

Capitolo 2 - POTENZA NECESSARIA E DISPONIBILE

ESERCIZIO 1 pag. 55

Tracciare le curve delle potenze necessarie in funzione della velocità alle quote $Z = 0$; $Z' = 3000$ m e $Z'' = 6000$ m per un velivolo motoelica avente

Peso totale..... $Q = 45000$ N

Carico alare..... $Q/S = 2200$ N/m²

di cui è assegnata la polare

Cp	0,2	0,6	1	1,3	1,4	1,3
Cr	0,018	0,038	0,080	0,135	0,190	0,260

Soluzione:

A partire dalla polare assegnata imposto la seguente tabella

		QUOTA Z = 0				Z = 3000 m		Z = 6000 m	
		V	Wn	V	Wn	V	Wn	V	Wn
Cp	Cr	[m/s]	[kW]	[m/s]	[kW]	[m/s]	[kW]	[m/s]	[kW]
0,2	0,018	11,11	4,97	134,01	543	155,58	630	182,73	740
0,6	0,038	15,79	12,23	77,37	220	89,82	256	105,50	301
1	0,08	12,50	12,50	59,93	216	69,58	250	81,72	294
1,3	0,135	9,63	10,98	52,56	246	61,02	285	71,67	335
1,4	0,19	7,37	8,72	50,65	309	58,80	359	69,07	422
1,3	0,26	5,00	5,70	52,56	473	61,02	549	71,67	645

Considerando il velivolo in Volo Rettilineo Orizzontale Uniforme (V.R.O.U.)

La velocità si calcola con la formula $V = \sqrt{\frac{2Q}{\rho S C_p}}$

La potenza necessaria con la formula $W_n = R V = \frac{1}{2} \rho V^3 C_r S$

Dopo aver calcolato i valori a quota 0

per determinare la Velocità e la Potenza necessaria a **quota 3000 m** si dovrà calcolare la densità relativa

$$\delta = \frac{\rho}{\rho_0} = \frac{0,909}{1,225} = 0,742$$

Quindi i valori a quota 3000 m si ricavano con $V_{3000} = V_0 \frac{1}{\sqrt{\delta}}$ $Wn_{3000} = Wn_0 \frac{1}{\sqrt{\delta}}$

per determinare la Velocità e la Potenza necessaria a **quota 6000 m** si dovrà calcolare la densità relativa

$$\delta = \frac{\rho}{\rho_0} = \frac{0,659}{1,225} = 0,538$$

Quindi i valori a quota 6000 m si ricavano con $V_{6000} = V_0 \frac{1}{\sqrt{\delta}}$ $Wn_{6000} = Wn_0 \frac{1}{\sqrt{\delta}}$

Ora posso tracciare il grafico riportando in ascisse i valori di velocità e in ordinate i valori della potenza necessaria ovviamente avremo tre curve, una a quota 0, una a quota 3000 m e una a quota 6000 m

=====

ESERCIZIO 2 pag. 55

Determinare a quota Z = 5000 ft:

- a) La potenza necessaria minima e la velocità corrispondente
- b) La velocità di crociera e la potenza necessaria corrispondente
- c) La velocità di stallo e la potenza necessaria corrispondente

Le caratteristiche del velivolo sono le seguenti:

Peso..... Q = 113000 N
 Carico alare..... Q/S = 2200 N/m²
 Allungamento alare λ = 9,2
 Coefficiente di portanza massimo..... Cp_{max} = 1,6
 Coefficiente di resistenza di profilo Cro = 0,022

Soluzione:

Quota Z = 5000 ft = 1524 m densità ρ₁₅₂₄ = 1,055 Kg/m³

Superficie alare S = Q / Q/S = 113000 / 2200 = 51,36 m²

Calcolo gli assetti caratteristici

$$Cp_{max} = 1,6 \qquad Cr = Cro + \frac{Cp^2}{e \pi \lambda} = 0,120$$

$$(E\sqrt{Cp})_{max} \dots\dots\dots Cp = \sqrt{3 e \pi \lambda Cro} = 1,310 \qquad Cr = 4 Cro = 0,088$$

$$E_{max} \dots\dots\dots Cp = \sqrt{e \pi \lambda Cro} = 0,756 \qquad Cr = 2 Cro = 0,044$$

Imposto la seguente tabella

Cp	Cr	E	V [m/s]	V [Km/h]	V [Kts]	Wn [kW]
1,600	0,120	13,28	51,05	184	99	434
1,310	0,088	14,89	56,42	203	110	428
0,756	0,044	17,19	74,25	267	144	488

Dalla tabella ricavo:

- a) La potenza necessaria minima = 428 kW e la velocità corrispondente = 56,42 m/s
- b) La velocità di crociera = 74,25 m/s e la potenza necessaria corrispondente = 488 kW
- c) La velocità di stallo = 51,05 m/s e la potenza necessaria corrispondente = 434 kW

ESERCIZIO 3 pag. 55

Conoscendo le caratteristiche di un velivolo ad elica:

Peso..... Q = 123000 N
 Superficie alare..... S = 49,2 m²

È assegnata la polare e la curva delle potenze disponibili dal gruppo motopropulsore, in funzione della velocità, alla quota considerata:

POLARE

Cp	0,2	0,4	0,6	0,8	1	1,2	1,4	1,35
Cr	0,022	0,029	0,04	0,056	0,076	0,1	0,155	0,183

CURVA DELLA POTENZA DISPONIBILE IN FUNZIONE DELLA VELOCITA'

V [m/s]	70	80	90	100	110	120
Wd [kW]	662	904	1044	1110	1103	970

Determinare a quota Z = 4200 m

- a) La velocità minima e massima di volo rettilineo orizzontale uniforme
- b) La velocità di crociera e la potenza necessaria corrispondente
- c) La massima velocità ascensionale e la corrispondente velocità sulla traiettoria (salita rapida)

Soluzione

Quota Z = 4200 m densità $\rho_{1524} = 0,801 \text{ Kg/m}^3$

Si dovrà calcolare la curva della potenza necessaria al V.R.O.U partendo dalla Polare assegnata quindi imposto la seguente tabella

Cp	Cr	E	E rad Cp	V [m/s]	Wn [kW]
0,2	0,022	9,09	4,07	176,63	2390
0,4	0,029	13,79	8,72	124,90	1114
0,6	0,04	15,00	11,62	101,98	836
0,8	0,056	14,29	12,78	88,32	760
1	0,076	13,16	13,16	78,99	738
1,2	0,1	12,00	13,15	72,11	739
1,4	0,155	9,03	10,69	66,76	909
1,35	0,183	7,38	8,57	67,99	1134

Ora posso tracciare il grafico riportando in ascisse i valori di velocità e in ordinate i valori della potenza necessaria, e disegnare sempre sullo stesso grafico la curva della potenza disponibile assegnata.

Dal grafico ricavo:

la velocità minima = 72 m/s la velocità massima = 117 m/s

la velocità di crociera = 102 m/s e la potenza necessaria corrispondente = 836 kW

supero di potenza max = 334 kW quindi a massima velocità ascensionale $w_{max} = 2,72 \text{ m/s}$

e la corrispondente velocità sulla traiettoria (salita rapida) = 80 m/s

ESERCIZIO 4 pag. 56

Un velivolo dalle caratteristiche sotto riportate vola in volo rettilineo orizzontale uniforme alla quota Z = 6000 m ad un assetto corrispondente ad efficienza E = 12.

L'elica è azionata da un motore che funziona a 2200 g/min tramite un riduttore con rapporto di riduzione $r = \frac{3}{4}$ determinare:

- a) La trazione dell'elica
- b) La potenza necessaria
- c) La potenza sviluppata dal motore
- d) La coppia di reazione

Caratteristiche del velivolo:

PesoQ = 60822 N
 Superficie alareS = 22 m²
 Coefficiente di resistenza di profiloCro = 0,021

Allungamento alare $\lambda = 5,9$
 Rendimento riduttore..... $\eta_r = 0,9$
 Rendimento elica..... $\eta_e = 0,85$
 Coefficiente di portanza massimo $C_{p_{max}} = 1,5$

Soluzione:

Quota $Z = 6000$ m densità $\rho_{6000} = 0,659$ Kg/m³

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:

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

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

Dalla prima equazione ricavo $C_r = \frac{C_p}{E}$ e lo sostituisco nella seconda che diventa $\frac{1}{e \pi \lambda} C_p^2 + \frac{1}{E} C_p + C_{r0} = 0$

Equazione di secondo grado da cui ricavo due valori di C_p e precisamente $C_{p1} = 0,331$ e $C_{p2} = 1,059$ entrambi validi in quanto non superano $C_{p_{max}} = 1,5$

Il problema avrà quindi due soluzioni:

Prima soluzione con $C_{p1} = 0,331$ $C_{r1} = 0,0276$

Velocità di volo $V = \sqrt{\frac{2Q}{\rho S C_{p1}}} = 159,21$ m/s = 573 Km/h = 309 Kts

Trazione dell'elica $T = R = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{r1} S = Q/E = 5068,5$ N

Potenza Necessaria $W_n = R V = 5068,5 \cdot 159,21 / 1000 = 807$ kW

Potenza sviluppata dal motore $W_m = W_n / (\eta_e \eta_r) = 807 / (0,85 \cdot 0,9) = 1055$ kW

Numero di giri dell'elica $n_e = n_m r = 2200 \cdot \frac{3}{4} = 1650$ g/min

Velocità angolare elica $\omega_e = \frac{2 \pi n_e}{60} = 172,79$ rad/s

Potenza assorbita dall'elica $W_e = W_m \eta_r = 1055 \cdot 0,9 = 949$ kW

Coppia assorbita dall'elica $C_e = W_e / \omega_e = 949 \cdot 1000 / 172,79 = 5492$ N m

La **Coppia di reazione** è uguale e contraria alla coppia assorbita dall'elica = **5492 N m**

Seconda soluzione con $C_{p2} = 1,059$ $C_{r2} = 0,0882$

Velocità di volo $V = \sqrt{\frac{2Q}{\rho S C_{p2}}} = 89,01$ m/s = 320 Km/h = 173 Kts

Trazione dell'elica $T = R = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{r2} S = Q/E = 5068,5$ N è la stessa di prima in quanto la minore velocità è compensata dall'aumento di C_r

Potenza Necessaria $W_n = R V = 5068,5 \cdot 89,01 / 1000 = 451$ kW

Potenza sviluppata dal motore $W_m = W_n / (\eta_e \eta_r) = 451 / (0,85 \cdot 0,9) = 589$ kW

Numero di giri dell'elica $n_e = n_m r = 2200 \cdot \frac{3}{4} = 1650$ g/min

Velocità angolare elica $\omega_e = \frac{2\pi n_e}{60} = 172,79 \text{ rad/s}$

Potenza assorbita dall'elica $W_e = W_m \eta_r = 589 0,9 = 530 \text{ kW}$

Coppia assorbita dall'elica $C_e = W_e / \omega_e = 530 1000 / 172,79 = 3067 \text{ N m}$

La **Coppia di reazione** è uguale e contraria alla coppia assorbita dall'elica = **3067 N m**

ESERCIZIO 5 pag. 56

Un velivolo bimotore turboelica tipo Alenia C27J Spartan, vola in volo rettilineo orizzontale uniforme alla quota $Z = 4500 \text{ m}$ all'assetto corrispondente ad efficienza $E = 15$.

Le caratteristiche del velivolo sono:

Apertura alare.....	$b = 28,70 \text{ m}$
Superficie alare	$S = 81,93 \text{ m}^2$
Coeff. di resistenza di profilo.....	$C_{r0} = 0,021$
Coeff. di portanza massimo.....	$C_{p_{max}} = 1,5$
Coeff. angolare di portanza del profilo	$C_{p'_{\infty}} = 5,71 \text{ rad}^{-1}$
Angolo di portanza nulla	$\alpha_0 = -2^\circ$
Rendimento elica	$\eta_e = 0,85$
Rendimento riduttore.....	$\eta_r = 0,9$
Numero di giri dell'elica	$n_e = 2200 \text{ g/min}$

Calcolare:

- a) L'angolo di incidenza
- d) La velocità di volo in nodi
- c) La trazione e la coppia di ogni elica.



Soluzione:

Quota $Z = 4500 \text{ m}$ densità $\rho_{4500} = 0,776 \text{ Kg/m}^3$

Allungamento alare $\lambda = \frac{b^2}{S} = 10,05$

Dato che il velivolo vola in V.R.O.U. all'assetto corrispondente ad efficienza $E = 15$, per determinare il C_p e il C_r imposto il seguente sistema:

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

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

Dalla prima equazione ricavo $C_r = \frac{C_p}{E}$ e lo sostituisco nella seconda che diventa $\frac{1}{e \pi \lambda} C_p^2 + \frac{1}{E} C_p + C_{r0} = 0$

Equazione di secondo grado da cui ricavo due valori di C_p e precisamente $C_{p1} = 0,398$ e $C_{p2} = 1,496$ da scartare in quanto molto vicino a $C_{p_{max}} = 1,5$

Calcolo il coefficiente angolare di portanza dell'ala $C_{p'} = \frac{C_{p'inf}}{1 + \frac{C_{p'inf}}{e \pi \lambda}} = 4,754 \text{ rad}^{-1}$

Dalla formula $C_p = C_{p'} (\alpha + |\alpha_0|)$ ricavo l'angolo di incidenza $\alpha = \frac{C_p}{C_{p'}} - |\alpha_0| = \frac{0,398}{4,754} 57,3 - 2^\circ = 2,8^\circ$

Nel testo dell'esercizio non compare il peso del velivolo che è riportato a pag.54 $Q = 311958 \text{ N}$

Quindi posso calcolare la velocità di volo $V = \sqrt{\frac{2Q}{\rho S C_{p1}}} = 157,02 \text{ m/s} = 565 \text{ Km/h} = 305 \text{ Kts}$

Trazione $T = R = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{r1} S = Q/E = 311958 / 15 = 20797 \text{ N}$

Essendo velivolo bimotore Trazione di ogni elica $T_1 = T/2 = 20797 / 2 = 10398,5 \text{ N}$

Potenza Necessaria $W_n = R V = 20797 157,02 / 1000 = 3265,5 \text{ kW}$

Potenza sviluppata da ogni motore $(W_m)_1 = (W_n / (\eta_e \eta_r)) / 2 = (3265,5 / (0,85 0,9)) / 2 = 2134 \text{ kW}$

Velocità angolare elica $\omega_e = \frac{2 \pi n_e}{60} = 230,38 \text{ rad/s}$

Potenza assorbita da ogni elica $(W_e)_1 = (W_m)_1 \eta_r = 2134 0,9 = 1921 \text{ kW}$

Coppia assorbita da ogni elica $(C_e)_1 = (W_e)_1 / \omega_e = 1921 1000 / 230,38 = 8338 \text{ N m}$

=====