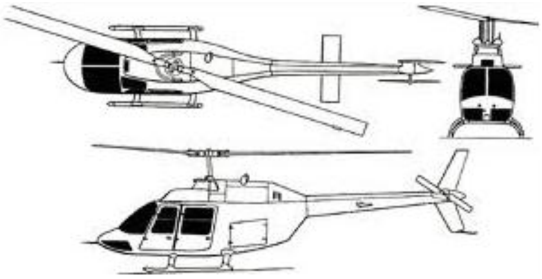
ESERCIZIO A

Un elicottero del tipo Agusta-Bell AB 206 avente un peso di Q=11 KN si trova in volo stazionario alla quota Z = 500 m in aria tipo. Conoscendo i seguenti dati:

- Superficie totale pale rotore principale: $S_{pale} = 3{,}34\ m^2$
- Solidità del disco attuatore: $\sigma = 0{,}0412$
- N° di giri del rotore principale: N = 394 giri/min
- Corda della pala:. l = 0,33 m
- C_P delle pale: $C_P = 0{,}40$
- C_{RO} di profilo della pala: $C_{RO} = 0{,}003$
- Diametro del rotore di coda: d = 1,70 m
- N° di giri del rotore di coda: n = 2.550 g/min
- Distanza assi rotori: b = 5,96 m



Calcolare:

a) la resistenza creata dal flusso d'aria generato dal rotore principale sulla fusoliera;
b) la potenza assorbita dal rotore principale;
c) il coefficiente di trazione del rotore di coda;
d) In quanto tempo l'elicottero, in salita verticale, raggiunge la quota di 800 m se il pilota aumentando il passo collettivo raddoppia il C_P delle pale.

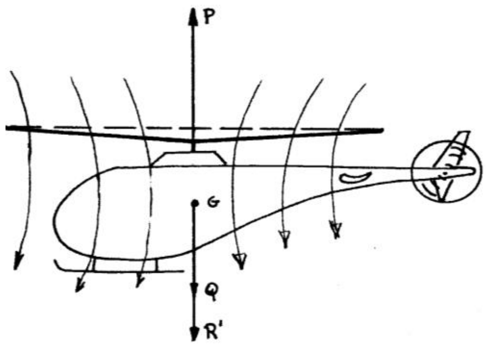
---

a) Calcolo della resistenza R' generata dal flusso d'aria del rotore principale

essendo in hovering (ed in assenza di effetto suolo)

$$P = Q + R' \quad \Rightarrow \quad R' = P - Q \quad \Rightarrow \quad R' = \frac{N_P}{6} \cdot \rho\omega^2 C_P l \cdot R^3 - Q$$

occorre prima calcolare ρ_z, R_P, N_P, e ω



$$\rho_z = \rho_o \left(1 - 0{,}0000226 \cdot z\right)^{4{,}256} = 1{,}167\ \frac{kg}{m^3}$$

$$S_{disco} = \frac{S_{pale}}{\sigma} = \frac{3{,}34}{0{,}0412} = 81{,}07\,m^2$$

$$R_{pala} = \sqrt{\frac{S_{disco}}{\pi}} = \sqrt{\frac{81{,}07}{3{,}14}} = 5{,}08\,m$$

$$N_P = \frac{S_{pale}}{R_{pala} \cdot l} = \frac{3{,}34}{5{,}08 \cdot 0{,}33} = 2$$

$$\omega = \omega_{rotore} = 2\pi N = 6{,}28 \cdot \frac{394}{60} = 41{,}24\ rad/sec$$

$$P = \frac{N_P}{6} \cdot \rho\omega^2 C_P l \cdot R^3 = \frac{2}{6} \cdot 1{,}167 \cdot 41{,}24^2 0{,}40 \cdot 0{,}33 \cdot 5{,}08^3 = 11.448{,}6\,N$$

$$R' = P - Q = 11.448{,}6 - 11.000 = 448{,}6\,N \cong 0{,}45\,kN$$

b) Calcolo della potenza assorbita dal rotore principale

$$\Pi a = C \cdot \omega \quad \text{con} \quad C = \frac{N_P}{8} \cdot \rho\omega^2 C_R l \cdot R_p^{\ 4}$$

$$\text{occorre } C_R \text{ e quindi } \lambda = \frac{b}{c} = \frac{D_{rotore}}{l} = \frac{2 \cdot 5{,}08}{0{,}33} = 30{,}79$$

$$C_R = C_{R0} + \frac{C_P{}^2}{\pi\lambda e} = 0{,}003 + \frac{0{,}400^2}{3{,}14 \cdot 30{,}79 \cdot 0{,}9} = 0{,}0048$$

$$C = \frac{N_P}{8} \cdot \rho\omega^2 C_R l \cdot R^4 = \frac{2}{8} \cdot 1{,}167 \cdot 41{,}24^2 0{,}0048 \cdot 0{,}33 \cdot 5{,}08^4 = 523{,}43 \text{ Nm}$$

$$\Pi a = C \cdot \omega = 21{,}58 \text{ kW}$$

c) Calcolo del coefficiente di trazione del rotore di coda

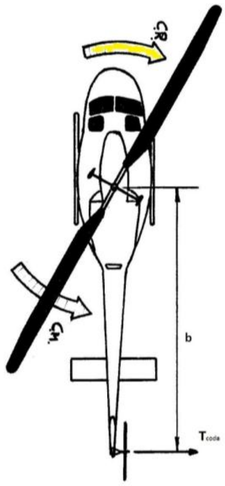
il rotore di coda si comporta come un'elica, pertanto per le formule di Renard risulta

$$T = \tau \cdot \rho\omega^2 \cdot R^4 \quad \Rightarrow \tau_{Tcoda} = \frac{T_{coda}}{\rho\omega_{coda}{}^2 \cdot R_{coda}{}^4}$$

essendo $\omega_{coda} = 2\pi \cdot \frac{2550}{60} = 266{,}9 \text{ rad/s}$ e $d_{coda} = 1{,}70 \text{m}$

$$C = T_{coda} \cdot b \quad \Rightarrow \quad T_{coda} = \frac{523{,}43}{5{,}96} = 87{,}82 \text{ N}$$

$$\tau_{Tcoda} = \frac{87{,}82}{1{,}167 * (266{,}9)^2 \cdot \left(\frac{1{,}70}{2}\right)^4} = 0{,}00202$$



d) Salita verticale dalla quota di 500 m alla quota di 800 m

quando il pilota, aumentando il passo collettivo raddoppia il C_P delle pale portandolo al valore di 0,800, la portanza, in volo stazionario, diventa :

$$P = 2x\, 11.448{,}6 = 22.897{,}2 \text{ N}$$

l'accelerazione verticale si ricava dalla 2ª legge di Newton:

$$\sum F_{verticale} = m \cdot a \quad \Rightarrow \quad \sum F_{verticale} = P - Q - R'$$

$$a = \frac{\sum F_{verticale}}{m} = \frac{P - Q - R'}{(Q/g)} = \frac{(22.897 - 11.000 - 448{,}6)\text{N}}{\frac{11.000}{9{,}81}\text{kg}} = 10{,}21 \text{ m/s}^2 = 1{,}040 \cdot g$$

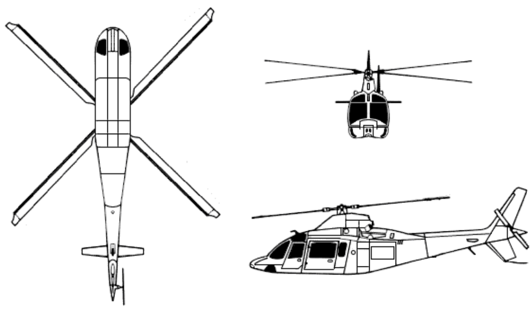
Il tempo per raggiungere la quota di 800 m , considerando il moto uniformemente accelerato si ottiene da :

$$t = \sqrt{\frac{2\Delta h}{a}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 300}{10{,}21}} = 7{,}66 \cong 8 \text{s}$$

ESERCIZIO B

Un elicottero del tipo Agusta-Westland A109 avente un peso max al decollo di Q=3.000 kg si trova in volo stazionario alla quota Z = 1.000 ft in aria tipo. Conoscendo i seguenti dati:

- Superficie totale del rotore principale: $S = 95\ m^2$
- Resistenza creata dal flusso d'aria generato dal rotore principale sulla fusoliera: R' = 500 N
- N° di giri del rotore principale: N = 394 giri/min
- Corda della pala:. l = 0,34 m
- N° pale: Np = 4
- C_{RO} di profilo della pala: $C_{RO} = 0{,}003$
- Diametro del rotore di coda: d = 1,94 m
- N° di giri del rotore di coda: n = 2.550 g/min
- Distanza assi rotori: b = 6,50 m



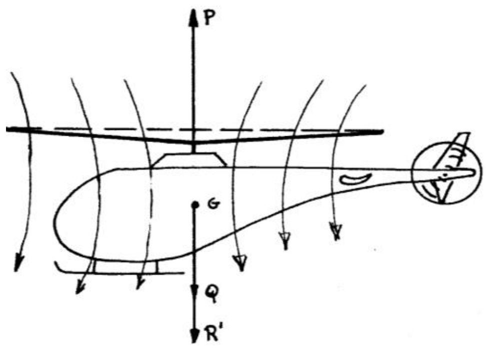
Calcolare:

a) Il coefficiente di portanza della pala
b) La coppia di reazione
c) La trazione del rotore di coda necessaria per compensare la coppia di reazione.
d) il coefficiente di trazione del rotore di coda.
e) L'accelerazione verticale e la quota raggiunta, nel tempo di 10 sec, se il pilota aumenta il passo collettivo raddoppiando il C_P delle pale.

---

e) Calcolo del coefficiente di portanza delle pale

$$\rho_z = \rho_o\,(1 - 0{,}0000226 \cdot z)^{4{,}256} = 1{,}189\ {kg}/{m^3}$$



hovering alla quota z= 1.000 ft =305 m

essendo in hovering (in assenza di effetto suolo):

$$P = Q + R'$$

$$P = (3.000 \cdot 9{,}81)\,N + 500\,N = 29.930\,N$$

laddove risulta

$$\begin{cases} P = \dfrac{N_P}{6} \cdot \rho\omega^2 C_P l \cdot R^3 \\ C = \dfrac{N_P}{8} \cdot \rho\omega^2 C_R l \cdot R^4 \end{cases} \quad \Rightarrow C_P = \frac{6P}{N_p \rho \omega^2 l \cdot R^3}$$

Pertanto per calcolare il C_P, occorre prima calcolare il raggio R e la velocità angolare ω delle pale

$$R_{pala} = \sqrt{\frac{S_{disco}}{\pi}} = \sqrt{\frac{95}{3{,}14}} = 5{,}50\,m$$

$$\omega = \omega_{rotore} = 2\pi N = 6{,}28 \cdot \frac{394}{60} = 41{,}24\ rad/sec$$

$$C_P = \frac{6 * 29.930}{4 \cdot 1{,}189 * (41{,}24)^2 \cdot 0{,}34 \cdot 5{,}50^3} = \frac{179.580}{457.558} = 0{,}392$$

f) Calcolo della coppia di reazione

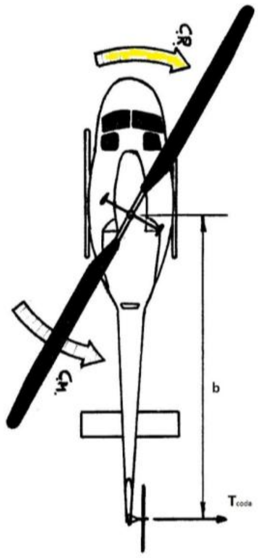
poichè risulta

$$C = \frac{N_P}{8} \cdot \rho\omega^2 C_R l \cdot R^4 \quad \text{occorre prima calcolare il } C_R$$

$$\lambda = \frac{b}{c} = \frac{D_{rotore}}{l} = \frac{11}{0{,}34} = 32{,}35$$

$$C_R = C_{R0} + \frac{{C_P}^2}{\pi\lambda e} = 0{,}003 + \frac{0{,}392^2}{3{,}14 \cdot 32{,}35 \cdot 0{,}9} = 0{,}0047$$

$$C = \frac{N_P}{8} \cdot \rho\omega^2 C_R l \cdot R^4 = \frac{4}{8} \cdot 1{,}189 \cdot 41{,}24^2 0{,}0047 \cdot 0{,}34 \cdot 5{,}50^4 = 1.478{,}5 \text{ Nm}$$



g) Calcolo della Trazione del rotore di coda

la trazione T_{coda} del rotore di coda si ottiene da:

$$C = T_{coda} \cdot b \quad \Rightarrow \quad T_{coda} = \frac{1.478{,}5}{6{,}50} = 227{,}45 \text{ N}$$

h) Calcolo del coefficiente di trazione del rotore di coda

il rotore di coda si comporta come un'elica, pertanto per le formule di Renard risulta

$$T = \tau \cdot \rho\omega^2 \cdot R^4 \quad \Rightarrow \tau_{Tcoda} = \frac{T_{coda}}{\rho{\omega_{coda}}^2 \cdot {R_{coda}}^4}$$

$$\text{essendo } \omega_{coda} = 2\pi \cdot \frac{2550}{60} = 266{,}9 \text{ rad/s} \qquad \text{e } d_{coda} = 1{,}94\text{m}$$

$$\tau_{Tcoda} = \frac{227{,}45}{1{,}189 * (266{,}9)^2 \cdot \left(\frac{1{,}94}{2}\right)^4} = 0{,}00303$$

i) Calcolo dell'accelerazione e della nuova quota raggiunta in salita verticale

quando il pilota, aumentando il passo collettivo raddoppia il C_P delle pale portandolo al valore di 0,784, la portanza, in volo stazionario, diventa :

$$P = \frac{N_P}{6} \cdot \rho\omega^2 C_P l \cdot R^3 = 2\text{x}29.930 = 59.860\text{N}$$

l'accelerazione verticale si ricava dalla 2^a legge di Newton:

$$\sum F_{verticale} = m \cdot a \quad \Rightarrow \quad \sum F_{verticale} = P - Q - R'$$

$$a = \frac{\sum F_{verticale}}{m} = \frac{P - Q - R'}{(Q/g)} = \frac{(59.860 - 29.430 - 500)\text{N}}{3.000 \text{ kg}} = 9{,}976 \text{ m/s}^2 = 1{,}017 \cdot g$$

La nuova quota (considerando il moto uniformemente accelerato) si ottiene da :

$$h = h_o + \frac{1}{2} a t^2 = 305 + \frac{1}{2} \cdot 9{,}976 \cdot 100 = 305 + 498{,}8 = 803{,}8\text{m} \cong 2.637 \text{ft}$$