MASTER COPY
Tel. 050 8312126
Cell. 368 9837745

FLUIDI

Fluido perfetto: non è sottoposto ad azioni tangenziali durante scorrimento del fluido (ARIA)

Fluido reale: (SI QUELLE NORMALI) è sottoposto ad azioni normali dovute alla ~~pressione~~ pressione e tangenziali dovute alla velocità relative di scorrimento del fluido

In caso di interazione tra corpo e fluido; nel caso ideale la velocità a monte è uguale a quella dopo l'interazione. Nel caso NON PERFETTO potrebbero esserci interazioni tangenziali tra fluido e lastra.

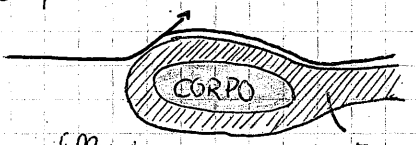
(IDEALE)



- moto laminare: particelle si muovono per falde parallele
- moto turbolento: c'è mescolamento tra le falde di fluido

[PROBLEMA AERODINAMICO] si vogliono calcolare le forze normali e tangenziali agenti sul fluido

Esiste una analisi teorica semplificativa dove la viscosità si può trascurare al di fuori di uno STRATO LIMITE del fluido.
Questo strato viene trattato in modo ingegneristico dando un errore in percentuale



DENTRO strato limite: fluido reale quindi si applica viscosità

FUORI strato limite: fluido perfetto

EQUAZIONI NAVIER-STOKES: difficile trovare soluzione quindi si usa questo metodo alternativo

Bisogna determinare FORMA e ALTEZZA strato limite

Lo strato limite varia a seconda della geometria del corpo. Non a caso un CORPO AFFUSOLATO, che assecondo l'andamento del fluido ha uno strato limite sottile

Per determinare lo strato limite usiamo il NUMERO DI REYNOLDS

- IPOTESI SEMPLIFICATIVA
- FLUIDO INCOMPRIMIBILE $M = |\vec{V}|/a$ dove $a = \sqrt{\gamma RT}$ e $|V| \leq 0{,}3\,a$
- STRATO LIMITE SOTTILE la variazione di pressione tra dentro e fuori è trascurabile $P_a \simeq P_b$

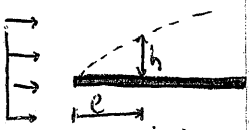
FORZE INERZIALI = $\rho S v^2$

$$Re = \frac{F_i}{F_v} \simeq \frac{\rho S v^2}{\mu S \frac{v}{\ell}} = \frac{\rho v \ell}{\mu} = \frac{v\ell}{\nu}$$

lunghezza riferimento

COEFF. VISCOSITÀ

FORZE VISCOSE = $\mu S \left\{\frac{dV}{dy}\right\}_{y=0}$



Lo spessore dello strato limite dipende dal numero di Reynolds che dipende a sua volta dalla lunghezza di riferimento (ℓ) presa

▶ **BILANCIO CONSERVAZIONE MASSA**: In un tubo di flusso tanto massa entra quanta ne esce



$$\rho_1 S_1 v_1 \, dt = \rho_2 S_2 v_2 \, dT$$

▶ **BILANCIO ENERGIA**

$$\frac{1}{2} v_1^2 + g h_1 + \frac{P_1}{\rho_1} + U_1 = \frac{1}{2} v_2^2 + g h_2 + \frac{P_2}{\rho_2} + U_2 + \mathcal{L}_T + Q$$

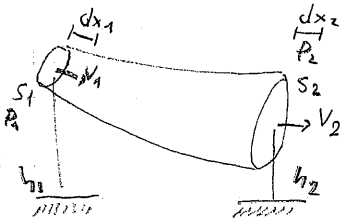
$\frac{1}{2}v_1^2$: E. cinetica; gh_1: E. potenz. Posizione; $\frac{P_1}{\rho_1}$: E. potenz. Pressione; U_1: E. interna; $\mathcal{L}_T$: lavoro viscoso; Q: scambio calore

Semplificando con limiti:

FLUIDO PERFETTO INCOMPRIM. ($\mathcal{L}_T = 0$, $\rho = cost$)
ΔU^{Rif} trascurabile (aria)
$\Delta T = 0 \Rightarrow \Delta U^{INT} = 0$

$$\Rightarrow \frac{1}{2}\rho v_1^2 + P_1 = \frac{1}{2}\rho v_2^2 + P_2$$

ES



$$dw_1 = P_1 S_1 \cdot dx_1 = P_1 dV$$
$$dw_2 = P_2 S_2 \cdot dx_2 = P_2 dV$$
$$dw = (P_1 - P_2)\, dV$$
$$dw = dE_c + dE_p$$

$$\begin{cases} dE_c = \frac{1}{2}\rho\, dV\,(v_2^2 - v_1^2) \\ de_p = \rho g (h_2 - h_1) \end{cases}$$

$$(P_1 - P_2)\, dV = \frac{1}{2}\rho\, dV (v_2^2 - v_1^2) + \rho g (h_2 - h_1)\, dV$$

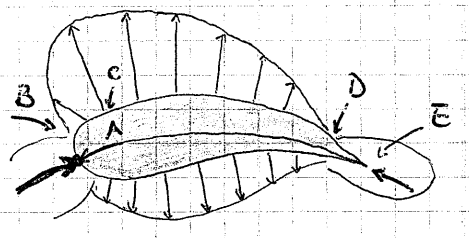
MASTER COPY
Tel. 050 8312126
Cell. 388 9837745

MASTER COPY
Tel. 050 8312126
Cell. 388 9837745

MASTER COPY
Tel. 050 0[illegible]
Cell. 388 9837745

(A-B) SOVRAPRESSIONE ($V < V_\infty$, $P > P_\infty$)
(D) $V_D = V_\infty$, $P_D = P_\infty$
(D-E) SOVRAPRESSIONE ($V < V_\infty$, $P > P_\infty$)

PORTANZA e RESISTENZA



Campo aerodinamico: BIDIMENSIONALE.

Nel fluido perfetto ci sono solo azioni normali, quindi queste devono opporsi al peso del corpo

Nei pressi del corpo la pressione del fluido varia perché varia il peso della colonna di fluido sovrastante

$$P_{TOT} = P_{STATICA} + P_{dinamica} \quad \text{(ricordare conservazione energia)}$$

I vettori normali alla superficie indicano variazioni di pressione rispetto a P statica ambiente (AUMENTO QUOTA → DIMINUISCE PRESSIONE)

BERNOULLI

SOVRAPRESSIONI: vettori verso superficie → (velocità maggiori di U fluido)
DEPRESSIONI: vettori verso l'esterno → (velocità inferiori a U fluido)

(A) PUNTO DI ARRESTO corrente fluido: velocità relativa fluido = 0, la pressione (A) = pressione statica + contributo e. cinetica

$$P_A = P_\infty + \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 \qquad U_A^{rel} = 0 \qquad \text{(MASSIMO SOVRAPRESSIONI)}$$

(B) DIMINUZIONE SOVRAPRESIONE: velocità locale, tangente alla linea di corrente, ha modulo uguale a U_∞ e $P_B = P_\infty$

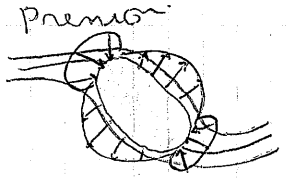
(B-D) **dorso** del profilo con depressioni con aumento velocità che supera V_∞ e la pressione diminuisce. Lo stesso vale per il **VENTRE** ma depressioni più basse.

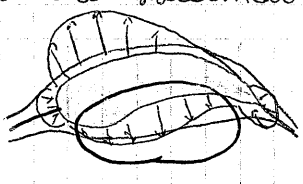
(E) MASSIMO SOVRAPRESSIONE: la linea di corrente si dispende e la velocità si dispende (ARRESTATA)

RISULTANTE AGENTE: $R = \int_S p\,dS$

Vuol che questa dipenda dal fluido (perfetto o non) e dalla simmetria del corpo.
Investa un corpo simmetrico avrà sempre risultante nulla in qualsiasi incidenza.

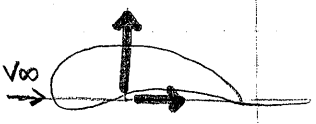
L'equilibrio viene rotto creando un punto di distacco (A) della corrente in modo da sbilanciare la distribuzione delle pressioni





CON UNO SPIGOLO, il fluido non riesce a risalire il corpo poiché necessita di velocità elevate impedita da forma attuata

RISULTANTE scomposta:



(L) ◦ PORTANZA (o *Lift*) ⊥ a velocità fluido

(D_P) ◦ RESISTENZA (o Drag) // a velocità fluido
DI FORMA

Resistenza aerodinamica: (NEL FLUIDO REALE) sommatoria delle resistenze di forma e azioni tangenziali sulla superficie corpo bagnato dal fluido

(D_r) $D = D_P + D_r$

risultante delle forze tangenziali sul corpo $\neq 0$

un corpo per restare nella sua posizione in un fluido in movimento deve avere SPINTA pari alla resistenza AERODINAMICA

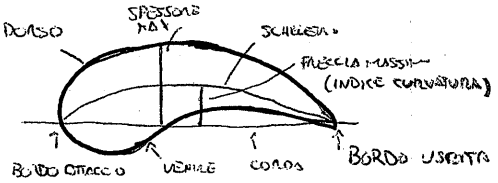
SEPARAZIONE STRATO LIMITE

Alcune linee di corrente si staccano dal corpo perché non hanno abbastanza e. cinetica per entrare nel campo di pressione. Questo avviene nelle zone di DEPRESSIONE.

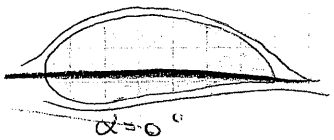
CORPI AERODINAMICI: strato sottile aderente al corpo quasi completamente

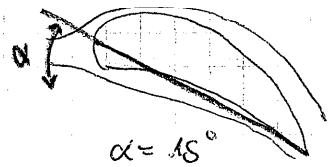
CORPI TOZZI: hanno vaste zone di separazione di fluido

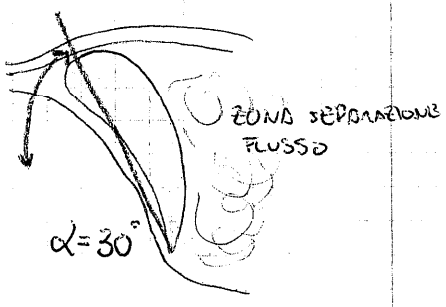
$[L/D = 100$ PER UN CORPO AEREODINAMICO: questo rapporto per resistenza ragionevole deve essere uguale a 100 (RISULTANTE QUASI ⊥) $]$



Il rapporto L/D dipende dall'incidenza α che è l'angolo formato dalla corda con la direzione della corrente asintotica







COEFF. PORTANZA $C_L = \dfrac{L}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S}$

COEFF. RESISTENZA $C_D = \dfrac{D}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S}$

$\frac{1}{2}\rho V_\infty^2$ = PRESSIONE DINAMICA

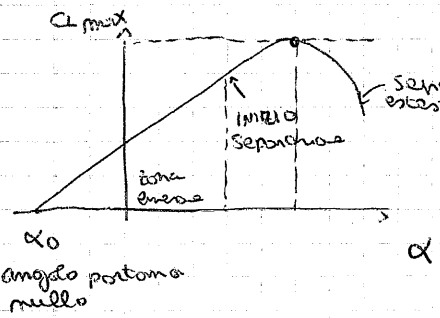
$S = c \cdot b$ superficie frontale (CORDA × LUNGHEZZA)

MASTER COPY
Tel. 050 8312126
Cell. 388 9837745

MASTER COPY
Tel. 050 8312126
Cell. 388 9837745

Noti i coefficienti C_L e C_D è possibile ricavare PORTANZA e RESISTENZA

$$L = \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S C_L \qquad D = \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S C_D$$

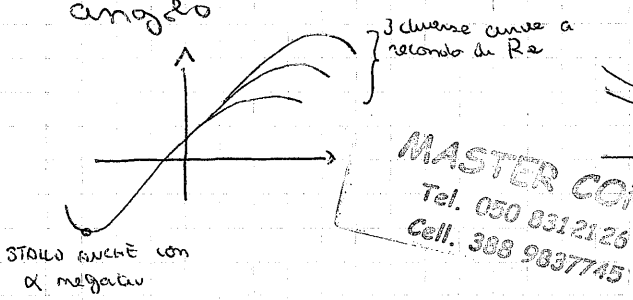


Il coeff. di portanza aumenta con incidenza (FINO allo STATO LIMITE DI ADERENZA)
PORTANZA nulla nei profili simmetrici

Più aumento incidenza più nel dorso aumenta resistenza e nel ventre la portanza. Questo è dovuto ad un progressivo distacco dello strato limite

ad α tale che $C_L = C_{L\,max}$, aumentando ancora α non ho più aumento di C_L → STALLO. Dunque devo progettare l'ala in modo che stallo si abbia in zone d'ala in cui non siano le sup. di controllo poiché non si controlla più il velivolo

Anche coeff. di resistenza è influenzato dall'angolo

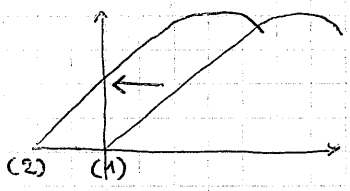


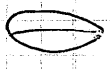
MASTER COPY
Tel. 050 0312126
Cell. 388 9837745

FATTORI CHE INFLUENZANO C_L:

① effetto curva:

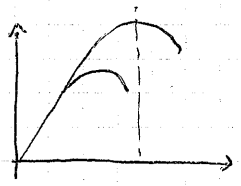
Curva traslata verso sinistra



(1) PROFILO SIMMETRICO 

(2) " NON SIMMETRICO 

② il profilo con RAGGIO CURVATURA minore va in stallo prima



quando lo spessore è piccolo i picchi di depressione sono elevati. Quindi ho gradienti di pressione elevati che favoriscono il distaccamento del pelo

---

ES PORTANZA da SVILUPPARE $L = 10000$ N

C_L	α
0.25	0
0.45	2
0.65	4

⇒ CONDIZIONI VOLO: $V = 50$ m/sec (velocità), $h = 0$ (quota)

⇒ SCELTE PROGETTO: $L = C_L \frac{1}{2}\rho S V^2$ ⇒ $S = \frac{10000}{0.45 \cdot \frac{1}{2} \cdot 50^2} = 14.2$ m²

$\alpha = 2°$, $C_L = 0.45$

$b/c = 5$ $\quad 14.2 = b\,c = 5c^2$