



Gasdinamica

T. Astarita

astarita@unina.it

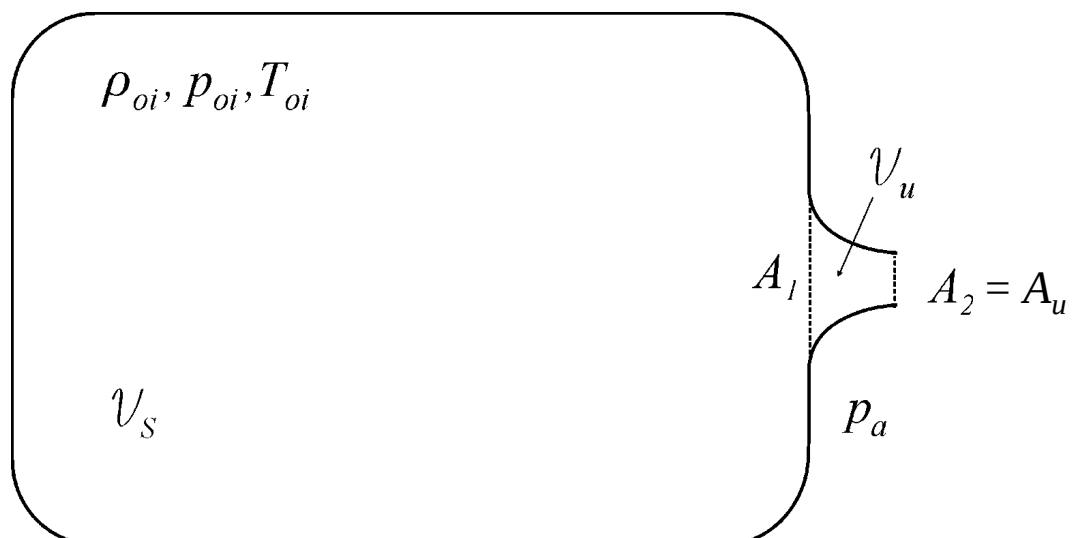
www.docenti.unina.it

Versione del 20.4.2022

Svuotamento di un serbatoio

Si consideri un **serbatoio**, in cui sia contenuto un gas avente inizialmente una pressione p_{oi} , collegato ad un ugello **convergente** che scarica in un **ambiente** alla pressione p_a ($p_{oi} > p_a$).

Se il $\mathcal{V}_u \ll \mathcal{V}_s$, durante lo svuotamento del serbatoio il moto nell'ugello si può considerare **quasi-stazionario**, seppure con una pressione di ristagno variabile nel tempo.



Svuotamento di un serbatoio

L'applicazione dell'equazione di conservazione della **massa** al sistema costituito da **serbatoio** più **ugello** conduce alla relazione:

$$\mathcal{V}_s \frac{d\rho_o}{dt} + \dot{m}_u = 0$$

Considerando il moto quasi-**unidimensionale** e quasi-**stazionario** nell'ugello, supponendo inoltre che $p_{oi} \gg p_a$, in modo da poter ritenere che l'ugello sia **strozzato**, si ha:

$$\dot{m}_u = \frac{p_o A^* \Psi^*}{a_o} = \frac{p_o A_u \Psi^*}{a_o}$$

Quindi:

$$\mathcal{V}_s \frac{d\rho_o}{dt} + \frac{p_o A_u \Psi^*}{a_o} = 0$$

In questa equazione p_o, ρ_o e a_o anche se variabili nel tempo sono fra loro collegate:

$$a_o = \sqrt{\gamma p_o / \rho_o}$$



Svuotamento di un serbatoio

Il gas **inizialmente** ha la stessa temperatura delle pareti del serbatoio e la sua **trasformazione** termodinamica sarà inizialmente **adiabatica**.

La progressiva **diminuzione** della **pressione** nel serbatoio provocherà una diminuzione della **temperatura** che, dando luogo ad uno scambio termico tra il serbatoio ed il gas, tenderà successivamente a mantenere il gas nel serbatoio **isotermo**, sia pure ad una temperatura inferiore a quella iniziale.

Questa **condizione** sarà raggiunta tanto **prima** quanto più elevati sono il **rapporto superficie/volume** del serbatoio ed il rapporto tra la capacità termica del serbatoio e quella del gas.

Ad esempio, se il serbatoio è costituito da una **tubazione** relativamente **lunga**, la trasformazione diventerà rapidamente **isoterma**.

Si può concludere che i **due casi limite** per la trasformazione termodinamica del gas all'interno del serbatoio sono la trasformazione **isoterma** e la **adiabatica reversibile**.



Svuotamento di un serbatoio

$$\mathcal{V}_s \frac{d\rho_o}{dt} + \frac{p_o A_u \Psi^*}{a_o} = 0$$

Nell'ipotesi di **trasformazione isoterma** ($T_o = T_{oi}$) nel serbatoio e dalla prima equazione di stato ($\rho_o = p_o/RT_o$) si ha:

$$\mathcal{V}_s \frac{d\rho_o}{dt} = \frac{\gamma \mathcal{V}_s}{\gamma R T_o} \frac{dp_o}{dt} = \frac{\gamma \mathcal{V}_s}{a_o^2} \frac{dp_o}{dt} = - \frac{p_o A_u \Psi^*}{a_o}$$

Separando le **variabili**:

$$\frac{dp_o}{p_o} = - \frac{a_o A_u \Psi^*}{\gamma \mathcal{V}_s} dt$$

Integrando con la condizione iniziale $t = 0 \rightarrow p_o = p_{oi}$:

$$\ln \frac{p_o}{p_{oi}} = - \frac{a_o A_u \Psi^*}{\gamma \mathcal{V}_s} t = - \frac{t}{\theta} \quad \text{con} \quad \theta = \frac{\gamma \mathcal{V}_s}{a_o A_u \Psi^*}$$

Ed infine passando agli **esponenziali** si ha:

$$\frac{p_o}{p_{oi}} = e^{-\frac{t}{\theta}}$$



Svuotamento di un serbatoio

$$\frac{p_o}{p_{oi}} = e^{-\frac{t}{\theta}}$$

Ricordando che $T_o = T_{oi}$ si possono ricavare anche i rapporti:

$$\frac{\rho_o}{\rho_{oi}} = \frac{\mathcal{M}}{\mathcal{M}_i} = \frac{p_o}{p_{oi}}$$

$\theta = \frac{\gamma \mathcal{V}_s}{a_o A_u \Psi^*}$ è la **costante di tempo** del fenomeno infatti, per $t = \theta$, la pressione, la densità e la massa di gas nel serbatoio si **riducono** al $36.8\% = e^{-1}$ del loro **valore iniziale**.

Inoltre la **pendenza iniziale** della curva è:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{p_o}{p_{oi}} \right)_{t=0} = - \frac{1}{\theta}$$



Svuotamento di un serbatoio

$$\mathcal{V}_s \frac{d\rho_o}{dt} + \frac{p_o A_u \Psi^*}{a_o} = 0$$

Nell'ipotesi di **trasformazione adiabatica reversibile** nel serbatoio, si ha:

$$\mathcal{V}_s \frac{dp_o/RT_o}{dt} + \frac{p_o A_u \Psi^*}{\sqrt{\gamma RT_o}} = 0 \quad \frac{T_o}{T_{oi}} = \left(\frac{p_o}{p_{oi}} \right)^k$$

Si possono **separare** le **variabili** ed ottenere:

$$\frac{p_o}{p_{oi}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \frac{t}{\theta_i} \right)^{-\frac{2}{k}} \quad \text{con} \quad \theta_i = \frac{\gamma \mathcal{V}_s}{a_{oi} A_u \Psi^*}$$

La **pendenza iniziale** della curva è γ volte quella dell'isoterma:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{p_o}{p_{oi}} \right)_{t=0} = -\frac{\gamma}{\theta}$$

Le altre grandezze si possono ricavare dalle relazioni **isentropiche**.



Svuotamento di un serbatoio

La curva relativa alla trasformazione **adiabatica**, avendo una **pendenza** (in valore assoluto) **maggiore** è inizialmente più rapida.

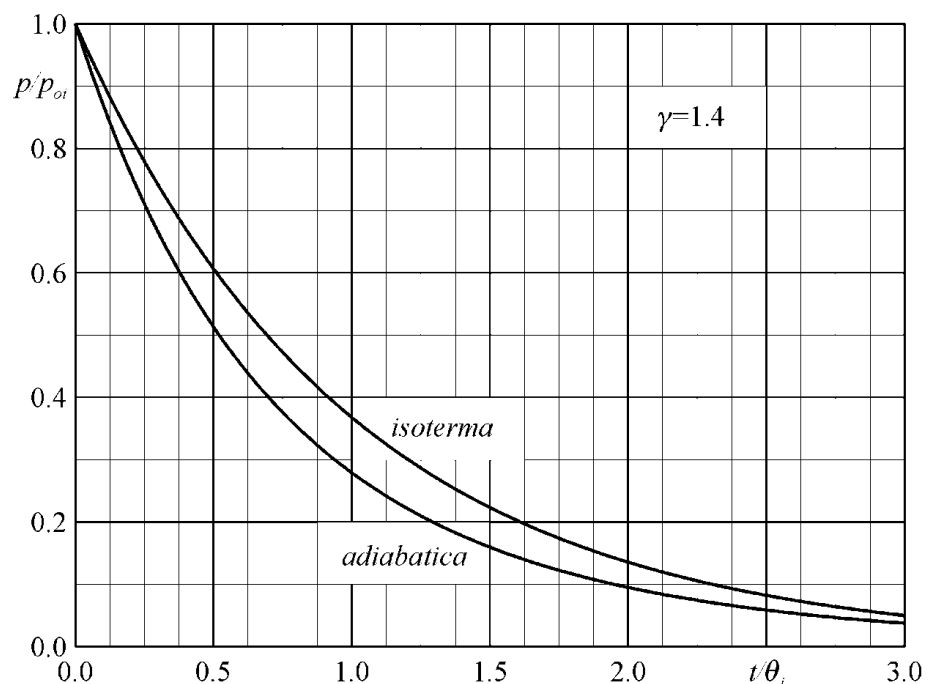
Questo effetto è dovuto alla **diminuzione** di T_o che a sua volta produce una diminuzione di a_o e di conseguenza un **aumento della portata**.

$$\dot{m}_u = \frac{p_o A^* \Psi^*}{a_o}$$

$$\frac{p_o}{p_{oi}} = e^{-\frac{t}{\theta}}$$

$$\frac{p_o}{p_{oi}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \frac{t}{\theta_i} \right)^{-\frac{2}{k}}$$

$$\theta_i = \frac{\gamma \mathcal{V}_s}{a_{oi} A_u \Psi^*}$$



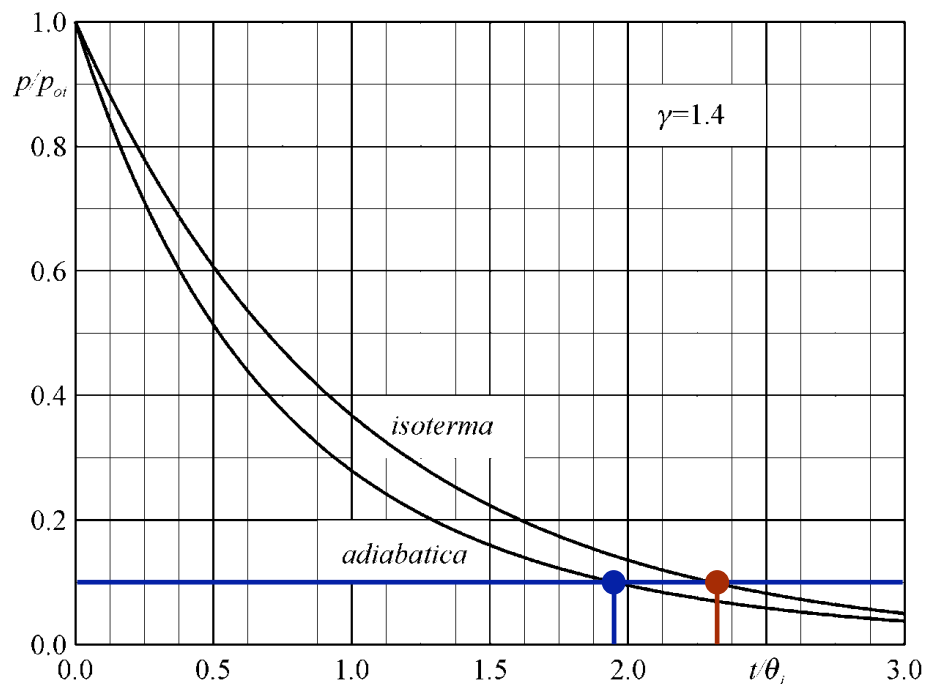
Svuotamento di un serbatoio

Dal diagramma si nota che, per $t/\theta_i = 1.95$ nel caso dell'**adiabatica** e per $t/\theta_i = 2.3$ per l'**isoterma**, la **pressione** nel serbatoio si riduce a circa un **decimo di quella iniziale**.

$$\frac{p_o}{p_{oi}} = e^{-\frac{t}{\theta}}$$

$$\frac{p_o}{p_{oi}} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \frac{t}{\theta_i}\right)^{-\frac{2}{\gamma}}$$

$$\theta_i = \frac{\gamma V_s}{a_{oi} A_u \Psi^*}$$



Svuotamento di un serbatoio

Le formule ricavate per l'ugello **convergente** sono applicabili anche al caso di un ugello **convergente-divergente** sostituendo all'area di uscita, l'area di gola dell'ugello.

Affinché si possa considerare il moto **strozzato** nell'ugello la pressione nel serbatoio deve soddisfare:

- $\pi_a < \frac{p^*}{p_o}$ nel caso del convergente;
- $\pi_a < r_1$ nel caso del convergente-divergente;

Ricordando che $r_1 > \frac{p^*}{p_o}$ si nota che l'**intervallo di pressioni** nel serbatoio per cui l'ugello è **strozzato** si estende per il **convergente-divergente**.



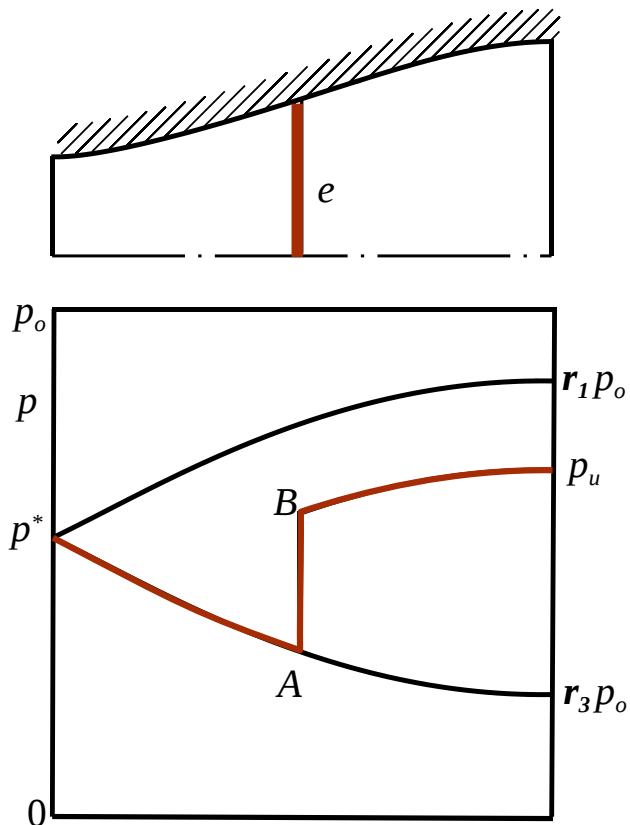
Stabilità di un'onda d'urto in un condotto ad area variabile

In precedenza si è implicitamente supposto che **un'onda d'urto** si trovasse in equilibrio **stabile** in un ugello **divergente**.

Un'onda si trova in equilibrio stabile se, spostandosi accidentalmente da una **posizione di equilibrio**, essa **ritorna** nella **precedente** posizione di equilibrio.

Per verificare che un'onda d'urto si trovi in **equilibrio stabile** in un condotto **divergente** si supponga che l'onda si trovi **inizialmente** in una situazione di **equilibrio** nella **sezione e**.

Il moto è supersonico e l'onda d'urto **normale** AB genera la compressione p_B/p_A che lo rende subsonico.



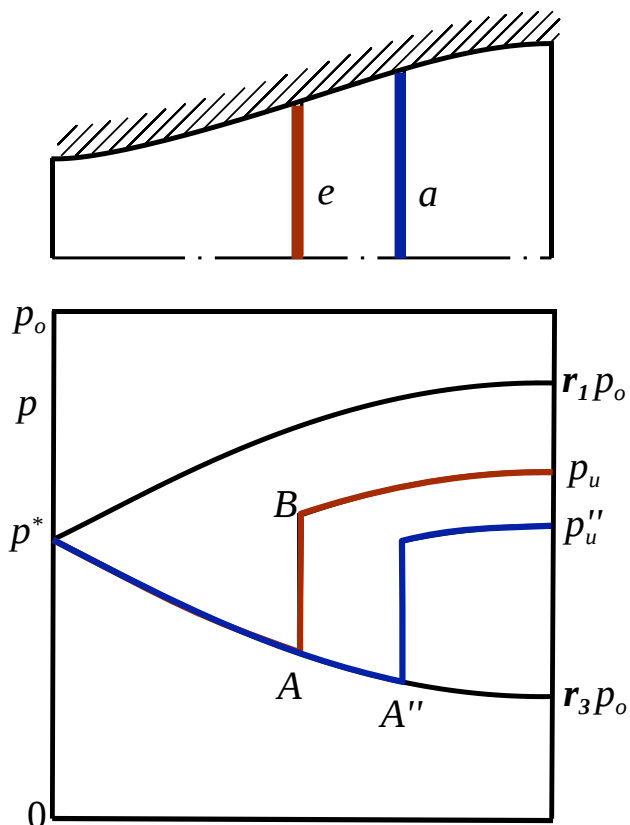
Stabilità di un'onda d'urto in un condotto ad area variabile

La **compressione subsonica** nel **divergente** porta il **fluido alla** pressione p_u che è coincidente con la **pressione ambiente**.

Si supponga che l'onda si sposti leggermente **a valle** nella sezione a (in avanti).

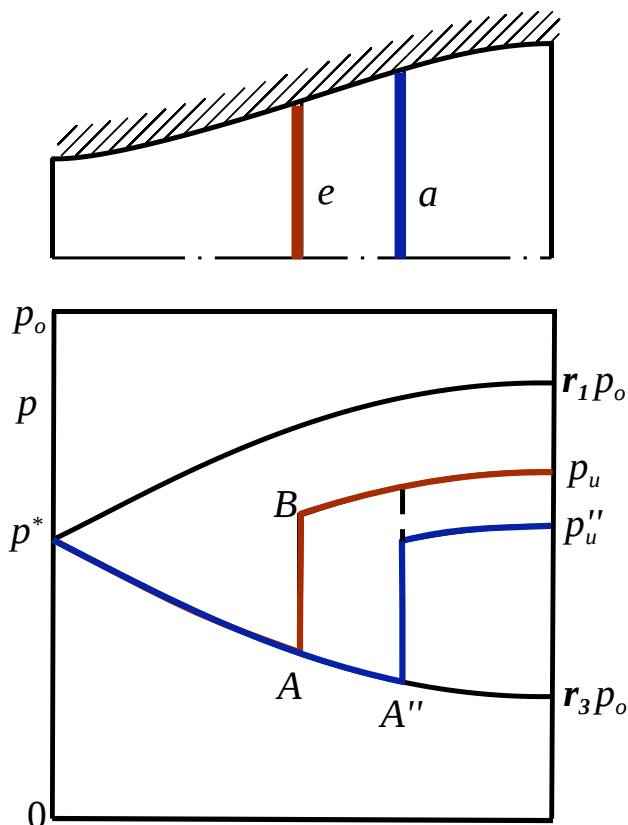
In questo caso la **pressione** della corrente p_u'' all'**uscita** del condotto divergente sarebbe **minore** della pressione **ambiente** p_u .

In condizioni **stazionarie**, dato che il moto all'uscita è **subsonico**, la pressione all'uscita deve rispettare la **condizione** di **Kutta** e deve essere uguale alla **pressione ambiente** p_u .



Stabilità di un'onda d'urto in un condotto ad area variabile

Questo **funzionamento** è **impossibile** e, come già detto, deve nascere un'**onda d'urto** che propagandosi verso **monte** accelera la corrente verso monte, rallentandola, e **riporta** l'onda nella posizione d'**equilibrio e**.



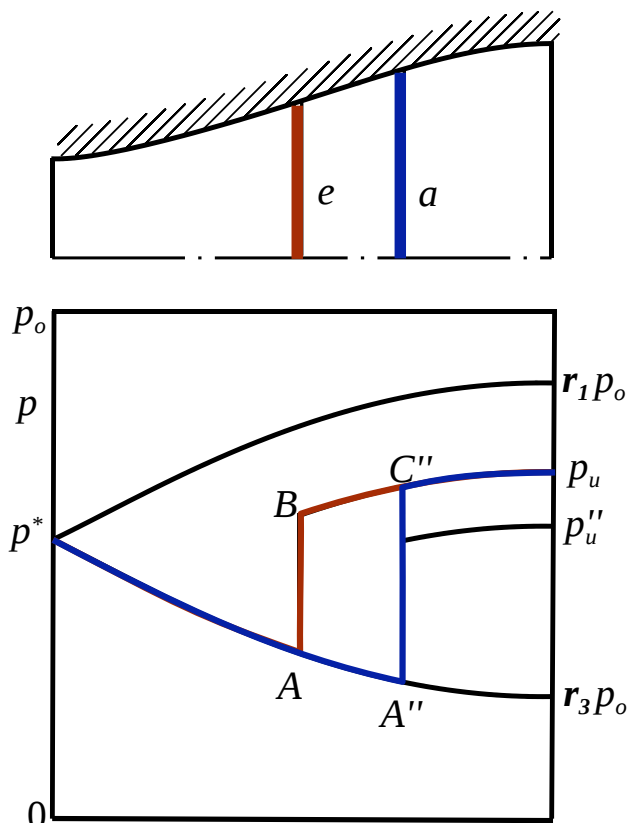
Stabilità di un'onda d'urto in un condotto ad area variabile

In modo **alternativo** si può supporre che l'onda provochi un **maggiore** salto di **pressione** portando la corrente nel punto C'' .

Per garantire questo maggiore salto di pressione, il numero **di Mach effettivo** a monte dell'onda (quello relativo ad un sistema di riferimento che si muove con l'onda) deve essere **maggiore**.

Se l'onda si muovesse verso valle nella stessa **direzione** della **corrente**, questa ultima dovrebbe raggiungere l'onda e il numero di **Mach** effettivo si **ridurrebbe**.

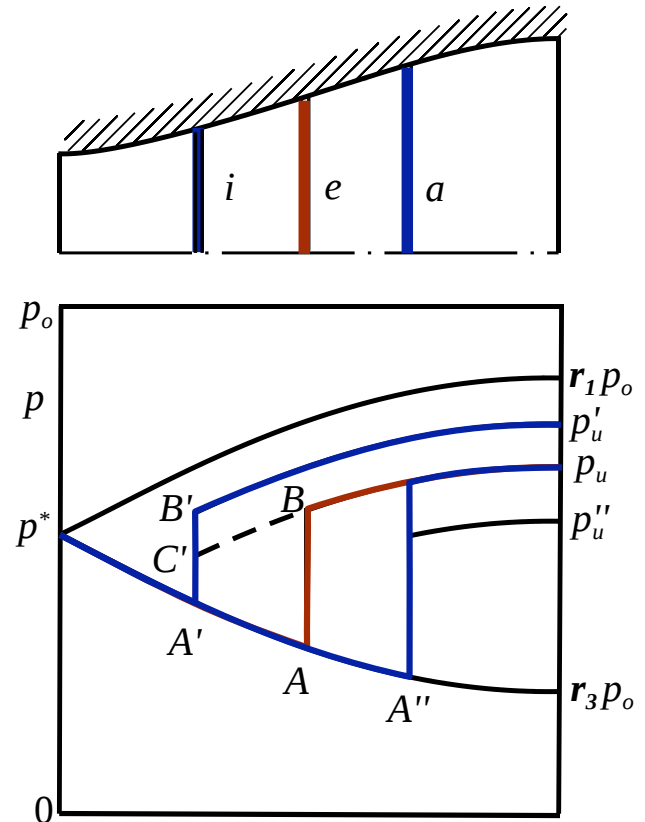
Quindi, l'onda deve muoversi verso **monte** e cioè tornare **indietro** verso la sezione d'**equilibrio e**.



Stabilità di un'onda d'urto in un condotto ad area variabile

Quindi, per un condotto **divergente**, l'onda è **intrinsecamente stabile** per tutti i piccoli spostamenti verso valle.

Il caso **opposto**, piccolo spostamento dell'onda verso monte, **indietro** (dalla sezione *e* alla sezione *i*) risulta essenzialmente **analogo**, potendosi fare considerazioni del tutto simili al caso precedente.

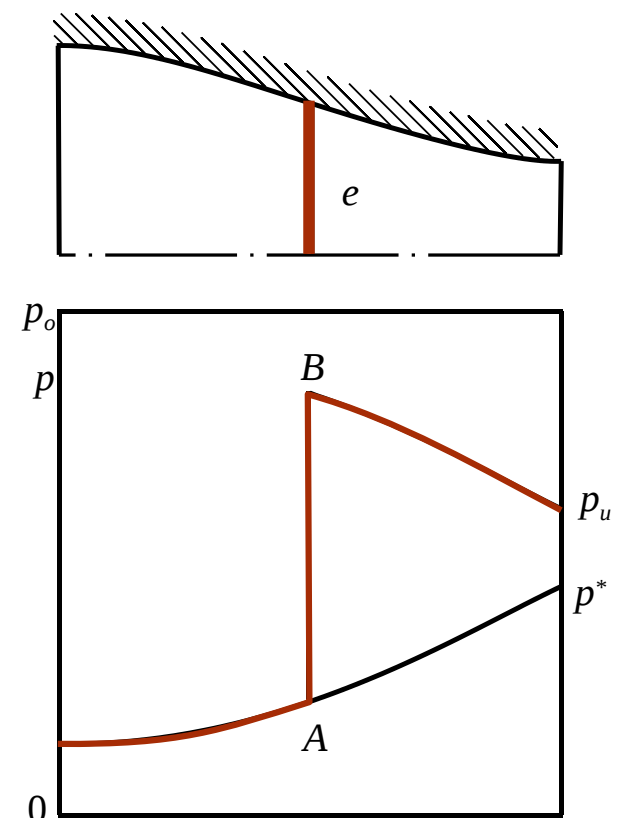


Stabilità di un'onda d'urto in un condotto ad area variabile

Per verificare che un'onda d'urto si trova in **equilibrio stabile** in un condotto **convergente** si supponga che l'onda si trovi **inizialmente** in una situazione di **equilibrio** nella **sezione e**.

Il moto è supersonico e l'onda d'urto **normale** AB genera la compressione p_B/p_A che lo rende subsonico.

La **compressione subsonica** nel **divergente** porta il **fluido alla** pressione p_u che è coincidente con la **pressione ambiente**.



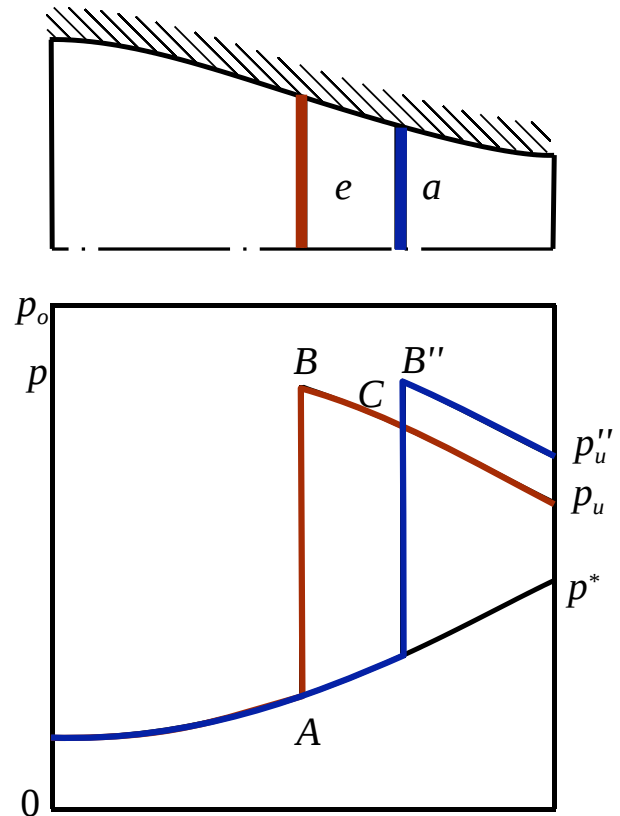
Stabilità di un'onda d'urto in un condotto ad area variabile

Si supponga che l'onda si sposti leggermente **a valle** nella sezione a .

La **pressione** della corrente p_u'' all'**uscita** del **convergente** sarebbe **maggiore** della pressione **ambiente** p_u .

In condizioni **stazionarie**, dato che il moto all'uscita è **subsonico**, la pressione all'uscita deve rispettare la **condizione** di **Kutta** e deve essere uguale alla **pressione ambiente** p_u .

Questo **funzionamento** è **impossibile** e deve nascere un **ventaglio d'espansione** che propagandosi verso **monte** accelera la corrente **verso valle** e **allontana** l'onda dalla posizione d'**equilibrio**; l'**onda** è **ingoziata a valle**.

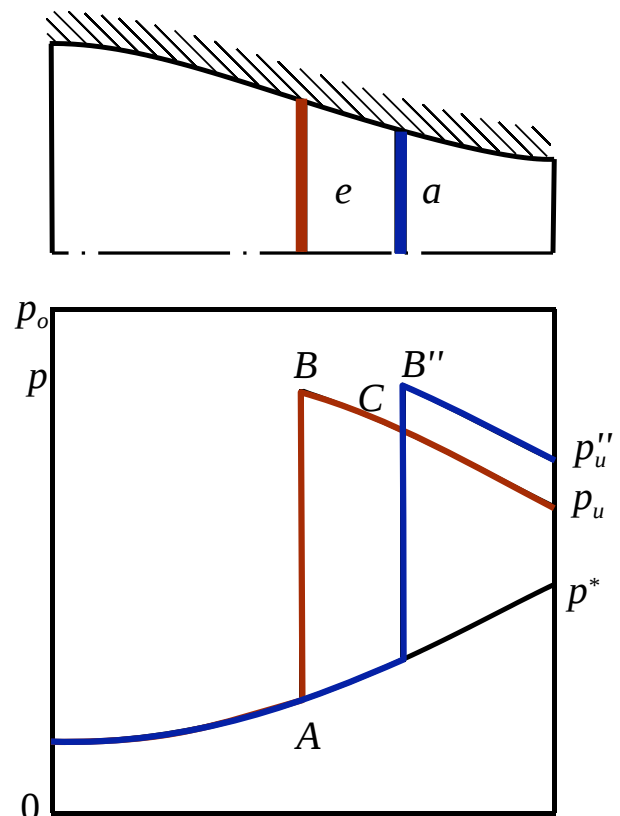


Stabilità di un'onda d'urto in un condotto ad area variabile

In modo **alternativo** si può supporre che l'onda provochi un **minore** salto di **pressione** portando la corrente nel punto C.

Per garantire questo minore salto di pressione, il numero **di Mach effettivo** a monte dell'onda (quello relativo ad un sistema di riferimento che si muove con l'onda) deve essere **minore**.

Per ridurre il numero di **Mach** effettivo l'onda deve essere in movimento verso valle, nella stessa **direzione** della **corrente**, **allontanandosi** dalla sezione d'**equilibrio** e ; l'**onda** è **ingoziata a valle**.

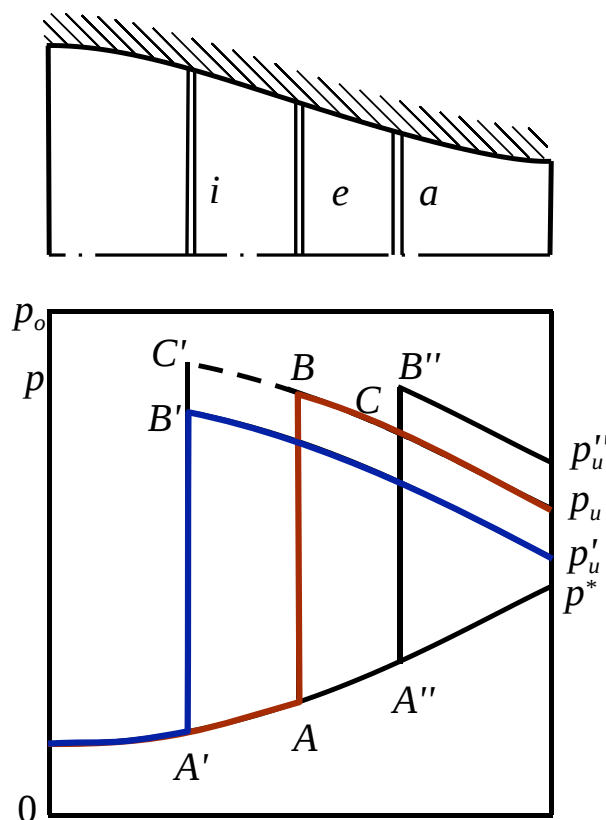


Stabilità di un'onda d'urto in un condotto ad area variabile

Quindi, per un condotto **convergente**, l'onda è **intrinsecamente instabile** per tutti i piccoli spostamenti verso valle.

Il caso **opposto**, piccolo spostamento dell'onda verso monte, **indietro** (dalla sezione e alla sezione i) risulta essenzialmente **analogo**, potendosi fare considerazioni del tutto simili al caso precedente.

Quindi per perturbazioni verso sinistra l'onda è **espulsa a monte**.



Gallerie del vento supersoniche

Le **gallerie del vento** (**tunnel del vento** o **gallerie aerodinamiche**) sono utilizzate per provare **modelli** di aeroplani, treni, automobili, ponti, etc., o loro componenti, in un opportuno regime di moto.

Nella gran parte dei casi **non è possibile** né costruire una galleria in cui provare il **modello in scala 1:1**, né riprodurre le esatte condizioni termofluidodinamiche che si verificano nella realtà operativa.

Sfruttando le **leggi della similitudine**, si cerca comunque di simulare i fenomeni di maggiore interesse quali l'attrito (numero di **Reynolds**) e la compressibilità (numero di **Mach**).

Le **gallerie del vento supersoniche** si dividono in due categorie principali:

- **stazionarie** (o quasi stazionarie) con durate almeno dell'ordine di s,
- **non stazionarie** (del tipo shock tunnels) con durate dell'ordine dei ms.

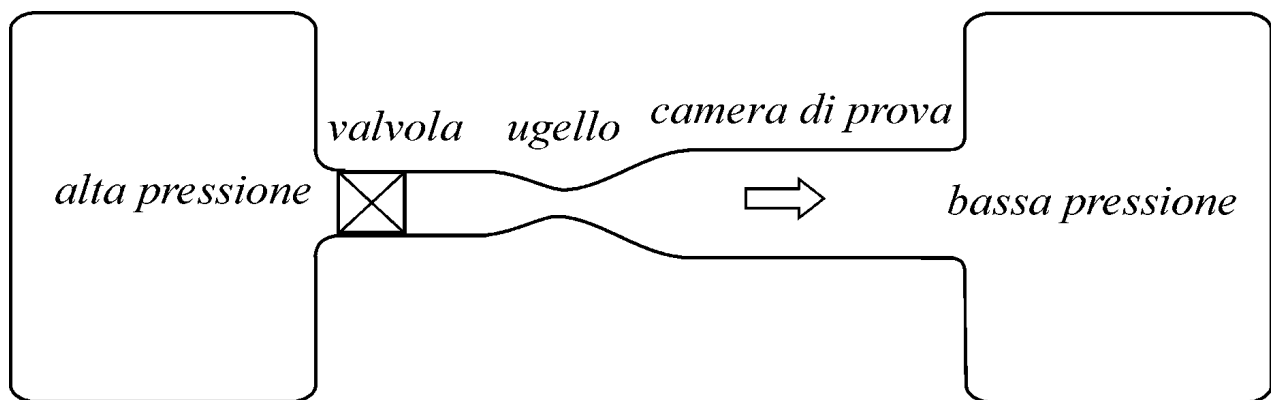
Nel seguito, ci si limiterà a considerare solo **alcuni schemi** di gallerie **supersoniche stazionarie** o quasi stazionarie.



Gallerie del vento supersoniche

Un tunnel supersonico (supersonic wind tunnel) stazionario può essere in generale schematizzato con un **serbatoio** di alimentazione ad **alta pressione**, una **valvola**, un **ugello convergente divergente** che serve ad accelerare il flusso, una **camera di prova** (test section) ed un **serbatoio a bassa pressione**.

Nella **camera di prova** (a sezione costante per non far variare ivi il numero di Mach), viene posto il modello da provare così; in questa zona il **flusso** deve essere necessariamente **supersonico**.

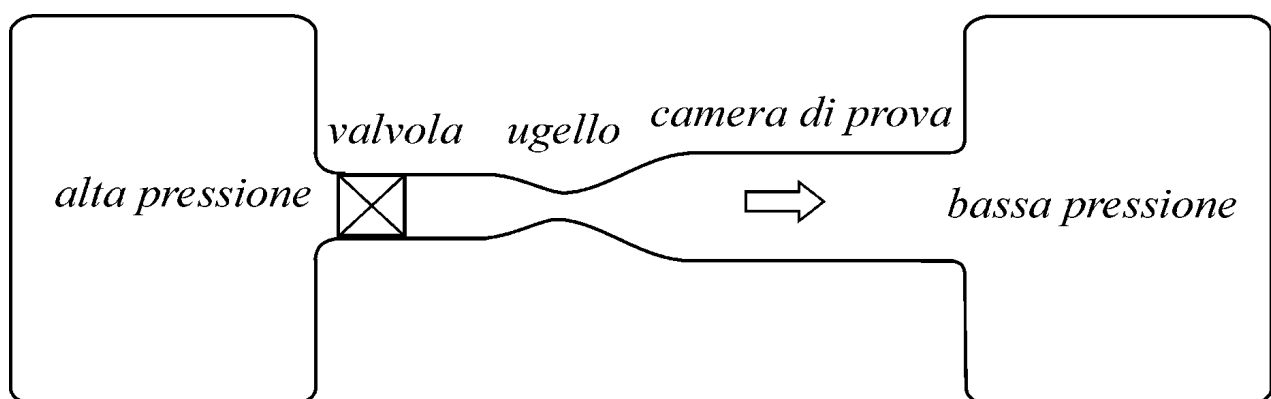


Gallerie del vento supersoniche

A partire da questo tipo di schematizzazione si possono individuare **diverse** possibili **configurazioni** di gallerie supersoniche.

Si supporrà che il moto possa essere considerato quasi **stazionario**, **unidimensionale**, **omoenergetico**.

Nella trattazione si supporrà che le **perdite di pressione** di **ristagno** siano associate soltanto alle **onde d'urto normali** presenti nella **galleria**, e non alle onde d'urto (prevalentemente oblique) dovute alla presenza del modello nella camera di prova, né agli effetti viscosi.

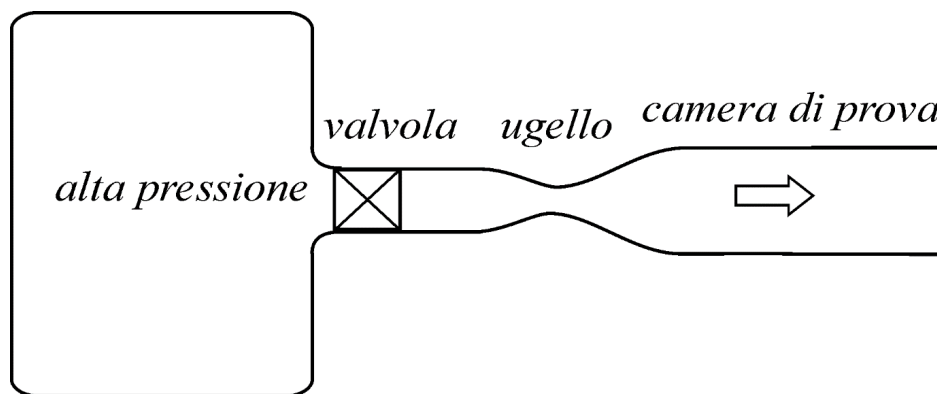


Gallerie del vento supersoniche

Inizialmente si analizzerà il caso in cui il **serbatoio** a **bassa pressione** sia costituito dall'**ambiente esterno** e cioè che, di fatto, esso non esista e il tunnel **scarichi** direttamente nell'**atmosfera**.

La **valvola** che collega il serbatoio all'ugello è **inizialmente chiusa** ed il fluido è quindi ovunque fermo.

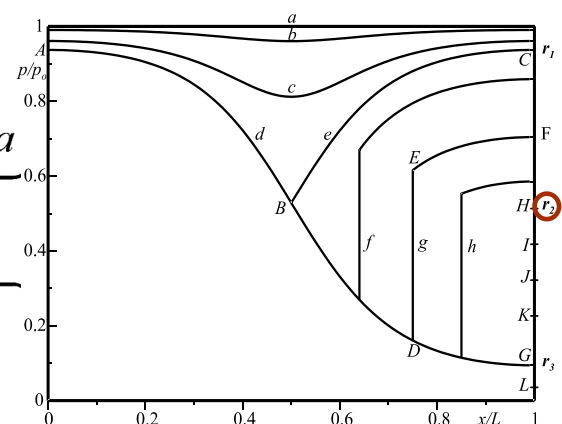
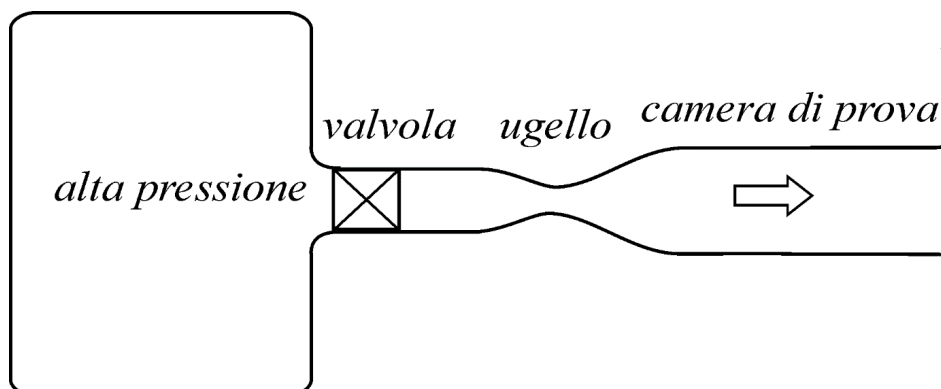
All'apertura della valvola, la differenza di pressione tra il serbatoio e l'ambiente fa accelerare il fluido nell'ugello e se il **rapporto** π_a tra la pressione **ambiente** e quella di **ristagno** (nel serbatoio) è abbastanza piccolo la corrente sarà **supersonica** nella camera di prova.



Gallerie del vento supersoniche

Il **funzionamento** della galleria è identico a quello di un **ugello convergente divergente** attaccato ad un **serbatoio**, nel successivo tratto a **sezione costante** (la camera di prova) il numero di **Mach** è **costante**.

Se $\pi_a < r_3$ all'uscita dell'ugello si ha un **ventaglio d'espansione** che diventa un'onda d'**urto obliqua** per $r_3 < \pi_a < r_2$; a seguito di un'ulteriore diminuzione della pressione di ristagno l'onda prima entra nella camera di prova e poi si stabilizza nel divergente ed il moto diventa **subsonico** nella **camera di prova**.

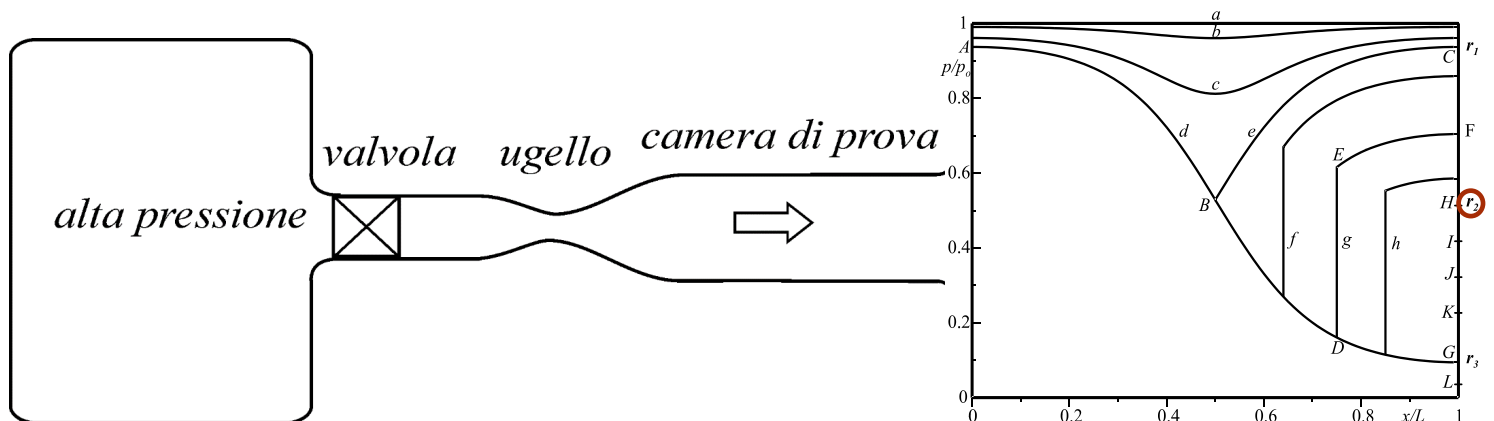


Gallerie del vento supersoniche

Quindi la **condizione limite** di funzionamento nella camera di prova è quella per la quale l'**onda** d'urto obliqua presente nella sezione di uscita della camera di prova diventa **normale** cioè per $\pi_a = r_2$.

La **durata** di una prova si calcola con le formule relative allo **svuotamento** di un **serbatoio**. La pressione finale è $p_{of} = p_a/r_2$ e per svuotamento isoterma si ha:

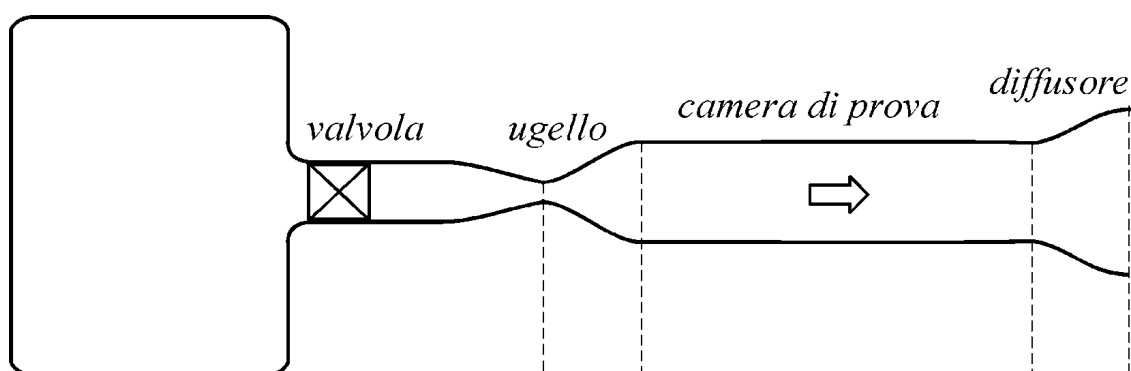
$$\frac{p_{of}}{p_{oi}} = e^{-\frac{t_f}{\theta}} \rightarrow t_f = \theta \ln \frac{p_{oi} r_2}{p_a} \quad \theta = \frac{\gamma V_s}{a_o A_g \Psi^*}$$



Gallerie del vento supersoniche

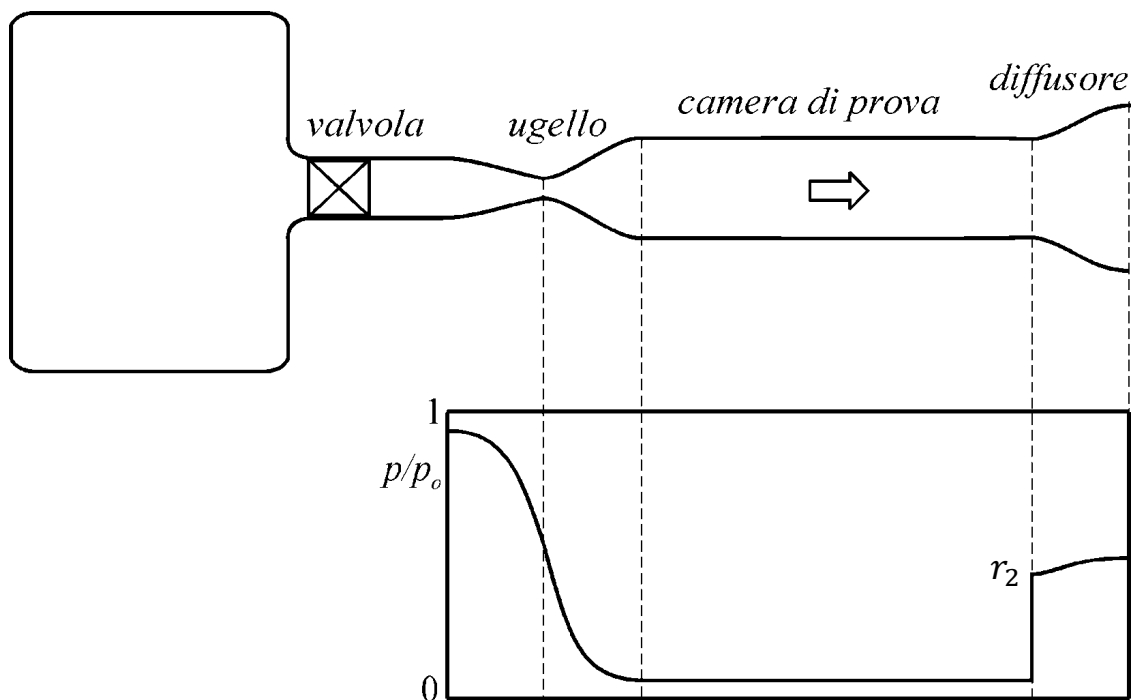
Questo limite è **puramente teorico** perché la presenza del modello nella camera di prova provoca certamente la formazione di **onde d'urto** e la diminuzione della pressione di ristagno farà diminuire il tempo massimo di prova. Inoltre anche le perdite di natura **viscosa** alle pareti causano una ulteriore diminuzione della pressione di ristagno.

Per **aumentare** il **tempo** massimo **di prova** è possibile **aggiungere** un tratto **divergente** all'uscita della camera di prova che agisca da **diffusore**.



Gallerie del vento supersoniche

La presenza del **diffusore** dà luogo ad una successiva compressione del fluido a valle di quella già prodotta dall'onda d'urto facendo, quindi, **aumentare** il **tempo** di **prova**.



Gallerie del vento supersoniche

A parte il tempo, più o meno breve, necessario per **l'accelerazione iniziale** del fluido (cioè, per **avviare la galleria**), il moto del fluido attraverso il tunnel supersonico può essere considerato, in prima approssimazione, quasi stazionario.

Mentre il numero di **Mach** (che è fissato dal rapporto delle aree dell'ugello) rimane **praticamente costante** durante il periodo di prova, il numero di **Reynolds** potrebbe **variare** in modo significativo.

Anche se la **temperatura** nel serbatoio rimanesse **costante**, la **pressione** nel serbatoio, e di conseguenza nella camera di prova, possono essere soggette ad una forte **diminuzione**.

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} = \frac{p V L}{R T \mu}$$

Per ovviare a questo inconveniente si può introdurre a monte del convergente una **valvola** di **laminazione** che, mantenendo **costante la pressione di ristagno**, mantiene costante anche la pressione nella camera di prova.

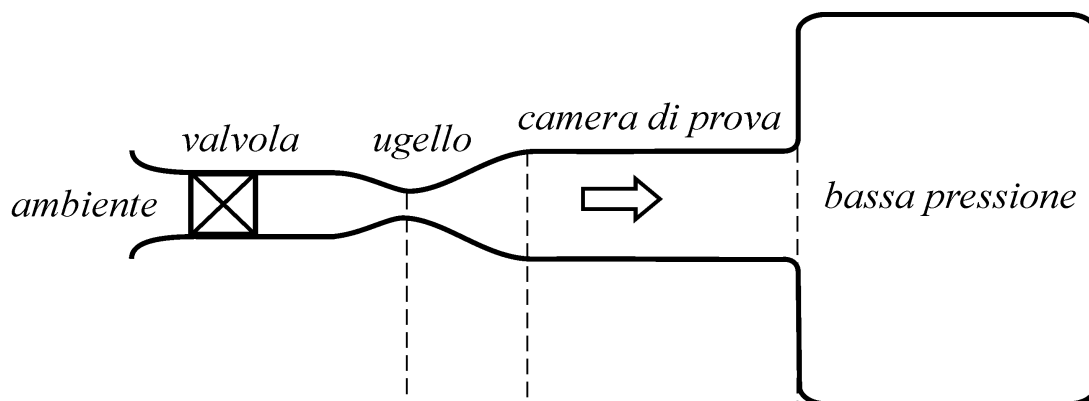


Gallerie del vento supersoniche

Un'altra possibile configurazione è quella per la quale il **serbatoio** ad **alta pressione** sia costituito dall'**ambiente** esterno.

Il moto viene generato dalla **bassa pressione** nel **serbatoio**, posto a valle della camera di prova, nel quale viene fatto il **vuoto**.

Con questa configurazione la pressione di **ristagno** rimane **costante**, essendo uguale a quella **ambiente**, mentre la pressione nella sezione di uscita della camera di prova (cioè quella nel serbatoio a bassa pressione) aumenta con l'andare del tempo.



Gallerie del vento supersoniche

Il moto è **supersonico** in camera di prova finché il rapporto tra la pressione nel serbatoio di vuoto p_s e quella ambiente $p_o = p_a$ è minore o uguale del rapporto r_2 :

$$\pi_s = \frac{p_s}{p_o} = \frac{p_s}{p_a} \leq r_2$$

Anche la **temperatura di ristagno** del fluido all'ingresso dell'ugello essendo uguale a quella **ambiente** è **costante** ($T_o = T_a$), inoltre trascurando gli scambi di energia nel modo calore essa non varia lungo il condotto.

L'improvvisa **decelerazione** del fluido nel serbatoio **non** è **isoentropica**, anche se è **omoenergetica**, nel serbatoio si raggiunge, quindi, la temperatura di ristagno che è uguale a quella dell'ambiente.

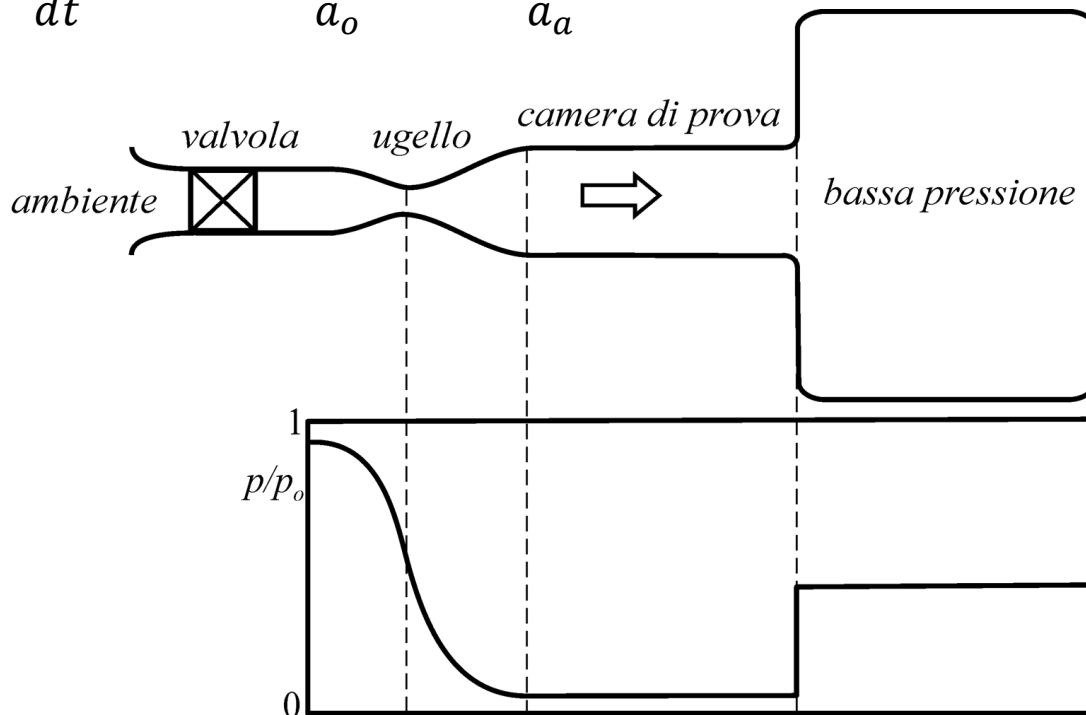
Il **rapido rallentamento** della corrente nel serbatoio non consente alcun **recupero** di **pressione** per cui la pressione nel serbatoio risulta, praticamente, quella **statica** all'uscita della camera di prova.



Gallerie del vento supersoniche

Il calcolo del **tempo di prova** è più semplice, infatti la **portata** entrante è **costante** e si ha:

$$\mathcal{V}_s \frac{d\rho_s}{dt} = \frac{d\mathcal{M}_s}{dt} = \dot{m} = \frac{p_o A_g \Psi^*}{a_o} = \frac{p_a A_g \Psi^*}{a_a} = \text{cost}$$



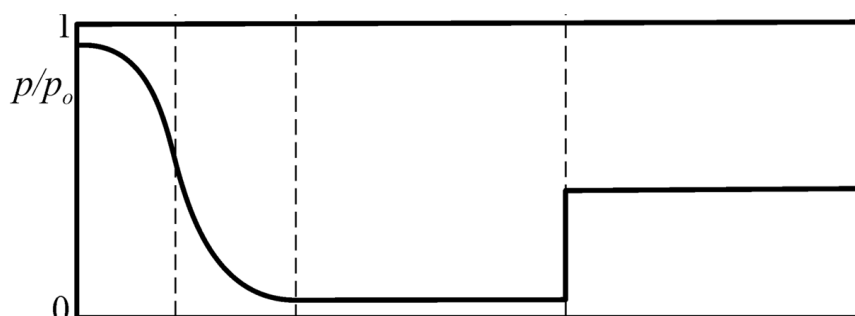
Gallerie del vento supersoniche

Il calcolo del **tempo di prova** è più semplice, infatti la **portata** entrante è **costante** e si ha:

$$\mathcal{V}_s \frac{d\rho_s}{dt} = \frac{d\mathcal{M}_s}{dt} = \dot{m} = \frac{p_o A_g \Psi^*}{a_o} = \frac{p_a A_g \Psi^*}{a_a} = \text{cost}$$

Supponendo che la **densità iniziale** nel serbatoio sia **nulla** ed integrando si ha:

$$\mathcal{V}_s \rho_s = \dot{m} t \quad \rightarrow \quad t_f = \rho_{sf} \frac{\mathcal{V}_s}{\dot{m}} = \frac{p_{sf}}{RT_a} \frac{\mathcal{V}_s}{\dot{m}} = \frac{p_{sf}}{p_a} \frac{p_a}{RT_a} \frac{\mathcal{V}_s}{\dot{m}} = r_2 \frac{\rho_a \mathcal{V}_s}{\dot{m}}$$

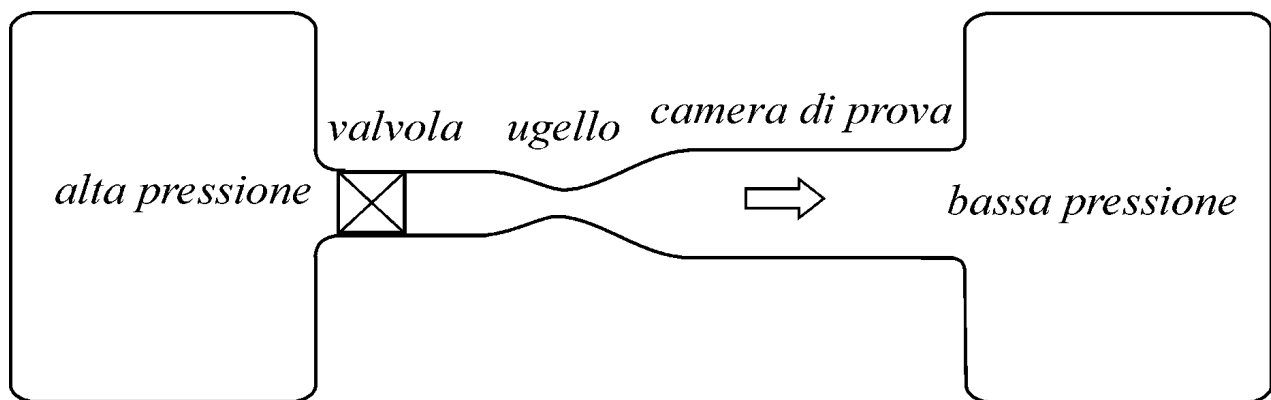


Gallerie del vento supersoniche

Quando sono presenti **entrambi** i serbatoi la **pressione** nel **primo** serbatoio **diminuisce** mentre quella nel **secondo aumenta**.

L'**analisi** di questo tipo di galleria è più **complessa** perché entrano in gioco le pressioni all'interno di entrambi i serbatoi, oltre che il rapporto tra i loro volumi e l'area della sezione di gola dell'ugello.

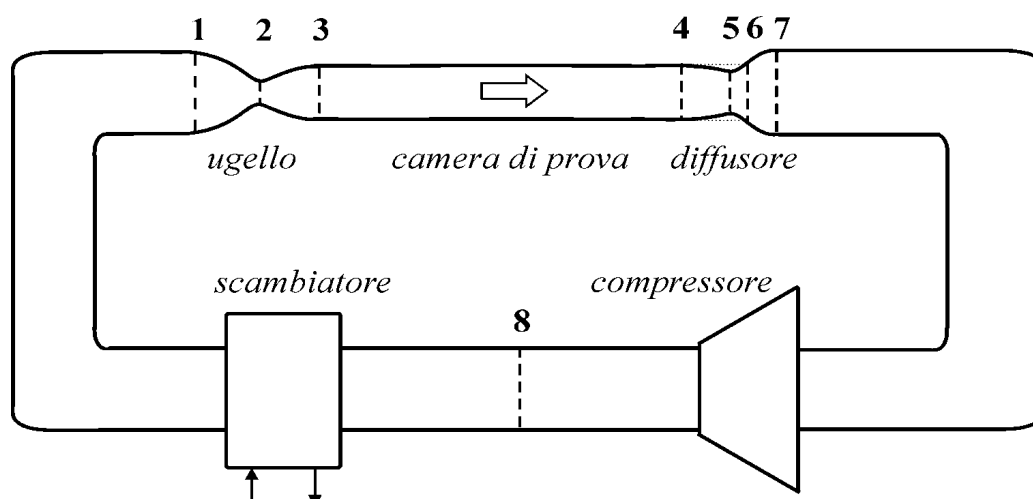
Più interessante è il caso in cui la **caduta** di **pressione** di **ristagno** fra i due serbatoi, dovuta alla presenza dell'onda d'urto, sia generata in modo continuo da un **compressore** inserito in un circuito di ritorno.



Gallerie del vento supersoniche

In un **tunnel supersonico a ciclo continuo** il compressore fornisce energia nel modo lavoro ($\dot{m}\Delta H = \dot{Q} - \dot{L}$) al fluido riscaldandolo e lo **scambiatore di calore** é necessario per mantenere la temperatura costante.

Inizialmente si considererà la sola zona del tunnel che presenta **variazioni di area** e che include la camera di prova.

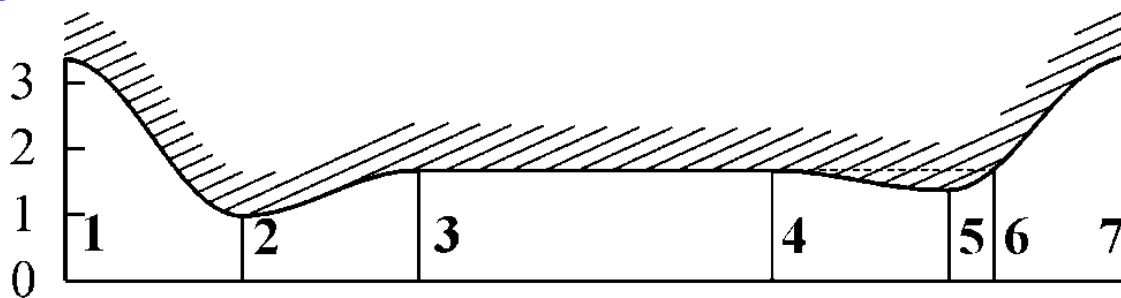


Gallerie del vento supersoniche

Il primo **ugello** è denominato semplicemente ugello della galleria mentre il secondo viene denominato **diffusore** perché ha lo scopo di **decelerare** il fluido far **recuperare pressione** al fluido evolvente.

I vari diagrammi sono tracciati per un numero di **Mach** nella sezione di **prova** pari a 2 e $\gamma = 1.4$.

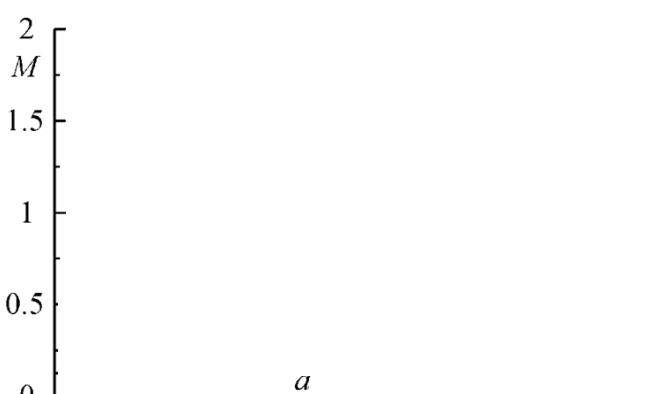
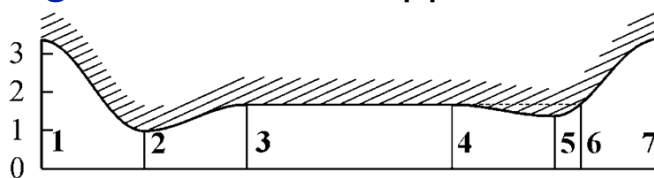
Per semplificare la trattazione, si supporrà che (come d'altronde si realizza in pratica) l'**area** della sezione retta del condotto di raccordo (aree delle sezioni 1 e 7) risulti **molto maggiore** di quella della sezione di **gola** a monte della camera di prova e quindi sia possibile assumere che le pressioni **statiche** siano praticamente **coincidenti** con quella di **ristagno**.



Gallerie del vento supersoniche

Nei diagrammi, il rapporto fra l'area del condotto e quella della prima sezione di gola è pari a 3.4, per cui nel condotto risulta $M_1 = 0.17$ quando $M_2 = 1$ di conseguenza $p \rightarrow p_o$ (e.g. $\pi_1 = 0.98$).

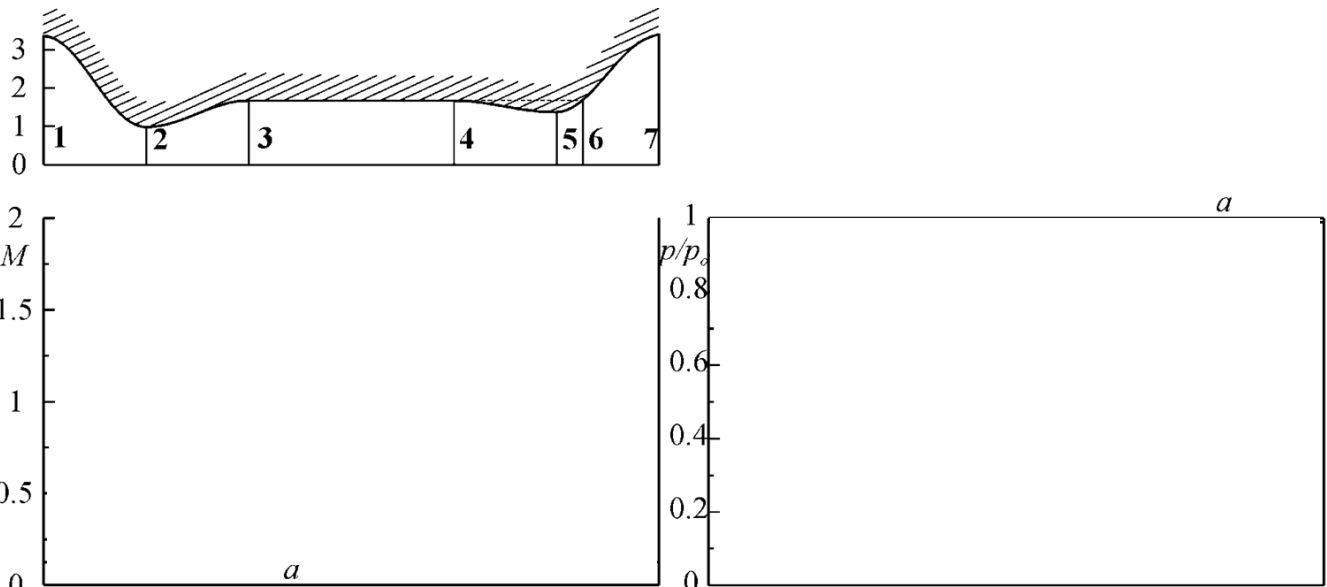
Inizialmente la **velocità** è **nulla** in qualsiasi sezione della galleria e, di conseguenza, la **pressione statica** coincide con la pressione di **ristagno** così come rappresentato dalle curve a ($\pi = 1$).



Gallerie del vento supersoniche

Avendo supposto che le **uniche perdite** siano associate alla presenza di eventuali **onde d'urto** quando si avvia il compressore, la corrente inizia a muoversi e, in regime subsonico, qualora lo si **spegnesse** essa continuerebbe teoricamente in un suo **moto perpetuo**.

La **curva di funzionamento** è quella del tipo indicato con la lettera **b** e visto che le aree dei condotti sono uguali si ha $M_1 = M_7$ e $p_1 = p_7$.



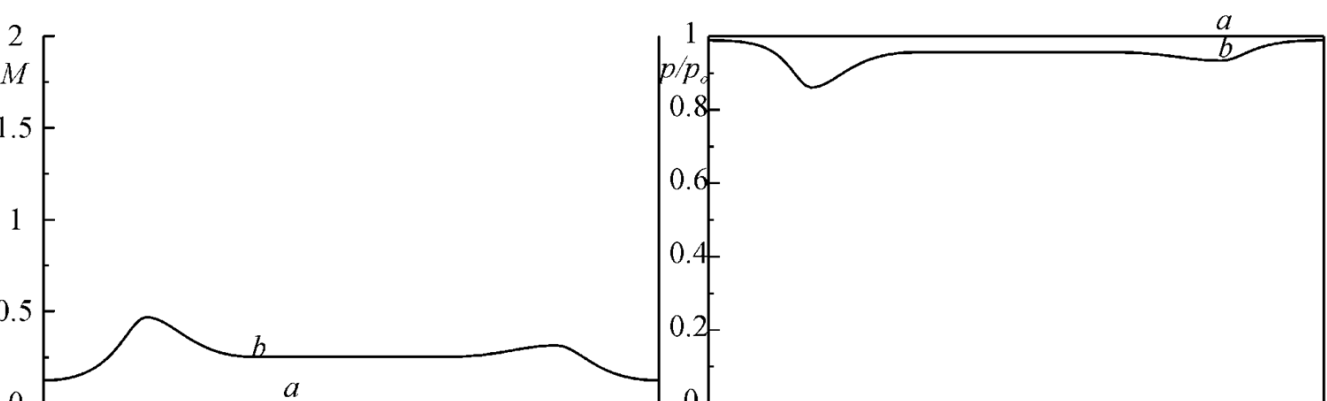
Gallerie del vento supersoniche

In realtà, gli effetti **viscosi** qui non considerati, provocano una **diminuzione** della **pressione di ristagno** e si avrebbe $p_1 > p_7$; non si può avere un **moto perpetuo** ed è sempre necessario avere il compressore acceso.

Nell'**ugello** e nel **diffusore** il fluido accelera, raggiungendo la **massima velocità** nella **gola**, e poi decelera con un funzionamento alla **Venturi**.



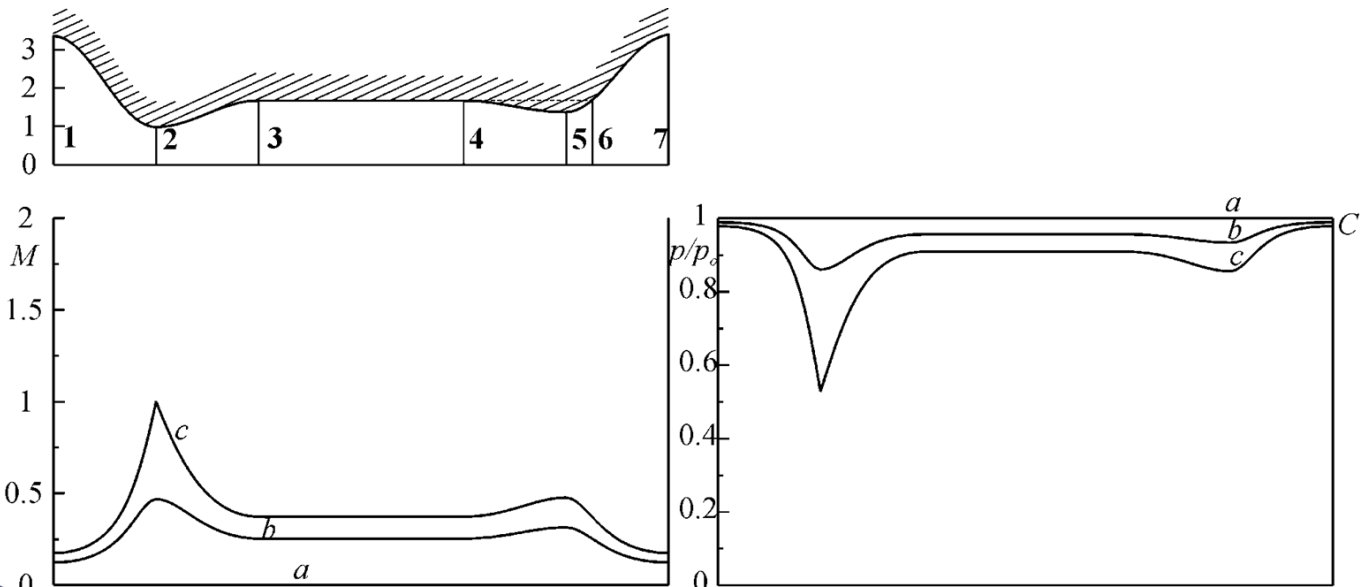
Nella **camera di prova** non ci sono **variazioni di area** e, quindi, di **pressione** e **velocità**.



Gallerie del vento supersoniche

Il funzionamento delle **curve c**, per cui si raggiunge $M = 1$ nella **gola** dell'ugello, si ottiene solo se l'area di gola dell'**ugello** è **minore**, o al più uguale, a quella del **diffusore**.

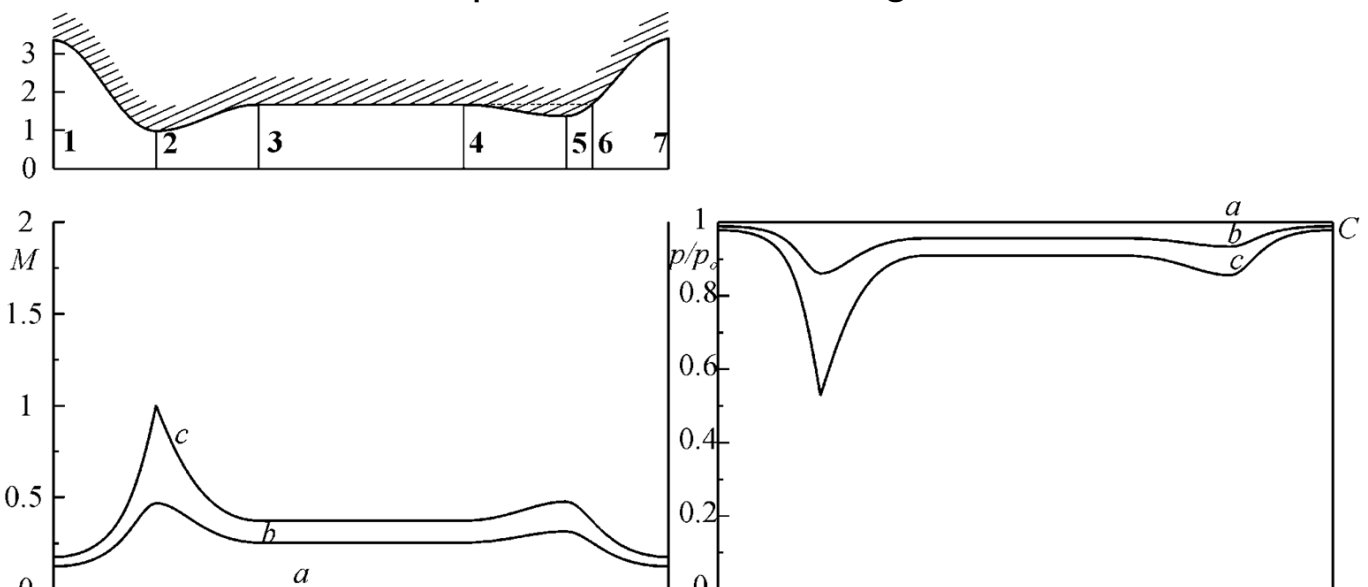
Se non si soddisfa questa condizione, il flusso **strozza prima** nella gola del **diffusore** rendendo impossibile un ulteriore aumento del numero di Mach in qualunque altra sezione a monte del condotto.



Gallerie del vento supersoniche

La **pressione** all'uscita del diffusore è individuata dal punto C che, come già detto è **praticamente coincidente** con la pressione di **ristagno** ($\pi_c = \pi_7 = \pi_1 = 0.98$).

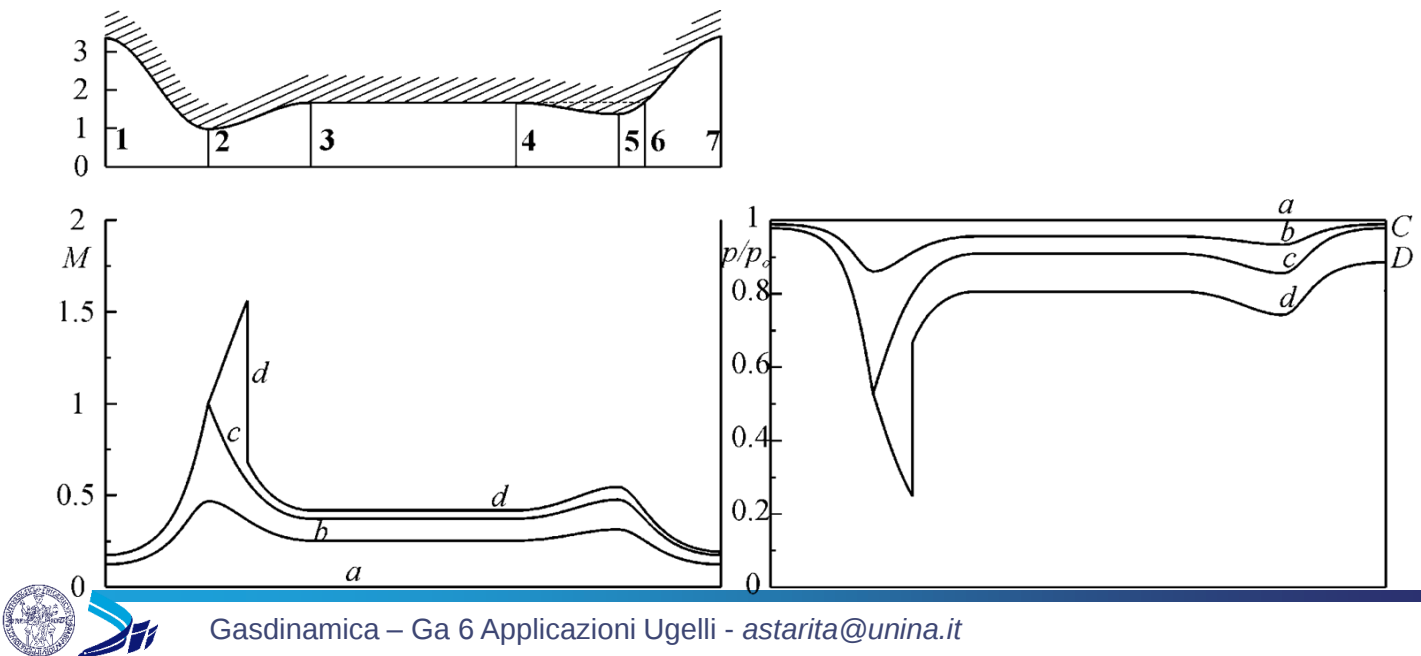
Aumentando il regime di **rotazione** del compressore, (che fino a questo punto serviva solo a contrastare gli effetti viscosi), la pressione all'uscita del diffusore, e quindi all'uscita dell'ugello, tende a **diminuire**.



Gallerie del vento supersoniche

Si forma un'onda d'urto normale nel **divergente** dell'ugello ed il funzionamento è quello rappresentato dalle **curve d** di figura.

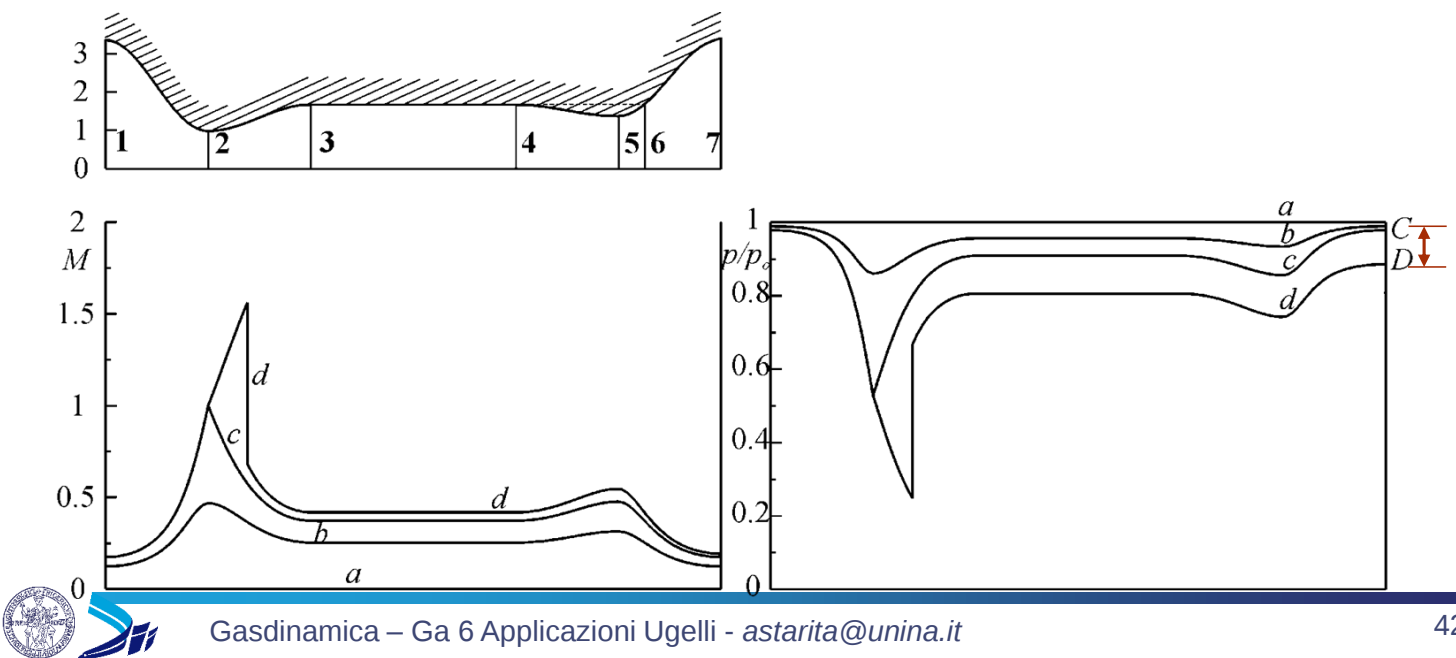
La **pressione** all'**uscita** del diffusore, che praticamente coincide con la pressione di ristagno è sostanzialmente **minore** di quella all'ingresso che resta uguale a quella del punto C.



Gallerie del vento supersoniche

Il **compressore** deve quindi fornire al fluido il salto di **pressione** di **ristagno** (proporzionale a $p_C - p_D$) più le eventuali perdite **viscose**.

A partire da questa condizione, un **aumento** (risp. **diminuzione**) del **regime** di rotazione del compressore sposta in **avanti** (**indietro**) l'onda d'urto **diminuendo** (**aumentando**) la **pressione di ristagno** all'uscita del diffusore.



Gallerie del vento supersoniche

L'onda d'urto, provocando una **diminuzione** della **pressione** di **ristagno**, fa **aumentare** l'**area critica** a valle dell'onda come si può dedurre dalla:

$$\dot{m} = \frac{p_o A^* \Psi^*}{a_o} = \frac{p_{o2} A_2^* \Psi^*}{a_o} = \frac{p_{o5} A_5^* \Psi^*}{a_o} \quad \rightarrow \quad p_{o2} A_2^* = p_{o5} A_5^*$$

L'**area di gola** del diffusore deve essere **maggiore** di quella dell'**ugello**.

Per determinare la **minima area** di gola che **permetta** all'onda d'urto di essere **ingoziata** nel **diffusore**, è sufficiente determinare la massima caduta di **pressione** di **ristagno** che si ha quando il numero di Mach a monte dell'urto è massimo.

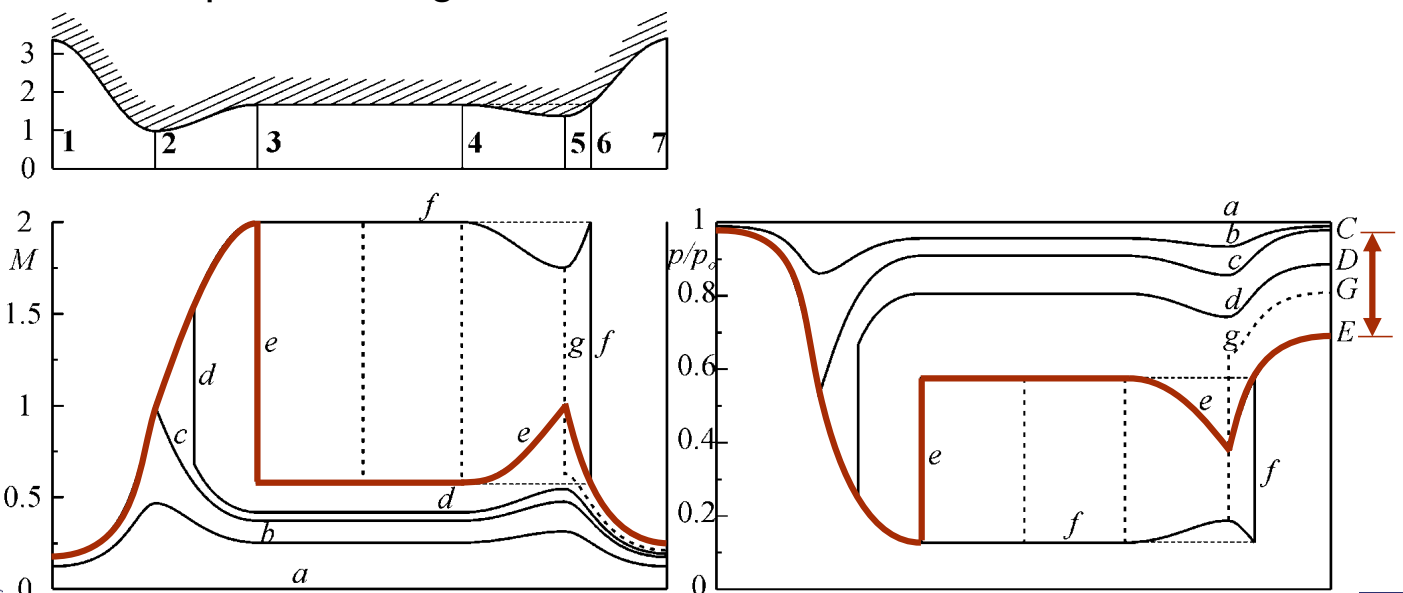
Questa condizione si verifica quando **l'onda d'urto** si trova nella **camera di prova**, cioè quando si segue la **curva e** relativa al valore massimo del numero di Mach prima dell'urto.



Gallerie del vento supersoniche

In queste condizioni, la **pressione** all'uscita del **diffusore** è quella indicata dal **punto E**; il compressore deve fornire un salto di pressione proporzionale a $p_C - p_E$.

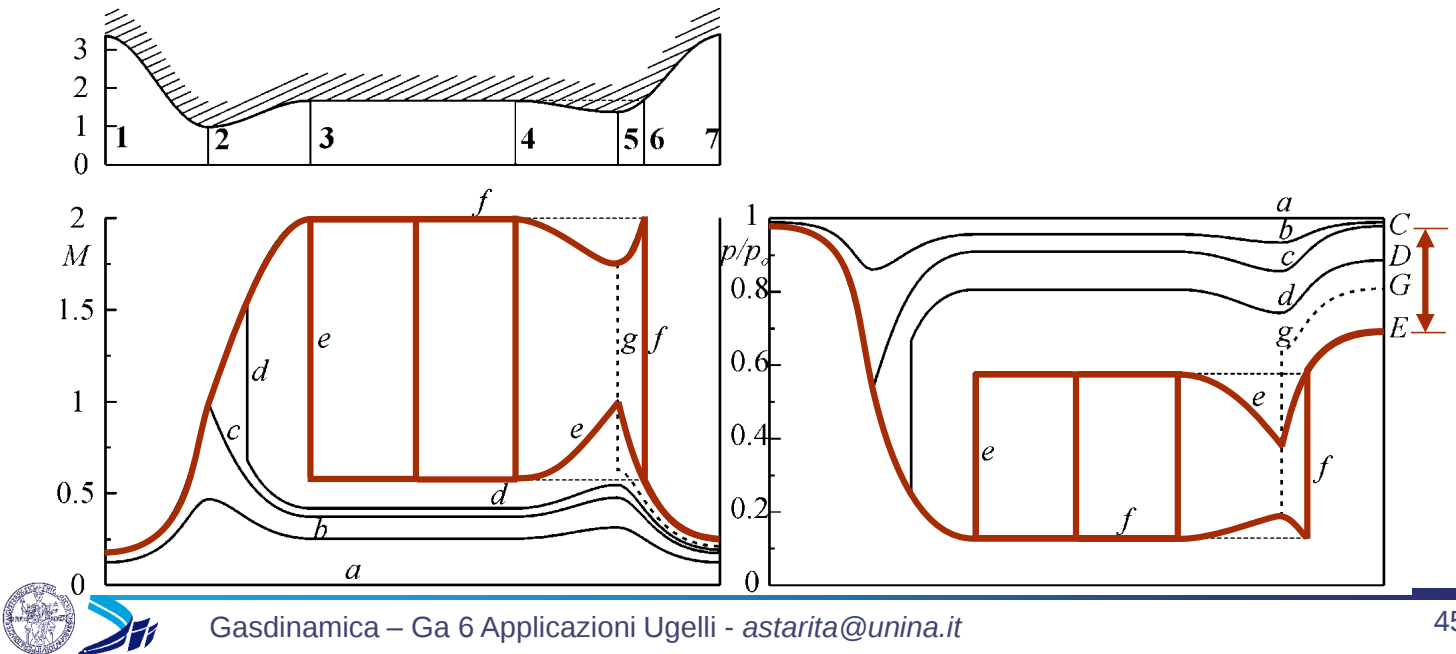
Per le **condizioni di figura** $p_{oE}/p_{oC} = 0.721$ per cui l'area della gola del diffusore, per quanto visto, deve essere (almeno) $A_5^*/A_2^* = 1/0.721 = 1.387$ volte quella dell'ugello.



Gallerie del vento supersoniche

Nell'ambito delle ipotesi fatte, quando il compressore produce un salto di pressione $p_{oE}/p_{oC} = 0.721$, **l'onda d'urto** si può trovare in una **qualsiasi sezione** della **camera di prova**.

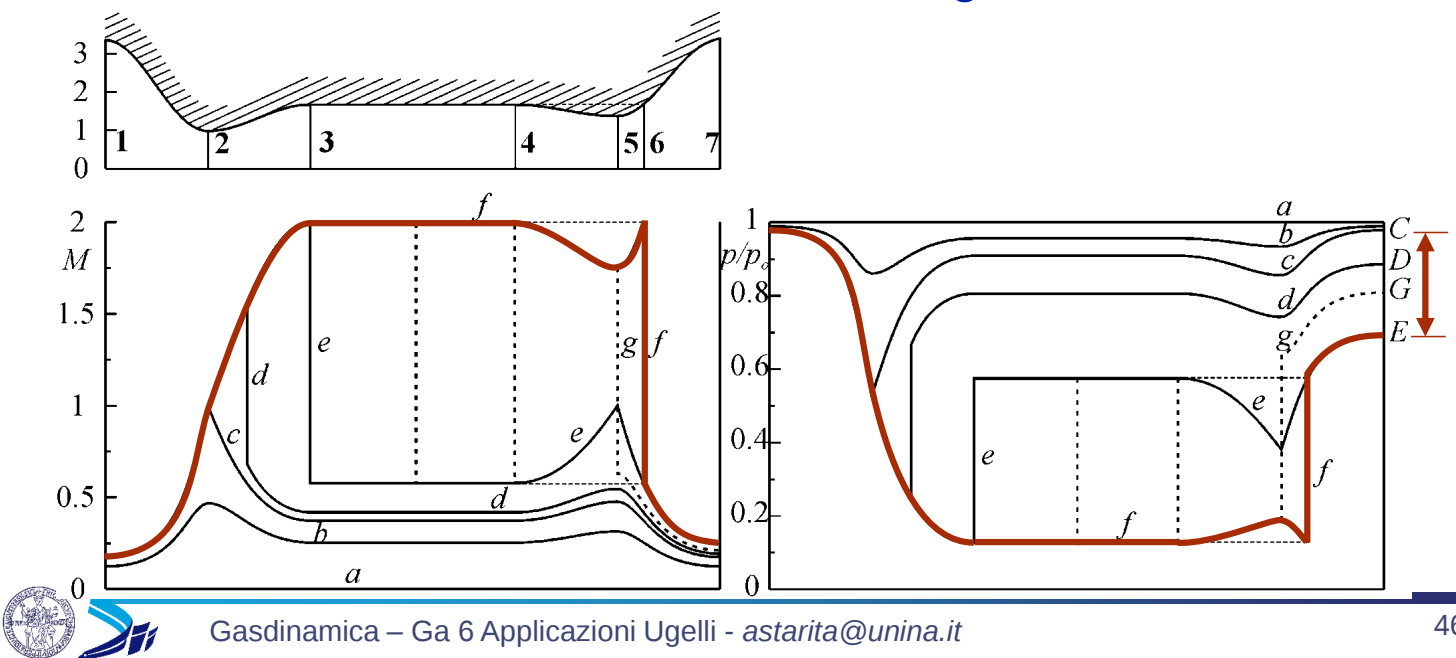
Ovunque sia situata l'onda il compressore fornisce lo stesso salto di pressione e se arriva nella sezione 4 è **ingoziata** e finisce nel **divergente del diffusore**.



Gallerie del vento supersoniche

Il numero di **Mach** a **monte** dell'onda d'urto nel divergente del diffusore deve essere **uguale** a quello in camera di prova e cioè l'onda deve, per forza, stabilirsi nella sezione 6 che ha la **stessa area** della camera di prova.

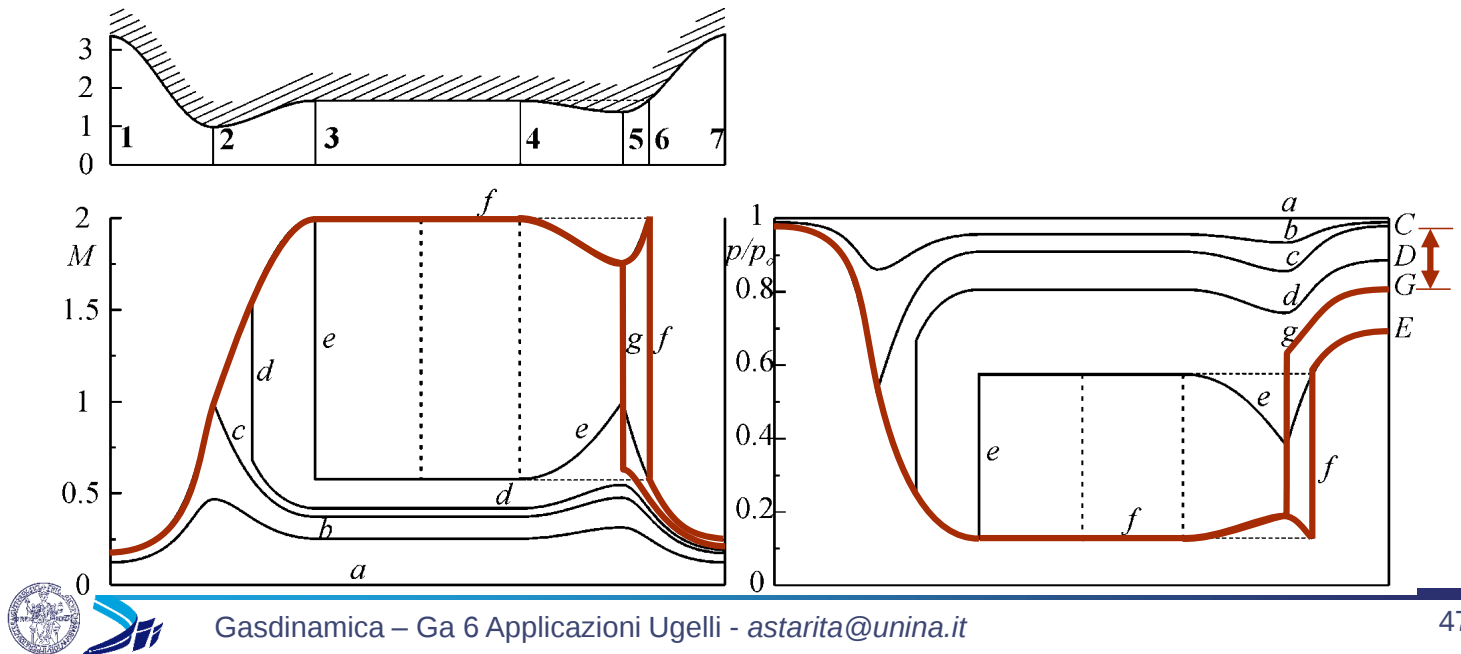
La procedura necessaria per portare l'onda d'urto nel divergente del diffusore è chiamata fase d'**avviamento della galleria**.



Gallerie del vento supersoniche

Una volta **avviata** la galleria, è possibile **ridurre** il regime di **rotazione** del **compressore** e portare l'onda in una sezione **prossima** a quella di **gola**.

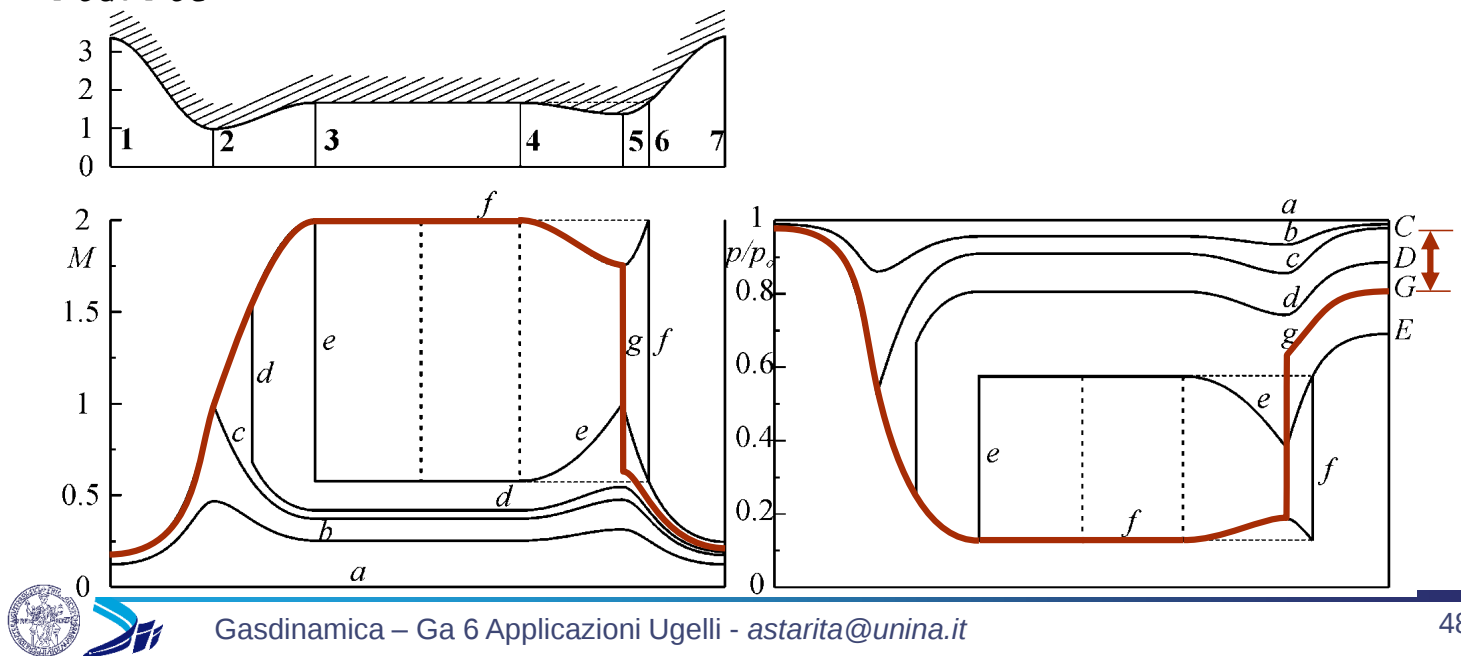
Così facendo si **riduce** il numero di **Mach** a **monte** dell'onda d'urto e, quindi, la **diminuzione** di **pressione di ristagno** da essa provocata, che in questo caso diventa pari a $p_{oC} - p_{oG}$.



Gallerie del vento supersoniche

Non è consigliabile avere l'onda d'urto **esattamente** nella **gola** del diffusore perché l'onda sarebbe **instabile** per perturbazioni verso **sinistra**. Se l'onda fosse **espulsa** dal diffusore sarebbe necessaria una nuova fase d'avviamento.

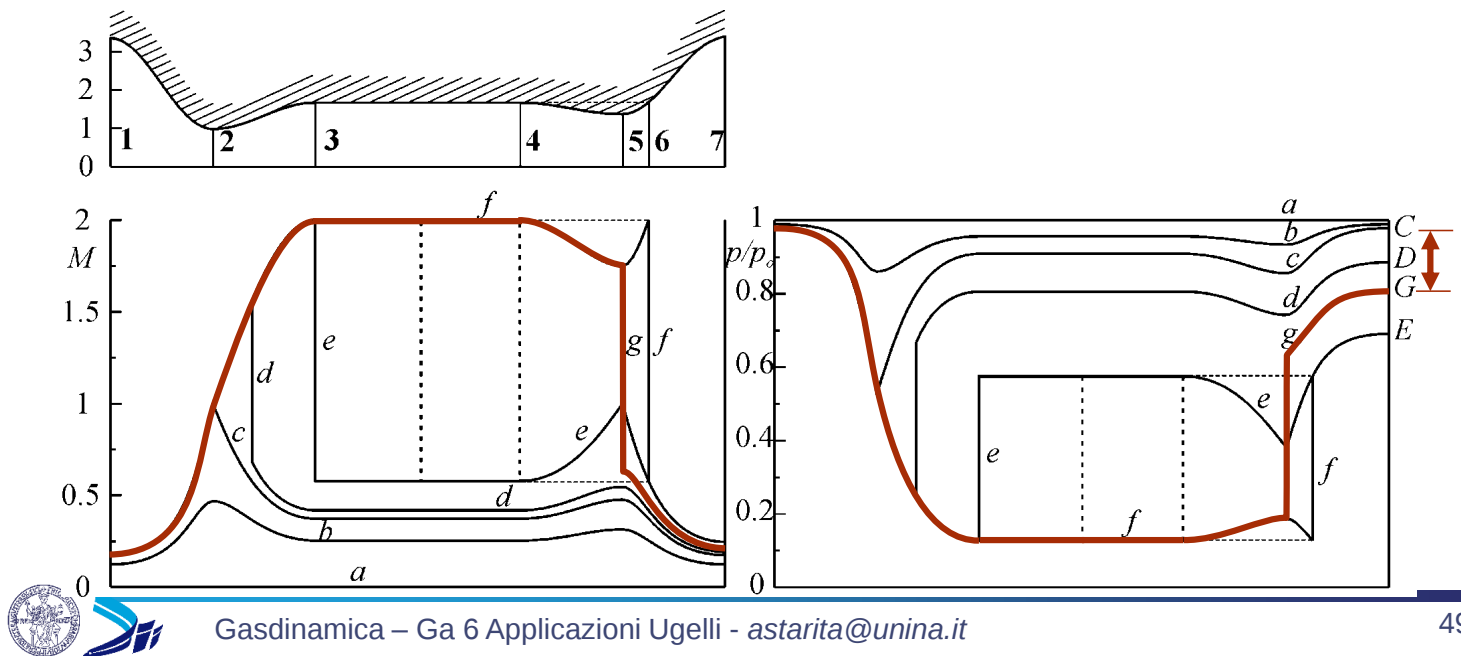
Per le **condizioni di figura** $A_5^*/A_2^* = 1.387$ a cui corrisponde $M_5 = 1.75$ e $p_{oG}/p_{oC} = 0.835$.



Gallerie del vento supersoniche

La diminuzione di pressione di ristagno è quindi in questo caso pari al **16.5%** invece del **28%** che si aveva alla fine della fase di avviamento.

Ciò significa che il **compressore**, in questa situazione, deve **fornire**, in termini di pressione, solo circa il **59%** di quanto aveva fornito in fase di avviamento.

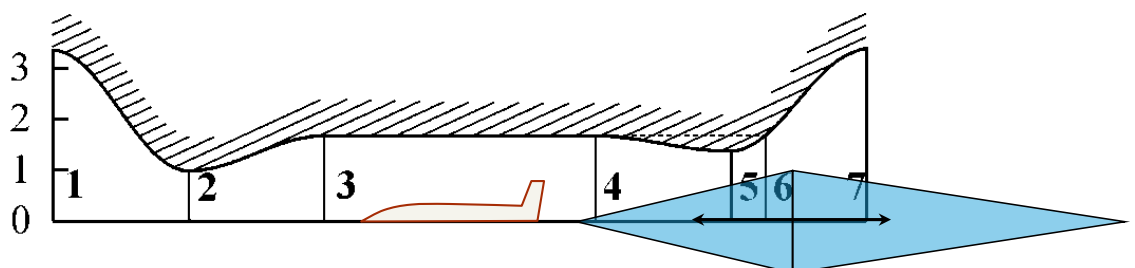


Gallerie del vento supersoniche

Per diminuire ulteriormente il salto di pressione che deve essere fornito dal compressore si può utilizzare di un **diffusore** a **geometria variabile**; una volta avviato il tunnel si diminuisce l'area della sezione di gola del diffusore (al meno, teoricamente, sino al valore A_2).

Ad esempio, una **spina conica** mobile, avanzando verso la gola, ne riduce l'area **abbassando** conseguentemente il numero di Mach nella gola stessa.

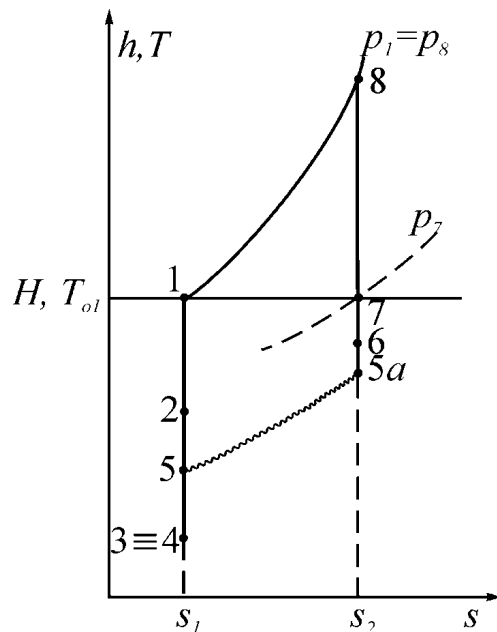
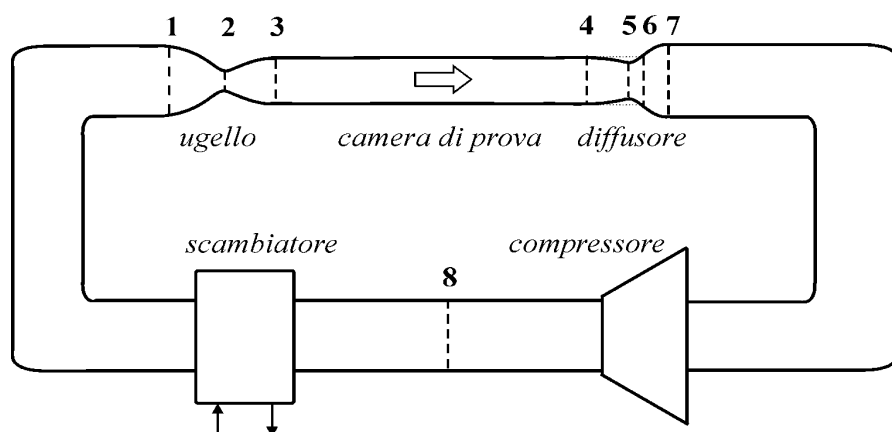
Per **facilitare**, evitando la perdita di pressione di ristagno associata alle onde d'urto generate dalla presenza del modello in camera di prova, la fase di **avviamento** conviene **inserire** il modello in camera di prova **dopo** aver avviato la galleria.



Gallerie del vento supersoniche

In un **tunnel supersonico a ciclo continuo** il compressore fornisce energia nel modo lavoro ($\dot{m}\Delta H = \dot{Q} - \dot{L}$) al fluido riscaldandolo e lo **scambiatore di calore** é necessario per mantenere la temperatura costante.

Gli aspetti **termodinamici** si comprendono meglio riportando i punti relativi alle diverse trasformazioni sul piano $h-s$ (ovvero, $T-s$).



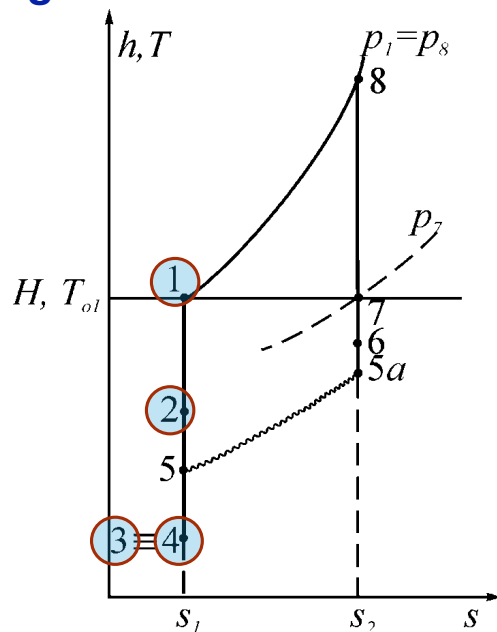
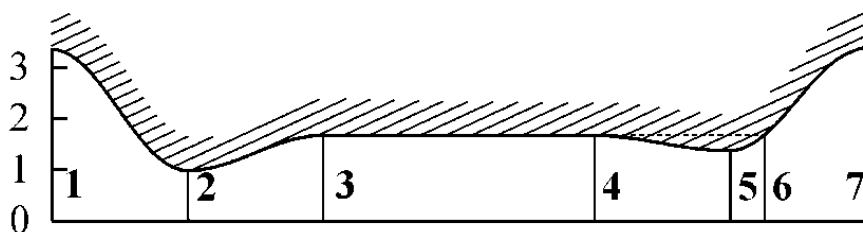
Gallerie del vento supersoniche

I punti nel diagramma a destra sono relativi al **funzionamento** in condizioni di **regime** con l'onda d'urto nella gola del **diffusore** 5.

Il **punto 1** rappresenta le condizioni a **monte** dell'ugello, praticamente coincidenti con quelle di ristagno.

I **punti 2 e 3** corrispondono alle condizioni nella **gola** e nella sezione di **uscita** dell'ugello.

Trascurando tutte le perdite di pressione in camera di prova e in assenza del modello, il **punto 4** coincide con il **punto 3**.

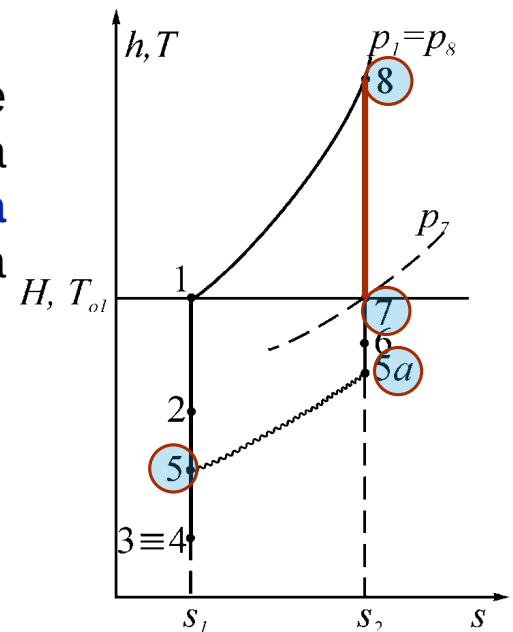
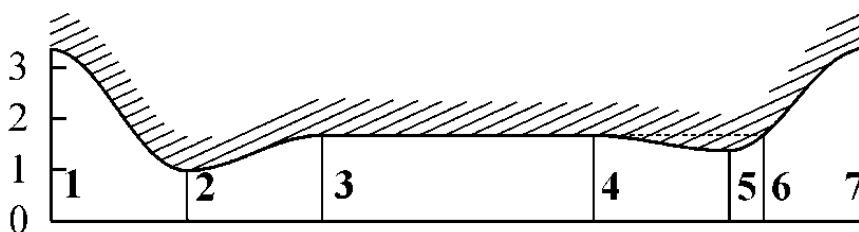


Gallerie del vento supersoniche

Il **punto 5** corrisponde alle condizioni nella **gola** del diffusore, mentre il **punto 5a** a quelle a **valle** dell'onda d'**urto** ivi presente.

Dopo l'onda d'urto, nel divergente del diffusore, la temperatura e la pressione aumentano isoentropicamente sino al **punto 7**, che **corrisponde** praticamente alle **nuove condizioni di ristagno** e deve trovarsi alla stessa altezza del punto 1.

Il **compressore** si può schematizzare come una macchina **isoentropica** che cede energia al fluido sino al punto 8, che ha la **stessa pressione** del punto 1, ma una temperatura più elevata.

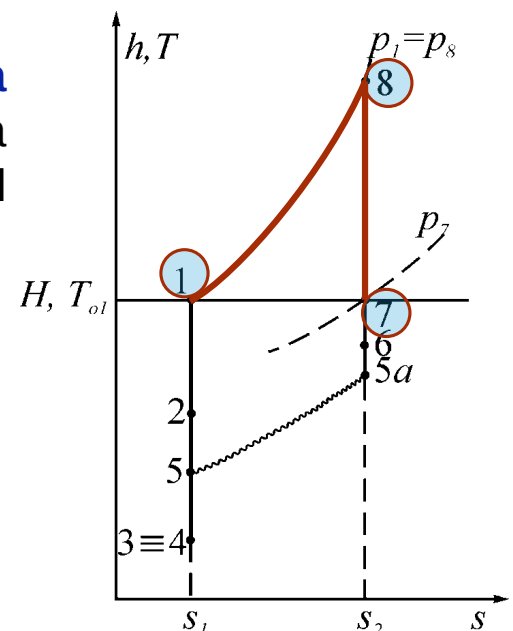
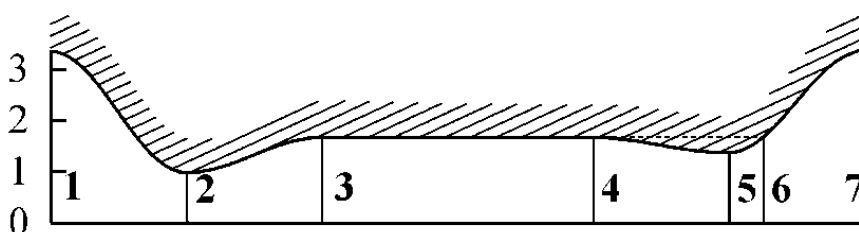


Gallerie del vento supersoniche

Per bassi valori del numero di Mach, la trasformazione che avviene nello **scambiatore di calore**, che in questo caso è posto dopo il compressore, si può agevolmente schematizzare con un processo a **pressione costante**. La curva che unisce i **punti 8 e 1** coincide, quindi, con l'isobara che rappresenta la sottrazione di calore al fluido nello scambiatore.

Dall'equazione di **conservazione** dell'**energia** per sistemi aperti nel caso adiabatico applicata tra i **punti 7 e 8** si può valutare la **potenza** del **compressore**:

$$\dot{m}\Delta H = -\dot{L} = \dot{m}c_p(T_{08} - T_{07})$$



Gallerie del vento supersoniche

$$\dot{m}\Delta H = -\dot{L} = \dot{m}c_p(T_{08} - T_{07})$$

Per le convenzioni il lavoro è positivo se estratto dal sistema infatti $T_{08} - T_{07} > 0$.

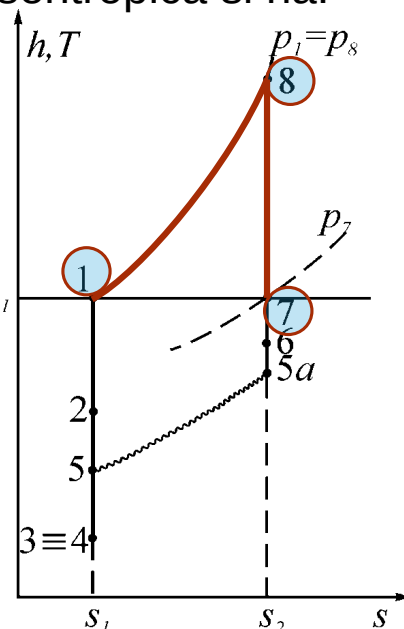
Chiaramente $T_{07} = T_{01}$, e avendo **schematizzato** lo **scambiatore** con una **isobara** $p_{08} = p_{01}$ ed il **compressore** con una isentropica si ha:

$$\frac{T_{08}}{T_{01}} = \frac{T_{08}}{T_{07}} = \left(\frac{p_{08}}{p_{07}}\right)^k = \left(\frac{p_{01}}{p_{07}}\right)^k$$

ed infine:

$$-\dot{L} = \dot{m}c_p T_{01} \left(\frac{T_{08}}{T_{01}} - 1 \right) = \dot{m}c_p T_{01} \left[\left(\frac{p_{01}}{p_{07}} \right)^k - 1 \right] H, T_{01}$$

A parità di **rapporto** di **compressione** realizzato dal **compressore**, la potenza necessaria è **linearmente** proporzionale alla **temperatura di ingresso** nel compressore.



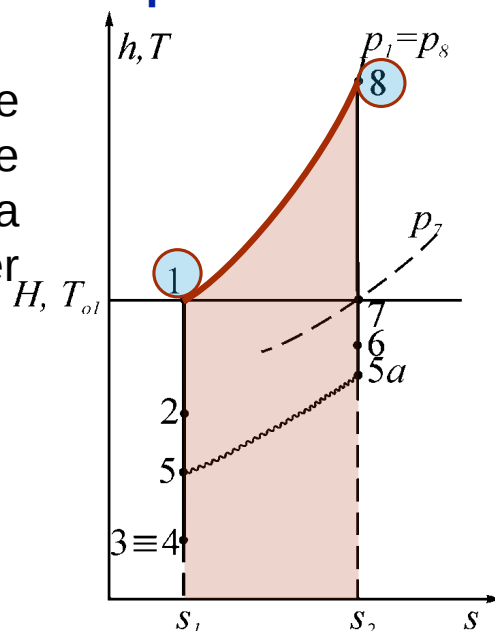
Gallerie del vento supersoniche

La **potenza** termica che lo **scambiatore** deve sottrarre, per riportare il fluido alla stessa temperatura di ristagno del punto 1 è **uguale** alla potenza che il **compressore** ha fornito sotto forma di lavoro

La potenza è anche uguale all'area **sottesa** alla curva 8-1,

Inserire lo **scambiatore** di **calore** prima del **compressore** risulta **vantaggioso** da un punto di vista energetico.

Questa configurazione è però di difficile **applicazione pratica**, infatti non è sempre possibile avere un **fluido freddo** con una **temperatura** sufficientemente **bassa** per alimentare lo **scambiatore** di **calore**.



Gallerie del vento supersoniche

Inserendo lo **scambiatore** di calore **prima** del **compressore**, dal **punto 7** si andrebbe, lungo una **isobara**, al **punto 8a** e successivamente, con una trasformazione isoentropica al **punto 1**.

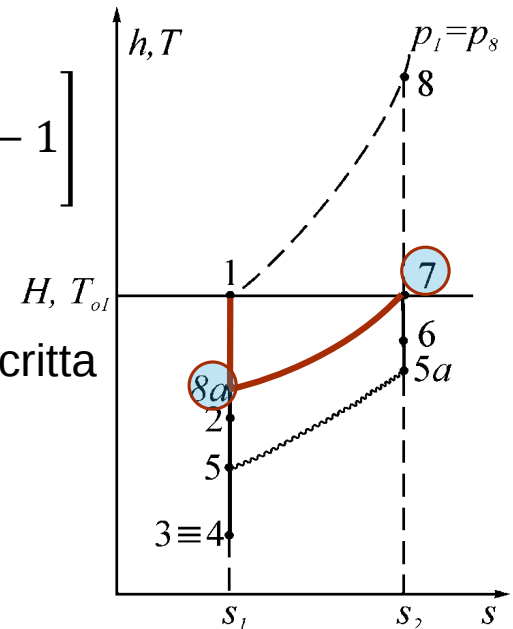
La potenza necessaria in questo caso è inferiore, infatti a **parità** di **rapporto** di **compressione** il lavoro, come appena detto, è proporzionale alla **temperatura all'ingresso**.

$$-\dot{L} = \dot{m}c_p T_{08a} \left(\frac{T_{01}}{T_{08a}} - 1 \right) = \dot{m}c_p T_{08a} \left[\left(\frac{p_{01}}{p_{07}} \right)^k - 1 \right]$$

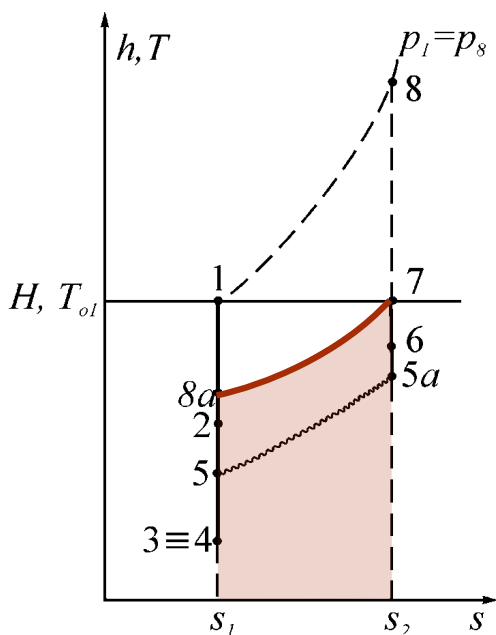
dove: $\frac{T_{08a}}{T_{01}} = \frac{T_{08a}}{T_{07}} = \left(\frac{p_{07}}{p_{01}} \right)^k < 1$

La relazione precedente può anche essere scritta come:

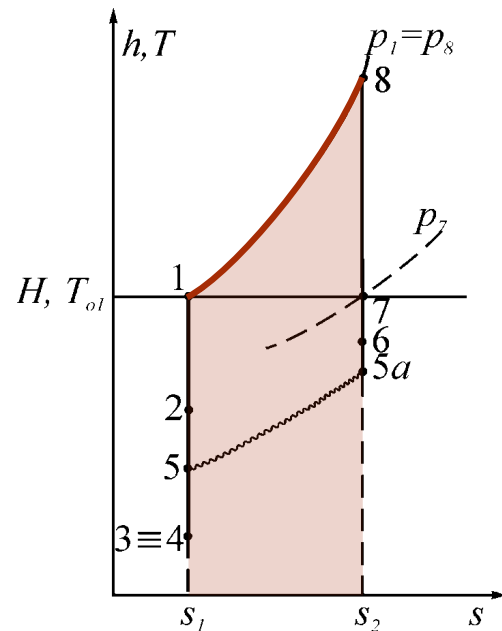
$$-\dot{L} = \dot{m}c_p T_{01} \left[1 - \left(\frac{p_{07}}{p_{01}} \right)^k \right]$$



Gallerie del vento supersoniche



$$-\dot{L} = \dot{m}c_p T_{08a} \left[\left(\frac{p_{01}}{p_{07}} \right)^k - 1 \right]$$



$$-\dot{L} = \dot{m}c_p T_{01} \left[\left(\frac{p_{01}}{p_{07}} \right)^k - 1 \right]$$

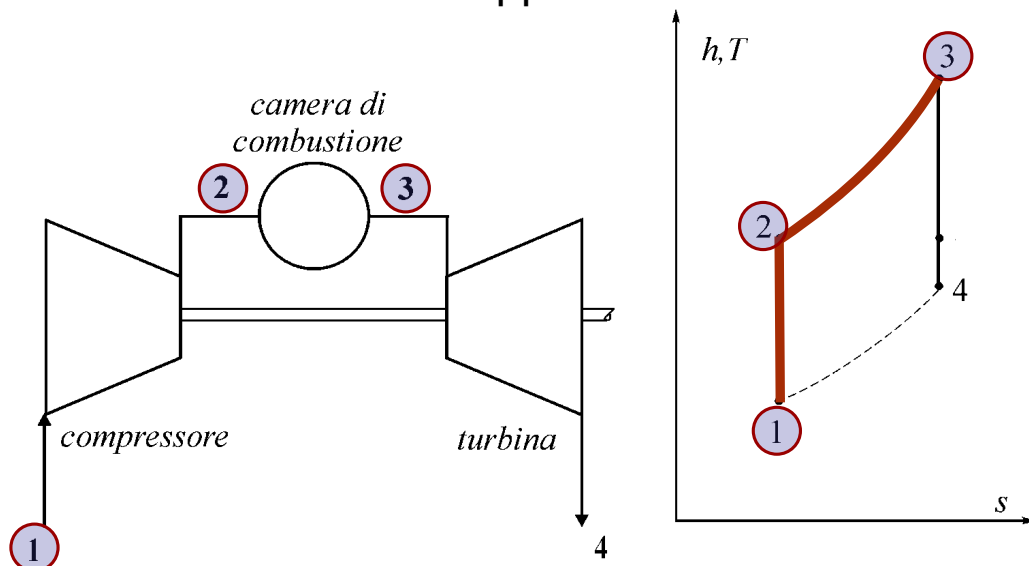


Prese d'aria subsoniche

Il ciclo **Brayton** aperto è quello che meglio descrive il funzionamento di una turbina a gas.

Il fluido (solitamente aria), prelevato dall'ambiente (punto 1), attraversa il **compressore**, che ne fa aumentare la **pressione** (punto 2).

Poi attraverso la **camera di combustione** l'entalpia totale aumenta seguendo una trasformazione approssimabile come **un'isobara** (punto 3).

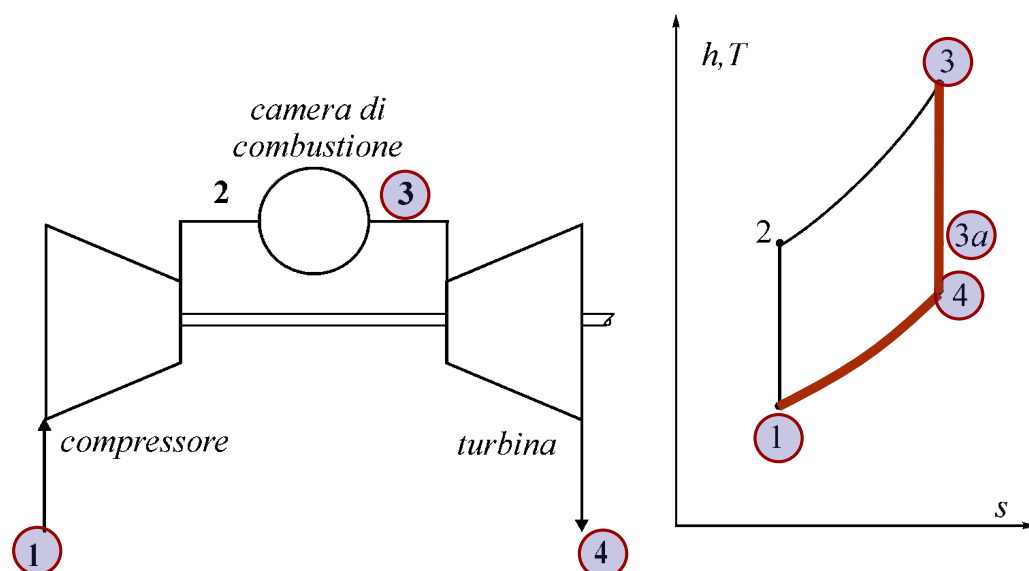


Prese d'aria subsoniche

Il fluido quindi **espande** in **turbina** fino al punto 4 raggiungendo nuovamente la pressione ambiente relativa al punto 1.

Idealmente, il ciclo si chiude con la trasformazione **isobara** 4-1 che rappresenta uno scambio di **calore** dal **sistema** all'**ambiente**.

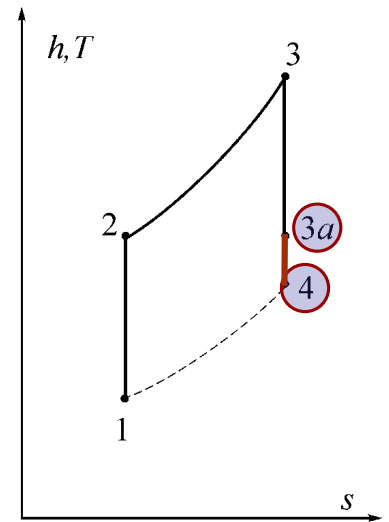
Non tutto il lavoro prodotto dalla turbina è **utilizzato** dal compressore.



Prese d'aria subsoniche

L'**eccesso** di **energia** disponibile (3a-4) si può impiegare per muovere una **macchina operatrice** (un alternatore, una pompa, etc.).

Una turbina a gas può essere utilizzata anche per applicazioni aeronautiche. L'eccesso di energia è utilizzato o per accelerare il fluido e generare così una spinta (**turbogetto**), ovvero per muovere un'elica (**turboelica**), o, infine, per realizzare entrambe le cose (**turbofan**).



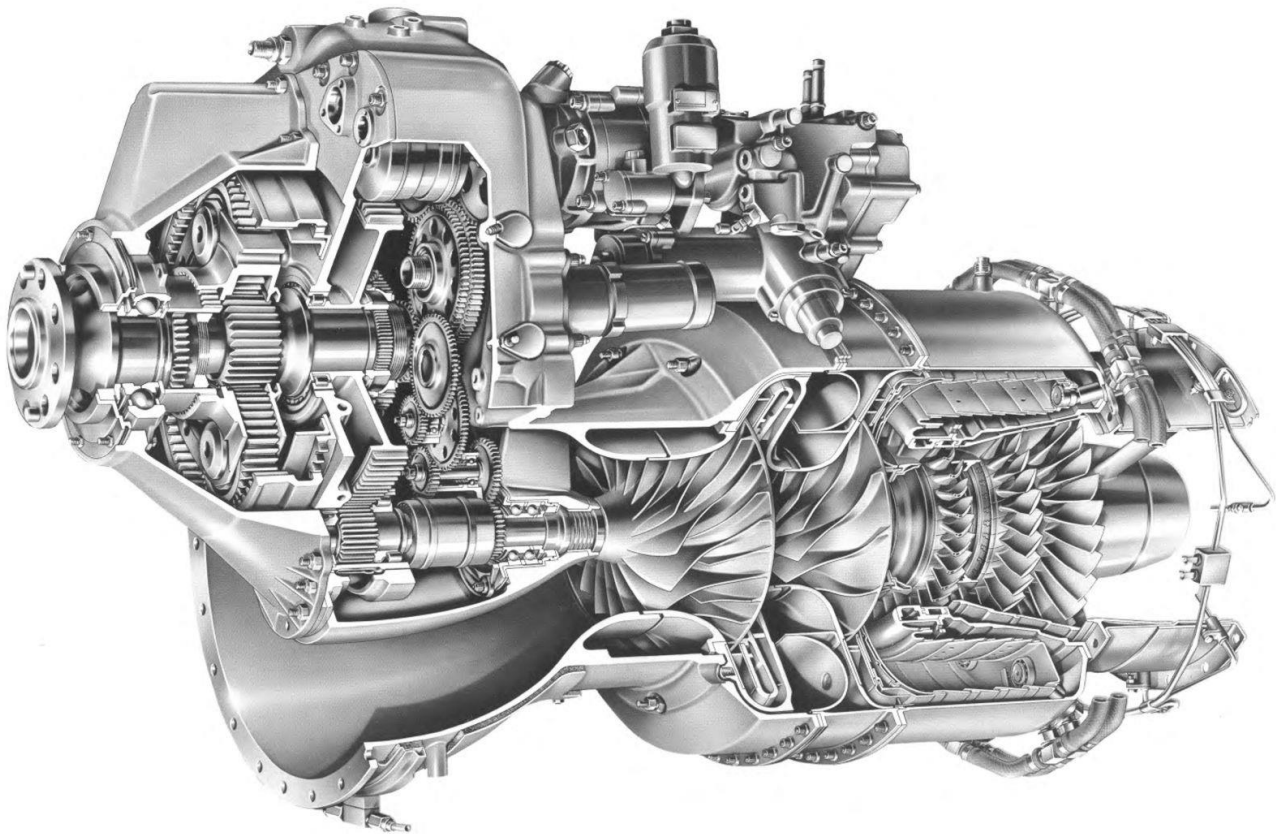
Prese d'aria subsoniche



Armstrong Siddeley RR VIPER (Aermacchi MB 326). Peso 249kg, $L=1.63m$, $D=.62m$, $F_{max}=12kN$, $\dot{m}_a=20kg/s$, $\pi_c=4.3$, Comp 7, Turb 1.



Prese d'aria subsoniche



Garrett TPE331. Peso 175kg, $L=1.1m$, $D=.53m$, Equivalent Power 700kW, Comp 2, Turb 3.



Gasdinamica – Ga 6 Applicazioni Ugelli - astarita@unina.it

63

Prese d'aria subsoniche



GEEnX (787, 747). Peso 6150kg, $L=4.7m$, $D=2.82m$, $F_{max}=330kN$, $\dot{m}_a=1200kg/s$, $\alpha=9.1$, $\pi_c=46$, Comp 1/4/10, Turb 2/7.



Gasdinamica – Ga 6 Applicazioni Ugelli - astarita@unina.it

64

Prese d'aria subsoniche

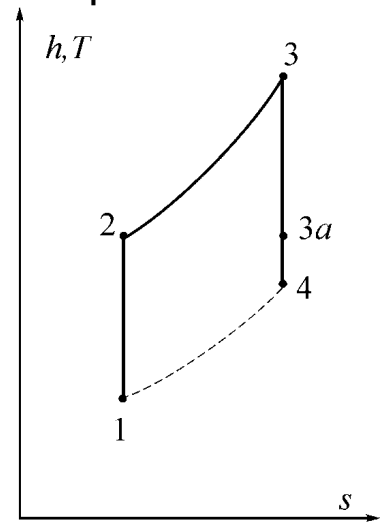
Per un **buon** funzionamento del **compressore** è necessario che il numero di **Mach** del fluido sia relativamente **basso** e abbia una **distribuzione uniforme** della **velocità** all'ingresso del compressore.

La **presa d'aria** (inlet) è un componente **necessario** per qualsiasi macchina che utilizzi l'aria come fluido di lavoro.

Se la macchina è **ferma**, la presa d'aria è costituita da un **convergente** che serve solo ad accelerare e **convogliare** l'aria nel compressore.

In queste circostanze, la presa d'aria si comporta come un **effusore** ed il suo progetto è relativamente semplice.

Invece, per applicazioni **aeronautiche** la funzione principale delle prese d'aria è di **decelerare** l'aria e, nel seguito, si utilizzerà il termine presa d'aria solo per indicare quei condotti che si comportano da **diffusori**, ossia quelli che rallentano il fluido.



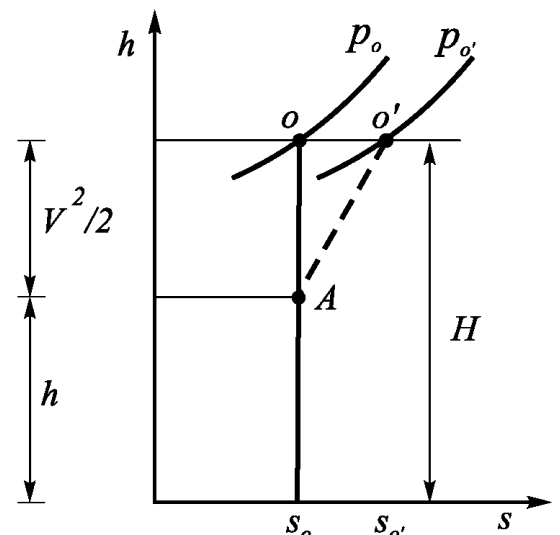
Prese d'aria subsoniche

Le **prese d'aria** se progettate correttamente oltre a rallentare la corrente **aumentano** anche la **pressione** all'ingresso del compressore; il lavoro richiesto dal compressore si riduce e aumenta il rendimento del ciclo termodinamico.

La trasformazione del fluido nella presa può essere considerata **omoenergetica** (gli scambi di calore e lavoro con l'ambiente sono trascurabili).

L'**aumento** di **pressione** è tanto **maggiore** quanto **minore** è la **produzione** di **entropia** derivante dal processo di decelerazione.

L'aumento **massimo** di **pressione** si ottiene con una trasformazione oltre che omoenergetica anche **reversibile** cioè **isoentropica**.



Prese d'aria subsoniche

L'**aumento** di pressione idealmente ottenibile **isoentropicamente** a monte del compressore è una **funzione crescente** del numero di **Mach** di crociera del velivolo M_c :

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

Per avere un aumento significativo della pressione, è necessario avere numeri di **Mach** relativamente **elevati** e le prese d'aria propriamente dette sono utilizzate prevalentemente nei motori dei velivoli a numero di Mach almeno **moderato**.

Nelle applicazioni **automobilistiche**, un aumento della pressione a monte del sistema d'iniezione consente di ottenere un migliore **rendimento volumetrico** del motore ma, spesso, non sono utilizzate prese d'aria particolari perché il numero di **Mach** è **basso**.

Anche un aumento della **densità** è benefico perché è possibile immettere più combustibile a parità di cilindrata.



Prese d'aria subsoniche

Nelle **automobili** da **competizione** anche un piccolo aumento del rendimento volumetrico può essere **significativo** ed ha senso progettare correttamente le prese d'aria.

Ad esempio per una velocità pari a $300 \cdot km/h$ ($M = 0.245 \xrightarrow{ISO} p_o/p_a = 1.043, \rho_o/\rho_a = 1.030$), il massimo **aumento** di **pressione** ottenibile è di poco superiore al **4%**, mentre quello di densità di circa il 3%.



Prese d'aria subsoniche

Nelle **automobili** da **competizione** anche un piccolo aumento del rendimento volumetrico può essere **significativo** ed ha senso progettare correttamente le prese d'aria.

Ad esempio per una velocità pari a $300 \cdot \text{km/h}$ ($M = 0.245 \xrightarrow{ISO} p_o/p_a = 1.043, \rho_o/\rho_a = 1.030$), il massimo **aumento** di **pressione** ottenibile è di poco superiore al **4%**, mentre quello di densità di circa il 3%.



Prese d'aria subsoniche

I motori per applicazioni aeronautiche funzionano non solo in condizioni di **crociera** ma anche al **punto fisso** (cioè con l'aeroplano fermo) e in situazioni **intermedie**.

Quindi si studierà il funzionamento del sistema presa d'aria-compressore all'**aumentare** della **velocità** del velivolo fino a quella di crociera V_c .

La fase iniziale, che porta dal velivolo fermo alla velocità di crociera è denominata di **avviamento**.

Si indicherà con M_c il numero di Mach di **crociera** ed con M_∞ il numero di Mach di **volo** del velivolo se diverso da quello di crociera.

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

Come fatto per le gallerie del vento si supporrà che le cadute di **pressione** di **ristagno** siano associate solo alle eventuali **onde d'urto**.

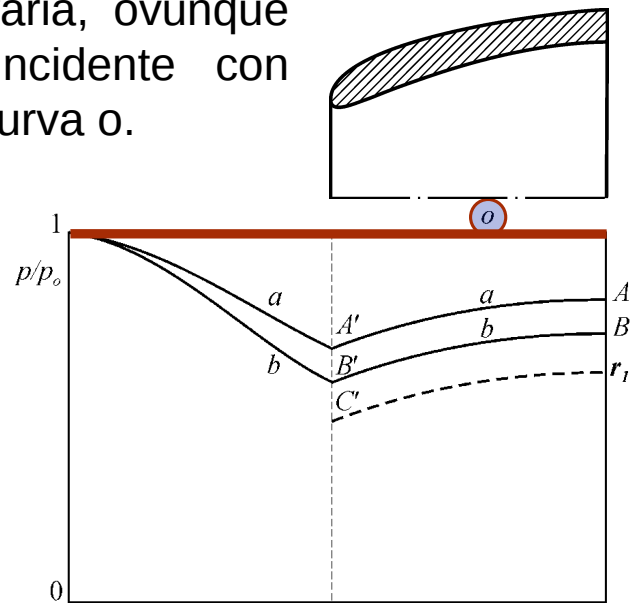


Prese d'aria subsoniche

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 cioè l'aria esterna, non si muovono. Con il motore spento, la **portata** e la **velocità** sono, chiaramente, **nulle**.

Anche la **pressione** nella presa non varia, ovunque uguale alla pressione **ambiente** (coincidente con quella di **ristagno**), come indicato dalla curva o.



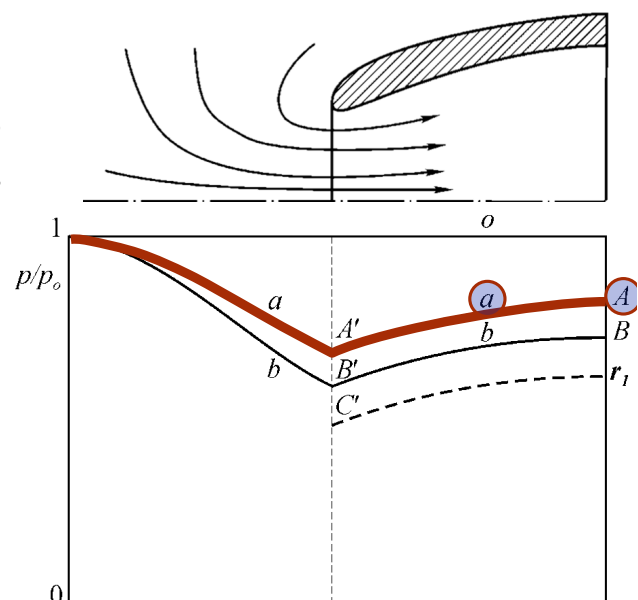
Prese d'aria subsoniche

Con aeroplano sempre al punto fisso, 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 il moto nella presa è **isoentropico**, **unidimensionale** e **stazionario**, la curva di funzionamento $A'-A$, indicata con a , è fissata dalla geometria del diffusore.

Poiché anche la **pressione ambiente** è fissata, l'aria in prossimità della presa deve accelerare, 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** è prodotta da un convergente esterno fittizio che convoglia aria proveniente **da tutte le direzioni** nella presa d'aria.



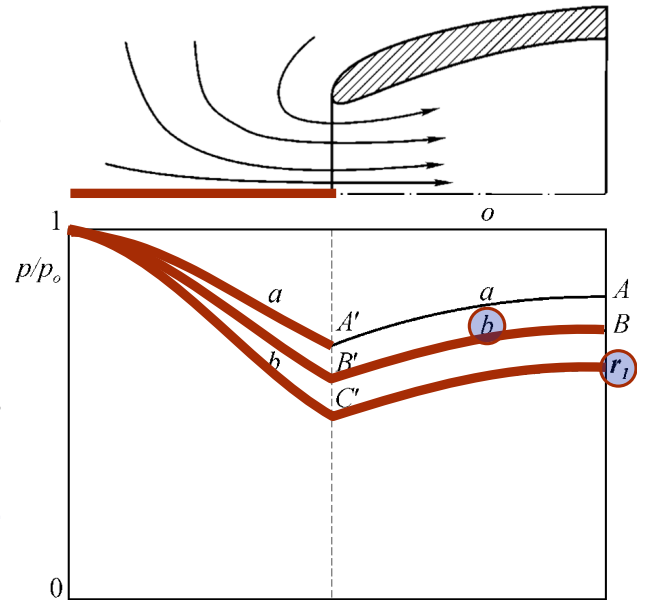
Prese d'aria subsoniche

Poiché le linee di corrente **convergono** 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 stessa.

Ad una certa distanza dalla presa, dove il numero di Mach è molto basso, 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) può diminuire al punto B , mentre la **portata aumenta** e la curva di funzionamento diventa la b .

Se la pressione all'uscita della presa d'aria diminuisse sino a r_1 , l'ingresso diventerebbe **sonico** e la **portata** sarebbe **massima** (la presa è strozzata).



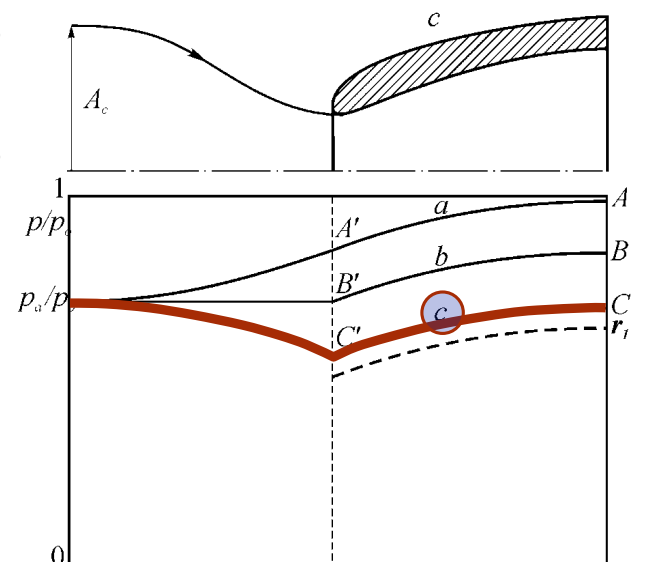
Prese d'aria subsoniche

Se l'aereo si muove alla **velocità subsonica** V_∞ , la pressione ambiente non varia però la **pressione** di ristagno **aumenta** e π_a **diminuisce**.

Variando la pressione imposta dal compressore, si hanno **tre funzionamenti**.

Quello della curva c è simile a quanto prima analizzato. La pressione imposta dal compressore è tale che $p_{C'} < p_a$ è quindi necessario avere un'**espansione** all'**esterno** della presa con un **convergente** esterno.

Come prima, ad una certa distanza a monte della presa, dove i filetti fluidi risultano praticamente paralleli tra di loro, si **recupera** la **pressione ambiente**.



Prese d'aria subsoniche

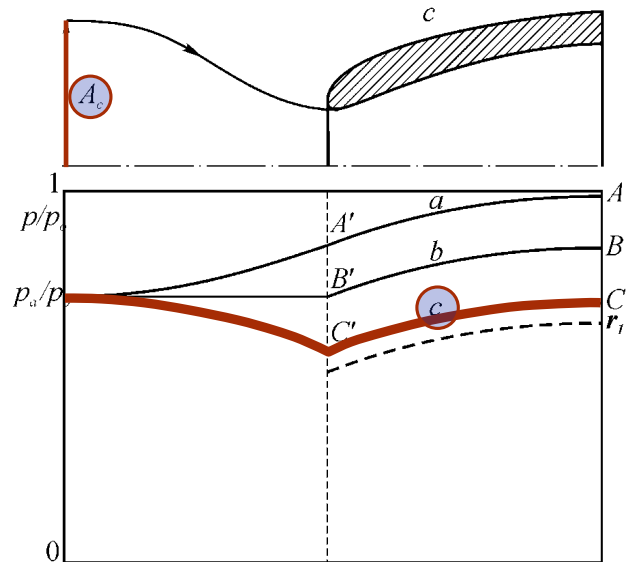
L'**area** di **cattura** è definita come l'area della sezione retta, posta all'**infinito** a **monte** (in pratica, dove i filetti fluidi risultano paralleli tra loro), da cui **proviene** l'**aria** che passa attraverso la **presa d'aria**.

L'area di cattura A_c può essere **maggiore** o **minore** dell'area della bocca (indicata con A_i) e si può calcolare, dall'equazione di conservazione della massa:

$$A_c = \rho V A_i / \rho_\infty V_\infty = \dot{m} / \rho_\infty V_\infty$$

Nel caso di figura, evidentemente l'**area** di **cattura** è **maggiore dell'area della bocca**.

Al **punto fisso** $V_\infty = 0$ l'area di cattura è **infinitamente grande** il che comporta, come visto in precedenza, che le **linee di corrente convergono** da **tutte** le direzioni.



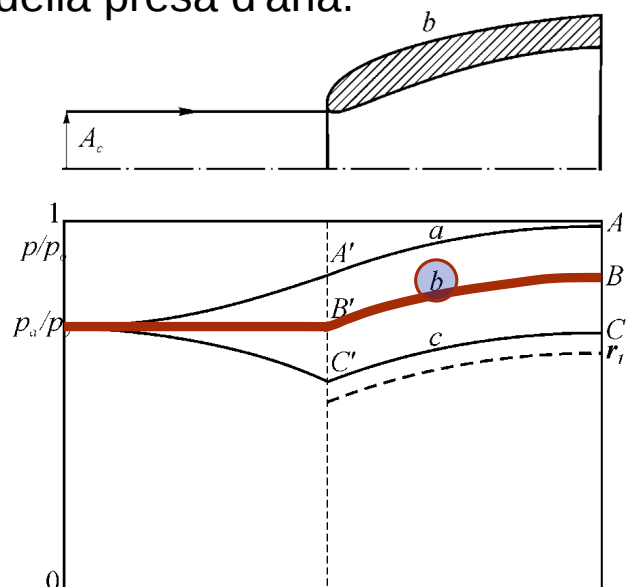
Prese d'aria subsoniche

Se la **pressione** imposta dal **compressore** è quella particolare relativa al punto B , uguale a quella **ambiente**, la curva seguita è la b e il funzionamento della presa si dice **corretto**.

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

La compressione avviene solo all'interno della presa d'aria.

Questo funzionamento è il più **efficiente** perché la **resistenza aerodinamica** è **minima**.

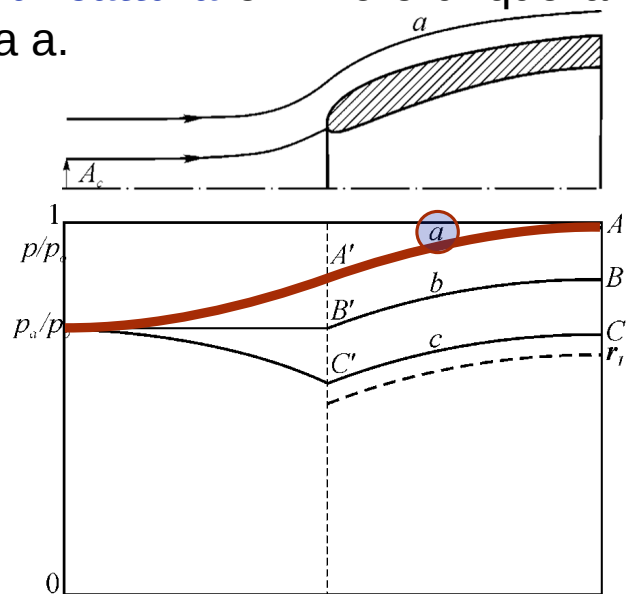


Prese d'aria subsoniche

Aumentando la **pressione** imposta dal **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.

La **pressione** a monte della presa deve **aumentare esternamente** ed è quindi presente un **divergente**; L'**area di cattura** è minore di quella all'ingresso della presa e si segue la curva *a*.

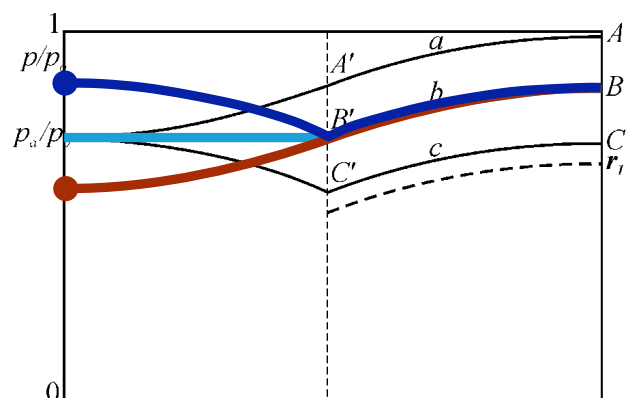
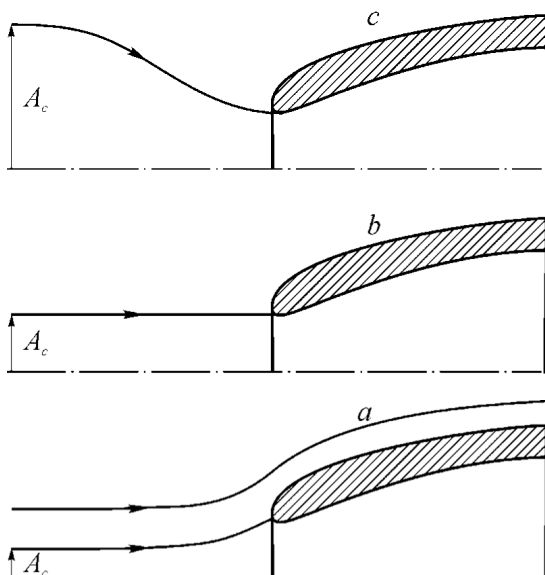
Le prese d'aria divergenti possono innalzare la pressione del fluido con una compressione solo **interna** o di **tipo misto**. Nel primo caso, l'aumento di pressione avviene solo all'interno del diffusore mentre, nel secondo, la compressione ha luogo anche all'esterno.



Prese d'aria subsoniche

Qualora la presa funzionasse seguendo la curva di funzionamento corretto *b*, al variare del numero di **Mach di volo** sia ha:

- un **aumento** di M_∞ conduce a una **diminuzione** di π_a e dell'**area di cattura**; curva di funzionamento del tipo indicato con *a*.
- una **diminuzione** di M_∞ conduce a un **aumento** di π_a e dell'**area di cattura**; curva di funzionamento del tipo *c*.

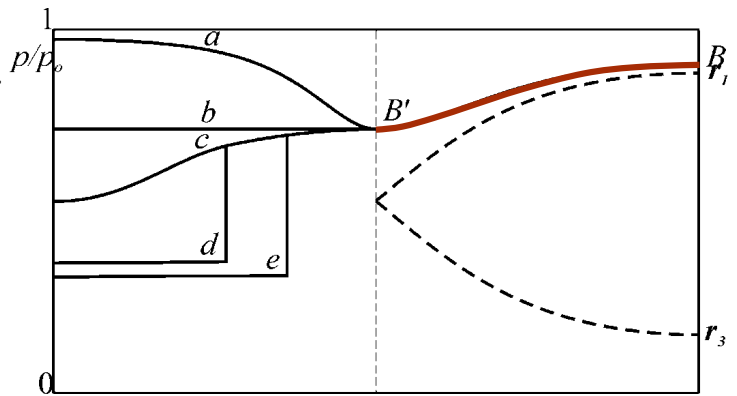


Prese d'aria supersoniche semplicemente divergenti

Come si vedrà meglio in seguito, se il numero di **Mach** di **crociera** del velivolo è supersonico ma relativamente **basso** la presa d'aria semplicemente **divergente** può essere utilizzata anche in regime supersonico.

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

Se la condizione di volo provoca la formazione di un'**onda d'urto**, i diagrammi sono **adimensionalizzati** rispetto alla **pressione di ristagno** a **valle** dell'onda d'urto.



Prese d'aria supersoniche semplicemente divergenti

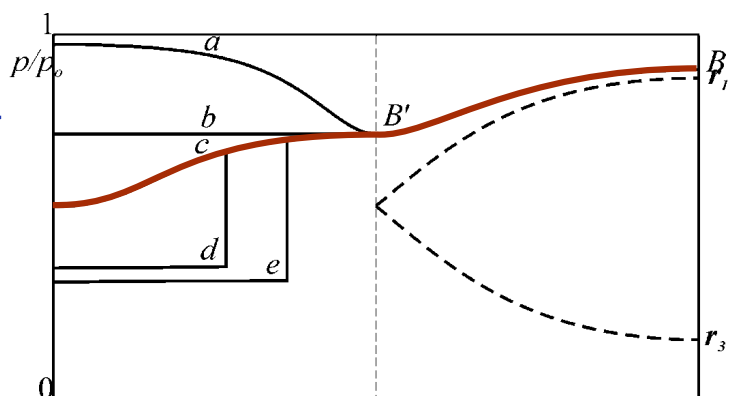
Quest'ipotesi è equivalente a **fissare** il numero di **Mach** in ogni sezione della presa d'aria, in particolare quello nel punto B' , ed implica che $p_{B'}$ **aumenti** all'aumentare del numero di Mach.

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 relativa ad un velivolo che vola in condizioni **soniche** ($M_\infty = 1$).

L'**area** di **cattura** è la **minima** possibile, infatti il fattore d'efflusso $\Psi = \Psi^*$ è massimo.



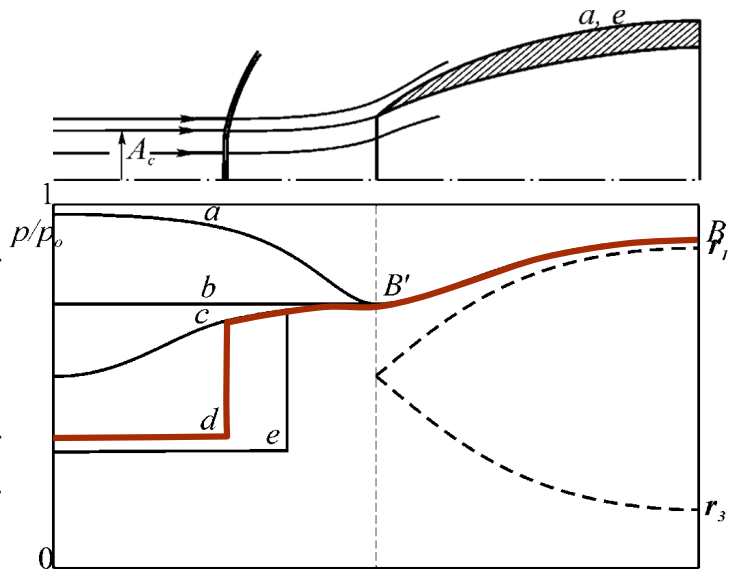
Prese d'aria supersoniche semplicemente divergenti

Quando si **supera** la **velocità** del **suono** $M_\infty > 1$ si ha la formazione di un'**onda d'urto** a monte della presa d'aria, praticamente **normale** nella zona di interesse.

Il **diffusore** si comporta quasi come un **corpo tozzo** ed è quindi necessario avere un'onda d'urto staccata che informi la corrente della presenza della presa.

A valle dell'urto si forma un **divergente** esterno per comprimere ulteriormente il fluido. Anche in queste condizioni l'**area** di **cattura** è **minore** dell'area della bocca della presa d'aria.

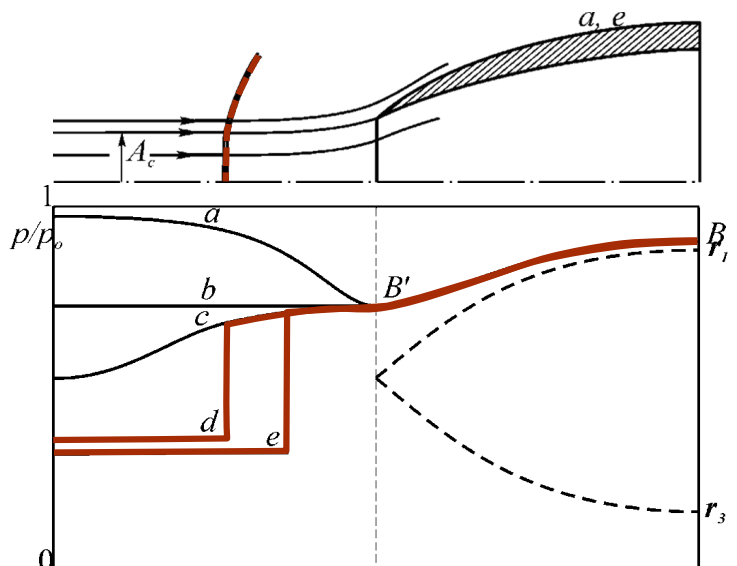
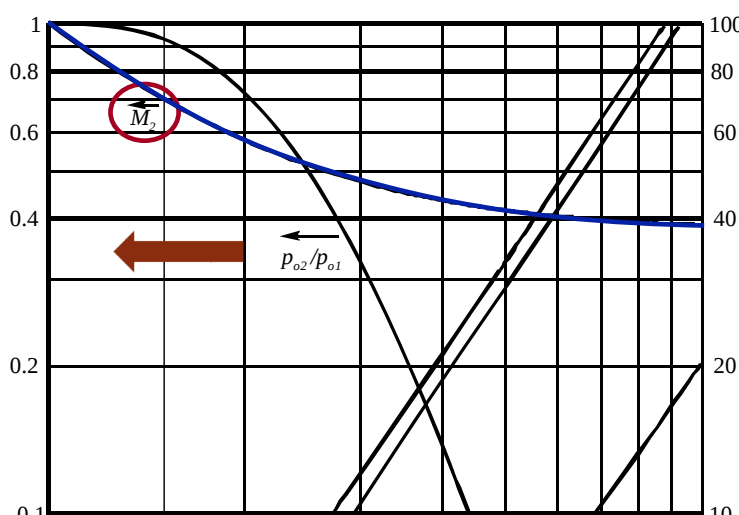
Per **semplicità** di rappresentazione, la compressione esterna è descritta ancora dalla parte della curva c a valle dell'onda d'urto.



Prese d'aria supersoniche semplicemente divergenti

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 si può spiegare considerando che il numero di **Mach** a **valle** di un'**onda d'urto** M_y è funzione **decrescente** di quello a **monte**.



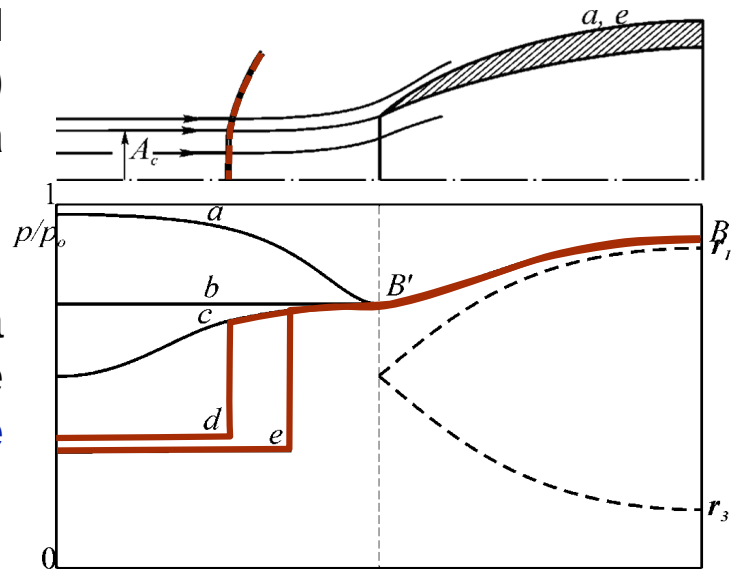
Prese d'aria supersoniche semplicemente divergenti

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 si può spiegare considerando che il numero di **Mach** a valle di un'onda d'urto M_y è funzione **decescente** di quello a monte.

Per **bassi** valori supersonici di M_∞ il numero di **Mach** del punto B' ($M_{B'}$) è minore di quello a valle dell'onda d'urto M_y . All'**aumentare** di M_∞ M_y **decesce avvicinandosi** a $M_{B'}$.

Dunque l'onda d'urto si **avvicina** alla **bocca** della presa d'aria perché è necessaria una **compressione** esterna minore.



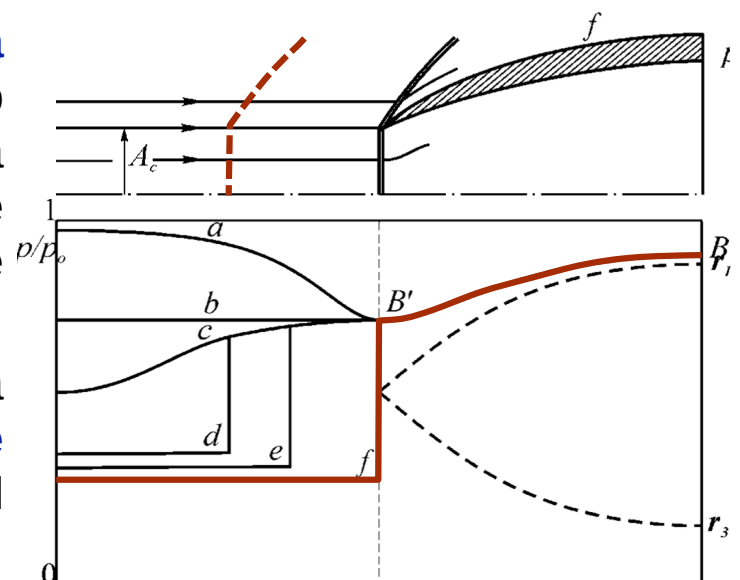
Prese d'aria supersoniche semplicemente divergenti

Quando M_∞ è tale che $M_y = M_{B'}$ l'onda d'urto si porta esattamente sulla **bocca** della presa e si ha il cosiddetto **funzionamento corretto** della presa d'aria.

Ciò potrà avvenire **purché** $M_{B'} \geq M_{2l}$ cioè il minimo valore del numero di Mach a valle di un'onda d'urto normale (che si ha per un numero di Mach a monte che tende all'infinito).

In queste condizioni la **gondola** provoca la formazione di onde d'urto **oblique** e, per ridurre la resistenza aerodinamica, essa è normalmente costruita con uno **spigolo vivo** e con un **angolo** di deviazione **basso**.

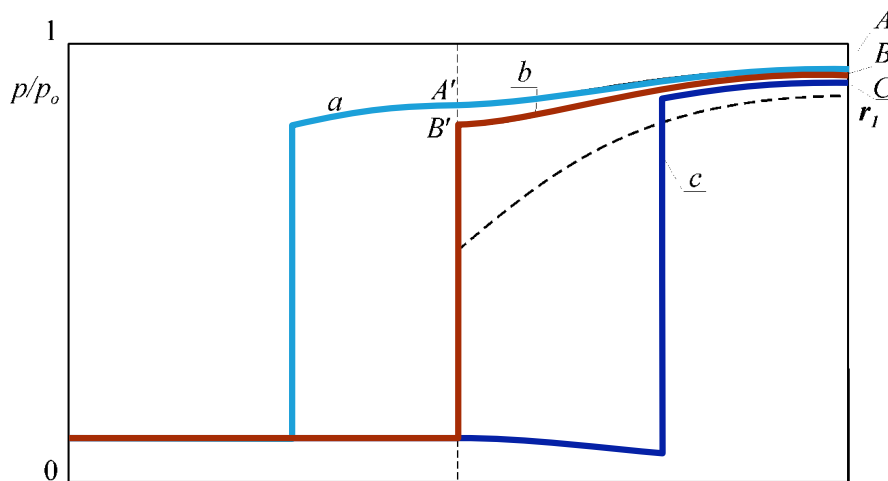
Va comunque osservato che questa geometria può causare **separazione** della **corrente**, in particolare al **punto fisso**.



Prese d'aria supersoniche semplicemente divergenti

Partendo dalle condizioni di **funzionamento corretto** $p_c = p_B$, al variare della **pressione** imposta dal **compressore** si ha:

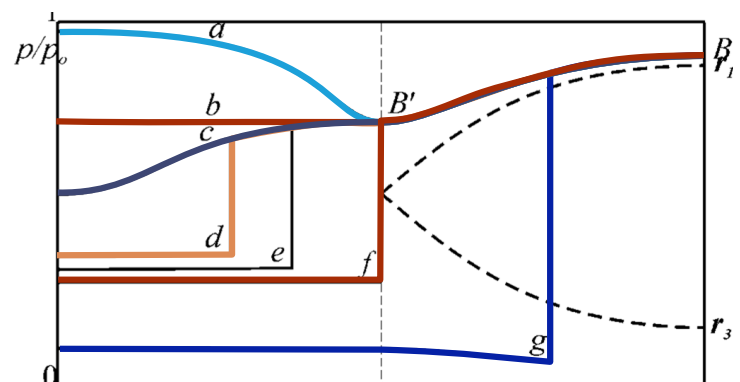
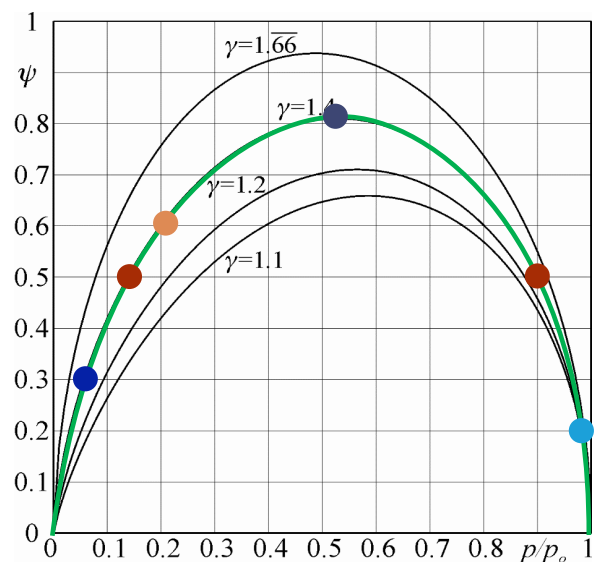
- per un **aumento** di p_c l'onda si **allontana** dalla **bocca** della presa perché il numero di **Mach** all'**ingresso** deve **diminuire** ed è quindi necessaria una **compressione esterna**; lo **spillamento** dovuto alla compressione esterna provoca una **diminuzione** della **portata di massa**.
- Per una **diminuzione** di p_c l'onda d'urto si porta all'**interno** del **divergente** ma la **portata** rimane **costante** perché le condizioni sulla bocca non variano.



Prese d'aria supersoniche semplicemente divergenti

All'aumentare di M_∞ si hanno i seguenti funzionamenti:

- **Convergente esterno**, $A_c > A_i$;
- **Funzionamento corretto** in regime subsonico, $A_c = A_i$;
- $M_\infty = 1$, divergente esterno l'area di cattura è minima, $A_c = \min$;
- **Onda d'urto a monte** della presa, divergente esterno, $A_c < A_i$;
- **Funzionamento corretto** in regime supersonico, $A_c = A_i$;
- **Onda d'urto all'interno** della presa, $A_c = A_i$.



Ψ è valutato a valle dell'onda d'urto.



Prese d'aria supersoniche semplicemente divergenti

Una presa d'aria semplicemente **divergente** si può utilizzare solo se la **caduta di pressione di ristagno**, associata all'onda d'urto, sia relativamente **piccola**, cioè per Mach di crociera relativamente bassi.

Supponendo che un valore accettabile della caduta di pressione di ristagno sia del **10%**, si può valutare facilmente il numero di **Mach massimo** per l'utilizzo di una presa d'aria solo divergente. Dalle tabelle si ha:

$$\frac{p_{02}}{p_{01}} = 0.90 \quad \xrightarrow{NSW} \quad M_1 = 1.59$$

Per numeri di **Mach** maggiori di circa 1.6, la caduta di pressione di ristagno diventa rapidamente **troppo grande** ad esempio:

$$M_1 = 1.8 \quad \xrightarrow{NSW} \quad \frac{p_{02}}{p_{01}} = 0.81$$

Per numeri di Mach relativamente elevati è necessario utilizzare una **presa d'aria convergente-divergente**.



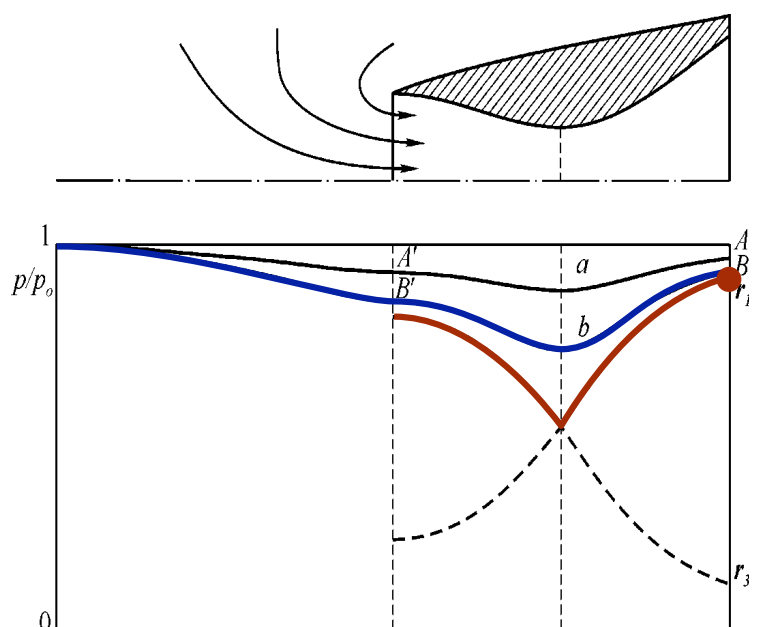
Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti

Al **punto fisso**, se il compressore impone una pressione pari a quella del punto *B*, il funzionamento segue la curva *b* ed è necessario avere un **convergente esterno**.

Anche in questo caso, l'area di **cattura** è **infinita** e le linee di corrente convergono da tutte le direzioni.

La presa **strozza** quando il rapporto tra la pressione a monte del compressore e quella di ristagno è uguale ad r_1 .

Per le altre fasi di volo si supporrà che il **compressore** mantenga **costante** il rapporto di pressioni all'uscita della presa d'aria al valore $\pi = r_1$ ed il moto sarà sonico nella gola della presa d'aria.

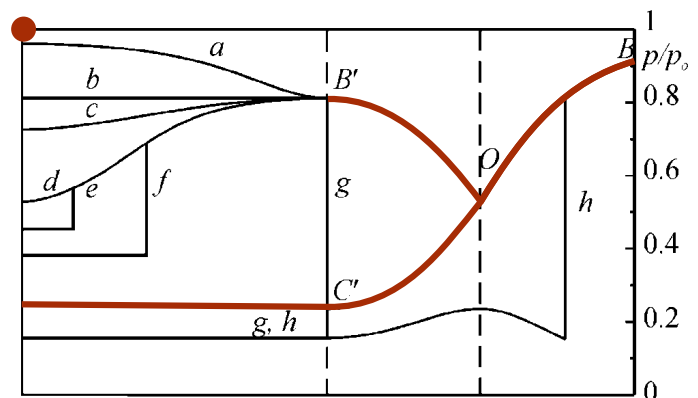


Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti

Inizialmente la fase di **avviamento** è **analoga** a quella delle prese d'aria semplicemente divergenti, con la sola differenza che la pressione **diminuisce** nel **convergente** per poi **riaumentare** nel **divergente**.

All'**aumentare** di M_∞ la **pressione** di **ristagno** (all'infinito a monte) aumenta e, di conseguenza, $\pi_\infty = \pi_a = p_a/p_o$ **diminuisce**.

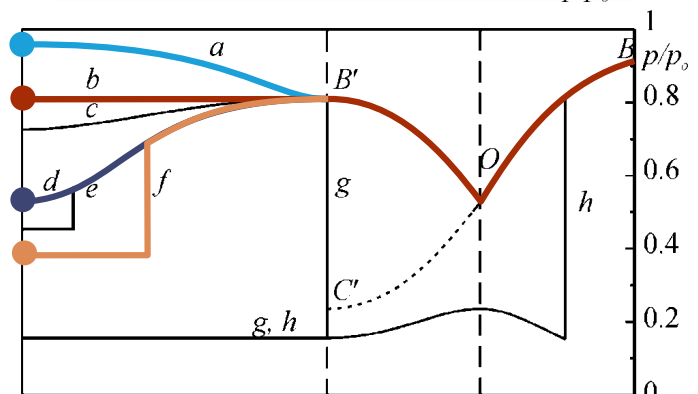
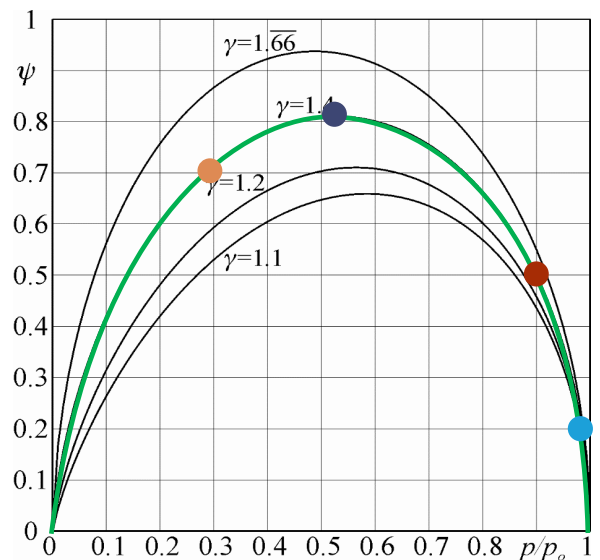
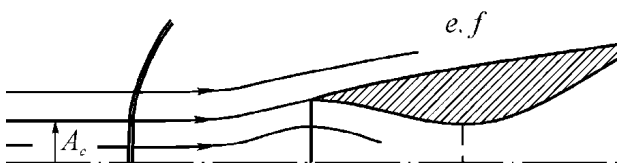
Si analizzeranno di nuovo tutti i regimi di funzionamento fino al raggiungimento della **curva** di **funzionamento corretto** in condizioni di crociera ($M_c = M_{c'}$) che prevede idealmente un funzionamento **isentropico** (senza onde d'urto) con **area** di **cattura uguale** a quella d'**ingresso**.



Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti

Aumentando M_∞ si hanno i seguenti funzionamenti:

- **Convergente esterno**, $A_c > A_i$, **curva b**;
- **Funzionamento corretto** in regime subsonico, $A_c = A_i$, **curva b**;
- $M_\infty = 1$, divergente esterno l'area di cattura è minima, $A_c = \min$, **curva d**;
- **Onda d'urto staccata a monte** della presa $M_y > M_{B'}$ e divergente esterno con **spillamento**, $A_c < A_i$, **curva f**;



Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti

L'**onda** d'urto si porta all'**ingresso** dell'ugello quando $M_y = M_{B'}$, ed è utile diagrammare in funzione del numero di Mach di volo:

- il numero di Mach a **valle** dell'**onda d'urto** normale M_y ;

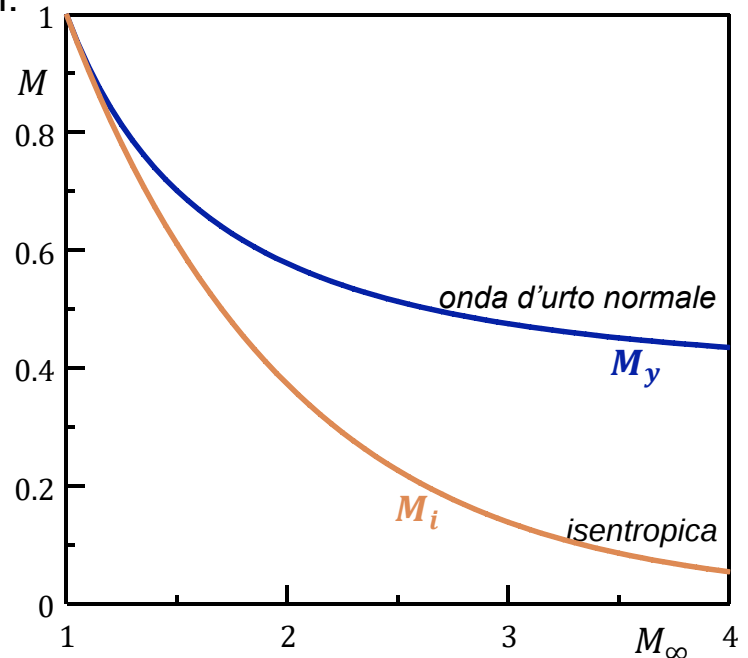
M_y è il grafico del numero di Mach a valle in funzione di quello a monte già presentato per le onde d'urto normali:

$$M_\infty \xrightarrow{NSW} M_y$$

- il numero di Mach subsonico **isentropico** M_i relativo allo stesso rapporto A/A^* corrispondente a M_∞ ($M_i = M_{B'}$).

Dalle tabelle del moto isentropico con $M_\infty > 1$ si valuta A/A^* e da questo il valore subsonico M_i .

$$M_\infty > 1 \xrightarrow{iso} \frac{A}{A^*} \xrightarrow{iso} M_i < 1$$



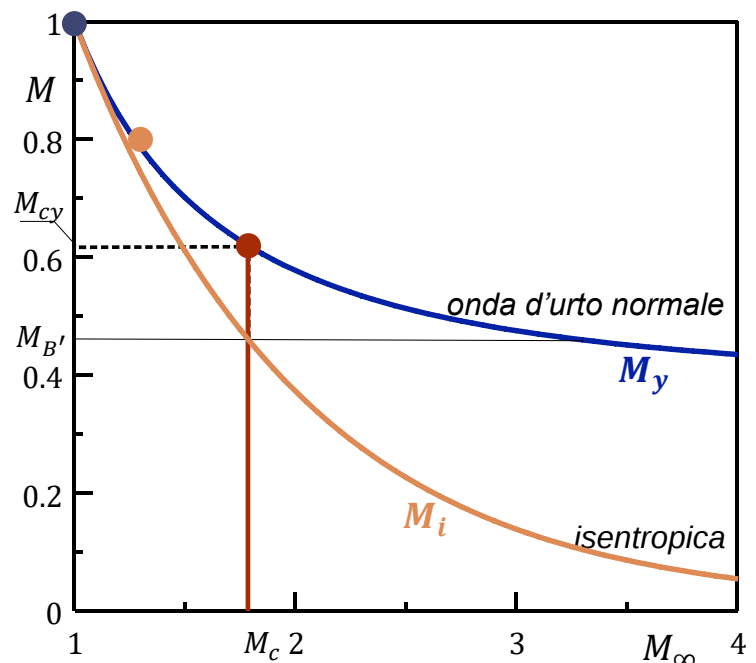
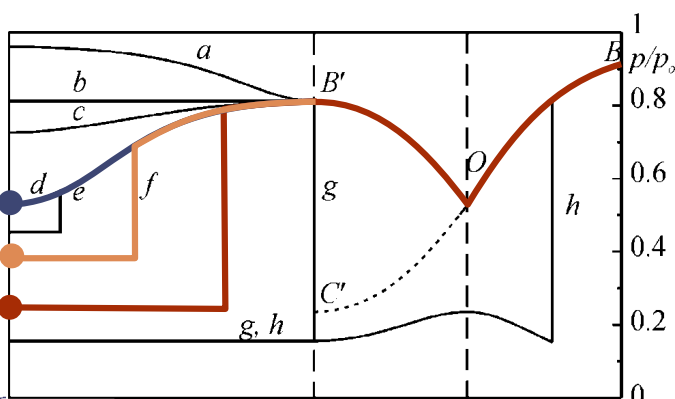
Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti

La curva del numero di Mach **isentropico** è inferiore a quella di M_y .

All'aumentare di M_∞ a partire dal valore sonico l'onda d'urto **tende** ad **avvicinarsi** alla presa d'aria:

- $M_\infty = 1$ onda di Mach all'infinito a monte;
- $1 < M_\infty < M_c$;
- $M_\infty = M_c$;

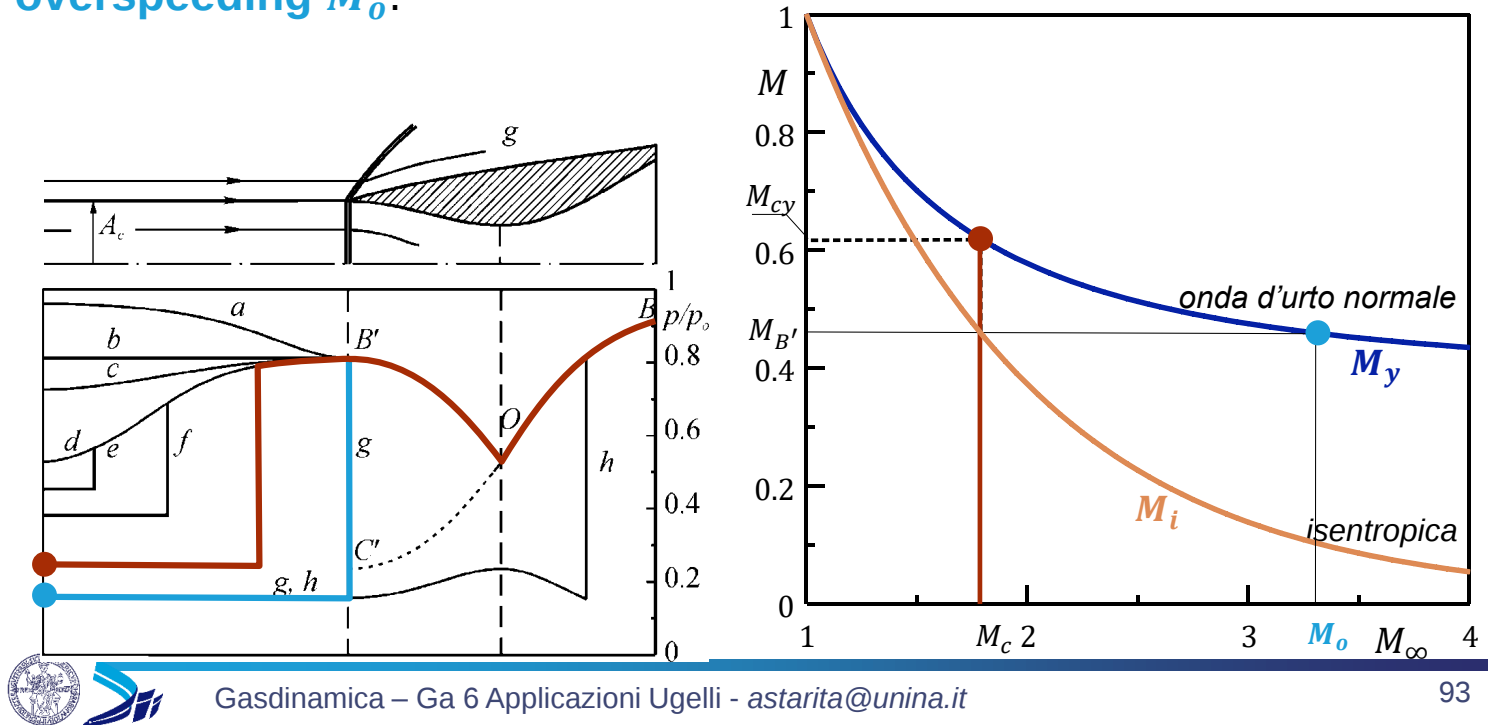
Per $M_\infty = M_c$ il numero di Mach a valle dell'onda M_{cy} è maggiore di $M_{B'}$, e l'onda si trova all'**esterno**.



Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti

Per portare l'onda sulla **bocca** del convergente, e quindi **inghiottirla**, si deve aumentare M_∞ fino a che $M_y = M_{B'}$, ed è necessario operare un **overspeeding**.

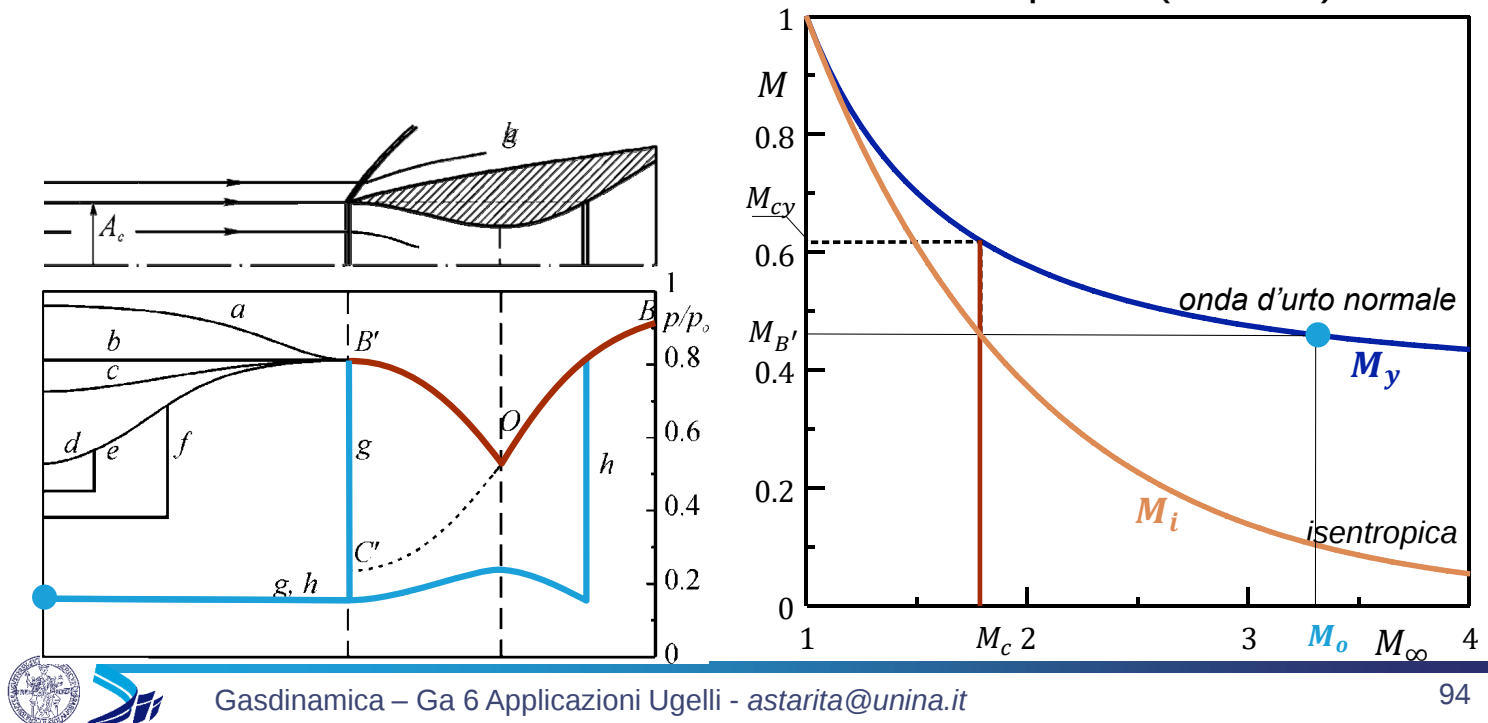
Cioè è necessario accelerare almeno fino al numero di Mach di **overspeeding** M_o .



Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti

L'onda, attaccata alla bocca del diffusore convergente, è **instabile** e una **perturbazione** fa entrare l'onda nel convergente della presa d'aria che la **inghiotte**.

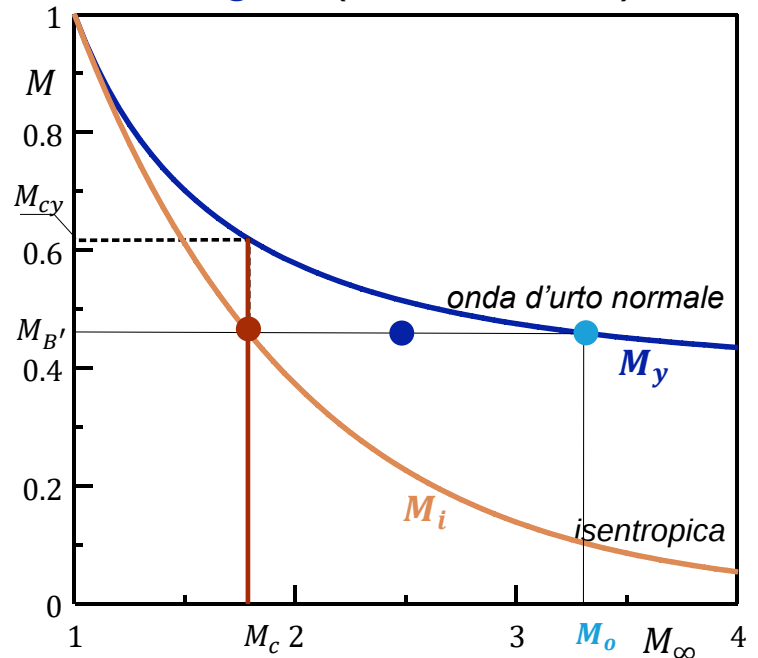
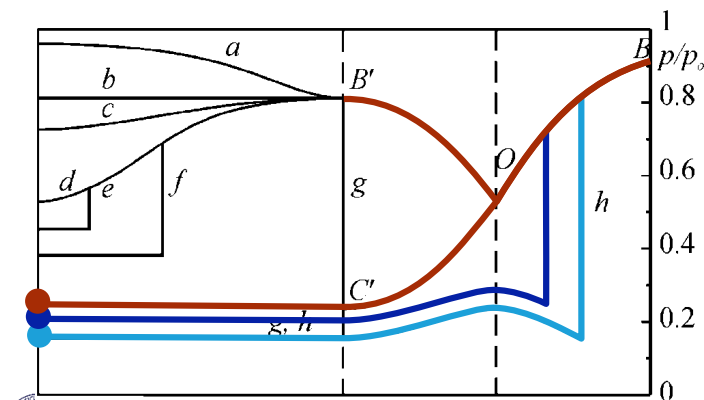
Come per le gallerie supersoniche, l'onda si sposta in una sezione del diffusore che ha la **stessa area** della **bocca** della presa (curva h).



Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti

Una volta avviata la presa d'aria, si può diminuire il numero di Mach fino al valore di crociera, **avvicinando** l'onda alla **gola** del diffusore **riducendo** così la caduta di **pressione di ristagno**.

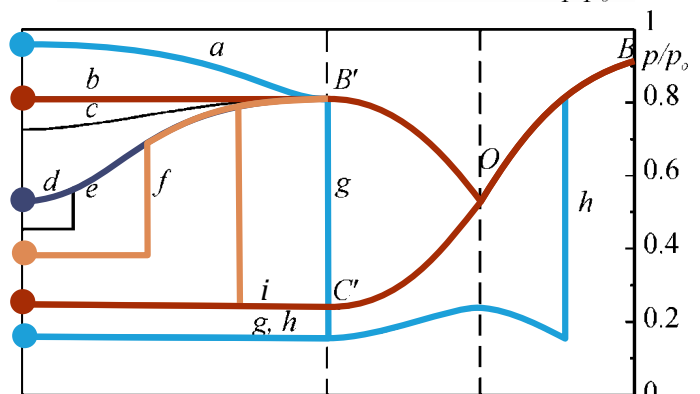
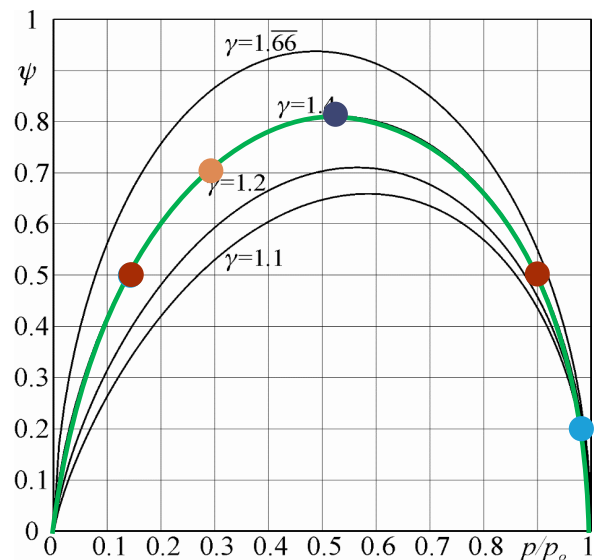
Non conviene seguire la curva di funzionamento **ideale** perché se l'onda si posizionasse proprio nella sezione di **gola** (onda di Mach) sarebbe **instabile** per spostamenti verso **monte** e verrebbe **espulsa** rendendo necessaria una nuova procedura d'**avviamento**.



Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti

Al variare di M_∞ si ha:

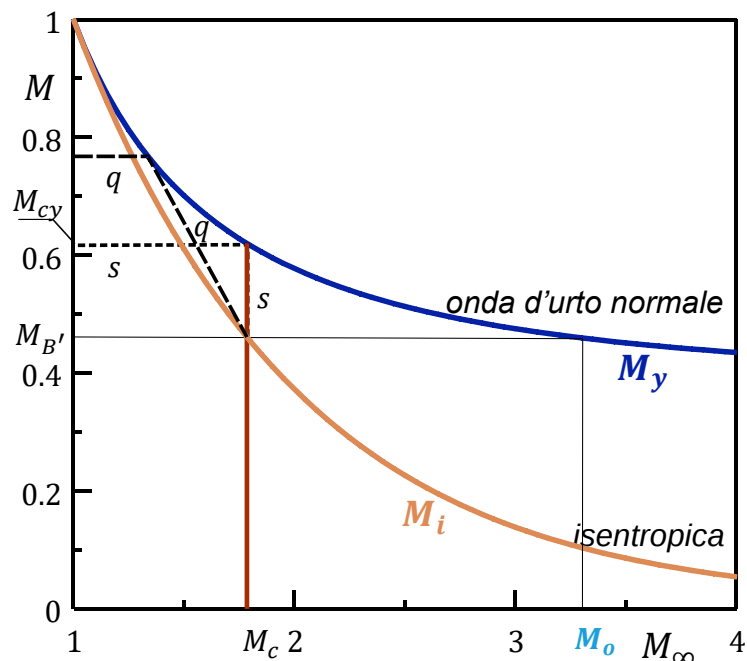
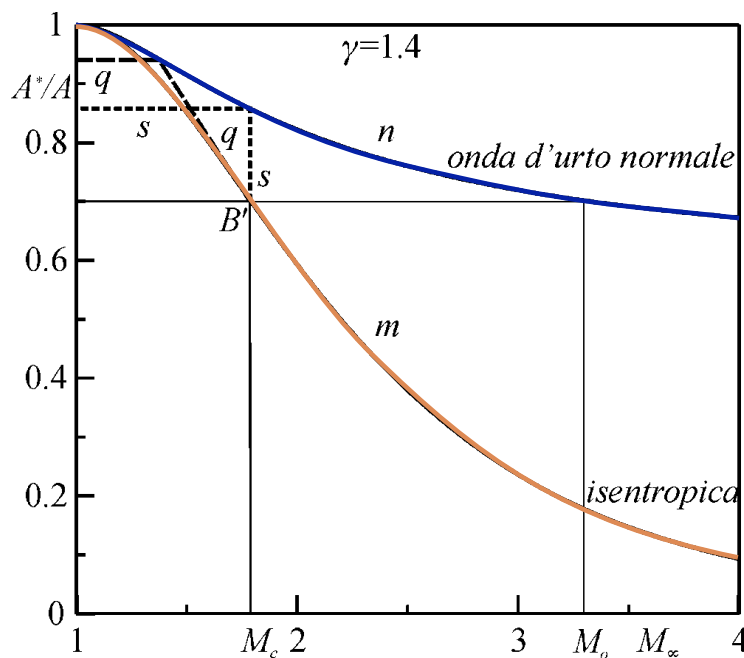
- Convergente esterno $A_c > A_i$, **curva b**;
- **Funzionamento corretto** in regime subsonico, $A_c = A_i$, **curva b**;
- $M_\infty = 1$, divergente esterno l'area di cattura è minima, $A_c = \min$, **curva d**;
- $1 < M_\infty < M_0$, **onda d'urto a monte** della presa $A_c < A_i$, **curva f**;
- $M_\infty = M_0$, **onda d'urto sulla bocca** della presa $A_c = A_i$, **curva g**;
- $M_\infty = M_0$, **onda d'urto all'interno** della presa $A_c = A_i$, **curva h**;
- **Funzionamento corretto** in regime supersonico, $A_c = A_i$, **curva i**.



Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti

Per semplificare la **progettazione** delle prese d'aria con **geometria variabile**, il diagramma di destra può essere riproposto in termini del **rapporto** tra l'area di **gola** e quella **d'ingresso** A^*/A .

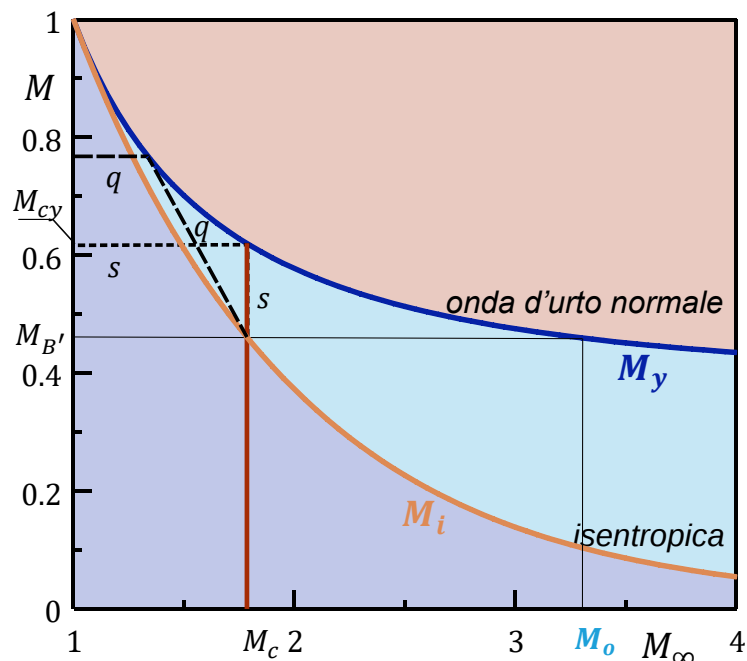
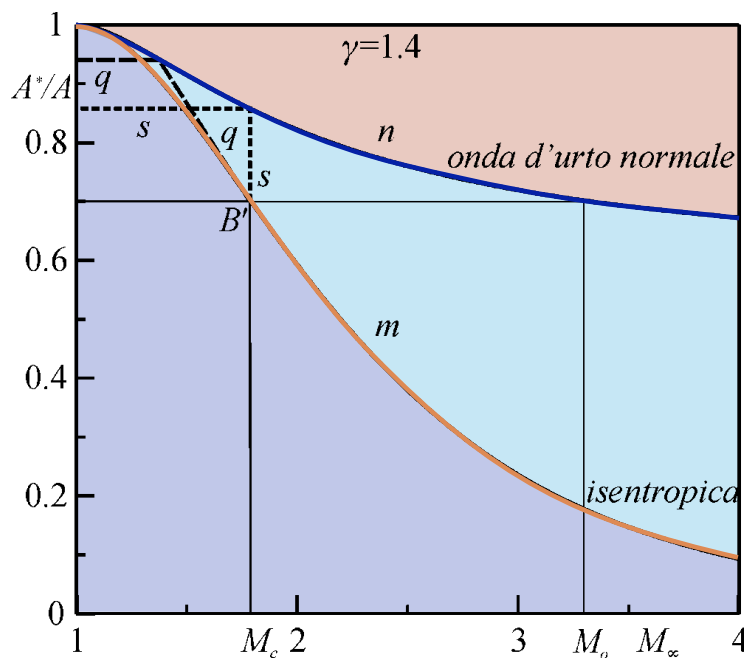
In questo caso la curva **isentropica** è **coincidente** con quella già vista.



Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti

La superficie del diagramma può **suddividersi** in tre **zone**:

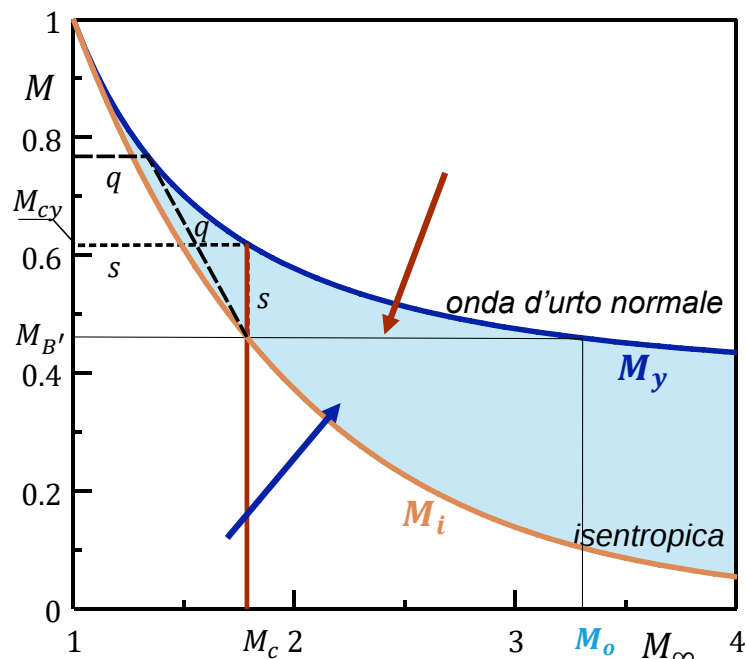
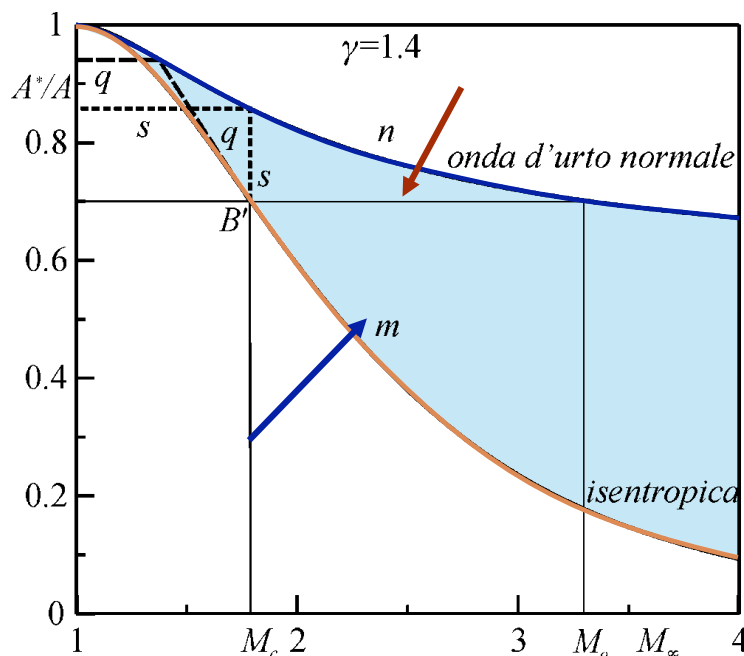
- la zona **sotto** la curva isoentropica, l'onda si trova **a monte del diffusore**;
- la zona **sopra** la curva onde d'urto normali, l'onda si trova nel **divergente**;
- la zona intermedia fra le due curve, che rappresenta una zona **d'isteresi**.



Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti

Se si arriva nella zona d'**isteresi**:

- **da sinistra**, l'onda si trova all'**esterno** della presa d'aria;
- **da destra**, l'onda è all'**interno** del divergente.



Gasdinamica – Ga 6 Applicazioni Ugelli - astarita@unina.it

99

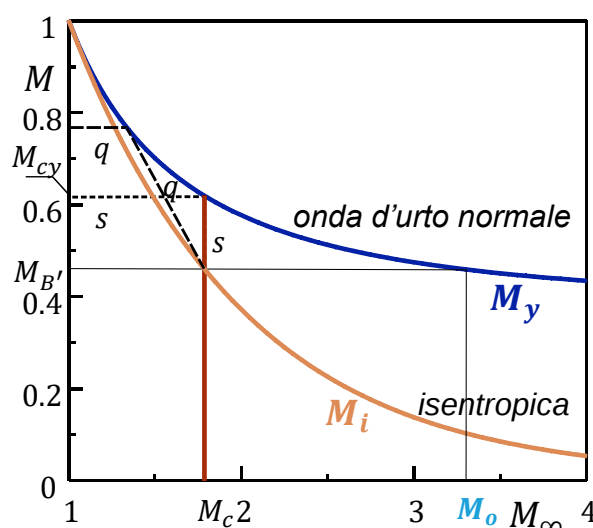
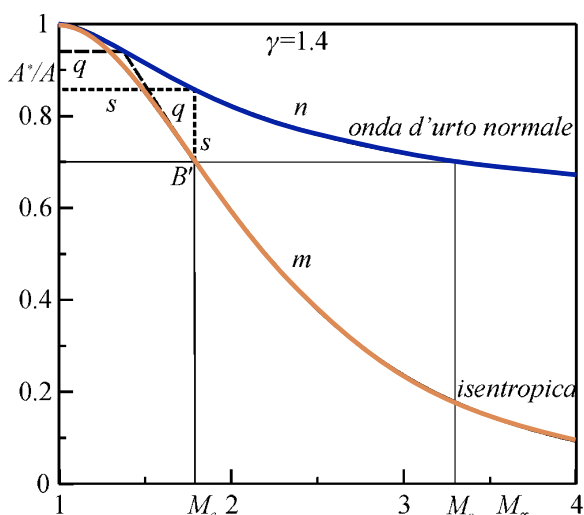
Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti

Dai diagrammi si può notare come, anche per **moderati** valori di M_c , il valore di M_o sia nettamente **maggiore**.

Come noto la curva di M_y ha un valore **asintotico**:

$$M_{2l} = 0.378 \xrightarrow{ISO} A/A^* = 1.67 \xrightarrow{NSW} M_{cl} = 1.98$$

Quindi **non** si può **avviare** una presa d'aria **convergente divergente** se il numero di **Mach** di crociera è maggiore di $M_{cl} = 1.98$.



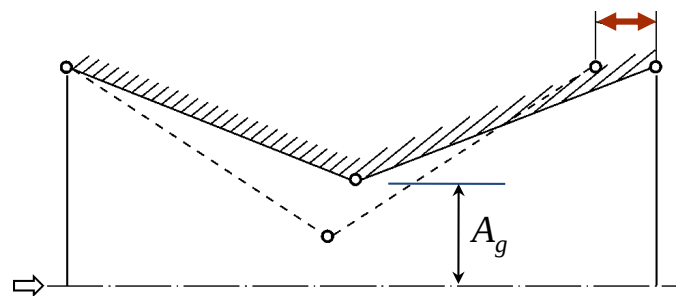
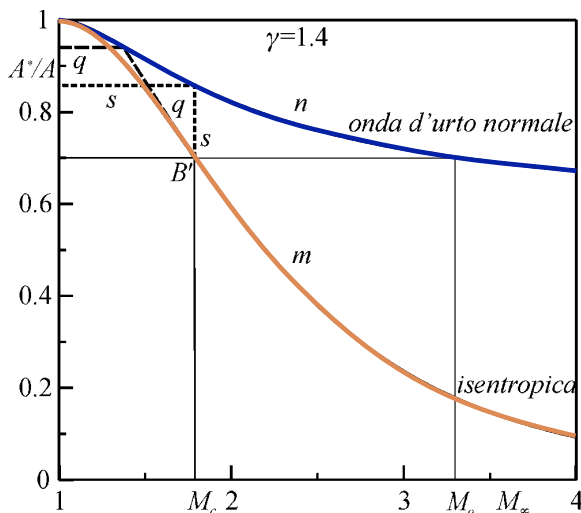
Gasdinamica – Ga 6 Applicazioni Ugelli - astarita@unina.it

100

Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti

Evidentemente **non** è **conveniente** progettare un **aeroplano** che raggiunga, anche se momentaneamente, il numero di **Mach** di **overspeeding**, perché la resistenza aerodinamica aumenterebbe notevolmente rendendo necessario **sovradimensionare** sia il motore che le strutture del velivolo.

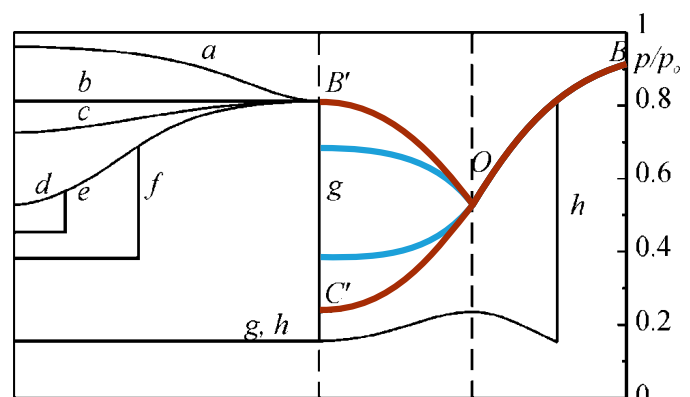
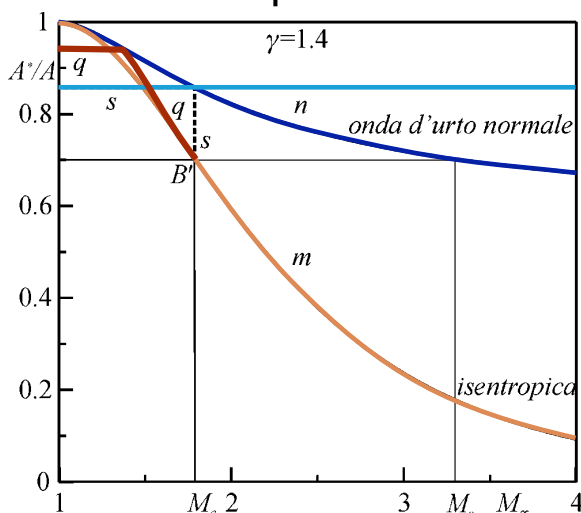
Perciò, una presa d'aria convergente-divergente è realizzata a **geometria variabile**, come schematicamente rappresentato in basso.



Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti

Aumentando il rapporto delle aree $A^*/A = A_g/A_i$ i punti B' e C' si avvicinano e l'onda d'urto può essere **ingoziata** a M_∞ **inferiore**.

Se si può variare in modo **significativo** il rapporto delle aree si può seguire la curva q ; l'onda è ingoiata con **elevata** area di **gola** a M_∞ **basso** e poi si **accelera** al Mach di crociera **contemporaneamente diminuendo** l'area di **gola**. Il motore funziona meglio grazie alla minore caduta di pressione di ristagno durante l'avviamento.



Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti

Il Valkyrie **XB 70** (aereo sperimentale) utilizzava la configurazione **canard** ed un'ala a delta era costruito per la maggior parte in acciaio inossidabile ad alto tenore di nichel, pannelli a nido d'ape e titanio.

Il Valkyrie è stato progettato per sfruttare un fenomeno chiamato **compression lift** (portanza di compressione), ottenuto quando le onde d'urto generate da un aereo che voli a velocità supersoniche sostengono parte del peso dell'aereo stesso (sono chiamati **waveriders**).



Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti



Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti

$$M_c = 3.0 ; p_o/p = 36.7$$

Propulsione:

6 turbogetto General Electric YJ93-GE-3 con postbruciatore

Spinta da 84 a 133 kN ciascuno

Costo programma: 1,5 miliardi USD 1964-1970



Gasdinamica – Ga 6 Applicazioni Ugelli - astarita@unina.it

105

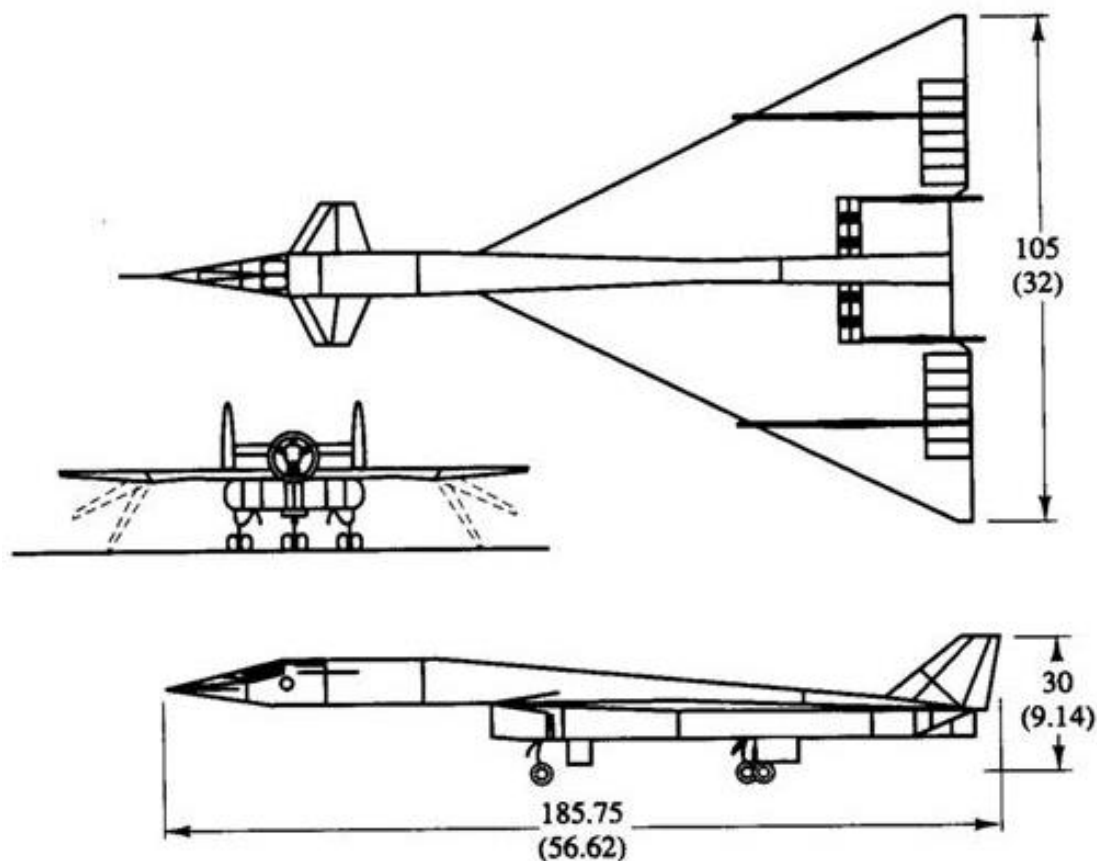
Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti



Gasdinamica – Ga 6 Applicazioni Ugelli - astarita@unina.it

106

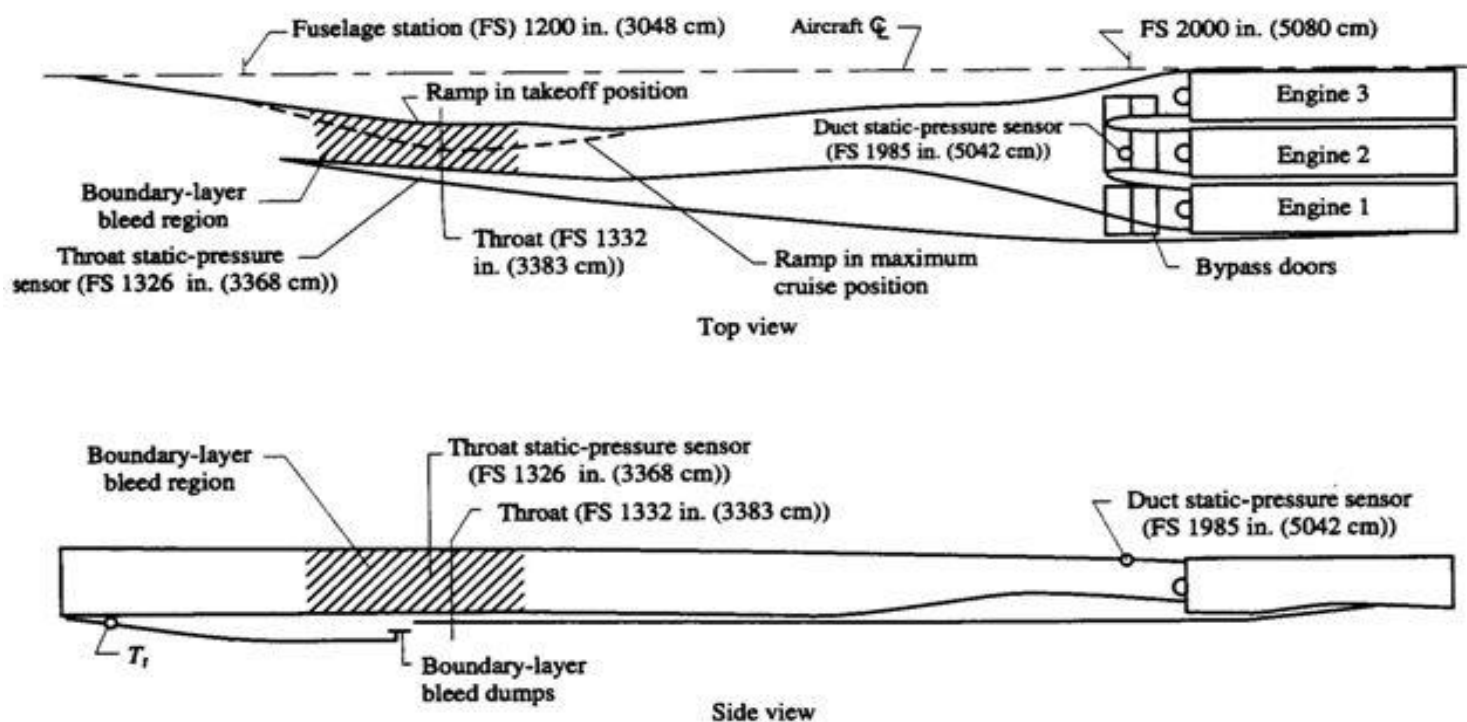
Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti



(a) XB-70 Aircraft three-view *Gallagher (1970)*



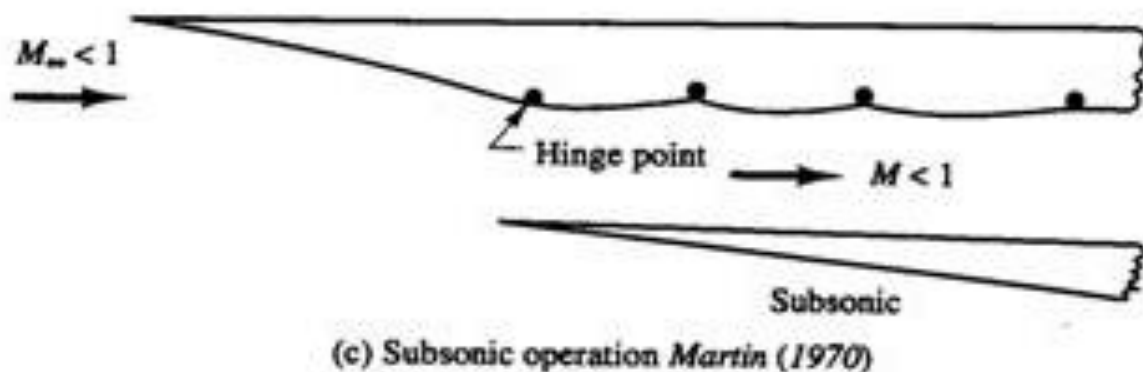
Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti



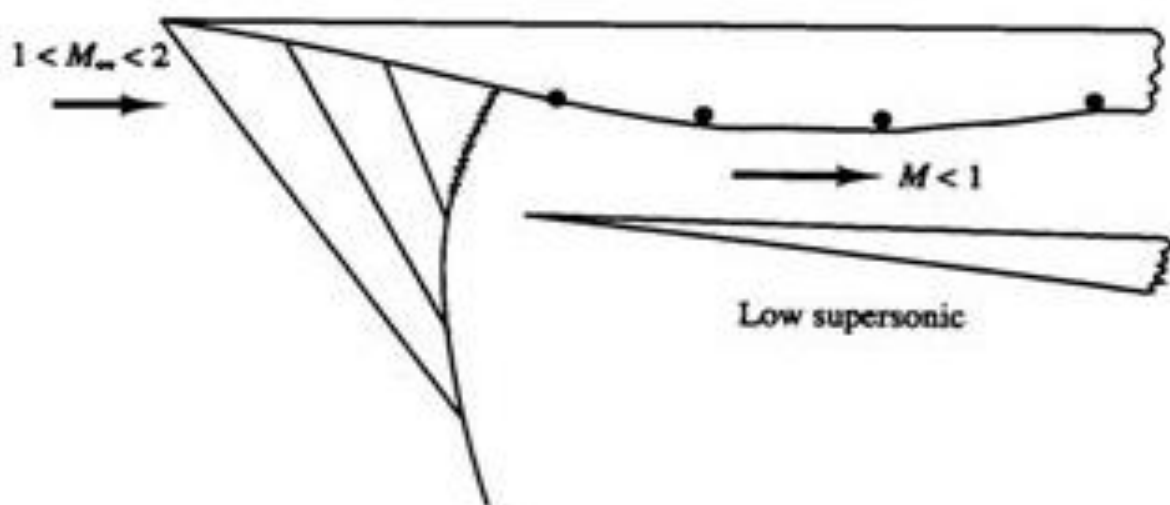
(b) Inlet arrangement *Martin (1970)*



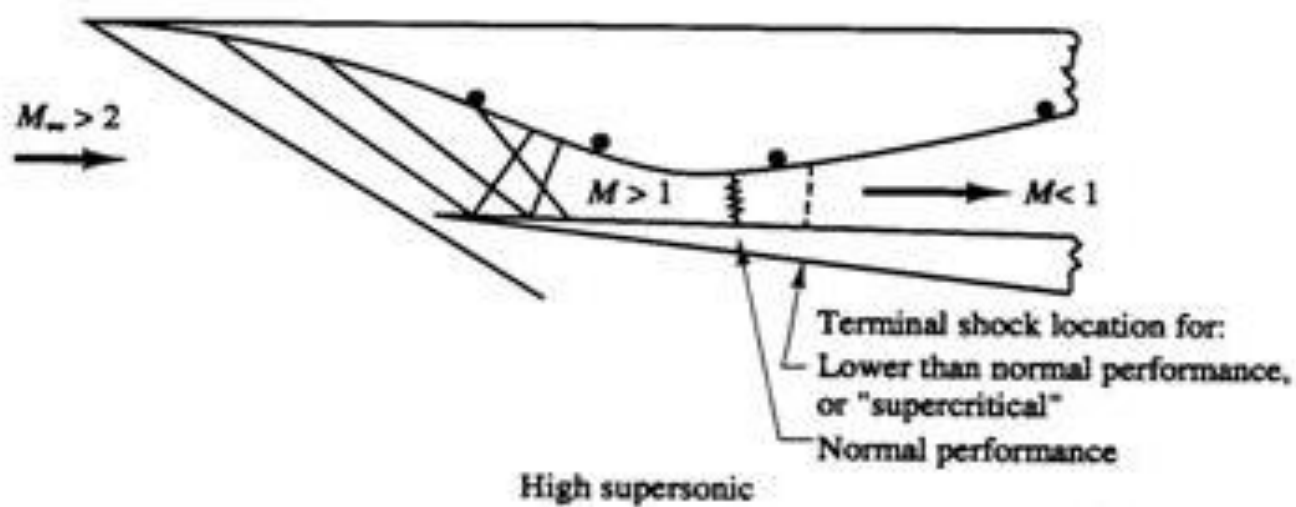
Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti



Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti



Prese d'aria supersoniche convergenti-divergenti



(e) High supersonic operation *Martin (1970)*

