

Capitolo 5 - AUTONOMIA E DURATA VELIVOLO AD ELICA

ESERCIZIO 1 pag. 110

Calcolare l'autonomia chilometrica di un velivolo motoelica, avente le caratteristiche sotto indicate, supponendo che voli all'assetto costante $C_p = 0,7$ e che il carburante utile sia pari al 35% del peso totale e il carburante imbarcato sia pari al 40% del peso totale.

Dati del velivolo:

Superficie alare	$S = 27 \text{ m}^2$
Coeff. di resistenza di profilo	$C_{ro} = 0,021$
Apertura alare	$b = 14 \text{ m}$
Rendimento elica.....	$\eta_e = 0,85$
Consumo specifico	$C_s = 0,0028 \text{ N/W h}$

Soluzione:

considero condizioni di quota zero in aria tipo, densità $\rho_0 = 1,225 \text{ Kg/m}^3$

calcolo l'allungamento alare $\lambda = b^2 / S = 7,26$

calcolo il coefficiente di resistenza $C_r = C_{ro} + \frac{C_p^2}{e \pi \lambda} = 0,0449$ Efficienza $e = C_p / C_r = 0,7 / 0,0449 = 15,59$

Sapendo che il carburante utile $G_u = 35\% Q$ e il carburante imbarcato $G = 40\% Q$

Posso applicare la formula dell'autonomia chilometrica

$$s = 8,28 \eta_e \eta_r \frac{E}{C_s} \text{Log} \frac{Q_i}{Q_f} = 8,28 \cdot 0,85 \cdot 1 \cdot \frac{15,59}{0,0028} \text{Log} \frac{1}{1-0,35} = 7334 \text{ Km}$$

ESERCIZIO 2 pag. 110

Un velivolo motoelica da ricognizione compie una missione costiera con raggio d'azione pari a 850 Km. Sapendo che le condizioni ambientali corrispondono ad una pressione pari a $P = 640 \text{ mmHg}$ e alla temperatura $t = 6^\circ\text{C}$, e che la velocità all'inizio della crociera $V_{iniz.} = 310 \text{ Km/h}$ e l'assetto viene mantenuto costante; calcolare il consumo di carburante per l'andata e il ritorno.

Dati del velivolo:

Peso totale.....	$Q = 152000 \text{ N}$
Apertura alare.....	$b = 18 \text{ m}$
Allungamento alare	$\lambda = 7,2$
Coeff. di resistenza di profilo	$C_{ro} = 0,021$
Consumo specifico	$C_s = 0,024 \text{ N/W h}$
Carburante consumato per il decollo e la salita.....	$G_1 = 1470 \text{ N}$
Rendimento elica.....	$\eta_e = 0,85$
Rendimento riduttore.....	$\eta_r = 0,95$

Soluzione:

in base alle condizioni ambientali pressione $P = 640 \text{ mmHg} = 85326 \text{ N/m}^2$, temperatura $t = 6^\circ\text{C} = 279 \text{ }^\circ\text{K}$

calcolo la densità $\rho = \frac{P}{g R T} = 1,065 \text{ Kg/m}^3$

calcolo la superficie alare $S = b^2 / \lambda = 45 \text{ m}^2$

Peso iniziale $Q_i = Q - G_1 = 152000 - 1470 = 150530 \text{ N}$ Velocità iniziale $V_{iniz.} = 310 \text{ Km/h} = 86,11 \text{ m/s}$

ANDATA calcolo $C_p = \frac{2 Q_i}{\rho S V^2} = 0,847$ $C_r = C_{ro} + \frac{C_p^2}{e \pi \lambda} = 0,0563$ $E = C_p / C_r = 15,06$

Dato che il raggio d'azione è 850 Km, dalla formula dell'autonomia chilometrica

$$850 = 8,28 \eta_e \eta_r \frac{E}{C_s} \text{Log} \frac{Q_i}{Q_f}$$

Ricavo il peso finale dell'andata $\frac{Q_i}{Q_f} = 10^{8,28 \eta_e \eta_r \frac{E}{C_s}} = 1,595$ quindi $Q_f = 94397 \text{ N}$

Consumo di carburante per l'andata $G_{\text{Andata}} = 56133 \text{ N}$

$$\text{Velocità finale andata } V_{\text{fin Andata}} = \sqrt{\frac{2 Q_f}{\rho S C_p}} = 68,19 \text{ m/s} = 245 \text{ Km/h}$$

RITORNO, stesso assetto, peso iniziale ritorno = peso finale andata = 94397 N

Velocità iniziale ritorno = velocità finale andata = 68,19 m/s

Dato che il raggio d'azione è 850 Km, dalla formula dell'autonomia chilometrica

$$850 = 8,28 \eta_e \eta_r \frac{E}{C_s} \text{Log} \frac{Q_i}{Q_f}$$

Ricavo il peso finale dell'andata $\frac{Q_i}{Q_f} = 10^{8,28 \eta_e \eta_r \frac{E}{C_s}} = 1,595$ quindi $Q_f = 59197 \text{ N}$

Consumo di carburante per il ritorno $G_{\text{Ritorno}} = 35201 \text{ N}$

$$\text{Velocità finale ritorno } V_{\text{fin Ritorno}} = \sqrt{\frac{2 Q_f}{\rho S C_p}} = 54,00 \text{ m/s} = 194 \text{ Km/h}$$

Consumo carburante totale $G = G_A + G_R = 56133 + 35201 = 91334 \text{ N}$

ESERCIZIO 3 pag. 110

Un velivolo con propulsore ad elica, avente le caratteristiche sotto indicate, vola alla quota $Z = 5000 \text{ m}$ e alla velocità $V = 375 \text{ Km/h}$ percorrendo una distanza pari a 1210 Km . Sapendo che per il decollo e la salita il velivolo consuma $G_1 = 490 \text{ N}$ di carburante, calcolare il peso di carburante utile per effettuare tale volo considerando che per la discesa e la riserva il carburante $G_2 = 250 \text{ N}$.

Dati del velivolo:

Peso totale del velivolo	$Q = 83900 \text{ N}$
Apertura alare.....	$b = 13 \text{ m}$
Allungamento alare	$\lambda = 6,5$
Coeff. di resistenza di profilo.....	$C_{r0} = 0,021$
Consumo specifico.....	$C_s = 0,0024 \text{ N/W h}$
Rendimento elica.....	$\eta_e = 0,88$
Rendimento riduttore.....	$\eta_r = 0,95$

Soluzione:

Quota = 5000 m densità $\rho_{5000} = 0,735 \text{ Kg/m}^3$

Calcolo la superficie alare $S = b^2 / \lambda = 26 \text{ m}^2$

Peso iniziale $Q_i = Q - G_1 = 83900 - 490 = 83410 \text{ N}$ Velocità iniziale $V_{\text{iniz.}} = 375 \text{ Km/h} = 104,17 \text{ m/s}$

calcolo $C_p = \frac{2 Q_i}{\rho S V^2} = 0,804$ $C_r = C_{r0} + \frac{C_p^2}{e \pi \lambda} = 0,0562$ $E = C_p / C_r = 14,31$

Dato che deve percorrere una distanza pari a 1210 Km, dalla formula dell'autonomia chilometrica

$$1210 = 8,28 \eta_e \eta_r \frac{E}{C_s} \text{Log} \frac{Q_i}{Q_f}$$

Ricavo il peso finale dell'andata $\frac{Q_i}{Q_f} = 10^{8,28 \eta e \eta r \frac{E}{C_s}} = 1,070$ quindi $Q_f = 77964 \text{ N}$

Carburante utile per la crociera $G_U = 5446 \text{ N}$

Al decollo dovremo caricare un quantitativo di carburante pari a

$$G = G_1 + G_U + G_2 = 490 + 5446 + 250 = 6186 \text{ N}$$

ESERCIZIO 4 pag. 111

Per un velivolo con propulsore ad elica calcolare il quantitativo di carburante da imbarcare (in litri) affinché abbia un'autonomia oraria pari a 33 ore e 15 minuti nell'ipotesi che il volo si effettui tutto ad assetto costante.

Dati del velivolo:

Peso totale del velivolo	$Q = 225600 \text{ N}$
Superficie alare.....	$S = 75 \text{ m}^2$
Allungamento alare.....	$\lambda = 9,8$
Coeff. di resistenza di profilo	$C_{ro} = 0,021$
Velocità iniziale di volo	$V_{iniz} = 380 \text{ Km/h}$
Quota di volo	$Z = 4500 \text{ m}$
Carburante consumato per decollo e salita	$G_1 = 1766 \text{ N}$
Carburante di riserva	$G_2 = 3924 \text{ N}$
Consumo specifico	$C_s = 0,0028 \text{ N/W h}$
Rendimento elica	$\eta_e = 0,88$
Rendimento riduttore	$\eta_r = 0,95$
Peso specifico della benzina (Avgass 100 LL)	$\gamma_{benz.} = 6,671 \text{ N/dm}^3$

Soluzione:

Quota = 4500 m densità $\rho_{4500} = 0,776 \text{ Kg/m}^3$ densità relativa $\delta = \rho_{4500} / \rho_0 = 0,634$

Peso iniziale $Q_i = Q - G_1 = 225600 - 1766 = 223834 \text{ N}$ Carico alare iniziale = $Q_i / S = 2984 \text{ N/m}^2$

calcolo $C_p = \frac{2 Q_i}{\rho S V^2} = 0,690$ $C_r = C_{ro} + \frac{C_p^2}{e \pi \lambda} = 0,0382$ $E = C_p / C_r = 18,06$

Dato che deve volare per un tempo pari a 33 ore e 15 minuti, dalla formula dell'autonomia oraria

$$33,25 = 1,567 \eta_e \eta_r \frac{E \sqrt{C_p}}{C_s} \frac{\sqrt{\delta}}{\sqrt{\frac{Q_i}{S}}} \left(\sqrt{\frac{Q_i}{Q_f}} - 1 \right)$$

Ricavo il peso finale dell'andata $\frac{Q_i}{Q_f} = 1,755$ quindi $Q_f = 223834 / 1,755 = 127541 \text{ N}$

Carburante utile per la crociera $G_U = 223834 - 127541 = 96293 \text{ N}$

Al decollo dovremo caricare un quantitativo di carburante pari a

$$G = G_1 + G_U + G_2 = 1766 + 96293 + 3924 = 101983 \text{ N}$$

Conoscendo il peso specifico della benzina (Avgass 100 LL)

il **quantitativo di carburante da imbarcare in litri risulta** $101983 / 6,671 = 15277 \text{ litri}$

ESERCIZIO 5 pag. 111

Tracciare il diagramma dell'autonomia in funzione del carico utile per un velivolo ad elica, avente le caratteristiche sotto indicate, nel caso in cui il volo si effettui all'assetto di efficienza massima alla quota $Z = 5000$ m ed il velivolo sia investito da un vento avente velocità $V_v = 45$ Km/h secondo un angolo pari a $\beta = 22^\circ$.

Dati del velivolo:

Peso totale.....	Q = 274700 N
Peso a vuoto	$Q_v = 156960$ N
Superficie alare	S = 96,5 m ²
Allungamento alare	$\lambda = 8,2$
Coeff. di resistenza di profilo	$C_{ro} = 0,021$
Consumo specifico	$C_s = 0,0293$ N/W h
Rendimento elica.....	$\eta_e = 0,82$
Rendimento riduttore.....	$\eta_r = 0,95$

Soluzione:

Quota = 5000 m densità $\rho_{5000} = 0,735$ Kg/m³

Calcolo l'assetto di efficienza massima E_{max}

$$C_p = \sqrt{e \pi \lambda C_{ro}} = 0,698 \qquad C_r = 2 C_{ro} = 0,042 \qquad E_{max} = 0,698 / 0,042 = 16,62$$

$$\text{Velocità di volo } V = \sqrt{\frac{2Q}{\rho S C_p}} = 105,35 \text{ m/s}$$

Il peso totale $Q = Q_v + U + G$ quindi $274700 = 156960 + U + G$

Applicando la formula dell'autonomia chilometrica con vento

$$s_{vento} = 8,28 \eta_e \eta_r \frac{E_{max}}{C_s} \text{Log} \frac{Q_i}{Q_f} \left(1 + \frac{V_v}{V} \cos \beta - \frac{V_v^2}{2V} \text{sen}^2 \beta\right)$$

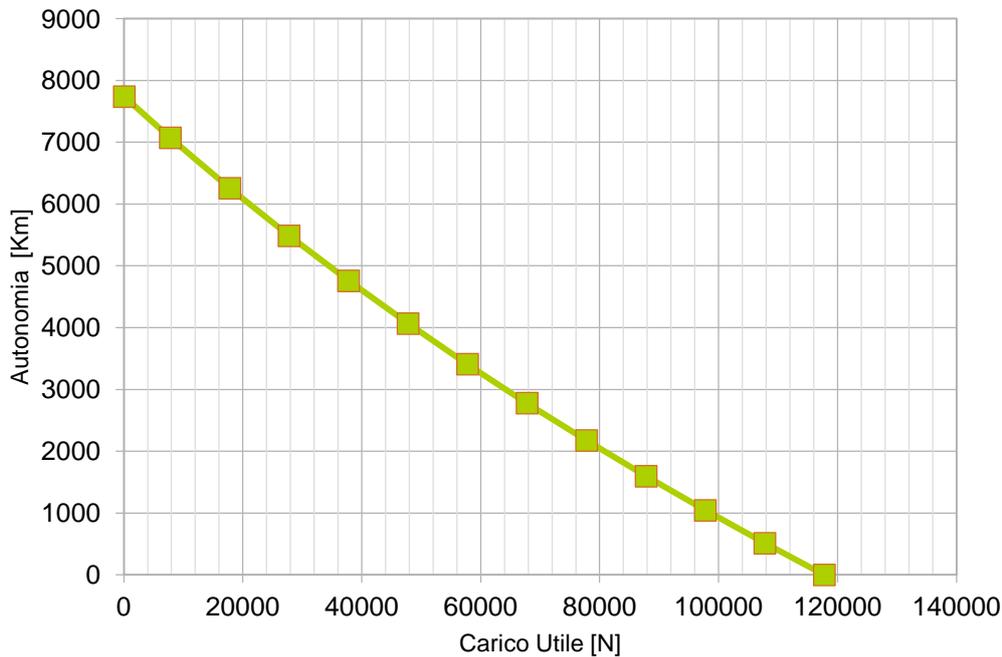
Conoscendo la velocità del vento $V_v = 45$ Km/h = 12,5 m/s e l'angolo $\beta = 22^\circ$

Trascurando G_1 e G_2 imposto la seguente tabella

G [N]	U [N]	Qf [N]	s [km]
0	117740	274700	0
10000	107740	264700	513
20000	97740	254700	1046
30000	87740	244700	1600
40000	77740	234700	2177
50000	67740	224700	2779
60000	57740	214700	3409
70000	47740	204700	4068
80000	37740	194700	4761
90000	27740	184700	5490
100000	17740	174700	6260
110000	7740	164700	7076
117740	0	156960	7741

Ora posso tracciare il diagramma dell'autonomia in funzione del carico utile.

Autonomia in funzione del Carico Utile



ESERCIZIO 6 pag. 111

Un velivolo motoelica che vola alla quota $Z = 4000$ m, alla velocità iniziale $V_{iniz.} = 415$ Km/h, è investito da un vento laterale con angolo $\beta = 25^\circ$.

Calcolare la velocità con la quale il vento investe il velivolo sapendo che la sua autonomia con questo vento è pari a 6500 Km, nell'ipotesi di volo ad assetto costante.

Dati del velivolo:

- Peso totale $Q = 245250$ N
- Peso a vuoto..... $Q_v = 147150$ N
- Superficie alare $S = 80$ m²
- Apertura alare..... $b = 28$ m
- Coeff. di resistenza di profilo $C_{ro} = 0,022$
- Consumo specifico $C_s = 0,0028$ N/W h
- Rendimento elica $\eta_e = 0,81$
- Rendimento riduttore..... $\eta_r = 0,98$
- Indice di trasporto..... $i = 985$ Km

Soluzione:

Quota = 4000 m densità $\rho_{4000} = 0,818$ Kg/m³

Calcolo l'allungamento alare $\lambda = b^2 / S = 9,8$

Velocità iniziale $V_{iniz.} = 415$ Km/h = 115,28 m/s

Calcolo $C_p = \frac{2Q}{\rho S V^2} = 0,564$ $C_r = C_{ro} + \frac{C_p^2}{e \pi \lambda} = 0,0335$ $E = C_p / C_r = 16,84$

Dalla formula dell'indice di trasporto $i = \frac{G}{Q} s$ ricavo il carburante $G = 985 \cdot 245250 / 6500 = 37165$ N

Peso iniziale $Q_i = 245250$ N Peso finale $Q_f = Q_i - G = 245250 - 37165 = 208085$ N

Dalla formula dell'autonomia chilometrica con vento

$$6500 = 8,28 \eta_e \eta_r \frac{E}{c_s} \text{Log} \frac{Q_i}{Q_f} \left(1 + \frac{V_v}{V} \cos \beta - \frac{V_v^2}{2V} \text{sen}^2 \beta \right)$$

Ricavo la velocità del vento, ottengo un'equazione di secondo grado:

$$0,000775 V^2 - 0,00786 V - 1,30 = 0$$

Quindi avremo due risultati e precisamente $(V_v)_1 = 46,36 \text{ m/s}$ e $(V_v)_2 = -36,21 \text{ m/s}$ ovviamente da scartare

=====