

Capitolo 1

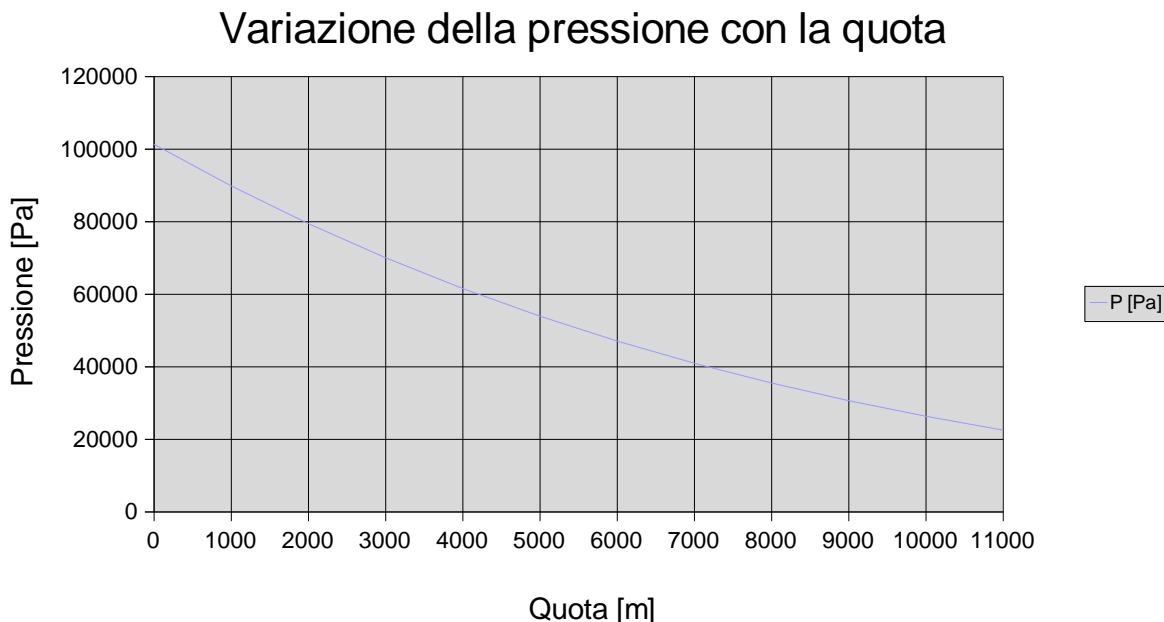
NOZIONI FONDAMENTALI SULL'ATMOSFERA TERRESTRE

Esercizi proposti

- Esercizio 1 : Determinare la Pressione, la Temperatura, e la Densità alle quote: $Z_1 = 7000$ ft, $Z_2 = 9500$ ft, $Z_3 = 4250$ ft, $Z_4 = 22500$ ft, $Z_5 = 12000$ ft, in aria tipo.
- Esercizio 2 : Tracciare il grafico di variazione della Pressione con la quota in aria tipo da quota zero fino al limite della Troposfera.
- Esercizio 3 : In possesso dei seguenti dati dell'aria reale : Pressione $P = 1003$ hPa, Temperatura $t = 5^\circ\text{C}$. Determinare la Densità e la corrispondente quota in aria tipo.
- Esercizio 4 : Calcolare la densità relativa a quota $Z = 10000$ ft in aria tipo.
- Esercizio 5 : Calcolare la differenza di pressione tra interno ed esterno di un velivolo di linea in volo alla quota $Z = 27000$ ft, che mantiene una quota di cabina $Z_c = 2000$ m
- Esercizio 6 : Sapendo che la differenza massima ammissibile tra interno ed esterno di un velivolo di linea con quota cabina $Z_c = 2000$ m è $d = 617,6$ hPa, calcolare la massima quota di volo raggiungibile.
- Esercizio 7 : Un velivolo è autorizzato ad atterrare sulla pista 16 (orientamento 160°) in presenza di un vento di intensità $v' = 15$ Kts proveniente da Sud. Calcolare le componenti del vento parallela e perpendicolare all'asse pista.
- Esercizio 8 : Un velivolo decolla da un aeroporto situato a 295 m sul livello del mare e si porta alla quota $Z = 3000$ ft con l'altimetro regolato sul QFE. Determinare la quota letta sull'altimetro se il pilota lo regola sul QNH di 1022 hPa.
- Esercizio 9 : Un pilota legge sul termometro dell'aria esterna una temperatura $t = 23^\circ\text{F}$. Sapendo che la temperatura di rugiada è $t_r = -2^\circ\text{C}$ dovrà accendere o no l'impianto anti-icing ?
- Esercizio 10 : Volando verso Est in presenza di vento di scirocco di intensità $v' = 25$ Kts, quanto sarà la diminuzione della velocità rispetto al terreno mantenendo sempre la rotta verso Est.

Quote [m]	Pressione [N/m ²]
8000	35522
9000	30664
10000	26360
11000	22558

Impostando sulle ascisse la quota e sulle ordinate la pressione disegno il grafico richiesto.



Es. 3. In possesso dei seguenti dati dell'aria reale : Pressione $P = 1003 \text{ hPa}$, Temperatura $t = 5^\circ\text{C}$.
 Determinare la Densità e la corrispondente quota in aria tipo.

Soluzione :

Trasformiamo la Pressione in Pascal, $P = 1003 \times 100 = 100300 \text{ Pa}$, la Temperatura in gradi Kelvin $T = 5 + 273 = 278^\circ\text{K}$

La Densità la calcoliamo considerando l'aria come un gas perfetto, quindi utilizzando la seguente formula:

$$\rho = \frac{P}{g \cdot R \cdot T} = \frac{100300}{9,81 \cdot 29,27 \cdot 278} = 1,256 \text{ kg/m}^3$$

dove $g = 9,81 \text{ m/s}^2$ rappresenta l'accelerazione di gravità, $R = 29,27 \text{ m}^2/\text{K}$ è la costante dell'aria considerata un miscuglio gassoso.

Dato che la densità ottenuta è maggiore di quella a quota zero in aria tipo, la corrispondente quota risulterà negativa e può essere ricavata con la seguente formula:

$$\rho = 1,225 (1 - 0,0000226 Z)^{4,256} \quad \text{da cui} \quad Z = \frac{1 - \sqrt[4,256]{\frac{\rho}{\rho_0}}}{0,0000226} = \frac{1 - \sqrt[4,256]{\frac{1,256}{1,225}}}{0,0000226} = -261\text{m}$$

Capitolo 2

SOSTENTAZIONE STATICA**Esercizi proposti**

Esercizio 1 : Calcolare a che temperatura in gradi centigradi bisogna riscaldare l'aria interna di una Mongolfiera per ottenere una portanza statica $P_s = 8000 \text{ N}$ a quota $Z = 0$ in aria tipo supponendo valida la condizione omobarica e conoscendo il raggio dell'involucro $r = 8 \text{ m}$ considerandolo una sfera.

Esercizio 2 : Per un aerostato avente le seguenti caratteristiche:

Peso totale..... $Q = 10000 \text{ N}$

Volume a disposizione del gas..... $V = 1900 \text{ m}^3$

Gas di riempimento He al 95%

Calcolare a quota zero in aria tipo la Portanza Statica e l'accelerazione con cui si stacca da terra.

Esercizio 3 : Per un aerostato avente le seguenti caratteristiche:

Peso totale..... $Q = 1500 \text{ N}$

Volume a disposizione del gas..... $V = 200 \text{ m}^3$

Gas di riempimento He al 95%

Calcolare il peso che deve avere la zavorra affinché il pallone si stacchi da terra con un'accelerazione pari ad $a = 1,8 \text{ m/s}^2$

Esercizio 4 : Supponendo che per riscaldare l'aria interna di una mongolfiera a $Z = 0$ siano necessari $115 \text{ }^\circ\text{C}$, calcolare la Portanza Statica sviluppata in condizioni omobariche nell'ipotesi che l'ascensione avvenga in una giornata estiva con temperatura esterna a quota zero $t = 30 \text{ }^\circ\text{C}$ e con pressione $P = 1013 \text{ hPa}$

Raggio della mongolfiera $r = 7 \text{ m}$

Esercizio 5 : Un aerostato riempito ad He al 95% ha un volume massimo $V_{\max} = 2500 \text{ m}^3$ e peso $Q = 20000 \text{ N}$, sta compiendo un'ascensione in condizioni ideali (omobariche e omoterliche). Calcolare la quota di tangenza.

Esercizio 6 : Un aerostato ad idrogeno al 95% del peso $Q = 20000 \text{ N}$, volume minimo $V_{\min} = 2400 \text{ m}^3$ sale in condizioni omobariche e omoterliche. Conoscendo il grado di riempimento a quota zero pari a 0,3. Determinare il peso della zavorra da sistemare a bordo per avere un'accelerazione al momento della partenza $a = 1,5 \text{ m/s}^2$

Calcolare inoltre la quota di pienezza e la quota di tangenza sapendo che tra le due quote viene eliminata tutta la zavorra.

Soluzione esercizi proposti

Es. 1 Calcolare a che temperatura in gradi centigradi bisogna riscaldare l'aria interna di una Mongolfiera per ottenere una portanza statica $P_s = 8000 \text{ N}$ a quota $Z = 0$ in aria tipo supponendo valida la condizione omobarica e conoscendo il raggio dell'involucro $r = 8 \text{ m}$ considerandolo una sfera.

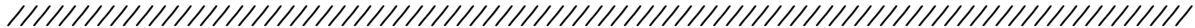
Soluzione :

le condizioni ambientali sono quelle di $Z = 0$ aria tipo quindi Pressione $P = 101325 \text{ N/m}^2$ e peso specifico $\gamma_0 = 12,02 \text{ N/m}^3$

Calcolo il volume della mongolfiera (sfera) $V = \frac{4}{3} \pi \cdot r^3 = \frac{4}{3} \pi \cdot 8^3 = 2144,6 \text{ m}^3$

dato che la Portanza statica $P_s = V(\gamma_e - \gamma_i)$ ricavo gamma interno $\gamma_i = \gamma_e - \frac{P_s}{V} = 8,289 \text{ N/m}^3$

tramite l'equazione dei gas perfetti ricavo la temperatura interna $T_i = \frac{P}{R\gamma_i} = 417,6 \text{ }^\circ\text{K} = 144,6 \text{ }^\circ\text{C}$



Es. 2 Per un aerostato avente le seguenti caratteristiche:

Peso totale.....Q = 10000 N

Volume a disposizione del gas.....V = 1900 m³

Gas di riempimento He al 95%

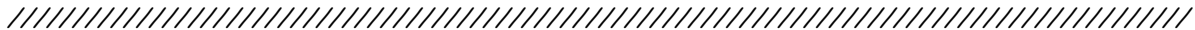
Calcolare a quota zero in aria tipo la Portanza Statica e l'accelerazione con cui si stacca da terra.

Soluzione :

le condizioni ambientali sono quelle di quota zero aria tipo, e il gas di riempimento è He al 95% quindi il suo peso specifico come evidenziato in tabella di pag.35 è $\gamma' = 2,187 \text{ N/m}^3$ Calcolo la portanza statica

$$P_s = V(\gamma - \gamma') = 1900(12,02 - 2,187) = 18682,7 \text{ N}$$

l'accelerazione al momento della partenza è $a = \frac{P_s - Q}{Q} g = \frac{18682,7 - 10000}{10000} 9,81 = 8,52 \text{ m/s}^2$



Es. 3 Per un aerostato avente le seguenti caratteristiche:

Peso totale.....Q = 1500 N

Volume a disposizione del gas.....V = 200 m³

Gas di riempimento He al 95%

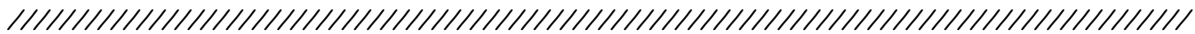
Calcolare il peso che deve avere la zavorra affinché il pallone si stacchi da terra con un'accelerazione pari ad a = 1,8 m/s²

Soluzione :

stesse condizioni dell'esercizio precedente, calcolo la portanza statica $P_s = 1966,6 \text{ N}$ dato che conosciamo l'accelerazione al momento della partenza, determino il peso totale

$$Q_{Tot.} = \frac{P_s}{1 + \frac{a}{g}} = 1661,7 \text{ N}$$

e quindi il peso della zavorra sarà $Q_{Zav.} = 1661,7 - 1500 = 161,7 \text{ N}$



*Es. 4 Supponendo che per riscaldare l'aria interna di una mongolfiera a Z = 0 siano necessari 115 °C, calcolare la Portanza Statica sviluppata in condizioni omobariche nell'ipotesi che l'ascensione avvenga in una giornata estiva con temperatura esterna a quota zero t = 30 °C e con pressione P = 1013 hPa
Raggio della mongolfiera r = 7 m*

Soluzione :

calcolo il peso specifico dell'aria esterna $\gamma_e = \frac{P_e}{RT_e} = \frac{101300}{29,27 \cdot 303} = 11,42 \text{ N/m}^3$

calcolo il peso specifico dell'aria interna $\gamma_i = \frac{P_i}{RT_i} = \frac{101300}{29,27 \cdot 388} = 8,919 \text{ N/m}^3$

calcolo il volume della mongolfiera (sfera) $V = 1436,75 \text{ m}^3$

quindi la portanza statica è $P_s = V(\gamma_e - \gamma_i) = 3593 \text{ N}$

////////////////////////////////////

Es. 5 Un aerostato riempito ad He al 95% ha un volume massimo $V_{max} = 2500 \text{ m}^3$ e peso $Q = 20000 \text{ N}$, sta compiendo un'ascensione in condizioni ideali (omobariche e omotermiche). Calcolare la quota di tangenza.

Soluzione :

dato che questo aerostato parte completamente pieno di gas, la quota di Pienezza corrisponde alla quota di decollo ($Z = 0$) quindi la quota di Tangenza la determino imponendo l'equilibrio tra P_s e peso da cui ricavo il peso specifico dell'aria esterna e successivamente la quota Z_t

$$\text{peso specifico aria } \gamma = \frac{Q}{V} + \gamma' = \frac{20000}{2500} + 2,187 = 10,187 \text{ N/m}^3$$

$$\text{quindi la quota di tangenza risulta } Z_t = \frac{1 - 4,256 \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_o}}}{0,0000226} = 1687 \text{ m}$$

////////////////////////////////////

Es. 6 Un aerostato ad idrogeno al 95% del peso $Q = 20000 \text{ N}$, volume minimo $V_{min} = 2400 \text{ m}^3$ sale in condizioni omobariche e omotermiche. Conoscendo il grado di riempimento a quota zero pari a 0,3. Determinare il peso della zavorra da sistemare a bordo per avere un'accelerazione al momento della partenza $a = 1,5 \text{ m/s}^2$. Calcolare inoltre la quota di pienezza e la quota di tangenza sapendo che tra le due quote viene eliminata tutta la zavorra.

Soluzione :

dato che la quota di Pienezza dipende solo dal grado di riempimento a quota $Z = 0$ risulta $Z_p = 10902 \text{ m}$ determino il peso totale per decollare con $a = 1,5 \text{ m/s}^2$

La Portanza Statica al decollo è $P_s = V_{min}(\gamma_o - \gamma') = 25411 \text{ N}$

$$Q_{Tot} = \frac{P_s}{1 + \frac{a}{g}} = 22041 \text{ N}$$

e quindi il peso della zavorra $Q_{ZAV} = 22041 - 20000 = 2041 \text{ N}$

calcolo il peso specifico del gas alla quota di pienezza $\gamma'_{Zp} = \gamma_o' \cdot (1 - 0,0000226 \cdot Z_p)^{4,256} = 0,429 \text{ N/m}^3$

il volume massimo $V_{max} = V_{min}/0,3 = 8000 \text{ m}^3$

determino quindi la quota di tangenza con la formula di pag. 38 $Z_t = 12492 \text{ m}$

Capitolo 3

DINAMICA DEI FLUIDI

Esercizi proposti

Esercizio 1 :Un tubo di Pitot è montato su un velivolo che vola a quota $Z = 1500$ m. Il tubo è collegato ad un manometro differenziale contenente Mercurio e la differenza di livello rilevata $h = 12,5$ cm. Calcolare la velocità del velivolo in Km/h relativa all'aria. Calcolare inoltre la pressione dinamica.

Esercizio 2 : In un condotto avente diametro $D_1 = 200$ mm scorre dell'acqua. Nel condotto viene posto un tubo di venturi la cui strozzatura ha un diametro $D_2 = 100$ mm. Sapendo che la pressione statica dell'acqua nel condotto è $P_1 = 400$ mmHg e nella strozzatura è $P_2 = 300$ mmHg determinare la velocità dell'acqua nel condotto.

Esercizio 3 : In un condotto del diametro $D_1 = 150$ mm scorre dell'acqua alla velocità $V_1 = 4$ m/s. Il condotto termina con una strozzatura, calcolare il diametro D_2 della strozzatura in modo che l'acqua esca con la velocità $V_2 = 15$ m/s. Se la pressione statica all'interno del condotto è $P_1 = 900$ mmHg, calcolare la pressione statica P_2 .

Esercizio 4 : Un tubo di Venturi, posto a quota zero in aria tipo, è investito da una corrente d'aria alla velocità $V_1 = 21,91$ m/s. Calcolare la lunghezza del tratto convergente sapendo che nella sezione ristretta $D_2 = 100$ mm $P_2 = 100000$ N/m² e il dislivello $h = 10$ cm. Calcolare inoltre la pressione statica P_1 .

Soluzione esercizi proposti

Es. 1 Un tubo di Pitot è montato su un velivolo che vola a quota $Z = 1500$ m. Il tubo è collegato ad un manometro differenziale contenente Mercurio e la differenza di livello rilevata $h = 12,5$ cm. Calcolare la velocità del velivolo in Km/h relativa all'aria. Calcolare inoltre la pressione dinamica.

Soluzione :

alla quota $Z = 1500$ m la densità è $\rho = 1,058$ Kg/m³

il peso specifico del Mercurio lo considero $\gamma_{Hg} = 13,32 \cdot 10^4$ N/m³

quindi con la formula ricavata per il tubo di Pitot ricavo la velocità :

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma_{Hg} \cdot h}{\rho}} = 177,41 \text{ m/s} = 639 \text{ Km/h}$$

la pressione dinamica è $P_d = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 = 16650 \text{ N/m}^2$

////////////////////////////////////

Es. 2 In un condotto avente diametro $D_1 = 200$ mm scorre dell'acqua. Nel condotto viene posto un tubo di venturi la cui strozzatura ha un diametro $D_2 = 100$ mm. Sapendo che la pressione statica dell'acqua nel condotto è $P_1 = 400$ mmHg e nella strozzatura è $P_2 = 300$ mmHg determinare la velocità dell'acqua nel condotto.

Soluzione :

la densità dell'acqua è $\rho_{H_2O} = 1000 \text{ Kg/m}^3$

calcolo l'area $A_1 = 0,0314 \text{ m}^2$

calcolo l'area $A_2 = 0,00785 \text{ m}^2$

trasformo le pressioni da mmHg a N/m^2

$101325 : 760 = P_1 : 400$ da cui $P_1 = 53329 \text{ N/m}^2$

$101325 : 760 = P_2 : 300$ da cui $P_2 = 39997 \text{ N/m}^2$

con la formula del tubo di Venturi calcolo la velocità dell'acqua nel condotto :

$$V_1 = \sqrt{\frac{2(P_1 - P_2)}{\rho_{H_2O} \left[\left(\frac{A_1}{A_2} \right)^2 - 1 \right]}} = 1,34 \text{ m/s}$$

Per la LEGGE DI CONTINUITA', mi calcolo la V_2 :

$$A_1 \cdot V_1 = A_2 \cdot V_2$$

$$V_2 = A_1 \cdot V_1 / A_2 = 5,36 \text{ m/s}$$

////////////////////////////////////

Es. 3 In un condotto del diametro $D_1 = 150 \text{ mm}$ scorre dell'acqua alla velocità $V_1 = 4 \text{ m/s}$. Il condotto termina con una strozzatura, calcolare il diametro D_2 della strozzatura in modo che l'acqua esca con la velocità $V_2 = 15 \text{ m/s}$. Se la pressione statica all'interno del condotto è $P_1 = 900 \text{ mmHg}$, calcolare la pressione statica P_2 .

Soluzione :

calcolo l'area $A_1 = 0,0117 \text{ m}^2$

dalla legge della continuità $A_1 V_1 = A_2 V_2$ ricavo $A_2 = 0,00472 \text{ m}^2$ da cui il diametro $D_2 = 0,0775 \text{ m} = 77,5 \text{ mm}$

trasformo la pressione P_1 in N/m^2 $101325 : 760 = P_1 : 900$ da cui $P_1 = 119990 \text{ N/m}^2$

dal teorema di Bernoulli $P_1 - P_2 = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (V_2^2 - V_1^2)$ da cui ricavo $P_2 = 15490 \text{ N/m}^2$

che trasformo in mmHg $101325 : 760 = 15490 : P_2$ $P_2 = 116,18 \text{ mmHg}$

////////////////////////////////////

Es. 4 Un tubo di Venturi, posto a quota zero in aria tipo, è investito da una corrente d'aria alla velocità $V_1 = 21,91 \text{ m/s}$. Calcolare la lunghezza del tratto convergente sapendo che nella sezione ristretta $D_2 = 100 \text{ mm}$ $P_2 = 100000 \text{ N/m}^2$ e il dislivello $h = 10 \text{ cm}$. Calcolare inoltre la pressione statica P_1 .

Soluzione :

calcolo l'area $A_2 = 0,00785 \text{ m}^2$

sapendo che $P_1 - P_2 = \gamma_{Hg} \cdot h$ ricavo $P_1 = 113320 \text{ N/m}^2$

applicando il teorema di Bernoulli ricavo $V_2 = 149 \text{ m/s}$

in base alla legge della continuità $A_1 V_1 = A_2 V_2$ ricavo $A_1 = 0,0534 \text{ m}^2$ da cui $D_1 = 0,261 \text{ m} = 261 \text{ mm}$

dato che il tratto convergente del tubo di venturi ha un inclinazione di 30° , conoscendo il diametro D_1 e il diametro D_2 posso ricavarne la lunghezza :

$$l = \frac{(D_1 - D_2)/2}{Tg 30^\circ} = 139 \text{ mm}$$

////////////////////////////////////

Es. 5 Su un velivolo è montato un tubo di Pitot collegato ad un manometro differenziale contenente Mercurio. Sapendo che la temperatura esterna è $T = 256,8 \text{ }^\circ\text{K}$ e la pressione dinamica $P_d = 112,71 \text{ mmHg}$ calcolare :

- a) la velocità indicata in Km/h*
- b) la velocità vera in Km/h*
- c) la differenza di livello h registrata dallo strumento*
- d) la pressione statica in mmHg*

Soluzione :

conoscendo la temperatura esterna e ipotizzandolo in volo in aria tipo posso determinare la quota Z

$$Z = \frac{T_0 - T}{0,0065} = 4800 \text{ m}$$

conoscendo la quota posso calcolare la pressione $P = 55412 \text{ N/mq}$ e la densità $\rho = 0,751 \text{ Kg/m}^3$ trasformo la P_d in N/m^2 $P_d = 15027 \text{ N/m}^2$

Calcolo ora la velocità indicata $V_{IAS} = \sqrt{\frac{2 \cdot P_d}{\rho_0}} = 157 \text{ m/s} = 564 \text{ Km/h}$

calcolo la densità relativa $\delta = 0,613$ e quindi la velocità vera $V_{TAS} = V_{IAS} \cdot \frac{1}{\sqrt{\delta}} = 720 \text{ Km/h}$

determino ora il dislivello $h = \frac{P_d}{\gamma_{Hg}} = 0,113 \text{ m} = 113 \text{ mm}$

trasformo la pressione statica in mmHg $101325 : 760 = 55412 : P$ da cui $P = 415,6 \text{ mmHg}$

////////////////////////////////////

Capitolo 4

RESISTENZA AERODINAMICA

Esercizi proposti

Esercizio 1 : Calcolare il valore della resistenza di profilo dei corpi della fig. 4-3 conoscendo il diametro della sezione maestra $d = 500$ mm, la velocità $V = 80$ Km/h e le condizioni ambientali di quota zero in aria tipo.

Esercizio 2 : Calcolare la velocità di discesa a quota zero in aria tipo di un paracadute conoscendo i seguenti dati : peso complessivo paracadute più uomo $Q = 1100$ N paracadute assimilabile ad una calotta sferica avente raggio $r = 5$ m

Esercizio 3 : Una capsula spaziale rientrando nell'atmosfera apre il paracadute principale alla quota $Z = 5000$ m. questo frena la capsula fino a farle raggiungere una velocità di impatto sul mare $V = 20$ Km/h Conoscendo il peso della capsula più il paracadute $Q = 10000$ N calcolare:

- a) la superficie in pianta del paracadute, assimilato ad una calotta sferica;
- b) il raggio della calotta sferica
- c) il diagramma che esprime la legge della velocità di caduta in funzione della quota;
- d) la decelerazione massima, tenendo conto che la velocità prima del paracadute principale è $V_1 = 750$ Km/h nell'ipotesi che alla quota $Z_1 = 6000$ m si apra un piccolo paracadute stabilizzatore avente superficie $S = 12$ mq

Esercizio 4 : Una lamina piana è investita parallelamente da una corrente d'aria alla velocità $V = 200$ Km/h nelle condizioni di quota zero in aria tipo. Conoscendo la corda $l = 350$ mm e l'apertura $b = 3,5$ m calcolare il punto di transizione tra il regime laminare e turbolento e la resistenza d'attrito.

Soluzione esercizi proposti

Es. 1 Calcolare il valore della resistenza di profilo dei corpi della fig. 4-3 conoscendo il diametro della sezione maestra $d = 500$ mm, la velocità $V = 80$ Km/h e le condizioni ambientali di quota zero in aria tipo.

Soluzione : calcolo la superficie della sezione maestra $S = 0,196$ m²
 $V = 80$ Km/h = 22,23 m/s condizioni quota zero aria tipo densità $\rho_o = 1,225$ Kg/m³

la resistenza di profilo si calcola $R_o = \frac{1}{2} \rho_o V^2 C_{ro} S = 59,32 C_{ro}$ in base alla tabella di fig. 4-3 ricavo i C_{ro} dei corpi e calcolo R_o :

LASTRA PIANA.....	$C_{ro} = 0,95$	$R_o = 56,36$ N
CILINDRO.....	$C_{ro} = 0,6$	$R_o = 35,60$ N
SFERA.....	$C_{ro} = 0,29$	$R_o = 17,20$ N
SEMISFERA CONCAVA.....	$C_{ro} = 1,15$	$R_o = 68,22$ N
SEMISFERA CONVESSA.....	$C_{ro} = 0,33$	$R_o = 19,58$ N
CORPO AFFUSOLATO.....	$C_{ro} = 0,055$	$R_o = 3,26$ N

////////////////////////////////////

Es. 2 Calcolare la velocità di discesa a quota zero in aria tipo di un paracadute conoscendo i seguenti dati : peso complessivo paracadute più uomo $Q = 1100 \text{ N}$ paracadute assimilabile ad una calotta sferica avente raggio $r = 5 \text{ m}$

Soluzione : calcolo la superficie in pianta del paracadute $S = 78,54 \text{ m}^2$
 dalla condizione di equilibrio in discesa $Q = R_o$ considerando la calotta sferica = emisfero concava ,
 dalla fig. 4-3 $C_{r_o} = 1,15$ ricavo la velocità

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot Q}{\rho_0 \cdot S \cdot C_{r_o}}} = 4,46 \text{ m/s} = 16 \text{ km/h}$$

////////////////////////////////////

Es. 3 Una capsula spaziale rientrando nell'atmosfera apre il paracadute principale alla quota $Z = 5000 \text{ m}$. questo frena la capsula fino a farle raggiungere una velocità di impatto sul mare $V = 20 \text{ Km/h}$ Conoscendo il peso della capsula più il paracadute $Q = 10000 \text{ N}$ calcolare:

- a) la superficie in pianta del paracadute, assimilato ad una calotta sferica;*
- b) il raggio della calotta sferica*
- c) il diagramma che esprime la legge della velocità di caduta in funzione della quota;*
- d) la decelerazione massima, tenendo conto che la velocità prima del paracadute principale è $V_1 = 750 \text{ Km/h}$ nell'ipotesi che alla quota $Z_1 = 6000 \text{ m}$ si apra un piccolo paracadute stabilizzatore avente superficie $S = 12 \text{ mq}$*

Soluzione :
 $V = 20 \text{ Km/h} = 5,55 \text{ m/s}$ quota zero in aria tipo
 dalla condizione di equilibrio in discesa $Q = R_o$ considerando il paracadute = emisfero concava , dalla
 fig. 4-3 $C_{r_o} = 1,15$ ricavo la superficie

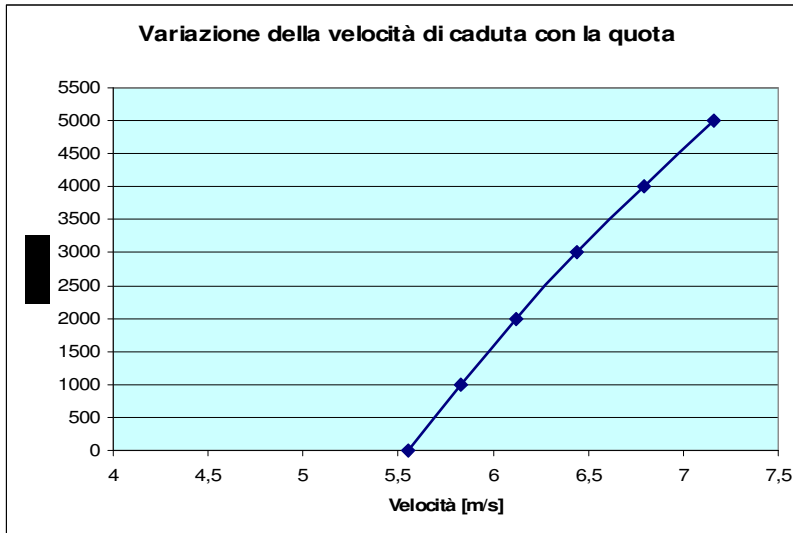
$$S = \frac{2 \cdot Q}{\rho_0 \cdot C_{r_o} \cdot V^2} = 461 \text{ m}^2$$

e quindi il raggio della calotta sferica $r = 12 \text{ m}$

Per tracciare il diagramma che esprime la legge della velocità di caduta in funzione della quota compilo la seguente tabella ricavando la velocità dalla condizione di equilibrio in discesa $Q = R_o$ considerando la calotta sferica = emisfero concava , dalla fig. 4-3 $C_{r_o} = 1,15$

QUOTA Z [m]	DENSITA' ρ [Kg/m ³]	VELOCITA' V [m/s]
5000	0,735	7,16
4000	0,818	6,79
3000	0,909	6,44
2000	1,006	6,12
1000	1,111	5,83
0	1,225	5,55

Il grafico è il seguente :



$V_1 = 750 \text{ Km/h} = 208,3 \text{ m/s}$ a $Z_1 = 6000 \text{ m}$ senza paracadute
 con paracadute di $S = 12 \text{ m}^2$ la velocità risulta

$$V_2 = \sqrt{\frac{2 \cdot Q}{\rho_{6000} \cdot S \cdot C_{r_0}}} = 46,69 \text{ m/s}$$

ipotizzando un tempo di apertura paracadute $t = 10 \text{ sec}$ ricavo la decelerazione

$$a = \frac{\Delta V}{t} = \frac{208,3 - 46,9}{10} = 16 \text{ m/s}^2 = 1,6 \text{ g}$$

////////////////////////////////////

Es. 4 Una lamina piana è investita parallelamente da una corrente d'aria alla velocità $V = 200 \text{ Km/h}$ nelle condizioni di quota zero in aria tipo. Conoscendo la corda $l = 350 \text{ mm}$ e l'apertura $b = 3,5 \text{ m}$ calcolare il punto di transizione tra il regime laminare e turbolento e la resistenza d'attrito.

Soluzione :

$V = 200 \text{ Km/h} = 55,5 \text{ m/s}$ calcolo la superficie della lamina $S = b \cdot l = 1,225 \text{ m}^2$
 sapendo che il n° di Reynolds critico della lamina piana è $Re_{cr} = 10^5$ e che il coefficiente di viscosità cinematica è $\nu = 14,5 \cdot 10^{-6}$ (vedi fig.4-4) calcolo il punto di transizione

$$X_{tr} = \frac{\nu \cdot Re_{cr}}{V} = \frac{14,5 \cdot 10^{-6} \cdot 10^5}{55,5} = 0,0261 \text{ m} = 261 \text{ mm}$$

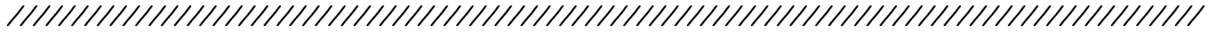
in percentuale della corda $X_{tr}/l = 7,46\%$

calcolo ora il n° di Reynolds $Re = \frac{V \cdot l}{\nu} = \frac{55,5 \cdot 0,35}{14,5 \cdot 10^{-6}} = 1,34 \cdot 10^6$

Dal grafico di pag. 75 entrando con $Re = 1,34 \cdot 10^6$ in corrispondenza della linea di transizione $7,46 \%$ ottengo $C_{r_{att}} = 0,0045$

e quindi posso calcolare la resistenza d'attrito

$$R_{att} = \frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot V^2 \cdot C_{r_{att}} \cdot S = 10,4 \text{ N}$$



Capitolo 5

SOSTENTAZIONE DINAMICA

Esercizi Proposti

Esercizio 1 : Un ala avente profilo NACA 2412 vola alla quota $Z = 2000$ m ad una velocità corrispondente a numero di Mach $M = 0,285$ ed angolo di incidenza $\alpha = 3^\circ$

DATI :

Apertura alare..... $b = 8,5$ m
 Superficie alare $S = 11$ mq
 Coefficiente angolare di portanza del profilo..... $Cp'_\infty = 5,07$ 1/rad
 Angolo di portanza nulla..... $\alpha_0 = -2^\circ$
 Coefficiente di resistenza di profilo..... $Cro = 0,009$
 Coefficiente di momento focale..... $Cmo = -0,03$

CALCOLARE

La Portanza, la Resistenza, l'Efficienza e il momento Aerodinamico rispetto al bordo d'attacco.

Esercizio 2 : Conoscendo le caratteristiche aerodinamiche dell'ala del velivolo SIAI SF-260 (fig. 5-23), calcolare e tracciare il grafico polare dell'ala e il diagramma dell'efficienza in funzione del coefficiente di portanza.

DATI

Apertura alare..... $b = 8,35$ m
 Superficie alare $S = 10,1$ mq
 Coefficiente di resistenza di profilo..... $Cro = 0,019$
 Coefficiente di portanza massimo..... $Cp \text{ max} = 1,5$

Esercizio 3 : Un velivolo avente ala a pianta rettangolare vola alla quota $Z = 1000$ m in aria tipo ad un assetto corrispondente a efficienza $E = 10$

Conoscendo le caratteristiche aerodinamiche dell'ala, calcolare la portanza e la resistenza.

DATI

Velocità di volo..... $V = 250$ Km/h
 Apertura alare..... $b = 15$ m
 Corda alare..... $l = 1,2$ m
 Coefficiente di resistenza di profilo..... $Cro = 0,015$
 Coefficiente di portanza massimo..... $Cp \text{ max} = 1,6$

Esercizio 4 : Da una esperienza in galleria aerodinamica, su un modello d'ala a pianta trapezia dalle caratteristiche sottoriportate, si sono ricavati i valori di portanza e di resistenza in funzione dell'angolo di incidenza :

Alfa [°]	P [N]	R [N]
-2	1	8
-1	31	7,9
0	79	7,3
2	155	10,2

4	236	15,4
6	313	22,8
8	386	32,8
10	455	45,9
12	504	61,9
14	510	72,8
16	503	84,8

Dati del modello :

Apertura alare.....b = 2 m
 Corda alla radice.....lo = 60 cm
 Corda all'estremità.....le = 40 cm

Caratteristiche del fluido in camera di prova :

Temperatura.....t = 19 °C
 Pressione.....P = 750 mmHg
 Velocità.....V = 90 Km/h

Tracciare i diagrammi del coefficiente di portanza e del coefficiente di resistenza in funzione dell'angolo di incidenza, nonché la polare.

Soluzione esercizi proposti

Es. 1 Un ala avente profilo NACA 2412 vola alla quota Z = 2000 m ad una velocità corrispondente a numero di Mach M = 0,285 ed angolo di incidenza $\alpha = 3^\circ$

DATI :

Apertura alare.....b = 8,5 m
 Superficie alareS = 11 m²
 Coefficiente angolare di portanza del profilo.....Cp'_∞ = 5,07 1/rad
 Angolo di portanza nulla.....α₀ = -2°
 Coefficiente di resistenza di profilo.....Cro = 0,009
 Coefficiente di momento focale.....Cmo = -0,03

CALCOLARE

La Portanza, la Resistenza, l'Efficienza e il momento Aerodinamico rispetto al bordo d'attacco.

Soluzione :

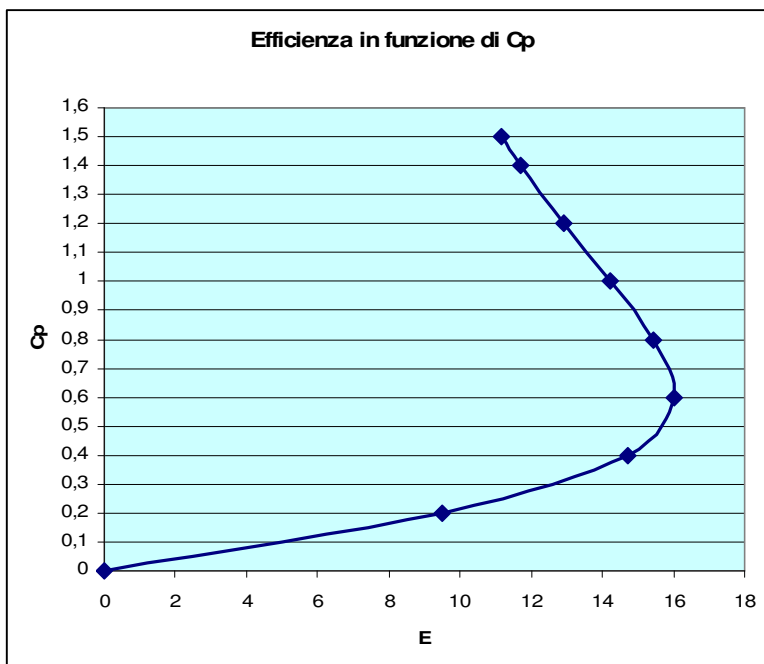
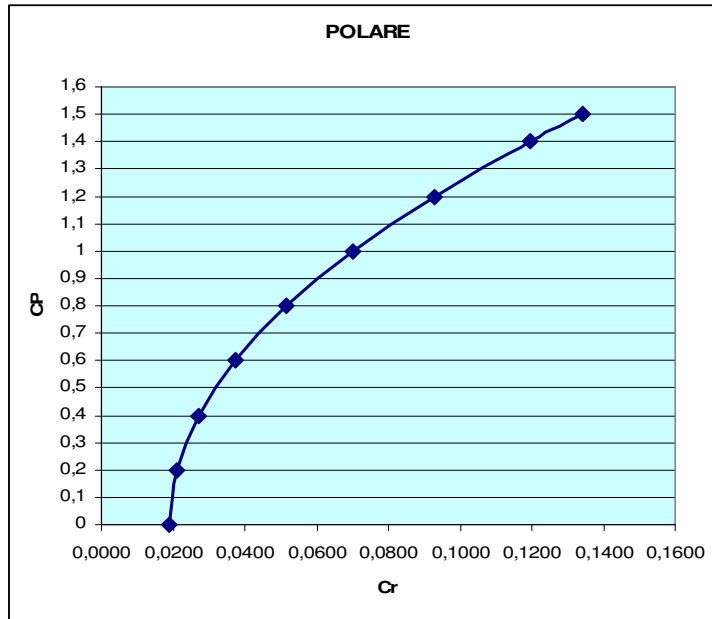
alla quota Z = 2000 m ρ = 1,006 Kg/m³ t = 2 °C velocità del suono c = 332,49 m/s
 sapendo che il numero di Mach M = 0,285 calcolo la velocità V = M c = 94,76 m/s

calcolo l'allungamento alare $\lambda = \frac{b^2}{S} = 6,57$ e quindi il coefficiente angolare di portanza

dell'ala
$$Cp' = \frac{Cp'_\infty}{1 + \frac{Cp'_\infty}{e \cdot \pi \cdot \lambda}} = 3,98 \text{ 1/rad}$$
 dove e = 0,9 coefficiente di Ostwald

1,4	0,1195	11,71
1,5	0,1344	11,16

Posso ora tracciare i grafici



Es. 3 Un velivolo avente ala a pianta rettangolare vola alla quota $Z = 1000$ m in aria tipo ad un assetto corrispondente a efficienza $E = 10$

Conoscendo le caratteristiche aerodinamiche dell'ala, calcolare la portanza e la resistenza.

DATI

- Velocità di volo..... $V = 250$ Km/h
- Apertura alare..... $b = 15$ m
- Corda alare..... $l = 1,2$ m
- Coefficiente di resistenza di profilo..... $C_{r0} = 0,015$
- Coefficiente di portanza massimo..... $C_{p \max} = 1,6$

Soluzione :

alla quota $Z = 1000$ m $\rho = 1,111$ Kg/m³ $V = 250$ Km/h = $69,44$ m/s

calcolo l'allungamento alare $\lambda = \frac{b^2}{S} = 12,5$

per calcolare C_p imposto il seguente sistema

$$C_r = C_{r0} + \frac{C_p^2}{e \cdot \pi \cdot \lambda}$$

$$E = \frac{C_p}{C_r}$$

da cui ricavo due valori di C_p e precisamente $C_{p1} = 35,15$ (da scartare perchè $> C_{p\max}$) e $C_{p2} = 0,176$

quindi PORTANZA $P = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_p \cdot S = 8486$ N

il relativo $C_r = C_p/E = 0,176/10 = 0,0176$

quindi RESISTENZA $R = P/E = 8486/10 = 848,6$ N

////////////////////////////////////

Es. 4 Da una esperienza in galleria aerodinamica, su un modello d'ala a pianta trapezia dalle caratteristiche sottoriportate, si sono ricavati i valori di portanza e di resistenza in funzione dell'angolo di incidenza :

Alfa [°]	P [N]	R [N]
-2	1	8
-1	31	7,9
0	79	7,3
2	155	10,2
4	236	15,4
6	313	22,8
8	386	32,8
10	455	45,9

12	504	61,9
14	510	72,8
16	503	84,8

Dati del modello :

Apertura alare..... $b = 2 \text{ m}$
 Corda alla radice..... $l_0 = 60 \text{ cm}$
 Corda all'estremità..... $l_e = 40 \text{ cm}$

Caratteristiche del fluido in camera di prova :

Temperatura..... $t = 19 \text{ }^\circ\text{C}$
 Pressione..... $P = 750 \text{ mmHg}$
 Velocità..... $V = 90 \text{ Km/h}$

Tracciare i diagrammi del coefficiente di portanza e del coefficiente di resistenza in funzione dell'angolo di incidenza, nonché la polare.

Soluzione :

conoscendo le caratteristiche geometriche del modello, calcolo la sua superficie alare $S_m = 1 \text{ m}^2$

conoscendo le caratteristiche fisiche del fluido, calcolo la densità $\rho = \frac{P}{g \cdot R \cdot T} = 1,192 \text{ Kg/m}^3$

$V = 90 \text{ Km/h} = 25 \text{ m/s}$ quindi posso ora ricavare il coefficiente di portanza

$$C_p = \frac{2 \cdot P}{\rho \cdot S \cdot V^2} = 0,00268 P$$

e il coefficiente di resistenza $C_r = \frac{2 \cdot R}{\rho \cdot S \cdot V^2} = 0,00268 R$

ad ogni valore di P e di R nella tabella ricavo il relativo Cp e Cr e posso quindi ricavare i grafici richiesti.

Alfa [°]	P [N]	R [N]	Cp	Cr
-2	1	8		
-1	31	7,9		
0	79	7,3		
2	155	10,2		
4	236	15,4		
6	313	22,8		
8	386	32,8		
10	455	45,9		
12	504	61,9		
14	510	72,8		

16	503	84,8		
----	-----	------	--	--

////////////////////////////////////

Capitolo 6

TEORIA CIRCOLATORIA DELLA PORTANZA

Esercizi Proposti

Esercizio 1 : Calcolare e tracciare il diagramma polare secondo la formula di Prandtl, e il diagramma dell'efficienza in funzione del coefficiente di portanza, per un ala avente allungamento $\lambda = 5,7$ coefficiente di resistenza di profilo $C_{ro} = 0,0018$

Esercizio 2 : Calcolare e tracciare il diagramma polare secondo la formula di Prandtl, e il diagramma dell'efficienza in funzione del coefficiente di portanza, per un ala a pianta trapezia avente le seguenti caratteristiche: rapporto di rastremazione $r = 0,6$, corda alla radice alare $l_0 = 2,3$ m, apertura alare $b = 14,5$ m, allungamento alare effettivo $\lambda_e = m, 0,92 \lambda$, coefficiente di resistenza di profilo $C_{ro} = 0,009$, coefficiente di portanza massimo $C_{pmax} = 1,6$

Esercizio 3 : In un'esperienza in galleria aerodinamica si sono ricavati, in funzione dell'angolo di incidenza, i seguenti valori (riportati in tabella) di portanza e resistenza per un modello di ala rettangolare avente apertura alare $b_{modello} = 21$ cm e corda $l_{modello} = 6,5$ cm. Calcolare e tracciare il diagramma polare sapendo che durante l'esperienza la pressione nella camera di prova è $P = 720$ mmHg, la temperatura $t = 18$ °C, e la velocità dell'aria $V = 80$ Km/h

P [N]	0,28	0,75	1,5	2,29	3,05	3,76	4,44	4,92	4,98	4,92
R [N]	0,07	0,063	0,092	0,143	0,215	0,313	0,44	0,59	0,706	0,82
α [°]	-5	-3	0	3	6	9	12	14	16	18

Esercizio 4 : Un'ala trapezia avente le caratteristiche sotto riportate è investita dall'aria ad una velocità $V = 590$ Km/h, ad un'incidenza $\alpha = 4^\circ$, mentre le condizioni ambientali sono : pressione $P = 715$ mmHg, temperatura $t = 10^\circ C$

DATI

Apertura alare..... $b = 22$ m
 Corda alla radice..... $l_0 = 2,5$ m
 Corda all'estremità..... $l_e = 1,3$ m
 Coefficiente angolare di portanza del profilo..... $C_{p' \infty} = 5,1 \text{ 1/rad}$
 Angolo di portanza nulla..... $\alpha_0 = -2^\circ$
 Distanza interfocale ala - impennaggio..... $d = 5$ m

CALCOLARE

- a) la portanza sviluppata dall'ala
- b) la resistenza
- c) l'efficienza
- d) l'angolo di incidenza dell'impennaggio orizzontale.

Esercizio 5 : Determinare l'aumento di portanza in effetto suolo su un'ala che presenta le seguenti caratteristiche:

Apertura alare..... $b = 9,77$ m
 Superficie alare..... $S = 11,9$ m²
 Altezza da terra..... $h = 2$ m
 Velocità di stallo..... $V_{st} = 58$ Kts
 Peso del velivolo..... $Q = 10398$ N

Capitolo 6 TEORIA CIRCOLATORIA DELLA PORTANZA

6.10 Soluzione esercizi proposti

Es. 1

Soluzione :

Ipotizzo $C_{p_{max}} = 1,6$ imposto la seguente tabella:

C_p	C_r
0	0,018
0,2	
0,4	
0,6	
0,8	
1	
1,2	
1,4	
1,6	

Calcolando il coefficiente di resistenza con la seguente formula $C_r = C_{r_0} + \frac{C_p^2}{e \cdot \pi \cdot \lambda}$

Posso quindi tracciare il diagramma ($C_p ; C_r$)

////////////////////////////////////

Es. 2

Soluzione :

Calcolo la superficie alare $S = (l_o + l_e) b / 2 = 26,68 \text{ m}^2$ quindi posso calcolare

l'allungamento alare $\lambda = \frac{b^2}{S} = 7,88$ e imposto la seguente tabella assumendo C_p variabile da 0 a

$C_{p_{max}}$ e calcolando i relativi C_r e la relativa Efficienza

C_p	C_r	E
0	0,009	0
0,2		
0,4		
0,6		
0,8		
1		
1,2		
1,4		
1,6		

Posso ora tracciare i grafici ($C_p ; C_r$) e ($C_p ; E$)

Es. 5

Soluzione :

$$V = 58 \text{ Kts} = 29,84 \text{ m/s} \quad \text{calcolo } C_p = \frac{2Q}{\rho S V^2} = 1,6 \quad \text{l'allungamento alare } \lambda = \frac{b^2}{S} = 8,02$$

$$\text{Corda media } l_m = \frac{S}{b} = 1,218 \text{ m} \quad \text{l'aumento di } C_p \text{ in effetto suolo è } \Delta C_p = \frac{C_p}{4\lambda} \left(1 + \frac{l}{2h}\right)^2 = 0,0848$$

$$\text{Quindi l'aumento di portanza in effetto suolo è } \Delta P = \frac{1}{2} \rho V^2 \Delta C_p S = 550,359 \text{ N}$$

Capitolo 7

DISPOSITIVI IPERSOSTENTATORI**Esercizi proposti**

Esercizio 1 : Conoscendo i dati del velivolo Boeing 707, determinare, a quota zero in aria tipo, la velocità di stallo con e senza ipersostentatori.

DATI

Peso massimo all'atterraggio..... $Q = 1098720 \text{ N}$
 Superficie alare..... $S = 280 \text{ m}^2$
 Coefficiente di portanza massimo senza flap..... $C_p \text{ max} = 1,4$
 Coefficiente di portanza massimo con flap completamente aperti..... $C_p \text{ max flap} = 2,4$

Esercizio 2 : Determinare l'aumento di resistenza provocato dalla deflessione dei flap tipo Fowler (angolo di deflessione = 40°) sul velivolo dell'esercizio n° 1

Esercizio 3 : Conoscendo i dati del velivolo SIAI SF 260, determinare, a quota 2500 ft in aria tipo, la velocità di stallo in nodi con e senza ipersostentatori.

DATI

Peso massimo all'atterraggio..... $Q = 11700 \text{ N}$
 Superficie alare..... $S = 10,1 \text{ m}^2$
 Coefficiente di portanza massimo senza flap..... $C_p \text{ max} = 1,5$
 Coefficiente di portanza massimo con flap completamente aperti..... $C_p \text{ max flap} = 2,4$

Esercizio 4 : Conoscendo le caratteristiche del velivolo Aermacchi MB 326 : peso $Q = 45350 \text{ N}$, superficie alare $S = 19,35 \text{ m}^2$, apertura alare $b = 10,56 \text{ m}$, flap di tipo aletta di curvatura a fessura che si abbassano in decollo con $\epsilon = 28^\circ$ e in atterraggio con $\epsilon = 64^\circ$

Le caratteristiche aerodinamiche sono le seguenti :

Flap chiusi..... $C_p' = 4 \text{ 1/rad}$ $\text{alfa } \alpha = -2^\circ$ $C_{p\text{max}} = 1,5$
 Flap in decollo (.....= 28°)..... $C_p' = 4,3 \text{ 1/rad}$ $\text{alfa } \alpha = -2,2^\circ$
 Flap in atterraggio (.....= 64°)..... $C_p' = 5 \text{ 1/rad}$ $\text{alfa } \alpha = -3^\circ$ $V_{st} = 146 \text{ Km/h}$
 Sapendo inoltre che la velocità di decollo $V_{dec} = 1,2 V_{st}(28^\circ) = 55,32 \text{ m/s}$ e che la velocità di avvicinamento per l'atterraggio è $V_{ref} = 1,3 V_{st}(64^\circ)$:

CALCOLARE

- il coefficiente di portanza massimo con flap a 28°
- il coefficiente di portanza massimo con flap a 64°
- l'aumento di resistenza in decollo con flap a 28°
- l'aumento di resistenza in atterraggio con flap a 64°
- Tracciare il grafico (C_p ; alfa) con flap chiusi, con flap a 28° e con flap a 64°

Soluzione esercizi proposti

Es. 1 Conoscendo i dati del velivolo Boeing 707.....

Soluzione :

senza Flap
$$V_{st} = \sqrt{\frac{2 \cdot Q}{\rho \cdot S \cdot C_{p_{\text{max}}}}} = 67,64 \text{ m/s} = 243 \text{ Km/h}$$

$$\Delta R = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot \Delta C_r \cdot S = 23 \text{ N}$$

con flap a 64°

$$\Delta C_r = 0,0075 \cdot 0,25 \cdot 64/57,3 = 0,0021$$

$$\Delta R = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot \Delta C_r \cdot S = 41 \text{ N}$$

Per tracciare il grafico (Cp ; alfa) con flap chiusi determino alfa critico = $\frac{C_{p_{max}}}{C_{p'}} - |\alpha_0| = 19,48^\circ$

il Cp al variare di alfa si ricava in questo modo $C_p = C_{p'} \cdot (\alpha - |\alpha_0|)$

Per tracciare il grafico (Cp ; alfa) con flap a 28° determino alfa critico = $\frac{C_{p_{max ip.}}}{C_{p'}} - |\alpha_0| = 21,78^\circ$

il Cp al variare di alfa si ricava in questo modo $C_p = C_{p'} \cdot (\alpha - |\alpha_0|)$

Per tracciare il grafico (Cp ; alfa) con flap a 64° determino alfa critico = $\frac{C_{p_{max ip.}}}{C_{p'}} - |\alpha_0| = 23,70^\circ$

il Cp al variare di alfa si ricava in questo modo $C_p = C_{p'} \cdot (\alpha - |\alpha_0|)$

////////////////////////////////////

Capitolo 9

ELICA

Esercizi proposti.

ESERCIZIO 1.

Durante una prova in galleria aerodinamica su un modello di elica, al variare della velocità si sono ottenuti i seguenti dati di Trazione e Coppia:

VELOCITA' [m/s]	TRAZIONE [N]	COPPIA [N m]
0	107	30
10	103	28.5
20	91	25
30	83	23
35	62	19
40	38	13
45	16	7.5

Sapendo che durante la prova le condizioni erano quelle di quota zero in aria tipo, il diametro del modello di elica $D_{\text{mod}} = 1 \text{ m}$ e il suo numero di giri $n_{\text{mod}} = 22 \text{ g/s}$, tracciare i diagrammi del **coefficiente di trazione e di coppia** in funzione del rapporto di funzionamento.

ESERCIZIO 2.

Un elica geometricamente simile al modello dell'esercizio n° 1 (valgono gli stessi grafici dei coefficienti di trazione e coppia) si trova in volo alla quota $Z = 1500 \text{ m}$ alla velocità $V = 460 \text{ Km/h}$.

Calcolare la **trazione** e la **coppia** sapendo che il diametro $D = 3 \text{ m}$, il numero di giri è $n = 1800 \text{ g/min}$.

ESERCIZIO 3.

Un velivolo motoelica si trova in volo alla quota $Z = 4500 \text{ m}$ in volo rettilineo orizzontale uniforme con angolo di incidenza $\alpha = 4^\circ$. Determinare la **trazione** e la **coppia** dell'elica conoscendo i seguenti dati:

Peso..... $Q = 76520 \text{ N}$
 Carico alare..... $Q/S = 2747 \text{ N/m}^2$
 Allungamento alare..... $\lambda = 7.9$
 Coefficiente di resistenza di profilo..... $C_{ro} = 0.021$
 Coefficiente di angolare di portanza del profilo..... $C_{p'_{\infty}} = 5.5 \text{ rad}^{-1}$
 Rendimento elica..... $\eta_e = 0.85$
 Numero di giri dell'elica..... $n_e = 2000 \text{ g/min}$

ESERCIZIO 4.

Un velivolo bimotore turboelica tipo Alenia C27J, vola in volo rettilineo orizzontale uniforme alla quota $Z = 5200 \text{ m}$ all'assetto corrispondente ad efficienza $E = 15$.

Le caratteristiche del velivolo sono:

Apertura alare..... $b = 28.70 \text{ m}$
 Superficie alare..... $S = 81.93 \text{ m}^2$
 Coefficiente di resistenza di profilo..... $C_{ro} = 0.021$
 Coefficiente di portanza massimo..... $C_{p_{\text{max}}} = 1.5$
 Coefficiente di angolare di portanza del profilo..... $C_{p'_{\infty}} = 5.71 \text{ rad}^{-1}$
 Angolo di portanza nulla..... $\alpha_0 = -2^\circ$
 Peso..... $Q = 274600 \text{ N}$

Rendimento elica $\eta_e = 0.85$

Numero di giri dell'elica $n_e = 2200 \text{ g/min}$

Rendimento riduttore..... $\eta_r = 0.9$

Calcolare: l'angolo di incidenza, la velocità di volo, la trazione e la coppia di ogni elica, la potenza assorbita da ogni elica.

Capitolo 10

ELICOTTERO

Esercizi proposti.

ESERCIZIO 1 :

Un elicottero tipo **AB 206** vola in volo rettilineo orizzontale uniforme alla quota $Z = 5000$ ft e alla velocità indicata $V_i = 121$ Kts.

DATI

Superficie totale pale rotore principale..... $S_p = 3.34 \text{ m}^2$
 Solidità disco attuatore..... $\sigma = 0.0412$
 Raggio massimo della zona di flusso invertito..... $r = 1.51 \text{ m}$

CALCOLARE

- La velocità relativa all'estremità della pala avanzante in Km/h
- La velocità relativa all'estremità della pala retrocedente in Km/h
- Il raggio massimo della zona di flusso invertito alla stessa velocità indicata nelle condizioni di quota zero in aria tipo.

ESERCIZIO 2 :

Un elicottero tipo **AB 206** si trova in volo stazionario alla quota $Z = 800\text{m}$ in aria tipo.

DATI

Peso elicottero..... $Q = 13000 \text{ N}$
 Resistenza creata dal flusso d'aria generato dal rotore principale sulla fusoliera $R' = 250 \text{ N}$
Rotore principale:
 Diametro..... $D = 10.16 \text{ m}$
 N° di giri..... $N = 394 \text{ g/min}$
 Corda della pala $l = 0.34 \text{ m}$
 N° pale..... $N_p = 2$
 Cro della pala..... $C_{ro} = 0.003$

Rotore di coda :

Diametro..... $d = 1.70 \text{ m}$
 N° di giri..... $n = 2550 \text{ g/min}$
 Distanza assi rotori..... $b = 5.96 \text{ m}$

CALCOLARE

- Il coefficiente di portanza della pala
- La coppia di reazione
- Il coefficiente di trazione del rotore di coda.

ESERCIZIO 3 :

Un elicottero tipo **AB 206** si trova in volo stazionario alla quota $Z = 2500$ ft.

DATI

Peso elicottero..... $Q = 11000 \text{ N}$
 Resistenza generata dalla fusoliera (flusso verticale)..... $R' = 500 \text{ N}$

Diametro rotore principale $D = 10.16 \text{ m}$
 Distanza asse rotore principale-asse rotore di coda $b = 4 \text{ m}$
 Corda della pala $l = 0.34 \text{ m}$
 Coefficiente di resistenza di profilo della pala..... $C_{ro} = 0.009$

CALCOLARE

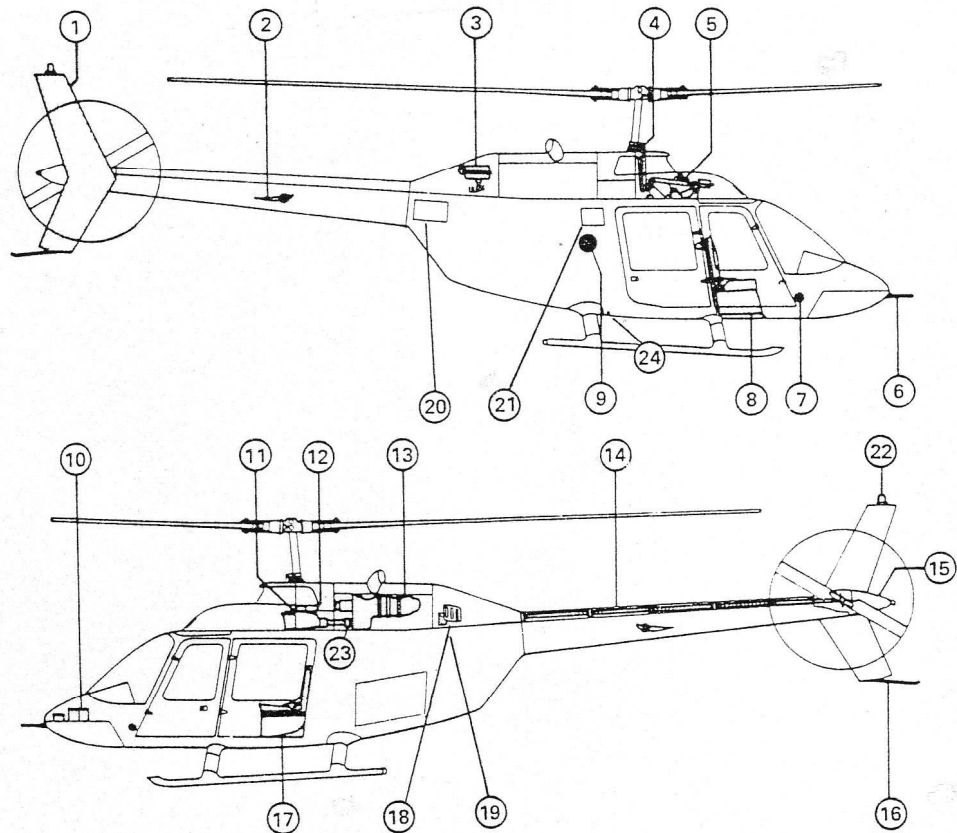
- Il coefficiente di portanza delle pale.
- La coppia di reazione.
- La trazione del rotore di coda necessaria per compensare la coppia di reazione.
- L'accelerazione verticale e la quota raggiunta, se il pilota aumenta il passo collettivo portando il C_p della pala al valore 0.8

ESERCIZIO 4 :

Determinare l'angolo di incidenza, nelle varie sezione della pala, di un elicottero tipo **AB 206** che scende in autorotazione dal volo stazionario, conoscendo i seguenti dati:

Diametro rotore principale $D = 10.16 \text{ m}$
 Numero di giri del rotore principale $n = 394 \text{ g/min}$
 Angolo di calettamento nelle varie sezioni $\beta = -2.598 r + 11.198$
 Velocità verticale di caduta..... $V'' = 10 \text{ m/s}$

Individuare inoltre il limite della zona di stallo sapendo che l'angolo di incidenza critico $\alpha_{cr} = 16^\circ$



- | | |
|--|--|
| 1. Impennaggio verticale | 14. Albero trasmissione rotore di coda |
| 2. Stabilizzatore | 15. Scatola trasmissione rotore di coda |
| 3. Serbatoio olio motore | 16. Pattino di coda |
| 4. Piatto oscillante | 17. Posto passeggero |
| 5. Martinetti comandi ciclico-collettivo | 18. Radiatore olio motore |
| 6. Tubo di Pitot | 19. Ventilatore radiatore olio motore |
| 7. Presa statica | 20. Pannello ispezione valvola esclusione combustibile |
| 8. Posto pilota | 21. Pannello ispezione valvola esclusione combustibile |
| 10. Batteria | 22. Luce anticollisione |
| 11. Pompa e serbatoio olio idraulico | 23. Ruota libera |
| 12. Assieme trasmissione | 24. Rubinetto drenaggio combustibile |
| 13. Motore | |

Fig. 29 - Apparatı principali dell'elicottero AB 206