

UNIVERSITY OF NAPLES *FEDERICO II*

1224 A.D.

## Propulsione Aerospaziale

T. Astarita

[astarita@unina.it](mailto:astarita@unina.it)

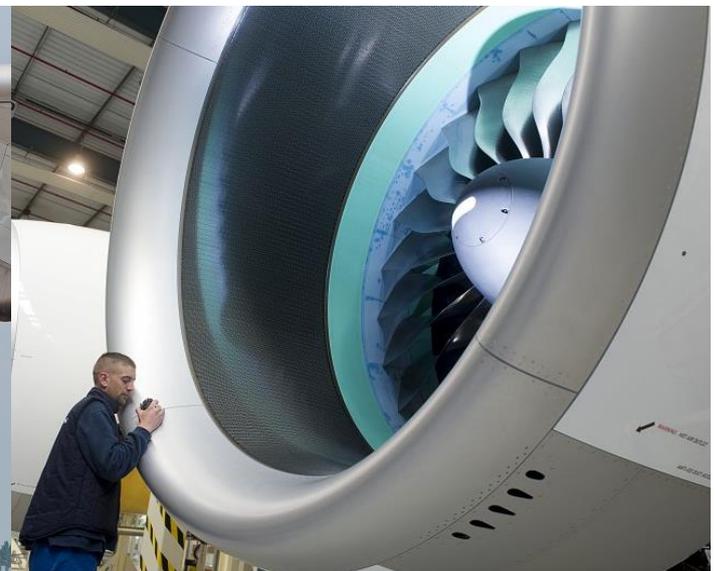
[www.docenti.unina.it](http://www.docenti.unina.it)

Versione del 28.04.21

### Prese d'aria

I **requisiti primari** delle prese d'aria (Fig A380) sono:

- **convogliare** l'aria al motore in quantità sufficiente ed al giusto numero di Mach in tutte le condizioni di volo;
- **minimizzare** le **perdite** di pressione di ristagno;
- produrre un flusso "**pulito**" (spazialmente uniforme e stazionario) all'ingresso del **compressore**.



# Prese d'aria

I **requisiti primari** delle prese d'aria sono:

- **convogliare** l'aria al motore in quantità sufficiente ed al giusto numero di Mach in tutte le condizioni di volo;
- **minimizzare** le **perdite** di pressione di ristagno;
- produrre un flusso "**pulito**" (spazialmente uniforme e stazionario) all'ingresso del **compressore**.

A questi si aggiungono altri requisiti come:

- basso costo e peso;
- buona integrazione aerodinamica per ridurre la **resistenza di installazione**;
- **riduzione del rumore**.

In regime **supersonico** le cose si complicano.

In figura quella dell' Eurofighter Typhoon



## Richiami

La relazione che lega la variazione della superficie di passaggio a quella di velocità è:

$$\frac{dA}{A} = (M^2 - 1) \frac{dV}{V}$$

Inoltre si ricorda che l'andamento del numero di Mach è analogo a quello della velocità.

Qualunque sia il numero di Mach all'ingresso di un **ugello convergente** il flusso evolverà verso **M unitario**. Viceversa se l'ugello fosse divergente il flusso tenderà ad allontanarsi dal moto sonico.

Solo con un ugello **convergente divergente** si può passare da moto **subsonico** a moto **supersonico**. In assenza di onde d'urto, anche il passaggio da moto supersonico a moto subsonico può avvenire solo in un ugello convergente divergente.



# Richiami

Per gas più che perfetti si ha:

$$\dot{m} = \frac{p_t A \Psi}{a_0}$$

Dove:

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left[ \frac{2}{\gamma + 1} \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{(\gamma + 1)}{2(\gamma - 1)}} \quad \psi^* = \gamma \left[ \frac{2}{\gamma + 1} \right]^{\frac{(\gamma + 1)}{2(\gamma - 1)}}$$

Quindi:

$$\Psi(\gamma, M) = \frac{A^*}{A} \Psi^* = \gamma M \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{-\frac{(\gamma + 1)}{2(\gamma - 1)}} = \gamma M \psi^{-K}$$

con:

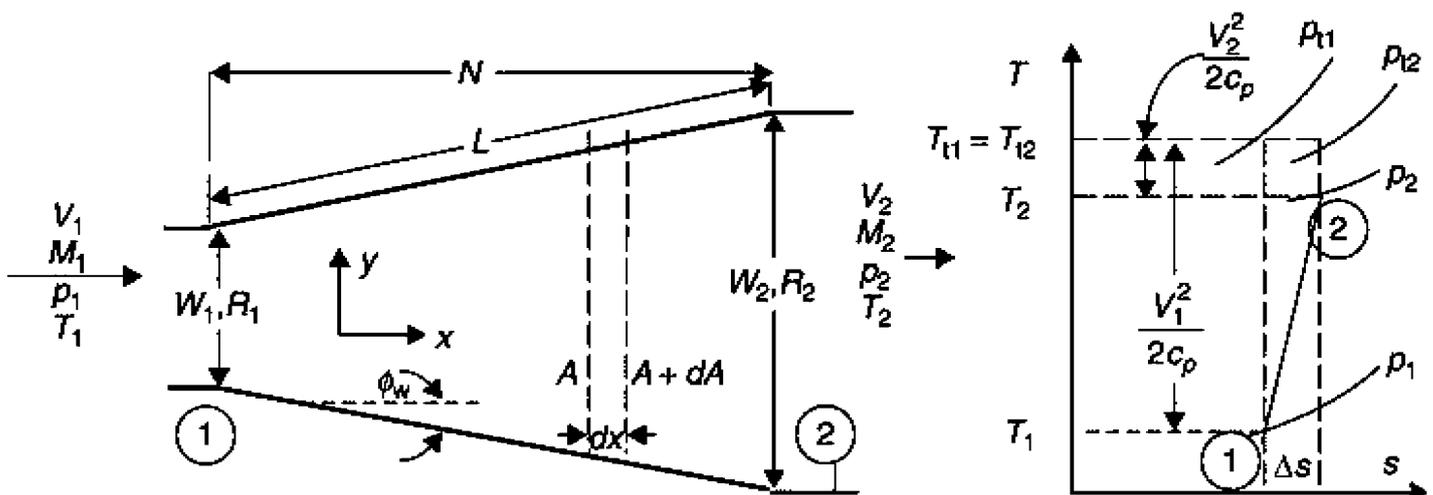
$$\psi(\gamma, M) = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \quad K(\gamma) = \frac{(\gamma + 1)}{2(\gamma - 1)}$$



## Prese d'aria

La **simbologia** usata nel seguito è mostrata in figura. I simboli **R** e **W** sono, **altezza è profondità** del condotto; nel caso di assialsimmetria **R** è il **raggio**. La **lunghezza** del diffusore è indicata con il simbolo **N**, mentre l'angolo con  $\phi$ . Il coefficiente di recupero di pressione **statica** è:

$$C_{PR} = \frac{p_2 - p_1}{\bar{q}_1} = \frac{\Delta p}{\frac{1}{2} \rho_1 \bar{V}_1^2}$$

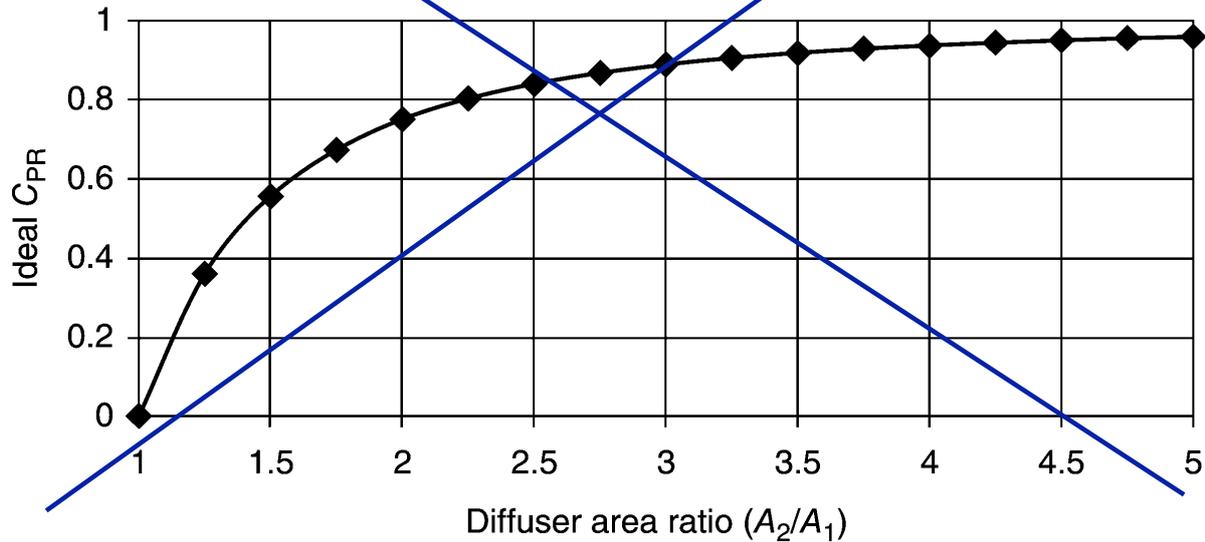


## Prese d'aria

In un **diffusore ideale** ed in regime **incompressibile** si ha:

$$C_{PR_{ideal}} = \frac{q_1 - q_2}{q_1} = 1 - \left(\frac{A_1}{A_2}\right)^2 = 1 - \frac{1}{AR^2}$$

In realtà in un **diffusore** gli **effetti viscosi** possono essere **rilevanti**. Infatti essendoci un **gradiente di pressione avverso** il flusso tende a staccarsi dalla parete creando grosse **zone di ricircolo**.



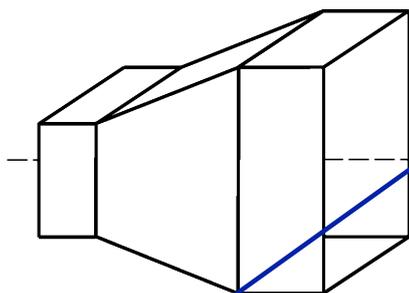
## Prese d'aria

In un **diffusore ideale** ed in regime **incompressibile** si ha:

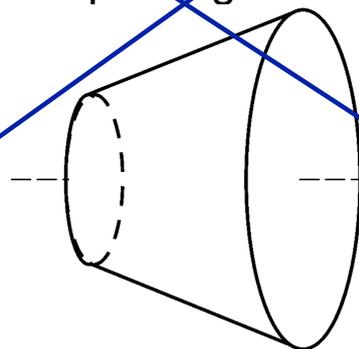
$$C_{PR_{ideal}} = \frac{q_1 - q_2}{q_1} = 1 - \left(\frac{A_1}{A_2}\right)^2 = 1 - \frac{1}{AR^2}$$

In realtà in un **diffusore** gli **effetti viscosi** possono essere **rilevanti**. Infatti essendoci un **gradiente di pressione avverso** il flusso tende a staccarsi dalla parete creando grosse **zone di ricircolo**. La **geometria** della **sezione** e la **variazione d'area** sono parametri fondamentali.

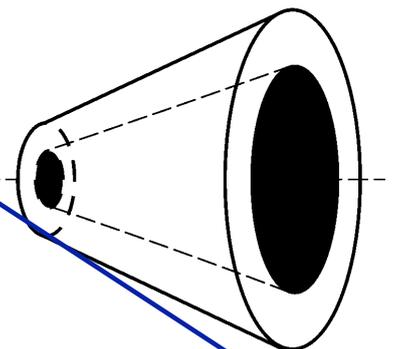
In figura sono mostrate delle tipiche geometrie.



(a) 2D Rectangular



(b) Conical



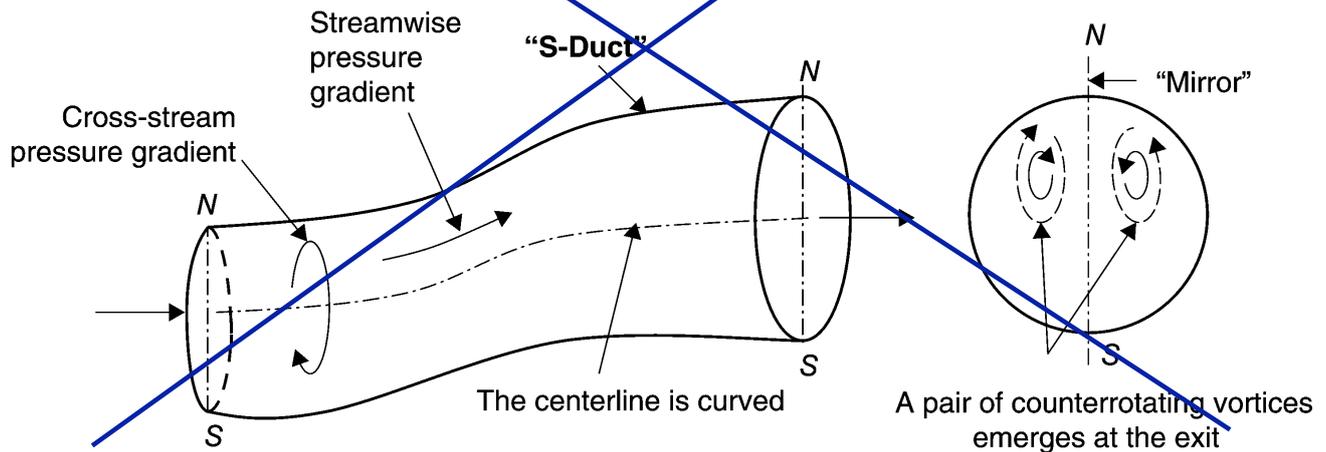
(c) Annular



## Prese d'aria

Un altro parametro fondamentale è il **profilo** della **linea media**. In figura è mostrato un diffusore a S, spesso utilizzato in aerei da caccia per schermare il motore e per liberare le ali.

In un condotto con curvatura si ha la formazione di **vortici di Dean** che, a seconda dell'orientamento possono aumentare o diminuire l'angolo d'attacco all'ingresso del fan o del compressore.

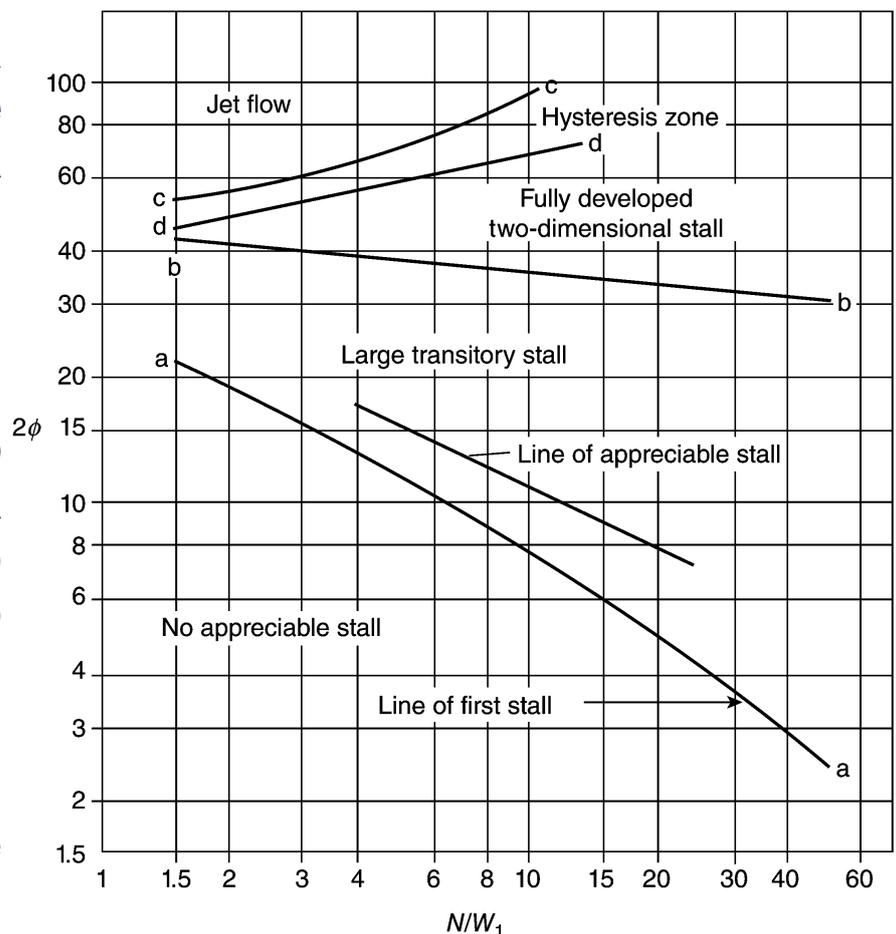


## Prese d'aria

Anche se l'imbocco della presa d'aria è **rettangolare** il **compressore** ha una **simmetria circolare** quindi è necessario utilizzare dei **raccordi**.

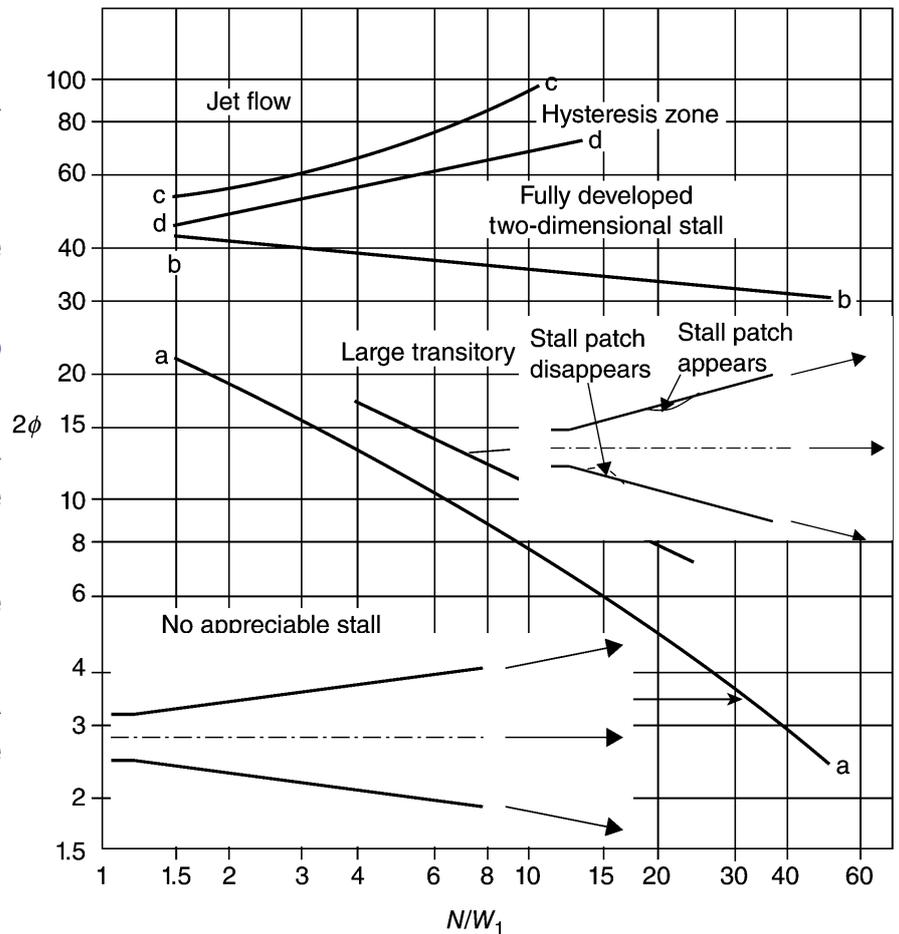
Negli angoli si formano dei **vortici assiali** che vengono convetti all'interno della parte circolare del raccordo creando un complesso campo fluidodinamico.

La figura mostra i **regimi di moto** di un diffusore in funzione della lunghezza e dell'angolo di divergenza.



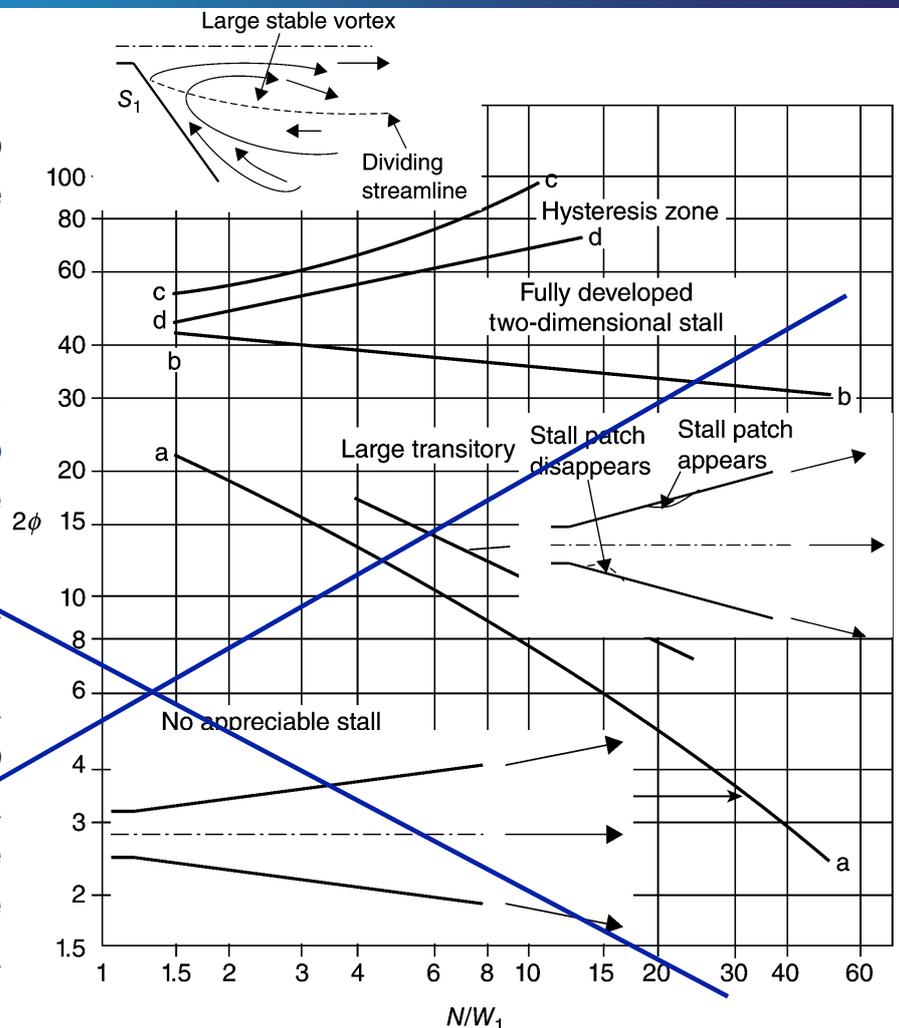
## Prese d'aria

- Nella zona bassa del diagramma, sotto la linea aa, (cioè per **piccoli** angoli di **divergenza** e/o **ugelli corti** cioè per **piccoli AR** e rapporti di **compressione**) il flusso, rimane **attaccato** alla parete (assenza di separazioni) o, con diversa terminologia, il diffusore **non stalla** (No Stall);
- Nella zona compresa fra le linee aa e bb il regime di moto è **transizionale**. La linea di separazione tende a muoversi in moto **non stazionario**;



## Prese d'aria

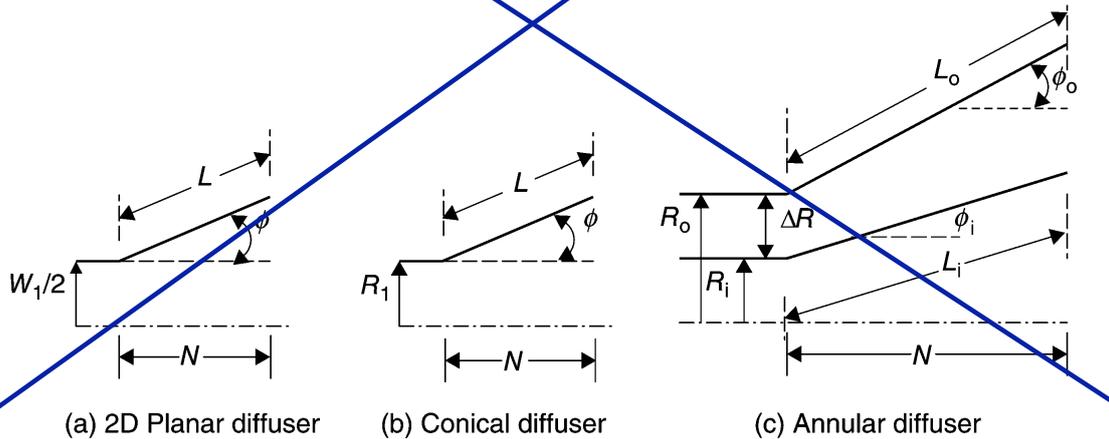
- Al di sopra della linea bb lo **stallo è stabile** è avviene prima su una delle pareti del diffusore;
- Salendo oltre la linea cc si ha un moto simile ad un **getto**; il flusso è **separato** e non c'è influenza delle pareti;
- Una zona **d'isteresi** (linea dd) è anche presente nel senso che partendo dalla linea bb e aumentando l'angolo di divergenza la separazione compare casualmente su una delle due pareti mentre sull'altra il flusso rimane attaccato.



## Prese d'aria

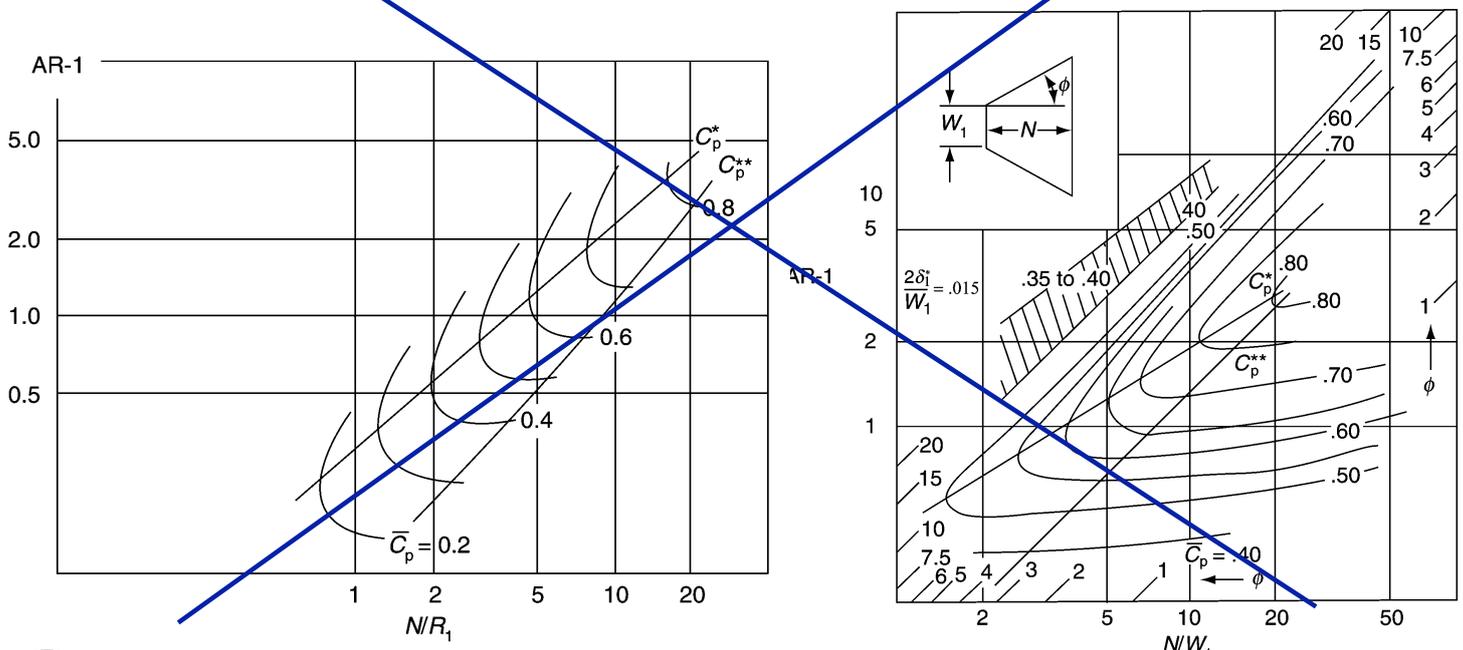
Il **massimo** recupero di pressione si ha in **prossimità dello stallo**, ma questo regime è anche quello più instabile. Un sistema di controllo attivo può aiutare.

Seguendo Sovran and Klomp (1963) i **parametri** che governano il flusso in un diffusore ad asse rettilineo sono:  $AR$  e, come mostrato in figura, i rapporti  $N/W_1$ ,  $N/R_1$  o  $N/\Delta R_1$  e il rapporto di bloccaggio  $B$  associato allo spessore di spostamento all'ingresso dell'ugello:  $2\delta_1^*/W_1$ ,  $2\delta_1^*/R_1$  e  $2\delta_1^*/\Delta R_1$  rispettivamente **per le varie simmetrie**.



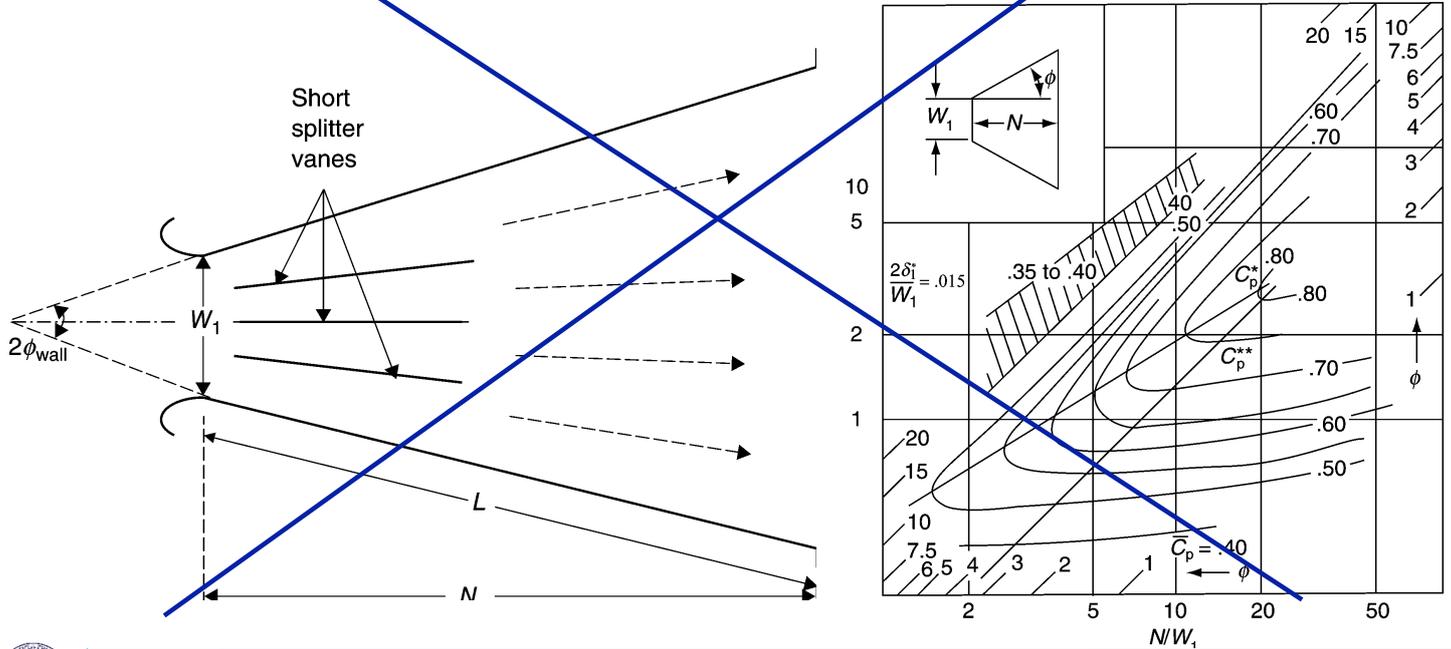
## Prese d'aria

Delle mappe del  $C_{PR}$  per simmetria **assiale** e  $B=2\%$  e per diffusore **rettangolare** e  $B=1.5\%$  sono mostrate in figura.  $C_p^*$  e  $C_p^{**}$  sono i valori massimi per rapporto di lunghezza e  $AR$  fissato. La zona tratteggiata mostra le condizioni di stallo stabile

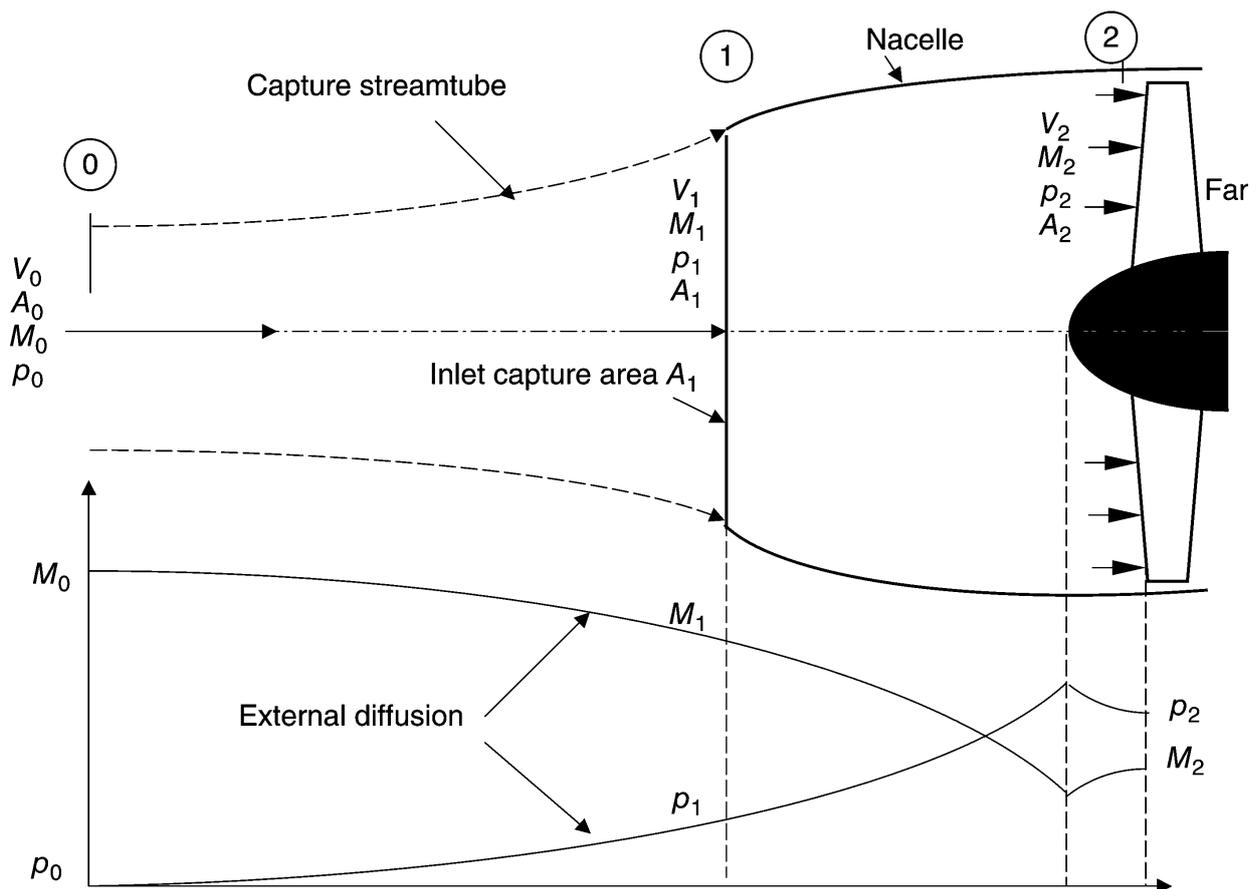


# Prese d'aria

A parità di AR il semi angolo ottimale è piccolo (circa  $\phi = 4^\circ$  gradi). Dei **generatori di vorticità** possono **migliorare** il funzionamento. Un'altra soluzione è invece **l'utilizzo di guide**.



# Prese d'aria subsoniche

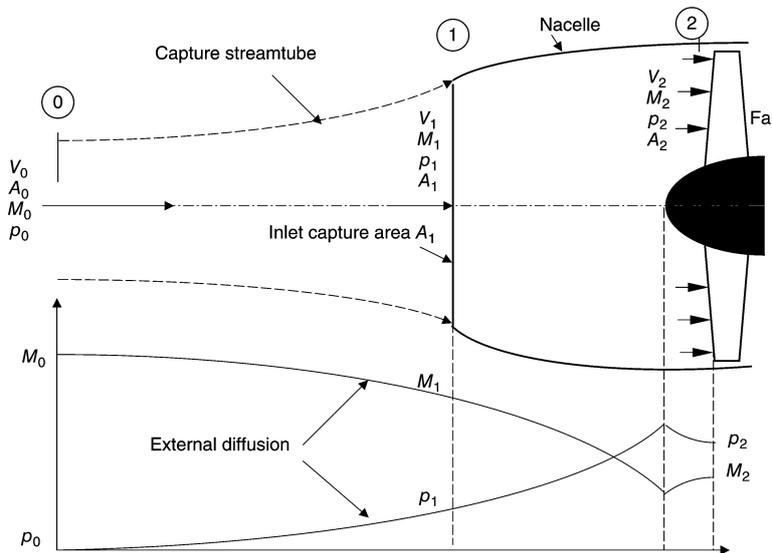


# Prese d'aria subsoniche

All'esterno si possono utilizzare le formule isentropiche:

$$\frac{A_0}{A_1} = \frac{M_1}{M_0} \left( \frac{\psi_0}{\psi_1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad \psi = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \quad \Psi = \frac{A^*}{A} \Psi^* = \gamma M \psi^{-K}$$

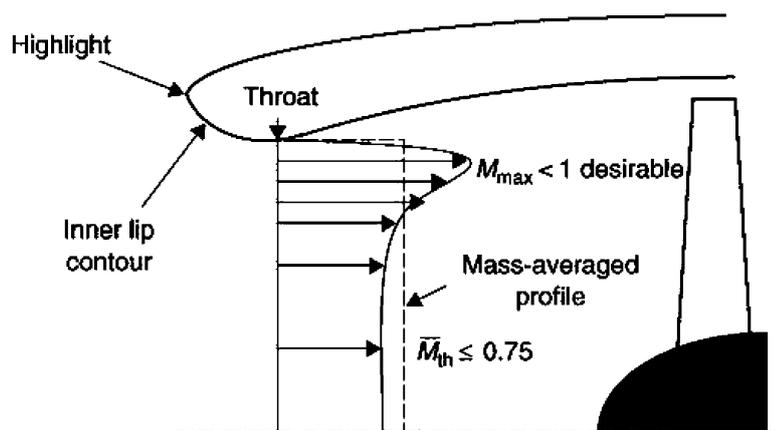
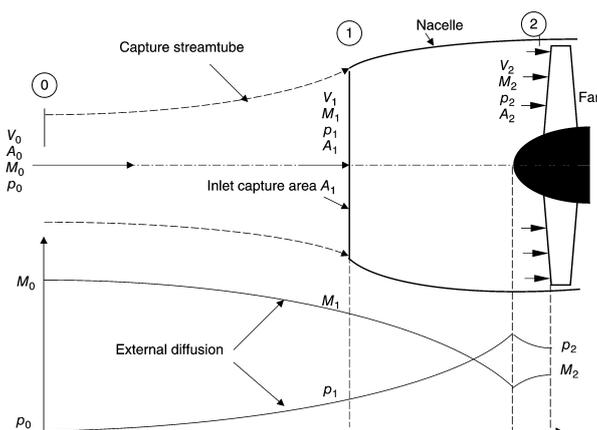
Il **rapporto delle** aree è anche uguale al rapporto dei flussi di massa (Mass Flow Ratio).



# Prese d'aria subsoniche

All'ingresso della presa d'aria la presenza della **bocca** crea una **aumento** locale della **velocità** ed il profilo di velocità è quello mostrato in figura. La contrazione associata al bordo di attacco **provoca** un aumento della velocità in prossimità della parete.

Per evitare di avere moto supersonico ed eventuali onde d'urto si deve limitare il  $M_{th}$  a 0.75.

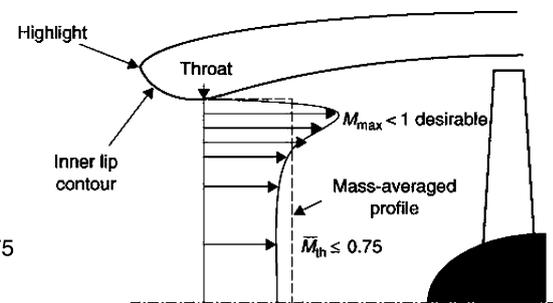
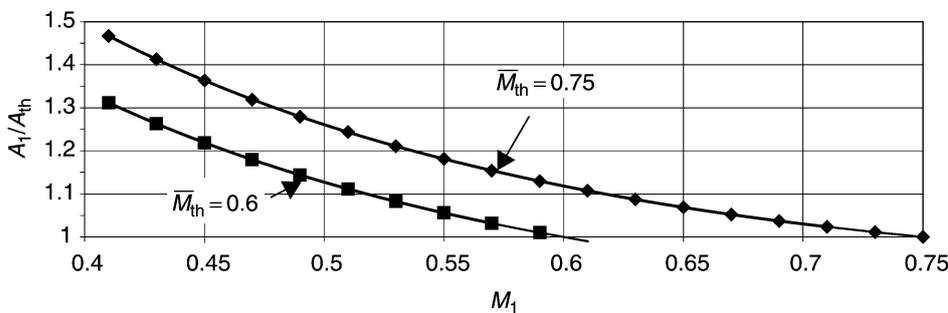


## Prese d'aria subsoniche

Il limite precedente deve essere considerato come un **limite massimo**, altrimenti non è possibile aumentare la portata in caso di necessità di maggiore spinta.

$$\frac{A_{HL}}{A_{th}} = \frac{A_1}{A_{th}} = \frac{M_{th}}{M_1} \left( \frac{\psi_1}{\psi_{th}} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

dove HL indica la sezione individuata dal punto di ristagno (Highlight).



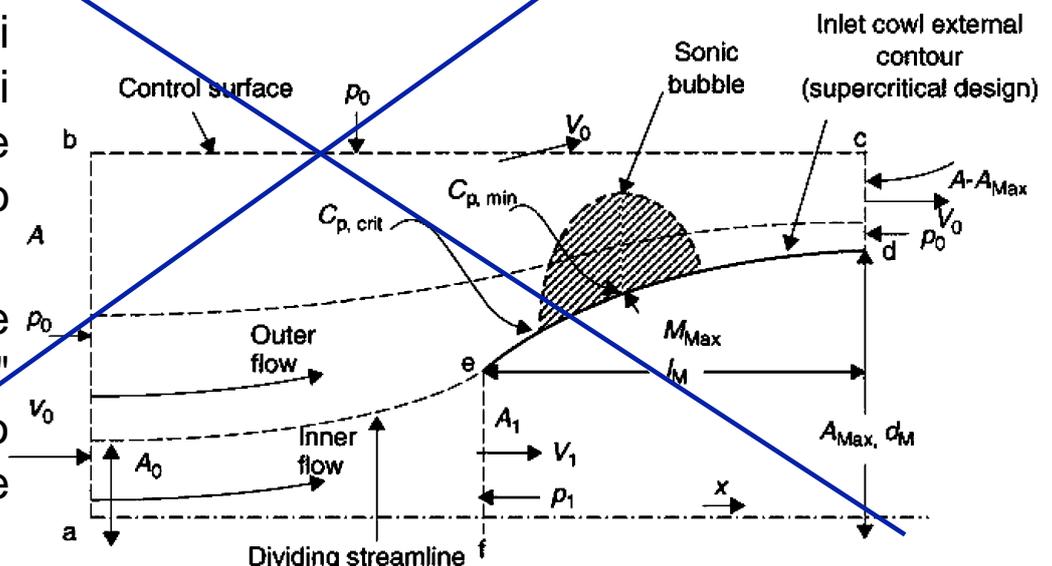
## Prese d'aria subsoniche

A **basse velocità** una forte contrazione, all'ingresso della presa, uniforma il flusso interno, al contrario alle alte velocità aumenta la **divergenza della resistenza** del moto esterno che spesso è un parametro dominante.

**Nella zona esterna** l'aumento di velocità è dominato **dall'area massima**  $A_M$  (in figura indicata con  $A_{Max}$ ).

Nella figura si suppone che non ci siano onde d'urto e che ci sia uno spillamento.

In figura è anche mostrata la "bolla" **sonica** che può causare onde d'urto.



## Prese d'aria subsoniche

L'equazione di conservazione della massa nel volume mostrato in figura è:

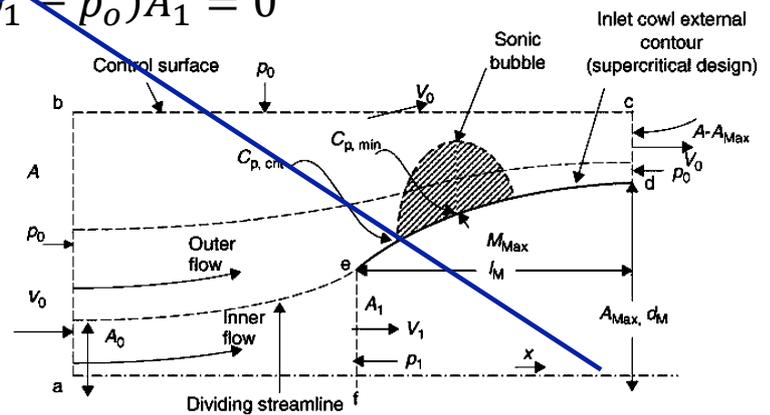
$$\dot{m}_0 + \rho V_0(A - A_0) = \dot{m}_0 + \dot{m}_s + \rho V_0(A - A_M) \rightarrow \dot{m}_s = \rho V_0(A_M - A_0)$$

L'equazione della QM in direzione assiale:

$$\dot{m}_0 V_0 + \rho(A - A_0)V_0^2 = (p_1 - p_0)A_1 + \int_{A_1}^{A_M} (p - p_0)dA + \dot{m}_0 V_1 + \dot{m}_s V_0 + \rho(A - A_M)V_0^2$$

Considerando che:  $\rho V_0(A - A_0)V_0 = \dot{m}_s V_0 + \rho V_0(A - A_M)V_0$

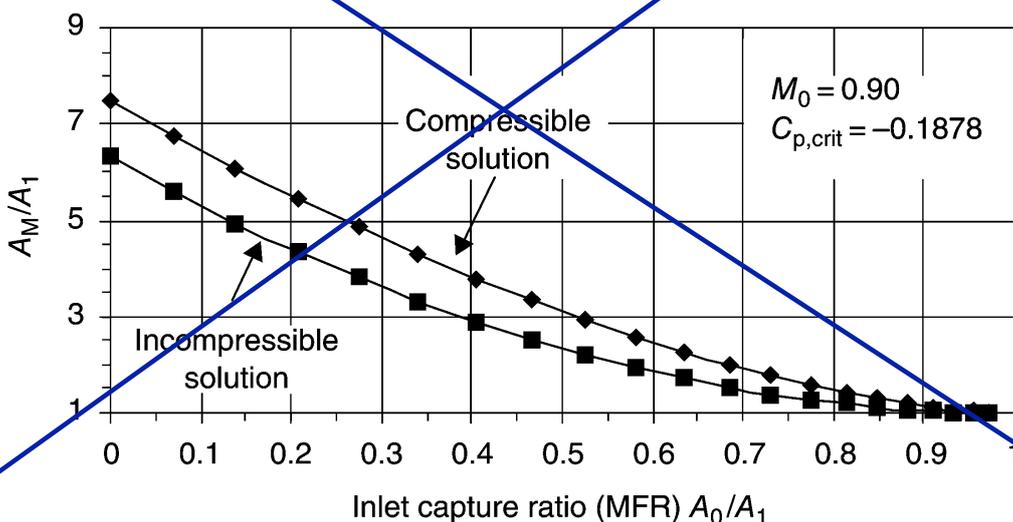
$$\dot{m}_0(V_1 - V_0) + \int_{A_1}^{A_M} (p - p_0)dA + (p_1 - p_0)A_1 = 0$$



## Prese d'aria subsoniche

$$\dot{m}_0(V_1 - V_0) + \int_{A_1}^{A_M} (p - p_0)dA + (p_1 - p_0)A_1 = 0$$

Con delle manipolazioni la relazione precedente fornisce il rapporto  $A_M/A_1$  minimo per avere moto sonico sulla gondola. Un valore tipico del rapporto delle aree all'ingresso è 0.7 da cui  $A_M/A_1=1.88$  e l'inverso del rapporto tra i raggi diventa circa 0.73



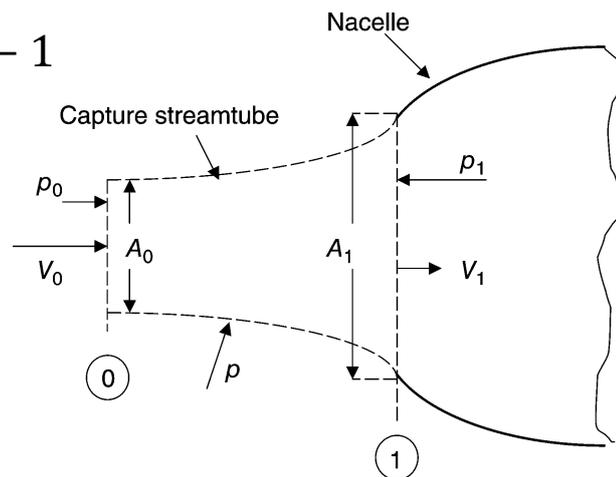
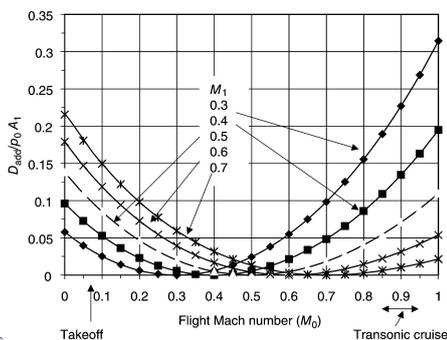
# Prese d'aria subsoniche

La resistenza additiva è:

$$D_{add} = \int_{A_0}^{A_1} (p - p_0) dA = \dot{m}_0(V_1 - V_0) + (p_1 - p_0)A_1$$

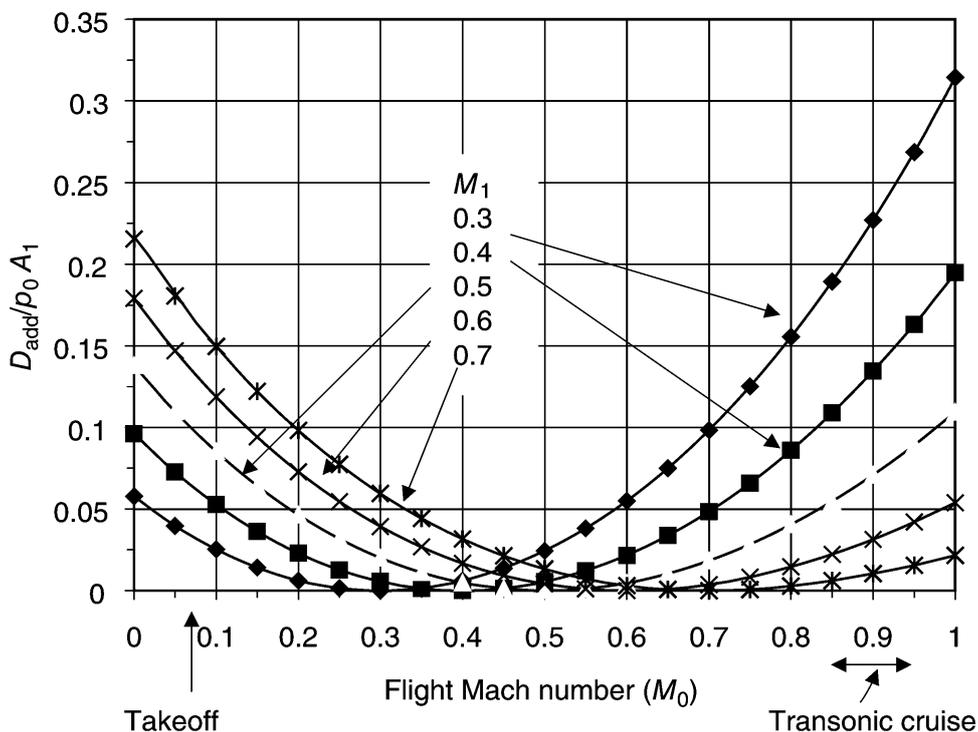
Anche questa equazione può essere **manipolata**:

$$\begin{aligned} \frac{D_{add}}{p_0 A_1} &= \gamma M_0 \frac{A_0}{A_1} \left( \frac{a_1}{a_0} M_1 - M_0 \right) + \frac{p_1}{p_0} - 1 = \\ &= \gamma M_1 \left( \frac{\psi_0}{\psi_1} \right)^K \left( M_1 \sqrt{\frac{\psi_0}{\psi_1}} - M_0 \right) + \left( \frac{\psi_0}{\psi_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \end{aligned}$$



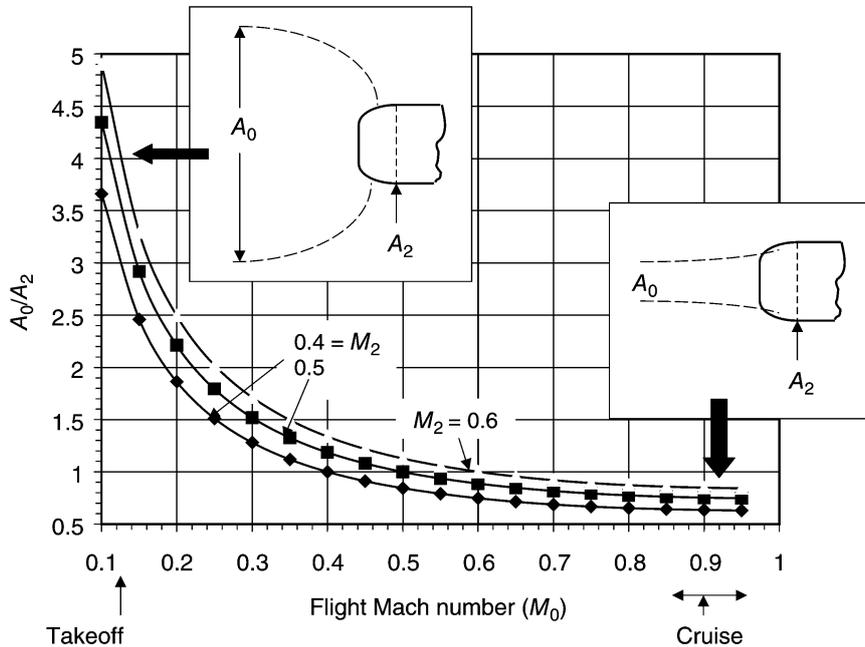
# Prese d'aria subsoniche

Al decollo il numero di Mach è grande ( $M_1 \sim 0.7$ ) e  $D_{add}/p_0 A_1 \sim 0.2$ . Mentre in condizioni di **"windmilling"** (con motore scarico o lett. autorotazione) in moto transonico si ha ( $M_1 \sim 0.3$ ) e  $D_{add}/p_0 A_1 \sim 0.3$ .



## Prese d'aria subsoniche

Una presa d'aria **ben disegnata** riesce a raggiungere rapporti di recupero della pressione di ristagno **prossimi all'unità** in condizioni di crociera. Trascurando le cadute di pressione di ristagno si può diagrammare il rapporto tra l'area di cattura e quella a monte del compressore.



## Prese d'aria subsoniche

- An inlet aerodynamic performance has an *internal* as well as an *external* component, an internal figure of merit, and an external figure of merit
- An inlet internal performance is dominated by its throat Mach number
- The one-dimensional (or average) throat Mach number should be less than 0.75
- The internal performance is governed by the *laws* of diffusers, e.g.,  $C_{PR}$  ( $AR$ ,  $N/R_1$ ,  $B$ ), that is, area ratio, length ratio, inlet blockage, and centerline shape for offset exits
- A *cubic* is proposed for the internal diffuser contour with a maximum angle of  $8.7^\circ$
- The internal performance at low speed is helped by the *lip contraction ratio*
- The captured streamtube introduces an *additive drag* with a capture ratio other than 1, which can be very large at takeoff or with a windmilling engine situation
- The capture ratio (or inlet mass flow ratio) for a subsonic cruise inlet is  $\sim 0.70$
- The additive drag is nearly balanced out by the cowl lip suction force, that is, *lip thrust*
- The uncanceled part of the additive drag by the lip suction force is called *spillage drag*, which is a strong function of lip bluntness

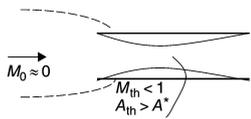


# Prese d'aria subsoniche

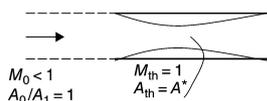
- Cowl lip bluntness has an internal and an external component to it
- The internal lip contour is near elliptic (i.e., a superelliptic profile)
- “Bluntness” is quantifiable
- Large capture ratios at takeoff and climb pose a potential problem for engine face distortion
- Wing and aft fuselage-mounted inlets are exposed to flow angularity, that is, droop or toe up angles depending on their placement, that is, the wing upwash or downwash
- Nacelle external contour sets the limitation on high-speed performance of the inlet
- Drag divergence Mach number can be raised by a *supercritical* nacelle design
- Drag reduction may be achieved through a hybrid laminar flow control on the nacelle
- Transition ducts may be needed for integration purposes, sometimes with an offset
- Secondary flow patterns are introduced in ducts with a bend or transition ducts in general, a cause of distortion



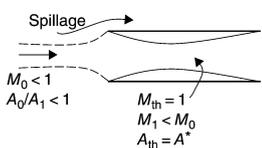
# Prese d'aria supersoniche



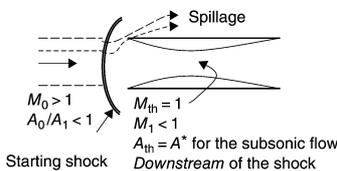
(a) At low speed the throat remains unchoked (note the capture ratio  $A_0/A_1 > 1$ )



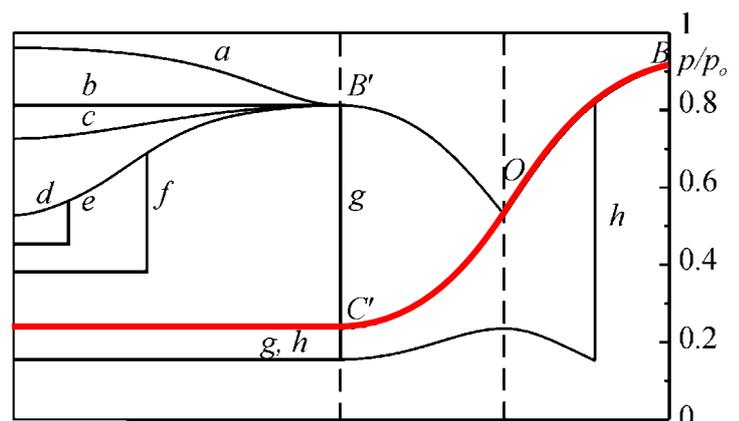
(b) At a unique subsonic Mach number throat first chokes (note the capture ratio  $A_0/A_1 = 1$ )



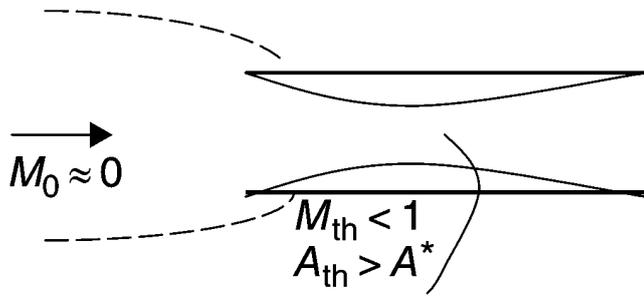
(c) At higher subsonic Mach numbers than (b) the capture ratio falls below 1 and spillage occurs (note the throat remains choked)



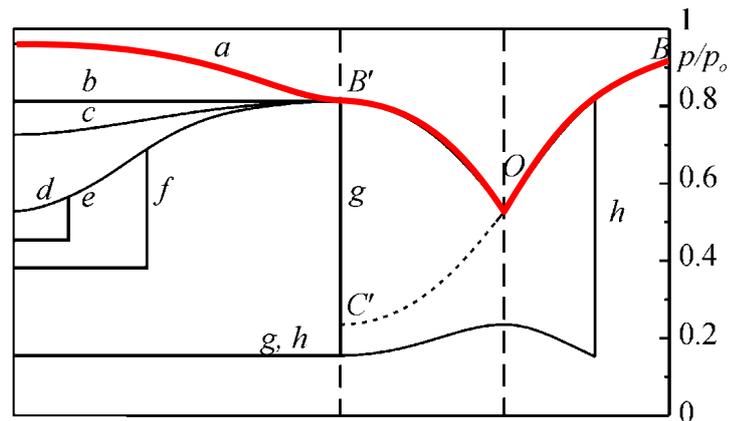
(d) At supersonic Mach numbers a starting (bow) shock is formed in front of the inlet causing spillage drag while the throat remains choked



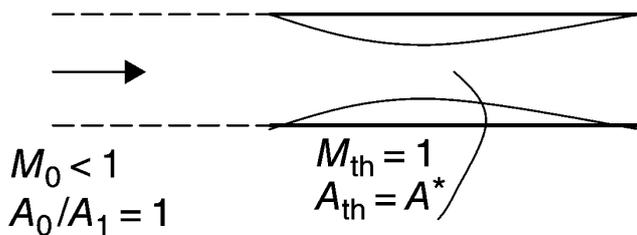
# Prese d'aria supersoniche



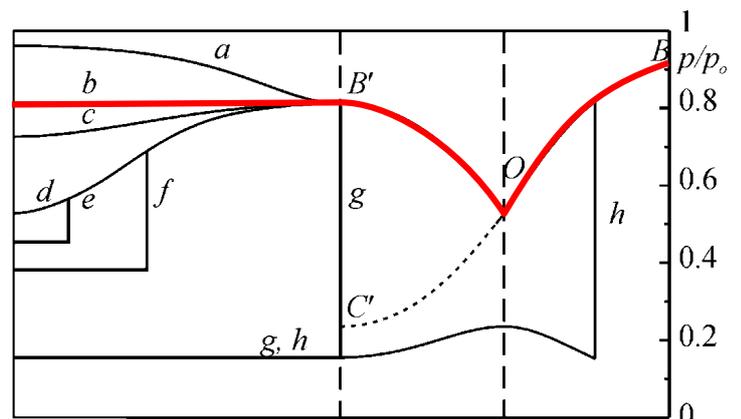
(a) At low speed the throat remains unchoked (note the capture ratio  $A_0/A_1 > 1$ )



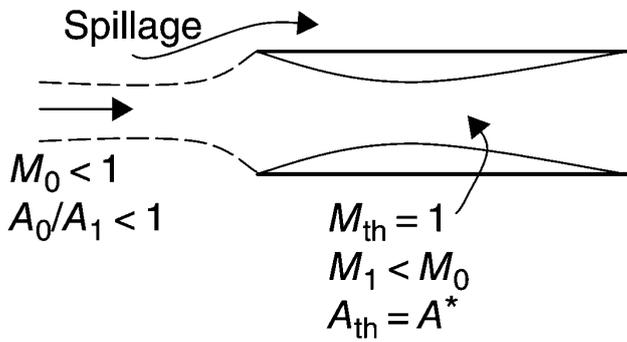
# Prese d'aria supersoniche



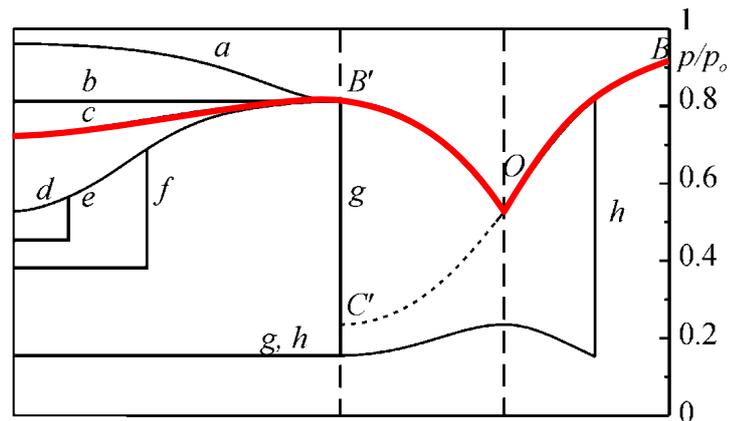
(b) At a unique subsonic Mach number throat first chokes (note the capture ratio  $A_0/A_1 = 1$ )



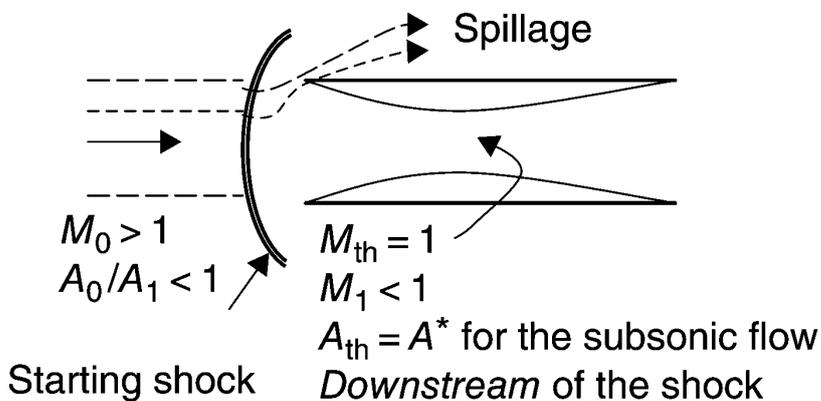
# Prese d'aria supersoniche



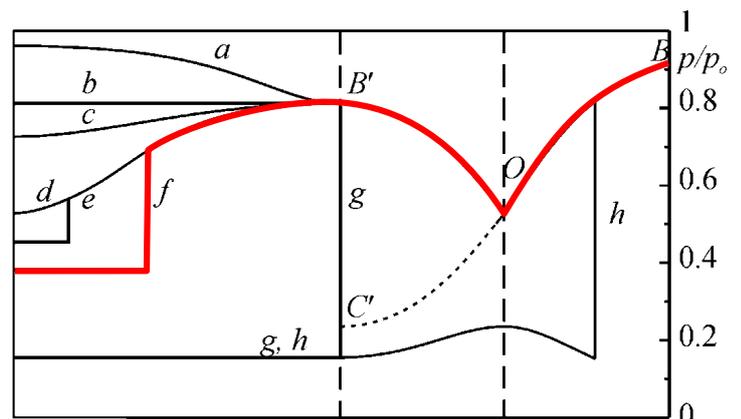
(c) At higher subsonic Mach numbers than (b) the capture ratio falls below 1 and spillage occurs (note the throat remains choked)



# Prese d'aria supersoniche



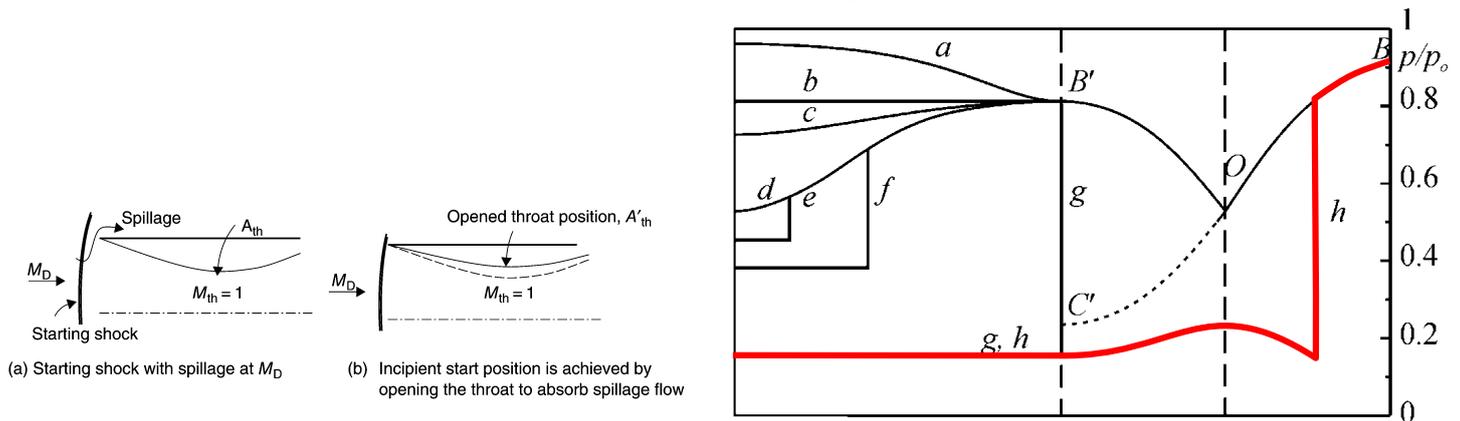
(d) At supersonic Mach numbers a starting (bow) shock is formed in front of the inlet causing spillage drag while the throat remains choked



# Prese d'aria supersoniche

Le prese d'aria supersoniche hanno il problema **dell'avviamento**.

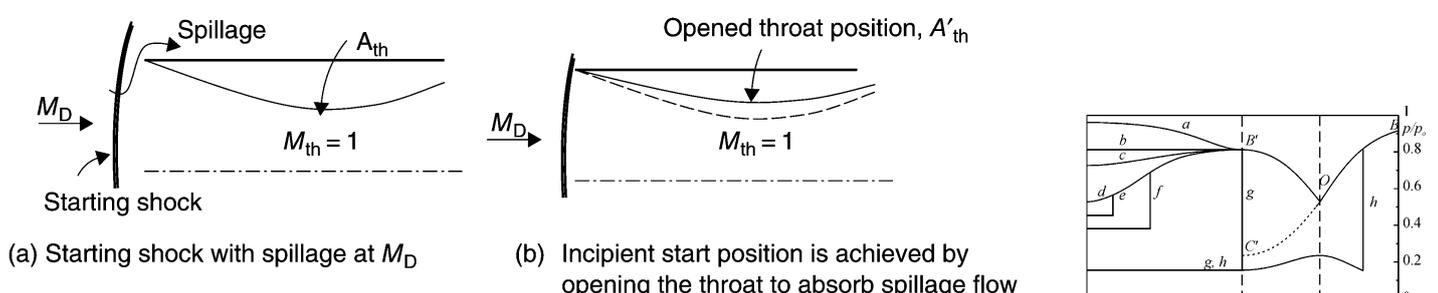
- Come noto una possibile soluzione è **l'overspeeding**. Come noto questa procedura presenta dei limiti fra cui il massimo  $M_0$  a cui è possibile avviare la presa d'aria è circa 1.99.
- Una seconda possibilità è la presa d'aria Kantrowitz–Donaldson che essenzialmente prevede la **riduzione della pressione** a monte del compressore una volta che la presa è stata avviata (funzionamento simile al tunnel supersonico a ciclo continuo).
- Altrimenti è necessario avere una presa a **geometria variabile**.



# Prese d'aria supersoniche

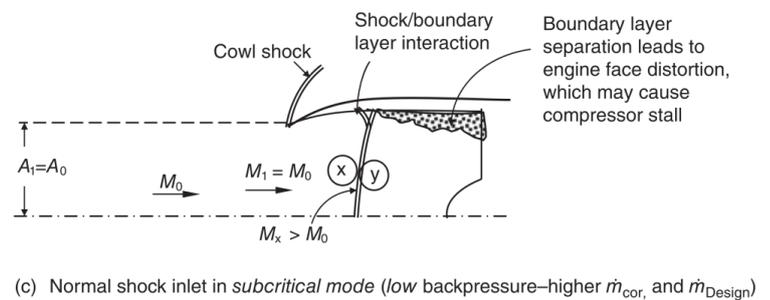
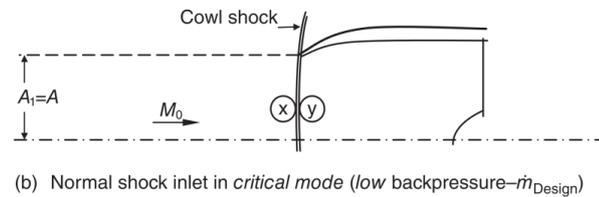
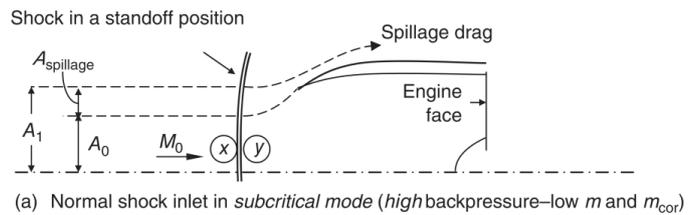
Le prese d'aria supersoniche hanno il problema **dell'avviamento**.

- Come noto una possibile soluzione è **l'overspeeding**. Come noto questa procedura presenta dei limiti fra cui il massimo  $M_0$  a cui è possibile avviare la presa d'aria è circa 1.99.
- Una seconda possibilità è la presa d'aria Kantrowitz–Donaldson che essenzialmente prevede la **riduzione della pressione** a monte del compressore una volta che la presa è stata avviata (funzionamento simile al tunnel supersonico a ciclo continuo).
- Altrimenti è necessario avere una presa a **geometria variabile**.



# Prese d'aria supersoniche

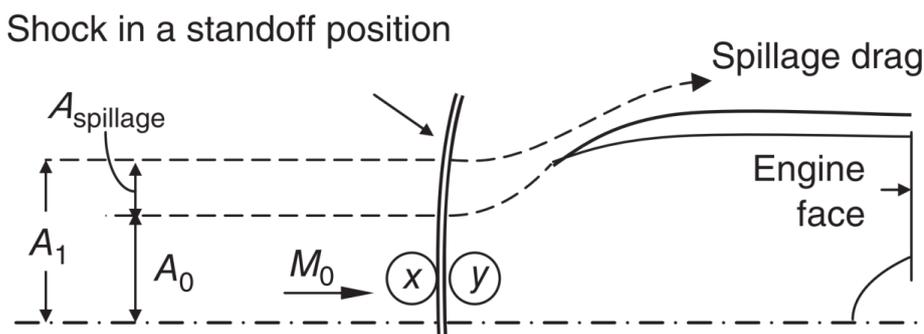
Per numeri di **Mach** relativamente **bassi** (1.60 che comporta  $\pi_d \sim 0.9$ ) si può utilizzare una presa **semplicemente divergente**.



# Prese d'aria supersoniche

Per numeri di **Mach** relativamente **bassi** (1.60 che comporta  $\pi_d \sim 0.9$ ) si può utilizzare una presa **semplicemente divergente**. A seconda di  $M_0$  o del valore di  $p_2$  si hanno differenti funzionamenti:

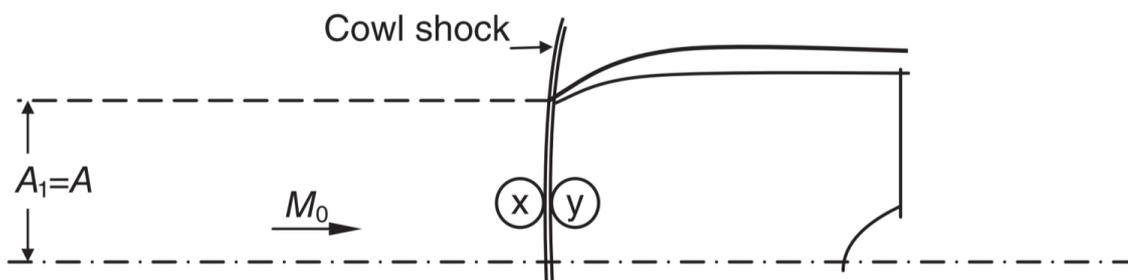
- funzionamento **subcritico** ( $M_0$  basso o  $p_2$  alta);



## Prese d'aria supersoniche

Per numeri di **Mach** relativamente **bassi** (1.60 che comporta  $\pi_d \sim 0.9$ ) si può utilizzare una presa **semplicemente divergente**. A seconda di  $M_0$  o del valore di  $p_2$  si hanno differenti funzionamenti:

- funzionamento **subcritico** ( $M_0$  basso o  $p_2$  alta);
- funzionamento **critico** o **corretto**;



(b) Normal shock inlet in *critical mode* (low backpressure— $\dot{m}_{\text{Design}}$ )

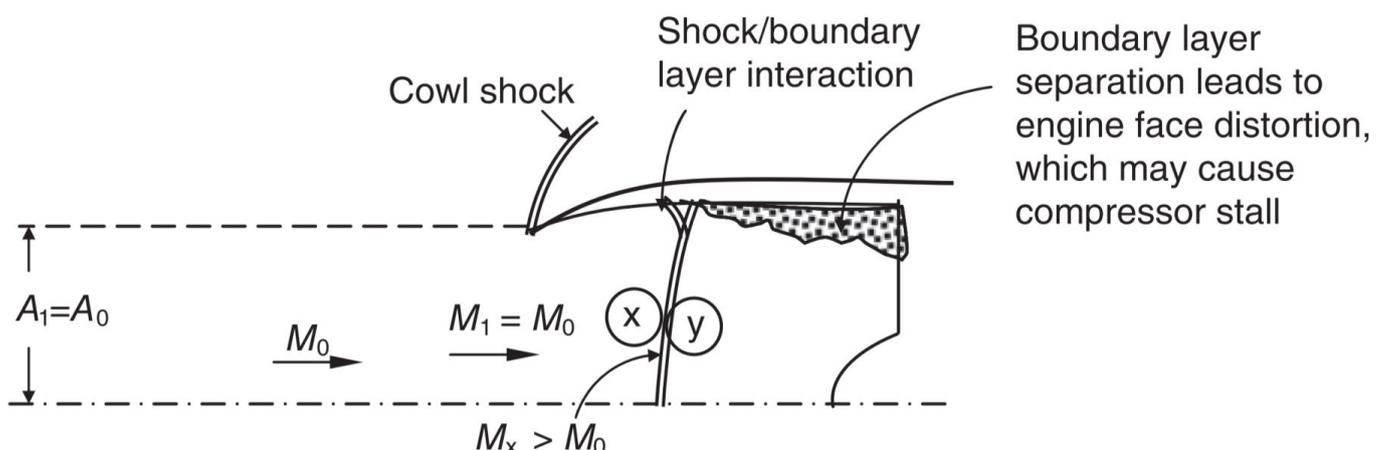


## Prese d'aria supersoniche

Per numeri di **Mach** relativamente **bassi** (1.60 che comporta  $\pi_d \sim 0.9$ ) si può utilizzare una presa **semplicemente divergente**. A seconda di  $M_0$  o del valore di  $p_2$  si hanno differenti funzionamenti:

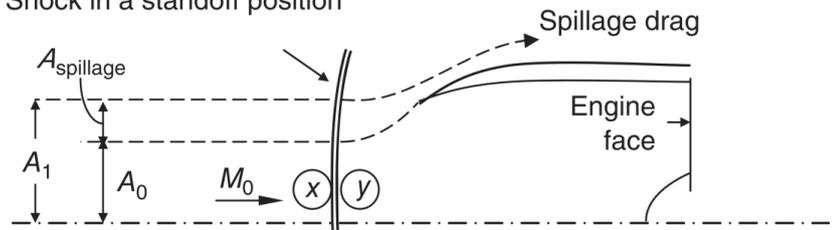
- funzionamento **subcritico** ( $M_0$  basso o  $p_2$  alta);
- funzionamento **critico** o **corretto**;
- funzionamento **supercritico** ( $M_0$  alto o  $p_2$  bassa).

Quest'ultimo funzionamento **non** provoca un **aumento** della **portata** né della pressione.



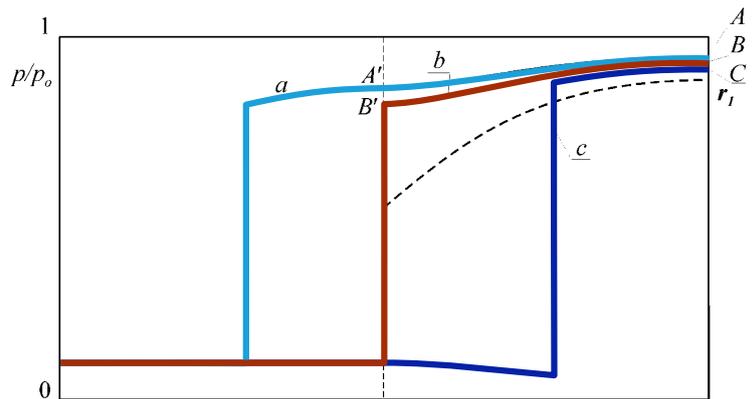
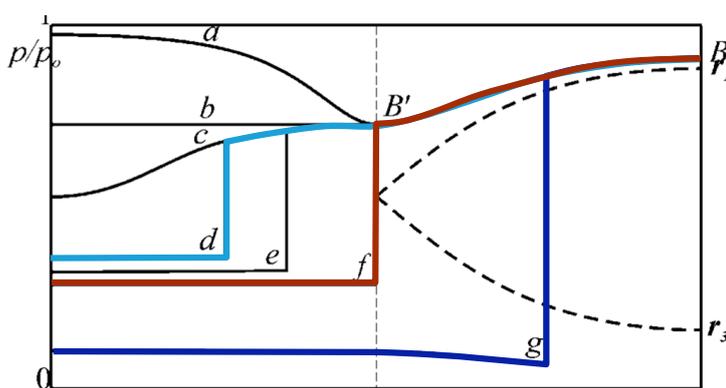
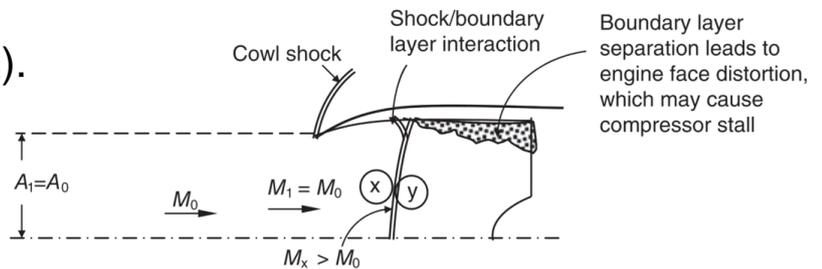
# Prese d'aria supersoniche

Shock in a standoff position



- **subcritico** ( $M_0$  basso o  $p_2$  alta)

- **supercritico** ( $M_0$  alto o  $p_2$  bassa).

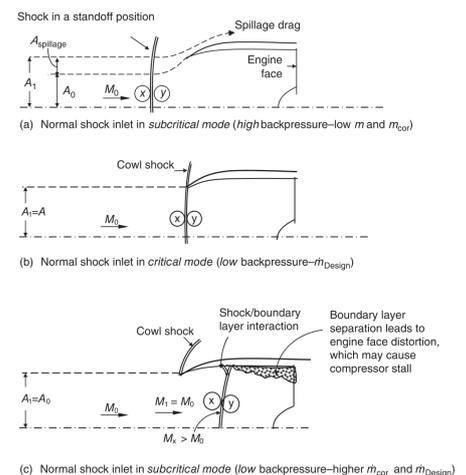
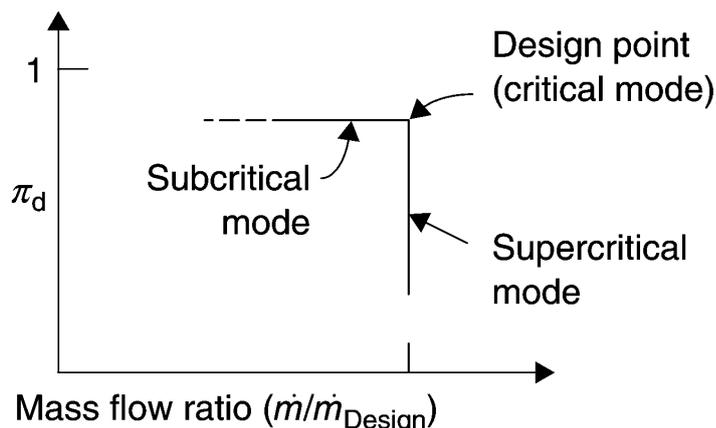


# Prese d'aria supersoniche

Per numeri di **Mach** relativamente **bassi** (1.60 che comporta  $\pi_d \sim 0.9$ ) si può utilizzare una presa **semplicemente divergente**. A seconda di  $M_0$  o del valore di  $p_2$  si hanno differenti funzionamenti:

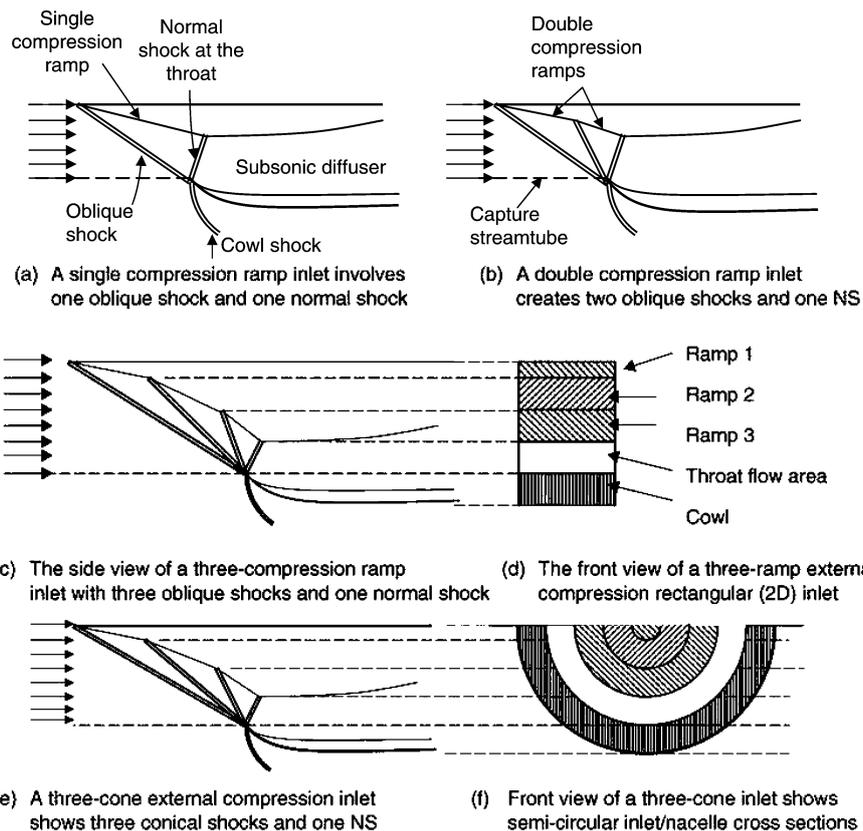
- funzionamento **subcritico** ( $M_0$  basso o  $p_2$  alta);
- funzionamento **critico** o **corretto**;
- funzionamento **supercritico** ( $M_0$  alto o  $p_2$  bassa);

Quest'ultimo funzionamento non provoca un aumento della portata né della pressione.



# Prese d'aria supersoniche

In alternativa si possono utilizzare prese a **compressione esterna**.

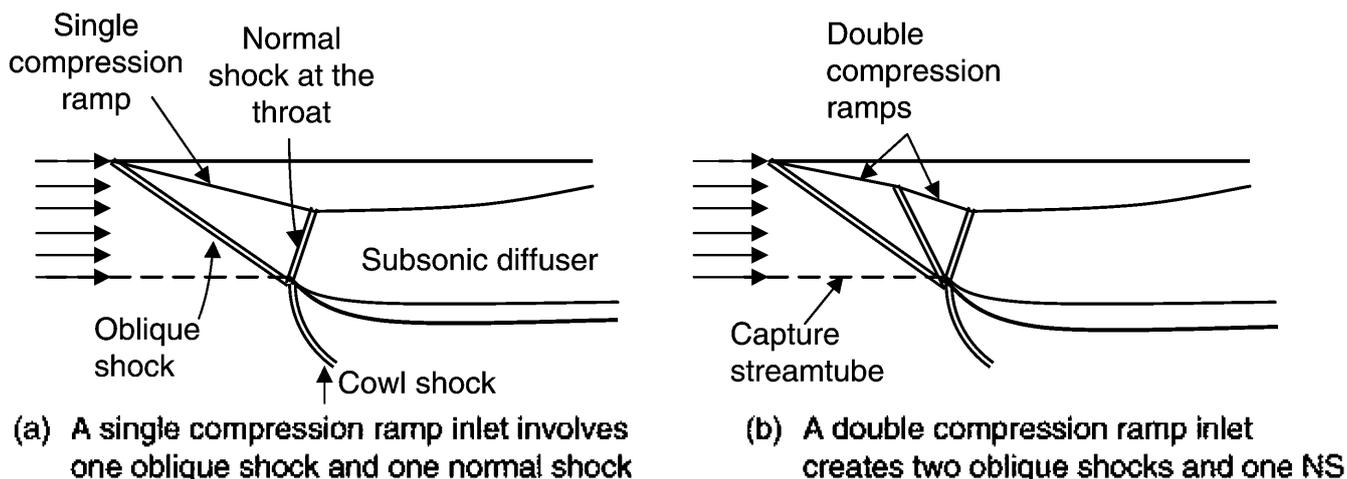


# Prese d'aria supersoniche

In alternativa si possono utilizzare prese a **compressione esterna**.

Si possono utilizzare configurazioni con una o più **onde** d'urto **oblique esterne**. Il funzionamento corretto prevede una onda d'urto normale finale nella sezione di gola.

La successiva compressione subsonica normalmente avviene con un diffusore transizionale ad asse non rettilineo.

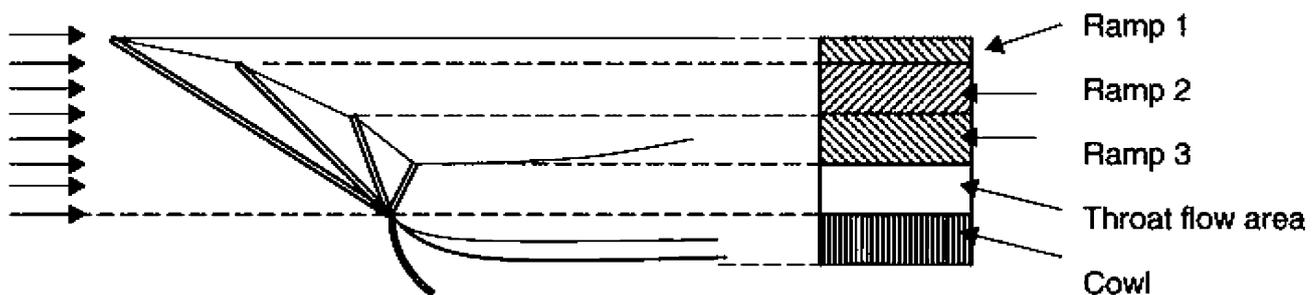


## Prese d'aria supersoniche

In alternativa si possono utilizzare prese a **compressione esterna**.

Si possono utilizzare configurazioni con una o più **onde** d'urto **oblique esterne**. Il funzionamento corretto prevede una onda d'urto normale finale nella sezione di gola.

La successiva compressione subsonica normalmente avviene con un diffusore transizionale ad asse non rettilineo.



(c) The side view of a three-compression ramp inlet with three oblique shocks and one normal shock

(d) The front view of a three-ramp external compression rectangular (2D) inlet



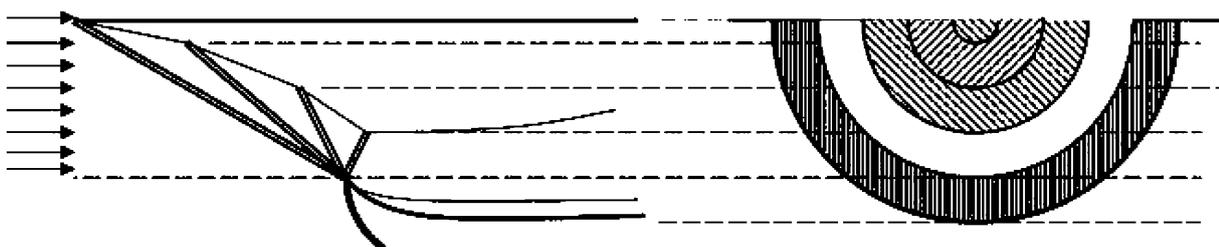
## Prese d'aria supersoniche

In alternativa si possono utilizzare prese a **compressione esterna**.

Si possono utilizzare configurazioni con una o più **onde** d'urto **oblique esterne**. Il funzionamento corretto prevede una onda d'urto normale finale nella sezione di gola.

La successiva compressione subsonica normalmente avviene con un diffusore transizionale ad asse non rettilineo.

La presa può essere anche a **simmetria conica**.



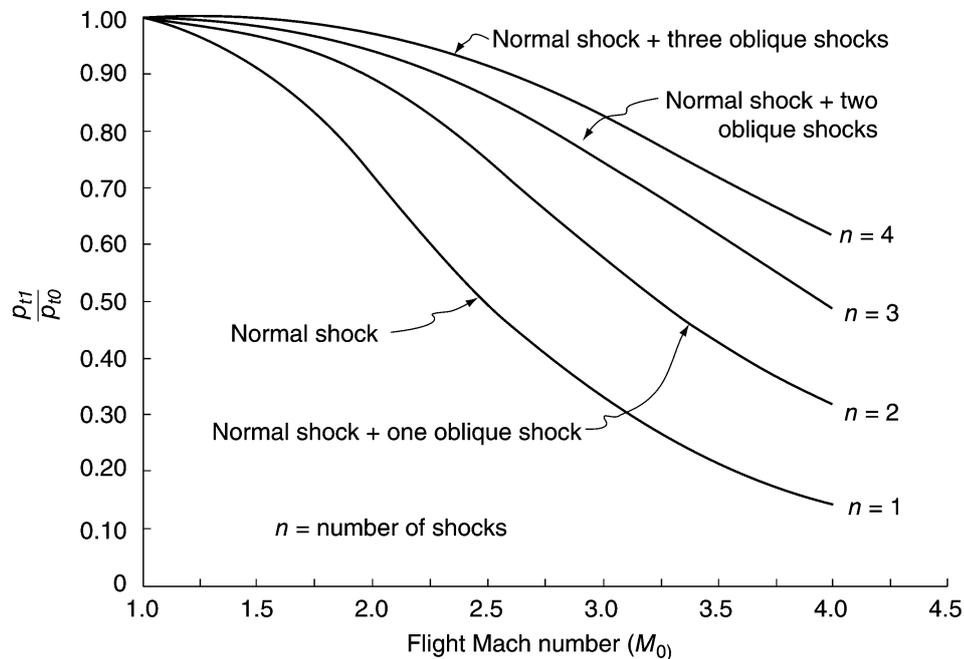
(e) A three-cone external compression inlet shows three conical shocks and one NS

(f) Front view of a three-cone inlet shows semi-circular inlet/nacelle cross sections



# Prese d'aria supersoniche

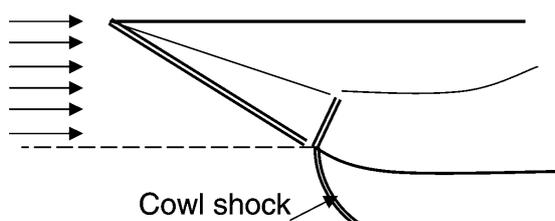
Il problema dell'**ottimizzazione** degli angoli di deviazione è stato risolto da Oswatitsch (1944) nel caso piano ed il risultato è semplicemente che la forza degli urti obliqui deve essere la stessa (stessa caduta di pressione di ristagno). L'urto normale deve essere leggermente meno forte.



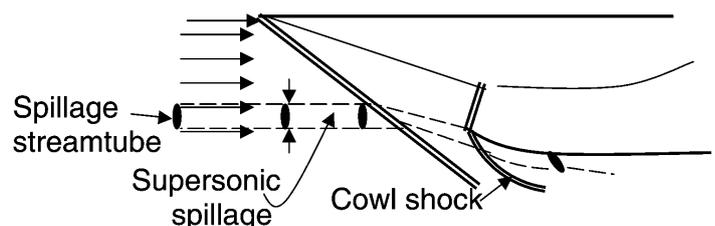
# Prese d'aria supersoniche

In figura sono mostrate due possibili configurazioni delle onde:

- a sinistra **senza spillamento** quindi l'area di cattura è uguale a quella d'ingresso e la resistenza additiva è nulla.
- a destra è ottenuta aumentando l'angolo d'urto. In questo caso lo **spillamento aumenta** la **resistenza additiva** ma diminuisce la forza dell'onda causata dalla gondola, diminuendo la resistenza esterna.



(a) The oblique shock is at the lip and the cowl shock causes external (wave) drag



(b) The oblique shock is projected below the cowl lip creating some supersonic spillage flow but cowl shock is now weaker causing lower external drag

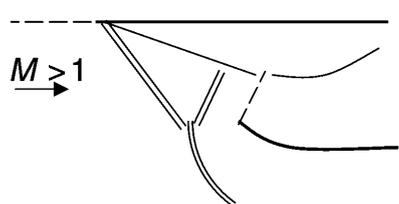


## Prese d'aria supersoniche

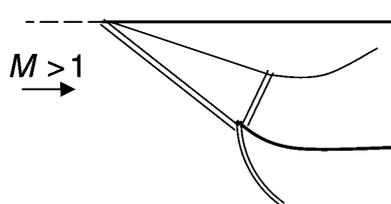
In generale la posizione dell'onda normale dipende dalla pressione imposta dal compressore. Il funzionamento **corretto** o critico si ha quando l'onda normale è **posizionata nella** gola. Gli altri due funzionamenti in analogia con le prese semplicemente divergenti sono:

- funzionamento **subcritico** ( $p_2$  alta);
- funzionamento **supercritico** ( $p_2$  bassa);

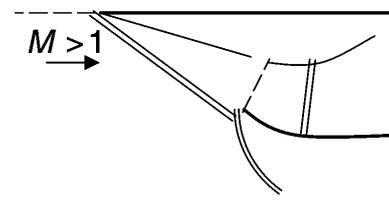
Nel funzionamento **supercritico** la maggiore forza dell'urto provoca un minor recupero di pressione. Inoltre **l'onda**, all'interno dell'ugello **interagisce** con lo **strato limite** provocando separazioni. Tecniche di controllo del flusso possono ridurre le perdite.



(a) Subcritical mode with normal shock on the ramp



(b) Critical mode with NS at the throat



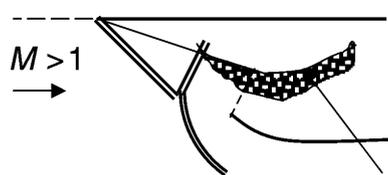
(c) Supercritical mode NS inside the duct



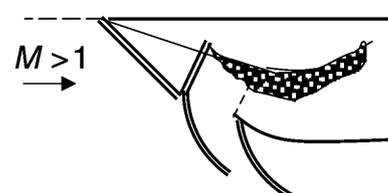
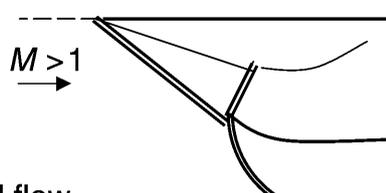
## Prese d'aria supersoniche

Nel funzionamento **subcritico** gli effetti principali sono:

- **aumento** della **resistenza additiva** associato allo spillamento;
- l'intersezione delle onde all'esterno della presa provoca la formazione di una superficie vorticoso che interagisce negativamente con il flusso nel diffusore.
- **l'onda** d'urto **normale** può provocare **separazioni** ed inspessimento dello strato limite che si propaga nella gola riducendo la sezione di passaggio ed aumentando la velocità e diminuendo la pressione. Quest'ultima provoca uno spostamento dell'onda nella gola. Ma questo provoca un aumento fittizio della portata all'interno del motore e l'onda si riposiziona all'esterno ed il **ciclo riparte (Buzz instability)**.

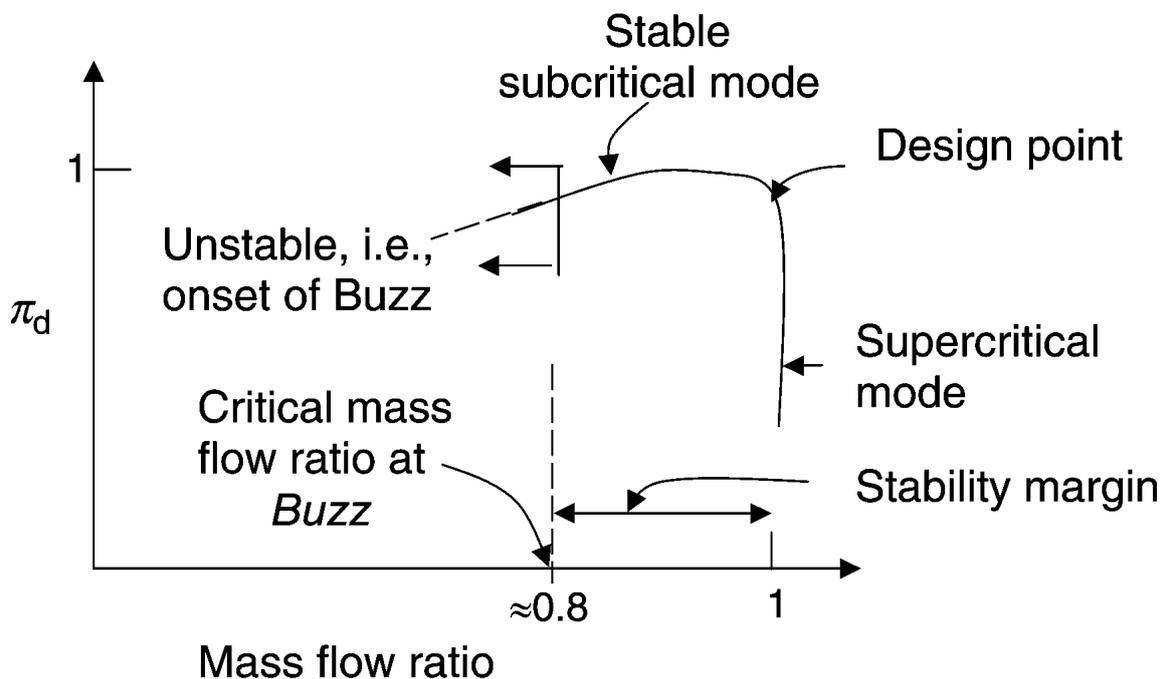


Separated flow



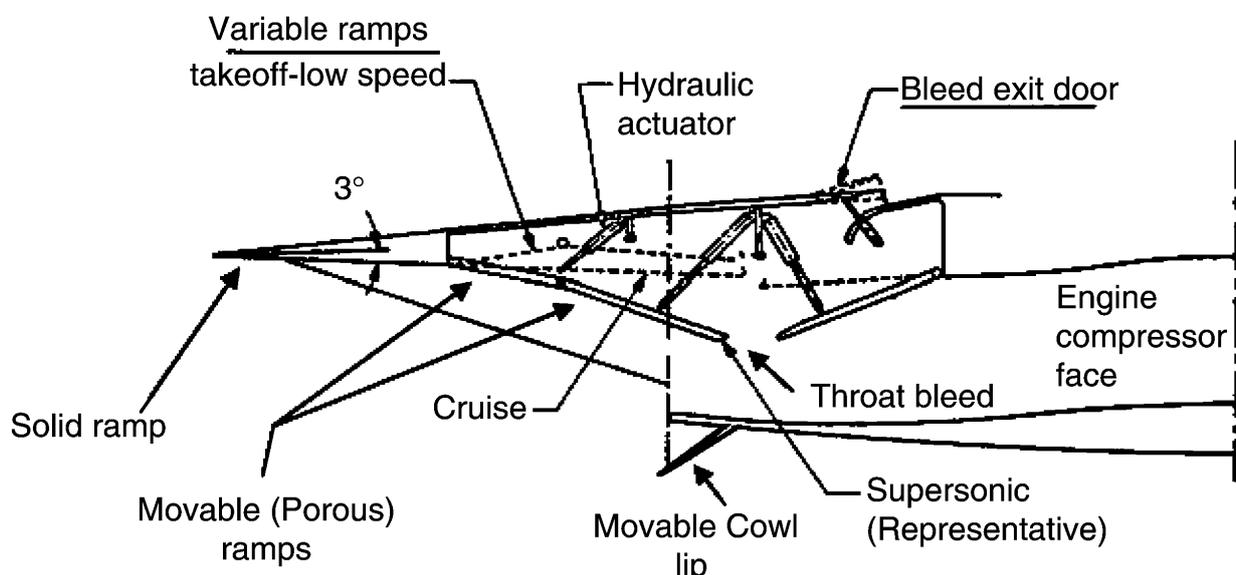
## Prese d'aria supersoniche

In figura è mostrato il funzionamento delle prese d'aria con **compressione esterna** al variare della portata richiesta.



## Prese d'aria supersoniche

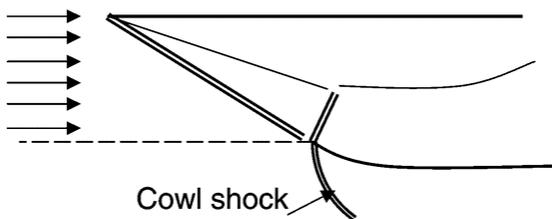
Per ottimizzare le prestazioni della presa a diverse condizioni di volo è necessario utilizzare **prese a geometria variabile**. In figura è mostrato uno schema di presa compressione esterna con rampa variabile.



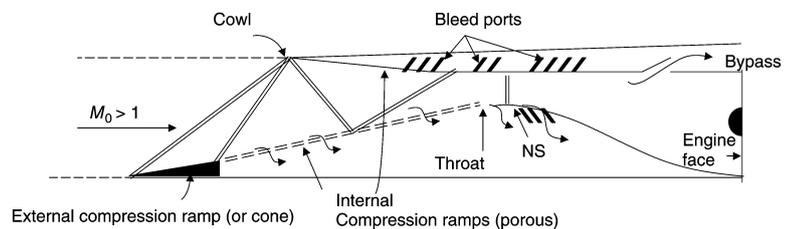
## Prese d'aria supersoniche

Per numeri di Mach elevati ( $>2.5$ ) la rotazione necessaria per rallentare esternamente il flusso diventa grande. Poiché la gondola deve essere parallela alla corrente la deviazione esterna diventa grande e con essa le perdite associate all'onda d'urto esterna (cowl shock).

Si rende necessario l'utilizzo di **prese** con **compressione mista**. Le onde prodotte dalla rampa, in questo caso vengono riflesse all'interno della presa. Questo tipo di prese può essere utilizzato sino a numeri di Mach dell'ordine di 5.



(a) The oblique shock is at the lip and the cowl shock causes external (wave) drag

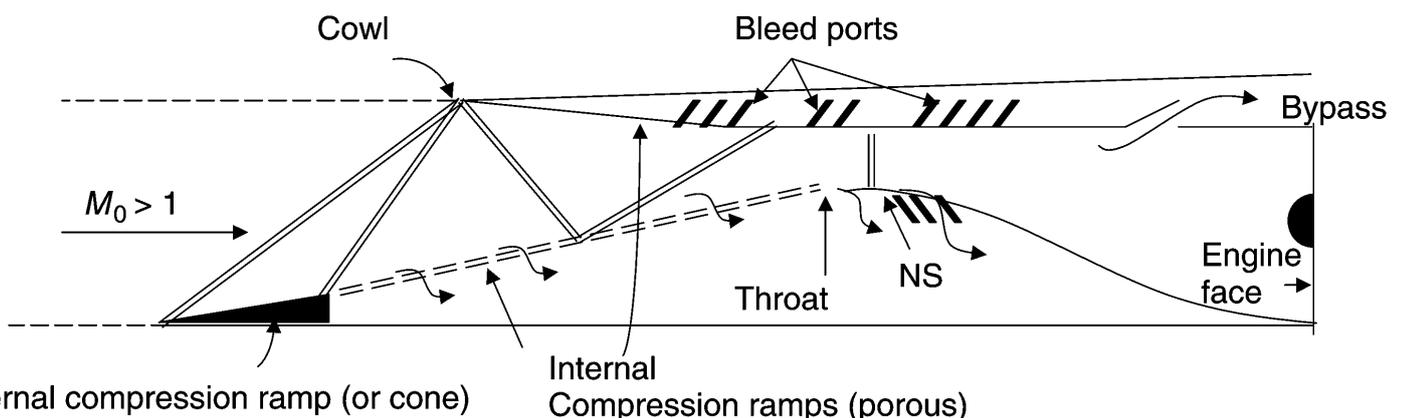


## Prese d'aria supersoniche

I possibili problemi di questo tipo di presa sono:

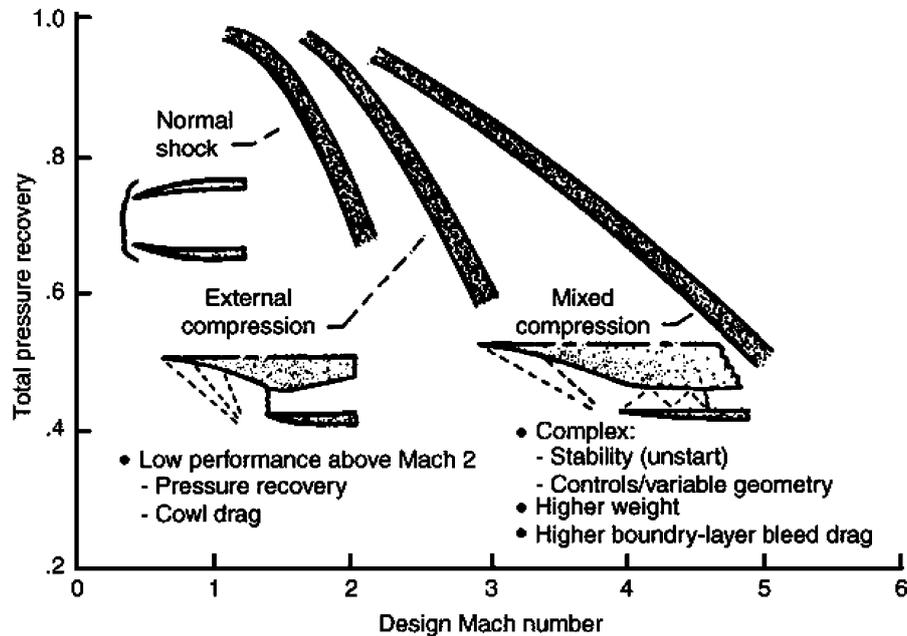
- la **gola interna** comporta un possibile problema di **avviamento**;
- la compressione esterna può generare **instabilità di Buzz**;
- le onde, anche quelle interne, possono provocare **separazioni**;
- potrebbe essere necessario riavviare la presa;
- il funzionamento con **angolo d'attacco** può essere critico.

Per ovviare a questi problemi è necessario avere una **geometria variabile**, il **controllo dello strato limite** con delle pareti porose.



## Prese d'aria supersoniche

Per evitare la fuoriuscita dell'onda è necessario utilizzare una **shock trap** (essenzialmente due Pitot) per determinare se l'onda si sposta dalla sua posizione ottimale ed una **valvola ad azionamento rapido** per riportare l'onda in posizione variando la pressione.



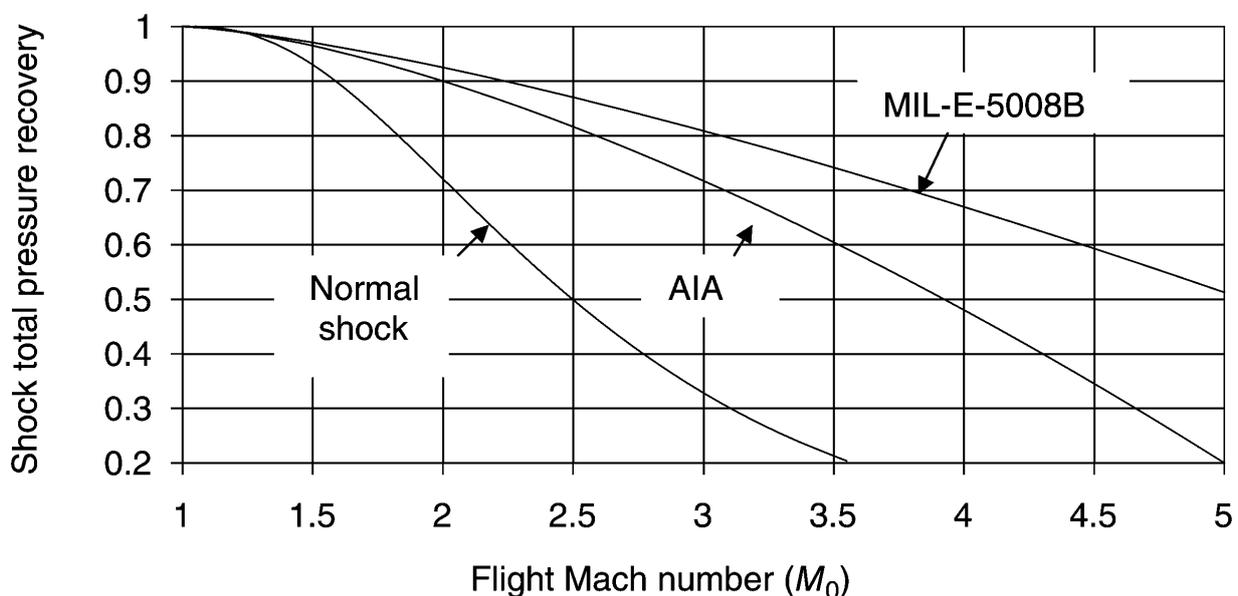
## Prese d'aria supersoniche

Esistono degli standard per definiti dall'Aircraft Industries Association (AIA) e dal dipartimento della difesa americano MIL-E-5008B.

$$\pi_d = 1 - 0.1(M_0 - 1)^{1.5} \quad 1 < M_0 \quad \text{AIA-Standard} \quad (6.34)$$

$$\pi_d = 1 - 0.075(M_0 - 1)^{1.35} \quad 1 < M_0 < 5 \quad \text{MIL-E-5008B} \quad (6.35)$$

$$\pi_d = 800 / (M_0^4 + 935) \quad 5 < M_0 \quad \text{MIL-E-5008B} \quad (6.36)$$



# Ugelli

I **requisiti** primari degli ugelli sono:

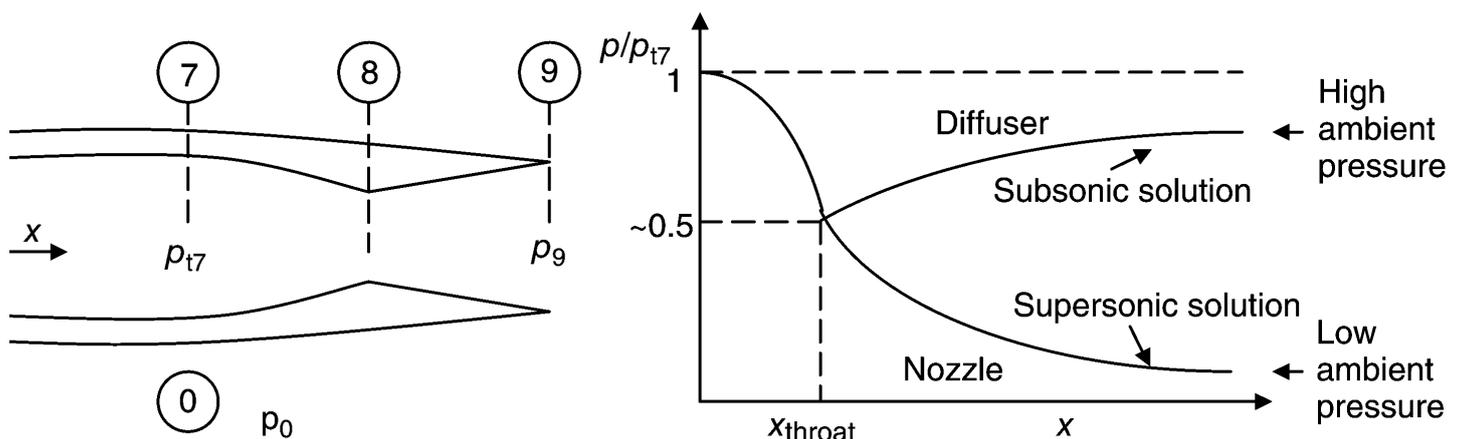
- **espandere** i gas minimizzando le perdite;
- basso costo e peso;
- buona integrazione aerodinamica per ridurre la **resistenza** di installazione;
- riduzione del **rumore** (Fig. B787);
- Efficiente Inversione della spinta (Fokker 100).



# Ugelli

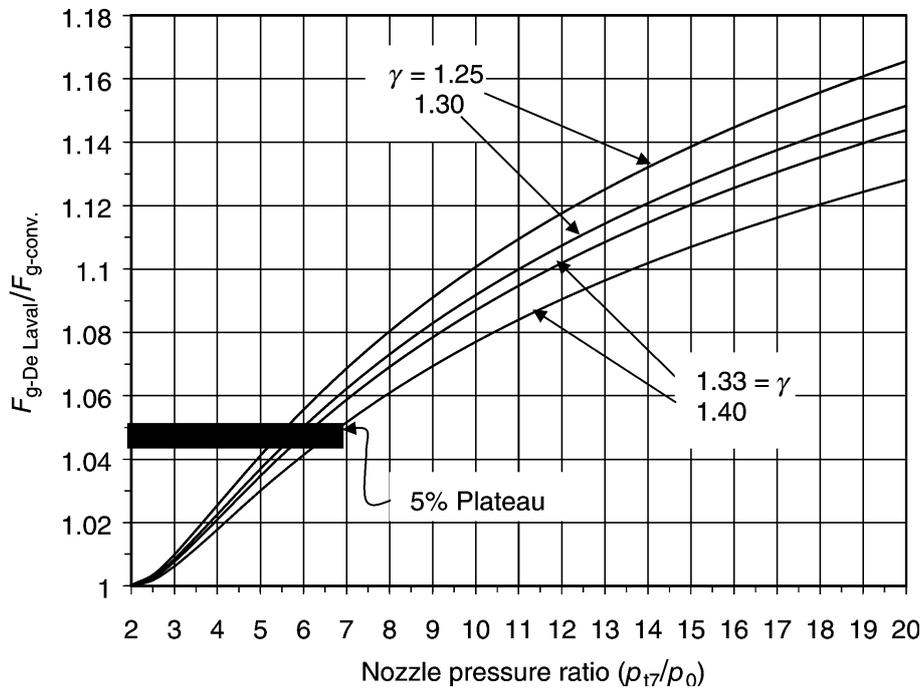
Sono stati già definiti i seguenti **parametri**:

- Rapporto fra le pressioni totali:  $\pi_n = \frac{p_{t9}}{p_{t7}}$ ;

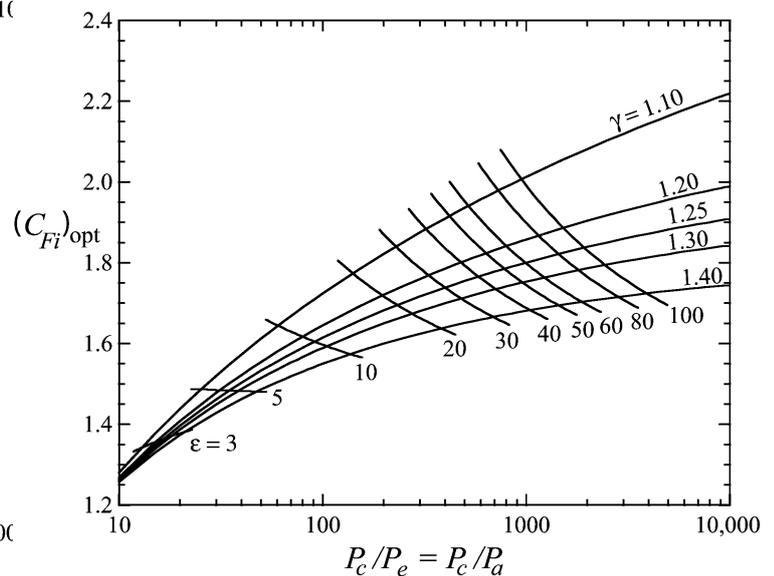
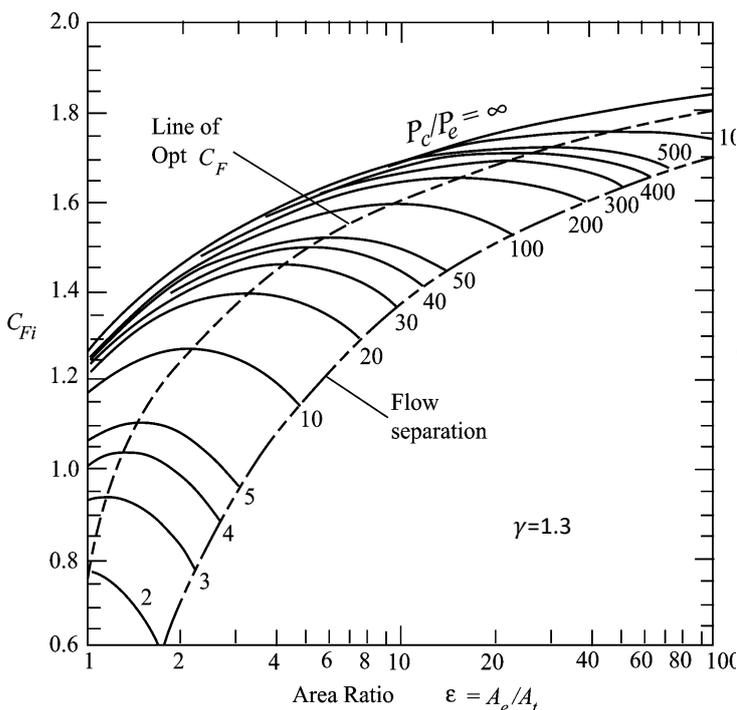


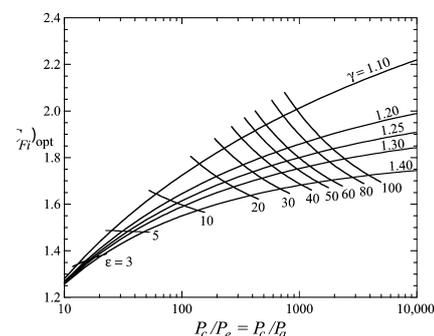
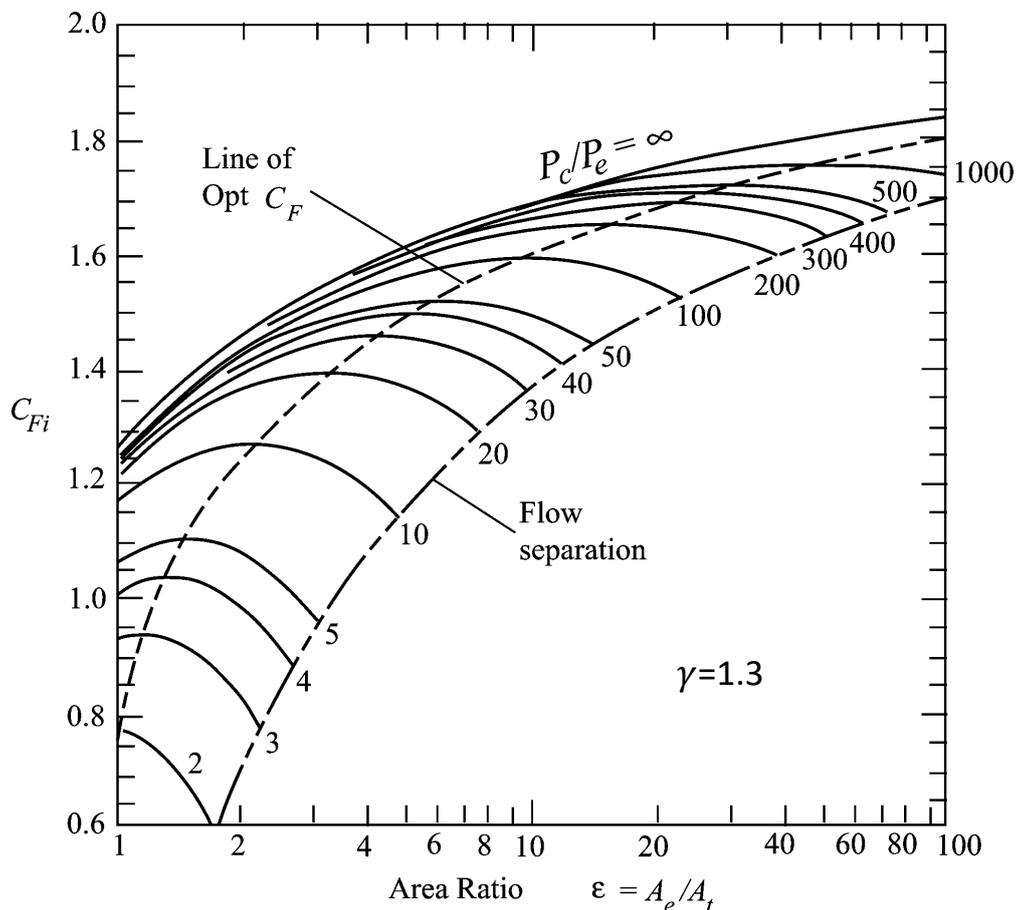


Per **alti rapporti di pressione** l'utilizzo di un ugello convergente divergente risulta conveniente quando l'aumento di spinta compensa le complicazioni costruttive introdotte e l'aumento di peso. In figura è mostrato il rapporto fra le forze prodotte al variare del *NPR*.



Il **coefficiente di spinta** è: 
$$C_F = \frac{F}{p_c A_{th}} = \frac{\dot{m}_p V_2 + (p_2 - p_0) A_2}{p_c A_{th}}$$



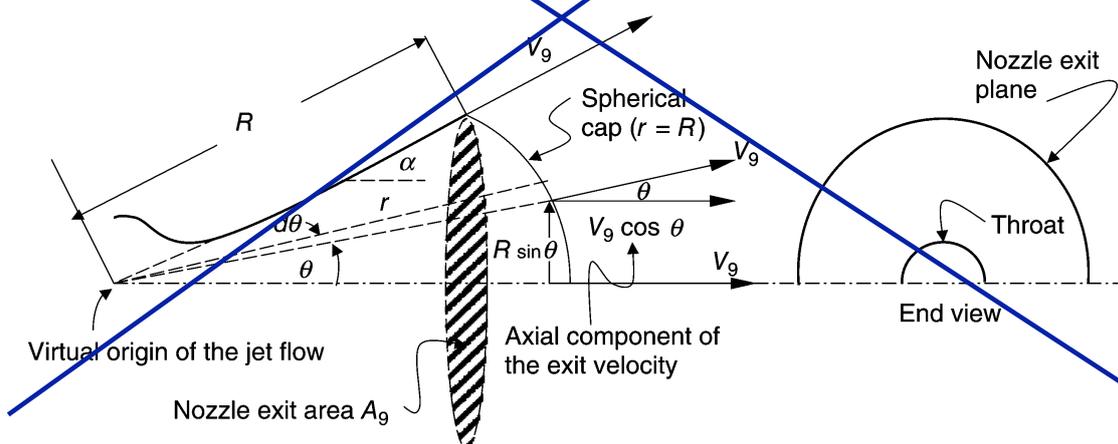


## Ugelli

Se la velocità all'uscita dell'ugello non è diretta in **direzione assiale** il contributo alla spinta diminuisce. Nell'ipotesi di un **ugello conico** con semiangolo  $\alpha$  la velocità è diretta radialmente ed è costante su sfere concentriche. La componente efficace è  $V_9 \cos \theta$  quindi:

$$F = C_A \dot{m}_9 V_9 + (p_9 - p_0) A_9 \quad \rightarrow \quad C_A = \frac{\int V_9 \cos \theta d\dot{m}}{\dot{m}_9 V_9}$$

dove  $d\dot{m} = \rho_9 V_9 dA = \rho_9 V_9 2\pi R \sin \theta \cdot R d\theta$



# Ugelli

$$F = C_A \dot{m}_9 V_9 + (p_9 - p_0) A_9 \quad \rightarrow \quad C_A = \frac{\int V_9 \cos \theta d\dot{m}}{\dot{m}_9 V_9}$$

dove  $d\dot{m} = \rho_9 V_9 dA = \rho_9 V_9 2\pi R \sin \theta \cdot R d\theta$  quindi:

$$\dot{m} = \int_0^\alpha \rho_9 V_9 2\pi R^2 \sin \theta d\theta = 2\pi R^2 \rho_9 V_9 (1 - \cos \alpha)$$

$$C_A = \frac{\int_0^\alpha \rho_9 V_9^2 2\pi R^2 \sin \theta \cos \theta d\theta}{\dot{m}_9 V_9} = \frac{\pi R^2 \rho_9 V_9^2 \sin^2 \alpha}{2\pi R^2 \rho_9 V_9^2 (1 - \cos \alpha)} = \frac{\sin^2 \alpha}{2(1 - \cos \alpha)}$$

$$C_A = \frac{1 - \cos^2 \alpha}{2(1 - \cos \alpha)} = \frac{(1 + \cos \alpha)(1 - \cos \alpha)}{2(1 - \cos \alpha)} = \frac{1 + \cos \alpha}{2}$$

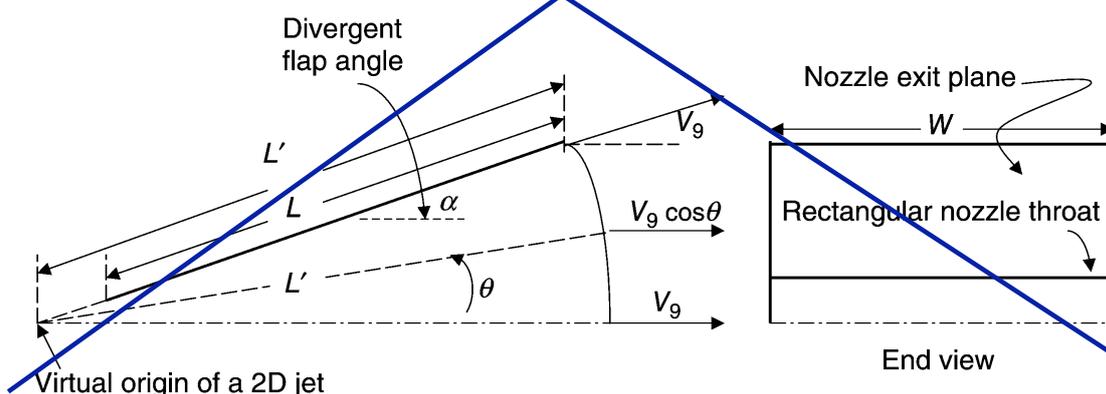


# Ugelli

In modo analogo per ugello bidimensionale si ha  $d\dot{m} = \rho_9 V_9 dA = \rho_9 V_9 W \cdot L' d\theta$  quindi:

$$\dot{m} = 2 \int_{-\alpha}^{\alpha} \rho_9 V_9 W \cdot L' d\theta = 2\rho_9 V_9 W L' \alpha$$

$$C_A = \frac{2 \int_{-\alpha}^{\alpha} \rho_9 V_9^2 W \cdot L' \cos \theta d\theta}{\dot{m}_9 V_9} = \frac{2\rho_9 V_9^2 W \cdot L' \sin \alpha}{2\rho_9 V_9^2 W L' \alpha} = \frac{\sin \alpha}{\alpha}$$



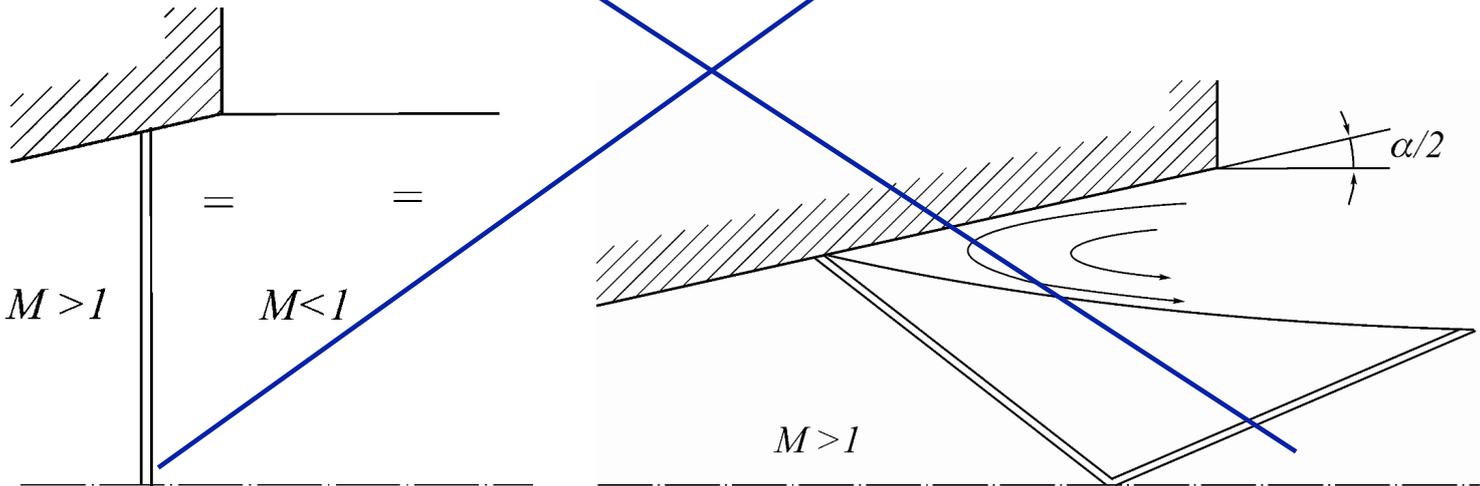
# Ugelli

Nel caso di ugelli **sovra-espansi** l'eventuale presenza di onde d'urto nel divergente può provocare la separazione dello strato limite

Esistono varie correlazioni per trovare il punto di separazione una di queste predice la separazione per:

$$\frac{p_s}{p_0} \leq 0.4$$

dove  $p_s$  è la pressione nel punto di separazione e  $p_0$  è quella ambiente.

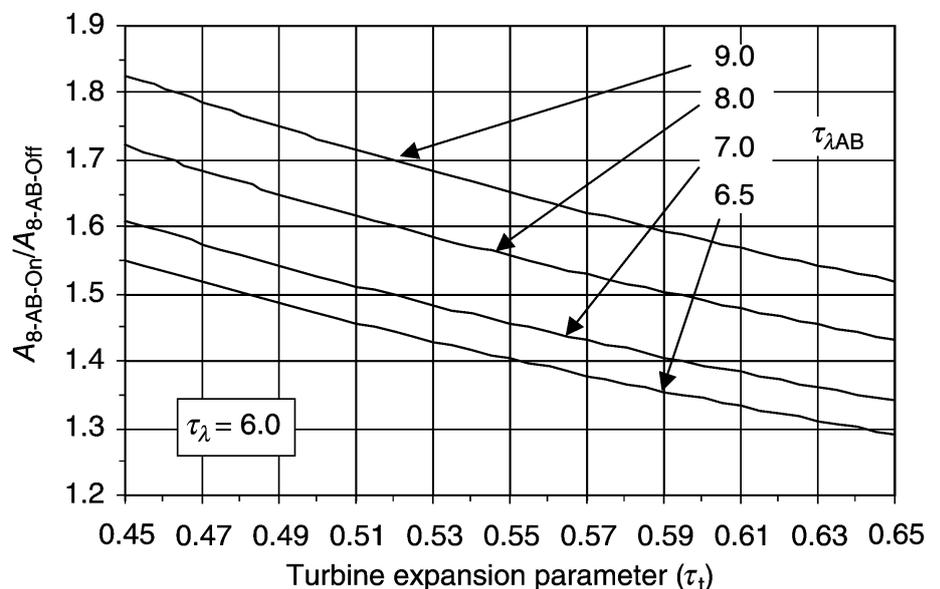


# Ugelli

In un motore con **post bruciatore** è necessario variare l'area di gola dell'ugello per consentire l'aumento di portata.

Ricordando che  $\dot{m} \propto \frac{p_t A^*}{a_t}$  in prima approssimazione si deve prevedere un aumento della sezione critica proporzionale alla radice quadrata del rapporto fra le temperature di ristagno:

$$\frac{A_{8PB}}{A_8} = \sqrt{\frac{T_{t8AB}}{T_{t8}}} = \sqrt{\frac{\tau_{\lambda AB}}{\tau_t \tau_{\lambda}}}$$

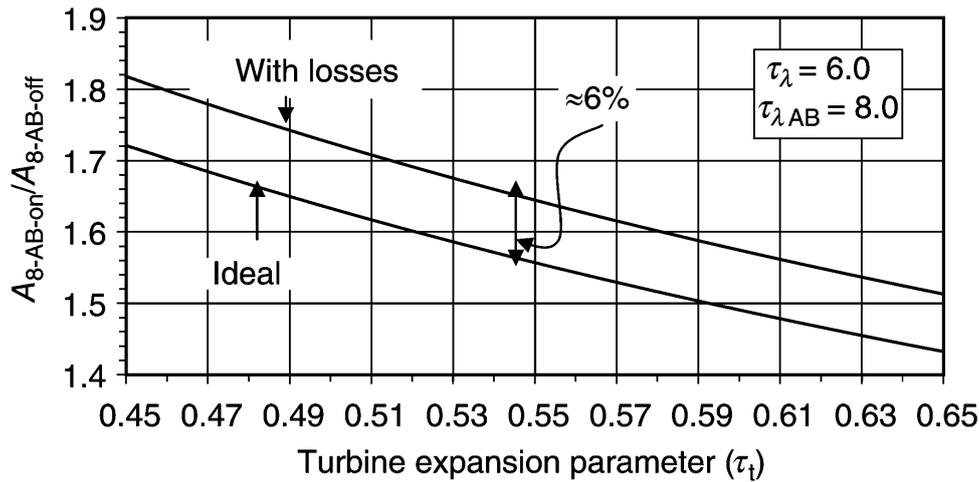


In realtà si dovrebbe tenere in conto dell'aumento di portata e della modifica del gas:

$$\frac{A_{8AB}}{A_8} = \frac{1 + f + f_{AB}}{1 + f} \sqrt{\frac{\gamma_9}{\gamma_5} \frac{p_{t8}}{p_{t8AB}}} \sqrt{\frac{\tau_{\lambda AB}}{\tau_t \tau_\lambda}} \left[ \frac{\left(\frac{\gamma_9 + 1}{2}\right)^{K_9}}{\left(\frac{\gamma_5 + 1}{2}\right)^{K_5}} \right]$$

$$\dot{m} = \frac{p_t A \Psi}{a_t}$$

$$\Psi = \gamma M \psi^{-K}$$

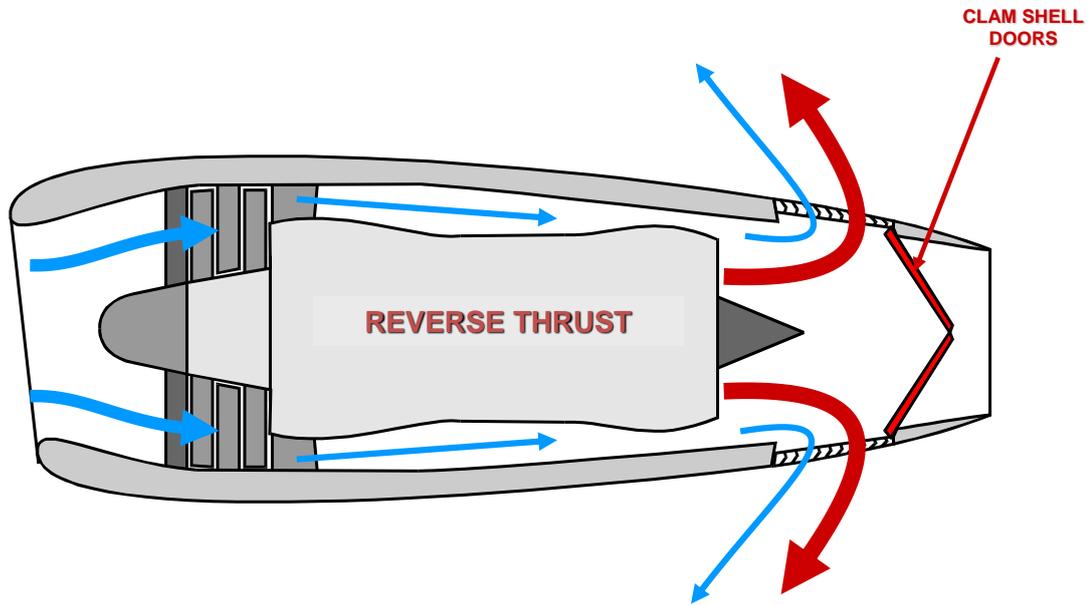


## Thrust reverser

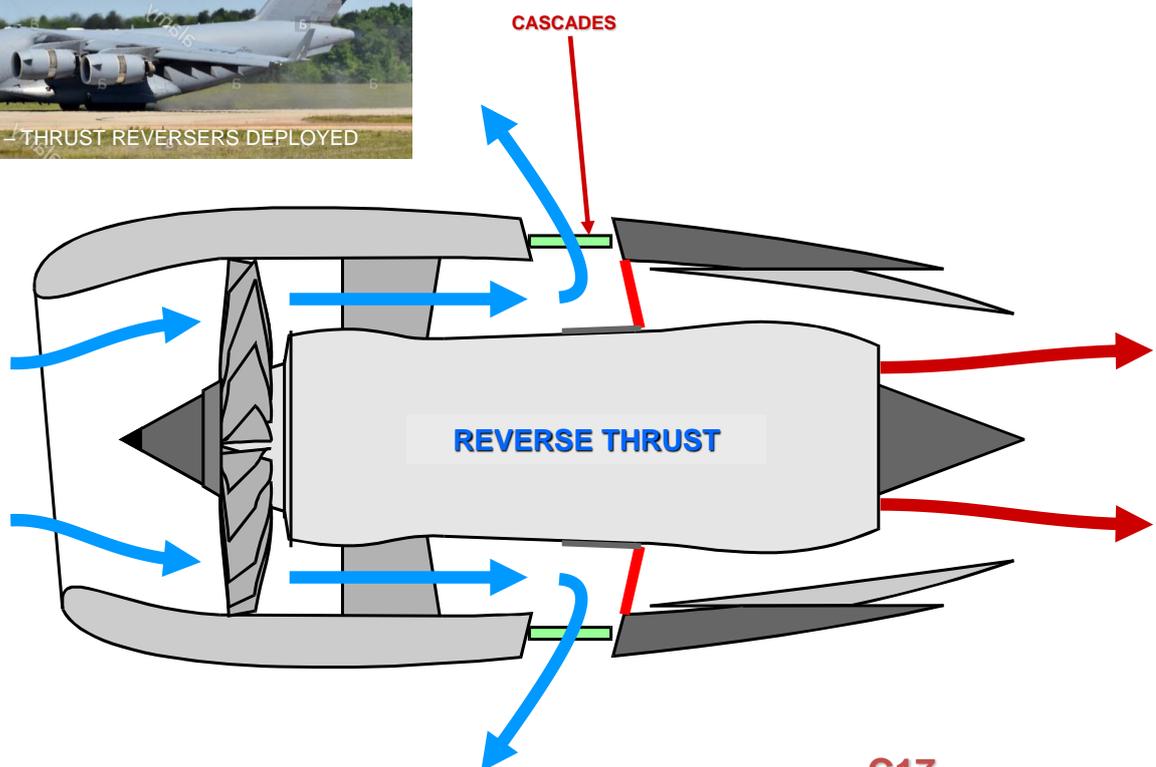
Gli **inversori di spinta** sono utilizzati in atterraggio come ausilio a freni.



# Thrust reverser (clam shell)



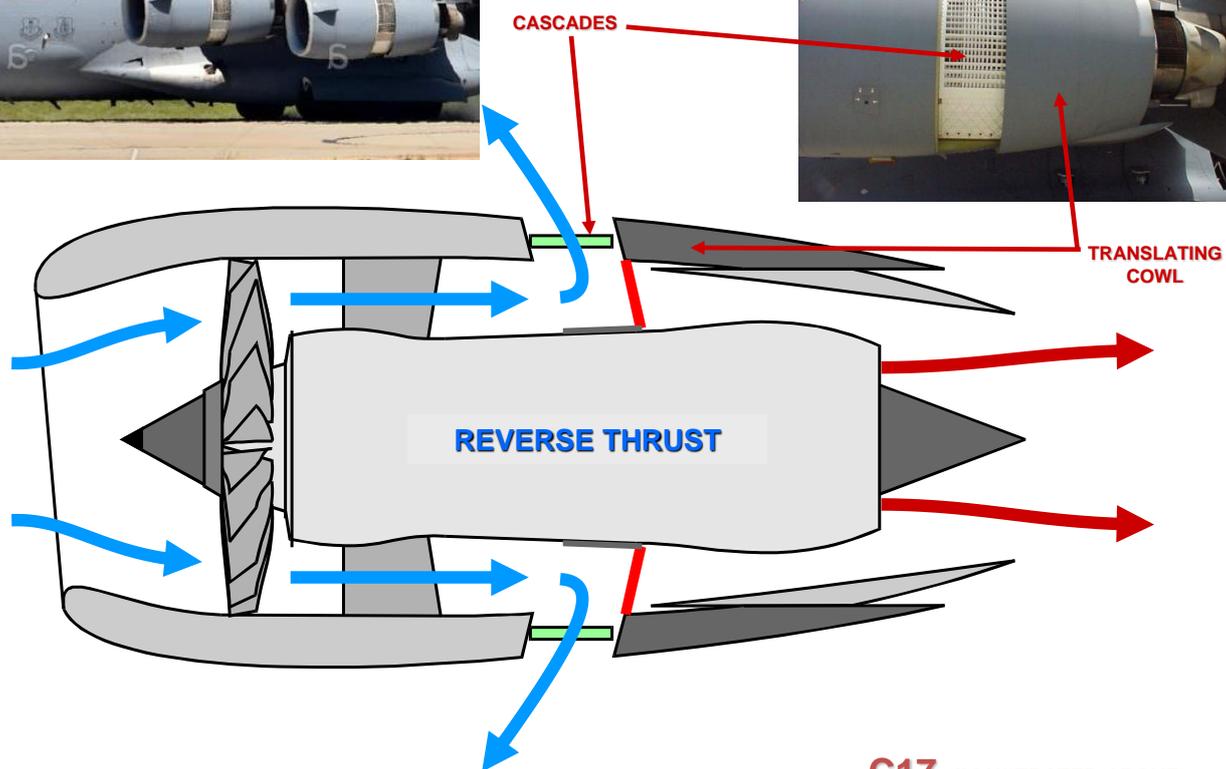
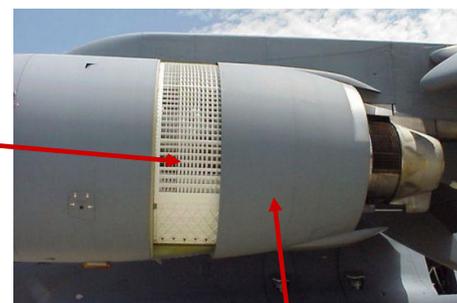
# Thrust reverser (cascades)



**C17** (ILLUSTRATED ABOVE)



# Thrust reverser (cascades)



C17 (ILLUSTRATED ABOVE)

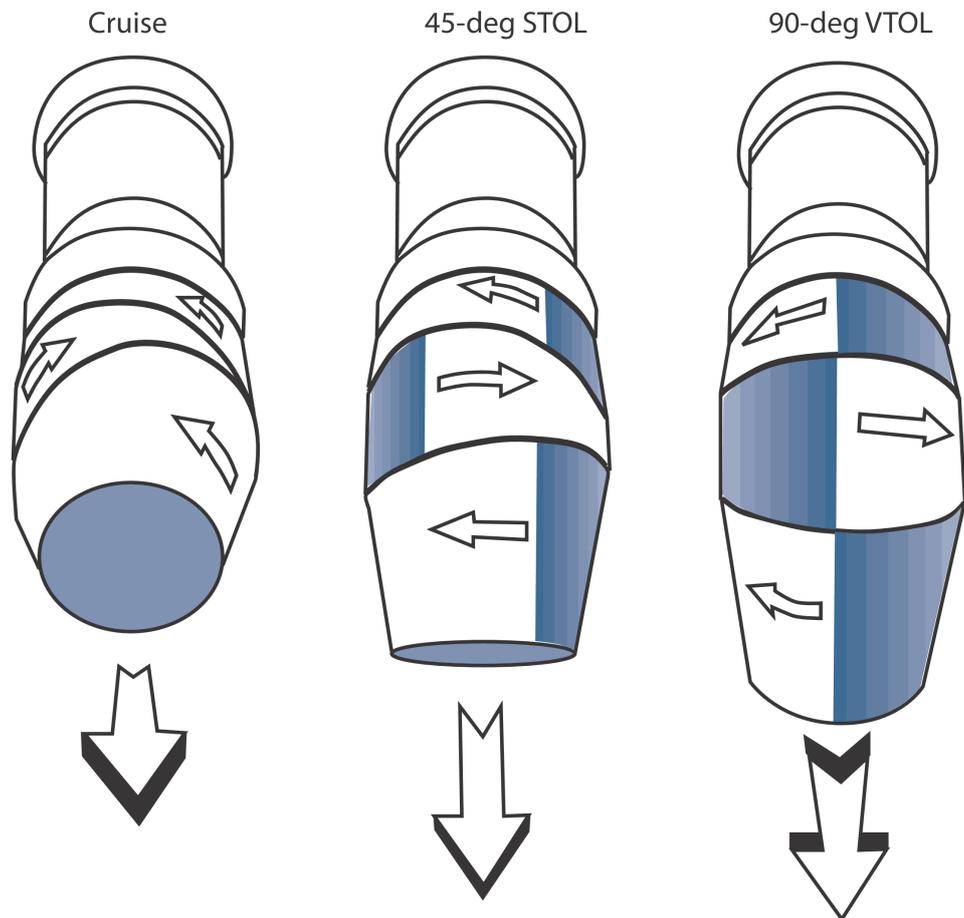


## Thrust vectoring

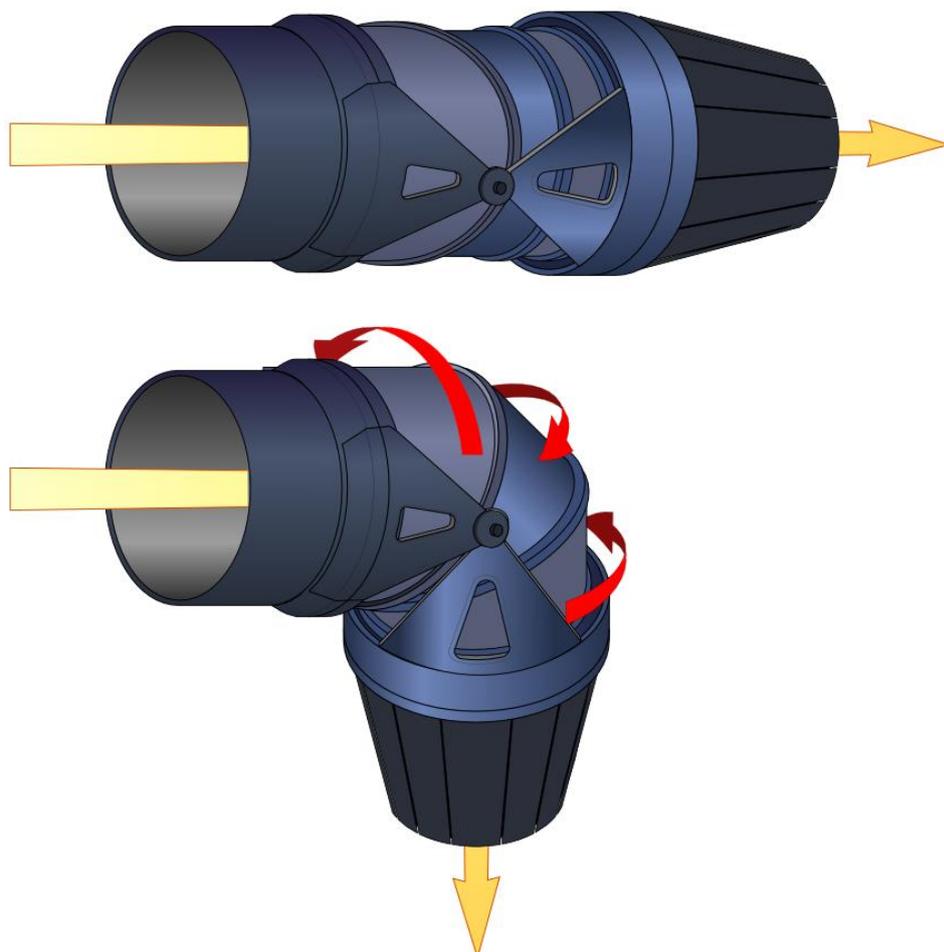
La spinta vettoriale (o direzionale) è utilizzata tipicamente nei velivoli a decollo verticale o corto (V/STOL).



# Thrust vectoring



# Thrust vectoring



## Riduzione del rumore

La **potenza sonora** è **legata** in modo più che lineare alla **velocità** del getto. L'utilizzo di turbofan riducendo la velocità media riduce significativamente il rumore prodotto dall'ugello.

Un'ulteriore diminuzione del rumore si ha utilizzando **ugelli chevron**.

