

## Capitolo 4 - MOTI CURVI

### ESERCIZIO 1 pag. 100 (Virata)

Un velivolo motoelica in volo alla quota  $Z = 4000$  m, compie una virata corretta con angolo di sbandamento  $\theta = 55^\circ$ .

Sapendo che la virata viene effettuata a velocità costante, pari a quella del volo rettilineo orizzontale, ad assetto corrispondente a  $C_p = 0,35$  e che le caratteristiche del velivolo sono:

Peso.....	$Q = 196000$ N
Apertura alare .....	$b = 29$ m
Superficie alare .....	$S = 70$ m <sup>2</sup>
Coeff. di resistenza di profilo .....	$C_{ro} = 0,019$
Rendimento elica.....	$\eta_e = 0,85$

Calcolare:

- Il fattore di contingenza.
- Il raggio della virata.
- Il coefficiente di portanza in virata.
- La velocità angolare attorno all'ipotetico centro della virata.
- La potenza del motore in volo rettilineo e in virata

Soluzione:

Quota  $Z = 4000$  m    densità  $\rho_{4000} = 0,818$  Kg/m<sup>3</sup>    allungamento alare  $\lambda = b^2/S = 29^2 / 70 = 12,01$

Il **fattore di contingenza** in virata dipende dall'angolo di sbandamento  $n = 1 / \cos \Theta = 1,74$

Calcolo la velocità in V.R.O.U.....  $V = \sqrt{\frac{2Q}{\rho S C_p}} = 139,82$  m/s

La virata si effettua a velocità costante rispetto al V.R.O.U. quindi posso ricavare il **raggio di virata**

$$r = \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \theta} = \frac{139,82^2}{9,81 \operatorname{tg} 55^\circ} = 1396 \text{ m}$$

Il **coefficiente di portanza in virata** (virata a velocità costante rispetto al V.R.O.U.)  $C_{pv} = n C_{pvROU} = 0,610$

**Velocità angolare** attorno all'ipotetico centro della virata  $\omega = V / r = 139,82 / 1396 = 0,1$  rad/s

Calcolo il Cr in V.R.O.U.  $C_{r_{VROU}} = C_{ro} + \frac{C_p^2 V_{VROU}^2}{e \pi \lambda} = 0,0226$

Calcolo la potenza necessaria in V.R.O.U.  $(Wn)_{VROU} = R V = \frac{1}{2} \rho V^3 C_{r_{VROU}} S (1/1000) = 1770$  kW

Quindi la **potenza del motore in V.R.O.U.**  $(Wm)_{VROU} = (Wn)_{VROU} / \eta_e = 1770 / 0,85 = 2083$  kW

Calcolo il Cr in Virata  $C_{r_v} = C_{ro} + \frac{C_p^2 v^2}{e \pi \lambda} = 0,0300$

Calcolo la potenza necessaria in Virata  $(Wn)_v = R V = \frac{1}{2} \rho V^3 C_{r_v} S (1/1000) = 2346$  kW

Quindi la **potenza del motore in Virata**  $(Wm)_v = (Wn)_v / \eta_e = 2346 / 0,85 = 2760$  kW

=====

**ESERCIZIO 2** pag. 100 (Virata)

Un velivolo a getto compie una virata corretta alla quota  $Z = 6500$  m, mantenendo costante l'assetto e raggiungendo un fattore di contingenza  $n = 1,25$ .

Sapendo che prima della virata il velivolo volava in volo rettilineo orizzontale ad una velocità  $V = 756$  Km/h Calcolare:

- L'angolo di sbandamento in virata.
- La velocità di virata.
- Il raggio della virata.
- La spinta necessaria in virata.

Caratteristiche del velivolo sono:

Peso.....  $Q = 400000$  N  
 Apertura alare.....  $b = 33,7$  m  
 Superficie alare .....  $S = 146$  m<sup>2</sup>  
 Coeff. di resistenza di profilo.....  $C_{ro} = 0,012$

Quota  $Z = 6500$  m    densità  $\rho_{6500} = 0,623$  Kg/m<sup>3</sup>    allungamento alare  $\lambda = b^2/S = 33,7^2 / 146 = 7,78$

L'angolo di sbandamento (bank) dipende dal fattore di contingenza  $\Theta = \arccos(1/n) = 37^\circ$

Velocità in V.R.O.U  $V_{VROU} = 756$  Km/h = 210 m/s

In virata ad assetto costante rispetto al V.R.O.U. la velocità di virata  $V_V = V_{VROU} \sqrt{n} = 210 \sqrt{1,25} = 234,79$  m/s

Il raggio di virata  $r = \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \theta} = \frac{234,79^2}{9,81 \operatorname{tg} 37^\circ} = 7492$  m

In V.R.O.U calcolo il  $C_p = \frac{2Q}{\rho S V_{VROU}^2} = \frac{2 \cdot 400000}{0,623 \cdot 146 \cdot 210^2} = 0,199$

Calcolo il  $C_r$   $C_r = C_{ro} + \frac{C_p^2}{e \pi \lambda} = 0,0138$     efficienza  $E = C_p/C_r = 0,199 / 0,0138 = 14,42$

La spinta necessaria in V.R.O.U.  $(T_n)_{VROU} = R = \frac{1}{2} \rho V_{VROU}^2 C_r S = Q/E = 400000 / 14,42 = 27739$  N

In virata ad assetto costante rispetto al V.R.O.U.

la spinta necessaria in virata  $(T_n)_V = n (T_n)_{VROU} = 1,25 \cdot 27739 = 34674$  N

**ESERCIZIO 3** pag. 100 (Virata)

Un velivolo motoelica compie una virata corretta con raggio  $r = 1800$  m, a velocità costante e alla quota  $Z = 4000$  m.

Al termine della virata il velivolo si pone in salita sempre alla stessa velocità, e con la stessa potenza motore della virata. Sapendo che il velivolo nella virata raggiunge un fattore di contingenza  $n = 1.5$

Calcolare:

- Il coefficiente di portanza in virata.
- La potenza del motore in virata.
- La velocità ascensionale durante la salita.
- L'angolo di rampa in salita.

Caratteristiche del velivolo sono:

Peso.....  $Q = 265000$  N  
 Apertura alare .....  $b = 26,7$  m  
 Superficie alare .....  $S = 82$  m<sup>2</sup>  
 Coeff. di resistenza di profilo .....  $C_{ro} = 0,02$

Quota  $Z = 4000$  m densità  $\rho_{4000} = 0,818$  Kg/m<sup>3</sup> allungamento alare  $\lambda = b^2/S = 26,7^2 / 82 = 8,69$

L'angolo di sbandamento (bank) dipende dal fattore di contingenza  $\Theta = \arccos(1/n) = 48^\circ$

Conoscendo il raggio della virata calcolo la velocità  $V_V = \sqrt{r g \tan \Theta} = \sqrt{1800 \cdot 9,81 \cdot \tan 48^\circ} = 140,51$  m/s

Calcolo il coefficiente di portanza in virata  $C_p = \frac{2 n Q}{\rho S V_V^2} = \frac{2 \cdot 1,5 \cdot 265000}{0,818 \cdot 82 \cdot 140,51^2} = 0,600$

Calcolo il coefficiente di resistenza in virata  $C_r = C_{r0} + \frac{C_p^2}{e \pi \lambda} = 0,0367$

Potenza necessaria in virata  $(Wn)_V = R V = \frac{1}{2} \rho V^3 C_{rV} S (1/1000) = 3412$  kW

Ipotesizzo rendimento elica  $\eta_e = 0,85$

Quindi calcolo la **potenza motore in virata**  $(Wm)_V = (Wn)_V / \eta_e = 3412 / 0,85 = 4014$  kW

Mantenendo costante la velocità risolvo la salita calcolando la potenza necessaria in V.R.O.U. stessa quota e stessa velocità

Calcolo il coefficiente di portanza in V.R.O.U.  $C_{pVROU} = \frac{C_{pV}}{n} = \frac{0,600}{1,5} = 0,400$

Calcolo il coefficiente di resistenza in V.R.O.U.  $C_{rV} = C_{r0} + \frac{C_{pV}^2}{e \pi \lambda} = 0,0285$

Potenza necessaria in V.R.O.U.  $(Wn)_{VROU} = R V = \frac{1}{2} \rho V^3 C_{rVROU} S (1/1000) = 2654$  kW

All'uscita della virata quindi il supero di potenza è  $\Delta W = (Wn)_V - (Wn)_{VROU} = 3412 - 2654 = 758$  kW

Che gli consente una salita con **velocità ascensionale**  $w = \Delta W / Q = 758000 / 265000 = 2,86$  m/s

**Angolo di rampa in salita**  $\beta = \arcsen(w/V) = \arcsen(2,86 / 140,51) = 1,2^\circ$

=====

#### ESERCIZIO 4 pag. 101 (Virata)

Un velivolo turboelica da ricognizione, compie una virata corretta raggiungendo un fattore di contingenza  $n = 1.8$ .

Conoscendo il peso del velivolo  $Q = 110000$  N e nell'ipotesi che il rendimento dell'elica passi dal valore  $\eta = 0.85$  del volo orizzontale, al valore  $\eta = 0.80$  in virata, e sapendo che la potenza del motore in volo rettilineo orizzontale alla stessa quota e allo stesso assetto è  $Wm = 1470$  kW, **calcolare la potenza del motore in virata.**

Soluzione:

Calcolo la potenza necessaria in VROU  $(Wn)_{VROU} = (Wm)_{VROU} \eta_e = 1470 \cdot 0,85 = 1250$  kW

Dato che in virata ad assetto costante  $V_V = V_{VROU} \sqrt{n}$

La potenza necessaria in virata risulta  $(Wn)_V = (Wn)_{VROU} (n)^{1,5} = 1250 \cdot 1,8^{1,5} = 3019$  kW

Quindi **potenza motore in virata**  $(Wm)_V = (Wn)_V / \eta_e = 3019 / 0,8 = 3774$  kW

=====

**ESERCIZIO 5** pag. 101 (Virata)

Un velivolo motoelica, compie una virata piatta alla quota  $Z = 4500$  m, con angolo di deriva  $\delta = 12^\circ$  e con lo stesso assetto del volo rettilineo orizzontale uniforme, corrispondente ad efficienza  $E = 12$ .

Calcolare il coefficiente angolare di devianza e la velocità in virata conoscendo il raggio  $r = 7500$  m.

Caratteristiche del velivolo:

Peso .....	$Q = 220000$ N
Apertura alare .....	$b = 22$ m
Allungamento alare.....	$\lambda = 6,5$
Coefficiente di resistenza di profilo .....	$C_{ro} = 0,022$
Coefficiente di portanza massimo.....	$C_{pmax} = 1,2$

Soluzione:

Quota  $Z = 4500$  m      densità  $\rho_{4500} = 0,776$  Kg/m<sup>3</sup>      superficie alare  $S = b^2 / \lambda = 74,46$  m<sup>2</sup>

Dato che il velivolo vola in V.R.O.U. all'assetto corrispondente ad efficienza  $E = 12$ , per determinare il  $C_p$  e il  $C_r$  imposto il seguente sistema:

$$\text{Prima equazione..... } E = \frac{C_p}{C_r}$$

$$\text{Seconda equazione..... } C_r = C_{ro} + \frac{C_p^2}{e \pi \lambda}$$

Dalla prima equazione ricavo  $C_r = \frac{C_p}{E}$  e lo sostituisco nella seconda che diventa  $\frac{1}{e \pi \lambda} C_p^2 + \frac{1}{E} C_p + C_{ro} = 0$

Equazione di secondo grado da cui ricavo due valori di  $C_p$  e precisamente  $C_{p1} = 0,339$  e  $C_{p2} = 1,192$  da scartare in quanto molto vicino a  $C_{pmax} = 1,2$

Dalla formula del raggio di virata piatta  $r = \frac{2Q}{\rho g C_d S}$  ricavo il coefficiente di devianza  $C_d = \frac{2Q}{\rho g r S} = 0,103$

Angolo di deriva  $\delta = 12^\circ = 0,209$  rad

Quindi il **coefficiente angolare di devianza**  $C_d' = C_d / \delta = 0,103 / 0,209 = 0,493$  rad<sup>-1</sup>

Calcolo la **velocità in virata piatta**  $V = \sqrt{\frac{2Q}{\rho S C_p}} = 149,84$  m/s

**ESERCIZIO 6** pag. 101 (Virata)

Per un velivolo dalle caratteristiche sottoelencate, **calcolare con quale angolo di rampa può salire** se, uscito da una virata corretta con angolo di sbandamento  $\theta = 70^\circ$ , alla quota  $Z = 4500$  m, si pone su una traiettoria rettilinea in salita mantenendo costante la potenza del motore e l'assetto pari a  $C_p = 0,76$ .

Caratteristiche del velivolo:

Peso.....	$Q = 140000$ N
Apertura alare.....	$b = 29$ m
Superficie alare .....	$S = 90$ m <sup>2</sup>
Coefficiente di resistenza di profilo .....	$C_{ro} = 0,021$

Soluzione:

Quota  $Z = 4500$  m      densità  $\rho_{4500} = 0,776$  Kg/m<sup>3</sup>      allungamento alare  $\lambda = b^2 / S = 9,34$

Conoscendo l'angolo di sbandamento (bank) posso ricavare il fattore di contingenza in virata corretta

$$n = 1 / \cos \Theta = 1 / \cos 70^\circ = 2,92$$

Calcolo la velocità di virata  $V_V = \sqrt{\frac{2 n Q}{\rho S C_p}} = 124,17 \text{ m/s}$

Calcolo il coefficiente di resistenza  $C_r = C_{r0} + \frac{C_p^2}{e \pi \lambda} = 0,0429$

Potenza necessaria in virata  $(Wn)_V = R V = \frac{1}{2} \rho V^3 C_r S (1/1000) = 2867 \text{ kW}$

Calcolo la velocità in VROU, stesso assetto e stessa quota  $V_{VROU} = \sqrt{\frac{2 Q}{\rho S C_p}} = 72,63 \text{ m/s}$

Potenza necessaria in VROU  $(Wn)_{VROU} = R V = \frac{1}{2} \rho V^3_{VROU} C_r S (1/1000) = 574 \text{ kW}$

All'uscita della virata quindi il supero di potenza è  $\Delta W = (Wn)_V - (Wn)_{VROU} = 2867 - 574 = 2293 \text{ kW}$

Che gli consente una salita con velocità ascensionale  $w = \Delta W / Q = 2293000 / 140000 = 16,38 \text{ m/s}$

**Angolo di rampa in salita**  $\beta = \arcsen(w/V) = \arcsen(16,38 / 72,63) = 13^\circ$

**ESERCIZIO 7** pag. 101 (Virata)

Un velivolo turboreattore vola in volo rettilineo orizzontale uniforme alla quota  $Z = 3000 \text{ m}$  e alla velocità  $V = 390 \text{ Km/h}$ . Sempre alla stessa quota il velivolo compie una virata corretta con raggio  $r = 1400 \text{ m}$  mantenendo costante l'assetto.

Calcolare la spinta che il motore deve fornire nel volo rettilineo orizzontale e in virata.

Supponendo che il pilota, uscito dalla virata, mantenga costante l'assetto e riduca la spinta del turboreattore a 1/10 della spinta necessaria per la virata, calcolare l'angolo di rampa e la velocità discensionale.

Caratteristiche del velivolo:

Peso.....	Q = 52000 N
Superficie alare .....	S = 18,6 m <sup>2</sup>
Coefficiente di resistenza di profilo .....	C <sub>r0</sub> = 0,018
Allungamento alare.....	λ = 5,9

Soluzione:

Quota  $Z = 3000 \text{ m}$       densità  $\rho_{3000} = 0,909 \text{ Kg/m}^3$       velocità  $V_{VROU} = 390 \text{ Km/h} = 108,33 \text{ m/s}$

Calcolo il coefficiente di portanza in VROU  $C_p = \frac{2 Q}{\rho S V^2_{VROU}} = \frac{2 \cdot 52000}{0,909 \cdot 18,6 \cdot 108,33^2} = 0,524$

Calcolo il coefficiente di resistenza  $C_r = C_{r0} + \frac{C_p^2}{e \pi \lambda} = 0,0345$

Efficienza  $E = C_p / C_r = 0,524 / 0,0345 = 15,19$

**Spinta fornita dal motore in VROU**  $T_{VROU} = R = Q/E = 52000 / 15,19 = 3423 \text{ N}$

Equazioni di equilibrio in virata corretta

$$P \cos \Theta = Q$$

$$P \sin \Theta = F_c$$

Sviluppando la seconda equazione di equilibrio  $\frac{1}{2} \rho V^2_V C_r S \sin \Theta = (Q/g) (V^2_V / r)$

Si semplifica  $V^2_V$  e si può ricavare l'angolo di sbandamento (bank)

$$\theta = \arcsen\left(\frac{2 Q}{\rho C_p S g r}\right) = \arcsen\left(\frac{2 \cdot 52000}{0,909 \cdot 0,524 \cdot 18,6 \cdot 9,81 \cdot 1400}\right) = 58,7^\circ$$

Posso quindi calcolare il fattore di contingenza in virata  $n = 1 / \cos \Theta = 1 / \cos 58,7^\circ = 1,92$

Essendo virata ad assetto costante rispetto al VROU posso calcolare la velocità in virata

$$V_V = V_{VROU} \sqrt{n} = 108,33 \sqrt{1,92} = 150,11 \text{ m/s}$$

Spinta fornita dal motore in Virata  $T_V = n T_{VROU} = 1,92 \cdot 3423 = 6572 \text{ N}$

Uscito dalla virata sempre con assetto costante il pilota riduce la spinta a  $T = (1/10) T_V = 657 \text{ N}$

Angolo di rampa in discesa  $\beta = \arcsen\left(\frac{T_V - T}{Q}\right) = \arcsen\left(\frac{6572 - 657}{52000}\right) = 6,5^\circ$

**ESERCIZIO 8** pag. 102 (Virata)

Un velivolo turboelica vola in salita alla velocità  $V = 490 \text{ Km/h}$  con velocità ascensionale  $w = 9,5 \text{ m/s}$  alla quota  $Z = 3000 \text{ m}$ . Alla fine della salita, compie una virata corretta mantenendo costante la potenza del motore e l'assetto pari a  $C_p = 0,5$ .

Calcolare:

- a) L'angolo di rampa in salita.
- b) Il supero di potenza del motore nel volo orizzontale alla stessa quota e allo stesso assetto.
- c) L'angolo di sbandamento, il fattore di contingenza e il raggio della virata corretta.

Caratteristiche del velivolo:

Peso.....	Q = 210000 N
Superficie alare .....	S = 90 m <sup>2</sup>
Allungamento alare.....	$\lambda = 7,2$
Coefficiente di resistenza di profilo .....	Cro = 0,019

Soluzione:

Quota  $Z = 3000 \text{ m}$       densità  $\rho_{3000} = 0,909 \text{ Kg/m}^3$       velocità  $V = 490 \text{ Km/h} = 136,11 \text{ m/s}$

Nel volo in salita  $w = V \sin \beta$  da cui ricavo l'angolo di rampa  $\beta = \arcsen(w/V) = \arcsen(9,5 / 136,11) = 4,12^\circ$

Calcolo il coefficiente di resistenza  $C_r = C_{ro} + \frac{C_p^2}{e \pi \lambda} = 0,0313$

Potenza necessaria in salita  $(Wn)_{salita} = (R + Q \sin \beta) V$

$$(Wn)_{salita} = \frac{1}{2} \rho V^3 C_r S + Q w = (\frac{1}{2} \cdot 0,909 \cdot 136,11^3 \cdot 0,0313 \cdot 90 + 210000 \cdot 9,5) (1/1000) = 5223 \text{ kW}$$

Potenza necessaria in VROU stesso assetto e stessa quota

$$(Wn)_{VROU} = R V = (\frac{1}{2} \cdot 0,909 \cdot 136,11^3 \cdot 0,0313 \cdot 90) (1/1000) = 3228 \text{ kW}$$

Supero di potenza  $\Delta W = (Wn)_{salita} - (Wn)_{VROU} = 5223 - 3228 = 1995 \text{ kW}$

Ipotizzando rendimento elica  $\eta_e = 0,85$  e rendimento riduttore  $\eta_r = 0,9$

Supero di potenza motore  $\Delta W_m = \Delta W / (\eta_e \eta_r) = 1995 / (0,85 \cdot 0,9) = 2608 \text{ kW}$

Compie una virata corretta mantenendo costante la potenza del motore quindi  $(Wn)_{virata} = (Wn)_{salita} = 5223 \text{ kW}$

Assetto  $C_p = 0,5$      $C_r = 0,0313$

Condizioni di equilibrio in virata corretta

$$P \cos \Theta = Q$$

$$P \sin \Theta = F_c$$

$$T = R$$

$$(Wn)_{virata} = R V = \frac{1}{2} \rho V^3 C_r S$$

$$\text{Da cui ricavo la velocità di virata } V_V = \sqrt[3]{\frac{2 W n}{\rho S C r}} = \sqrt[3]{\frac{2 \cdot 5223000}{0,909 \cdot 90 \cdot 0,0313}} = 159,78 \text{ m/s}$$

$$\text{Dato che in virata ad assetto costante } V_V = V_{VROU} \sqrt{n}$$

$$\text{ricavo il fattore di contingenza } n = (V_V / V_{VROU})^2 = (159,78 / 136,11)^2 = 1,37$$

$$\text{L'angolo di sbandamento (bank) dipende dal fattore di contingenza } \Theta = \arccos(1/n) = 43^\circ$$

$$\text{Il raggio di virata } r = \frac{V^2}{g \cdot \tan \theta} = \frac{159,78^2}{9,81 \cdot \tan 43^\circ} = 2791 \text{ m}$$

### ESERCIZIO 1 pag. 102 (Richiamata)

Un velivolo turboreattore, dalle caratteristiche sotto riportate, effettua una richiamata alla quota  $Z = 2000 \text{ m}$ , alla velocità  $V = 750 \text{ Km/h}$  raggiungendo un fattore di contingenza corrispondente ad un'accelerazione  $a = 4,5 \text{ g}$ .

Calcolare:

- il coefficiente di portanza nella richiamata
- il raggio della richiamata
- la spinta necessaria per effettuare la richiamata nelle condizioni indicate
- la velocità di volo rettilineo orizzontale se, dopo la richiamata il velivolo procede in volo orizzontale allo stesso assetto
- la spinta necessaria in volo rettilineo orizzontale

Caratteristiche del velivolo:

Peso .....	$Q = 130000 \text{ N}$
Carico alare.....	$Q/S = 2820 \text{ N/m}^2$
Allungamento alare.....	$\lambda = 6,8$
Coefficiente di resistenza di profilo .....	$C_{ro} = 0,019$

Soluzione:

$$\text{Quota } Z = 2000 \text{ m} \quad \text{densità } \rho_{2000} = 1,006 \text{ Kg/m}^3 \quad \text{superficie alare } S = Q / (Q/S) = 46,10 \text{ m}^2$$

$$\text{Velocità } V = 750 \text{ Km/h} = 208,33 \text{ m/s}$$

$$\text{Fattore di contingenza in richiamata } n = 1 + (a/g) = 1 + 4,5 = 5,5$$

$$\text{Calcolo il coefficiente di portanza in richiamata } C_p = \frac{2 n Q}{\rho S V^2} = \frac{2 \cdot 5,5 \cdot 130000}{1,006 \cdot 46,10 \cdot 208,33^2} = 0,710$$

$$\text{Coefficiente di resistenza } C_r = C_{ro} + \frac{C_p^2}{e \pi \lambda} = 0,0453$$

$$\text{Raggio della richiamata } r = \frac{V^2}{g(n-1)} = \frac{208,33^2}{9,81(5,5-1)} = 983 \text{ m}$$

$$\text{Spinta necessaria in richiamata } T = R = \frac{1}{2} \rho V^2 C_r S = \frac{1}{2} \cdot 1,006 \cdot 208,33^2 \cdot 0,0453 \cdot 46,10 = 45555 \text{ N}$$

$$\text{Procedendo in VROU allo stesso assetto velocità di volo } V_{VROU} = \sqrt{\frac{2 Q}{\rho S C_p}} = 88,83 \text{ m/s}$$

$$\text{Spinta necessaria in VROU } (T_n)_{VROU} = R = \frac{1}{2} \rho V_{VROU}^2 C_r S = \frac{1}{2} \cdot 1,006 \cdot 88,83^2 \cdot 0,0453 \cdot 46,10 = 8283 \text{ N}$$

**ESERCIZIO 2** pag. 103 (Richiamata)

Un velivolo turboreattore vola in discesa con angolo di rampa  $\beta = 60^\circ$  con componente verticale della velocità  $w = 137$  m/s, al termine della picchiata, mantenendo la stessa velocità, esegue una richiamata con fattore di contingenza  $n = 5$  alla quota  $Z = 2500$  m.

Calcolare:

- la velocità durante la richiamata
- il raggio della richiamata
- la spinta necessaria per la richiamata.

Caratteristiche del velivolo:

Peso .....  $Q = 110000$  N  
 Superficie alare .....  $S = 49$  m<sup>2</sup>  
 Allungamento alare .....  $\lambda = 6,3$   
 Coefficiente di resistenza di profilo .....  $C_{ro} = 0,023$

Soluzione:

Quota  $Z = 2500$  m      densità  $\rho_{2500} = 0,956$  Kg/m<sup>3</sup>

**Velocità in richiamata** = Velocità di volo in discesa  $V = w / \sin \beta = 137 / \sin 60^\circ = 158,19$  m/s

**Raggio della richiamata**  $r = \frac{V^2}{g(n-1)} = \frac{158,19^2}{9,81(5-1)} = 638$  m

Calcolo il coefficiente di portanza in richiamata  $C_p = \frac{2nQ}{\rho S V^2} = \frac{2 \cdot 5 \cdot 110000}{0,956 \cdot 49 \cdot 158,19^2} = 0,938$

Coefficiente di resistenza  $C_r = C_{ro} + \frac{C_p^2}{e \pi \lambda} = 0,0724$

**Spinta necessaria in richiamata**  $T = R = \frac{1}{2} \rho V^2 C_r S = \frac{1}{2} \cdot 0,956 \cdot 158,19^2 \cdot 0,0724 \cdot 49 = 42461$  N

**ESERCIZIO 1** pag. 103 (Decollo)

Calcolare lo spazio di rullaggio e di manovra per un velivolo turboreattore da trasporto, supponendo che il rullaggio si effettui all'assetto ottimo, su pista in cemento.

Caratteristiche del velivolo:

Peso .....  $Q = 415000$  N  
 Superficie alare .....  $S = 145$  m<sup>2</sup>  
 Apertura alare .....  $b = 33,5$  m  
 Coefficiente di resistenza di profilo .....  $C_{ro} = 0,035$   
 Coeff. di portanza max con ipersostentatori .....  $C_{p_{max\ ip}} = 1,7$   
 Spinta .....  $T = 92000$  N

Soluzione:

Quota  $Z = 0$  m      densità  $\rho_0 = 1,225$  Kg/m<sup>3</sup>      pista in cemento (coefficiente di attrito volvente)  $\mu = 0,04$   
 Assenza di vento

Calcolo la velocità di rotazione  $V_R = 1,2 V_{st} = 1,2 \sqrt{\frac{2Q}{\rho S C_{p_{max\ ip}}}} = 62,91$  m/s

allungamento alare  $\lambda = b^2 / S = 7,74$

Calcolo il  $C_p$  ottimo di rullaggio  $C_{p_{ott}} = \frac{1}{2} e \pi \lambda \mu = \frac{1}{2} \cdot 0,9 \pi \cdot 7,74 \cdot 0,04 = 0,437$

Coefficiente di resistenza  $C_r = C_{ro} + \frac{C_{p_{ott}}^2}{e \pi \lambda} = 0,0437$



Imposto la seguente tabella per il calcolo dello spazio e del tempo di rullaggio

Velocità [m/s]	V media [m/s]	$\Delta V$ [m/s]	Portanza [N]	R tot [N]	a [m/sq]	a media [m/sq]	$\Delta Xr$ [m]	$\Delta tr$ [sec]
0			0	16600	1,784			
	5	10				1,781	28,07	5,61
10			3885	16833	1,779			
	15	10				1,770	84,73	5,65
20			15540	17533	1,762			
	25	10				1,748	143,00	5,72
30			34966	18698	1,735			
	35	10				1,715	204,06	5,83
40			62161	20330	1,696			
	45	10				1,671	269,29	5,98
50			97127	22429	1,646			
	56,46	12,91				1,606	453,95	8,04
62,91			153775	25828	1,566			
							1183	37

1° colonna velocità da 0 a  $V_R$

2° colonna velocità media

3° colonna incremento di velocità

4° colonna Portanza  $P = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{pott} S$

5° colonna Resistenza totale  $R_{tot} = \frac{1}{2} \rho V^2 C_r S + \mu (Q - P)$

6° colonna accelerazione  $a = \frac{T - R_{tot}}{Q} g$

7° colonna accelerazione media

8° colonna incremento di spazio  $\Delta Xr = \frac{V_m}{a_m} \Delta V$

9° colonna incremento di tempo  $\Delta tr = \frac{\Delta Xr}{V_m}$

Spazio di rullaggio  $X_r = \sum \Delta Xr = 1183 \text{ m}$

Tempo di rullaggio  $t_r = \sum \Delta tr = 37 \text{ sec}$

Essendo un velivolo da trasporto ipotizzo un tempo di manovra  $t_m = 2 \text{ sec}$

Quindi spazio di manovra  $X_m = V_R t_m = 62,91 \cdot 2 = 126 \text{ m}$

=====

**ESERCIZIO 2** pag. 103 (Decollo)

Calcolare lo spazio di rullaggio e di manovra per un velivolo turboreattore monomotore da addestramento, supponendo che il rullaggio si effettui all'assetto ottimo, su pista in cemento.

Caratteristiche del velivolo:

- Peso ..... Q = 84000 N
- Superficie alare ..... S = 28 m<sup>2</sup>
- Apertura alare ..... b = 14 m
- Coefficiente di resistenza di profilo ..... C<sub>ro</sub> = 0,027
- Coeff. di portanza max con ipersostentatori ..... C<sub>pmax ip</sub> = 1,6
- Spinta statica a quota zero ..... T<sub>so</sub> = 20650 N
- Velocità di efflusso dei gas di scarico ..... V<sub>u</sub> = 500 m/s

Soluzione:

Quota Z = 0 m    densità ρ<sub>0</sub> = 1,225 Kg/m<sup>3</sup>    pista in cemento (coefficiente di attrito volvente) μ = 0,04

Assenza di vento

Calcolo la velocità di rotazione  $V_R = 1,2 V_{st} = 1,2 \sqrt{\frac{2 Q}{\rho S C_{p_{max ip}}}} = 66,39 \text{ m/s}$

allungamento alare λ = b<sup>2</sup> / S = 7

Calcolo il Cp ottimo di rullaggio C<sub>pott</sub> = ½ e π λ μ = ½ 0,9 π 7 0,04 = 0,396

Coefficiente di resistenza C<sub>r</sub> = C<sub>ro</sub> +  $\frac{C_{p_{ott}}^2}{e \pi \lambda} = 0,0349$

Imposto la seguente tabella per il calcolo dello spazio e del tempo di rullaggio

V			a						
Velocità	media	ΔV	Portanza	R tot	Spinta	a	media	ΔXr	Δtr
[m/s]	[m/s]	[m/s]	[N]	[N]	[N]	[m/sq]	[m/sq]	[m]	[sec]
0			0	3360	20650	2,021			
	5	10					1,996	25,05	5,01
10			679	3393	20249	1,971			
	15	10					1,943	77,20	5,15
20			2714	3491	19874	1,915			
	25	10					1,885	132,61	5,30
30			6107	3655	19523	1,855			
	35	10					1,823	192,03	5,49
40			10856	3884	19197	1,790			
	45	10					1,755	256,36	5,70
50			16963	4178	18895	1,720			
	58,20	16,39					1,658	575,41	9,89
66,39			29910	4803	18452	1,596			
								1259	37

1° colonna velocità da 0 a V<sub>R</sub>

2° colonna velocità media

3° colonna incremento di velocità

4° colonna Portanza P = ½ ρ V<sup>2</sup> C<sub>pott</sub> S

5° colonna Resistenza totale  $R_{tot} = \frac{1}{2} \rho V^2 C_r S + \mu (Q - P)$

6° colonna Spinta  $T = T_{s0} \varphi_1(n) \chi_1(V) \psi_1(Z) = 20650 \cdot 1 \cdot \left(1 - \frac{V}{V_u} + \frac{1}{2} \frac{\rho_0 V^2}{P_0} \left(1 - \left(\frac{V}{V_u}\right)^4\right)\right) \cdot 1$

7° colonna accelerazione  $a = \frac{T - R_{tot}}{Q} g$

8° colonna accelerazione media

9° colonna incremento di spazio  $\Delta X_r = \frac{V_m}{a_m} \Delta V$

10° colonna incremento di tempo  $\Delta t_r = \frac{\Delta X_r}{V_m}$

Spazio di rullaggio  $X_r = \sum \Delta X_r = 1259 \text{ m}$

Tempo di rullaggio  $t_r = \sum \Delta t_r = 37 \text{ sec}$

Essendo un velivolo da trasporto ipotizzo un tempo di manovra  $t_m = 2 \text{ sec}$

Quindi spazio di manovra  $X_m = V_R t_m = 66,39 \cdot 2 = 133 \text{ m}$

**ESERCIZIO 3** pag. 103 (Decollo)

Calcolare il quantitativo di cherosene, in litri, consumato al decollo da un velivolo di tipo DC9 serie 30, supponendo che il rullaggio si effettui all'assetto ottimo, su pista in cemento.

Caratteristiche del velivolo:

Peso .....	$Q = 444500 \text{ N}$
Allungamento alare .....	$\lambda = 8,72$
Apertura alare.....	$b = 28,47 \text{ m}$
Coefficiente di resistenza di profilo .....	$C_{r0} = 0,012$
Coeff. di portanza max con ipersostentatori .....	$C_{p_{max,ip}} = 1,9$
Spinta di un reattore.....	$T_1 = 63500 \text{ N}$
Consumo specifico di carburante .....	$q_s = 1,05 \text{ N/N h}$
Numero motori .....	$n = 2$
Aumento di $C_r$ per carrello e flap .....	$\Delta C_r = 0,023$
Peso specifico cherosene .....	$\gamma_{ch} = 6,8 \text{ N/dm}^3$

Soluzione:

Quota  $Z = 0 \text{ m}$  densità  $\rho_0 = 1,225 \text{ Kg/m}^3$  pista in cemento (coefficiente di attrito volvente)  $\mu = 0,04$

Assenza di vento



Calcolo la velocità di rotazione  $V_R = 1,2 V_{st} = 1,2 \sqrt{\frac{2 Q}{\rho S C_{p_{max,ip}}}} = 76,92 \text{ m/s}$

allungamento alare  $\lambda = b^2 / S = 8,72$

Calcolo il Cp ottimo di rullaggio  $Cp_{ott} = \frac{1}{2} \epsilon \pi \lambda \mu = \frac{1}{2} 0,9 \pi 8,72 0,04 = 0,493$

Coefficiente di resistenza  $Cr = Cro + \frac{Cp_{ott}^2}{\epsilon \pi \lambda} + \Delta Cro = 0,0449$

Imposto la seguente tabella per il calcolo dello spazio e del tempo di rullaggio

V	V		Portanza	R tot	a	a media	$\Delta Xr$	$\Delta tr$
Velocità	media	$\Delta V$	[N]	[N]	[m/sq]	[m/sq]	[m]	[sec]
[m/s]	[m/s]	[m/s]						
0			0	17780	2,413			
	5	10				2,411	20,74	4,15
10			2806	17923	2,410			
	15	10				2,405	62,37	4,16
20			11224	18353	2,400			
	25	10				2,392	104,50	4,18
30			25254	19068	2,384			
	35	10				2,373	147,47	4,21
40			44896	20070	2,362			
	45	10				2,348	191,65	4,26
50			70149	21359	2,334			
	63,46	26,92				2,280	749,44	11,81
76,92			166035	26250	2,226			
							1276	33

Spazio di rullaggio  $X_r = \sum \Delta Xr = 1276 \text{ m}$

Tempo di rullaggio  $t_r = \sum \Delta tr = 33 \text{ sec}$

Essendo un velivolo da trasporto ipotizzo un tempo di manovra  $t_m = 2 \text{ sec}$

Quindi spazio di manovra  $X_m = V_R t_m = 76,92 \cdot 2 = 154 \text{ m}$

Portanza max al momento del distacco dalla pista  $P_{max} = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{p_{max.ip.}} S = 640080 \text{ N}$

Accelerazione verticale al momento del distacco  $a_v = \frac{P_{max} - Q}{Q} g = 4,32 \text{ m/s}^2$

Tempo di involo  $t_i = \sqrt{\frac{2 \cdot 15}{0,9 a_v}} = 2,78 \text{ sec}$

Spazio di involo  $X_i = V_R t_i = 76,92 \cdot 2,78 = 214 \text{ m}$

Spazio di decollo  $X_{dec} = X_r + X_m + X_i = 1276 + 154 + 214 = 1644 \text{ m}$

Tempo di decollo  $t_{dec} = t_r + t_m + t_i = 33 + 2 + 2,78 = 38 \text{ sec}$

Consumo di carburante in decollo  $G = q_s T t_{dec} = 1,05 (2 \cdot 63500) (38/3600) = 1407 \text{ N}$

$G = 1407 / 6,8 = 207 \text{ litri}$  di cherosene (JET A1)

=====

**ESERCIZIO 4** pag. 104 (Decollo)

Calcolare lo spazio di decollo per un velivolo turboreattore da trasporto passeggeri, supponendo che il rullaggio si effettui all'assetto ottimo, su pista in cemento.

Caratteristiche del velivolo:

Peso .....	Q = 1950000 N
Superficie alare .....	S = 320 m <sup>2</sup>
Apertura alare .....	b = 47,34 m
Coefficiente di resistenza di profilo .....	Cro = 0,042
Coeff. di portanza max con ipersostentatori .....	Cp <sub>max.ip.</sub> = 1,85
Spinta di un reattore .....	T <sub>1</sub> = 190500 N
Numero motori .....	n = 3

Soluzione:

Quota Z = 0 m    densità ρ<sub>0</sub> = 1,225 Kg/m<sup>3</sup>    pista in cemento (coefficiente di attrito volvente) μ = 0,04

Assenza di vento

Calcolo la velocità di rotazione  $V_R = 1,2 V_{st} = 1,2 \sqrt{\frac{2 Q}{\rho S C_{p_{max ip}}}} = 91,80 \text{ m/s}$

allungamento alare λ = b<sup>2</sup> / S = 7

Calcolo il Cp ottimo di rullaggio Cp<sub>ott</sub> = ½ e π λ μ = ½ 0,9 π 7 0,04 = 0,396

Coefficiente di resistenza Cr = Cro +  $\frac{Cp_{ott}^2}{e \pi \lambda} = 0,0499$

Imposto la seguente tabella per il calcolo dello spazio e del tempo di rullaggio

V								
Velocità	media	ΔV	Portanza	R tot	a	a media	ΔXr	Δtr
[m/s]	[m/s]	[m/s]	[N]	[N]	[m/sq]	[m/sq]	[m]	[sec]
0			0	78000	2,485			
	5	10				2,484	20,13	4,03
10			7758	78668	2,482			
	15	10				2,477	60,56	4,04
20			31033	80672	2,472			
	25	10				2,463	101,49	4,06
30			69824	84012	2,455			
	35	10				2,443	143,26	4,09
40			124132	88689	2,431			
	45	10				2,416	186,24	4,14
50			193957	94701	2,401			
	55,00	10				2,383	230,84	4,20
60,00			279298	102049	2,364			
	65,00	10				2,342	277,51	4,27
70			380155	110734	2,320			
	75,00	10				2,295	326,78	4,36
80			496529	120754	2,270			
	85,90	11,80				2,236	453,39	5,28
91,80			653818	134298	2,202			
							1800	38

$$\text{Spazio di rullaggio } X_r = \sum \Delta X_r = 1800 \text{ m}$$

$$\text{Tempo di rullaggio } t_r = \sum \Delta t_r = 38 \text{ sec}$$

Essendo un grosso velivolo da trasporto ( $Q > 1000000 \text{ N}$ ) ipotizzo un tempo di manovra  $t_m = 3 \text{ sec}$

$$\text{Quindi spazio di manovra } X_m = V_R t_m = 91,80 \cdot 3 = 275 \text{ m}$$

$$\text{Portanza max al momento del distacco dalla pista } P_{\max} = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{p_{\max.ip.}} S = 2808000 \text{ N}$$

$$\text{Accelerazione verticale al momento del distacco } a_v = \frac{P_{\max} - Q}{Q} g = 4,32 \text{ m/s}^2$$

$$\text{Tempo di involo } t_i = \sqrt{\frac{2 \cdot 15}{0,9 a_v}} = 2,78 \text{ sec}$$

$$\text{Spazio di involo } X_i = V_R t_i = 91,80 \cdot 2,78 = 255 \text{ m}$$

$$\text{Spazio di decollo } X_{\text{dec}} = X_r + X_m + X_i = 1800 + 275 + 255 = 2330 \text{ m}$$

$$\text{Tempo di decollo } t_{\text{dec}} = t_r + t_m + t_i = 38 + 3 + 2,78 = 44 \text{ sec}$$

### ESERCIZIO 1 pag. 104 (Atterraggio)

Calcolare lo spazio e il tempo necessario per l'atterraggio, sopra ostacolo secondo le norme OACI, per un velivolo da trasporto regionale che presenta le seguenti caratteristiche:

Peso .....	$Q = 167000 \text{ N}$
Superficie alare .....	$S = 70 \text{ m}^2$
Apertura alare .....	$b = 29 \text{ m}$
Coefficiente di resistenza di profilo .....	$C_{r0} = 0,042$
Coeff. di portanza max con ipersostentatori .....	$C_{p_{\max.ip.}} = 1,7$

Soluzione:

Quota  $Z = 0 \text{ m}$  densità  $\rho_0 = 1,225 \text{ Kg/m}^3$  pista in cemento (coefficiente di attrito volante)  $\mu' = 0,4$   
Assenza di vento

$$\text{Calcolo la velocità di avvicinamento } V_{Ref} = 1,3 V_{st} = 1,3 \sqrt{\frac{2 Q}{\rho S C_{p_{\max.ip.}}}} = 1,3 \cdot 47,87 = 62,23 \text{ m/s}$$

$$\text{allungamento alare } \lambda = b^2 / S = 12,01$$

$$\text{Durante la fase di discesa calcolo una velocità media } V_m = 1,15 V_{st} = 1,15 \cdot 47,87 = 55,05 \text{ m/s}$$

$$\text{Assetto } C_p = \frac{2 Q}{\rho S V^2} = \frac{2 \cdot 167000}{1,225 \cdot 70 \cdot 55,05^2} = 1,285 \quad \text{Coefficiente di resistenza } C_r = C_{r0} + \frac{C_p^2}{e \pi \lambda} = 0,0907$$

$$\text{Efficienza } E = 1,285 / 0,0907 = 14,17$$

$$\text{Spazio di discesa } X_d = 15 E = 15 \cdot 14,17 = 213 \text{ m}$$

$$\text{Tempo di discesa } t_d = X_d / V_m = 213 / 55,05 = 4 \text{ sec}$$

Essendo un velivolo da trasporto ipotizzo un tempo di manovra  $t_m = 2 \text{ sec}$

$$\text{Quindi spazio di manovra } X_m = V_{st} t_m = 47,87 \cdot 2 = 96 \text{ m}$$

Per quanto riguarda il rullaggio ipotizzo una decelerazione costante pari a  $2 \text{ m/s}^2$

Quindi

$$\text{Tempo di rullaggio } t_r = V_{st} / a = 47,87 / 2 = 24 \text{ sec}$$

Spazio di rullaggio  $X_r = V_{st} t - \frac{1}{2} a t^2 = 47,87 \cdot 24 - 24^2 = 573 \text{ m}$

SPAZIO DI ATTERRAGGIO  $X_{att} = X_d + X_m + X_r = 213 + 96 + 573 = 882 \text{ m}$

TEMPO DI ATTERRAGGIO  $t_{att} = t_d + t_m + t_r = 4 + 2 + 24 = 30 \text{ sec}$

=====