

IMPIANTO PROPULSIVO

Potenza di targa

Dalla determinazione del punto di progetto risulta che il rapporto tra il peso e la potenza del velivolo deve essere pari a circa 10.3.

Essendo il peso del velivolo pari a 9263lbs = 4168 Kg si ricava che il nostro velivolo deve essere propulso da un motore avente **potenza di targa = 900 Hp = 496462W**

Scelta del motore

Le elevate prestazioni richieste al velivolo inducono ad adottare un'elica senza dubbio a passo variabile; si adotteranno poi degli opportuni accorgimenti per scegliere, tra quelli sul mercato, un motore con un buon rapporto prezzo-peso.

Si opta inoltre per un'elica tripala in modo da garantire maggiori prestazioni.

Si deve a questo punto andare a scegliere il diametro dell'elica.

Dimensionamento dell'elica

Sono fondamentalmente 2 i parametri da dover definire

1) il rapporto di riduzione, che mi riduce il numero di giri da quelli del motore (nel nostro caso è ragionevole supporre un numero di giri del motore intorno a 5000/min) fino a quelli dell'albero su cui è calettata l'elica (il quale gira a circa 3000 giri/min).;

2) il diametro dell'elica, il quale va scelto in base alla condizione di "design" ovvero in base alla particolare condizione operativa al quale si vuole ottimizzare il velivolo (crociera, salita...): in base alla specifica ed in particolare vista la elevata velocità di crociera si sceglie la crociera come condizione di "design".

Definiamo ora il "coefficiente di scelta" che è un parametro il quale non tiene, ovviamente, conto del diametro.

$$C_s = \sqrt[5]{\frac{\rho V^5}{P n^2}} \quad (*)$$

Abbiamo già detto che l'elica è tripala. Ci resta ora da definire il profilo dell'elica che è di tipo CLARK Y (per motivi principalmente di reperibilità sul mercato).

Inoltre siamo, come specificato, in condizione di "design" ovvero i parametri che compaiono nella (*) sono riferiti alle condizioni in crociera.

Possiamo usare i valori:

$P^* = 75\% P_{MAXcr}$ cioè la pot.max alla quota di crociera (21000 ft);

$n^* = 2500rpm$, questa è una costante visto che l'elica è a passo variabile;

$\rho^* = 0,51$ alla quota di crociera;

V^* non può essere fissato visto che varierà al variare delle condizioni di potenza necessaria e disponibile. Si può comunque assumere in prima approssimazione una velocità non molto differente da quella di crociera.

L'unico parametro che deve essere calcolato è la potenza alla quota di crociera visto che dobbiamo tenere conto del fattore di ammissione. Possiamo ritenere valido un valore $P^* = 675 Hp$

In questo modo siamo in grado di ricavare il valore di C_s^* che risulta

$$C_s^* = \sqrt[5]{\frac{0,51 \cdot 126,5^5}{132490 \cdot 50^2}} = 2.18$$

Entrando quindi con questo valore nel grafico riportando alla fig 6.21 in corrispondenza della curva di massimo rendimento si leggono :

RAPPORTO DI FUNZIONAMENTO $\gamma^* = 1,2$

ANGOLO DI CALETTAMENTO $\beta = 35^\circ$

Dalla curva di funzionamento dell'elica (riportata in fig. 6.13) si ha un valore del

COEFF. DI SPINTA $C_T^* = 0,075$

In questo modo siamo in grado di determinare il valore di

$$D^* = \frac{V^*}{n^* \cdot \gamma^*} = 2,10m$$

Per essere sicuri che questo valore è adatto alla nostra elica dobbiamo verificare che la velocità che abbiamo considerato nei calcoli è compatibile con l'equilibrio tra la spinta disponibile e la resistenza aerodinamica.

Innanzitutto ci ricaviamo il valore di C_L una volta noti ρ e V . Infatti risulta

$$C_L^* = \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot V^{*2}} = \frac{2 \cdot 4168 \cdot 9.8}{0,51 \cdot 27 \cdot 126,5^2} = 0,38$$

Si è utilizzato un peso minore di quello al decollo in virtù del consumo di carburante una volta in crociera.

dalla polare del velivolo possiamo quindi ricavarci il valore del relativo C_D ,

$$C_D^* = 0,029$$

Dalle formule di Renard possiamo calcolarci il coefficiente di spinta essendo

$$C_{Te} = C_D^* \frac{S \cdot \gamma^2}{2 \cdot D^2} = 0,081$$

andando semplicemente a sostituire i valori nelle condizioni di crociera (quelli asteriscati) nella formula di Renard troviamo un $C_{Te} < C_T^*$.

Perciò abbiamo bisogno di un valore corretto di V^* che si può ricavare dalla iterazione, in γ , della formula

$$\gamma = \sqrt{\frac{2C_{Te}D^2}{C_D^*S}} = 0,884$$

dove ovviamente andiamo a considerare i valori usati nella formula di Renard.

Chiamiamo γ_{eq}^* questo nuovo valore. Si ha

$$\gamma_{eq}^* = 1,31$$

Con questo nuovo valore andiamo adesso a valutare il nuovo valore di velocità, che chiamiamo

$$V_2^* = \gamma_{eq}^* n^* D^* = 137 \text{ m/s.}$$

Con questo nuovo valore di V potremmo ricalcolare il valore di C_{S2}^* e ripetere tutto il processo da capo. Siccome però anche lasciando questo come valore commetteremmo un errore minore del 2% possiamo ritenere conclusa la ricerca del nostro diametro dell'elica ed assumere

$D = 2,21 \text{ m}$
--

PRESTAZIONI

Polare tecnica velivolo

A questo punto abbiamo tutte le informazioni necessarie (aerodinamiche, geometriche, motoristiche..) per determinare le curve di polare teorica (Potenza vs Velocità). Essendo la nostra un'elica a passo variabile il coeff. di potenza C_P sarà ovviamente una costante data dalla relazione

$$C_P = \frac{P}{\rho \cdot n^3 \cdot D^5}$$

come si può facilmente notare la presenza della densità implica una certa dipendenza dalla quota. Possiamo pensare di effettuare i calcoli a più quote, partendo da s.l.m.

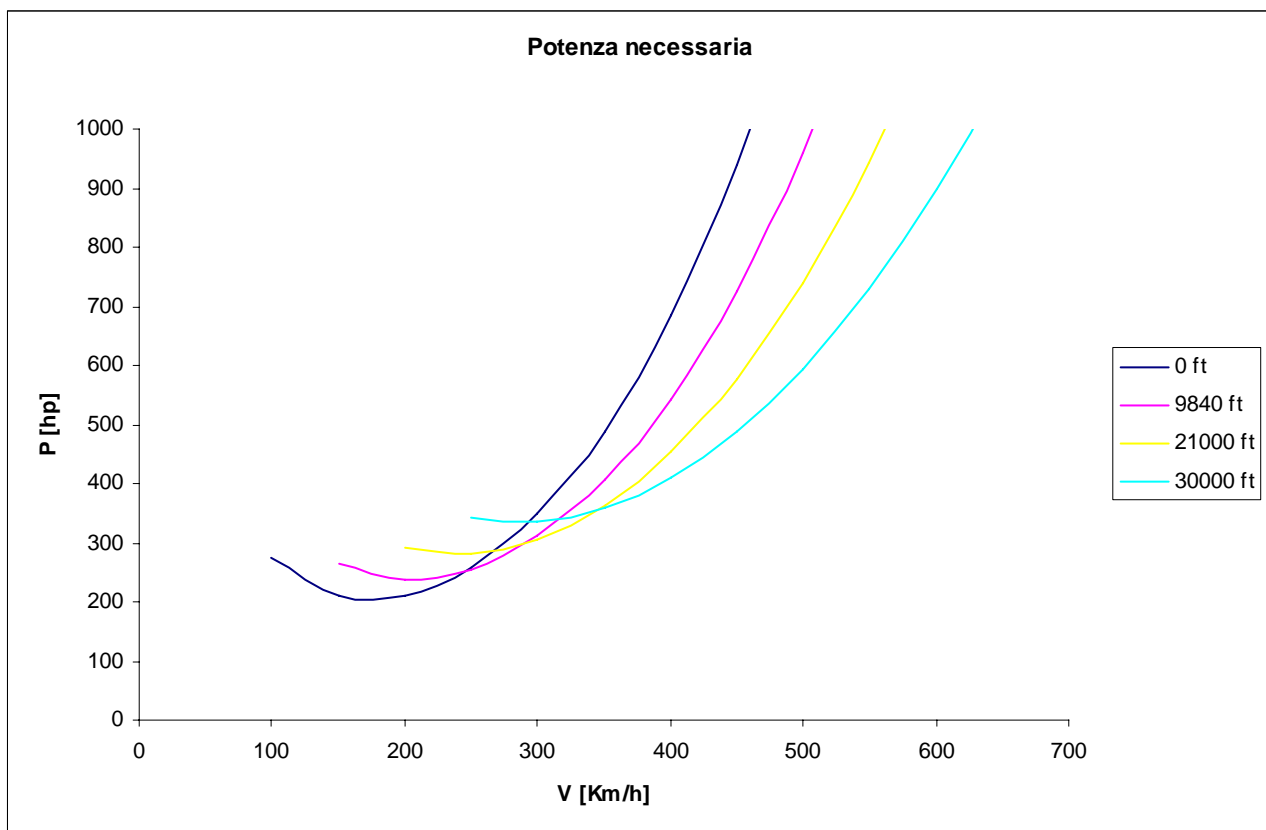
Determinato il C_P si passa al calcolo del rapporto di funzionamento che è invece funzione della velocità. A questo punto noto il C_P e noti i vari C_T relativi alle differenti velocità possiamo trovare il

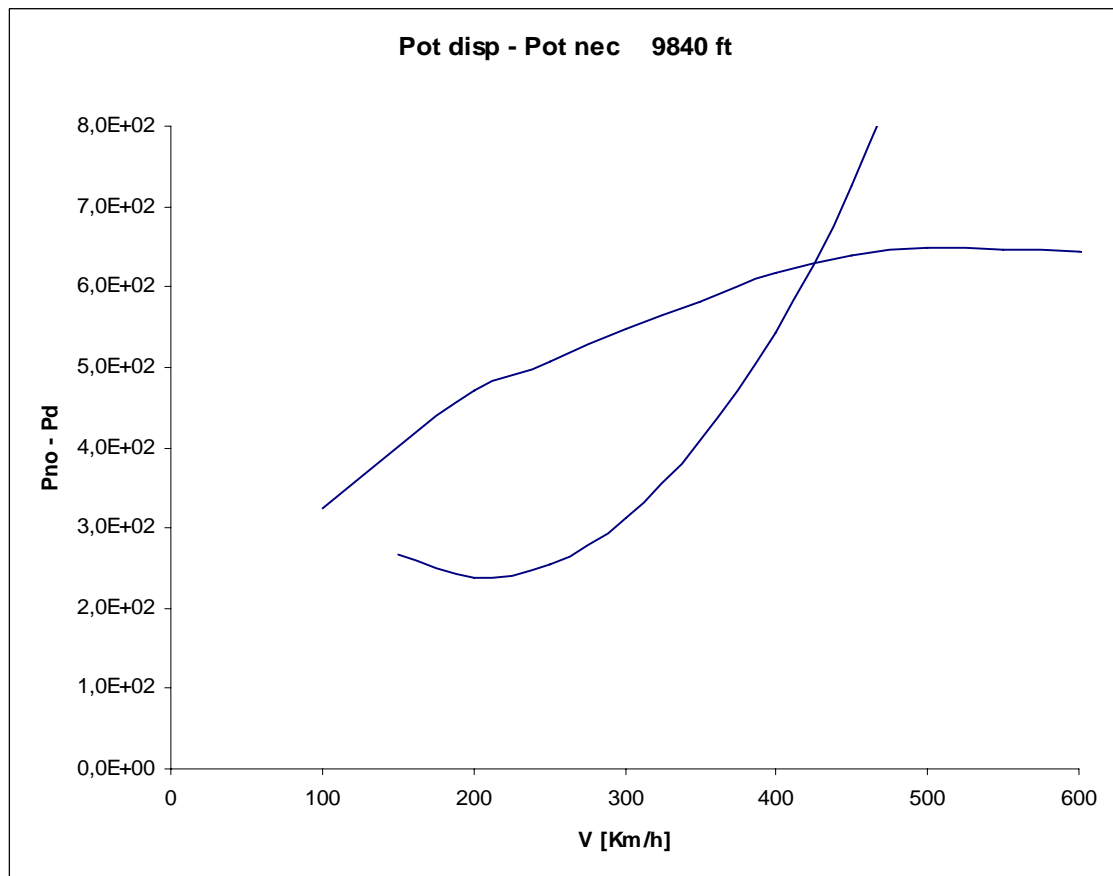
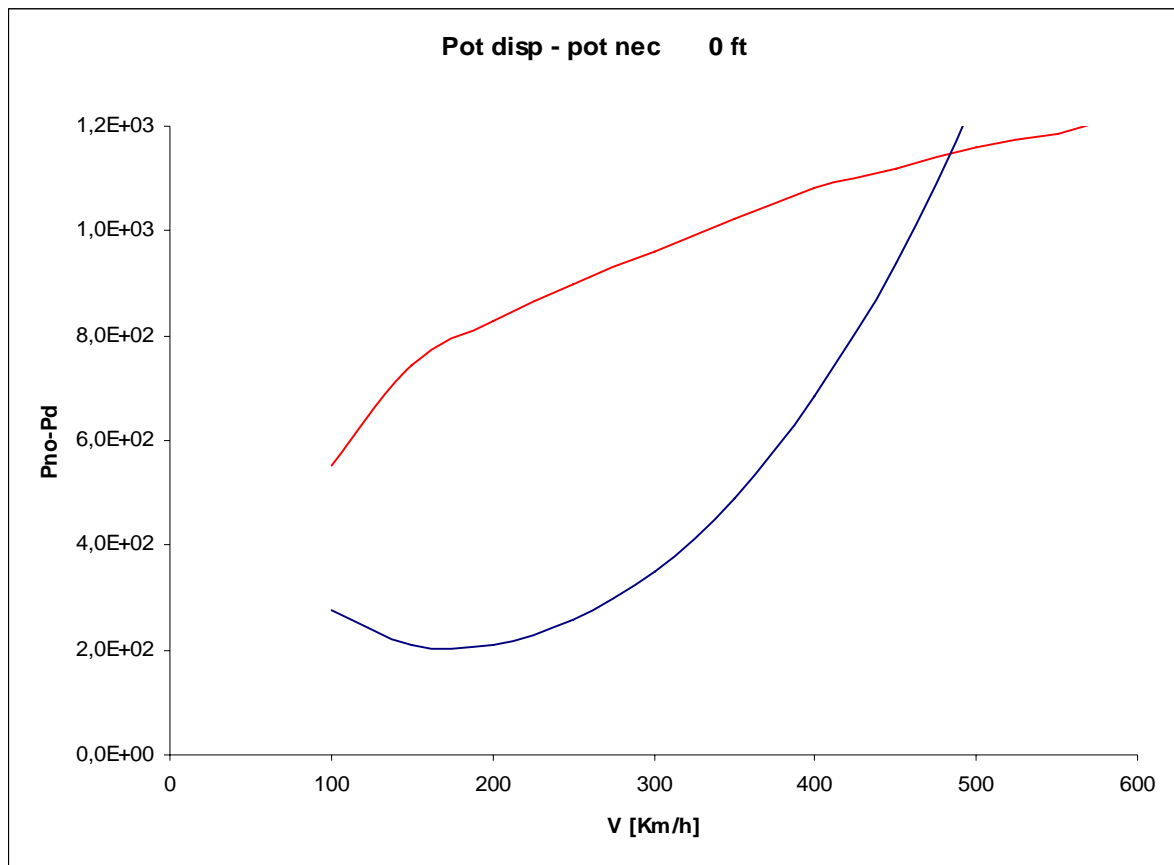
rendimento $\eta = \frac{C_T}{C_P} \gamma$ e la **spinta disponibile** $T = C_T \rho \cdot n^2 \cdot D^4$ ed infine la **potenza disponibile**

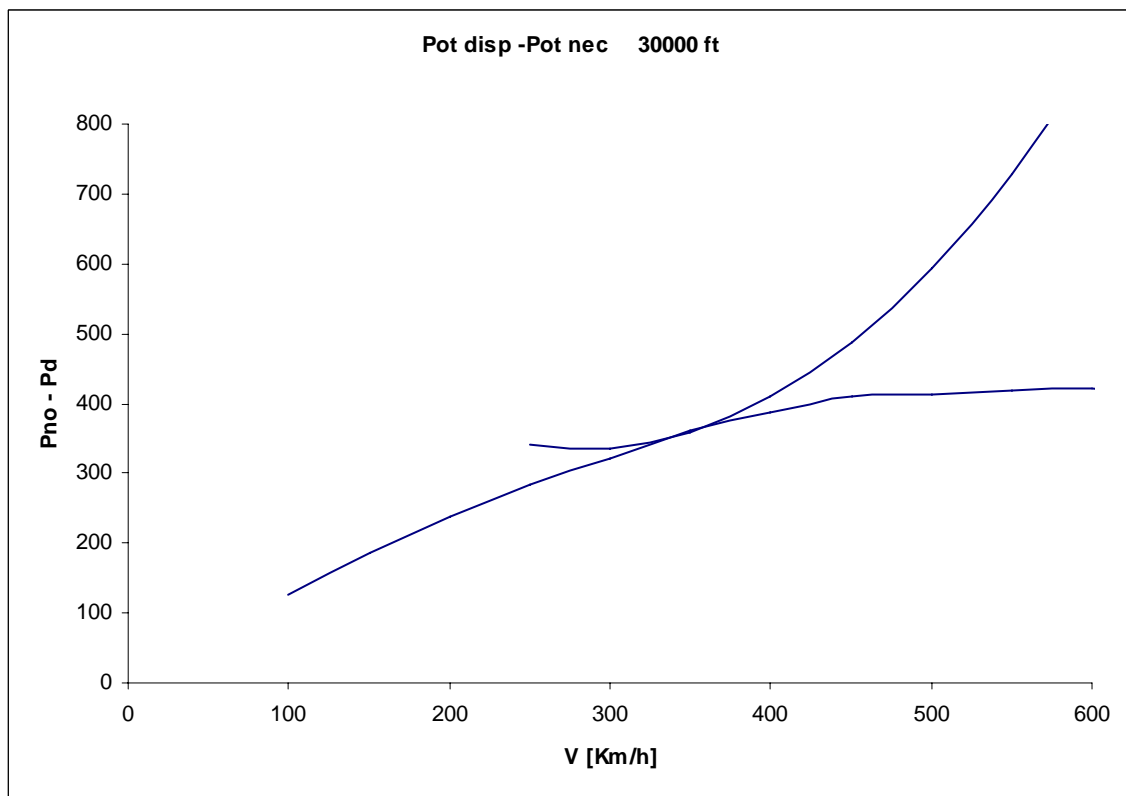
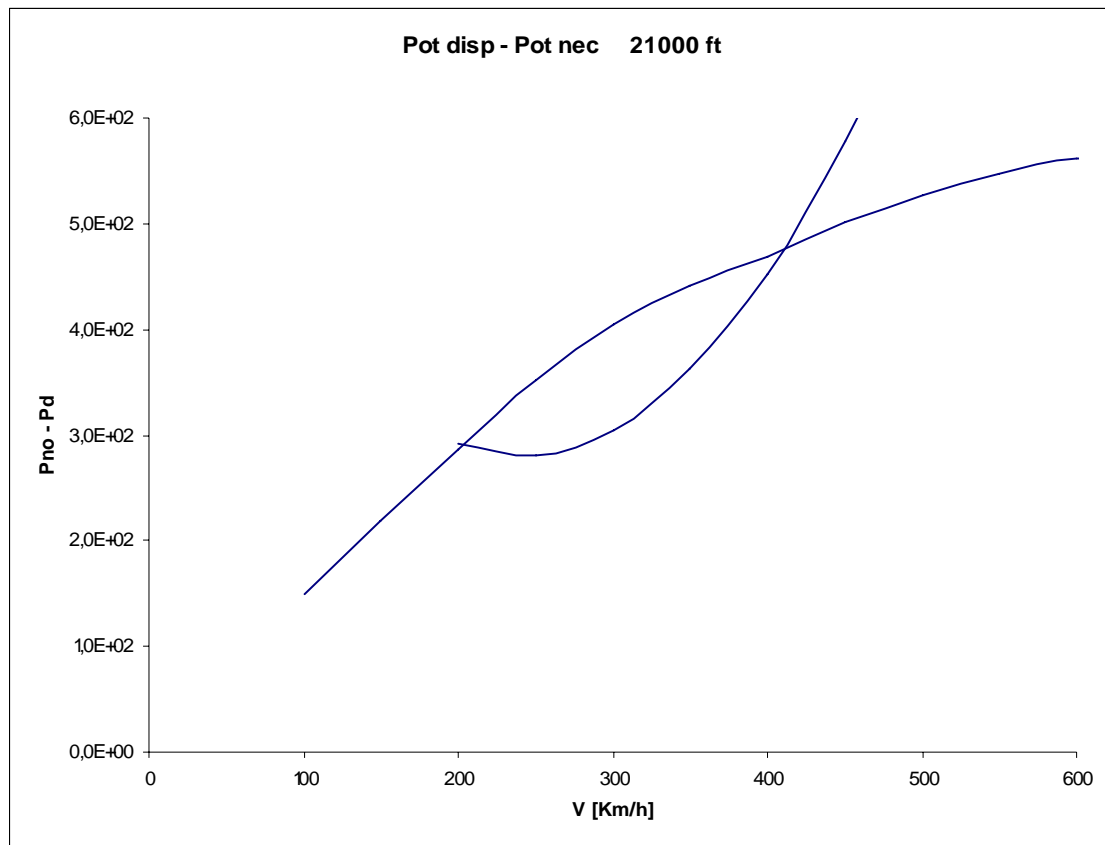
$P_d = TV$ (oppure $P_d = \eta P$).

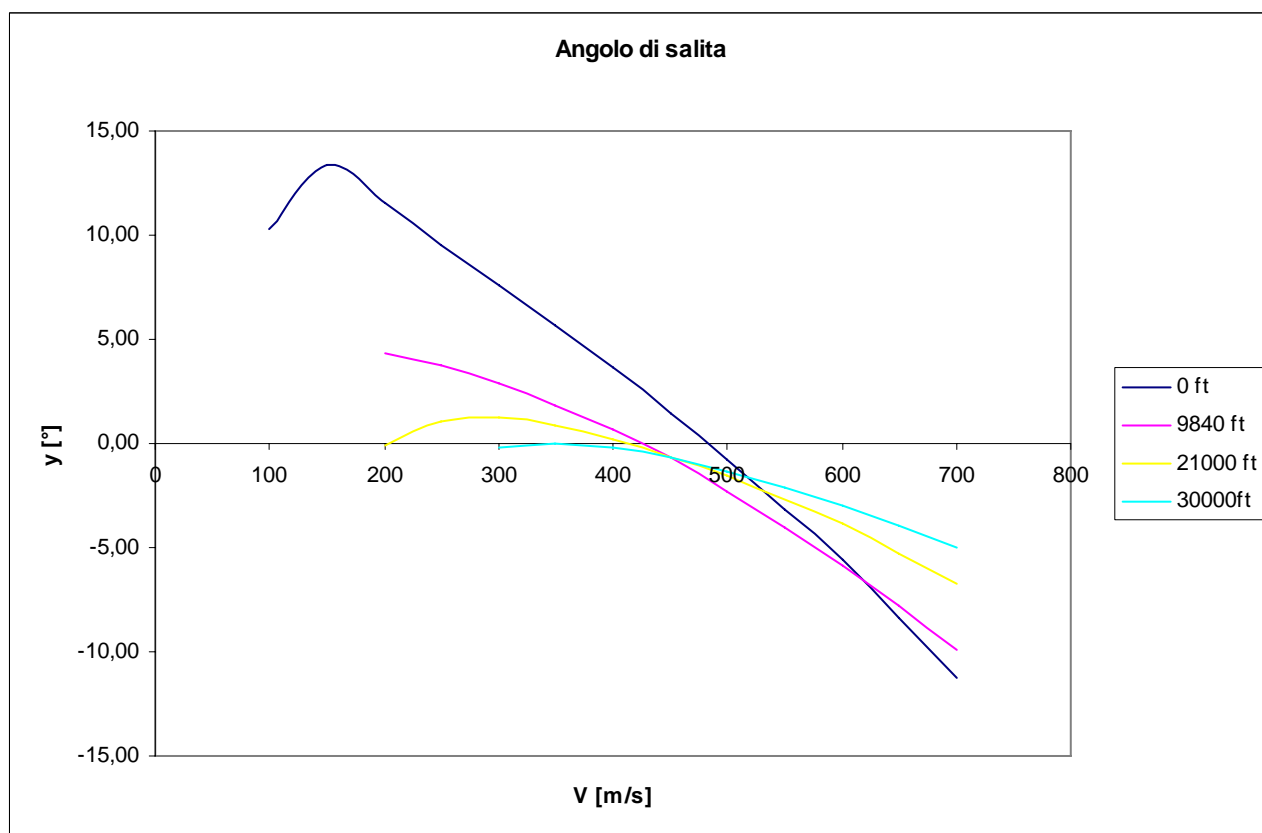
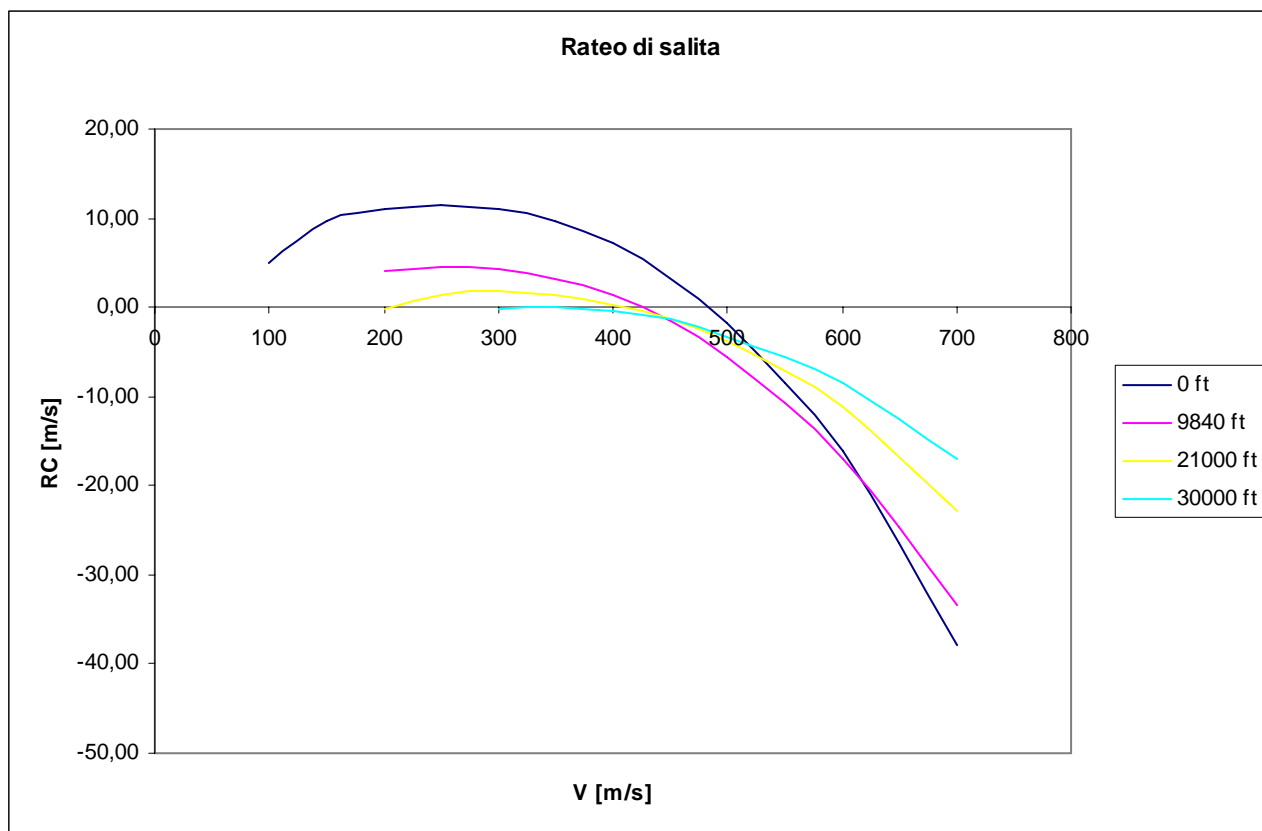
Si riporta in appendice X il foglio di calcolo da cui sono stati ricavato i seguenti grafici.

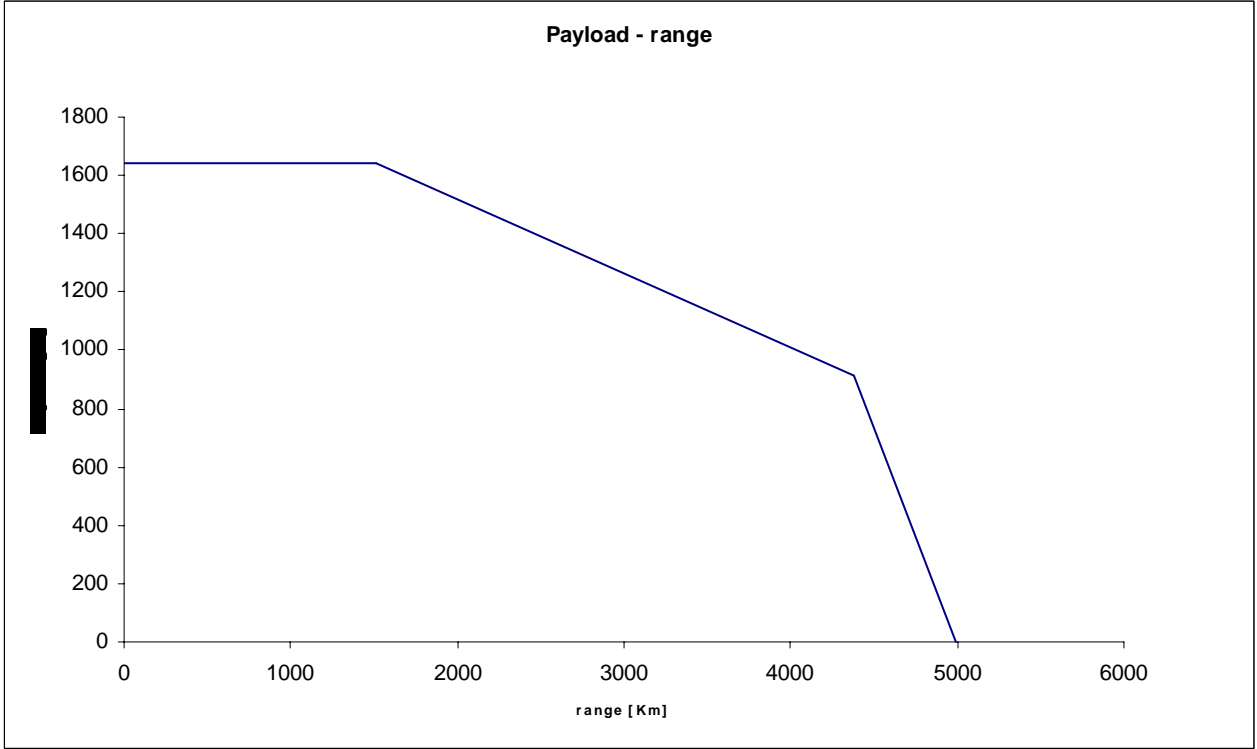
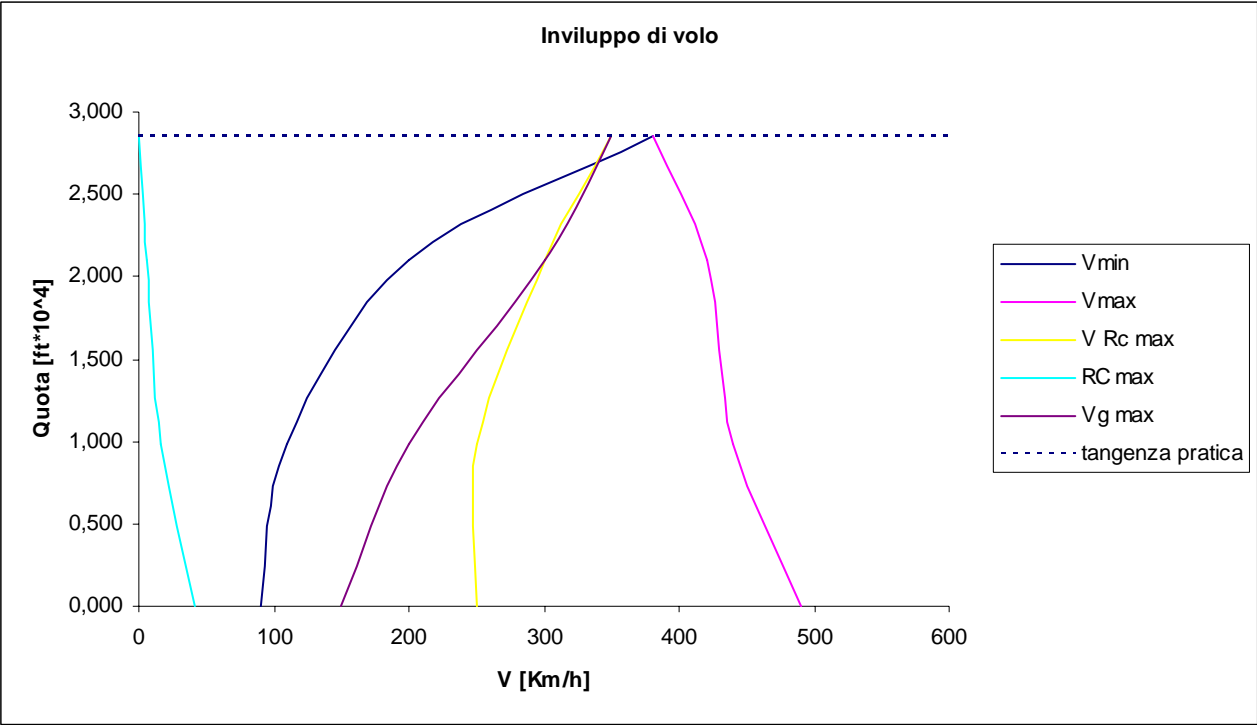
NOTA: i calcoli sono stati effettuati considerando il C_{D0} in corrispondenza del C_{Lmax} .











RIASSUNTO FINALE PRESTAZIONI

Quota :					
	zero	9840	21000	30000	ft
a =	0,33	0,24	0,18	0,12	
b =	5,44E+06	7,40E+06	1,02E+07	1,45E+07	
V Dmin =	63,66	74,27	87,40	104,12	m/s
SPINTA MINIMA					
Tno (N) =	2682	2682	2682	2682	
kg	273	273	273	273	
POTENZA MINIMA					
V Pn min =	48,38	56,44	66,42	79,12	m/s
	174,16	203,19	239,10	284,84	Km/h
Pno min =	150	175	206	245	Kw
	110,18	128,55	151,26	180,20	Hp

Massimo Rateo di salita (**RC**) max al variare della quota :

Quota :	RC max : m/s	γ max : °
	RATEO MAX	ANGOLO DI SALITA MAX
0	11,51	13,35
9840 ft	4,52	4,32
21000 ft	1,78	1,22
30000 ft	0,06	0,03

tempo necessario per salire a 9840 ft :	secondi	minuti
	308,0	5,1
tempo necessario per salire in quota di (crociera) :	secondi	minuti
	924,4	15,4
tempo per salire alla quota di tangenza pratica :	secondi	minuti
	2100,488	35,00813
tempo necessario per salire a 30000 ft :	secondi	minuti
	3113,2	51,9

INVILUPPO DI VOLO

Vmin	Vmax	V RC max	RC max	V g max	g max :	tempo	Quota
Km/h	Km/h	Km/h	Km/h	Km/h	gradi	salita	
						minuti	
90	490	250	41,4	150	13,35	0,00	0,000
110	440	250	16,26657	200	4,32	5,1	0,984
200	420	300	6,394915	300	1,22	15,41	2,100
380	380	350	0,201789	350	0,03	51,9	2,850

MASSIMO VOLUME DI COMBUSTIBILE IMBARCABILE

$$W_f = 2597 \text{ lb} = 1169 \text{ Kg}$$

Il volume necessario di combustibile trovato dalla stima dei pesi è di **1871 lb** che è ben al di sotto di quello massimo possibile che si può imbarcare nell' ala . Quindi viene scartata la possibilità di utilizzare serbatoi supplementari in fusoliera.

AUTONOMIA

1° configurazione di carico :

Carico pagante massimo : 1640 lb
Carico di combustibile : 1871 lb
Range minimo : 1514 Km

2° configurazione di carico :

Carico pagante minimo : 914 lb
Carico di combustibile : 2597 lb
Range massimo : 4381 Km

3° configurazione di carico:

Carico pagante nullo : 0 lb
Carico di combustibile massimo: 2597 lb
Range massimo : 4991 Km