DEFINIZIONI

fluido perfetto: non esistono azioni tangenziali ma solo azioni normali:

fluido reale esistono sia azioni tangenziali che azioni normali:

linea di corrente la tangente in ogni suo punto coincide con la direzione della velocità del fluido in quel punto:

moto permanente (stazionario) non dipende dal tempo (può dipendere dalla posizione):

moto laminare le particelle del fluido si muovono per "falde parallele":

moto turbolento non permanente. con velocità e pressione che in ogni punto fluttuano irregolarmente in modo random:

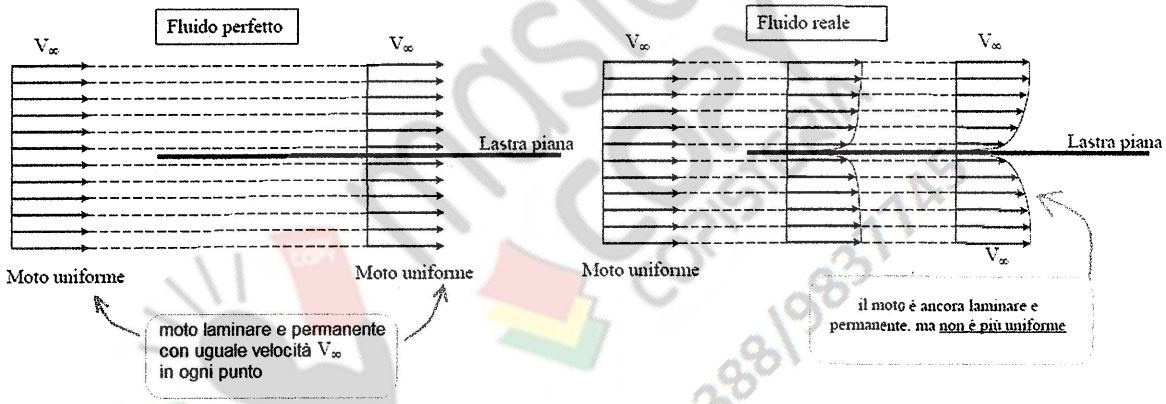
filetto fluido materializzazione della linea di corrente:

tubo di flusso insieme delle linee di corrente che passano per una linea chiusa:

vena fluida insieme dei filetti fluidi che passano all'interno di un tubo di flusso

moto unidimensionale il valore delle grandezze caratteristiche del fluido (velocità. pressione. densità) è costante all'interno della generica sezione di un tubo di flusso

CONDIZIONI AL CONTORNO PER FLUIDO IDEALE E REALE

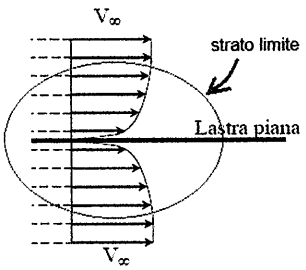


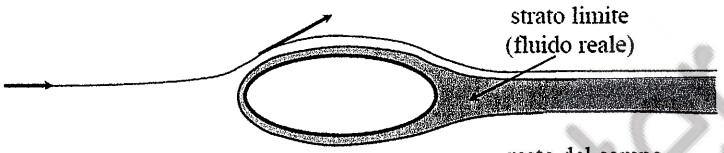
IMPOSTAZIONE DEL PROBLEMA AERODINAMICO

- Scopo principale è la determinazione del complesso delle azioni esercitate dal fluido su un corpo immerso in esso ed in moto relativo (se il fluido è fermo rispetto al corpo. la risultante delle azioni è nulla):
- Tali azioni derivano da due contributi:
  - Azioni normali alla superficie del corpo (pressioni):
  - Azioni tangenziali (dovute all'attrito viscoso):
- La risultante si ottiene dall'integrale. esteso a tutta la superficie bagnata del corpo. delle azioni normali e di quelle tangenziali:
- Il problema viene quindi riportato alla determinazione delle pressioni e delle azioni tangenziali sulla superficie del corpo:
- Si scrivono quindi delle equazioni che contengono le variabili sopra citate e che esprimono i bilanci fondamentali della meccanica dei mezzi continui:
  - Conservazione della massa:
  - Bilancio della quantità di moto:
  - Bilancio dell'energia:
- Le equazioni che descrivono il moto del fluido. nelle condizioni più generali. costituiscono le cosiddette **Equazioni di Navier-Stokes**: si tratta di un sistema di equazioni differenziali non lineari. a coefficienti non costanti. che deve essere completato con le condizioni al contorno e le condizioni iniziali:
- È praticamente impossibile trovare delle soluzioni in forma chiusa per casi di interesse pratico: la risoluzione del problema aerodinamico può essere ottenuta attraverso le seguenti strade:
  - Indagine sperimentale
  - Analisi teorica semplificata

MASTER COPY
Tel. 050 8312126
Cell. 388 9837745

- **Analisi teorica semplificata**
  - È stato affermato che quando una corrente di fluido reale in moto uniforme incontra un corpo, le azioni viscose modificano il campo di velocità; tuttavia, queste variazioni non interessano in tutto il campo in modo uniforme, ma sono concentrate principalmente in una regione adiacente al corpo, detta **strato limite**:
  - Per delimitare tale zona, ai fini pratici, si definisce lo strato limite come la regione entro la quale sono praticamente confinati gli effetti dovuti alle azioni viscose; nel resto del campo il fluido può essere, con buona approssimazione, considerato perfetto (non viscoso)





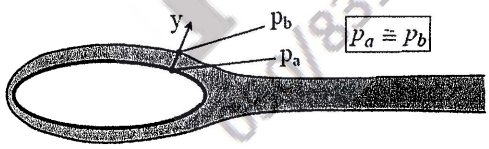
  - L'ipotesi di fluido non viscoso all'esterno dello strato limite semplifica notevolmente il problema: in particolare, il moto della particella di fluido risulta dipendere solo dai gradienti di pressione;
  - Una ulteriore ipotesi semplificativa è quella di considerare costante la densità in tutto il campo: si parla in questo caso di **fluido incomprimibile**; per l'aria tale ipotesi è valida fintanto che la velocità non supera il valore di circa un terzo della velocità del suono:

$$|\vec{V}| \leq 0.3a \Rightarrow \rho = \cos t.$$

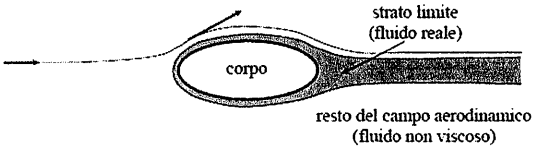
$a = \sqrt{\gamma RT}$ velocità del suono $\cong$ 340 m/s (T=15 °C)

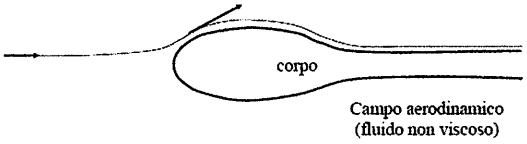
$$M = \frac{|\vec{V}|}{a}$$ Numero di Mach

  - Se lo **strato limite è sottile**, allora i gradienti di velocità secondo la normale alla superficie del corpo sono molto superiori ai gradienti secondo la tangente; tale ipotesi porta ad una scrittura semplificata delle equazioni del moto, da cui si deduce che le variazioni di pressione nello strato limite, secondo la normale al corpo, sono praticamente nulle, cioè:



  - L'ipotesi di strato limite sottile consente di calcolare agevolmente l'integrale delle azioni di pressione sul corpo, in quanto queste sono identiche a quelle presenti sul contorno esterno dello strato limite, dove vige l'ipotesi di fluido perfetto; quindi, ai fini pratici, la forma del corpo non è più quella delimitata dalla sua superficie, ma quella delimitata dal contorno esterno dello strato limite.
  - Lo spessore dello strato limite dipende dalla forma del corpo, dall'orientazione di questo rispetto alla corrente, e da un parametro adimensionale detto numero di Reynolds; valori tipici dello spessore dello strato limite, in campo aeronautico, sono dell'ordine di 1/1000 della lunghezza del corpo;





NUMERO DI REYNOLDS

- Il numero di Reynolds corrisponde al rapporto tra forza inerziale e quella viscosa:

$$\mathrm{Re} = \frac{F_i}{F_v}$$

MASTER COPY
Tel. 050 8312126
Cell. 388 9837745

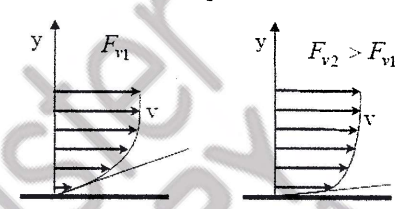
- Per la seconda legge della dinamica l'ordine di grandezza della forza d'inerzia è:

$$F_i = \frac{d(mv)}{dt} = v\frac{dm}{dt} \approx v\frac{\rho dV}{dt} = v\frac{\rho S dx}{dt} = \rho S v^2$$

- La forza di attrito viscoso esercitata da un fluido reale su un corpo in moto relativo è:

$$F_v = \mu S\left\{\frac{dv}{dy}\right\}_{y=0}$$

μ=coeff. di viscosità dinamica



- Il numero di Reynolds può quindi essere espresso come:

$$\mathrm{Re} = \frac{F_i}{F_v} \approx \frac{\rho S v^2}{\mu S v / l} = \frac{\rho v l}{\mu} = \frac{v l}{\nu}$$

ν=coeff. di viscosità cinematica

- Dal numero di Reynolds dipende lo spessore dello strato limite:
- Poiché nel flusso turbolento prevalgono le forze d'inerzia e in quello laminare le forze viscose, grandi valori di Re possono essere associati alla turbolenza, mentre valori più bassi al flusso laminare:
- La transizione del flusso da laminare a turbolento avviene in corrispondenza di un valore particolare (critico) di Re:



h_{SL} = altezza dello strato limite

$$h_{SL} = \frac{5\,l}{\sqrt{Re}} = \frac{5\,l}{\sqrt{\frac{\rho V_\infty l}{\mu}}}$$ (flusso Laminare)

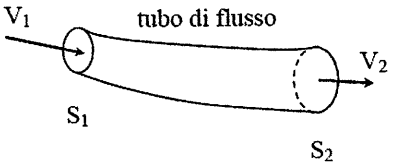
$$h_{SL} = \frac{0.37\,l}{Re^{0.2}}$$ (flusso turbolento)

$Re_{critico} \cong 2300$ (parete liscia)

MASTER COPY
Tel. 050 8312126
Cell. 388 9837745

Caso di flusso monodimensionale

- **Equazione di conservazione della massa** $\rho_1 S_1 V_1 dt = \rho_2 S_2 V_2 dt$
  (flusso stazionario)



- **Equazione di bilancio dell'energia**
  Singoli contributi:
  - Energia cinetica
  - Energia potenziale (di posizione)
  - Energia potenziale (di pressione, piezometrica)
  - Energia interna

$$\frac{1}{2}V_1^2 + gh_1 + \frac{p_1}{\rho_1} + U_1 = \frac{1}{2}V_2^2 + gh_2 + \frac{p_2}{\rho_2} + U_2 + L_\tau + Q$$

L'equazione si semplifica sotto le seguenti ipotesi:
- Fluido perfetto e incomprimibile
- Variazioni di energia potenziale di posizione trascurabili
- Variazioni di temperatura trascurabili

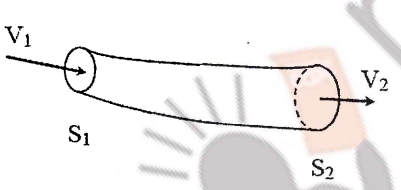
questa è l'**Equazione di Bernoulli**

$$\frac{1}{2}\rho V_1^2 + p_1 = \frac{1}{2}\rho V_2^2 + p_2$$

pressione dinamica P_d

pressione statica P_s

pressione totale: $P_t = P_s + P_d$



V = volume di controllo

$dW_1 = p_1 S_1 \cdot dx_1 = p_1 dV$

$dW_2 = p_2 S_2 \cdot dx_2 = p_2 dV$

$dW = (p_1 - p_2) dV$

lavoro compiuto sul fluido del volume di controllo

si "trasforma" in energia potenziale ed energia cinetica

$dW = dE_c + dE_p$

$dE_c = \frac{1}{2}\rho dV (V_2^2 - V_1^2)$

$dE_p = \rho g (h_2 - h_1) dV$

da cui:

$(p_1 - p_2) dV = \frac{1}{2}\rho dV (V_2^2 - V_1^2) + \rho g (h_2 - h_1) dV$

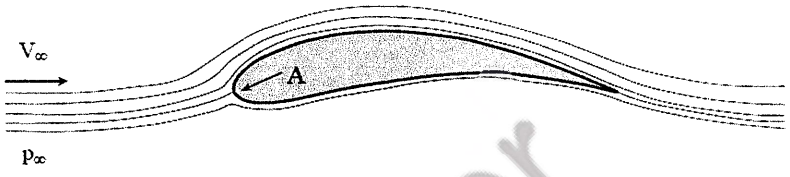
$p + \rho g h + \frac{1}{2}\rho v^2 = \text{costante}$

che da l'equazione di Bernoulli

master COPY COPISTERIA 050/8312125 338/9837745

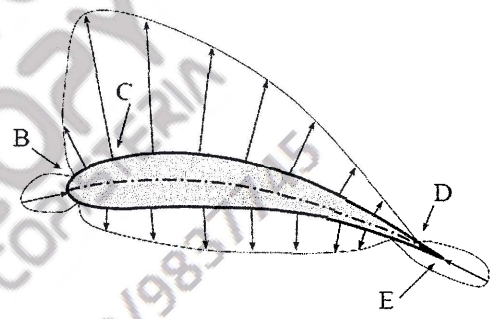
MECCANISMI DI GENERAZIONE DELLA PORTANZA E DELLA RESISTENZA AERODINAMICA

- L'ipotesi di strato limite sottile è valida se il corpo ha una forma particolare: si parla in questo caso di **profili aerodinamici** (caso bidimensionale), caratterizzati da uno spigolo nella parte posteriore (bordo d'uscita):



Il campo di velocità del fluido che lambisce il profilo porta, in accordo con l'equazione di Bernoulli, ad un campo di pressioni che agiscono sul corpo:

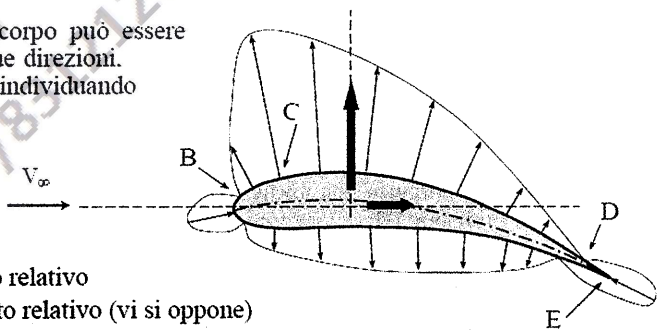
- A: punto di arresto ($V_A = 0$, $p_A = p_\infty + 1/2\rho V_\infty^2$);
- A-B: zona in sovrapressione ($V < V_\infty$, $p > p_\infty$);
- B: $V_B = V_\infty$, $p_B = p_\infty$;
- B-D: zona in depressione ($V > V_\infty$, $p < p_\infty$);
- C: massima depressione ($V_C = V_{max}$, $p_C = p_{min}$);
- D: $V_D = V_\infty$, $p_D = p_\infty$;
- D-E: zona in sovrapressione ($V < V_\infty$, $p > p_\infty$);
- E: punto di arresto ($V_E = 0$, $p_E = p_\infty + 1/2\rho V_\infty^2$);



$$R = \int_S p dS$$ risultante delle azioni di pressione

- La risultante delle azioni di pressione sul corpo può essere sempre perpendicolare scomposta secondo due direzioni, una parallela e l'altra alla corrente asintotica, individuando così due componenti:

in un fluido perfetto non è possibile generare portanza: la risultante delle forze di pressione è infatti nulla per qualunque inclinazione e non dipende dalla geometria del corpo



- **Portanza** (L, Lift): perpendicolare al moto relativo
- **Resistenza di forma** (D_p): parallela al moto relativo (vi si oppone)

- Nel fluido reale, inoltre, anche la risultante delle azioni tangenziali sul corpo è diversa da zero, fornendo così un ulteriore contributo alla resistenza aerodinamica D (Drag):
  - **Resistenza di attrito** (D_τ): si oppone al moto relativo

$$D = D_p + D_\tau$$ Resistenza aerodinamica