

**ALMA MATER STUDIORUM
UNIVERSITÀ DI BOLOGNA**

**SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA
-Sede di Forlì-**

**CORSO DI LAUREA
IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE
Classe: L-9**

**ELABORATO FINALE DI LAUREA
in
Disegno tecnico aerospaziale**

**STUDIO ED OTTIMIZZAZIONE DI UN TURBO-COMPRESSORE
PER UN DIESEL-FAN AD ALTA POTENZA**

CANDIDATO
La Rovere Francesco

RELATORE
Ing. Piancastelli Luca

Anno Accademico 2013-2014
Sessione II

Indice

CAPITOLO 1

INTRODUZIONE

1.1	Premessa	1
1.2	introduzione al condotto di aspirazione	1

CAPITOLO 2

PROPULSORI AERONAUTICI

2.1	Generalità	2
2.2	Tipologie di propulsori	2
2.2.1	Turbojet	2
2.2.2	Turbofan	6
2.2.3	Turboelica	8
2.2.4	Ramjet	11
2.2.5	Scramjet	13
2.2.6	Motori diesel aeronautici	14

CAPITOLO 3

LA COMBUSTIONE IN UN MOTORE DIESEL

3.1	Caratteristiche	16
3.2	Parametri di progetto, prestazioni e studi fluidodinamici	18
3.2.1	Introduzione	18
3.2.2	Recupero di pressione	24
3.2.3	Le non-uniformità nel flusso	26
3.2.4	Swirl	29
3.2.5	Modellazione della sezione trasversale	34
3.2.6	Progettazione delle pieghe	35
3.3	Prese d'aria subsoniche	37
3.4	Prese d'aria supersoniche	45
3.5	Boundary layer diverter	56

CAPITOLO 4

PROGETTO

4.1 Calcoli analitici	58
4.2 Sviluppo del disegno al CAD	59
4.3 Computational Fluid Dynamics CFD	60

CAPITOLO 5

CONCLUSIONI

5.1 Analisi dei risultati ottenuti	64
5.2 Sviluppi futuri	65

Capitolo 1

Introduzione

1.1 Premessa

Questa tesi è soltanto una parte di un progetto molto più ampio composto da vari studi compiuti da più studenti, guidati dal Prof. Ing. Luca Piancastelli, volti a sviluppare idee e progetti innovativi. Oggetto di questa tesi è lo studio l'ottimizzazione di un condotto di aspirazione da inserire in un propulsore in cui la camera di combustione viene sostituita da un motore diesel ad alte prestazioni che, tramite l'ausilio di un riduttore, trascina un fan. Inoltre i gas combusti forniscono energia ad una turbina per il funzionamento di un compressore assiale.

1.2 Introduzione al condotto di aspirazione

L'aspirazione dell' aria esterna ad una motorizzazione viene eseguita dagli imbocchi, e dalle prese d'aria che hanno il compito di rallentarla e quindi di recuperare pressione per fare in modo di far lavorare in maniera ottimale il compressore presente più a valle. La presenza di questi condotti di aspirazione è molto importante perché grazie a loro si riesce ad arrivare livelli di pressione più alti e quindi ad ottenere una spinta maggiore, in uscita dalla motorizzazione. Come tutti sistemi ingegneristici, queste prese d'aria presentano delle perdite, dovute ad una molteplicità di fattori, ampiamente spiegati nelle pagine seguenti.

Capitolo 2

Propulsori aeronautici

2.1 Generalità

Attualmente il panorama motoristico aeronautico è molto vasto in quanto si passa dai piccoli aeromobili ultraleggeri da turismo, ai grandi cargo, agli enormi aerei passeggeri da oltre 800 posti. E' quindi chiaro che ad una così grande varietà di modelli corrisponda una altrettanto vasta serie di motori passando dai piccoli motori a pistoni, alle grandi turbine dell'Airbus A380, fino ad arrivare ai "motori" screamjet degli ultimi prototipi, come ad esempio il Boeing X-51 Wave Rider, per velocità oltre Mach 6. Rimanendo nel campo dei modelli civili si è assistito dal dopoguerra ad oggi ad uno sviluppo notevole della tecnica; si è passati dai motori alternativi ad elica ai motori a getto, alle turboeliche. Oggi si sta assistendo ad un ulteriore passo avanti: si stanno utilizzando motori diesel anche per grandi potenze in sostituzione dei motori a turbina, in un'ottica di riduzione dei costi resa possibile dall'estrema semplicità del motore stesso e al minore costo dei combustibili. Questo sviluppo è stato possibile grazie ad un incremento sensibilissimo delle prestazioni dei motori ad accensione per compressione, complice lo sviluppo dell'elettronica di controllo e l'avvento del common-rail, che permette, grazie ad una iniezione controllata elettronicamente, di migliorare la combustione e quindi i rendimenti dell'intero motore.

.

2.2 Tipologie di propulsori

2.2.1 TURBOJET

E' il più semplice degli aereoreattori e genera spinta utilizzando un ugello per la trasformazione dell'energia termica, posseduta dal propellente a valle della turbina, in energia cinetica.

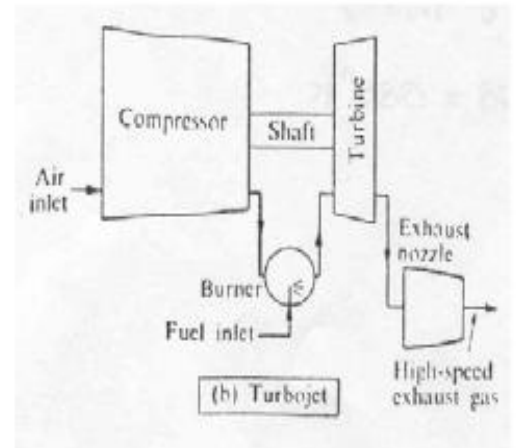
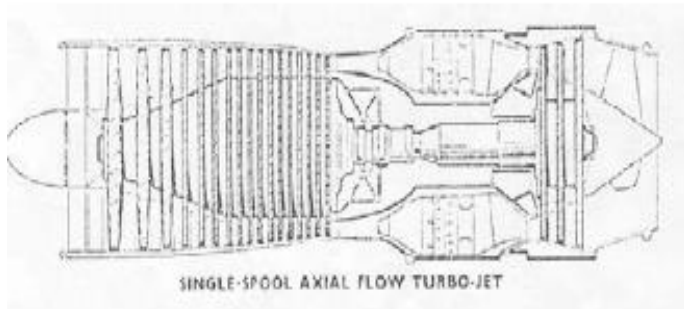


Fig 2.1. Turbojet

Oltre al generatore di gas (compressore - camera di combustione - turbina) presenta solo un altro convertitore di energia: l'ugello che ha funzione di generatore di spinta. Il generatore di gas è alimentato in aria dalla presa d'aria che si può considerare un particolare condotto di alimentazione in quanto fornisce aria nella quantità e nelle condizioni richieste dal compressore. Il turboreattore semplice permette di realizzare elevate velocità di volo fornendo elevate spinte per unità di massa strutturale del motore ma la spinta è realizzata a costo di un elevato consumo di combustibile in quanto, ricordiamo, tale motore fornisce spinta accelerando molto una piccola massa di propellente. La variazione di quantità di moto subita dal propellente nell'attraversare l'ugello è dovuta principalmente all'energia termica fornita al propellente (elevato consumo di combustibile) e poi dal grado di sfruttabilità della stessa (compressori con elevato rapporto di compressione).

L'espressione della spinta, trascurando l'eventuale spinta statica, è la seguente:

$$\bullet \quad S = \dot{m}[(1 + f)]V_u - V_0 \quad (2.1)$$

La condizione di funzionamento è rappresentata dall'eguaglianza dei lavori tra turbina e compressore e dall'esistenza di due gole soniche al distributore di turbina e nella sezione di gola dell'ugello:

$$\bullet \dot{m} \cdot c_{pc}(T_{02} - T_{01}) = \dot{m}(1 + f)c_{ph}(T_{04} - T_{05}) \quad (2.2)$$

$$\bullet \frac{A_u}{A_4} = \left(\frac{T_{04}}{T_{05}}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2.3)$$

I limiti del turboreattore semplice sono legati, da un lato, al limite strutturale della turbina, dall'altro, al consumo ed al rumore indotto dall'elevata velocità e all'elevata temperatura dei gas di scarico. Il ruolo della massima temperatura raggiungibile dalla turbina è fondamentale sia per le prestazioni ottenibili sia per i conseguenti consumi di combustibile. Dobbiamo considerare però che il limite strutturale della turbina impone la massima temperatura T_{04} e di conseguenza la massima velocità di efflusso V_u . Possiamo utilizzare il processo di post-combustione permettendo di ottenere una V_u elevata grazie all'aumento della temperatura di ristagno nell'ugello; tutto ciò mi permette di lasciare inalterata la temperatura T_{04} senza intaccare i limiti strutturali cui è sottoposta la turbina.

Il sistema di post-combustione permette di creare una seconda combustione nei gas in uscita dalla turbina prima di arrivare nell'ugello.

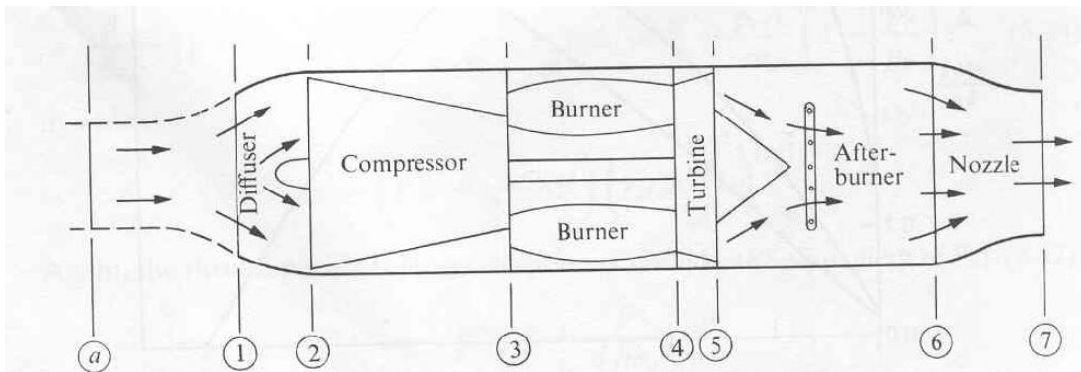


Fig 2.2. Turbojet con post-combustione

In Fig 2.2 viene mostrato un turboreattore modificato per l'esistenza di un processo di post-combustione dopo la turbina. Questo sistema non aumenta la sfruttabilità dell'energia termica ma aumenta l'energia stessa. Quindi si capisce come l'ottenimento di queste elevate prestazioni è accompagnato da un notevole dispendio energetico ragion per cui si adopera tale sistema solo

in alcune fasi del volo, al decollo ad esempio o quando (se si parla di aerei militari) è necessario imprimere al velivolo una accelerazione immediata. E' possibile realizzare la post-combustione in quanto la ricchezza della miscela negli aereoreattori è molto minore di quella stechiometrica per cui la miscela dopo la turbina è ricca di ossigeno non utilizzato nella combustione. Non esistendo i vincoli di T_{\max} imposti dalla turbina è possibile raggiungere, iniettando combustibile in modo da realizzare un rapporto di miscelamento adeguato, temperature più elevate di quelle in camera di combustione.

Un aumento della temperatura di ristagno influenza due parametri fondamentali: la velocità di efflusso dall'ugello, che ricordiamo essere direttamente proporzionale alla radice della temperatura di ristagno a monte dell'ugello, e la portata massica uscente dall'ugello che, essendo a regime la gola sonica, è inversamente proporzionale alla temperatura di ristagno.

$$\bullet \quad V_U = \sqrt{2 \frac{\gamma}{\gamma-1} RT_{06}} \sqrt{1 - \left(\frac{p_u}{p_{06}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (2.4)$$

$\dot{m}_u = f(\gamma) \frac{p_{06} A_{cr}}{\sqrt{RT_{06}}}$ data l'espressione della spinta:

$$\bullet \quad S = \dot{m}_u V_u - \dot{m}_a V_0 + (p_u - p_a) A_u \quad (2.5)$$

Si deduce che la post-combustione non ha nessun effetto sulla spinta, se la geometria dell'ugello è fissa, permette solo di avere la stessa spinta con un minor consumo di propellente. Per ottenere un aumento di spinta è necessario rendere la portata costante agendo sulla sezione di gola. In tal modo la spinta aumenta con la velocità di efflusso. Tale meccanismo di apertura dell'area di gola dell'ugello fino all'attivazione della post-combustione non è senza problemi a causa dei tempi diversi necessari per compiere le due operazioni e possono generarsi fenomeni di ostruzione termica nel compressore, cioè una riduzione della portata in ingresso al compressore che può comportare il pompaggio e lo spegnimento della combustione. Ovviamente con la post-

combustione si esasperano quelli che erano i difetti del turboreattore semplice, cioè un elevato consumo ed un elevato rumore indotto dalla velocità e dalla temperatura dei gas di scarico.

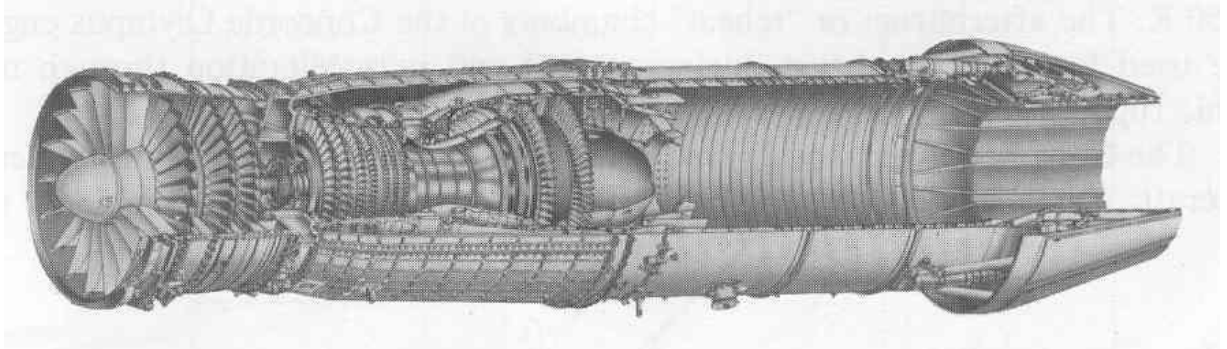


Fig 2.3. Turbojet

2.2.2 TURBOFAN

A seguito di quanto precedentemente descritto, il turboreattore semplice è stato sostituito in quasi tutte le applicazioni militari e civili con quello che viene chiamato turboreattore a doppio flusso o turbo fan. In questo motore la spinta è realizzata con una minore velocità dei gas all'uscita dell'ugello (minore consumo di combustibile e minori problemi di rumore) e con una maggiore portata di propellente, cioè accelerando poco una grande massa d'aria. Infatti in questo propulsore abbiamo il contributo di due differenti masse d'aria che contribuiscono a fornire la spinta necessaria al motore:

- una corrente di aria calda che, al pari di quanto accade nel turboreattore semplice, riceve energia termica sfruttabile dal gruppo compressore–camera di combustione–turbina
- Una corrente di aria fredda che, al contrario, riceve energia soltanto da un compressore secondario (il fan) presentandosi nell'ugello in tale stato

L'energia al compressore secondario viene fornita da una turbina separata posta a valle della turbina principale. La separazione delle due turbine è opportuna perché essendo diversi i rapporti di compressione e le dimensioni

dei due compressori anche il loro numero di giri sarà diverso, per cui avere alberi separati è la soluzione migliore rispetto all'inserimento di ingombranti scatole di riduzione.

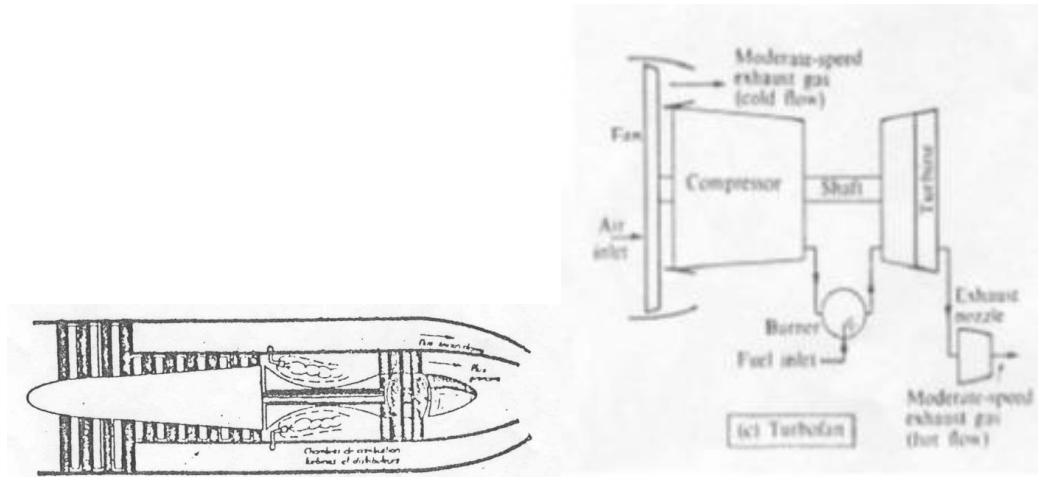


Fig 2.4 Turbofan

Solo a valle della turbina, abbiamo un cambiamento: i gas caldi non vanno direttamente nell'ugello ma cedono una parte della loro energia attraverso un'altra turbina al compressore secondario il cui compito è quello di trasferire tale energia al flusso d'aria fredda che lo attraversa. Ciò comporta che la temperatura di ristagno e la pressione di ristagno dei gas caldi all'ingresso dell'ugello del generatore di gas siano più basse e di conseguenza la velocità di efflusso dei gas caldi sarà minore. La spinta fornita dall'intero motore sarà data quindi da:

$$\bullet S = \dot{m}_{ah}[(1 + f)]V_{uh} - V_0] + \dot{m}_{ac}(V_{uc} - V_0) \quad (2.6)$$

Introducendo il rapporto di by-pass: $BPR = \frac{\dot{m}_{ac}}{\dot{m}_{ah}}$, possiamo esprimere la spinta come:

$$\bullet \frac{S}{\dot{m}_{ah}} = (1 + f)V_{uh} - V_0 + BPR(V_{uc} - V_0) \quad (2.7)$$

Le due velocità di efflusso dipendono l'una dall'altra attraverso il rapporto di by-pass BPR e attraverso il rapporto di compressione del fan β_{fan} .

Per il turbofan la condizione di equilibrio sarà:

- $(1 + f)c_{ph}(T_{04} - T_{05}) = c_{pc}(T_{03} - T_{02}) + BPR(T_{08} - T_{02})$ (2.8)

La determinazione della quantità di energia da fornire al compressore secondario per una data entalpia disponibile, viene determinata con un processo di ottimizzazione della spinta globale offerta dal motore. Inoltre, fissata l'energia fornita al compressore secondario e il rapporto di compressione β_{fan} la velocità di efflusso V_{uc} dipende dalla massa di aria fredda elaborata e quindi dal rapporto di by-pass. La scelta ottima terrà conto dell'influenza che questi due parametri hanno sul peso e l'ingombro del motore e quindi sulla resistenza aerodinamica. Aumentare il rapporto di compressione del fan vuol dire aumentare il numero degli stadi e quindi il peso del compressore ma aumentare il rapporto di by-pass vuol dire aumentare la sezione frontale e quindi la resistenza aerodinamica. Se riportiamo, in funzione del BPR, l'incremento di spinta e l'incremento di resistenza aerodinamica vediamo come si viene ad individuare un valore massimo del BPR. Tale valore dipende dal particolare velivolo e dalla missione; inoltre la geometria ed il Mach di volo sono parametri essenziali per quantificare quanto detto. Comunque il rapporto di by-pass ottimo si aggira normalmente su valori fra 5 e 10.

2.2.3 TURBOELICA

Per velivoli utilizzati nel basso subsonico allo scopo di avere un ottimo rendimento propulsivo è consigliabile utilizzare una turboelica. Ci sono diverse tipologie di turboeliche ma dal punto di vista termodinamico il funzionamento è lo stesso per tutti i tipi.

Al pari di quanto accade nel turboreattore semplice ed in quello a doppio flusso anche nella turboelica è utilizzato un generatore di gas caldi formato da un gruppo compressore – camera di combustione - turbina in cui viene elaborata l'aria proveniente dalla presa d'aria. Come nel turboreattore a

doppio flusso parte dell'energia posseduta dai gas allo scarico della turbina è utilizzata per fornire energia ad un organo rotante che in questo caso è il generatore di spinta: l'elica.

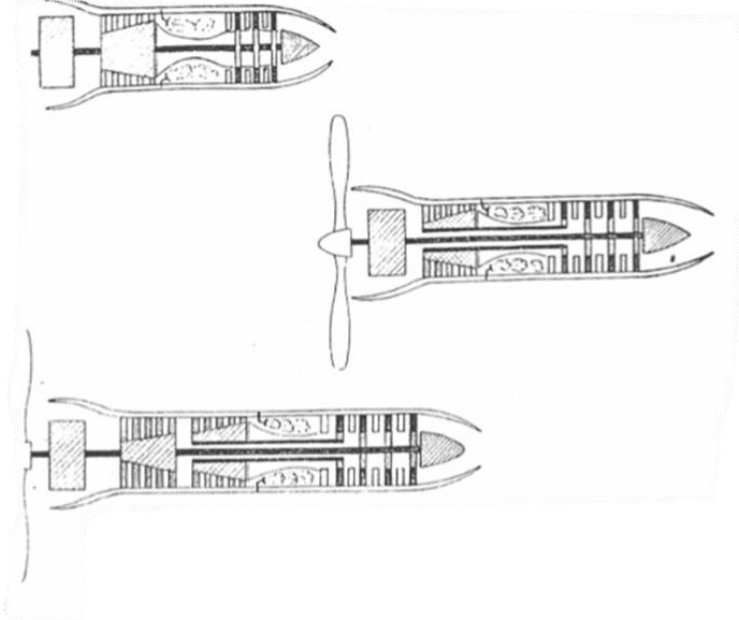


Fig 2.5. Tipologie turboeliche

Questo trasferimento di energia avviene anche in questo caso attraverso una turbina. Pertanto nel propulsore in questione, l'equazione che esprime la condizione di equilibrio da rispettare per avere un moto rettilineo uniforme è la seguente:

$$\bullet \quad \dot{m}_{ac} \cdot c_{pc}(T_{02} - T_{01}) + \Pi = \dot{m}_{ah}(1 + f)c_{ph}(T_{04} - T_{05}) \quad (2.9)$$

Π è la potenza all'albero dell'elica dipende dalle forze aerodinamiche agenti sulle pale dell'elica e dalle dimensioni delle pale ed è fissata in condizioni di progetto da un criterio di ottimizzazione della potenza totale offerta dal motore.

Indichiamo con:

$$\bullet \quad \eta_p = \frac{P_e}{\Pi} \quad (2.10)$$

il rendimento di trasformazione dell'elica, P_e rappresenta il contributo dell'elica alla potenza totale offerta dal motore. Questo contributo vale:

$$\bullet \quad P_e = T \cdot V_0 \quad \text{dove } T \text{ è la trazione dell'elica} \quad (2.11)$$

L'ugello fornirà un contributo alla potenza totale dato da:

$$\bullet \quad P_j = \dot{m}_{ah} [(1 + f)V_u - V_0]V_0 \quad (2.12)$$

La Potenza totale offerta dal motore sarà pari a:

$$\bullet \quad P_T = P_j + P_e \quad (2.13)$$

Possiamo indicare con ΔH_i l'energia totale trasformabile posseduta dai gas all'uscita dalla turbina; parte di questa energia è trasformata nella turbina di potenza e la indichiamo con $(1-\alpha)\Delta H_i$, mentre $\alpha\Delta H_i$ è l'energia trasformata nell'ugello.

Con questa terminologia è possibile esprimere la potenza totale offerta da una turboelica nel seguente modo:

$$\bullet \quad P_s = \dot{m}_{ah} [(1 + \alpha)\Delta H_i \eta_t \eta_r \eta_p V_0 + \sqrt{2\alpha\Delta H_i \eta_{ug}} V_0 - V_0^2] \quad (2.14)$$

Dove η_t e η_r sono rispettivamente i rendimenti di trasformazione nella turbina di potenza (la turbina collegata all'elica) e nel riduttore. Quest'ultimo è una scatola di ingranaggi che ha lo scopo di diversificare il numero di giri dell'elica da quello della turbina.

Derivando rispetto ad α e uguagliando a zero, si ottiene il valore ottimo di α che risulta in genere dell'ordine di grandezza del 10 – 20%. Ovviamente questo valore è calcolato e realizzato nelle condizioni di progetto; fuori progetto essendo l'ugello a geometria fissa, il che vuol dire che il valore del rapporto di espansione e quindi l'aliquota di energia

trasformata rimane costante, α non sarà più ottimo per le diverse condizioni di funzionamento.

Il generatore di spinta principale, cioè l'elica, preleva la potenza fornita dal motore e fornisce una trazione. Sul funzionamento dell'elica e sui diversi regimi di funzionamento ottenibili nonché sulle tipologie di elica possibili ci si soffermerà in un altro contesto.

2.2.4 RAMJET

Per superare il limite di funzionamento del turboreattore si deve eliminare la causa del limite e cioè la turbina e ciò comporta anche l'eliminazione del compressore. Questo permette di realizzare temperature di combustione più elevate e di conseguenza velocità di efflusso più elevate. L'eliminazione del compressore è resa possibile dal fatto che la pressione di ristagno all'uscita della presa d'aria è già ad un livello che permette una ottima sfruttabilità cinetica dell'energia. E' possibile infatti utilizzare in tal caso un ugello supersonico essendo il rapporto di espansione p_{06}/p_u maggiore del rapporto p_{06}/p_{cr} e avere un rendimento dell'ugello ed una velocità di efflusso molto elevati.

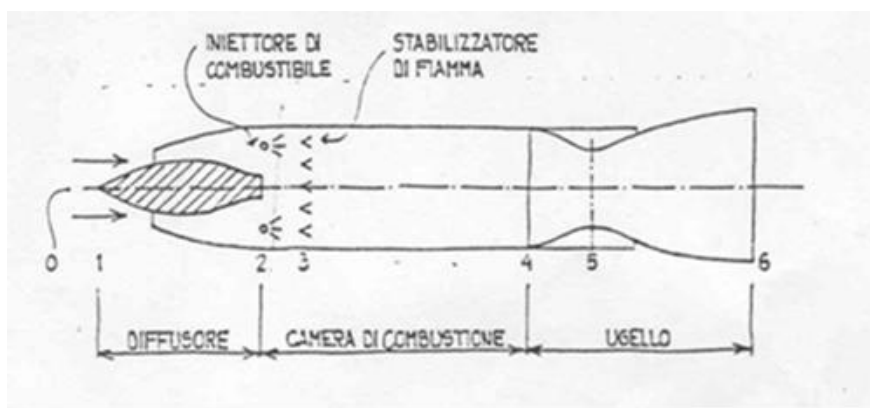


Fig 2.6.Ramjet

L'elevata pressione in camera è dovuta all'elevata pressione dinamica dell'aria: questo motore infatti, non avendo il compressore, può funzionare

solo se la velocità relativa fra aria e velivolo è elevata al punto da generare una notevole pressione dinamica. Importante è il ruolo svolto dalla presa d'aria che ha il compito di "recuperare" l'energia cinetica posseduta dall'aria con la massima efficienza. Una presa d'aria ad elevata efficienza permette di realizzare in camera di combustione una pressione pari quasi alla pressione di ristagno dell'aria entrante

Tale descrizione indica quali sono i limiti di questo motore: un limite inferiore è dato dal numero di Mach minimo per ottenere dopo il rallentamento nella presa d'aria, una pressione in camera di combustione sufficientemente elevata per ottenere un buon rendimento dell'ugello. Tipicamente il valore di rendimento è attorno a 2 - 2.5 mentre il limite superiore è fissato, più che dalla resistenza dei materiali alle elevate temperature, dall'efficienza delle prese d'aria sempre più bassa all'aumentare del numero di Mach. Pertanto oltre Mach = 4.5 non è più conveniente utilizzare questo tipo di motore.

In un ramjet ideale la pressione di ristagno si mantiene costante e uguale a quella ambiente in tutto il motore, cioè:

$$\bullet P_{06} = P_{0a} \quad (2.15)$$

per cui nell'ipotesi di ugello adattato, cioè : $P_u = P_a$, e considerando $\gamma = \text{cost}$ si ha $M_u = M_0$ e quindi:

$$\bullet \frac{T_u}{T_a} = \frac{T_{0u}}{T_{0a}} = \frac{T_{06}}{T_{0a}} \quad \text{ottenendo: } V_u = \frac{\sqrt{T_{06}}}{\sqrt{T_{0a}}} V_0 \quad (2.16)$$

Pertanto possiamo scrivere l'equazione della spinta specifica nel seguente modo:

$$\bullet \frac{S}{\dot{m}_a} = M_0 \sqrt{\gamma R T_a} \left[(1 + f) \sqrt{\frac{T_{06}}{T_a} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right)^{-1}} - 1 \right] \quad (2.17)$$

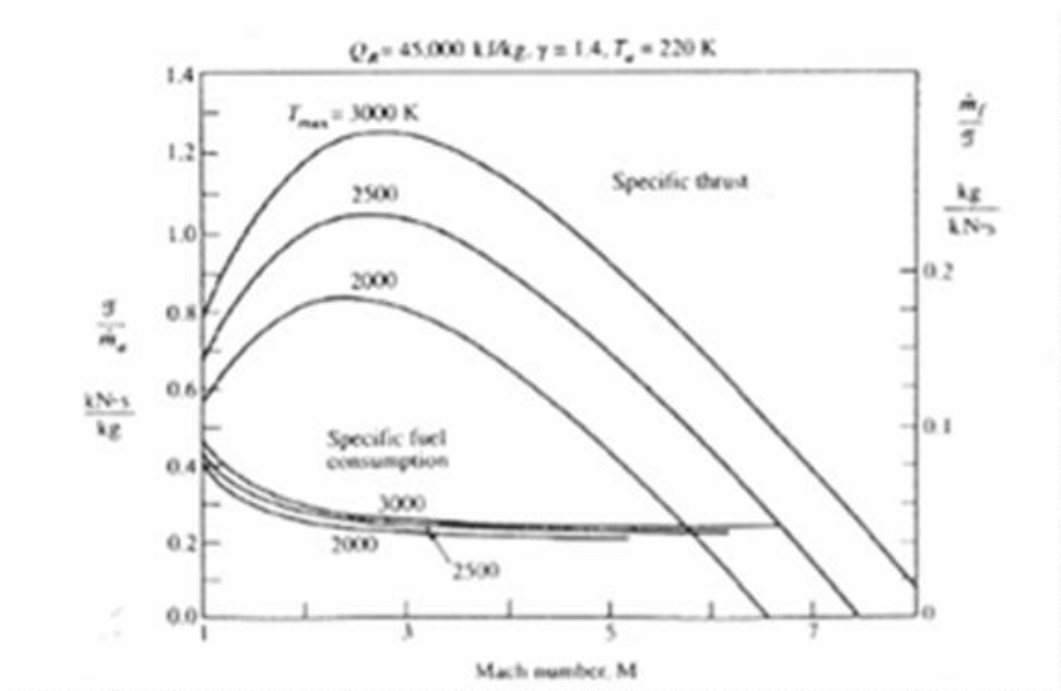


Figura 2.7. Gli andamenti della Spinta e del consumo specifico

2.2.5 SCRAMJET

Oltre il valore del Mach= 5 non è più conveniente tale propulsore essendo l'efficienza della presa d'aria eccessivamente bassa. Conviene a tal punto effettuare la combustione in regime supersonico a Mach circa uguale a 2 . Ciò significa che la presa d'aria ha il compito di rallentare l'aria restando nel regime supersonico e quindi con una efficienza molto più elevata di una presa d'aria che dal supersonico deve rallentare l'aria ad un Mach circa uguale a 0.

Ovviamente la combustione supersonica presenta delle difficoltà soprattutto per quanto riguarda la stabilizzazione della fiamma nella fase di accensione. Particolare attenzione deve essere rivolta alla progettazione della camera di combustione e al sistema di iniezione del combustibile. Una soluzione può essere quella di iniettare il combustibile sotto la parete entro lo spessore dello strato limite dove cioè la velocità dell'aria è bassa.

L'aumento del Mach di volo comporta un aumento del livello energetico totale dell'aria in ingresso nel motore, quindi della sua temperatura di ristagno e della pressione di ristagno. Per evitare che entrambe diventino

troppo elevate (la prima crea problemi di resistenza termica dei materiali, la seconda problemi di resistenza aerodinamica elevata) per raggiungere Mach elevati si deve volare a quote elevate (30000 m per lo scramjet). Ciò comporta ad un certo punto un difetto d'aria per il basso valore della densità a tali quote.

2.2.6 MOTORI DIESEL AERONAUTICI

Il motore diesel affonda le sue radici negli ultimi anni dell'800, il brevetto di Rudolph Diesel è datato infatti 23 febbraio 1892. Però per vederlo applicato ad una vettura di serie si dovette attendere il 1936 quando la Mercedes lo installò per la prima volta sulla 260 D. In precedenza, salvo alcuni esperimenti, i propulsori diesel erano stati utilizzati solo per impianti fissi a causa degli ingombri e del peso considerevole. La vera svolta nella diffusione del propulsore diesel si ebbe grazie al miglioramento della tecnica che permise di raggiungere pressioni elevate di iniezione del combustibile e quindi un netto incremento delle prestazioni. Ad oggi le prestazioni del motore diesel sono comparabili con quelle del motore a ciclo otto grazie all'iniezione ad alta pressione e ai controlli elettronici sui tempi di apertura degli iniettori stessi.

Per quanto riguarda l'uso in aeronautica di questo tipo di propulsori, i primi esperimenti risalgono al 1914 quando la Junkers realizzò il primo prototipo di motore Diesel aeronautico, il 4 cilindri Mo3. Successivamente nel 1928 in Michigan si ebbe il primo volo di un aereo con motore Diesel, lo Stinson SM-1DX "Detroiter" con motore PackardDR-980. Degno di nota fu anche il record ottenuto nel 1931 quando l'aereo Bellanca CH-300 "Pacemaker" con motore Packard DR-980 volò senza rifornimento per 84 ore e 32 minuti, primato che resterà imbattuto per 55 anni da qualunque tipo di aereo. Da ricordare sono anche gli studi compiuti dall'italiano Cassani Francesco, il futuro fondatore della SAME, che nel 1938 brevettò il B8/110 un otto cilindri a revolver, particolarmente leggero e adatto all'impiego in aviazione. Questi

esempi vogliono essere una dimostrazione di come il motore diesel abbia dei notevoli margini di sviluppo anche in campo aeronautico.

Attualmente, grazie ai moderni sistemi di iniezione elettronica common-rail, è possibile raggiungere potenze specifiche elevate pur mantenendo i pregi tipici di un motore Diesel, quali il miglior rendimento ed i bassi consumi. Infatti, una migliore dosatura ed una maggiore polverizzazione del combustibile nella camera di combustione, attraverso più elevate pressioni di iniezione e particolari tecniche costruttive degli iniettori, permette di ottenere una migliore combustione e dunque potenze specifiche maggiori, che si traducono in consumi specifici minori, rispetto ai vecchi sistemi di iniezione diesel meccanici. Da questo punto di vista il divario con i motori a benzina si è ridotto notevolmente. Ne deriva che, a parità di distanza da percorrere, necessitando di una minore quantità di carburante da imbarcare, si avrà il vantaggio di una maggiore capacità di carico. Naturalmente il diesel, per la sua natura chimica, presenta anche degli svantaggi, primo fra tutti un minore calore specifico, rispetto alla benzina, ciò si ripercuote negativamente sulle prestazioni. Inoltre, a causa di una minore infiammabilità del combustibile, occorre raggiungere pressioni molto elevate per avere una polverizzazione sufficientemente elevata in camera di combustione. Tutto questo rende necessario un irrobustimento della struttura del motore che determina un appesantimento del motore con aumento dei costi. Ciò va ovviamente in direzione opposta agli obiettivi della progettazione.

Capitolo 3

Studio delle prese d'aria

3.1 Caratteristiche

La presa d'aria deve essere posizionata in modo da fornire la minima resistenza esterna. Il compito della presa d'aria è quello di convogliare il

flusso in modo uniforme e a bassa velocità al compressore (o al combustore nel caso dello statoreattore) senza provocare il distacco di strato limite (possibile perché con il rallentamento del flusso la pressione statica aumenta con il risultato di avere un gradiente di pressione avverso). Inoltre la presa dinamica deve essere progettata in modo da fornire al motore la portata richiesta ed in modo che all'uscita della stessa il flusso che entra nel compressore sia uniforme, stabile e di buona qualità.

Quindi l'obiettivo è:

- rallentare il flusso sino a Mach 0,4 circa
- aumentare la pressione
- realizzare un flusso uniforme a monte del compressore
- ottenere minime perdite di pressione totale (pressione statica più la pressione dovuta all'energia cinetica del flusso: solitamente una parte dell'energia cinetica viene persa in attrito, con conseguente perdita di pressione totale)
- minima resistenza aerodinamica esterna
- minimo peso o lunghezza.

È importante sottolineare che ottenere un flusso uniforme è la specifica che ha la precedenza sulle altre. La presa dinamica è essenzialmente un condotto dove l'aria fluisce in condizioni stazionarie. È progettata seguendo le leggi

della fluidodinamica. Poiché tali leggi e la conseguente progettazione sono diverse se il flusso vi entra in condizioni supersoniche od in condizioni subsoniche, la principale classificazione delle prese dinamiche distingue la presa dinamica subsonica da quella supersonica.

3.2 Parametri di progetto, prestazioni e studi fluidodinamici

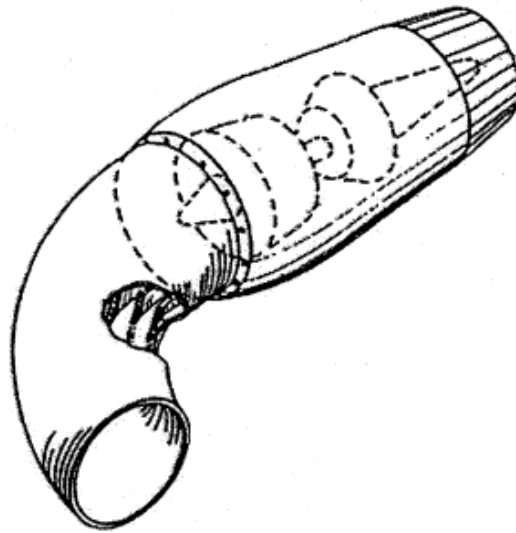


Figure 1: Curved air intake extender with engine.

La figura 1 mostra la configurazione preferita di una generica motorizzazione a reazione. I motori sono preferibilmente turbojets, avendo uno stadio di compressione, uno di combustione ed una turbina che guida quindi lo stadio di compressione. La potenza è fornita dalla spinta del gas espanso, appena lascia la sezione di uscita.

Il problema della progettazione dell'air intake è di garantire che un motore a turbina sia propriamente alimentato con una quantità di aria con un accettabile livello di perdita di pressione.

Questi condotti di aspirazione proteggono i motori dall'ingerimento di detriti che potrebbero causare danni o fallimenti ai motori stessi.

Le perdite a causa della geometria sono tenute in considerazione da un coefficiente delle perdite, generalmente chiamato λ , il quale è una frazione della parte dinamica della pressione persa nella presa d'aria. Il suo modulo è una funzione solamente della geometria del condotto e dell'angolo iniziale

di swirl.

Comunque a parte i condotti di uscita delle turbine, la maggior parte dei condotti (incluse le prese d'aria) hanno un angolo di swirl costante e pari a zero, e perciò λ è una funzione della sola geometria del condotto.

3.2.1 Introduzione

Le performance di spinta sono significativamente influenzate dall'integrazione del motore e dalla sua struttura.

La presa d'aria di un turbogas è un' importante componente, il quale si interfaccia direttamente con il flusso interno del motore e influenza le sue performance. Dal momento che il condotto di aspirazione fornisce l'aria dell'ambiente circostante al motore, deve essere progettato per fornire un' appropriata quantità di aria per tutte le condizioni di carico. Nonostante l'intake non lavori sul propriamente

sul fluido, è responsabile sulla qualità dell' aria all' ingresso del motore, il quale richiede un alto valore di pressione totale e una disuniformità (distorsione) minima del piano aerodinamico del flusso (AIP).

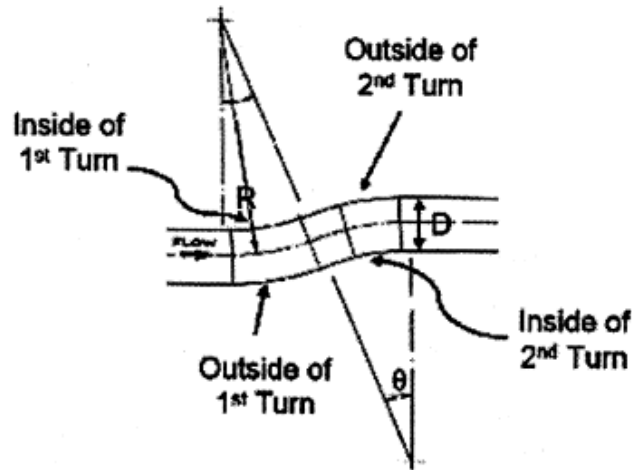


Fig. 2: A typical curved duct with two bends and showing a height offset.

La figura 2 mostra un condotto con due pieghe.

Il flusso uscente dal condotto di aspirazione entrerà nel motore turbogas e come discusso precedentemente, l'eterogeneità del flusso influenzerà certamente le performance del motore

in molti modi. La distorsione della pressione totale che è definita come $DC(\theta)$, è ampiamente usata nel design del condotto di aspirazione. Altre variazioni, come quelle della temperatura, angolo di entrata del flusso o il flusso con un certo swirl, possono essere usate nella progettazione della forma di questi condotti. La variazione della pressione totale è data dalla forma del condotto in aggiunta ai disturbi presenti nel flusso lungo tutta la lunghezza del condotto.

L'effetto di swirl è conosciuto per causare sia buoni che cattivi effetti, riguardo le performance del motore.

Quando lo swirl è generato nello stesso verso di rotazione del compressore, migliora la stabilità nelle performance del compressore. Mentre un effetto di swirl, che ruota in direzione opposta a quella del compressore, viceversa, influenza la stabilità del compressore.

I parametri caratteristici delle prese d'aria

Le prese d'aria non sono diverse da ogni altro sistema ingegneristico, dove una parte dell' energia in dotazione va persa, e viene spesa in maniere differenti da quelle desiderate. E' necessaria quindi una comprensione completa dei processi attraverso i quali l'energia viene dissipata. Di seguito vi sono delle probabili fonti di perdite in una presa d'aria:

- Attrito sulle pareti del condotto
- nascita di vortici e flusso turbolento
- Separazione dello strato limite a causa di un gradiente avverso di pressione o a cause della presenza di pieghe
- Variazione del flusso.
- Onde d'urto.

Queste probabili fonti di perdite hanno vari livelli di influenza e saranno discussi brevemente nelle sezioni successive.

Il progetto delle prese d'aria si divide in due parti: una riguardante la forma e la lunghezza del condotto e la seconda invece considerando la forma di ogni sezione trasversale dell'intero condotto.

La figura 3 mostra la relazione tra la perdita di pressione totale e la lunghezza del condotto. Le perdite sono minori in quello corto (quando vengono comparate con il condotto più lungo). Le perdite sono ancora più alte se sono presenti delle curvature. La causa di queste perdite è la presenza di un gradiente avverso di pressione che esiste tra le pareti interne ed esterne di una curva a causa delle forze centrifughe. Questo gradiente avverso di pressione fa muovere lo strato limite all'indietro causando una certa quantità di swirl. Tuttavia una più grande quantità di swirl è generata quando avviene la separazione dello strato limite a causa dell'eccessiva curvatura.

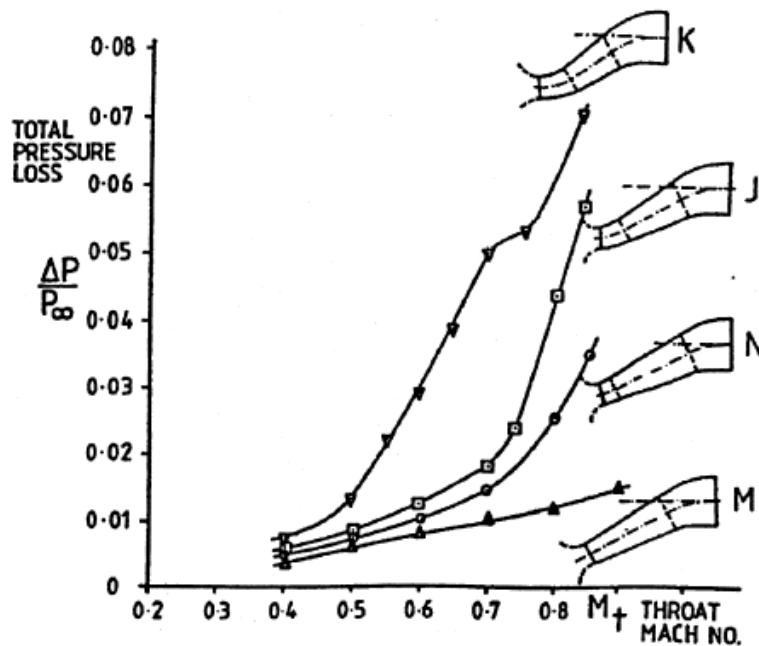


Fig. 3: Total pressure loss in a curved duct¹⁷.

I condotti di aspirazione, possono rallentare l'aria in ingresso da un alto valore di Mach fino ad uno basso (in caso di aeromobili che volano ad alte

velocità) oppure accelerare il flusso libero esterno da una condizione statica ad un livello accettabile per far lavorare al meglio il compressore (come nelle condizioni di decollo).

In entrambi i casi comunque, il flusso d'aria soffre delle perdite di pressione totale attraverso la presa d'aria a causa di alcune o tutte le ragioni elencate precedentemente. Discuteremo di questi effetti sui parametri in dettaglio successivamente.

Possiamo scrivere la pressione all' interno del condotto in termini di questi parametri:

- le perdite a causa della geometria del condotto sono tenute in considerazione da un coefficiente delle perdite, generalmente chiamato lambda, λ
- Il numero di mach in ingresso o pressione dinamica
- L'angolo di swirl in ingresso

La pressione totale in termini di λ , è definita come

$$P_{in} - P_{out} = \lambda \cdot (P_{in} - PS_{in})$$

dove,

P_{in} - pressione totale all' ingresso del condotto

P_{out} - pressione totale all' uscita del condotto

PS_{in} - Pressione statica all' ingresso del condotto

Il coefficiente delle perdite λ è una frazione della pressione dinamica persa nel condotto, qualunque sia il numero di Mach. Il suo modulo è funzione della sola geometria del condotto e dell'angolo di swirl entrante.

Comunque a parte per i condotti di uscita dalla turbina, la maggior parte dei condotti (inclusi quelli di aspirazione) hanno un angolo di swirl entrante costante ed uguale a zero, e perciò λ è una funzione della sola geometria del condotto. Una volta che la geometria del condotto di aspirazione è stata determinata e λ è stato determinato, la perdita di pressione totale varia solamente con la pressione dinamica all'ingresso e perciò con il numero di Mach. Il valore di λ per una data geometria è inizialmente determinata dall'esperienza e usando delle correzioni che sono commercialmente disponibili. In una successiva fase della progettazione del motore, un modello in Perspex (simile al Plexiglass) può essere testato su un banco di prova per convalidare queste previsioni.

Una stima di λ per una preliminare analisi può essere fatta combinando questi mattoni costitutivi elencati qui sotto. Se più di uno di questi procedimenti è usato in serie, poi λ si applica alla pressione dinamica all'entrata di ogni sezione individuale:

- Grande step di contrazione: $\lambda = 0.5$ basato sulla pressione dinamica all'uscita.
- Flusso in un tubo con sezione trasversale costante:

$$\lambda = f \frac{L}{D}$$

dove,

f - fattore di attrito trovato dal diagramma di Moody

L - lunghezza del condotto [m]

D - Diametro [m]

- Ugelli conici: λ va da 0.15 a 0.2 per un angolo di cono da 15° a 40° e dipende dal rapporto della sezione di ingresso e di uscita.

La perdita di pressione totale rispetto al numero di Mach in ingresso può essere determinata inizialmente esprimendo la pressione dinamica in ingresso divisa dalla pressione totale all'ingresso come una funzione della pressione statica all'ingresso.

3.2.2 Recupero di Pressione

Nella progettazione dei condotti di aspirazione per turbojet e turbofan, il recupero di pressione è un parametro comunemente usato per misurare l'efficienza con la quale il condotto porta l'aria dalla pressione ambiente alla desiderata pressione statica. E' definito come il rapporto tra la pressione sul piano del flusso aerodinamico all'interno del condotto e quella del flusso indisturbato ad infinito.

$$\eta_{PR} = \frac{P_2}{P_0}$$

Il recupero di pressione è influenzato da due fonti di perdita: l'attrito alle pareti e il regime turbolento.

Il recupero di pressione è una misura delle perdite nel flusso nel condotto di aspirazione rispetto al flusso isentropico (dove non ci sono perdite). Siccome la pressione totale può essere ottenuta facilmente in maniera empirica, le performance del condotto di aspirazione possono essere determinate a-priori prima dell'assemblaggio con il motore stesso. Il risultato delle perdite della presa d'aria sulla spinta del motore dipende dalle caratteristiche del motore stesso.

Le perdite di pressione nella presa d'aria possono essere scritte direttamente con la spinta del motore tramite la seguente relazione

$$X = K \frac{\Delta P}{P_0}$$

dove,

ΔX - perdite della spinta

X -Spinta

K - un fattore dipendente dal tipo di motore; generalmente $1 < K \leq 1.5$

ΔP - Totale delle perdite di pressione statica all'uscita del condotto di aspirazione

P_0 - Pressione totale del flusso indisturbato.

Per velocità del flusso tra $0.5 < \text{Mach} < 1$, l'equazione appena scritta può essere approssimata a

$$X = 0.35 K M_0 \frac{\Delta P}{q}$$

Dove M_0 è il numero di mach del flusso indisturbato e q è la pressione dinamica.

E' evidente dalle equazioni precedenti che le perdite nella spinta del motore sono all'incirca direttamente proporzionali alle perdite di pressione totale nel condotto di aspirazione.

3.2.3 Le non-uniformità nel flusso

La distribuzione della pressione totale all ingresso del motore è uno dei parametri che contribuisce alle perdite nella presa d'aria. Le non-uniformità nel flusso possono essere sia stazionarie o variare nel tempo e sono una delle cause significative del pompaggio prematuro del motore, così come del buzz (una sorta di pompaggio localizzato solo in alcuni stadi del compressore). Il tipo di distorsione (pompaggio o buzz) può causare una certa quantità di effetti indesiderati come un carico asimmetrico sulle lame del compressore. La distorsione è calcolata con l'ausilio di un coefficiente di distorsione ed è calcolata alla sezione trasversale di uscita, in questo modo

$$DC(\phi, \psi) = \frac{P_0 - P_0(\phi, \psi)}{q}, 0 < \phi < 2\pi$$

Dove P_0 è la pressione totale, q è la pressione dinamica e ϕ è l'angolo iniziale per una fetta di segmento di angolo ψ nel condotto di uscita e sono date come segue

$$P_0 = \frac{\int_0^{2\pi} \int_0^R P_0(r, \theta) r dr d\theta}{\int_A dA}$$

$$P_0(\phi, \psi) = \frac{\int_0^\psi \int_0^R P_0(r, \phi + \theta) r dr d\theta}{\int_\phi dA}$$

$$q = \frac{\int_A q dA}{\int_A dA}$$

Tutti i tipi delle distorsioni della presa d'aria sono sentite dal flusso aerodinamico principale (AIP) e influenzano severamente le performance del compressore. La figura 4 mostra una tipica mappa del compressore insieme al margine di stabilità, dove una linea tratteggiata indica la linea di stabilità.

Su questa linea il compressore non è più operativo a causa della comparsa del fenomeno conosciuto come pompaggio. Il margine di stabilità può essere definito come segue

$$SM = \frac{PR_{SL} - PR_{OP}}{PR_{OP}} \times 100$$

Dove PR_{SL} è il quoziente di pressione al punto di stabilità e PR_{OP} invece è quello al punto operativo. La figura 5 e la tabella 1 mostrano alcuni dei fattori che influenzano il margine di stabilità, di un sistema di compressione. E' stato trovato che lo stato stazionario della distorsione di pressione totale influenza sia la linea operativa (aumenta) che la linea di stabilità (diminuisce), riducendo il complessivo margine di stabilità del sistema di compressione.

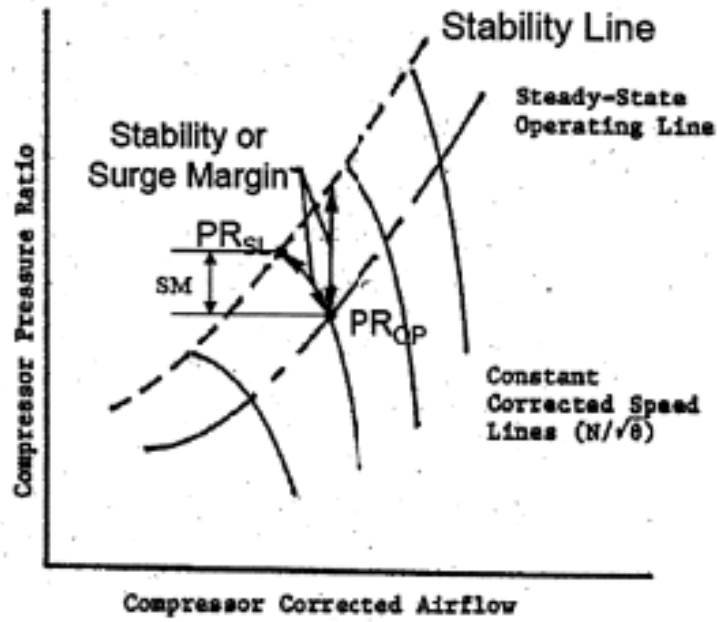


Fig. 4: A Typical compressor map with the stability margin¹⁴.

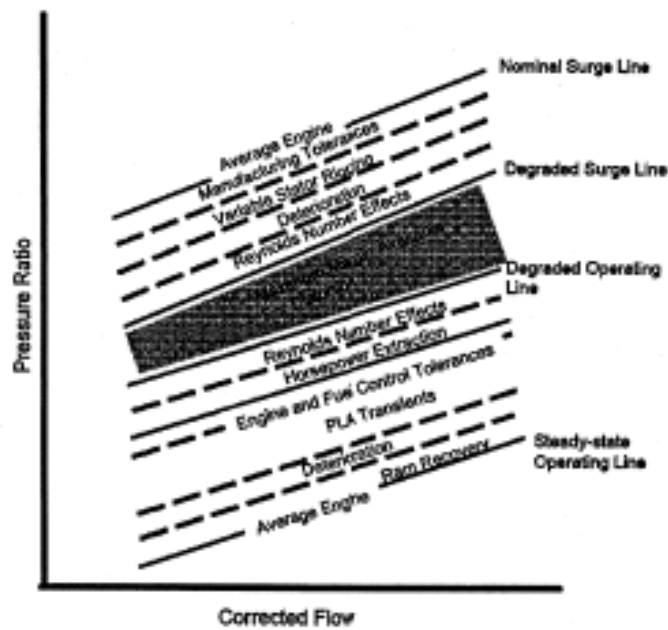


Figure 1.6 Factors Affecting Compressor Stability Margin (taken from AIR 1410, 1983)

Fig. 5: Factors affecting compressor stability margin¹⁵.

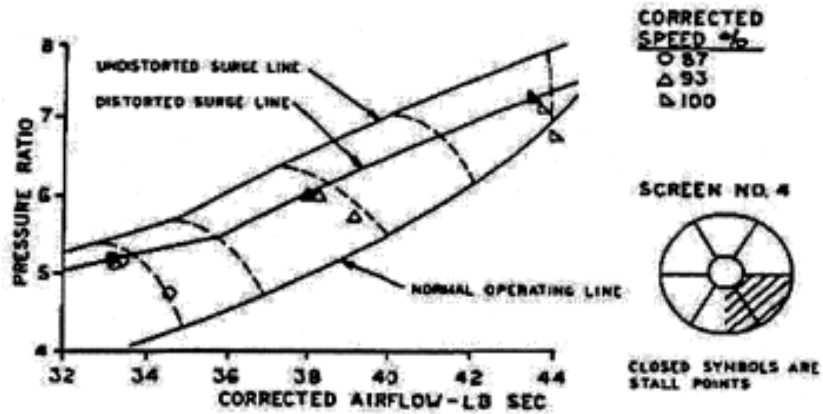


Fig. 6: Distorted speed line for the circumferential distortion¹⁴.

In fig. 6 i risultati sono presentati dal test del motore, mostrando il cambiamento del punto di funzionamento per un flusso distorto comparato con un non distorto. Si nota chiaramente che le varie non-uniformità di pressione totale presenti (vedi Tab. 1) muovono la linea costante di velocità ad una posizione inferiore nella mappa del compressore.

Table 1: Various types of distortions affecting compressor stability margin¹⁵.

Type of distortion	Operating line	Surge line
Steady state total pressure distortion	X	X
Temperature distortion	X	X
Swirl distortion	X	X
Max instantaneous total pressure distortion		X

3.2.4 Swirl

Lo Swirl rappresenta una forma di perdita di energia. E' l'energia usata per accelerare il flusso in direzione angolare e perciò non contribuisce alla spinta del motore. Dentro una presa d'aria curva, lo swirl è causato dalla forma propria del condotto. Insieme alle varie distorsioni già discusse in precedenza, lo swirl è anch'esso responsabile del funzionamento non ottimale

del compressore. Definiamo il "coefficiente di swirl", $SC(\theta)$ come la massima componente di velocità tangenziale in un θ° settore, diviso per la velocità media in gola. La figura 7 mostra l'evoluzione del coefficiente di swirl (ed anche quello di non-uniformità) con una presa d'aria al variare dell'incidenza. E' abbastanza evidente che la generazione dello swirl, non cominciano a verificarsi fino a che l'angolo non supera i 10° . In assenza di altri dati questa curva può essere usata come linea di guida in fase di progetto.

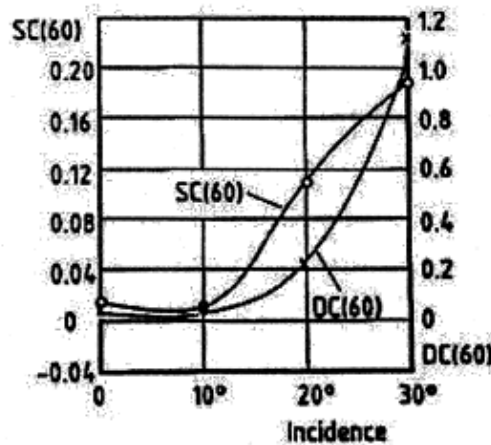


Fig. 7: Variation of swirl and distortion in a curved intake¹⁶.

Può chiaramente essere visto dalla figura 8 che a incidenza zero, crea swirl all' AIP.

Le immagini diventano abbastanza chiare se si guarda al grafico della pressione nella destra. C'è una grande variazione nella distribuzione di pressione tra la parte interna e la parte esterna. L'andamento si inverte dopo la piega nel condotto, indicando che dopo la prima piega lo swirl è piccolo ed è diretto dall'interno all'esterno. Alla seconda piega, il gradiente di pressione cambia la sua direzione e introduce swirl nella direzione opposta.

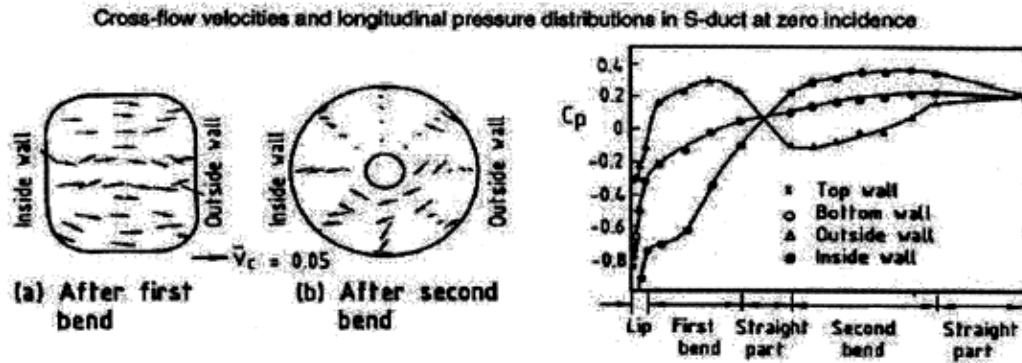


Fig. 8: Swirl generation (left) and longitudinal pressure distribution (right) in a curved duct at zero incidence¹³.

Considerazione sulla progettazione del motore

Bocca del condotto di aspirazione e progettazione dei bordi (labbra)

La presa d'aria, come un condotto aerodinamico, "cattura" un certo tubo di flusso di aria, e perciò divide l'aria in un flusso interno ed esterno, come indicato nella figura 8. Il flusso interno alimenta il motore con una portata di massa richiesta, mentre il flusso esterno influenza l'aerodinamica della struttura del motore. La forma standard del condotto è importante per assicurare la fornitura di aria al motore, ad una velocità subsonica moderata di 0.4-0.6 M (la maggior parte dei compressori sono progettati per queste velocità). Le principali sezioni nel flusso sono: '0' rappresenta il flusso indisturbato, sezione '1' all'ingresso del condotto e sezione '2' alla faccia del motore. L'aria all'ingresso del motore, A_2 , è fissata dalla taglia (misura, grandezza del motore) mentre l'area di ingresso del condotto A_1 , è il primo parametro da scegliere per gli ingegneri. Inoltre questa selezione si riferisce sia alla forma delle pareti interne che esterne.

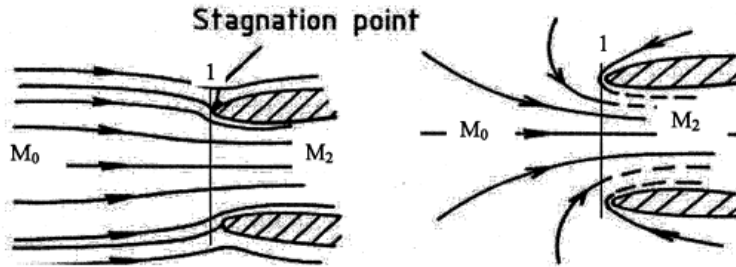


Fig. 9: Air flow through intake¹³ with a forward speed M_0 (left) and for static condition (right).

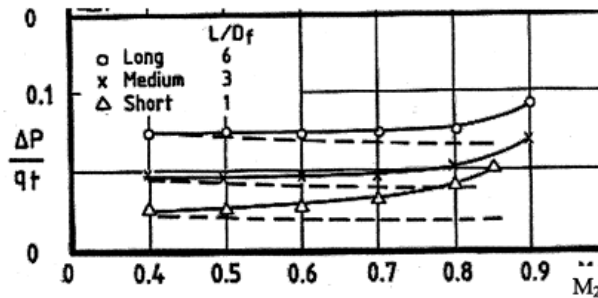


Fig. 10: Effect of intake opening and Mach number on total pressure loss¹³.

Per condizioni statiche di funzionamento, il comportamento della presa d'aria sarà simile a quello mostrato nella Fig.9 (destra). Sotto queste condizioni, l'aria è stata disegnata entrante da tutte le direzioni, così che A_0 diventa effettivamente infinita. Ora il numero di Mach entrante, dipenderà dal rapporto tra A_0 e A_1 e un alto numero di Mach nella sezione 2 sotto queste condizioni aumenterà la perdita di pressione totale attraverso il condotto di aspirazione come mostrato in figura 10. La figura mostra la perdita della pressione totale in funzione del numero di Mach, raggiunta all' ingresso (gola), e per differenti misure (Lunghezza/Diametro) della presa d'aria.

Un importante parametro di progetto chiamato, forma del bordo (lip shape) dovrebbe anch' esso preso in considerazione per la valutazione complessiva delle performance del condotto. La figura 11 mostra la variazione della perdita di pressione totale rispetto al numero di Mach in gola e tiene conto del rapporto (A_0/A_1) per un bordo appuntito e per uno ellittico. E' evidente dal grafico che un bordo ellittico, paragonato ad uno appuntito si comporta meglio in termini di perdite di pressione totale.

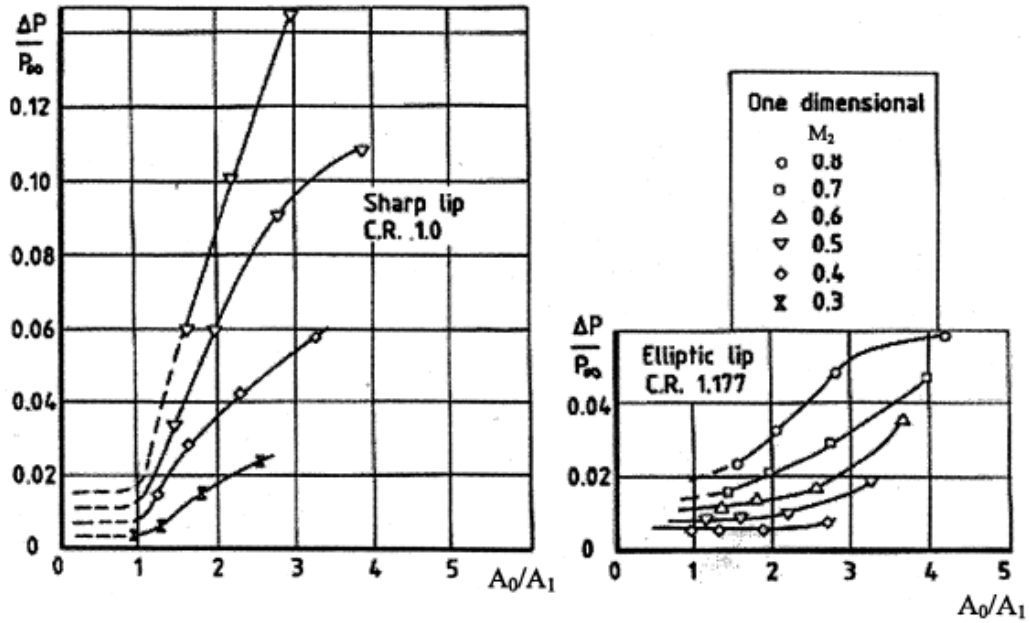


Fig. 11: Influence of throat Mach number and capture flow ratio on total pressure loss¹³.

La presa d'aria mostrata in Fig. 9 (destra) è anche conosciuta come presa d'aria "bell mouth". Una configurazione ideale di tale presa d'aria è quella, dove il raggio di curvatura aumenta verso la sezione di gola (vedi Fig. 12). Dato che la presa d'aria viene impiegata partendo dalle condizioni statiche a terra, un condotto convergente sarebbe più appropriato. Perciò, la scelta di una forma "bell mouth" con un bordo ellittico sarebbe la scelta migliore per la spinta. Comunque, il progetto della presa d'aria, dovrebbe assicurare un numero di Mach all'ingresso del motore, di $0.4M-0.6M$ (dipende dai requisiti del motore) sotto tutte le condizioni operative.

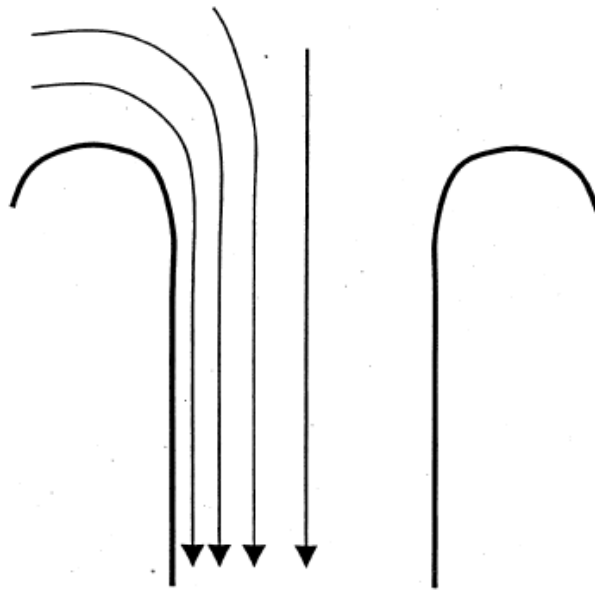


Fig. 12: A schematic diagram of a bell-shaped entry of an intake.

3.2.5 Modellazione della sezione trasversale

L' obiettivo di questa sezione è di discutere sui fattori che influenzano la forma della sezione trasversale di un condotto di aspirazione. Come abbiamo discusso nel secondo paragrafo, notiamo che ci sono due fonti principali di perdite e quelle possono essere determinanti per definire la forma della sezione trasversale: la resistenza data dalla forza di attrito e le perdite a causa dell' introduzione di un flusso con una componente di velocità non assiale a causa della presenza dei vortici. Una cosa che chiaramente emerge fuori dalla discussione è, se sia possibile in qualche modo minimizzare la superficie in modo da minimizzare le perdite, a causa dell' attrito, mantenendo comunque l'area di profilo corretta. Si può ottenere questo solo con una forma con un diametro idraulico minimo. Chiaramente, la forma con il minimo diametro idraulico è il cerchio, perciò la sezione trasversale ottimale deve essere di forma circolare.

Anche se la sezione circolare è l'ideale, comunque, venendo a questa conclusione così velocemente si avrà una sovra-semplificazione delle cose. Ci sono altri fattori di progetto che ci portano lontano dalla forma circolare ottimale. Un importante parametro che influenza il diametro idraulico di ogni forma è il rapporto delle facce delle sezioni. In modo da ridurre le perdite risultanti dalla generazione dei vortici, tutte le pieghe (le curve) devono essere spianate. C'è anche bisogno di prestare attenzione agli angoli interni - questi angoli non dovrebbero essere troppo piccoli.

In questo paragrafo, dove stiamo discutendo della forma della sezione trasversale, è abbastanza pertinente evidenziare il collegamento tra la forma esterna e quella interna. La modellazione interna di un condotto di aspirazione è guidata in primo luogo da considerazioni aerodinamiche, mentre la modellazione esterna è guidata da considerazioni di integrazione strutturale.

Comunque, nonostante le differenze nella modellazione, c'è un forte accoppiamento tra le due, che nasce dal fatto che il condotto deve poi essere installato. E' inutile avere un condotto che è altamente efficiente dal punto di vista aerodinamico che però non può essere integrato in un motore esistente.

3.2.6 Progettazione delle pieghe

La ricerca ci mostra che la prima curva è una prima fonte di perdite. Aumentando la curvatura della prima curva è introducendo un condotto dritto tra la prima e la seconda piega, si potrebbe ottenere un miglioramento significativo nel recupero di pressione. Recenti studi hanno mostrato che l'introduzione di una porzione dritta di condotto tra le due pieghe non necessariamente migliorano le prestazioni del condotto curvo in termini di

recupero di pressione totale, ne in termini di distorsione/swirl, quando gli assi del piano di ingresso e di quello di uscita sono allineati nella stessa direzione.

Tuttavia dovrebbe essere oramai chiaro, che la generazione dello swirl a causa della curvatura in perdite nella pressione totale e nel flusso trasversale causano il pericolo di pompaggio nel motore. Prima di vedere come controllare lo swirl e minimizzare effetti indesiderati, dovremmo guardare, al meccanismo di generazione dello swirl per avere una comprensione più profonda. La generazione dello swirl nei condotti con delle pieghe è causato da due fattori: il gradiente di pressione centrifuga alla prima curva e la presenza della separazione del flusso per un nella seconda curva. E' l'interazione tra il gradiente di forza centrifuga e una regione con bassa energia, associata alla separazione del flusso che causa la generazione di swirl più dannosa.

Avendo stabilito le cause della generazione di distorsione/swirl nei condotti curvi, il nostro lavoro ora, sarà quello di assicurare che la distorsione/swirl sarà minimizzata attraverso alcune linee guida. Nel paragrafo 2.3 abbiamo discusso riguardo le ragioni che ci sono dietro la generazione dello swirl. Dagli argomenti, e i risultati mostrati in Fig. 1, deduciamo che le due curve non devono essere lontane l'una dall' altra, o perlomeno lontane abbastanza in modo tale che la separazione del flusso causata dalla prima curva, finisca prima che il flusso raggiunga la seconda piega.

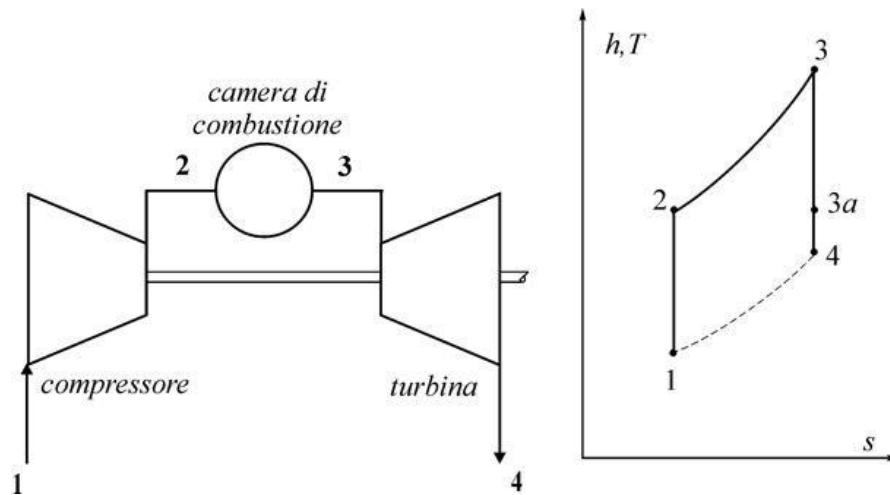
3.3 Prese d'aria subsoniche

Tenendo Il ciclo Joule (che forse più correttamente dovrebbe essere chiamato ciclo Brayton), mostrato sul piano $h,T-s$ in figura, è quello che meglio rappresenta il funzionamento di una turbina a gas anch'essa schematicamente rappresentata in figura nei suoi principali componenti. Il fluido (normalmente aria), inizialmente nelle condizioni ambiente indicate dal punto 1, passa attraverso il compressore, che ne fa isoentropicamente aumentare la pressione fino al punto 2 e attraversa poi la camera di combustione, dove la sua entalpia totale aumenta seguendo una trasformazione che può essere schematizzata come un'isobara fino al punto 3.

Successivamente il fluido espande in turbina fino al punto 4 raggiungendo nuovamente la pressione ambiente relativa al punto 1.

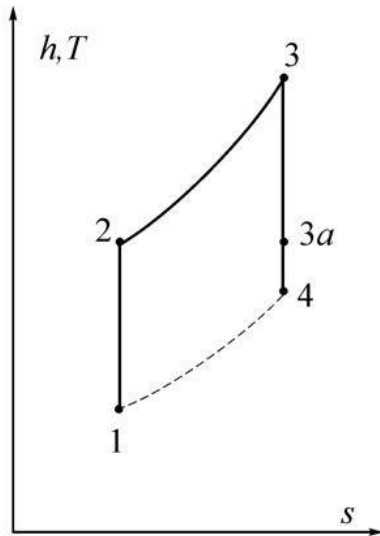
Idealmente, il ciclo si chiude con la trasformazione 4-1 che rappresenta uno scambio di calore dal sistema all'ambiente, anch'esso isobaro. In realtà, c'è un continuo ricambio di fluido anche perché la combustione tenderebbe ad esaurire rapidamente l'ossigeno presente nell'aria.

La maggiore lunghezza del tratto $3 \rightarrow 4$ rispetto al tratto $1 \rightarrow 2$, dovuta alla divergenza delle isobare sul piano $T-s$, permette di ottenere in turbina un lavoro maggiore di quello speso per muovere il compressore (uguale a quello relativo alla sola parte $3 \rightarrow 3a$).



Questo eccesso di energia disponibile ($3a \rightarrow 4$) si può ad esempio impiegare per muovere una macchina operatrice (un generatore di energia elettrica, una pompa, etc.). Peraltro, una turbina a gas può essere utilizzata anche per applicazioni propulsive aeronautiche e, in questo caso, l'eccesso di energia serve, o per accelerare il fluido a valle della turbina e generare così una maggiore spinta (turbogetto), ovvero per muovere un'elica (turboelica), o infine, per realizzare entrambe le cose (turbofan). Gli aerei di linea moderni sono spesso propulsi da turbofan. Per un buon funzionamento del compressore è necessario che il numero di Mach del fluido sia sufficientemente basso e, possibilmente, abbia una distribuzione uniforme della velocità nella sezione d'ingresso al motore. Evidentemente, qualsiasi macchina che utilizzi l'aria come fluido di lavoro consiste in un sistema aperto (cioè con continuo ricambio d'aria) e deve esserci una presa d'aria che la capti dall'esterno (in inglese: air inlet).

Quando la macchina è ferma, la presa d'aria è costituita da un convergente che serve solo ad accelerare e convogliare l'aria (anch'essa ferma perché proviene dall'ambiente) nel compressore. In queste circostanze, la presa d'aria si comporta da effusore ed il suo progetto è relativamente semplice.



In seguito, ove si tratteranno turbine a gas per impieghi aeronautici, anche se semanticamente improprio, si utilizzerà il termine presa d'aria solo per indicare quelle prese che, nelle condizioni di progetto, si comportano da diffusori, ossia quelle che rallentano il fluido. Infatti, la funzione principale delle prese d'aria per applicazioni aeronautiche è di decelerare l'aria ma, se progettate bene, esse possono essere utilizzate anche per aumentare nel contempo la pressione all'ingresso del compressore, risparmiando lavoro allo stesso e aumentando di conseguenza l'efficienza del ciclo termodinamico. Poiché la trasformazione del fluido nella presa è omo-energetica (perché il fluido non ha praticamente modo di scambiare calore, né scambia lavoro), questo aumento è tanto maggiore quanto minore è la produzione di entropia derivante dal processo di decelerazione. L'aumento massimo si ottiene, quindi, con una trasformazione anche reversibile (isoentropica). Evidentemente, l'aumento della pressione idealmente ottenibile isoentropicamente a monte del compressore è una funzione crescente del numero di Mach di crociera del velivolo M_c . Ciò deriva dalla:

$$p_o = p_a \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_c^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

in cui p_0 rappresenta la pressione di ristagno e p_a la pressione ambiente. Da questa relazione si intuisce che, per avere un aumento significativo della pressione, è necessario avere numeri di Mach relativamente elevati. Per questo motivo, le prese d'aria propriamente dette sono utilizzate prevalentemente nei motori dei velivoli a relativamente alto numero di Mach.

Anche nelle applicazioni automobilistiche un aumento della pressione a monte del sistema d'iniezione permetterebbe di ottenere un migliore rendimento volumetrico del motore ma, normalmente, non sono utilizzate prese d'aria particolari perché il numero di Mach delle vetture è troppo basso.

L'unica eccezione si ha per le automobili da competizione per le quali anche un piccolo aumento del rendimento volumetrico (ad una velocità pari a 300km/h, il massimo aumento di pressione ottenibile è di poco superiore al 4%) può essere significativo.

Nella quasi totalità dei casi, i motori per applicazioni aeronautiche devono funzionare sia in condizioni di crociera che al punto fisso (cioè con l'aeroplano fermo) che, infine, in situazioni intermedie.

Ciò comporta la necessità di studiare il funzionamento del sistema presa d'aria-compressore all'aumentare della velocità del velivolo fino a quella massima di crociera V_c . Questa fase iniziale viene generalmente denominata di avviamento.

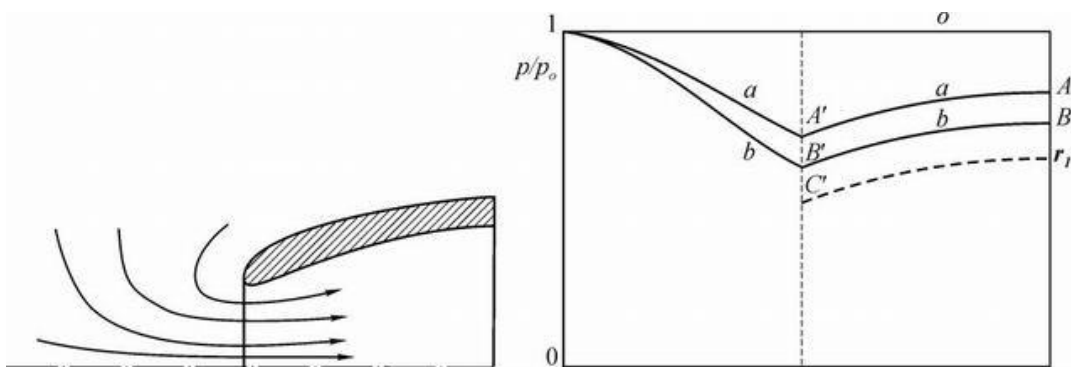
L'unico tipo di motore aeronautico che non ha al suo interno un compressore è l'autoreattore (ramjet, utilizzato talvolta nei missili supersonici). Però, anche in questo caso, è necessario avviare la presa.

In questo paragrafo e nel successivo si indicherà con Mc il numero di Mach di crociera ed, invece, con M_∞ il numero di Mach del velivolo se diverso da quello di crociera.

Inoltre, si intende sempre valida la trasformazione galileiana del sistema di riferimento e, quindi, si tratterà il velivolo fermo investito da una corrente a velocità V_∞ .

Come si vede dalla figura, una presa d'aria subsonica è costituita solo da un condotto divergente che, in condizioni di crociera, deve far rallentare l'aria.

Inizialmente (al punto fisso) l'aeroplano, e quindi l'aria, non si muovono. Quando il motore è spento, la portata è chiaramente nulla e il fluido ha ovunque velocità nulla. Anche la pressione nella presa non varia, ed è ovunque uguale alla pressione ambiente (che coincide con quella di ristagno) così come indicato dalla curva di funzionamento o . La curva di funzionamento disegnata si protrae ovviamente fino all'infinito a monte. Con aeroplano sempre fermo, all'accensione del motore, il compressore inizia a girare riducendo la pressione al suo ingresso rispetto a quella ambiente e fissandola, per esempio, al punto A . Se si suppone che il moto nella presa sia isoentropico, quasi-unidimensionale e quasi-stazionario, la curva di funzionamento, indicata con la lettera a , è fissata dalla sola geometria del diffusore.



Poiché anche la pressione ambiente è fissata, è necessario che l'aria in prossimità della presa sia accelerata, diminuendo così la sua pressione statica all'esterno della presa in modo da portarsi nelle condizioni del punto A' imposte dalla curva a . Quest'accelerazione avviene, come mostrato in figura, con un convergente fittizio che si sviluppa all'esterno

della presa d'aria e convoglia in essa aria proveniente da tutte le direzioni. Anche per questo motivo, la presa d'aria, vedasi la figura, deve avere un bordo d'attacco arrotondato. Occorre osservare che, convergendo le linee di corrente da tutte le direzioni, la parte sinistra della curva a (relativa all'esterno della presa d'aria) rappresenta il profilo di pressione solo sull'asse della presa. Ad una certa distanza dalla presa, dove la velocità (il numero di Mach) è molto bassa, si recupera la pressione di ristagno coincidente con quella ambiente.

All' aumentare della velocità di rotazione del compressore, la pressione nella sezione di uscita della presa (ingresso al compressore) diminuisce mentre la portata aumenta e la curva di funzionamento può diventare la b. Se si volesse far diminuire la pressione all'uscita della presa d'aria fino al valore definito dal rapporto r_1 si raggiungerebbero il valore massimo della portata e la condizione sonica nella sezione d'ingresso della presa (bocca della presa), punto di funzionamento C'. Un'ulteriore diminuzione della pressione provocherebbe la formazione di un'onda d'urto nel divergente della presa d'aria, ma non aumento di portata.

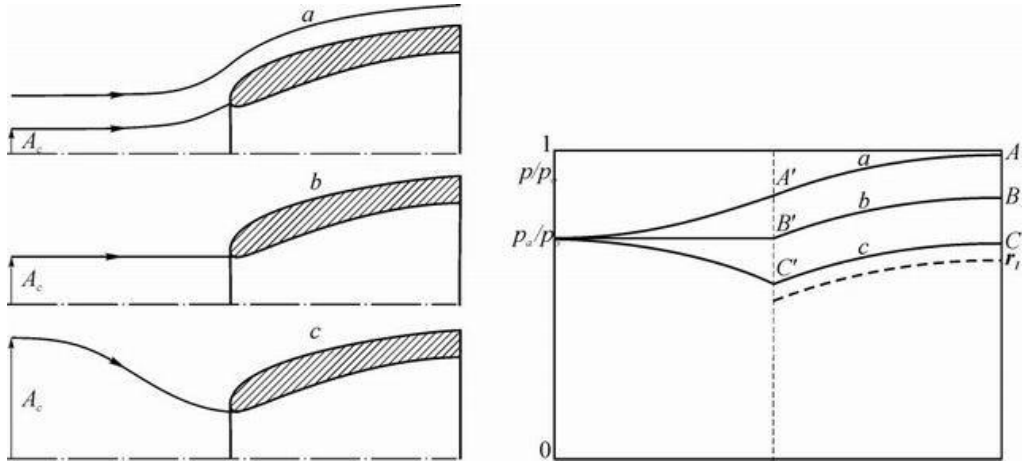
Come sarà più chiaro poi, in altre condizioni di funzionamento, all'esterno della presa d'aria, si può avere sia un'espansione che una compressione.

Come mostrato in figura, se ora l'aereo si muove alla velocità V_∞ , anche se la pressione ambiente non varia, il rapporto p_a/p_o (che è uguale a p_∞/p_o) diminuisce perché la pressione di ristagno aumenta. Al variare della pressione imposta dal compressore si hanno tre possibili modalità di funzionamento. Quello descritto dalla curva c è simile a quanto appena analizzato.

La pressione imposta dal compressore è tale che nel punto C' la pressione risulta minore di quella ambiente ed è quindi necessario avere un'espansione all'esterno della presa con un convergente esterno (figura

in basso).

Solo ad una certa distanza dalla presa, lì dove i filetti fluidi risultano praticamente paralleli tra di loro, si recupera la pressione ambiente.



E' utile, a questo punto, introdurre il concetto di area di cattura che è definita come l'area della sezione retta, posta all'infinito a monte (in pratica, dove i filetti fluidi risultano paralleli tra loro), da cui proviene l'aria che passa attraverso la presa. Per come è definita, l'area di cattura (che può essere maggiore o minore della bocca) si può calcolare, dalla conservazione della massa, mediante la:

$$A_c = \rho V A / (\rho_\infty V_\infty) = \dot{m} / (\rho_\infty V_\infty)$$

Nel caso della curva c, l'area di cattura è maggiore dell'area della bocca, in quanto le linee di corrente, all'esterno della presa, debbono essere convergenti per avere un'espansione del fluido. Al punto fisso, poiché la V_∞ è identicamente nulla, l'area di cattura deve essere infinitamente grande, il che comporta che le linee di corrente convergono da tutte le direzioni.

Se la pressione imposta dal compressore è quella particolare relativa al

punto B, la curva seguita è la b e il funzionamento della presa si dice corretto.

Infatti, la pressione relativa al punto B' è proprio uguale alla pressione ambiente e l'area di cattura è uguale a quella della bocca della presa d'aria.

All'esterno della presa il fluido non deve né espandersi, né comprimersi per cui il relativo tubo di flusso ha sezione costante.

Aumentando ulteriormente la pressione immediatamente a monte del compressore fino al valore indicato con il punto A, si ha un funzionamento con spillamento d'aria all'esterno della presa; i filetti fluidi della corona circolare tra l'area di cattura e quella di ingresso della presa non entrano nel motore.

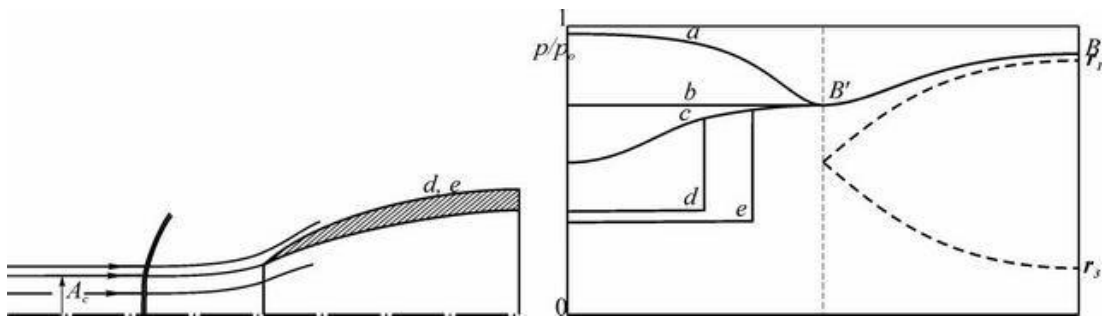
In questo caso la pressione a monte della presa deve aumentare cosicché deve essere ivi presente un divergente; l'area di cattura risulta quindi minore di quella all'ingresso della presa. In conclusione, le prese d'aria divergenti possono innalzare la pressione del fluido con una compressione solo interna, o di tipo misto. Nel primo caso, l'aumento di pressione avviene solo all'interno del diffusore (curva b) mentre, nel secondo, la compressione ha luogo anche all'esterno.

Fra i tre tipi di funzionamento elencati, il migliore è chiaramente quello corretto; infatti in questo caso la resistenza aerodinamica sulle pareti esterne della presa d'aria è minore. È, comunque, importante notare che, qualora la presa funzionasse seguendo la curva di funzionamento corretto b, un aumento (rispettivamente una diminuzione) della velocità del velivolo (del numero di Mach M_∞) provocherebbe una diminuzione (rispettivamente un aumento) del rapporto p_a/p_o e quindi dell'area di cattura, ovvero ci si sposterebbe su una curva di funzionamento simile a quella indicata con a (rispettivamente a c).

3.4 Prese d'aria supersoniche

Quando il numero di Mach di crociera M_c del velivolo è relativamente basso ($M_c \leq 1.6$), la presa d'aria di tipo semplicemente divergente può essere utilizzata anche in regime supersonico.

Per fissare le idee, si supponga che il compressore mantenga costante il rapporto p/p_0 all'uscita della presa d'aria (ingresso al compressore) e, cioè, si fissi una curva di funzionamento all'interno della stessa, ad esempio quella individuata dai punti B-B' di figura.



Nel caso in cui la condizione di volo provochi la formazione di un'onda d'urto, i diagrammi delle figure seguenti sono sempre adimensionalizzati rispetto alla pressione di ristagno a valle dell'onda d'urto. È necessario sottolineare che quest'ipotesi è equivalente a fissare il numero di Mach in ogni sezione della presa d'aria, in particolare quello nel punto B', ed implica che p_b aumenti all'aumentare del numero di Mach.

L'ipotesi fatta non lede la generalità del problema e consente una notevole semplificazione nella descrizione dello stesso permettendo una migliore comprensione della fenomenologia coinvolta.

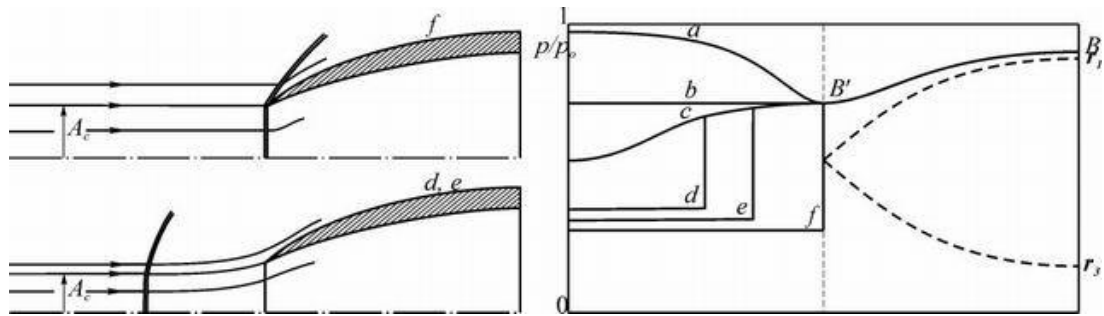
Il funzionamento, a partire dal punto fisso fino al raggiungimento del Mach unitario, è analogo a quello descritto in precedenza. La curva c è stata rappresentata per un velivolo che vola in condizioni soniche ($M_\infty = 1$).

Superando di poco la velocità del suono si ha, come mostrato dalla curva d, la formazione di un'onda d'urto a monte della presa d'aria, praticamente normale nella zona di interesse (zona dell'area di cattura). Il diffusore si comporta, infatti, quasi come un corpo tozzo ed è quindi necessario avere un'onda d'urto staccata che informi la corrente della presenza della presa. Il diagramma di pressione indicato dalla curva d mostra che, a valle dell'urto, è necessario che si formi un divergente esterno per comprimere ulteriormente il fluido. Quindi, anche in queste condizioni l'area di cattura è minore dell'area della bocca della presa d'aria. Per semplicità di rappresentazione, questa compressione esterna è descritta ancora dalla parte della curva c a valle dell'onda d'urto. Aumentando ancora il numero di Mach, l'onda tende ad avvicinarsi alla presa d'aria e il diagramma di pressione diventa quello indicato, ad esempio, dalla curva e.

L'avvicinarsi dell'onda d'urto alla presa d'aria all'aumentare del numero di Mach può essere spiegato considerando che il Mach a valle di un'onda d'urto è una funzione decrescente di quello a monte. Poiché per bassi valori supersonici di M_∞ il numero di Mach imposto nel punto B' risulta minore di quello a valle dell'onda d'urto, al diminuire di quest'ultimo (e cioè all'aumentare di M_∞), ci si avvicina alle condizioni del punto B' ed è quindi necessaria una compressione esterna minore. Ne consegue che l'onda d'urto si avvicina alla bocca della presa d'aria.

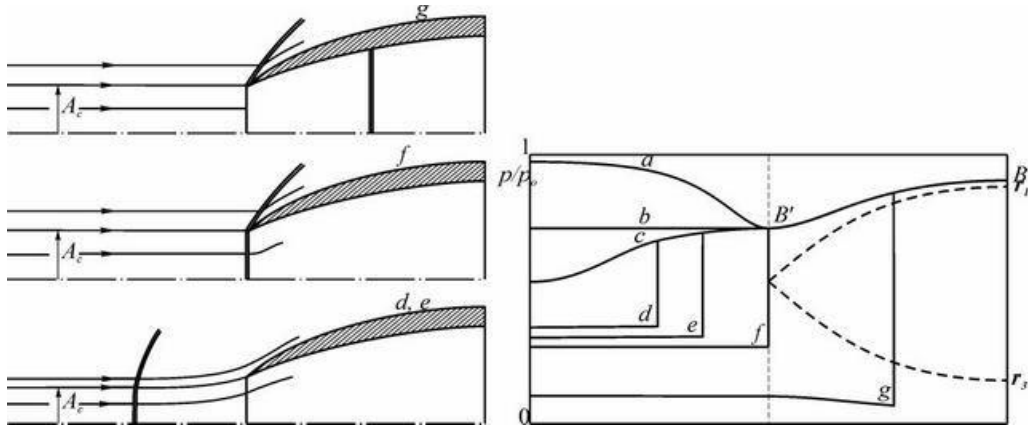
Quando M_∞ è tale che il numero di Mach a valle dell'onda d'urto sia uguale a quello corrispondente al punto B', l'onda si porta esattamente sulla bocca della presa d'aria e si ha il cosiddetto funzionamento corretto (curva f) della presa d'aria. In queste condizioni la parete esterna della presa d'aria provoca la formazione di onde d'urto oblique e, per ridurre la resistenza aerodinamica, essa è normalmente costruita con unospigolo per quanto possibile vivo e con un angolo di deviazione relativamente basso, così

come mostrato in figura. Va comunque osservato che una tale geometria può causare separazione della corrente, in particolare al punto fisso.



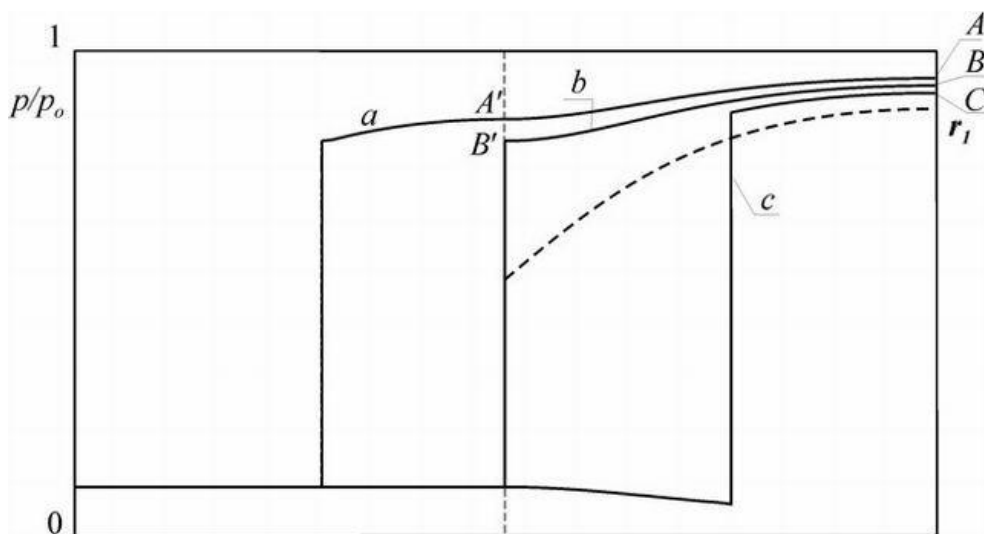
Un ulteriore aumento del numero di Mach di volo provoca l'ingresso dell'onda d'urto all'interno della presa d'aria con un aumento del numero di Mach a monte dell'onda e, di conseguenza, una maggiore caduta di pressione di ristagno. La curva di funzionamento è quella indicata con la lettera g e, per le ipotesi fatte, a valle dell'onda si segue la restante porzione della curva B'-B.

Più esattamente, nell'ambito di una trattazione bidimensionale, sulla bocca della presa esisterebbe un ventaglio di espansione per la presenza di una convessità che, dopo la riflessione sull'asse di simmetria, riflettendosi sulla superficie concava del divergente, genererebbe l'onda d'urto interna.



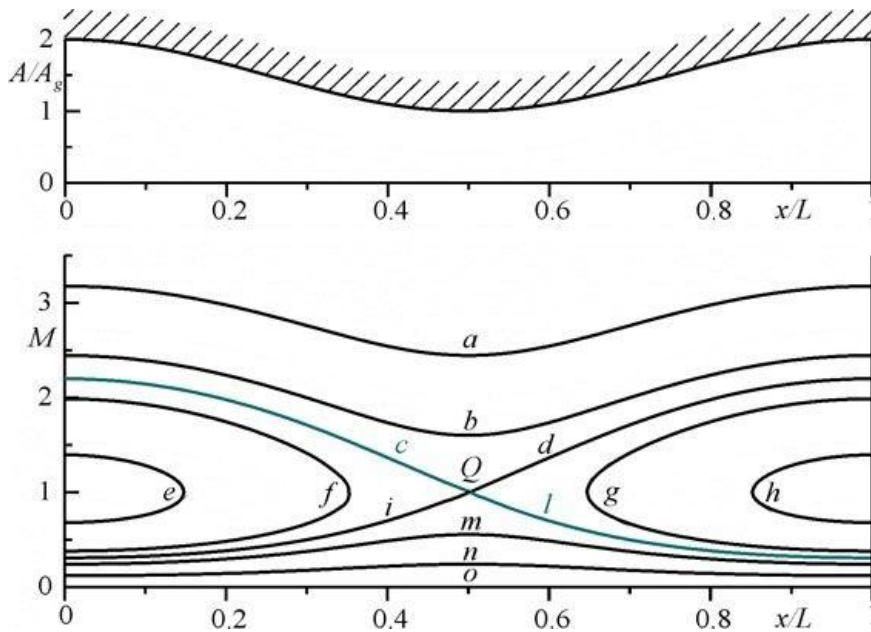
Per completare l'analisi, è opportuno discutere come si modificano le curve di funzionamento all'aumentare, o al diminuire, della pressione imposta dal compressore (cioè immediatamente prima di esso) rispetto a quella relativa al funzionamento corretto (curva b), per un fissato valore del numero di Mach. Nel caso di aumento della pressione (curva a), l'onda si allontana dalla bocca della presa perché il numero di Mach all'ingresso deve diminuire ed è quindi necessaria una compressione esterna; lo spillamento dovuto alla compressione esterna provoca una diminuzione della portata di massa.

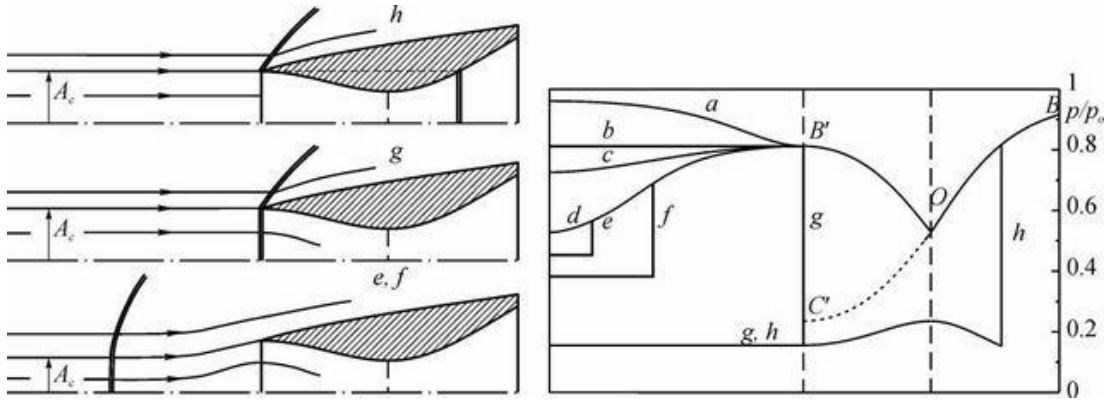
Nel caso in cui si ha una diminuzione della pressione in ingresso al compressore (curva c), l'onda d'urto si porta all'interno del divergente ma la portata rimane costante perché le condizioni sulla bocca non variano.



Per quanto detto, una presa d'aria formata da un semplice condotto divergente può essere utilizzata solo quando la caduta di pressione di ristagno, associata all'onda d'urto, è sufficientemente piccola, cioè per numeri di Mach di crociera relativamente bassi. Un limite ragionevole si ha per Mc minore di circa 1.6. Infatti, in queste condizioni, la caduta di pressione di ristagno risulta inferiore al 10%. Per numeri di Mach maggiori, la caduta di pressione di ristagno diventa rapidamente troppo grande (ad es., per $Mc = 1.8$, la pressione di ristagno, a valle dell'urto, diminuisce di quasi il 20%) per cui è necessario utilizzare una presa d'aria convergente divergente.

La curva di funzionamento ideale per quest'ultimo tipo di presa d'aria sarebbe una curva simile a quella indicata dalle lettere c-l nella figura a lato, con un numero di Mach all'ingresso del diffusore uguale a quello di crociera.

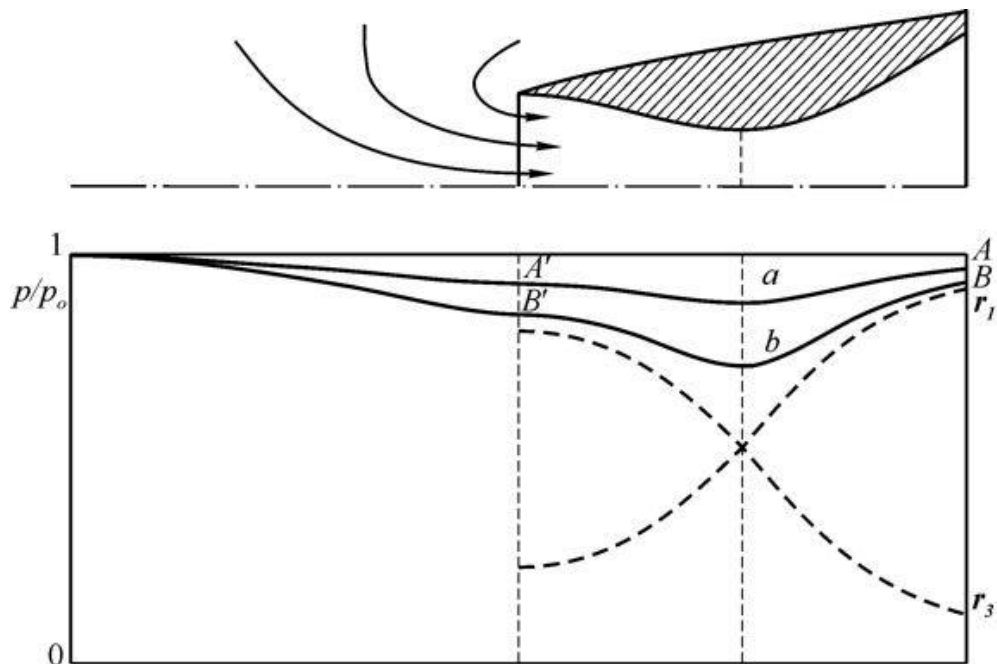




La fase iniziale di avviamento è analoga a quella già descritta per le prese d'aria subsoniche semplicemente divergenti; l'unica differenza è che, nel convergente della presa, la pressione diminuisce e poi aumenta nel divergente.

Se il compressore impone una pressione (all'uscita della presa) pari a quella del punto A, la curva di funzionamento all'interno della presa d'aria è fissata al punto B' ed è necessario avere un convergente esterno.

Anche in questo caso, per quanto detto in precedenza, l'area di cattura è infinita e le linee di corrente convergono da tutte le direzioni, per cui la parte di curva all'esterno della presa d'aria rappresenta il profilo di pressione solo sull'asse della presa stessa.



La presa si strozza (portata massima) quando il rapporto tra la pressione a monte del compressore e quella di ristagno (al punto fisso uguale a quella ambiente) è uguale ad r_1 .

Per analizzare la fase successiva supponiamo, che il compressore mantenga costante il rapporto p/p_o , all'uscita della presa d'aria, ad es. pari a r_1 .

Una particolare condizione di funzionamento, in regime subsonico, è quella mostrata nella curva b, che ha area di cattura uguale a quella della bocca.

Un aumento (diminuzione) di M_∞ provoca gli stessi effetti già discussi nel caso di una presa d'aria semplicemente divergente (curve c e a rispettivamente).

La curva d corrisponde al funzionamento in condizioni soniche. Anche la curva e, in cui è presente un'onda d'urto, è analoga al caso precedente. In particolare il numero di Mach a valle dell'onda d'urto risulta maggiore di quello relativo al punto B' si ha una compressione esterna con spillamento.

Aumentando il numero di Mach di volo al valore relativo al punto C', l'onda d'urto è ancora esterna alla presa d'aria e occorre, come si vedrà in seguito, un'ulteriore accelerazione per portarla sulla bocca. L'onda d'urto, infatti, si porta nella sezione di ingresso dell'ugello (curva g) solo se, e quando, il numero di Mach a valle dell'onda è uguale a quello relativo al punto B'.

La curva d corrisponde al funzionamento in condizioni soniche. Anche la curva e, per la quale si ha un'onda d'urto, è analoga al caso precedente; in particolare, il numero di Mach a valle dell'onda d'urto risulta maggiore di quello relativo al punto B' e si ha una compressione esterna con un conseguente spillamento.

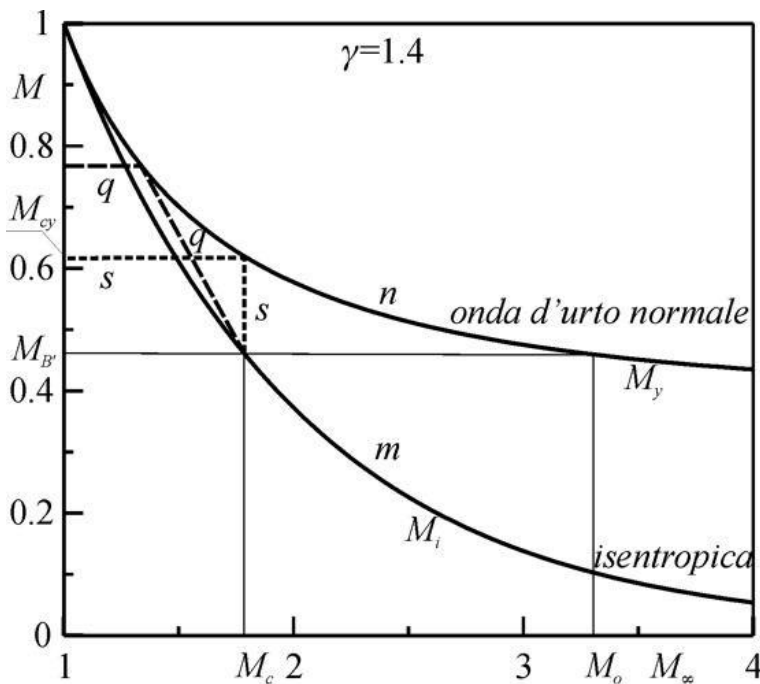
Aumentando il numero di Mach di volo al valore relativo al punto C',

l'onda d'urto è ancora esterna alla presa d'aria e occorre, come si vedrà in seguito, un'ulteriore accelerazione per portarla sulla bocca. L'onda d'urto, infatti, si porta all'ingresso dell'ugello (curva g) solo se, e quando, il numero di Mach a valle dell'onda è uguale a quello relativo al punto B'.

Risulta, allora, utile introdurre il diagramma riportato nella figura a lato che rappresenta, in funzione di M_∞ , sia il numero di Mach a valle dell'onda d'urto M_y , che quello subsonico isoentropico M_i relativo allo stesso rapporto A/A^* corrispondente a M_∞ .

Il calcolo di M_i è molto semplice: partendo da $M_\infty > 1$ si calcola il valore A_∞/A^* e, da questo, si calcola il valore subsonico corrispondente.

Il diagramma di M_y altro non è che il grafico di M_2 in funzione di $M_1 = M_\infty$ visto per le onde d'urto.



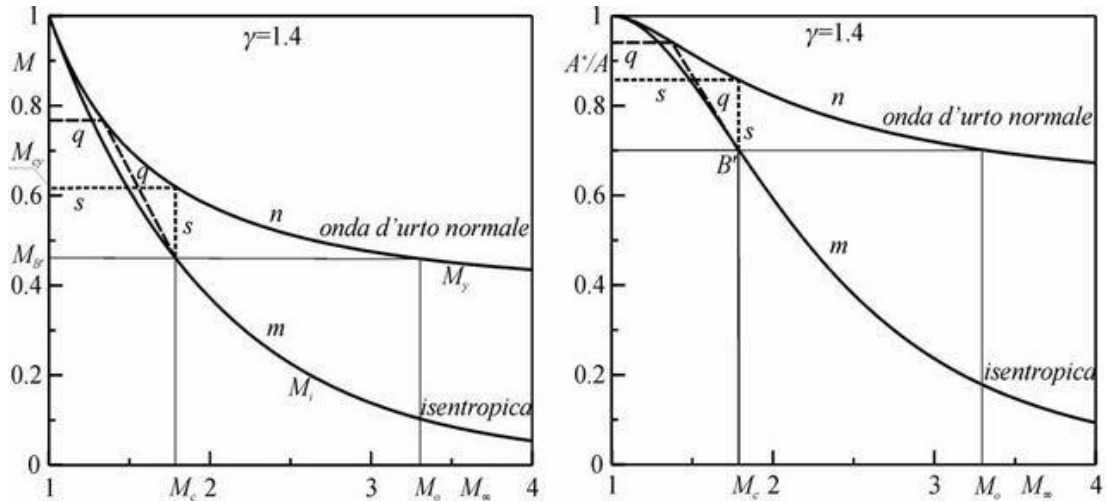
Si supponga ora che il velivolo debba volare al numero di Mach di crociera supersonico M_c e che esso acceleri da velocità subsoniche sino a raggiungere il valore M_c . Si supponga, poi, che il rapporto tra l'area di ingresso e quella di gola della presa d'aria sia quello critico relativo a M_c , il che, di fatto, determina il corrispondente valore

subsonico M_B' (cioè M_i) sulla bocca della presa. Non appena $M_\infty > 1$, si forma un'onda d'urto davanti alla presa che, in accordo con quanto già detto, all'aumentare del numero di Mach sino al valore M_c , avanza verso la bocca. Poiché M_{cy} è maggiore di M_B' , anche quando il velivolo raggiunge il numero di Mach di crociera, l'onda si troverà ancora a monte della presa. Per portare l'onda sulla bocca del convergente, e quindi inghiottirla nella presa d'aria, si deve aumentare M_∞ fino a raggiungere il valore indicato con M_o (curva n) nella figura. Risulta dunque necessario operare un "overspeeding" (da cui il pedice o) e solo successivamente ci si può riportare a M_c .

Quando $M_\infty = M_o$, la curva di funzionamento è la g. L'onda è attaccata alla bocca del diffusore e risulta instabile. Una leggera perturbazione può far avanzare l'onda all'interno della presa d'aria che la può inghiottire. Come per le gallerie supersoniche, l'onda si sposta in una sezione del diffusore che ha la stessa area della bocca della presa (curva h). A questo punto, la presa d'aria è stata avviata e si può diminuire il numero di Mach fino al valore di crociera, in modo da avvicinare l'onda alla gola del diffusore (diminuendo quindi il numero di Mach a monte) riducendo così la caduta di pressione di ristagno. Si vuole, quindi, far funzionare la presa secondo la curva C'OB. Chiaramente non conviene portare l'onda proprio nella sezione di gola, perché, essendo instabile agli spostamenti verso monte, può essere espulsa rendendo necessaria una nuova procedura d'avviamento.

Per semplificare la progettazione delle prese d'aria, il diagramma di destra è alternativamente espresso con il diagramma di sinistra, in termini del rapporto A^*/A che è proprio il rapporto tra l'area di gola (nella quale si verifica $M = 1$) e quella d'ingresso. La superficie dei diagrammi può essere suddivisa in tre zone: la zona sottostante alla curva isoentropica, che rappresenta il dominio per cui l'onda si trova senz'altro a monte del diffusore; la zona sovrastante alla curva relativa alle onde d'urto normali,

che rappresenta il dominio per cui l'onda si trova senz'altro nel divergente della presa d'aria; la zona intermedia fra le due curve, che rappresenta una zona d'isteresi.



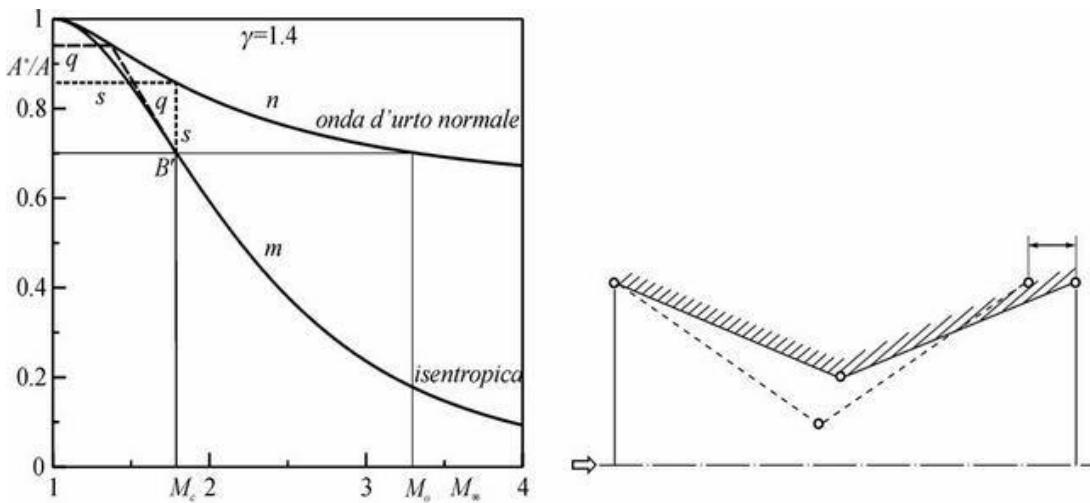
Se si arriva nella zona centrale da sinistra, l'onda si trova all'esterno della presa d'aria mentre, arrivando da destra, l'onda è all'interno del divergente.

Esaminando i diagrammi si può notare come, per una presa d'aria a geometria fissa, anche per moderati valori di M_c , il valore di M_o sia nettamente maggiore e che, inoltre, la curva superiore presenta un valore asintotico.

Comunque, pur se fosse teoricamente possibile raggiungere il numero di Mach di overspeeding, la resistenza aerodinamica aumenterebbe drasticamente rendendo necessario sovradimensionare sia il motore che le strutture del velivolo per poter raggiungere un così elevato numero di Mach.

Per questo motivo una presa d'aria convergente divergente è normalmente realizzata a geometria variabile, come schematicamente rappresentato in figura, nella quale il movimento verso sinistra (destra) della cerniera posta a destra fa diminuire (aumentare) l'area di gola della presa stessa. In

questo caso è possibile seguire la curva s del diagramma, ossia portarsi al Mach di crociera, ingoiare l'onda ad un rapporto A^*/A più elevato e successivamente variare il rapporto delle aree per ridurre la caduta di pressione di ristagno. Se è possibile variare in modo significativo il rapporto delle aree, risulta ancora più conveniente seguire una curva simile a quella indicata con q , e cioè ingoiare appena si può l'onda con una grande area di gola e poi accelerare fino al Mach di crociera variando contemporaneamente il rapporto delle aree. Ciò consente di far funzionare meglio il motore grazie alla minore caduta di pressione di ristagno della corrente durante l'avviamento.



3.5 Boundary layer diverter

E' ben noto che la velocità di un flusso d'aria in prossimità della superficie di un profilo alare (o un altro oggetto), è significativamente minore della velocità del flusso d'aria in una posizione distanziata dall'oggetto. La regione dove la velocità del flusso d'aria in prossimità della superficie è ridotta, è il risultato di resistenza viscosa tra il flusso d'aria e la superficie. In contrapposizione, la regione d'aria lontano dalla superficie in cui la velocità è sostanzialmente influenzata dalla superficie è chiamata flusso libero (indisturbato).

Per ottenere risultati ottimali, i moderni sistemi di propulsione degli aeromobili, cioè i motori a reazione, richiedono un flusso in di aria in entrata, che è sostanzialmente privo di uno strato limite. Il problema con questo requisito è che l'ingresso di una carlinga di propulsione, spesso trova adiacente ad un'altra superficie del velivolo. Questo è vero in maniera particolare per velivoli ad alta velocità (ad esempio, aerei supersonici) come aerei commerciali supersonici di trasporto, aerei da combattimento militari, aerei di supporto al combattimento e bombardieri. Quando l'aria passa attraverso una superficie adiacente all'ingresso di una carlinga di propulsione, si forma uno strato limite, il quale all' interno ha dell'aria con velocità più bassa. Questo strato limite, insieme al flusso indisturbato con velocità maggiore, fluisce nell'ingresso del propulsore. Il risultato è che una parte dell'aria entrata è composta dallo strato limite. Poiché la quantità di moto dell'aria nello strato limite è inferiore alla quantità di moto di quella del flusso indisturbato, le prestazioni del motore vengono ridotte.

Una soluzione a questo problema è stata quella di aggiungere una certa distanza tra l'ingresso del propulsore e la superficie adiacente approssimativamente uguale allo spessore dello strato limite, utilizzando

un traliccio o puntone, chiamato deviatore. Così, lo strato limite impatta contro il deviatore, piuttosto che entrare nel condotto di aspirazione. Tipicamente il deviatore è aerodinamicamente sagomato per direzionare lo strato limite lontano dall' aspirazione.

Sebbene sia soddisfacente in alcuni casi, l'uso di questo traliccio o puntone deviatore ha due principali inconvenienti. Innanzitutto, il deviatore aumenta l'area della sezione trasversale presentata al flusso d'aria in arrivo. In secondo luogo, a velocità supersoniche, il deviatore è particolarmente svantaggiosa, in quanto si forma d'onda d'urto di fronte al deviatore, che aumenta in modo significativo la resistenza.

Una soluzione proposta, chiamata spurgo dello strato limite, è quello di formare delle aperture nella superficie del veicolo e applicare un vuoto parziale a queste aperture. Il vuoto aspira lo strato limite verso l'interno del veicolo attraverso le aperture, piuttosto che permettere che questo fluisca nella presa d'aria. In alternativa, le aperture sono formate in modo tale che la pressione applicata ad esse provoca l'ingresso di aria ad alta velocità lungo la superficie del veicolo. Questa procedura è chiamata in genere soffiaggio dello strato limite. L'aria ad alta velocità mescola si mescola con lo strato limite, e lo ri-energizza. Uno svantaggio con entrambi questi approcci è che alla fine il motore deve fornire l'energia necessaria per applicare il vuoto o pressione alle aperture. Pertanto, qualsiasi aumento delle prestazioni del motore prodotta da ciascuna delle due procedure, è compensato dalla energia supplementare necessaria per essere prodotta dal motore.

Capitolo 4

Progetto

4.1 Calcoli analitici

La Per avere un'idea sui valori di pressione e temperatura ho impostato un sistema di 3 equazioni per potermi ricavare la densità ρ_2 , la Pressione P_2 e la temperatura T_2 , all' uscita del condotto di aspirazione.

Le equazioni sono le seguenti:

- $\frac{P_1}{\rho_1^\gamma} = \frac{P_2}{\rho_2^\gamma}$;
- $C_p \cdot T_1 + \frac{V_1^2}{2} = \left(C_p \cdot T_2 + \frac{V_2^2}{2} \right) \cdot \eta$;
- $\frac{P_2}{\rho_2} = RT_2$;

L'aria inizialmente attraversa il FAN e passa dalla pressione $P_0 = 24436$ Pa alla pressione $P_1 = 34367$ Pa, mentre la temperatura aumenta da $T_0 = 223.15$ K a

$$T_1 = 240.52 \text{ K.}$$

La densità dell' aria, la conosciamo grazie all' equazione di stato del gas

$$\frac{P_1}{\rho_1} = R \cdot T_1, \text{ ottenendo un valore di } \rho_1 = 0.498 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3}.$$

La velocità di crociera del velivolo invece è di $295 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ e dopo aver attraversato il FAN si riduce a $V_1 = 208 \frac{\text{m}}{\text{s}}$.

Per quanto riguarda la velocità in uscita dal condotto, la conosco come dato di progetto ed è $V_2 = 170 \frac{m}{s}$.

Avendo quindi tutti i dati che mi occorrono, ho potuto facilmente risolvere il sistema e trovare che:

- $P_2 = 77511 \text{ Pa}$;
- $T_2 = 293 \text{ K}$;
- $\rho_2 = 0.903 \frac{Kg}{m^3}$;

Discuteremo in seguito sui risultati di questo sistema di equazioni.

4.2 Sviluppo del disegno al CAD

Partendo In fase iniziale di progetto, ho avuto il disegno del FAN della NASA elaborato con il software di disegno tecnico computazionale CATIA, da un mio collega. Quindi convertendo il file datomi in un formato che potessi aprire anche con il software da me utilizzato (SolidWorks) ho potuto farmi un'idea di ciò che avrei dovuto realizzare. Il FAN si presentava in questo modo:

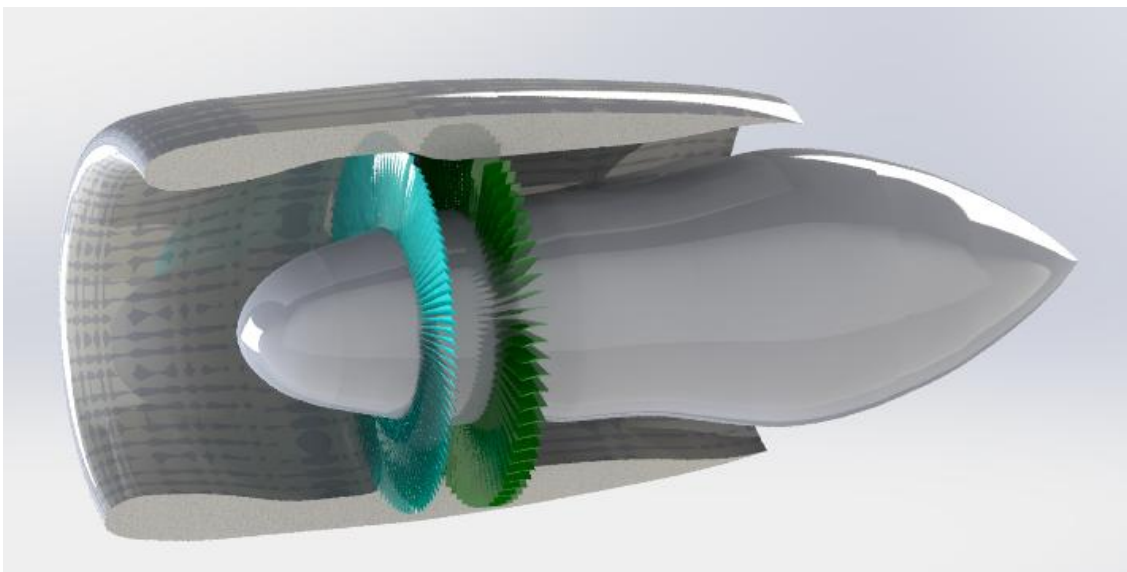


Figura 1: FAN con imbocco sezionato.

Il mio compito è stato quello di progettare un condotto di aspirazione collocato in una posizione immediatamente successiva ai profili palari del FAN.

In quella che nella figura è rappresentata come un' ogiva, verrà collocato il motore Diesel, il quale verrà "avvolto" dal condotto di aspirazione da me progettato.

Ho perciò costruito uno schizzo preliminare intorno all' ogiva, da prendere come riferimento e successivamente ho potuto tramite un *Loft* (comando nella progettazione CAD che permette di unire due schizzi 2D, con l'aiuto di una curva guida, fino a formare un corpo 3D) generare la struttura portante della presa d'aria.

Nella fase successiva, ho dovuto disegnare il Boundary layer diverter, che permette di evitare l'ingresso dello strato limite all'interno della presa d'aria, con numerosi vantaggi fluidodinamici. Al di sopra di esso, ho progettato un condotto divergente a sezione semicircolare.

In base all' apertura del condotto ho stabilito infine che quattro sia il numero congruo di prese d'aria da inserire sulla struttura portante.

Per quanto riguarda il materiale scelto per il condotto, ho optato per una lega di alluminio 1060.

4.3 Computational Fluid Dynamics CFD

Una volta completato il disegno al CAD, è stato opportuno fare alcune simulazioni con l'ausilio di un "*aggiunta*" presente all' di SolidWorks, chiamata FlowSimulation.

Con essa è possibile programmare ed eseguire delle analisi dettagliate di flussi attorno a dei corpi, all' interno di condotti (come nel nostro caso), prevedendo quindi i valori di pressione, temperatura, densità e molto altro ancora, tramite una simulazione.

Questa tecnica di lavoro è chiamata, Computational Fluid Dynamics CFD che permette quindi lo studio di problemi fluidodinamici di flussi laminari e turbolenti, tramite l'utilizzo del computer.

L'approccio tipico richiede di discretizzare il dominio fluido in celle elementari così da ottenere una griglia di calcolo (anche detta mesh), sulla quale applicare dei metodi di risoluzione iterativi al fine di risolvere le equazioni di Navier-Stokes o le equazioni di Eulero.

Nei diversi approcci evidenziati la procedura di analisi risulta sempre, per grandi linee, simile:

1. Viene definita la geometria (o dominio fisico) del problema da analizzare.
2. Il volume occupato dal fluido viene discretizzato, cioè suddiviso in un gran numero di celle elementari generando una griglia di calcolo.
3. Viene definito il modello fisico (ad esempio, le equazioni del moto, l'equazione dell'energia, le equazioni delle specie) e quindi quello

numerico (metodo di discretizzazione delle equazioni, algoritmi per la risoluzione delle equazioni).

4. Vengono definite le condizioni al contorno, ossia vengono specificate le proprietà del fluido nel dominio di calcolo. Per problemi dipendenti dal tempo devono essere specificate le condizioni iniziali.
5. Vengono risolte le equazioni in maniera iterativa. Il calcolo viene interrotto una volta che sia stato raggiunto il grado di accuratezza desiderato.
6. I risultati prodotti vengono visualizzati con un post-processore.
7. Si effettua, infine, l'analisi dei risultati.

Va sottolineato che l'integrazione iterativa fra i risultati dell'analisi fluidodinamica e quelli strutturali ad elementi finiti permette di valutare non solo gli effetti dei flussi attorno ai solidi ma anche le loro deformazioni, permettendo di valutare approfonditamente anche effetti variabili nel tempo delle pressioni su una superficie.

Ho utilizzato solo uno dei quattro condotti per semplificare e velocizzare la simulazione.

Nei risultati delle prime simulazioni, scaturivano dei valori delle velocità troppo alti e allora ho cercato di modellare la forma e quindi la curvatura dei condotti in modo tale da diminuire qualunque accelerazione dovuta appunto a questa convessità.

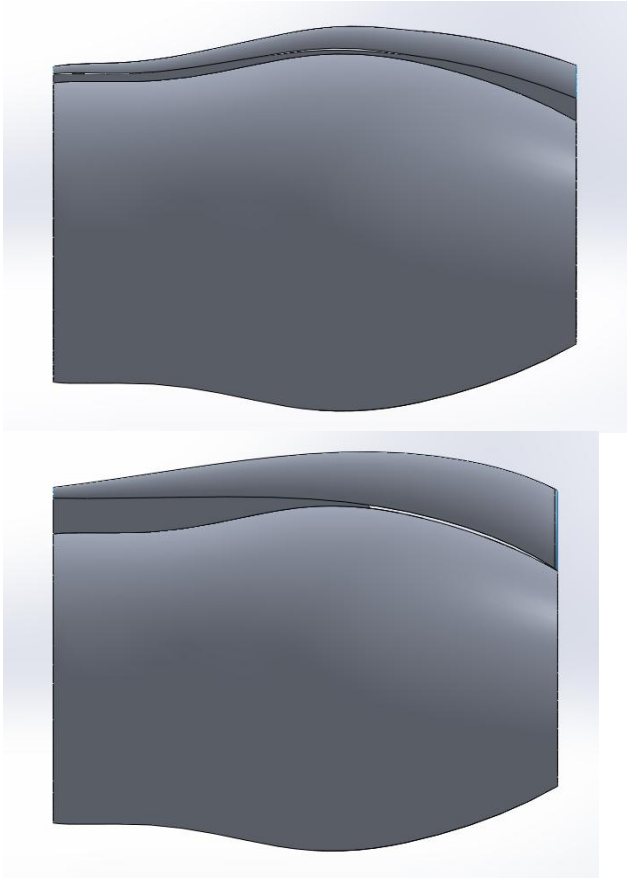


Figura 2: Modellazione della curvatura del condotto.

Continuando con le simulazioni e non vedendo sostanziali miglioramenti, ho continuato provando a variare le condizioni al contorno (Boundary conditions) analizzando quindi gli eventuali cambiamenti.

Nei risultati ho riscontrato dei picchi di velocità e pressione, i quali erano probabilmente dovuti ad alcune imperfezioni del disegno o alla poca risoluzione nei calcoli della simulazione.

Così i riscontri con i calcoli analitici non sono stati soddisfacenti, o per lo meno non si sono ottenuti effetti visibili in modo tale da poterli riscontrare con i calcoli teorici compiuti in fase di progetto.

Capitolo 5

Conclusioni

5.1 Analisi dei risultati ottenuti

In fase preliminare ed analitica di progetto sono stati ottenuti dei valori di pressione decisamente più alti rispetto a quelli ottenuti con la compressione ottenuta solamente con il FAN. Ricordo che senza la presenza del condotto di aspirazione la pressione in uscita dal FAN e quindi che sarebbe entrata direttamente nella sezione iniziale del compressore era uguale a $P_{2\text{Fan}} = 34367$ Pa, mentre grazie alla presenza della presa d'aria, è stato possibile rallentare il flusso ad una pressione maggiore con un valore di $P_{2\text{condotto}} = 77511$ Pa. Questo recupero di pressione avvantaggia il compressore che dovendo arrivare a comprimere l'aria ad un certo valore di pressione prefissato nella fase di progetto, si trova con una percentuale di pressione già recuperata e quindi con meno lavoro da compiere sul fluido, ed in sostanza la turbina a valle dovrà fornire un lavoro minore al compressore stesso.



Figura 1: Rendering finale del condotto di aspirazione

5.2 Sviluppi futuri

Riguardo i possibili miglioramenti e sviluppi futuri da poter realizzare per questo tipo di condotto di aspirazione, direi che il primo passo da fare è sicuramente la realizzazione di un modellino in Perspex o Plexiglass da poter provare in galleria del vento per determinarne i parametri di pressione densità e temperatura principali.

Successivamente si potrebbe fare uno studio sul materiale da utilizzare per minimizzare le perdite dovute all' attrito all' interno del condotto, e quindi magari affinare anche la forma delle varie sezioni trasversali e longitudinali.

Infine si potrebbe pensare di progettare dei dispositivi innovativi per il controllo del flusso d'aria all'interno del condotto, in modo tale da ridurre le non-uniformità nella corrente per fare in modo di permettere al compressore di lavorare maggiormente in sicurezza, riducendo i rischi di pompaggio o malfunzionamenti.



Bibliografia

Testi impiegati

- Taylor, A.M.K.P., Whitelaw, J.H., and yianneskis, M., 1984, "Developing flow in S shaped ducts II"
- Rowe, M., 1970, "Measurement and Computations of Flow in Pipe Bends", Journal of Fluid Mechanics, Volume 43

Siti internet

- Studio di prese d'aria subsoniche e supersoniche:

<http://www.federica.unina.it/ingegneria/gasdinamica/applicazioni-parte-terza/>

Tesi Consultate

- Liverani
- Lontani

Software Utilizzati

- SolidWorks
- Flow Simulation
- Microsoft Word

Ringrazio il Professore Luca Piancastelli per avermi aiutato nello sviluppo di questo progetto, dimostrandosi una persona molto disponibile ogni volta che ne ho avuto bisogno.

Vorrei ringraziare inoltre la mia famiglia , la quale mi ha sempre sostenuto ed appoggiato durante tutta la mia carriera universitaria.