/2\rho A_i$ si ottiene:

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

Il termine in parentesi si può esprimere come il quadrato di $u - w_i$:

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

Si passa ora a scrivere la forza di pressione che agisce sulla carenatura. Invece che integrare la distribuzione di pressione relativa sull'area della carenatura si considera una pressione relativa media. Considerando quindi l'area della carenatura, la componente assiale della pressione agisce sulla proiezione trasversale $(A_c - A_i)$ dell'area della carenatura.

La forza di pressione pertanto è:

$$D_c = (\overline{p_0 - p_c}) (A_c - A_i)$$

La pressione relativa media sulla carenatura si esprime ora come percentuale della differenza di pressione tra l'ambiente e il punto di minima pressione sull'esterno della carenatura:

$$(\overline{p_0 - p_c}) = \sigma (p_0 - p_{min})$$

con $0 < \sigma < 1$ che dipende dalla forma della carenatura. La differenza tra pressione ambiente e minima è esprimibile in funzione delle pressioni dinamiche:

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

La pressione relativa media pertanto è:

$$(\overline{p_0 - p_c}) = \sigma \frac{1}{2} \rho (w_{max}^2 - u^2) = \sigma \frac{1}{2} \rho u^2 \left(\frac{w_{max}^2}{u^2} - 1 \right)$$

2.5. Prese subsoniche

Sostituendo nel rapporto di aree:

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

Il coefficiente di portata nel caso incomprimibile è possibile esprimerlo come rapporto di velocità. La portata di riferimento è, come nel caso comprimibile, quella che si avrebbe se il flusso giungesse indisturbato alla presa:

$$\dot{m}_{\text{rif}} = \rho_0 u A_i$$

La portata reale, come nel caso incomprimibile, è possibile esprimerla in corrispondenza dell'area di ingresso o di cattura:

$$\dot{m}_{\text{reale}} = \rho_0 u A_0 = \rho_i w_i A_i$$

In entrambi i casi il coefficiente di portata è:

$$\varphi_d = \frac{\dot{m}_{\text{reale}}}{\dot{m}_{\text{rif}}} = \frac{\rho_0 u A_0}{\rho_0 u A_i} = \frac{\rho_i w_i A_i}{\rho_0 u A_i}$$

Nel caso di flusso incomprimibile $\rho_0 = \rho_i$, pertanto:

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

Nel caso di flusso comprimibile invece:

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

Per questo motivo in quest'ultimo caso si preferisce esprimere φ_d come rapporto di aree. Fig. 2.50 mostra i risultati del modello al variare del coefficiente di portata e dell'accelerazione massima (C_p massimo) e i loro effetti sul rapporto tra area massima e di ingresso.

3 Introduzione a funzionamento e prestazioni off-design

Introduzione

Si supponga di aver progettato un dato propulsore. Si parla di condizioni di 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 (post-combustore)

Fuori progetto sarà quindi importante studiare:

- il funzionamento
- le prestazioni

A tal fine, si fa uso di parametri adimensionati o corretti, dai quali poi è immediato trovare prestazioni e parametri di funzionamento veri e propri. Le differenze tra *on-design* e *off-design* sono evidenziate dalla seguente tabella.

ON DESIGN		OFF DESIGN	
Condizioni di volo	Condizioni ambiente: p_0 e T_0 da quota z (atmosfera standard)	Condizioni di volo	Condizioni ambiente: p_0 e T_0
	Mach di volo		Mach di volo
Parametri di progetto		Manette	
Prestazioni dei componenti		Mappe dei componenti	
		Variazione della geometria dei componenti	
		Attivazione dispositivi	
Proprietà dei fluidi (c_p, γ, H_i)		Proprietà dei fluidi (c_p, γ, H_i)	
Prestazioni specifiche		Prestazioni adimensionate o corrette	

A progetto si fa riferimento a prestazioni specifiche. Prendendo come esempio un turboalbero (*turboshaft*), le prestazioni sono:

3 Introduzione a funzionamento e prestazioni off-design

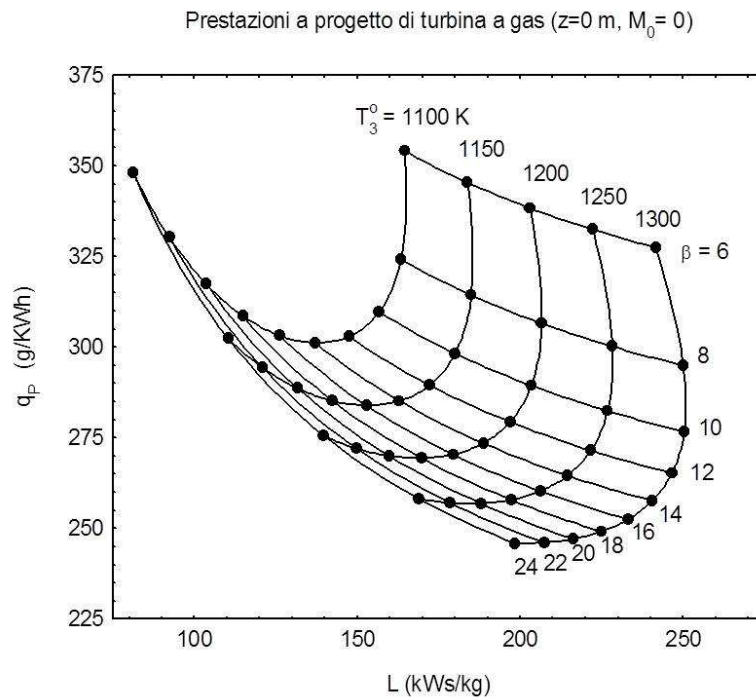


Figura 3.1: Prestazioni specifiche a progetto per una turbina a gas, al variare della temperatura di ingresso turbina e del rapporto di compressione

Fig. 3.1 mostra le prestazioni specifiche a progetto per una turbina nelle condizioni *sea level*. Per ogni temperatura c'è un rapporto di compressione che massimizza il lavoro e un altro che minimizza il consumo. I parametri di progetto saranno quindi scelti per essere tra questi due punti. Per esempio, scelta la T_3^0 , se si sceglie il rapporto di compressione che minimizza il consumo non si avrà il lavoro massimo che si potrebbe ottenere con la stessa temperatura. Per ottenere una data potenza il motore dovrà quindi essere più grande per accogliere più portata. Al contrario, se si sceglie il punto in cui il lavoro è massimo, si accettano consumi maggiori per la data potenza richiesta. Ovviamente queste scelte vengono poi pesate in base al contesto. Questa appena illustrata è la motivazione per la quale si usano le prestazioni specifiche: per valutare e scegliere i parametri di progetto ci si svincola dalle dimensioni del motore, e una volta definito il tutto si dimensiona a seconda della richiesta. Ovviamente tutto il procedimento è valido per altri tipi di motore. Concettualmente, viene svolto un ragionamento simile in condizioni di fuori progetto. Poiché i parametri che possono variare durante il funzionamento *off-design* sono molteplici, conviene riferirsi a prestazioni che si svincolano dai parametri variabili. Come primo passo si vedrà ora come rendere adimensionate le variabili che caratterizzano il funzionamento dei motori in analisi.

3 Introduzione a funzionamento e prestazioni off-design

Apportando questa modifica il legame diventa tra 4 numeri puri perché m passa da 4 a 3. Per adimensionare la potenza si vuole che moltiplicando tutte le variabili fisiche elevate ad un certo esponente, scompaiano le grandezze fondamentali. Per cui, da:

$$P^\alpha D^\beta p_0^\gamma (RT_0)^\delta u^\varepsilon N^\eta (\dot{m}_b H_i)^\theta$$

Si ha, dimensionalmente:

$$\begin{aligned} \left(\frac{L^2 M}{t^3}\right)^\alpha (L)^\beta \left(\frac{M}{Lt^2}\right)^\gamma \left(\frac{L^2}{t^2}\right)^\delta \left(\frac{L}{t}\right)^\varepsilon \left(\frac{1}{t}\right)^\eta \left(\frac{L^2 M}{t^3}\right)^\theta = \\ = L^{2\alpha+\beta-\gamma+2\delta+\varepsilon+2\theta} M^{\alpha+\gamma+\theta} t^{-3\alpha-2\gamma-2\delta-\varepsilon-\eta-3\theta} \end{aligned}$$

Prendendo una ad una le grandezze fisiche si impone che l'esponente del prodotto finale sia nullo:

$$\begin{cases} 2\alpha + \beta - \gamma + 2\delta + \varepsilon + 2\theta = 0 \\ \alpha + \gamma + \theta = 0 \\ -3\alpha - 2\gamma - 2\delta - \varepsilon - \eta - 3\theta = 0 \end{cases}$$

Quanto detto è riassunto nella seguente tabella:

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

I numeri in tabella sono gli esponenti con i quali compaiono le grandezze delle diverse righe a determinare le variabili della colonna considerata. Per il teorema di Buckingham il legame nel caso in esame è tra 4 numeri puri. Pertanto, l'adimensionalizzazione della potenza è legata ad altre 3 grandezze adimensionali. La tabella è già ordinata nel modo in cui si vogliono definire questi 4 gruppi adimensionali (potenza e gli altri 3). Infatti, i tre parametri subito dopo la potenza sono legati al funzionamento e alla scelta del propellente, mentre gli ultimi 3 sono legati alla geometria e alla quota. Le prime 4 variabili saranno quindi adimensionate con le ultime 3, e insieme formeranno i 4 gruppi adimensionati in relazione tra di loro. Riprendendo il sistema:

$$\begin{cases} 2\alpha + \beta - \gamma + 2\delta + \varepsilon + 2\theta = 0 \\ \alpha + \gamma + \theta = 0 \\ -3\alpha - 2\gamma - 2\delta - \varepsilon - \eta - 3\theta = 0 \end{cases}$$

Poiché si vuole adimensionare la potenza con D , p_0 e RT_0 si impone che ε , η e θ siano nulli e che α sia uguale a 1. In altre parole, è come eseguire lo stesso ragionamento di prima non considerando u , N e $\dot{m}_b H_i$, quindi si rende adimensionale la potenza solo con

3 Introduzione a funzionamento e prestazioni off-design

Dalle grandezze adimensionate a quelle corrette

Per un assegnato motore, geometria e fluido sono fissati. Pertanto D e R non variano durante il funzionamento. Per questo motivo si utilizzano le grandezze corrette al posto di quelle adimensionate. Le grandezze corrette sono ricavate a partire da quelle adimensionali a meno dei parametri che non variano:

$$\begin{aligned}\frac{P}{D^2 p_0 \sqrt{RT_0}} &\longrightarrow \frac{P}{p_0 \sqrt{T_0}} \\ \frac{ND}{\sqrt{RT_0}} &\longrightarrow \frac{N}{\sqrt{T_0}} \\ \frac{\dot{m}_b H_i}{D^2 p_0 \sqrt{RT_0}} &\longrightarrow \frac{\dot{m}_b}{p_0 \sqrt{T_0}} \\ \frac{\dot{m} \sqrt{RT_0}}{D^2 p_0} &\longrightarrow \frac{\dot{m} \sqrt{T_0}}{p_0}\end{aligned}$$

La velocità corretta è semplicemente uguale al Mach. Poiché la temperatura e la pressione ambiente possono essere messe in relazione alle grandezze totali nella sezione di uscita della presa per mezzo del Mach di volo e di ε_d , si ha:

$$\begin{aligned}P_{corr} &= \frac{P}{p_1^\circ \sqrt{T_1^\circ}} \\ N_{corr} &= \frac{N}{\sqrt{T_1^\circ}} \\ (\dot{m}_b H_i)_{corr} &= \frac{\dot{m}_b}{p_1^\circ \sqrt{T_1^\circ}} \\ \dot{m}_{corr} &= \frac{\dot{m} \sqrt{T_1^\circ}}{p_1^\circ}\end{aligned}$$

Se si scelgono dei valori di riferimento per la pressione e la temperatura è anche possibile esprimere i valori corretti nel seguente modo:

$$P_{corr} = \frac{P}{\frac{p_1^\circ}{p_{REF}^\circ} \sqrt{\frac{T_1^\circ}{T_{REF}^\circ}}} = \frac{P}{\delta_1 \sqrt{\theta_1}}$$

Si può anche definire il valore corretto riferendosi alle condizioni a monte:

$$P_{corr} = \frac{P}{\frac{p_0^\circ}{p_{REF}^\circ} \sqrt{\frac{T_0^\circ}{T_{REF}^\circ}}} = \frac{P}{\delta_0 \sqrt{\theta_0}}$$

3 Introduzione a funzionamento e prestazioni off-design

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

di gruppi adimensionali in relazione è quindi 3 ($n - m$), pertanto la spinta corretta può essere messa in relazione ad altri due valori corretti.

Risolvendo il sistema con $\alpha = 1$ e $\varepsilon = \theta = 0$ si ottiene:

$$\begin{cases} \beta = -2 \\ \gamma = -1 \\ \delta = 0 \end{cases}$$

La spinta adimensionale è:

$$\frac{S}{p_0 D^2}$$

Quella corretta invece:

$$\frac{S}{p_1} = f \left(M_0, \frac{\dot{m}_b}{p_1 \sqrt{T_1}} \right)$$

Anche in questo caso si può decidere se usare la potenza chimica corretta o la temperatura corretta:

$$\frac{S}{p_1} = f \left(M_0, \frac{T_3}{T_1} \right)$$

Per quanto già osservato, al posto di uno e dell'altro si può usare anche il numero di giri corretto:

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

Il consumo specifico della spinta corretto è:

$$(q_p)_{corr} = \frac{(\dot{m}_b)_{corr}}{(S)_{corr}} = \frac{\frac{\dot{m}_b}{p_0 \sqrt{T_0}}}{\frac{S}{p_0}} = \frac{\dot{m}_b}{S} \frac{1}{\sqrt{T_0}} = \frac{q_s}{\sqrt{T_0}}$$

O anche:

$$(q_p)_{corr} = \frac{(\dot{m}_b)_{corr}}{(S)_{corr}} = \frac{\frac{\dot{m}_b}{\delta_0 \sqrt{\theta_0}}}{\frac{S}{\delta_0}} = \frac{\dot{m}_b}{S} \frac{1}{\sqrt{\theta_0}} = \frac{q_s}{\sqrt{\theta_0}}$$

4 Turboalbero

Si vedranno ora dei brevi richiami sul funzionamento a progetto del motore *turboshaft*, il funzionamento e le prestazioni corrette off-design nel caso monoalbero e poi nel caso bialbero, e infine le prestazioni reali.

4.1 Introduzione e richiami on-design

Il *turboshaft* ha come compito la produzione di potenza. Tale propulsore si trova tipicamente impiegato su elicotteri (fig. 4.1). La potenza viene fornita ad una o più eliche attraverso opportuni alberi di trasmissione.

La macchina realizza un ciclo Joule-Brayton (fig. 4.2-4.3): il fluido viene compresso inizialmente da una presa d'aria (0-1), viene compresso ulteriormente da un compressore (1-2), gli viene fornita energia per mezzo di reazioni chimiche dal combustore (2-3) e viene poi fatto espandere in una turbina (3-4). La potenza generata dal ciclo viene parzialmente estratta per alimentare l'utenza che la richiede e viene in parte usata per alimentare il compressore.

I dati di progetto sono le condizioni di volo (Mach e quota), le prestazioni dei componenti e le proprietà dei fluidi. La quota determina pressione e temperatura dell'ambiente. I parametri liberi che vengono scelti (parametri di progetto) sono:

- Turbine inlet temperature (TIT) T_3°
- Overall pressure ratio (OPR) β_c

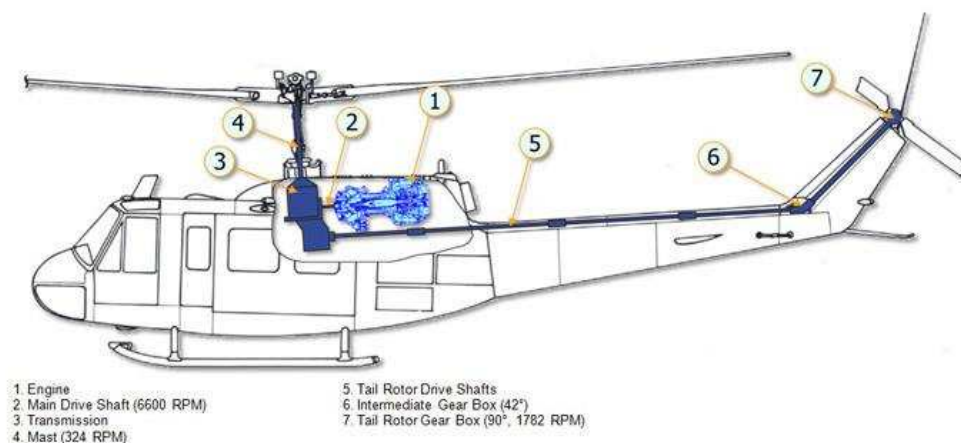


Figura 4.1: Schema d'installazione di un motore turboalbero su di un elicottero

4.2. Turboshaft monoalbero: off-design

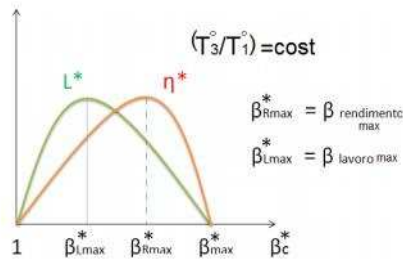


Figura 4.4: Variazione di lavoro e rendimento nel ciclo Joule-Brayton in funzione del rapporto di compressione, T_3°/T_1° fissato

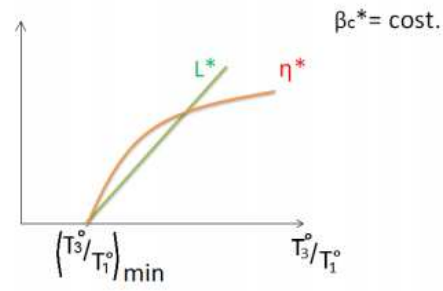


Figura 4.5: Variazione di lavoro e rendimento nel ciclo Joule-Brayton in funzione di T_3°/T_1° , rapporto di compressione fissato

Nel caso del monoalbero si può anche definire un unico rendimento meccanico in modo diverso, e affidiare tutte le perdite alla turbina o al compressore. Per esempio:

$$P = P_t - \frac{P_c}{\eta_m}$$

La potenza della turbina e del compressore hanno la seguente espressione:

$$P_t = \dot{m}_t \eta_t c'_p T_3^{\circ} \left(1 - \frac{1}{\beta_t^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}} \right)$$

$$P_c = \frac{\dot{m}}{\eta_c} c_p T_1^{\circ} \left(\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)$$

Si sostituiscono nell'espressione della potenza:

$$P = \dot{m}_t \eta_t c'_p T_3^{\circ} \left(1 - \frac{1}{\beta_t^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}} \right) \eta_{mt} - \frac{\dot{m} c_p T_1^{\circ} \left(\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)}{\eta_{mc} \eta_c}$$

Utilizzando $\alpha = \dot{m}/\dot{m}_b$ si ha:

$$\dot{m}_t = \dot{m} + \dot{m}_b = \dot{m} + \frac{\dot{m}}{\alpha} = \left(\frac{1 + \alpha}{\alpha} \right) \dot{m}$$

Sostituendo:

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

4.2. Turboshaft monoalbero: off-design

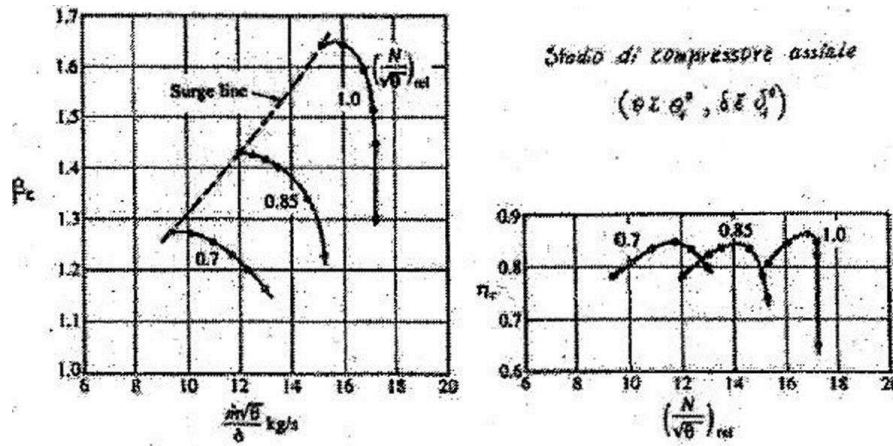


Figura 4.6: Mappa del compressore e grafico del rendimento

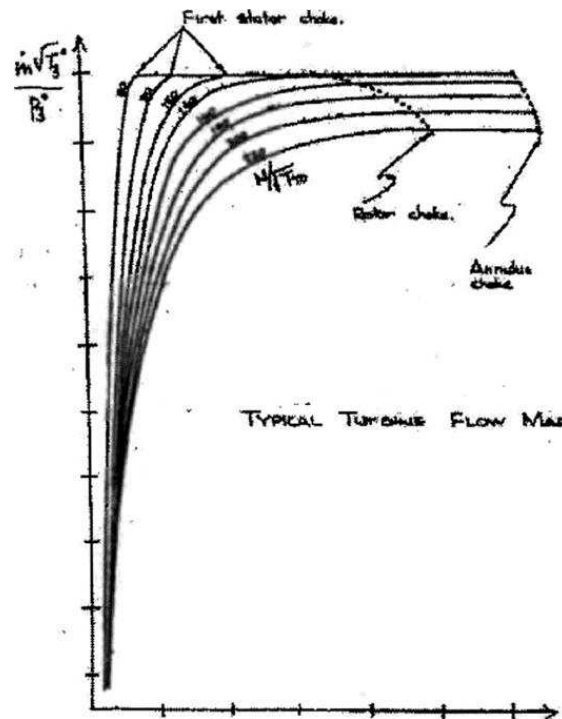


Figura 4.7: Mappa della turbina

La mappa dell'ugello (fig. 4.8) invece introduce un solo grado di libertà: in base alla portata corretta β_n è determinato. Fino a che l'ugello non diventa critico portata corretta e rapporto di espansione sono in corrispondenza biunivoca. Quando l'ugello è critico invece la portata corretta non cambia e il rapporto di espansione può variare. Questo caso tuttavia non è di interesse del turboalbero, in quanto la potenza prodotta è

4.2. Turboshaft monoalbero: off-design

Questi due parametri erano già stati introdotti. A livello di parametri la conservazione della portata chiama quindi in causa il rapporto tra le temperature totali. Viene così introdotto un vincolo che aggiunge però un parametro.

La conservazione della massa tra ingresso turbina e ingresso ugello è data da:

$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_3^\circ} p_3^\circ}{\dot{p}_3 \sqrt{T_3^\circ}} = \frac{\dot{m}_t \sqrt{T_4^\circ} p_4^\circ}{\dot{p}_4 \sqrt{T_4^\circ}}$$

Analogamente a prima:

$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_4^\circ}}{\dot{p}_4} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_3^\circ} p_3^\circ}{\dot{p}_3 \dot{p}_4} \sqrt{\frac{T_4^\circ}{T_3^\circ}}$$

Il rapporto tra le pressioni totali è il rapporto di espansione, parametro già introdotto:

$$\beta_t = \frac{\dot{p}_3}{\dot{p}_4}$$

Il rapporto tra le temperature totali è funzione del rapporto di espansione e del rendimento della turbina, parametri già introdotti:

$$\frac{T_3^\circ}{T_4^\circ} = \beta_t^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'} \eta_{yt}}$$

In questo modo, la conservazione della portata tra turbina e ugello implica un vincolo e non introduce parametri. Il numero di gradi di libertà della macchina viene ridotto di uno.

Il numero di giri della turbina è uguale a quello del compressore:

$$N_c = N_t = N$$

$$\frac{N}{\sqrt{T_1^\circ}} \sqrt{T_1^\circ} = \frac{N}{\sqrt{T_3^\circ}} \sqrt{T_3^\circ}$$

La relazione tra i numeri di giri corretti è:

$$\frac{N}{\sqrt{T_1^\circ}} = \frac{N}{\sqrt{T_3^\circ}} \sqrt{\frac{T_3^\circ}{T_1^\circ}}$$

Anche in questo caso non vengono chiamati in causa nuovi parametri e viene tolto un grado di libertà.

4.2. Turboshaft monoalbero: off-design

Mappa turbina-ugello

Per semplificare la trattazione del funzionamento off-design, si costruisce una mappa con portata corretta della turbina in ascisse e prodotto dei rapporti di espansione di turbina e ugello in ordinata. Per costruirla, ci si avvale della relazione scritta prima tra le due portate corrette:

$$\frac{\dot{m}\sqrt{T_4^\circ}}{p_4} = \frac{\dot{m}\sqrt{T_3^\circ} p_3}{p_3 p_4} \sqrt{\frac{T_4^\circ}{T_3^\circ}} = \frac{\dot{m}\sqrt{T_3^\circ}}{p_3} \beta_t \sqrt{\frac{1}{\beta_t^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}} \eta_{yt}}}$$

Il procedimento è il seguente (fig. 4.9):

1. Si sceglie un valore di numero di giri della turbina
2. Si varia la portata corretta della turbina dai valori più bassi a quelli più alti
3. Per ogni valore della portata corretta si legge sulla mappa della turbina rapporto di espansione e rendimento
4. Attraverso l'equazione che lega le due portate corrette si ricava la portata corretta dell'ugello
5. Si legge sulla mappa dell'ugello il rapporto di espansione a quella portata corretta
6. Si segnano i punti con la portata corretta della turbina e il prodotto $\beta_t \beta_n$ sulla mappa turbina-ugello
7. Si ripete poi questo ciclo per un altro numero di giri

Bisogna notare che se una volta individuato il punto sulla mappa della turbina si vanno a sostituire i valori nella formula delle portate e risulta che la portata corretta dell'ugello è uguale portata corretta critica, non si possono prendere punti a portata corretta maggiore della turbina. Infatti, se l'ugello diventa sonico blocca il funzionamento della turbina ad un valore fissato. Questo è dovuto al fatto che al raggiungimento della condizione sonica, al variare delle condizioni ambiente a valle il rapporto di espansione β_n dell'ugello potrebbe aumentare (se ad esempio la pressione ambiente diminuisce). Tuttavia, poiché la gola è sonica la portata corretta dell'ugello critico resta costante. Questo fa sì che rimanga bloccata anche la portata corretta della turbina, che non riesce neanche ad espandere ulteriormente a quel numero di giri corretto (punto sulla mappa fissato). Sulla mappa turbina/ugello le linee ai diversi numeri di giri corretti si interrompono quindi a una data portata corretta, mentre il rapporto di espansione potrebbe crescere in base all'ambiente a valle (infatti β_n potrebbe variare). Risulta importante quindi introdurre due definizioni:

- la turbina si dice *critica* se:

$$\frac{\dot{m}\sqrt{T_3^\circ}}{p_3} = \text{cost}$$

4.2. Turboshaft monoalbero: off-design

a salti di pressione, ove l'espansione avviene su tutti gli statori. Le turbine possono avere quindi diverse portate corrette critiche in base al numero di giri. Se uno stadio diventa critico blocca il funzionamento degli stadi prima. La turbina non può né espandere ulteriormente né aumentare la portata corretta. Tuttavia, il funzionamento può comunque essere cambiato variando il numero di giri in modo da far tornare in condizioni normali lo stadio critico. Se si considera la mappa turbina/ugello di fig. 4.9 si nota che al variare del numero di giri corretto la turbina resta bloccata alla stessa portata corretta. Per quanto appena osservato, non è propriamente così. Infatti, si consideri un punto sulla mappa della turbina che rende l'ugello critico seguendo il filone logico esposto in precedenza. Se ora si mantiene la portata corretta della turbina costante e si varia il numero di giri corretto, potrebbe darsi che la combinazione di $(\dot{m}_t)_{corr}$, β_t e η_t determini una portata corretta dell'ugello non critica (attraverso la relazione delle portate corrette). Pertanto, per questo nuovo numero di giri la curva sulla mappa turbina /ugello dovrebbe svilupparsi fino a una portata corretta maggiore della precedente, quando la combinazione dei parametri rende critico l'ugello. Tuttavia, questa dipendenza dal numero di giri corretto non è molto marcata in quanto le curve a diverso numero di giri corretto sulla mappa della turbina sono molto vicine tra di loro. Per questa trattazione non si considera pertanto questo effetto.

Mappa compressore-turbina-ugello

Si ricorda la formula della potenza corretta:

$$P_{corr} = \frac{P}{\dot{p}_1 \sqrt{T_1}} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_1}}{\dot{p}_1} \left[\left(\frac{1 + \alpha}{\alpha} \right) \eta_{mt} \eta_t c'_p \frac{T_3}{T_1} \left(1 - \frac{1}{\beta_t^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}} \right) - \frac{c_p}{\eta_{mc} \eta_c} \left(\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right]$$

Lo scopo finale che ci si pone è collegare tutto il funzionamento in un'unica mappa di modo che un punto su di essa individui un valore di potenza corretta. Attraverso la mappa turbina/ugello viene messa una limitazione sulla portata corretta della turbina. Ora si vuole studiare come sono legati compressore e turbina in modo che, scelto un punto di funzionamento del compressore, il rapporto delle pressioni totali T_3°/T_1° sia determinato. Infatti, le portate corrette e il numero di giri di compressore e turbina sono legati dalle seguenti relazioni:

$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_3}}{\dot{p}_3} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_1}}{\dot{p}_1} \frac{\dot{p}_1}{\dot{p}_2} \frac{\dot{p}_2}{\dot{p}_3} \sqrt{\frac{T_3}{T_1}}$$

$$\frac{N}{\sqrt{T_3}} = \frac{N}{\sqrt{T_1}} \sqrt{\frac{T_1}{T_3}}$$

Scelto un punto di funzionamento sulla mappa del compressore i seguenti numeri sono determinati:

- $\frac{\dot{m} \sqrt{T_1}}{\dot{p}_1}$

4.2. Turboshaft monoalbero: off-design

Scegliendo un punto sulla mappa compressore-turbina-ugello gli altri termini sono determinati e con essi anche la potenza corretta. Infatti, a fissati portata corretta e numero di giri corretto del compressore:

- il rapporto di compressione β_c è fissato
- il rapporto di espansione β_t è dato dalla mappa della turbina considerando che la portata corretta della turbina e il suo numero di giri corretto sono legati ai rispettivi valori del compressore da:

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

$$\frac{N}{\sqrt{T_3^\circ}} = \frac{N}{\sqrt{T_1^\circ}} \sqrt{\frac{T_1^\circ}{T_3^\circ}}$$

- il rapporto T_3°/T_1° è tale per cui siano soddisfatte la congruenza delle pressioni, la relazione dei numeri di giri corretti e delle portate corrette tra compressore e turbina

Se la turbina è critica le curve a $(T_3^\circ/T_1^\circ) = \text{cost}$ diventano delle rette. Infatti, dalla relazione:

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

Si può esplicitare il rapporto di compressione in funzione della portata corretta:

$$\beta_c = \frac{1}{\varepsilon_b} \frac{\sqrt{\frac{T_3^\circ}{T_1^\circ}}}{\frac{\dot{m}\sqrt{T_3^\circ}}{p_3^\circ}} \frac{\dot{m}\sqrt{T_1^\circ}}{p_1^\circ}$$

Nel caso di turbina critica, al variare della portata corretta del compressore la portata corretta della turbina resta costante. Questo significa che se si considera T_3°/T_1° costante la relazione scritta sopra descrive una retta con coefficiente angolare pari a

$$\frac{1}{\varepsilon_b} \frac{\sqrt{\frac{T_3^\circ}{T_1^\circ}}}{\frac{\dot{m}\sqrt{T_3^\circ}}{p_3^\circ}}$$

Pertanto, le rette iso- T_3°/T_1° sono delle rette se la turbina è critica. Se ci si muove lungo una di queste rette e si diminuisce man mano la portata corretta, la turbina a un certo punto non è più critica e il valore di

$$\frac{\dot{m}\sqrt{T_3^\circ}}{p_3^\circ}$$

4.2. Turboshaft monoalbero: off-design

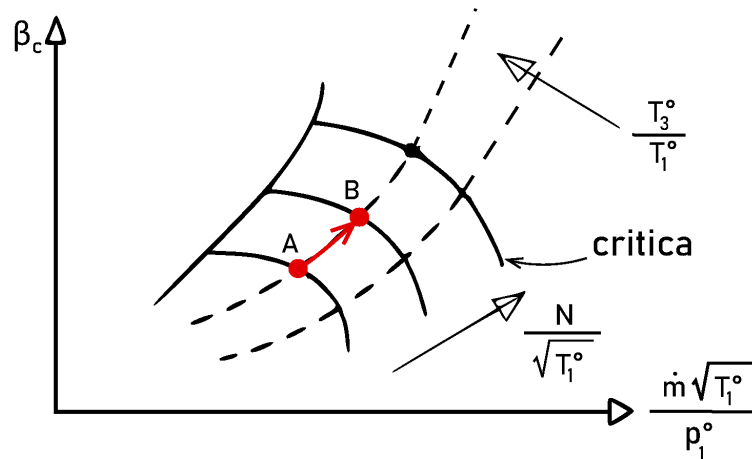


Figura 4.12: Variazione del numero di giri corretto a T_3^o/T_1^o costante

Quindi, anche β_t aumenta. Si analizza come varia la potenza corretta:

$$P_{corr} = \frac{P}{p_1 \sqrt{T_1^o}} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_1^o}}{p_1} \left[\left(\frac{1 + \alpha}{\alpha} \right) \eta_{mt} \eta_t c_p' \frac{T_3^o}{T_1^o} \left(1 - \frac{1}{\beta_t^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}} \right) - \frac{c_p}{\eta_{mc} \eta_c} \left(\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right]$$

Si raggruppano le variabili costanti in due coefficienti k_1 e k_2 :

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

Il termine dentro le parentesi quadre segue lo stesso andamento del lavoro del ciclo di Joule-Brayton al variare di β_c e a fissato T_3^o/T_1^o (fig. 4.13).

Questo significa che l'andamento della potenza corretta in funzione del numero di giri corretto a fissato T_3^o/T_1^o è qualitativamente simile, tenendo conto che a bassi numeri di giri la linea iso- T_3^o/T_1^o finisce sulla linea di pompaggio (fig. 4.14). Per il calcolo quantitativo bisognerebbe considerare tutti i punti su una linea iso- T_3^o/T_1^o della mappa compressore/turbina/ugello. Per ognuno di essi si dovrebbe valutare la portata corretta e il numero di giri corretto di turbina attraverso:

$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_3^o}}{p_3^o} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_1^o}}{p_1^o} \frac{p_1^o p_2^o}{p_2^o p_3^o} \sqrt{\frac{T_3^o}{T_1^o}} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_1^o}}{p_1^o} \frac{1}{\beta_c \epsilon_b} \sqrt{\frac{T_3^o}{T_1^o}}$$

$$\frac{N}{\sqrt{T_3^o}} = \frac{N}{\sqrt{T_1^o}} \sqrt{\frac{T_1^o}{T_3^o}}$$

Con la mappa della turbina si dovrebbe quindi identificare il rapporto di espansione β_t , verificando anche sulla mappa turbina/ugello che la portata corretta non sia critica. In

4.2. Turboshaft monoalbero: off-design

Si raggruppano le grandezze costanti in due coefficienti k_3 e k_4 :

$$\frac{P}{\dot{p}_1 \sqrt{T_1^\circ}} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_1^\circ}}{\dot{p}_1} \left[k_3 \frac{T_3^\circ}{T_1^\circ} - k_4 \right]$$

Il termine in parentesi quadre aumenta linearmente con T_3°/T_1° , mentre la portata corretta diminuisce. Per valutare come varia quest'ultima grandezza in funzione di T_3°/T_1° si utilizza la conservazione della portata:

$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_3^\circ}}{\dot{p}_3} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_1^\circ}}{\dot{p}_1} \frac{1}{\beta_c \varepsilon_b} \sqrt{\frac{T_3^\circ}{T_1^\circ}}$$

Da cui:

$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_1^\circ}}{\dot{p}_1} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_3^\circ}}{\dot{p}_3} \beta_c \varepsilon_b \sqrt{\frac{T_1^\circ}{T_3^\circ}}$$

Si ipotizza che la turbina sia critica, pertanto la portata corretta $\dot{m} \sqrt{T_3^\circ}/\dot{p}_3$ non varia al variare di $\dot{m} \sqrt{T_1^\circ}/\dot{p}_1$. Questa ipotesi è giustificata dal fatto che solitamente la turbina è effettivamente critica nel funzionamento a regime (escluse le condizioni a bassi numeri di giri). Pertanto si raggruppano i termini costanti in un unico coefficiente k_5 :

$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_1^\circ}}{\dot{p}_1} = k_5 \sqrt{\frac{T_1^\circ}{T_3^\circ}}$$

Si sostituisce questa espressione nella formula della potenza corretta:

$$\frac{P}{\dot{p}_1 \sqrt{T_1^\circ}} = k_5 \sqrt{\frac{T_1^\circ}{T_3^\circ}} \left[k_3 \frac{T_3^\circ}{T_1^\circ} - k_4 \right]$$

Si ha che:

$$\frac{P}{\dot{p}_1 \sqrt{T_1^\circ}} = k_3 k_5 \sqrt{\frac{T_3^\circ}{T_1^\circ}} - k_4 k_5 \sqrt{\frac{T_1^\circ}{T_3^\circ}}$$

Per valutare se la potenza aumenta o diminuisce all'aumentare di T_3°/T_1° si valuta la derivata rispetto a questa variabile:

$$\frac{d\left(\frac{P}{\dot{p}_1 \sqrt{T_1^\circ}}\right)}{d\left(\frac{T_3^\circ}{T_1^\circ}\right)} = \frac{1}{2} k_3 k_5 \sqrt{\frac{T_1^\circ}{T_3^\circ}} + \frac{1}{2} k_4 k_5 \sqrt{\left(\frac{T_1^\circ}{T_3^\circ}\right)^3}$$

La derivata è maggiore di zero per ogni rapporto di temperature: la potenza corretta aumenta al crescere di T_3°/T_1° .

4.3. Turboshaft bialbero: off-design

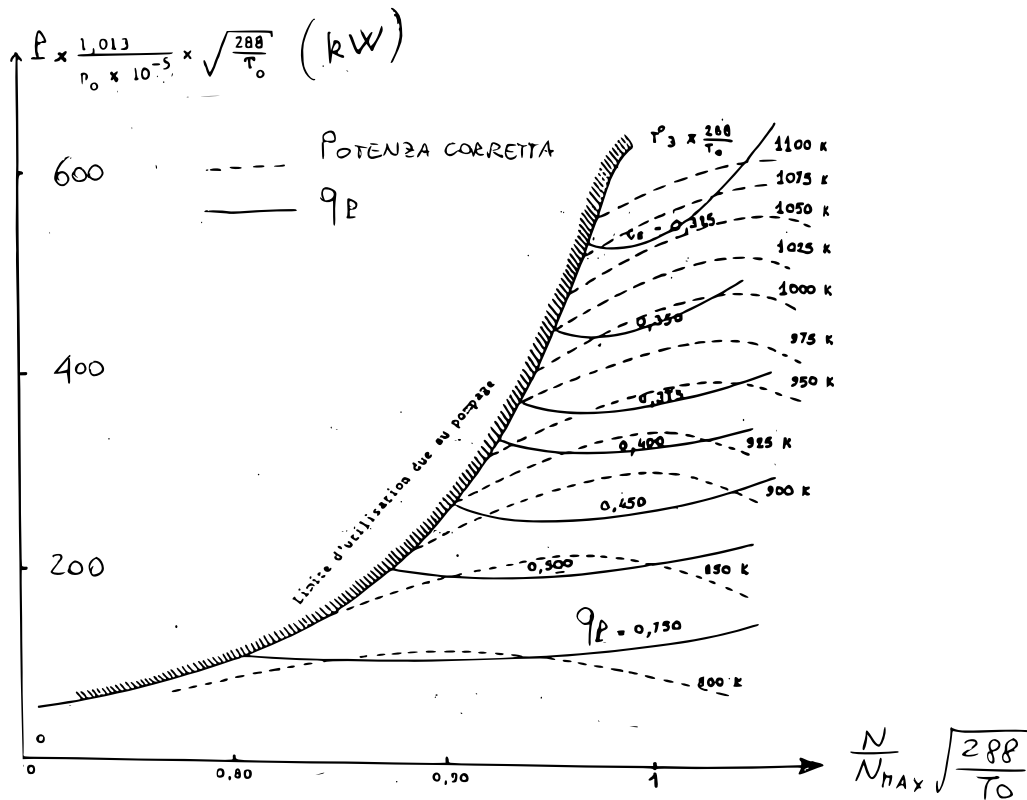


Figura 4.17: Potenza corretta e consumo specifico della potenza al variare del numero di giri corretto, per diversi valori di $(T_3)_{corr}$

corrispondenza del rendimento massimo mentre il massimo della potenza è in corrispondenza del massimo del lavoro del ciclo.

4.3 Turboshaft bialbero: off-design

In questa sezione si valuteranno funzionamento e prestazioni di un turboalbero con un'architettura diversa da prima: bialbero. Esistono principalmente due configurazioni per una turbina bialbero:

- turbina con alberi coassiali
- turbina bialbero con turbina libera di potenza

La configurazione ad alberi coassiali è mostrata in fig.4.18. In questo caso si hanno due gruppi compressore/turbina, ai quali corrispondono alberi di bassa e alta potenza. L'utilizzatore è collegato direttamente all'albero di bassa pressione.