

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI NAPOLI FEDERICO II
CORSO DI LAUREA SPECIALISTICA IN INGEGNERIA
AEROSPAZIALE E ASTRONAUTICA

esercitazioni del corso di Progetto Generale Velivoli
A.A. 2006/07

**PROGETTO DI UN VELIVOLO
BIMOTORE DA 4 POSTI**



Salvatore Amoroso	335/31
Carlo Aquilini	335/37
Angelo De Fenza	335/30
Diego Maria Della Porta	335/18
Paolo Guidone	335/29
Giuseppe Iannone	335/47

Indice

Introduzione	1
1 Dimensionamento preliminare	5
1.1 Stima preliminare dei pesi	5
1.1.1 Carico utile	5
1.1.2 Carburante	6
1.1.3 Peso a vuoto e peso massimo al decollo	9
1.2 Vincoli di progetto. Scelta del punto di progetto	12
1.2.1 Dimensionamento in base alla velocità di stallo	12
1.2.2 Dimensionamento in base alla distanza di decollo	13
1.2.3 Dimensionamento in base alla distanza di atterraggio	15
1.2.4 Dimensionamento in base alle prestazioni di salita	16
1.2.5 Dimensionamento in base alla velocità di crociera	20
1.2.6 Scelta del punto di progetto	23
2 Progetto dell'ala	27
2.1 Scelta dei parametri caratteristici	27
2.1.1 Configurazione generale	27
2.1.2 Parametri geometrici ed aerodinamici	28
2.2 Calcolo delle prestazioni aerodinamiche dell'ala isolata	30
2.3 Dimensionamento dei flap	36
2.4 Realizzazioni CAD dell'ala	41
3 Progetto della fusoliera	43

3.1	Dimensionamento interno	43
3.2	Dimensionamento esterno	44
4	Calcolo delle posizioni del baricentro	47
4.1	Stima più accurata del peso a vuoto	47
4.1.1	Metodo di classe I	48
4.1.2	Metodo di classe II	49
4.2	Calcolo delle posizioni del baricentro	52
5	Progetto dei piani di coda	57
5.1	Dimensionamento preliminare dei piani di coda	57
5.1.1	Piano di coda orizzontale	58
5.1.2	Piano di coda verticale	61
5.2	Dimensionamento del piano di coda orizzontale	64
5.2.1	Piano del tipo <i>stabilizzatore</i>	65
5.2.2	Piano del tipo <i>stabilizzatore - equilibratore</i>	72
5.3	Progetto del tab	75
5.3.1	Scelta dei parametri geometrici	75
5.3.2	Valutazione degli sforzi di barra	76
5.3.3	Determinazione del δ_0 in volo trimmato	78
5.4	Stabilità direzionale	78
5.4.1	Piantata di un motore	79
5.4.2	Verifica di stabilità direzionale	81
5.4.3	Calcolo del C_{n_β} a comandi liberi	83
5.4.4	Verifica a raffica laterale	83
5.4.5	Verifica degli sforzi di pedaliera	84
5.5	Verifica dell'effetto diedro	84
6	Calcolo delle curve polari	87
6.1	Polari in configurazione pulita	87
6.2	Polari con flap e carrelli estesi	91
6.3	Determinazione del C_{D0} e del fattore di Oswald	93

7	Calcolo delle prestazioni	95
7.1	Dimensionamento dell'elica	95
7.1.1	Determinazione del diametro del disco	96
7.1.2	Calcolo delle prestazioni dell'elica; dimensionamento del passo	99
7.1.3	Prestazioni dell'elica a giri costanti	105
7.2	Autonomie di distanza e durata	108
7.3	Corse di decollo ed atterraggio	110
7.4	Polari tecniche ed inviluppo di volo	112
	Bibliografia	116

Introduzione

L'obiettivo della presente esercitazione consiste nel dimensionare un velivolo da 4 posti, categoria *FAR/JAR 23*, seguendo le richieste della seguente specifica:

<i>Tipo velivolo</i>	Bimotore ad elica bipala a passo variabile
<i>Carico pagante</i>	4 passeggeri pilota incluso
<i>Normativa</i>	FAR 23
<i>Autonomia di percorso</i>	540 nm a 7000 ft, 75% di potenza
<i>Autonomia di durata (attesa)</i>	30'
<i>Velocità di crociera</i>	272 Km/h a 7000 ft, 75% di potenza
<i>Quota di tangenza teorica</i>	16000 ft
<i>Corsa al suolo al decollo, S/L</i>	920 ft
<i>Superamento ostacolo al decollo, S/L</i>	1476 ft
<i>Corsa al suolo all'atterraggio, S/L</i>	886 ft
<i>Superamento ostacolo all'atterraggio, S/L</i>	1608 ft
<i>Riserva di carburante</i>	5% del carburante totale di missione
<i>Rateo di salita massimo</i>	1360 ft/min

considerare $E = 14$, $C_p = 0.50[lbhp^{-1}h^{-1}]$, $\eta_p = 0.80$

La peculiarità di questo velivolo è la scelta dell'utilizzo di due motori, a differenza degli altri velivoli della stessa categoria (come Piper PA-28 Arrow, Cessna 172R Skyhawk, ed altri), che di solito sono propulsi da un solo motore ad elica.

La scelta dei due motori è stata riscontrata solo nei seguenti velivoli, [1]:

AEROPRAKT 28 (Ukr) prodotto per essere costruito dall'acquirente (*kit-built*), attualmente in produzione, figura 1; dotato di due motori *Rotax 912 UL*, da 80 *hp* nella versione per il mercato ucraino e da 99.8 *hp* in quella per il mercato americano.

DIAMOND DA-42 TWIN STAR (Aut-Can) certificato per la prima volta ed entrato in produzione nel 2005 (figura 2), realizzato in gran parte in composito, dotato di due motori Diesel da 1.7 *l*, per una potenza complessiva da 270 *hp*

EM-11 Orka (Pol) con soluzione ad elica spingente, progettato per essere multi-ruolo (turismo, scuola, ma anche sorveglianza), figura 3

TECNAM P2006T (Ita) Presentato all'*AERO Friedrichshafen 2007*, 19-22/4/2007, non ancora in produzione (figura 4)



Figura 1: Aeroprakt 28

Tale scelta è possibile grazie alla presenza sul mercato di motori come il *Rotax 912 UL*, leggeri e di piccolo ingombro frontale, usati negli ultimi anni nella categoria degli ultraleggeri, e che rendono competitiva, in termini di peso e resistenza, la configurazione bimotore rispetto a quella monomotore.



Figura 2: Diamond DA-42 Twin Star



Figura 3: EM-11 Orka



Figura 4: Tecnam P2006, alla sua presentazione all'*AERO Friedrichshafen 2007*

Capitolo 1

Dimensionamento preliminare

1.1 Stima preliminare dei pesi

Il primo passo nel progetto del velivolo assegnato è stata la stima preliminare del peso totale del velivolo, e delle principali frazioni dello stesso, ovvero:

1. W_E peso massimo a vuoto;
2. W_{PL} peso del carico pagante;
3. W_F peso del carburante.

dato che il velivolo oggetto della presente esercitazione appartiene alle categorie di velivoli più leggeri, si è ritenuto di poter trascurare l'aliquota di peso relativa al lubrificante, e di non tener conto del peso dell'equipaggio, ma di incorporare il peso del pilota all'interno del peso del carico pagante.

1.1.1 Carico utile

Per la stima della frazione di peso realativa al carico utile, si è ritenuto di contare, per ciascun occupante del velivolo, un peso di $205lbs = 93Kg$, equivalente ad un peso medio di una persona ($77Kg$) con bagaglio ($16Kg$). Dunque si ottiene

$$W_{pl} = 4 \cdot 205 = 820lbs = 371Kg$$

1.1.2 Carburante

In funzione del profilo di missione (figura 1.1), si è determinato con il *Fuel fraction method* la percentuale di carburante, relativa al peso totale al decollo, consumata durante la missione stessa

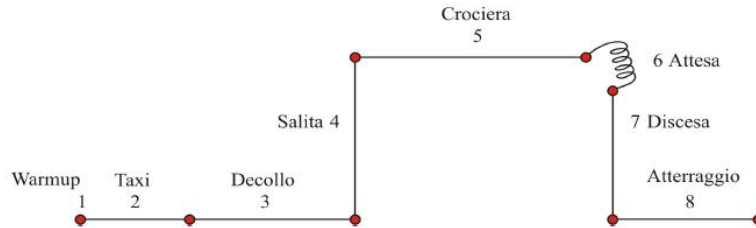


Figura 1.1: Profilo di missione per il velivolo bimotore da quattro posti

Per le varie fasi si è ottenuto:

1. Accensione (valore statistico)

$$\frac{W_1}{W_{TO}} = 0.995$$

2. Taxi (valore statistico)

$$\frac{W_2}{W_1} = 0.997$$

3. Decollo (valore statistico)

$$\frac{W_3}{W_2} = 0.998$$

4. Salita (valore statistico)

$$\frac{W_4}{W_3} = 0.992$$

5. Crociera (calcolo mostrato sotto)

$$\frac{W_5}{W_4} = 0.929$$

6. Attesa (calcolo mostrato sotto)

$$\frac{W_6}{W_5} = 0.992$$

7. Discesa (valore statistico)

$$\frac{W_7}{W_6} = 0.993$$

8. Atterraggio e parcheggio (valore statistico)

$$\frac{W_8}{W_7} = 0.993$$

I valori considerati su base statistica sono stati presi dalla tabella di figura 1.2, considerando i valori relativi ai monomotori, essendo la categoria di peso più adatta a quella del presente velivolo.

	Engine Start, Warm-up	Taxi	Take-off	Climb	Descent	Landing Taxi, Shutdown
Mission Phase No. (See Fig.2.1)	1	2	3	4	7	8
Airplane Type:						
1. Homebuilt	0.998	0.998	0.998	0.995	0.995	0.995
2. Single Engine	0.995	0.997	0.998	0.992	0.993	0.993
3. Twin Engine	0.992	0.996	0.996	0.990	0.992	0.992
4. Agricultural	0.996	0.995	0.996	0.998	0.999	0.998
5. Business Jets	0.990	0.995	0.995	0.980	0.990	0.992
6. Regional TBP's	0.990	0.995	0.995	0.985	0.985	0.995
7. Transport Jets	0.990	0.990	0.995	0.980	0.990	0.992
8. Military	0.990	0.990	0.990	0.980	0.990	0.995
Trainers						
9. Fighters	0.990	0.990	0.990	0.96-0.90	0.990	0.995
10. Mil. Patrol,	0.990	0.990	0.995	0.980	0.990	0.992
Bomb, Transport						
11. Flying Boats,	0.992	0.990	0.996	0.985	0.990	0.990
Amphibious,						
Float Airplanes						
12. Supersonic	0.990	0.995	0.995	0.92-0.87	0.985	0.992
Cruise						

Figura 1.2: Frazioni di peso relative al consumo di carburante nelle diverse fasi di missione, per categorie di velivoli; [14], part I

Alla stima, invece, delle frazioni di peso relative a crociera ed attesa, si è risalito dalle *Formule di Breguet*. Per la fase di crociera, infatti, imponendo da specifica i valori di autonomia di distanza, rendimento propulsivo, consumo specifico ed efficienza aerodinamica:

$$- R = 540nm = 622sm$$

- $\eta_p = 0.800$
- $C_p = 0.500$
- $L/D = 14.0$

dalla formula di Breguet per l'autonomia di distanza per velivolo propulso ad elica

$$R = 375 \frac{\eta_P}{C_P} \frac{L}{D} \log \left(\frac{W_4}{W_5} \right) \quad (1.1)$$

ricaviamo

$$\log \left(\frac{W_4}{W_5} \right) = \frac{R}{375} \frac{1}{L/D} \frac{C_P}{\eta_P} = \frac{622}{375} \frac{1}{14.0} \frac{0.500}{0.800} = 0.0740$$

da cui

$$\frac{W_5}{W_4} = e^{-0.0740} = 0.929$$

Per la fase di attesa (*loitering*), invece, si è adoperata la formula di Breguet per l'autonomia di durata, per velivoli ad elica:

$$E = 375 \frac{1}{v} \frac{\eta_P}{C_P} \frac{L}{D} \log \left(\frac{W_4}{W_5} \right) \quad (1.2)$$

dove, da specifica, si è ricavato $E = 30' = 0.500 h$; la velocità di cui tener conto nella fase di attesa è prossima a quella del punto P della polare, a differenza di quella di crociera che è prossima a quella del punto E , in prima approssimazione. Noto che

$$C_{L_P} = \sqrt{3\pi AR C_{D0}} = \sqrt{3} \cdot C_{L_E}$$

si è dunque posto

$$v_P = v_E \sqrt{\frac{C_{L_E}}{C_{L_P}}} = \frac{1}{\sqrt[4]{3}} v_E$$

ed essendo da specifica $v_{cr} = 272 Km/h = 169 mph$, ponendo $v_E \simeq v_{cr}$; $v_P \simeq v_l$, si è ricavato

$$v_l = 0.760 v_{cr} = 128 mph$$

per cui, dalla 1.1.2

$$\log\left(\frac{W_5}{W_6}\right) = \frac{1}{v_l} \frac{E}{375} \frac{1}{L/D} \frac{C_P}{\eta_P} = \frac{1}{128} \frac{0.500}{375} \frac{1}{14.0} \frac{0.500}{0.800} = 0.00764$$

e dunque

$$\frac{W_6}{W_5} = e^{-0.00764} = 0.992$$

Avendo dunque determinato tutte le frazioni di peso per le fasi di missione, si ricava la frazione totale rispetto al peso massimo al decollo da:

$$M_{ff} = \frac{W_8}{W_{TO}} = \frac{W_1}{W_{TO}} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_6}{W_5} \frac{W_7}{W_6} \frac{W_8}{W_7} = 0.892$$

a cui aggiungere, secondo specifica, un'aliquota pari al 5% del peso totale di carburante consumato, per riserva; il peso totale di carburante, dunque, sarà dato, in funzione del peso massimo al decollo, da

$$W_F = W_{F,used} + W_{F,res} = W_{F,used} + M_{res} \cdot W_{F,used} = (1 - M_{ff})(1 + M_{res})W_{TO} \rightarrow \\ \rightarrow \mathbf{W_F = 0.113W_{TO}}$$

1.1.3 Peso a vuoto e peso massimo al decollo

Per determinare a questo punto il peso a vuoto ed il peso massimo al decollo si fa ricorso a due equazioni; la prima proviene dalla relazione, su base statistica

$$\log_{10}(W_{TO}) = A + B \log_{10}(W_E) \quad (1.3)$$

dove i coefficienti A e B sono tabellati per categoria di velivolo (figura 1.3); quelli per monomotori risultano

$$- A = -0.1140$$

$$- B = 1.1162$$

La seconda, invece, è ricavata dalla scomposizione del peso massimo al decollo nelle varie parti:

$$W_{TO} = W_E + W_{PL} + W_F = W_E + W_{PL} + (1 - M_{ff})(1 + M_{res})W_{TO}$$

Table 2.15 Regression Line Constants A and B of Equation (2.16)

Airplane Type	A	B	Airplane Type	A	B
1. Homebuilts			8. Military Trainers		
Pers. fun and transportation	0.3411	0.9319	Jets	0.6632	0.8640
Scaled Fighters	0.5542	0.8654	Turboprops	-1.4041	1.4660
Composites	0.8222	0.8050	Turboprops without No.2	0.1677	0.9978
2. Single Engine Propeller Driven	-0.1440	1.1162	Piston/Props	0.5627	0.8761
3. Twin Engine Propeller Driven	0.0966	1.0298	9. Fighters		
Composites	0.1130	1.0403	Jets(+ ext.load)	0.5091	0.9505
4. Agricultural	-0.4398	1.1946	Jets(clean)	0.1362	1.0116
5. Business Jets	0.2678	0.9979	Turboprops(+ ext.load)	0.2705	0.9830
6. Regional TBP	0.3774	0.9647	10. Mil. Patrol, Bomb and Transport		
7. Transport Jets	0.0833	1.0383	Jets	-0.2009	1.1037
			Turboprops	-0.4179	1.1446
			11. Flying Boats, Amphibious and Float Airplanes	0.1703	1.0083
			12. Supersonic Cruise	0.4221	0.9876

Figura 1.3: Coefficienti delle linee di regressione dei diagrammi $W_E - W_{TO}$ per categoria di velivolo; [14], part I

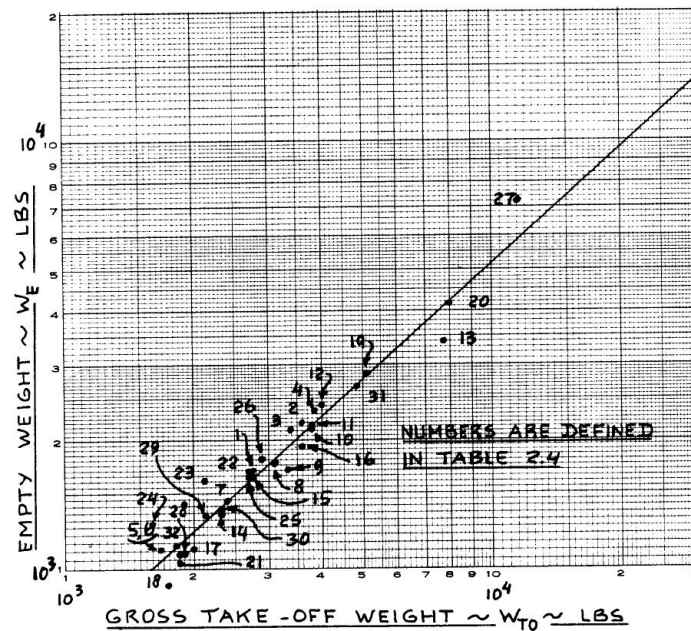


Figura 1.4: Diagramma $W_E - W_{TO}$ e linea di regressione per velivoli monomotori ad elica; [14], part I

da cui

$$W_E = CW_{TO} - D \quad (1.4)$$

dove

$$- C = 1 - (1 - M_{ff})(1 + M_{res}) = 0.887$$

$$- D = W_{pl} = 820$$

Risolvendo il sistema di equazioni composto dalla 1.3 e dalla 1.4, si ottiene

$$W_E = 1629\text{lbs} = 738\text{Kg}$$

$$W_{TO} = 2761\text{lbs} = 1250\text{Kg}$$

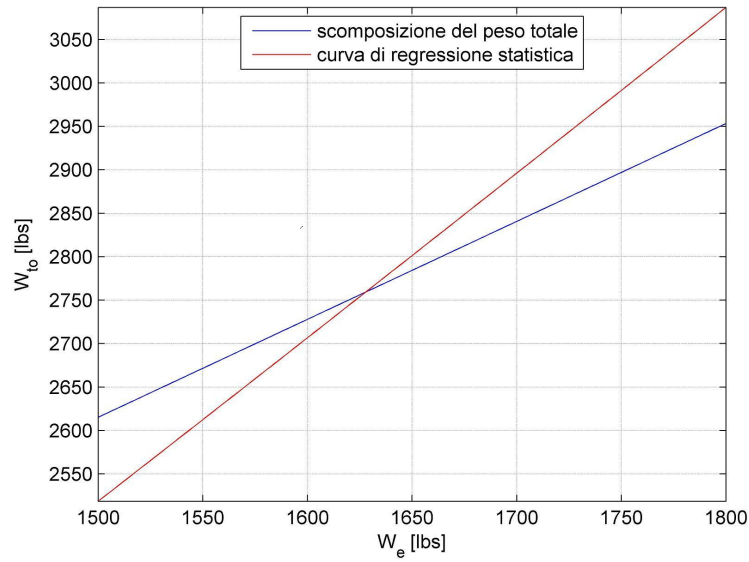


Figura 1.5: Andamento del peso al decollo in funzione del peso a vuoto secondo le equazioni 1.3 e 1.4

Si riassumono dunque tutti i pesi nella seguente tabella

	lbs	Kg
W_{PL}	820	371
W_F	312	141
W_E	1629	738
W_{TO}	2761	1250

1.2 Vincoli di progetto. Scelta del punto di progetto

Dopo la determinazione dei pesi si è proceduto a determinare il punto di progetto, il quale deve essere tale da assicurare i requisiti della specifica:

- la superficie alare S
- la potenza al decollo P_{TO}
- i coefficienti di portanza massimi in configurazione pulita $C_{L,max}$, al decollo $C_{LMAX,TO}$ e all'atterraggio $C_{LMAX,L}$
- l'allungamento alare $AR = b^2/S$ dove b è l'apertura alare.

Tutti questi parametri si ricavano dopo la scelta del punto di progetto nel piano $(W/P)_{to}$ e $(W/S)_{to}$, espressi rispettivamente in $[lb/hp]$ e $[psf]$.

1.2.1 Dimensionamento in base alla velocità di stallo

La velocità di stallo è definita da:

$$v_s = \sqrt{\frac{2}{\rho} \frac{W}{S} \frac{1}{C_{L,max}}}$$

Per velivoli bimotori leggeri, ($W < 12500lbs = 5662Kg$), la norma FAR 23.49 prescrive una velocità di stallo non superiore a $61.0kts = 113Km/h$, tranne nel caso in cui sia in grado di verificare determinate prestazioni di salita con motore critico inoperativo, dettate dalla FAR 23.67(a)(1). Si vogliono però imporre i seguenti valori per la velocità di stallo, con flap retratti ed estesi:

$$v_s = 56.0kts = 94.5ft/s \quad v_{s1} = 54.0kts = 91.2ft/s$$

Scelto il valore del $C_{L,max}$, si ottengono le seguenti limitazioni:

$$\left. \frac{W}{S} \right|_{to} \leq \frac{1}{2} \rho v_s^2 C_{L,max} \quad \left. \frac{W}{S} \right|_{to} \leq \frac{1}{2} \rho v_{s1}^2 C_{L,max} \quad (1.5)$$

che sono rappresentate, sul piano carico alare - carico di potenza, da rette parallele alle ordinate. Delle due condizioni, è certamente più stringente la seconda, rappresentata, per $C_{L,max} = 1.6$, $C_{L,max} = 1.8$, $C_{L,max} = 2.0$, nella figura 1.6

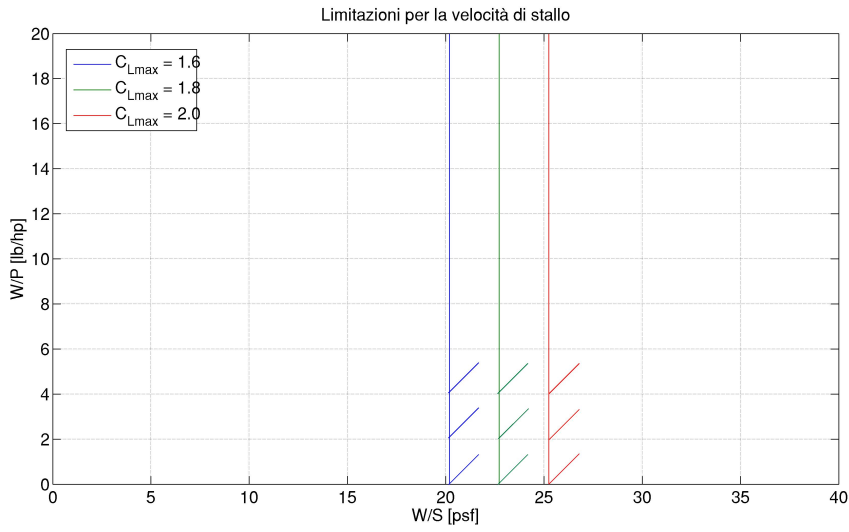


Figura 1.6: Limitazioni dovute alla velocità di stallo

1.2.2 Dimensionamento in base alla distanza di decollo

In base alla procedura reperita in [14], part I, dovuta a [9], si determina la curva sul piano $W/S - W/P$ calcolando, in funzione della distanza di decollo, il *Take Off Parameter*, che per velivoli rispondenti alle normative FAR 23 è definito come:

$$TOP_{23} = \frac{\left. \frac{W}{S} \right|_{to} \left. \frac{W}{P} \right|_{to}}{\sigma C_{L,max,TO}} \quad (1.6)$$

ed è legato alla corsa al suolo in decollo (figura 1.7) da:

$$s_{toG} = 4.9 \cdot TOP_{23} + 0.009 \cdot TOP_{23}^2 \quad (1.7)$$

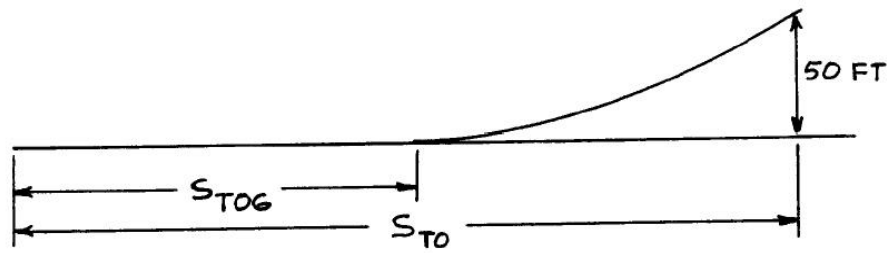


Figura 1.7: Corsa di decollo; [14], part I

Imponendo il valore di specifica della corsa al suolo in decollo:

$$s_{toG} = 920 ft$$

si è risolta la 1.7, ottenendo un valore di $TOP_{23} = 147.7$; lo si è dunque sostituito nella 1.6, ponendo $\sigma = 1$, e si sono tracciate dunque le limitazioni per $C_{L,max} = 1.6$, $C_{L,max} = 1.8$, $C_{L,max} = 2.0$, mostrate in figura 1.8

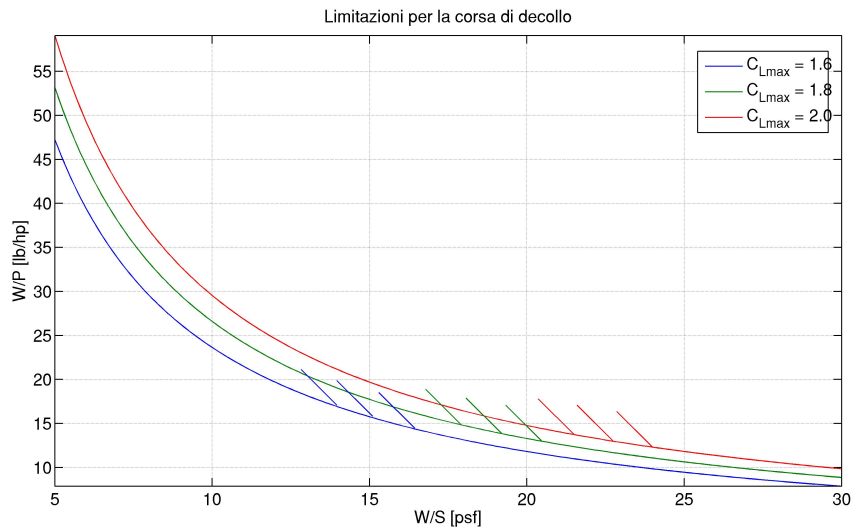


Figura 1.8: Limitazioni dovute alla corsa di decollo

1.2.3 Dimensionamento in base alla distanza di atterraggio

Anche la lunghezza di atterraggio (figura 1.9) può essere legata con la velocità di stallo in tale configurazione, tramite una relazione statistica:

$$s_{l_G} = 0.265 \cdot v_{s1}^2 \quad (1.8)$$

tenendo sempre presente che per la FAR 23.49, deve comunque essere verificato che $v_{s1} \leq 61.0 kts$.

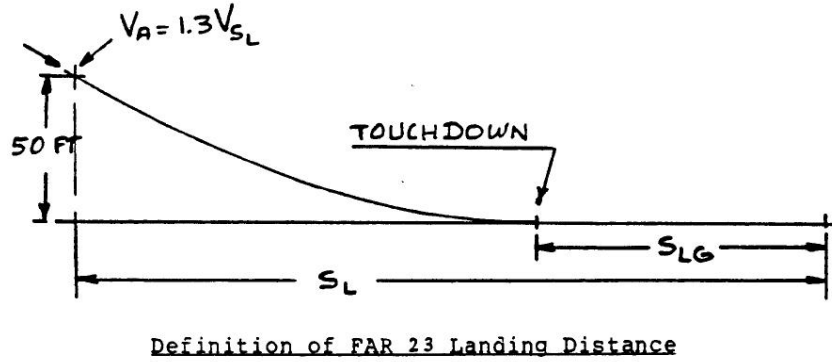


Figura 1.9: Corsa di atterraggio; [14], part I

Noto da specifica che:

$$s_{l_G} = 886 ft$$

e tenendo conto di una riduzione di peso all'atterraggio rispetto a quello al decollo, ponendo

$$W_l = 0.997 \cdot W_{to}$$

si ricavano le curve di limitazione per la distanza di atterraggio ponendo, per $C_{L,max} = 1.6$, $C_{L,max} = 1.8$, $C_{L,max} = 2.0$:

$$\left. \frac{W}{S} \right|_{to} \leq \frac{1}{0.997} \frac{1}{2} \rho v_{s1}^2 C_{L,max} \quad (1.9)$$

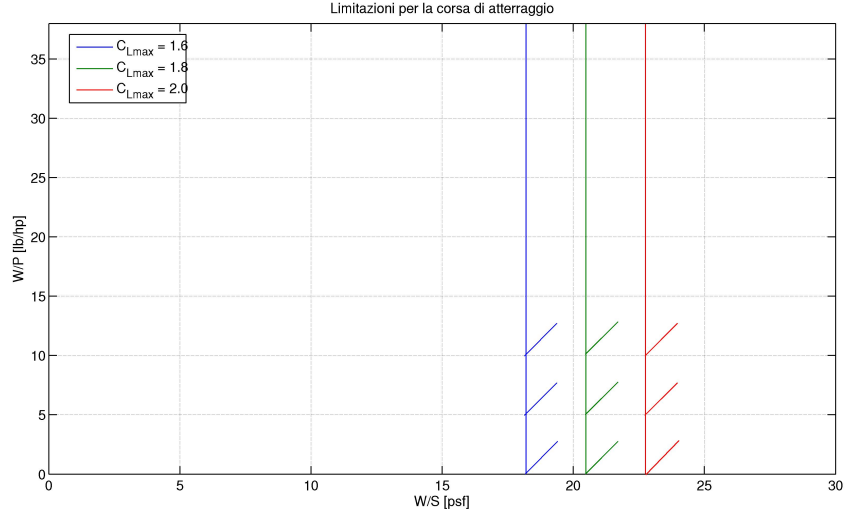


Figura 1.10: Limitazioni dovute alla corsa di atterraggio

1.2.4 Dimensionamento in base alle prestazioni di salita

Polari approssimate

Per determinare le caratteristiche di salita bisogna conoscere le polari del velivolo nelle varie configurazioni di volo. Si farà riferimento alla polare parabolica:

$$C_D = C_{D0} + \frac{1}{\pi A R e} C_L^2$$

che in questa fase deve necessariamente essere approssimata; noto che:

$$C_{D0} = \frac{f}{S}$$

dove f è la *superficie parassita equivalente*, si può sfruttare la relazione statistica che lega f alla superficie bagnata S_{wet} :

$$\log_{10} f = a + b \cdot \log_{10} S_{wet} \quad (1.10)$$

dove i coefficienti a e b sono funzioni del coefficiente di attrito C_f , figura 1.11. Un'altra relazione sussiste tra la superficie bagnata ed il peso W_{TO} :

$$\log_{10} S_{wet} = c + d \cdot \log_{10} W_{TO} \quad (1.11)$$

nella quale c e d sono costanti definite per ogni categoria di velivolo, riportate in figura 1.12

Table 3.4 Correlation Coefficients for Parasite Area
 =====
 Versus Wetted Area (Eqn. (3.21))
 =====

Equivalent Skin Friction Coefficient, c_f	a	b
0.0090	-2.0458	1.0000
0.0080	-2.0969	1.0000
0.0070	-2.1549	1.0000
0.0060	-2.2218	1.0000
0.0050	-2.3010	1.0000
0.0040	-2.3979	1.0000
0.0030	-2.5229	1.0000
0.0020	-2.6990	1.0000

Figura 1.11: Coefficienti per la relazione tra f e S_{wet} , eq. 1.10; [14], part I

Table 3.5 Regression Line Coefficients for Take-off
 =====
 Weight Versus Wetted Area (Eqn. (3.22))
 =====

Airplane Type	c	d
1. Homebuilts	1.2362	0.4319
2. Single Engine Propeller Driven	1.0892	0.5147
3. Twin Engine Propeller Driven	0.8635	0.5632
4. Agricultural	1.0447	0.5326
5. Business Jets	0.2263	0.6977
6. Regional Turboprops	-0.0866	0.8099
7. Transport Jets	0.0199	0.7531
8. Military Trainers*	0.8565	0.5423
9. Fighters*	-0.1289	0.7506
10. Mil. Patrol, Bomb and Transport	0.1628	0.7316
11. Flying Boats, Amph. and Float	0.6295	0.6708
12. Supersonic Cruise Airplanes	-1.1868	0.9609
* For these airplanes, wetted areas were correlated with 'clean', maximum take-off weights. No stores were accounted for.		

Figura 1.12: Coefficienti per la relazione tra S_{wet} e W_{to} , eq. 1.11; [14], part I

Si è dunque adottato il seguente procedimento:

1. dal valore noto di $W_{TO} = 2761 lbs$ si è calcolata $S_{wet} = 725 ft^2$ mediante la 1.11, avendo scelto $C_f = 6.00 \cdot 10^{-3}$ e ricavato a e b dalla tabella di figura 1.11;
2. dal valore appena calcolato di $S_{wet} = 725 ft^2$, mediante la 1.10 si è ottenuto $f = 4.35 ft^2$, avendo ricavato i coefficienti c e d dalla tabella di figura 1.12, scegliendo però quelli relativi ai monomotori ad elica, più simili come categoria di peso;
3. considerati i valori del carico alare $(W/S)_{to}$ per aerei simili a quello in esame, è si fissato quindi un valore medio tra quelli determinati pari a $16.15 psf$ e si è ricavato, in tal modo, il valore di $S = 171 ft^2$;
4. si è così determinato $C_{D0} = 0.0254$;
5. si è infine fissato $AR = 8$, come scelta preliminare

Successivamente si sono ricavati i valori del ΔC_{D0} e del *fattore di Oswald* per le varie configurazioni che il velivolo assumerà:

- Per verificare quanto richiesto dalla norma FAR 23.65, si devono considerare le prestazioni del velivolo con flap al decollo e carrello retratto; da [14] si ricavano le seguenti indicazioni su ΔC_{D0} ed e

$$\Delta C_{D0} = 0.015 \quad e = 0.75$$

e dunque, la seguente espressione per la polare parabolica:

$$C_D = 0.0404 + 0.0531 \cdot C_L^2$$

- Per verificare quanto richiesto dalla norma FAR 23.67, si devono considerare le prestazioni del velivolo con flap e carrello retratti; da [14] si ricavano le seguenti indicazioni su ΔC_{D0} ed e

$$\Delta C_{D0} = 0 \quad e = 0.80$$

e dunque, la seguente espressione per la polare parabolica:

$$C_D = 0.0254 + 0.0497 \cdot C_L^2$$

- Per verificare quanto richiesto dalla norma FAR 23.77, si devono considerare le prestazioni del velivolo con flap all'atterraggio e carrello esteso; da [14] si ricavano le seguenti indicazioni su ΔC_{D0} ed e

$$\Delta C_{D0} = 0.020 + 0.060 = 0.080 \quad e = 0.70$$

e dunque, la seguente espressione per la polare parabolica:

$$C_D = 0.105 + 0.0568C_L^2$$

Le polari ricavate sono mostrate in figura 1.13

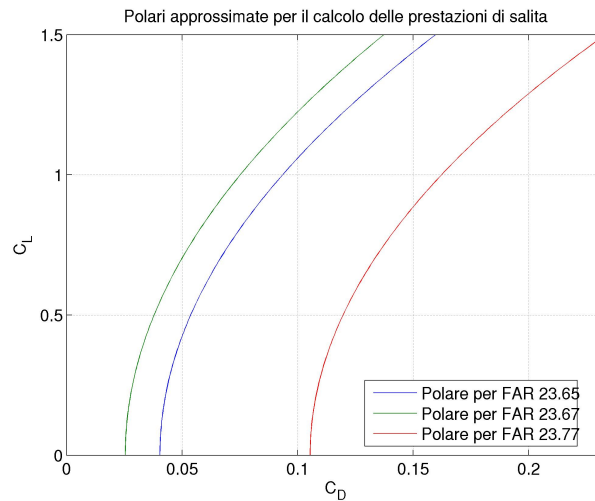


Figura 1.13: Polari approssimate per il calcolo delle prestazioni di salita

Requisiti di salita

Nel regolamento FAR 23, tre diverse norme impongono requisiti per le prestazioni di salita dei velivoli:

FAR 23.65: prescrive un rateo di salita non inferiore a $300 ft/min$, ed un angolo di salita non inferiore a $0.083 rad$, con flap estesi in configurazione di decollo, carrello retraino e massima potenza, con tutti i motori in funzione;

FAR 23.67: prescrive, per plurimotori, il minimo rateo di salita con motore critico inoperativo ad una quota di $5000ft$, flap e carrelli retratti, valido per velivoli di peso superiore a $6000lb$ e, per velivoli di peso inferiore, se aventi velocità di stallo superiore a $61kts$;

FAR 23.77: prescrive un angolo di salita non inferiore a $0.033rad$, con flap e carrelli estesi, configurazione di atterraggio, e tutti i motori in funzione.

Nel nostro caso (peso di $2761lbs$, $v_s = 56.0kts$), la FAR 23.67 non prescrive alcun valore minimo del rateo di salita, ma ne richiede la sola determinazione; pertanto, non ci impone alcun vincolo da diagrammare sul piano $W/S - W/P$. Per le altre norme, si possono mettere in relazione i requisiti imposti al carico alare ed al carico di potenza definendo, per il rateo di salita, il *Rate of Climb Parameter*:

$$RCP = \frac{\eta_p}{W/P} - \frac{(W/S)^{1/2}}{19 (C_L^{3/2}/C_D)\sigma^{1/2}} \quad (1.12)$$

e, per l'angolo di salita, il *Climb Gradient Parameter*

$$CGRP = \frac{18.97 \eta_p \sigma^{1/2}}{(W/P) (W/S)^{1/2}} \quad (1.13)$$

valendo le seguenti relazioni, [14], part I:

$$RC = 33000 \cdot RCP \quad (1.14)$$

$$CGR = CGRP \cdot C_L^{1/2} - \frac{1}{L/D} \quad (1.15)$$

che forniscono, rispettivamente, il rateo di salita in $[ft/min]$ e l'angolo in $[rad]$.

Applicando i requisiti imposti dalla FAR 23.65 e dalla FAR 23.77, si ottengono le curve di limitazione di figura 1.14

1.2.5 Dimensionamento in base alla velocità di crociera

La velocità di crociera può essere messa in relazione all' *Indice di potenza* I_p :

$$I_p = \left[\frac{W/S}{\sigma (W/P)} \right]^{1/3} \quad (1.16)$$

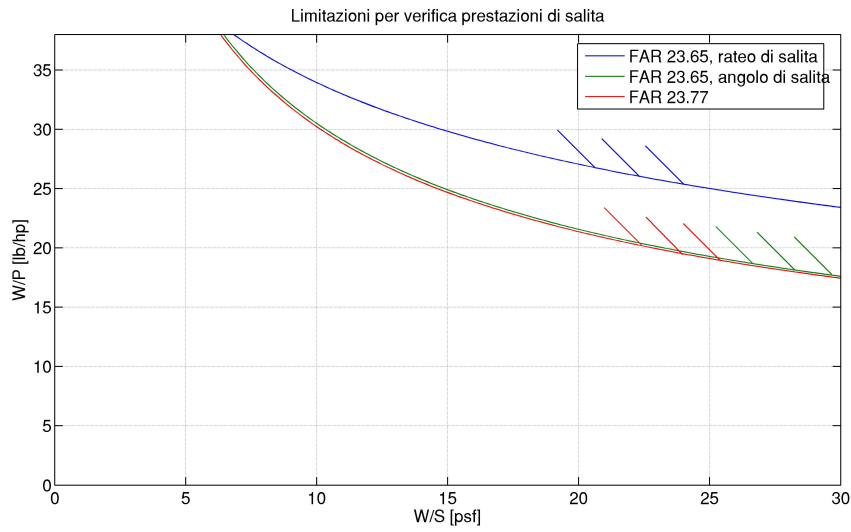


Figura 1.14: Limitazioni dovute alle prestazioni in salita

E' necessario costruire il diagramma $v_{cr} - I_p$ per velivoli simili a quello assegnato, per determinare il valore dell'indice di potenza del nostro velivolo in funzione della velocità e quota di crociera imposte dalla specifica. Il risultato è mostrato sia in tabella sia in figura 1.15.

Velivolo	v_{cr} [kn]	z_{cr} [ft]	I_p
<i>Piper PA 28-181</i>	128	7900	0.906
<i>Piper PA 28 RT</i>	137	6000	0.946
<i>Diamond DA 40</i>	145	6500	0.963

dove si è considerata la potenza erogata dai motori di questi velivoli, ad una certa quota, ad una certa velocità ed ad un certo grado di ammissione del combustibile, ottenuta da:

$$P_{cr} = K_z \cdot K_v \cdot \varphi \cdot P_{to} \quad (1.17)$$

considerando un motore a pistoni, il coefficiente relativo alla quota nella 1.17 è dato da:

$$K_z = \sigma^{1.22}$$

e gli altri vengono presi pari a

$$K_v = 1.0$$

$$\varphi = 0.75$$

E' possibile ricavare una retta di tendenza per i valori dell'indice di potenza degli aerei considerati, mostrata in figura 1.15

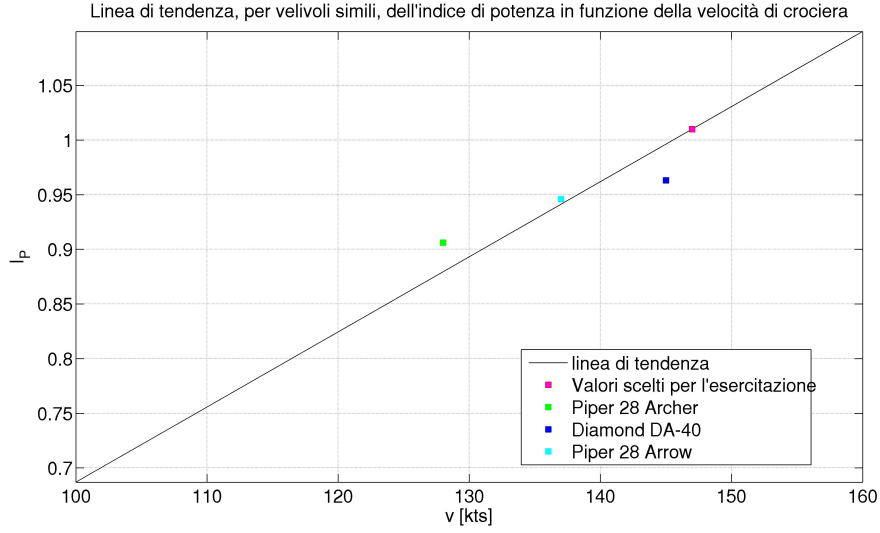


Figura 1.15: Linea di tendenza dell'indice di potenza

La specifica ci assegna un valore della velocità e della quota di crociera pari a :

$$v_{cr} = 147kts \quad z_{cr} = 7000ft$$

Avendo questa velocità di crociera determiniamo il valore dell'indice di potenza:

$$I_p = 1.01$$

e del rapporto P_{cr}/P_{to} :

$$\sigma = 0.81 ; Kz = 0.77 \rightarrow \frac{P_{cr}}{P_{to}} = K_z \cdot K_v \cdot \varphi = 0.58$$

Dalla definizione di I_p , 1.16, ricaviamo la curva di limitazione sul piano $W/S - W/P$:

$$\left. \frac{W}{P} \right|_{to} = \frac{W/S}{\sigma I_p^3} \cdot \frac{P_{cr}}{P_{to}}$$

la limitazione che viene fuori per la crociera è a questo punto indicata in figura 1.16

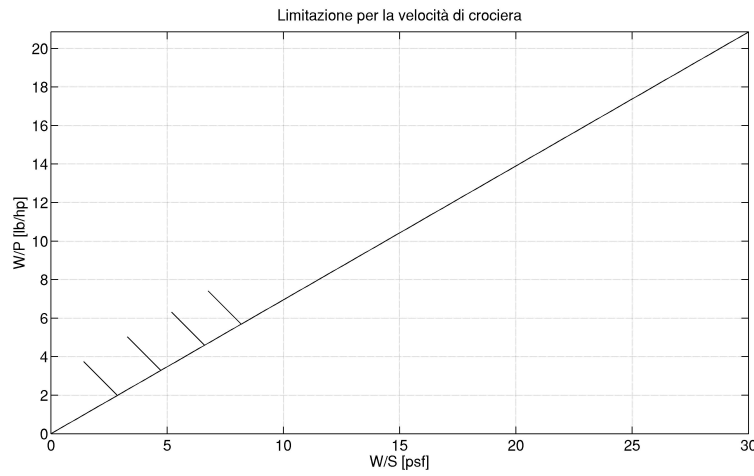


Figura 1.16: Limitazioni dovute alle prestazioni in crociera

1.2.6 Scelta del punto di progetto

Avendo determinato tutte le limitazioni si può procedere alla scelta del punto di progetto. Si è scelto di determinare tale punto nella zona compresa tra la limitazione sulla velocità di crociera (curva celeste), quella di atterraggio con $C_{L_{max,L}} = 2.0$ (curva rossa) e quella di decollo con $C_{L_{max,TO}} = 1.8$ (curva verde), ovvero nella zona ombreggiata in giallo della figura 1.17

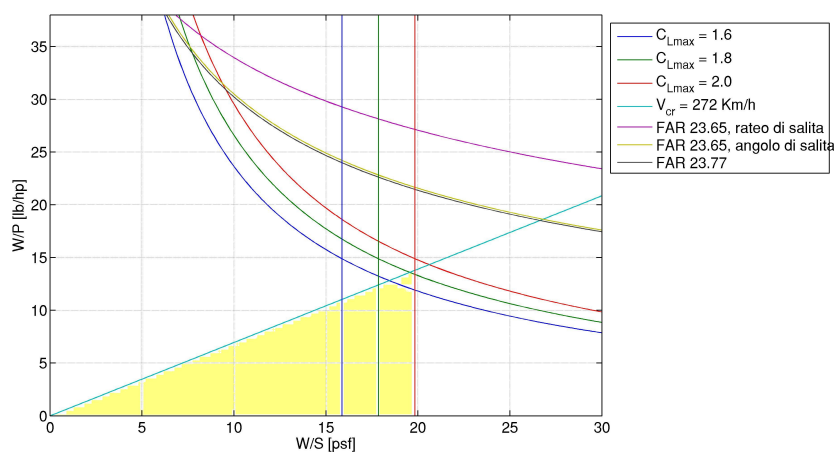


Figura 1.17: Insieme delle limitazioni

In particolare, ci si mantiene il più possibile verso sinistra, per ottenere un carico alare più basso possibile, in modo tale da avere una buona superficie alare che ci dovrebbe perciò dare una buona superficie equivalente, permettendoci anche di risparmiare un po' sul $C_{L,max}$ da raggiungere.

I valori scelti sono dunque:

$$\left. \frac{W}{P} \right|_{to} = 13.1 \quad \left. \frac{W}{S} \right|_{to} = 19.0$$

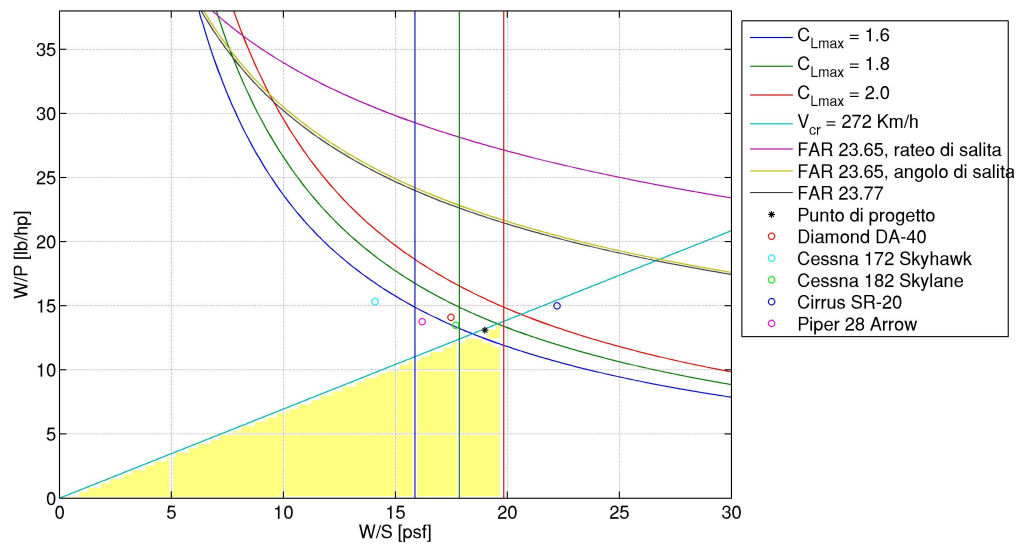


Figura 1.18: Scelta del punto di progetto

Si nota in questo grafico la collocazione degli aerei simili rispetto a quello in esame nel piano $W/S - W/P$. Si ricorda che le caratteristiche di questi aerei sono state considerate per determinare alcuni parametri necessari per determinare le limitazioni al punto di progetto.

In base ai valori scelti per W/S e W/P , si ottengono le seguenti caratteristiche per il nostro velivolo:

$S [m^2]$	13.5
$b [m]$	11.4
AR	8
$P_{to} [hp]$	210
$v_s [Km/h]$	104
$C_{L_{max,TO}}$	1.80
$v_{sto} [Km/h]$	103
$C_{L_{max,L}}$	2.00
$v_{sl} [Km/h]$	83.7
$v_{cr} [Km/h]$	272

Si nota anche come il punto sia stato scelto molto in alto, scelta dovuta al valore del carico di potenza, in quanto, se si scegliesse un valore più basso, la potenza disponibile sarebbe eccessiva rispetto a quella fornita da due motori *Rotax 912 ULS* (200hp) ed il progetto risulterebbe sovradimensionato in termini di potenza. E' stato però altresì notato che si potrebbe prevedere una versione potenziata di tale progetto, utilizzando due motori *Rotax 914* (230hp), potendo così abbassare il valore del carico di potenza, scegliendo:

$$\left. \frac{W}{P} \right|_{to} = 11.5 \quad \left. \frac{W}{S} \right|_{to} = 17.0$$

Capitolo 2

Progetto dell'ala

2.1 Scelta dei parametri caratteristici

A valle della definizione del punto di progetto, si sono già determinati i valori della superficie e dell'allungamento alare

$$\begin{aligned}S &= 13.5 \, m^2 \\AR &= 8\end{aligned}$$

Si può dunque passare alla definizione dei principali dettagli dell'ala, quali la sua posizione relativamente alla fusoliera, la sua forma in pianta, il profilo (o i profili) con relativo(i) spessore(i), ed altri parametri importanti per l'aerodinamica e la stabilità del velivolo, quali gli angoli di diedro, di calettamento alla radice e di eventuale svegolamento all'estremità.

2.1.1 Configurazione generale

In primo luogo, si è scelta la posizione relativa alla fusoliera, a seguito di considerazioni principalmente concernenti l'aerodinamica, la stabilità, la visibilità da parte degli occupanti e la facilità di utilizzo da parte degli stessi.

aereo	posizione	struttura
Cessna 172 R Skyhawk	alta	controventata
OMF 250 Symphony	alta	controventata
Piper PA-28 Arrow	bassa	a sbalzo
Diamond DA-42 Twin Star	bassa	a sbalzo
Tecnam P 2006 T	alta	a sbalzo

Come si può notare dalla precedente tabella, nella categoria dei velivoli a 4 posti si incontrano sia ali basse che alte, queste ultime sempre controventate (tranne che nel caso del P2006). Il vantaggio principale dell'ala bassa è di carattere aerodinamico ed anche nella facilità di realizzazione di longheroni passanti, allocati sotto il pavimento della cabina ([15]); la si trova spesso dunque in velivoli dalle marcate prestazioni aerodinamiche (Diamond DA-40 e DA-42).

Oltre ai vantaggi di visibilità in cabina e, soprattutto, di stabilità, l'ala alta rende inoltre più facile l'ingresso ai passeggeri. Per questi due motivi, si sceglie per il nostro velivolo un'**ala alta**.

La disposizione di un tirante diagonale per l'irrobustimento strutturale consente un buon guadagno in peso, ed evita la necessità di progettare la fusoliera in maniera tale da permettere il passaggio del longherone (o dei longheroni) unico(i) tra le due semiali; si paga, però, un considerevole prezzo in termini di resistenza aerodinamica. In considerazione della velocità di crociera richiesta nella specifica (272 Km/h contro i 226 del Cessna 172 R) e della bassa potenza da installare (200 hp contro i 230 del Cessna 182 e i 250 del OMF 250, che realizzano velocità di crociera di 269 Km/h), si è deciso di optare per la configurazione **a sbalzo**.

2.1.2 Parametri geometrici ed aerodinamici

A seguito della definizione della posizione dell'ala, si è passati a definirne anche la geometria più in dettaglio, sviluppando alcune considerazioni aerodinamiche iniziali, seppur non ancora accurate. Si è iniziato dalla definizione della forma in pianta; certamente, volando a numeri di Mach bassi subsonici, sarà caratterizzata da **freccia nulla** o trascurabile.

aereo	forma in pianta	λ
OMF 250 Symphony	rettangolare	1
Cessna 172 R Skyhawk	rettangolare, estremità rastremate	0.69
Socata TB 10 Tobago	rettangolare	1
Piper PA-28 Arrow	rettangolare, estremità rastremate	0.67
Commander 115	costantemente rastremata	0.50

La rastremazione ci farebbe ottenere un guadagno in peso complessivo dell'ala, ma la sua introduzione farebbe aumentare i costi di produzione; inoltre, incoraggerebbe lo stallo verso le estremità, rendendo pertanto necessaria l'introduzione anche di un opportuno svergolamento, con ulteriore aumento dei costi stessi: si decide, pertanto, di realizzare un'ala **rettangolare**.

Si sceglie, per la nostra ala, di utilizzare profili **NACA a 5 cifre** (figure 2.1, 2.2), caratterizzati da alti valori del C_l massimo, per dover realizzare un minore incremento di C_L coi flap; sono in ogni caso una scelta comune nel campo dei quadriposti leggeri (Robin DR 400/500).

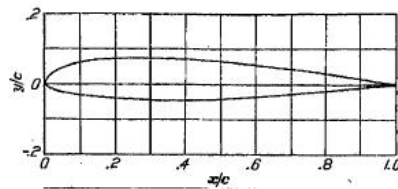


Figura 2.1: Geometria del profilo NACA 23012, [4]

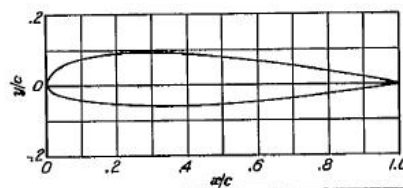


Figura 2.2: Geometria del profilo NACA 23015, [4]

In considerazione dei bassi angoli di portanza nulla caratteristici di questi profili, e del fatto che il velivolo voli in crociera a C_L compresi tra 0.27 e 0.31, si decide di dare almeno un **calettamento di 1°** all'ala per ridurre l'incidenza

in crociera; si opta poi per uno **svergolamento di -1°** , geometrico, per contrastare la tendenza di stallo verso le estremità.

Si sceglie di avere uno spessore del 15% **alla radice** e del 12% **all'estremità**; tale scelta non differisce molto dai dati per velivoli di peso simile. Si è inoltre stimato che questa scelta permetta di realizzare all'interno dell'ala un volume sicuramente maggiore di quello richiesto per lo stivaggio del carburante: con uno spessore del serbatoio pari al 10% della corda alare, costante, serve non più del 30% dell'apertura per stivarne 200 litri.

Per quanto riguarda, infine, il diedro, è stato notato che in altri velivoli ad ala alta (Cessna), è comunque presente un diedro positivo, seppur di pochi gradi; in questa sede, si decide in via preliminare di tener conto di un **angolo diedro di 1°**

2.2 Calcolo delle prestazioni aerodinamiche dell'ala isolata

Le prestazioni aerodinamiche sono state calcolate, in campo lineare, con il metodo di Multhopp, grazie al codice *wing*, da cui si è ricavata la pendenza del tratto lineare della curva di portanza e l'angolo di portanza nulla:

$$C_{L_\alpha} = 0.0790$$

$$\alpha_{0,\text{lift}} = -1.73^\circ$$

Dai risultati del codice si sono ricavati anche la posizione del centro aerodinamico e il valore della corda media aerodinamica che, essendo l'ala rettangolare, coincide proprio col valore della corda costante.

$$x_{ac} = 0.325 \quad ; \quad y_{ac} = 2.37$$

$$\bar{c} = 1.30 \text{ m}$$

Si sono calcolate anche le prestazioni del profilo aerodinamico medio, pesando le caratteristiche del profilo alla radice e di quello all'estremità, secondo la suddivisione mostrata in figura 2.3.

In base alla procedura trovata in [15] e [13], si sono anche determinati il massimo coefficiente di portanza e l'angolo a cui questo viene raggiunto,

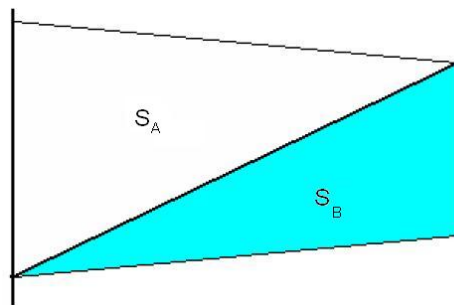


Figura 2.3: Suddivisione dell'ala per determinare le caratteristiche del profilo medio

mediante le figure 2.4 e 2.5, in funzione dell'allungamento e dell'angolo di freccia e del parametro di spessore al bordo d'attacco (figura 2.6).

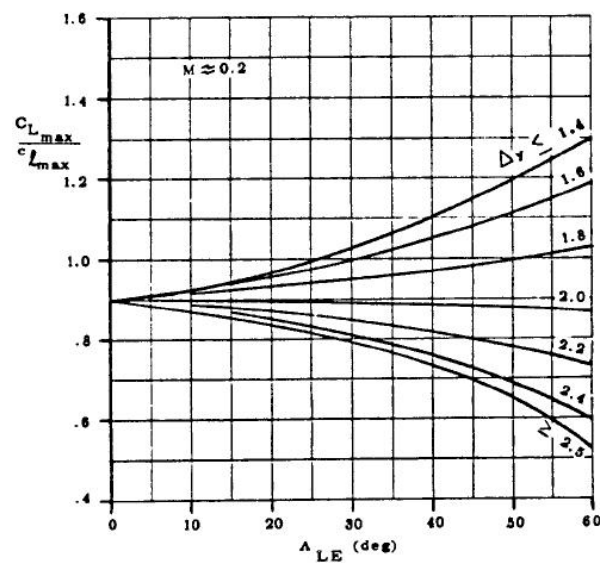


Figura 2.4: $C_{L,max}$ dell'ala in funzione del $C_{l,max}$ del profilo equivalente

Il confronto tra le prestazioni del profilo medio e dell'ala è sintetizzato nella seguente tabella.

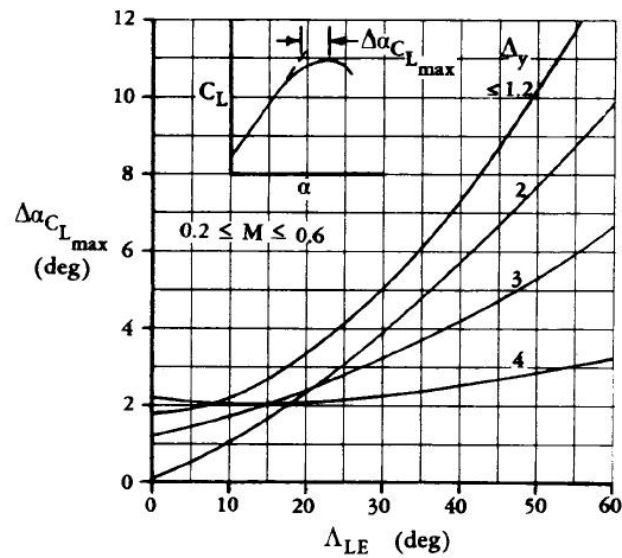


Figura 2.5: Variazione dell'angolo di massima portanza dell'ala rispetto al profilo equivalente

Table 12.1 ΔY for common airfoils	
Airfoil type	ΔY
NACA 4 digit	26 t/c
NACA 5 digit	26 t/c
NACA 64 series	21.3 t/c
NACA 65 series	19.3 t/c
Biconvex	11.8 t/c

Figura 2.6: Parametro di spessore del bordo d'attacco per profili comuni, tabella estratta da [13]

	Profilo medio	Ala
$C_{L\alpha} [1/^\circ]$	0.106	0.0790
$\alpha_{0,L} [^\circ]$	-1.20	-1.73
$C_{L,max}$	1.72	1.55
$\alpha_{C_{L,max}} [^\circ]$	17.0	18.8
$C_{m_{ac}}$	-0.0100	-0.0105

Nelle figure da 2.7 a 2.11 sono mostrate le prestazioni del profilo medio e dell'ala; nel calcolo del C_D si è sommato al C_d parassita del profilo medio, il C_{D_i} calcolato con il metodo di Multhopp. Si può notare, relativamente al profilo medio, il comportamento allo stallo (brusco) caratteristico dei profili NACA a 5 cifre, e nella polare la repentina riduzione del C_d nei pressi del valore nullo del C_l , anch'esso tipico della detta famiglia di profili.

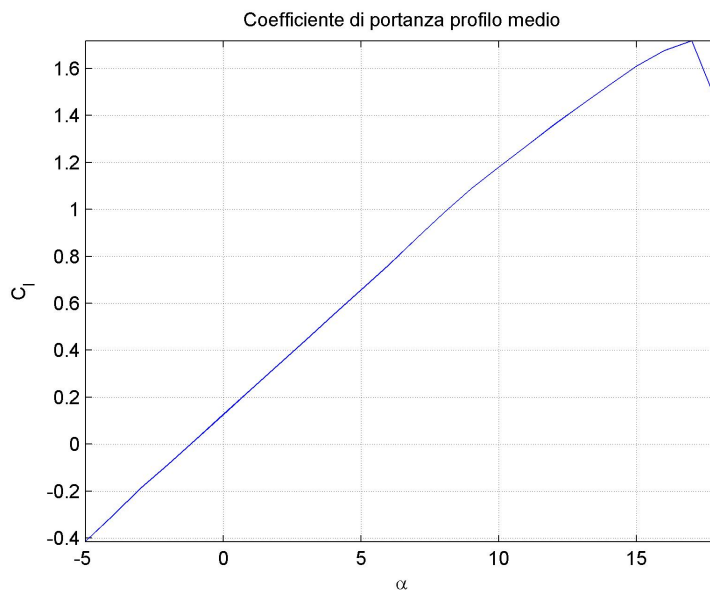


Figura 2.7: Curva di portanza del profilo medio

Si riassumono, in conclusione, le principali caratteristiche dell'ala nella tabella successiva.

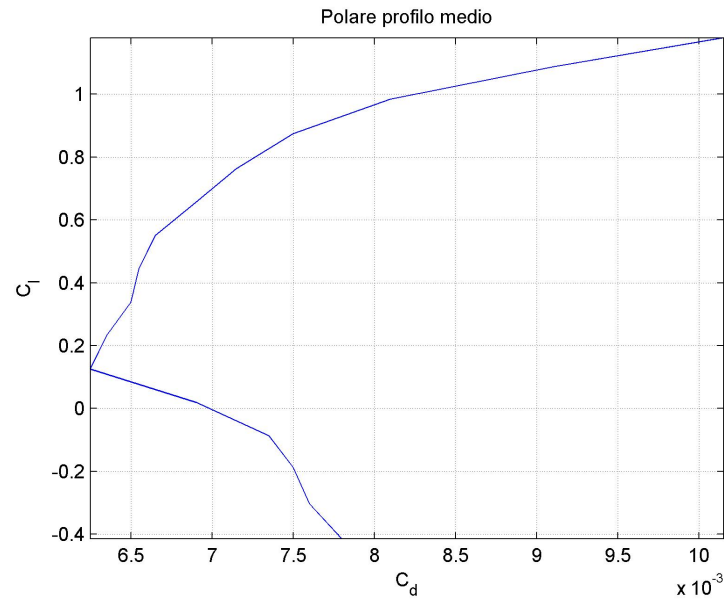


Figura 2.8: Polare del profilo medio

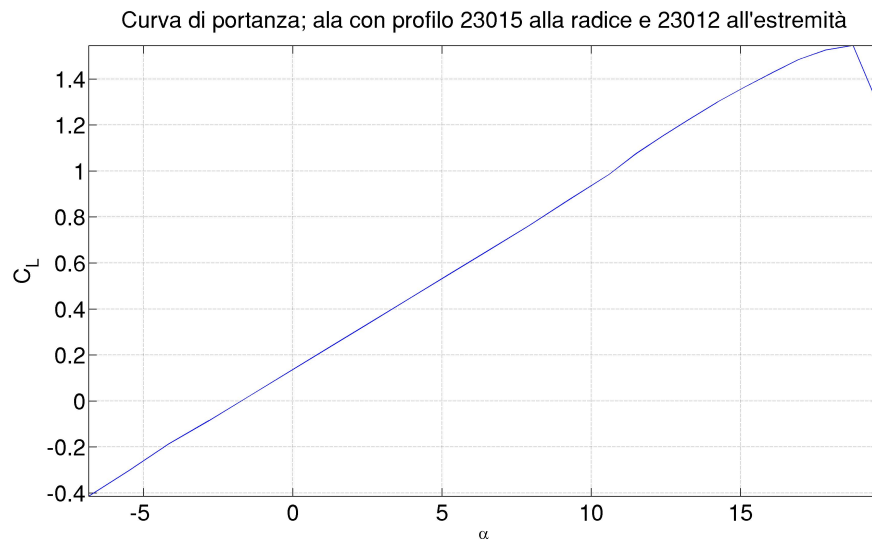


Figura 2.9: Curva di portanza dell'ala

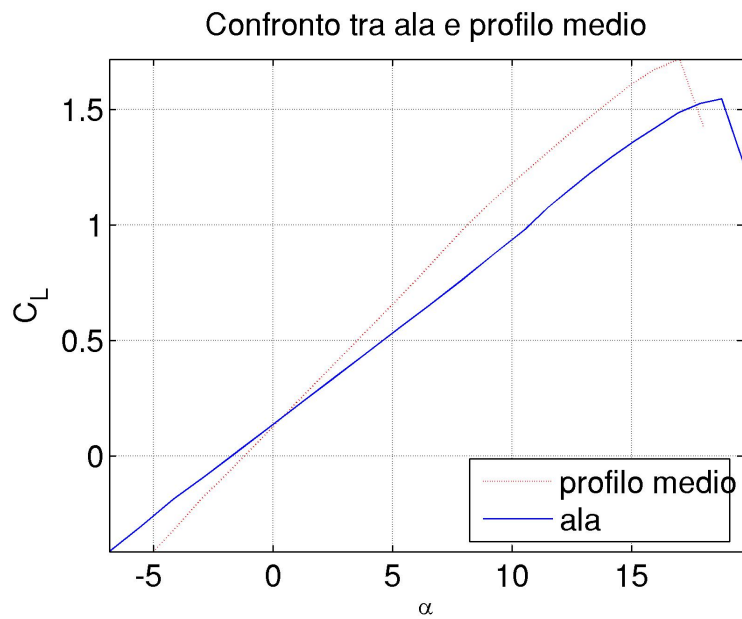


Figura 2.10: Curva di portanza dell'ala confrontata con quella del profilo medio

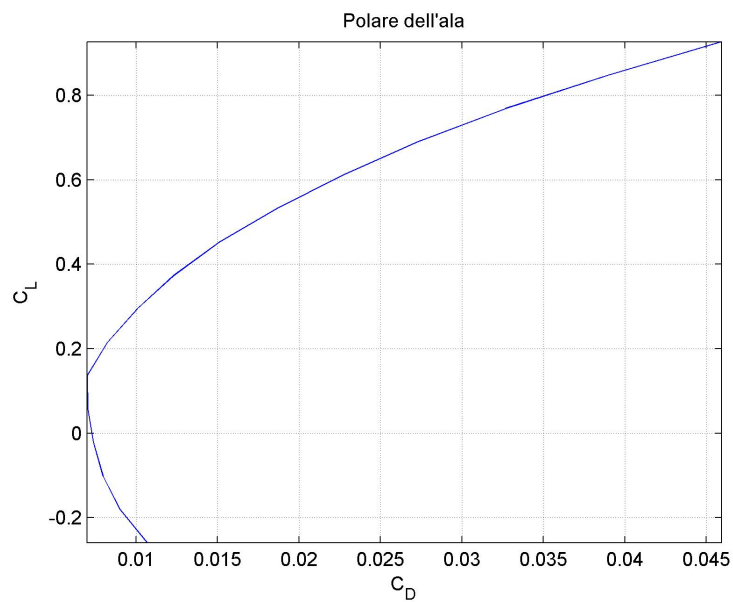


Figura 2.11: Polare dell'ala

DATI GEOMETRICI	
posizione	alta a sbalzo
freccia	0°
rastremazione	1
calettamento alla radice	1°
svergolamento	-1° , geometrico
diedro	1°
spessore max, radice	15%
spessore max, estremità	12%
profilo, radice	NACA 23015
profilo, estremità	NACA 23012
DATI AERODINAMICI	
C_{L_α}	0.0790
$\alpha_{0,L}$	-1.73°
$C_{L,max}$	1.55
$\alpha_{C_{L,max}}$	18.8°
$C_{m_{ac}}$	-0.0105
x_{ac}	$0.325m$
y_{ac}	$2.37m$
\bar{c}	$1.30m$

2.3 Dimensionamento dei flap

Oltre all'ala, si è svolto un dimensionamento preliminare del sistema di ipersostentazione. Si è scelto di destinare al flap l'ultimo 25% **della corda alare**, e di determinare la percentuale di apertura da occupare con lo stesso, per ottenere gli incrementi di portanza necessari in fasi di decollo ed atterraggio, con i valori di C_L scelti per il punto di progetto. Essendo questi, rispettivamente, 1.8 e 2.0, appare evidente che la condizione più gravosa, per il flap, sia all'atterraggio, dove scegliamo in prima battuta di voler ottenere il detto valore di C_L con una **deflessione di 30°** .

Da [14], vol. VI, si è presa la seguente formula per determinare l'incremento di C_L ottenibile con il flap:

$$\Delta(C_L)_w = K_b \Delta C_l \frac{(C_{L\alpha})_w}{C_{l\alpha}} \frac{(\alpha_\delta)_{C_L}}{(\alpha_\delta)_{C_l}} \quad (2.1)$$

dove

- ΔC_l è l'incremento di portanza realizzato sul profilo grazie ad una data deflessione del flap;
- $\frac{(\alpha_\delta)_{C_L}}{(\alpha_\delta)_{C_l}}$ è il *fattore di efficienza 3d* del flap, funzione della percentuale di corda occupata dal flap, e dell'allungamento dell'ala (figura 2.12)
- K_b è il *fattore di apertura* del flap, dipendente dall'allungamento alare (figura 2.13)

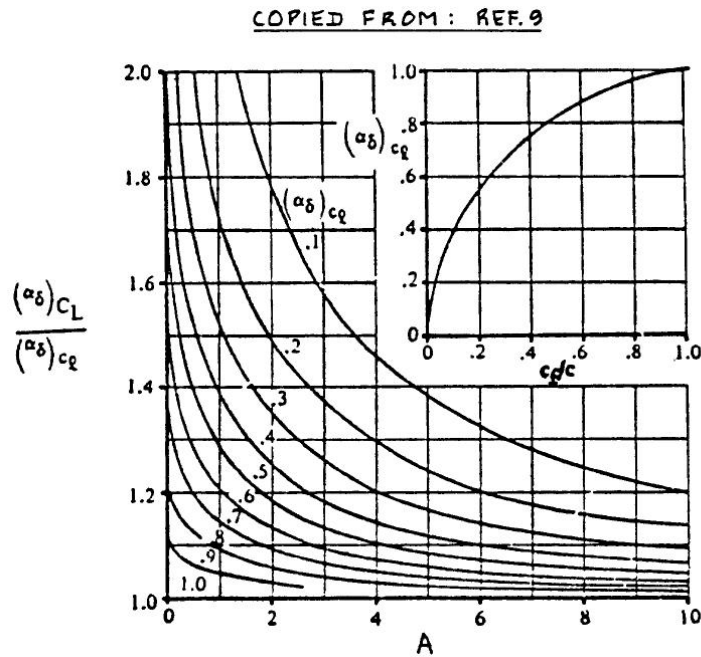


Figura 2.12: Fattore di efficienza 3d del flap; la *REF.9* indicata è [8]

L'incremento di portanza ΔC_l realizzato sul profilo dipende dal tipo di flap e dalla deflessione operata. Si è deciso dunque di valutarlo per un *single-slotted flap* in corrispondenza di una deflessione di 30° , che è il valore inizialmente scelto per la fase di atterraggio. Non si vuole valutare la

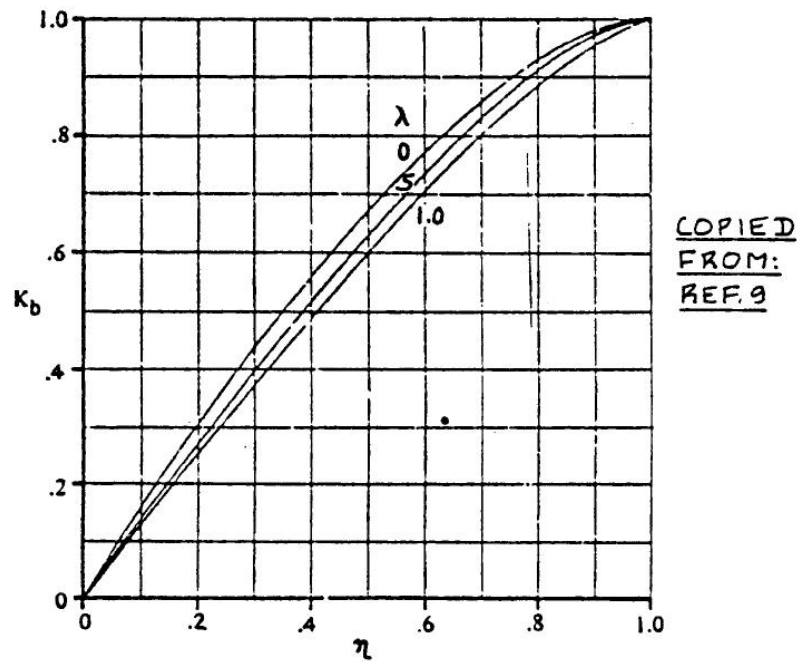


Figura 2.13: Fattore di apertura del flap; la *REF.9* indicata è [8]

possibilità di installazione di un sistema di ipersostentazione più complesso, perché sarebbe sinonimo di un sensibile incremento di costi. Da un'analisi iniziale tra i quadriposto monomotori, si è infatti osservato che non sono presenti di solito soluzioni più elaborate (vedi tabella, dati ricavati da [1]), mentre le deflessioni massime si aggirano tra i 30° ed i 40° (ad esempio, la massima deflessione per il Cessna 182 T Skylane è di 38°). Si nota come sia comunque spesso presente il flap di tipo *fowler*, la percentuale di corda vari per valori compresi di solito tra poco meno del 20% ed il 30% (eccezione notevole: il Cirrus SR 20-22), e quella di apertura tra poco meno del 40% e poco più del 50%.

Aereo	tipo di flap	% corda	% apertura
Cessna 172 R Skyhawk	single slotted	18	38
Cirrus SR 20	(non specificato)	36	40
Commander 115	single slotted	19	48
OMF 250 Symphony	fowler	28	51
Solaris Sigma 230	fowler	25	53

L'incremento di C_l realizzato con un flap di tipo *single slotted* viene ricavato dalla seguente formula ([14], part VI)

$$\Delta C_l = C_{l_\alpha} \alpha_\delta \delta_f \quad (2.2)$$

in cui il fattore α_δ è ricavato dalla figura 2.14, in relazione all'angolo di deflessione δ_f ed alla percentuale di corda occupata dal flap.

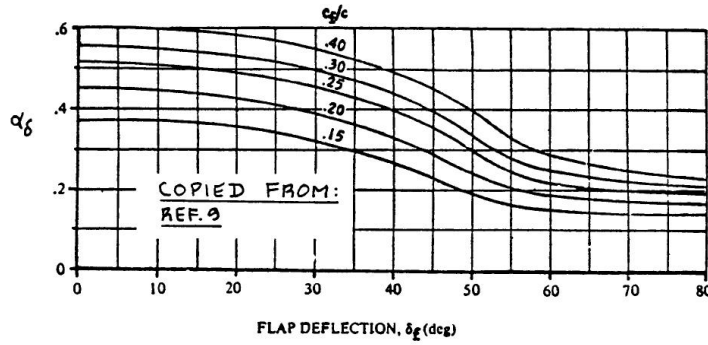


Figura 2.14: Coefficiente α_δ per dimensionamento di flap *single slotted*, [14], part VI; la REF.9 indicata è [8]

per $c_f/c = 0.25$ e $\delta_f = 30^\circ$, si ricava $\alpha_\delta = 0.46$; sostituito nella 2.3 fa ottenere un

$$\Delta C_l = C_{l_\alpha} \alpha_\delta \delta_f = 0.106 \cdot 0.460 \cdot 30.0 = 1.46$$

che ci permette di ottenere K_b a partire dalla 2.1

$$K_b = \frac{(\Delta C_L)_w}{\Delta C_l \frac{(C_{L_\alpha})_w}{C_{l_\alpha}} \frac{(\alpha_\delta)_{C_L}}{(\alpha_\delta)_{C_l}}} \quad (2.3)$$

dove, ponendo

- $(\Delta C_L)_w = 2.00 - 1.47 = 0.532$ in condizioni di atterraggio, e ad un C_L più basso di 0.08 rispetto a quello massimo;
- $\frac{(\alpha_\delta)_{C_L}}{(\alpha_\delta)_{C_l}} = 1.04$ per $c_f/c = 0.25$ e $AR = 8$;

si ricava

$$K_b = 0.469$$

e dunque, per $\lambda = 1$

$$\eta_b = \mathbf{0.375}$$

Si è inoltre calcolato l'incremento di C_L ottenibile con una deflessione di 18° , ritenuta plausibile in fase di decollo; avendo ricavato $\alpha_\delta = 0.490$ si è ottenuto

$$\Delta C_l = 0.106 \cdot 0.490 \cdot 18.0 = 0.936$$

da cui, attraverso la 2.1

$$\Delta C_L = 0.469 \cdot 0.936 \cdot \frac{0.0790}{0.106} \cdot 1.04 = 0.340 \rightarrow$$

$$\rightarrow \mathbf{C_{L_{MAX,TO}} = 1.47 + 0.340 = 1.81 > 1.80}$$

e dunque soddisfacendo pienamente il requisito di $C_{L,max}$ al decollo proveniente dalle scelte per il punto di progetto.

Si riassumono, dunque le caratteristiche del flap nella seguente tabella.

% di corda	% di apertura	δ_f al decollo	δ_f all'atterraggio
25.0	37.5	18°	30°

2.4 Realizzazioni CAD dell'ala

Presentiamo ora alcune figure, realizzate in *CATIA*, rappresentanti disegni in 3d dell'ala la cui geometria è stata definita in questo capitolo.

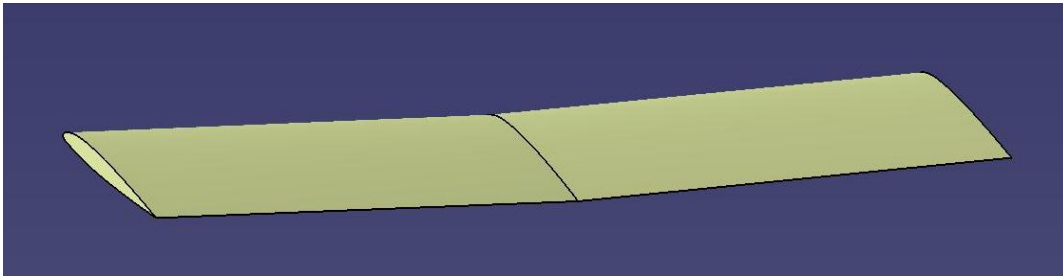


Figura 2.15: Vista prospettica dell'ala

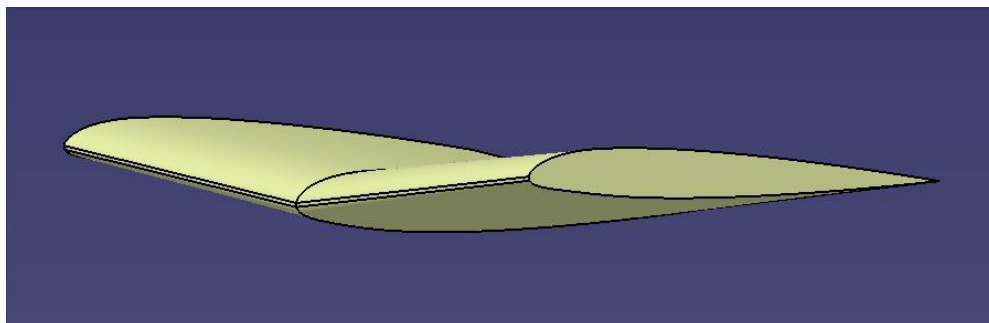


Figura 2.16: Vista prospettica dell'ala

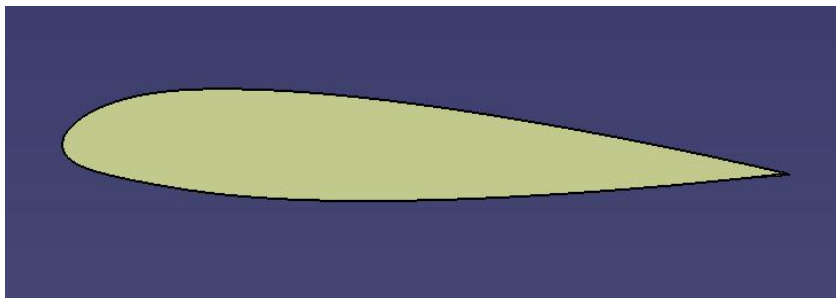


Figura 2.17: Profilo alla radice dell'ala

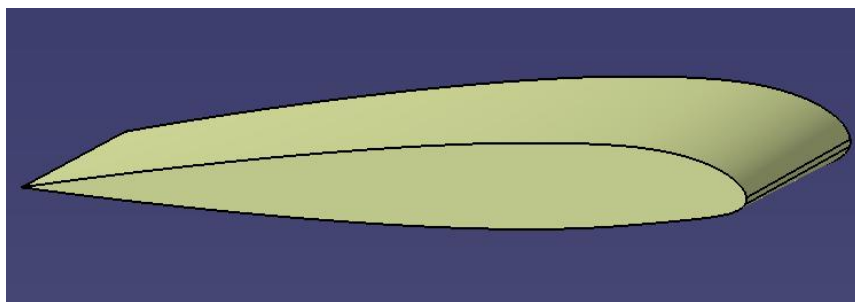


Figura 2.18: Profilo all'estremità dell'ala

Capitolo 3

Progetto della fusoliera

3.1 Dimensionamento interno

Il dimensionamento preliminare della fusoliera consiste nello stabilire le sue dimensioni interne ed esterne. Il velivolo di nostro interesse deve essere dotato di 4 posti, compreso il pilota. Aspetto non secondario nella scelta del *layout* di fusoliera è la manutenzione della stessa e l'ingresso dei passeggeri.

Il dimensionamento della cabina è stato condotto in funzione della sistemazione dei passeggeri; si è scelta una configurazione con due file da due posti affiancati, prevedendo un ingresso per ogni fila (figura 3.1, è indicata anche la porta per il vano bagagli)

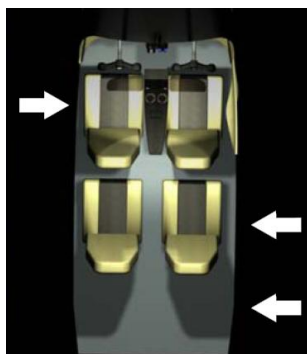


Figura 3.1: Sistemazione dei sedili all'interno della cabina del velivolo

Si è pertanto realizzato all'interno della fusoliera lo spazio necessario alla sistemazione, in larghezza, di due sediolini standard, di larghezza $17.5in =$

44.5cm , lasciando uno spazio di $5.00\text{in} = 12.7\text{cm}$ tra i due, e di $2.50\text{in} = 6.35\text{cm}$ da ciascun sediolino al rivestimento, si ottiene una **larghezza interna di $45.0\text{ in} = 1.15\text{ m}$** .

In altezza, considerando una seduta ad altezza di $8\text{in} = 20.3\text{cm}$, e che su questa seduta una persona di altezza media (176cm) arriva ad occupare in altezza 1.14m , lasciando uno spazio libero in altezza di circa 9cm si è deciso per un'**altezza interna di $48.5\text{ in} = 1.23\text{ m}$** , e per un'altezza del sedile di $42.0\text{in} = 107\text{cm}$.

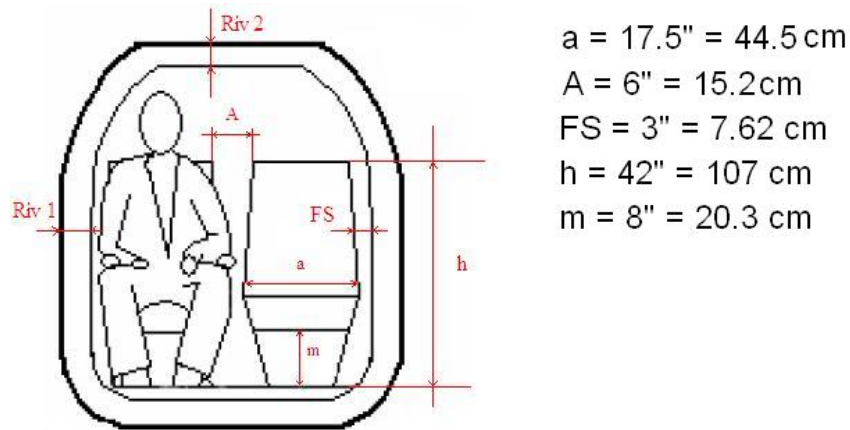


Figura 3.2: Dimensioni interne alla cabina

Si è anche dimensionata la cabina in lunghezza, prevedendo una distanza del sedile del pilota dal blocco di strumentazione di $30.0\text{in} = 76.2\text{cm}$ ed un passo tra i sediolini di $32.0\text{in} = 81.3\text{cm}$; prevedendo di destinare altri 33.5cm alla parte terminale, da destinare a stiva per bagagli (realizzando così un volume di circa 1000l), si ottiene una **lunghezza della cabina di 2.80 m** .

3.2 Dimensionamento esterno

A partire dalle dimensioni della cabina, si determinano facilmente le dimensioni esterne della fusoliera relative al tratto della stessa.

In larghezza se si suppongono spessi circa 1in i rivestimenti, si realizza una **larghezza esterna di $45.0\text{ in} = 1.20\text{ m}$** . In altezza, dovendo prevedere

dei rinforzi più spessi per il pavimento della cabina e per l'attacco dell'ala, si otterrà un'**altezza esterna di 1.35 m**.

Le principali lunghezze complessive, dall'esame di aerei leggeri a 4 posti, sono riportate nella seguente tabella (dati provenienti da [1], 2004-05).

AEREO	Interne [m]			Esterne [m]	
	l	h	w	l	h
Cessna 182 T Skylane	3.40	1.23	1.07	8.84	2.84
Cirrus SR 22	3.30	1.27	1.24	7.92	2.62
Commander 115	1.91	1.24	1.19	7.59	2.57
OMF 250 Symphony	1.22	1.14	1.20	6.96	2.82
Piper PA 28 Warrior	2.49	1.14	1.05	7.25	2.22
Piper PA 28-181 Archer	2.49	1.14	1.06	7.32	2.22
Piper PA 28R-201 Arrow	2.49	1.14	1.06	7.52	2.39
Robin DR 400 Dauphin 4	1.62	1.23	1.10	6.96	2.82
Socata TB 20 Trinidad	-	1.20	1.28	7.75	2.85
Solaris Sigma 230	2.86	1.24	1.14	7.98	2.74

Seppur non ancora determinata, la posizione del baricentro nel nostro velivolo sarà certamente più arretrata rispetto ai velivoli indicati, in virtù dello spostamento verso poppa del peso dei motori; dunque, per tenere in conto un braccio sufficientemente lungo per i piani di coda, si decide per una **lunghezza esterna di 8 m**, prossima ai massimi valori indicati (Cirrus SR 22, Solaris Sigma 230, il solo Cessna 182 Skylane eccede questo valore).

Si notano, inoltre, altezze esterne maggiori per i velivoli ad ala alta (Cessna 182, OMF 250) rispetto a quelli ad ala bassa; pertanto, si decide per una **altezza esterna di 2.8 m**. Si è infine fissato un **angolo di *upsweep* di 9°**.

Si possono prevedere, inoltre, due porte per l'accesso dei passeggeri, di $0.7m \times 0.9m$, in corrispondenza delle due file di sedili, ed una porta più piccola, di $0.6m \times 0.6m$ per i bagagli.

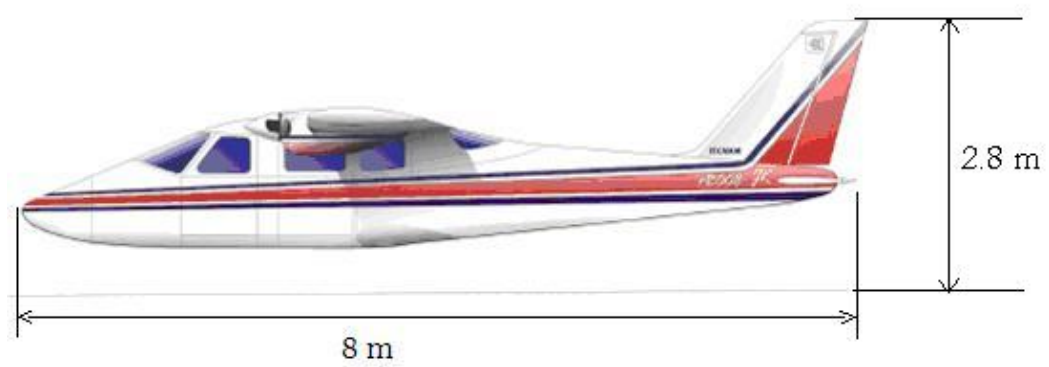


Figura 3.3: Lunghezze esterne del velivolo

Capitolo 4

Calcolo delle posizioni del baricentro

4.1 Stima più accurata del peso a vuoto

Nella prima esercitazione, si è stimato il peso del velivolo mediante formulazioni del tutto statistiche.

Si vuole, ora, in virtù di una prima configurazione del velivolo, calcolare nuovamente il peso a vuoto con procedure più precise.

Saranno seguite due strade, presentate dal Roskam, [14], part V, da lui denominate *metodo di classe I* e *metodo di classe II*.

Il metodo di classe I permette il calcolo del peso dei maggiori componenti dell'aeromobile mediante la loro stima in percentuale del peso massimo al decollo. Queste percentuali vengono prese facendo riferimento a velivoli simili. Il metodo risulta essere molto semplice e veloce ma poco accurato.

Il metodo di classe II è basato su formule per il calcolo del peso per tutti i possibili componenti dell'aeroplano. Per poterlo utilizzare, però, è necessario predisporre di un diagramma $V - n$, un arrangiamento strutturale preliminare e di aver deciso tutti i sistemi dei quali si ha bisogno a bordo. E' una procedura, quindi, più lenta ma sicuramente più accurata della precedente.

4.1.1 Metodo di classe I

Su base statistica, quindi, si è valutato il peso dei seguenti componenti :

- ala, 10.2%
- impennaggi, 2.30%
- fusoliera, 10.0%
- gondole motore, 2.00%
- carrello, 5.00%
- equipaggiamento fisso, 13.4%

inoltre, si conosce già il peso dei due motori, [2], pari a $128Kg$, quindi, se ne è evitata la valutazione in percentuale del peso massimo.

Sommando tutti i valori ritrovati si è calcolato il peso a vuoto del velivolo, a cui si è sommato il carico indotto dai passeggeri e dal carburante così come ottenuti dalla prima esercitazione. La tabella seguente, propone i pesi calcolati mediante queste percentuali:

	lbs	Kg
<i>ala</i>	280	127
<i>impennaggi</i>	63.3	28.8
<i>fusoliera</i>	275	125
<i>gondole</i>	55.0	25.0
<i>carrello</i>	138	62.5
<i>equipaggiamento fisso</i>	368	168
<i>motori</i>	282	128
PESO A VUOTO	1461	664
<i>payload</i>	820	372
<i>carburante</i>	312	141
PESO MAX AL DECOLLO	2593	1176

4.1.2 Metodo di classe II

Per poterlo applicare bisogna conoscere:

1. peso massimo al decollo;
2. parametri di progetto di ali ed impennaggi, cioè superficie, angolo di freccia, rastremazione e spessore percentuale;
3. fattore di carico limite e ultimo;
4. velocità di crociera o velocità di affondata;
5. configurazione di fusoliera esterna ed interna;
6. impianto propulsivo installato;
7. posizione carrello e sua configurazione;
8. sistemi di bordo.

Da esercitazioni precedenti si conoscono già i punti 1, 2 e 5. I punti 3 e 4 si potevano calcolare solo costruendo il diagramma di manovra, il che è stato fatto, seguendo le norme JAR 23.333,335,337,341. Si è così ottenuto il diagramma di inviluppo di figura 4.1:

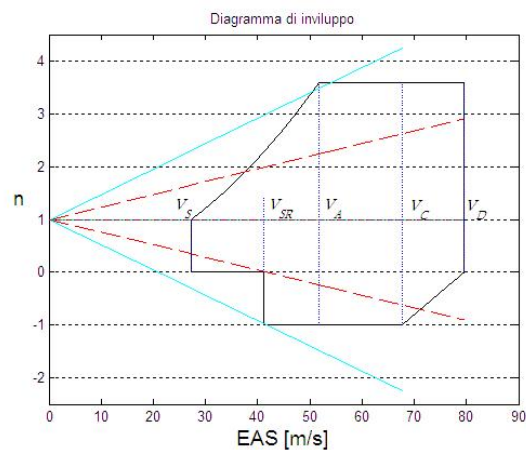


Figura 4.1: Diagramma di inviluppo del velivolo

Per quanto riguarda il motore, come già detto si è rinvenuto il dato del peso dalla brochure del produttore, [2]; il carrello è secondo la classica configurazione con ruotino di prua, i sistemi considerati a bordo saranno indicati nelle tabelle successive.

Suddividendo il peso del velivolo in

$$W_{to} = W_E + W_{PL} + W_F$$

dove con W_{PL} si è indicato il peso del carico pagante (comprensivo di equipaggio), con W_F quello del carburante e con W_E il peso a vuoto del velivolo, con il metodo di classe II ricalcoliamo proprio quest'ultimo, scomposto in:

$$W_E = W_{str} + W_{pwr} + W_{feq}$$

dove

W_{str} è il peso strutturale,

W_{pwr} è il peso dell'impianto propulsivo,

W_{feq} è il peso degli equipaggiamenti fissi.

Vengono proposte, in [14], part V, due procedure per velivoli di aviazione generale, applicabili al velivolo oggetto della presente esercitazione: una prodotta dalla Cessna (valida per velivoli con $v_{cr} < 200kts = 371Km/h$) ed una dovuta a Torenbeek (valida per velivoli con $W_{TO} < 12500lbs = 5662Kg$). La prima è più completa, e si è fatto principalmente riferimento ad essa, ma laddove possibile si è calcolato il valore medio, calcolando anche i risultati delle formule implementate nel *software ADVANCED AIRCRAFT ANALYSIS 2.4* prodotto dalla *DAR CORP*.

Per quanto riguarda il peso strutturale, si sono ottenuti i seguenti valori:

	lbs	Kg
<i>ala</i>	386.1	174.8
<i>impennaggio orizzontale</i>	42.43	19.22
<i>impennaggio verticale</i>	19.47	8.822
<i>fusoliera</i>	320.3	145.1
<i>gondole</i>	22.06	9.994
<i>carrello</i>	107.3	48.62
PESO STRUTTURALE	897.4	406.5

Per l'impianto propulsivo, si sono stimati i pesi di eliche e impianti ausiliari, oltre al peso noto del motore:

	lbs	Kg
<i>motori</i>	281.7	127.6
<i>eliche</i>	72.65	32.91
<i>induzione aria e propulsivi</i>	59.21	26.82
<i>sistema alimentazione</i>	19.01	8.611
PESO IMPIANTO PROPULSIVO	432.6	195.9

Infine, per gli equipaggiamenti fissi, si è ottenuto:

	lbs	Kg
<i>sistemi elettrici e controllo di volo</i>	120.3	54.50
<i>avionica ed elettronica</i>	62.12	28.14
<i>anti- e de-icing</i>	13.30	6.026
<i>arredamento interno</i>	97.06	43.97
PESO EQUIPAGGIAMENTI FISSI	292.8	132.6

ottenendo dunque un peso a vuoto totale di:

$$W_E = W_{str} + W_{pwr} + W_{feq} = 735.0Kg$$

e dunque, ottenendo un guadagno di soli 3Kg rispetto alla prima stima; si decide, pertanto, di rimanere immutato il peso massimo al decollo e di incrementare degli stessi 3Kg l'aliquota relativa al carico pagante, ottenendo come definitivo *breakdown* dei pesi:

	lbs	Kg
W_{PL}	826	374
W_F	312	141
W_E	1623	735
W_{TO}	2761	1250

4.2 Calcolo delle posizioni del baricentro

In [14], part V, si trova anche una procedura per assegnare a ciascuna parte la posizione del relativo baricentro.

Si è dunque riferita la posizione di ciascun elemento al bordo d'attacco dell'ala; mantenendo fissa la distanza tra i centri aerodinamici di ala e piano orizzontale di coda, pari a $4.57m$, come determinato in via preliminare nel dimensionamento dei piani di coda (vedi capitolo 6), si è osservato che posizionando l'ala in corrispondenza del tratto finale della cabina si riusciva a limitare la posizione massima arretrata del baricentro.

Con l'ala così posizionata, infatti, due o più passeggeri e pieno carico di bagagli, il baricentro non supera il 28.6% della corda media aerodinamica, ma le condizioni più critiche si raggiungono con 1 solo passeggero. Infatti, senza portare bagagli, si raggiunge una posizione massima arretrata al 30.6% (figura 4.2) e, con un bagaglio di $10Kg$, si raggiunge una posizione massima arretrata al 31.1% (figura 4.3).

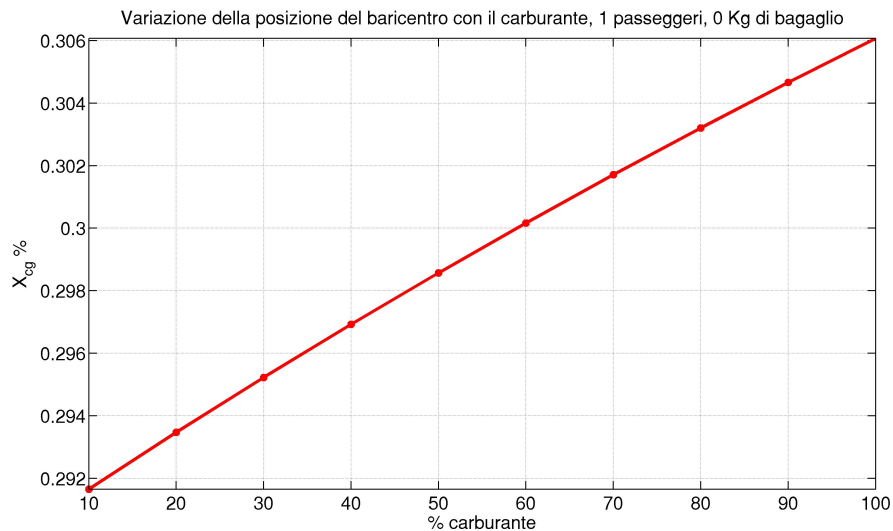


Figura 4.2: Posizioni del baricentro in funzione del carico di carburante. 1 persona a bordo, nessun bagaglio

Si decide dunque di limitare la **posizione massima arretrata del baricentro al 31.2%**. Questo equivarrebbe ad imporre limitazioni sul carico di

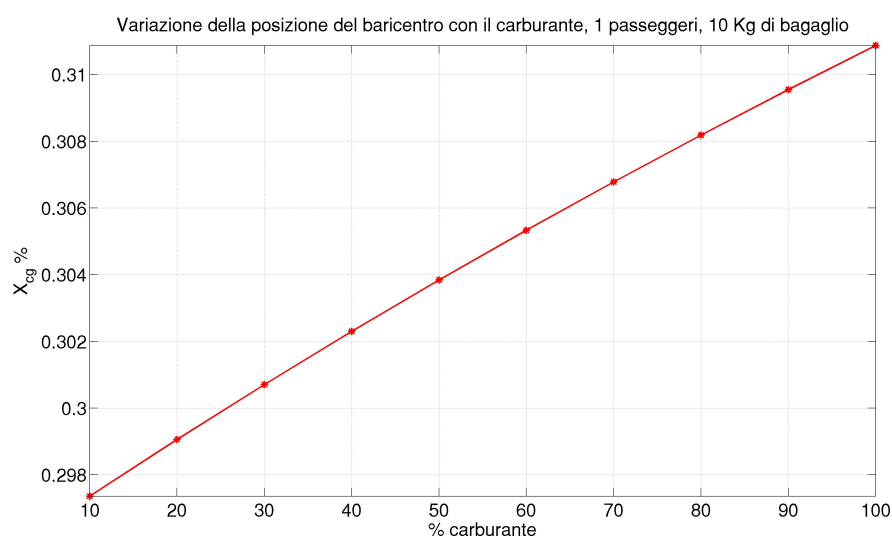


Figura 4.3: Posizioni del baricentro in funzione del carico di carburante. 1 persona a bordo, 10 Kg bagaglio

bagagli e di carburante laddove il velivolo parta con un solo passeggero ad esempio:

Peso Bagaglio	Max Carburante
15.0 Kg	127 Kg (90%)
20.0 Kg	99.0 Kg (70%)
30.0 Kg	42.5 Kg (30%)

Sono comunque possibili suggerimenti da fornire ad un'utente in via indicativa, perché basterebbe semplicemente alloggiare il carico sul sedile a fianco al pilota per evitare problemi di escursione eccessivamente arretrata del baricentro.

La posizione massima avanzata, invece, viene indicata con velivolo scarico di bagagli, e con minimo carico di carburante (10%); si indica pertanto come **posizione massima avanzata del baricentro al 23.6%**.

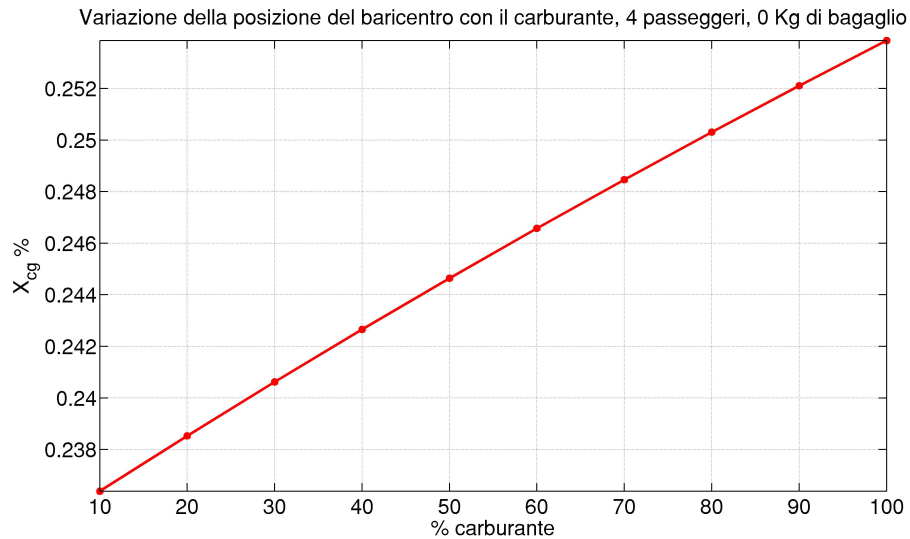


Figura 4.4: Posizioni del baricentro in funzione del carico di carburante. 4 persone a bordo, nessun bagaglio

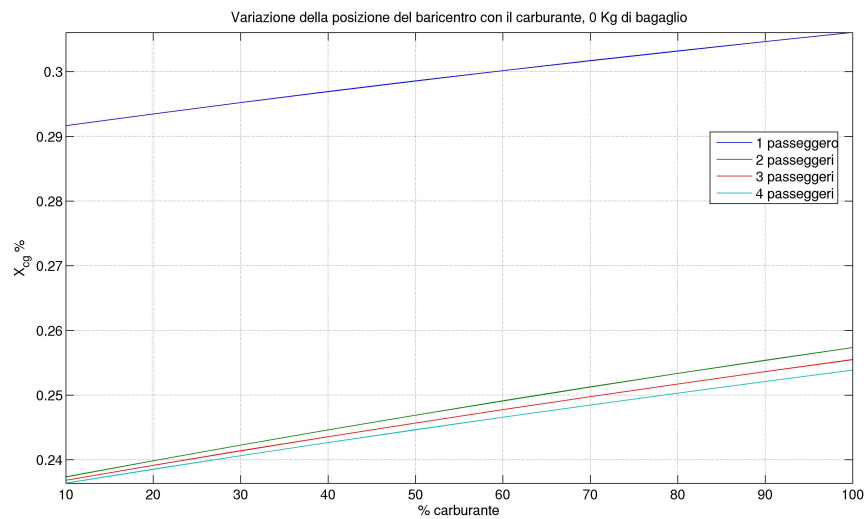


Figura 4.5: Posizioni del baricentro in funzione del carico di carburante e delle persone a bordo, nessun bagaglio

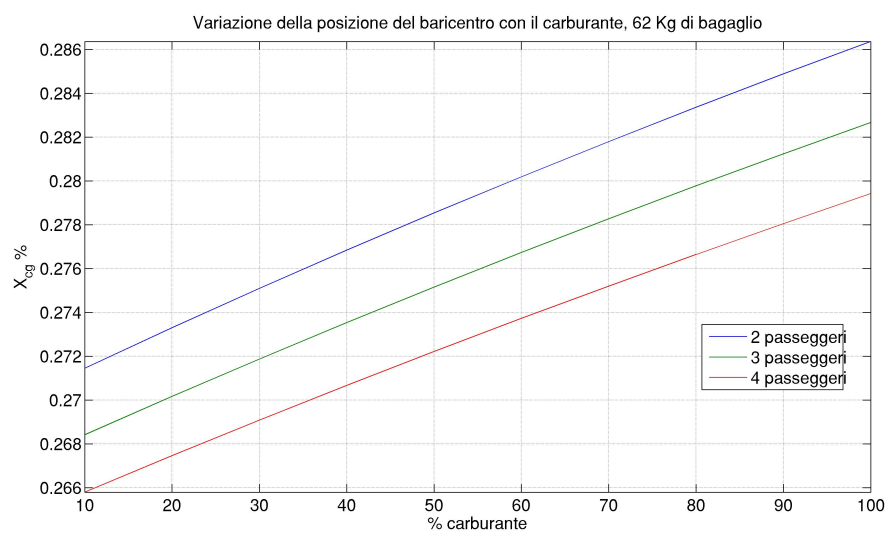


Figura 4.6: Posizioni del baricentro in funzione del carico di carburante e delle persone a bordo, 62 Kg di bagaglio

Capitolo 5

Progetto dei piani di coda

5.1 Dimensionamento preliminare dei piani di coda

Verrà ora illustrato il dimensionamento preliminare del piano di coda verticale ed orizzontale. Questa prima stima si basa sulla scelta di alcuni parametri geometrici, facendo riferimento a velivoli simili, e non tiene in conto di tutti gli effetti aerodinamici, come ad esempio il fenomeno del *downwash*, che verranno però analizzati in dettaglio nel dimensionamento effettivo dei piani di coda, proposto in seguito.

Il metodo che si è seguito per il dimensionamento è il *metodo* \bar{V} , suggerito in [14], part II, il quale implica la scelta delle seguenti grandezze:

- allungamento alare AR
- angolo di freccia Λ
- rastremazione λ
- spessore massimo t/c
- profilo
- angolo diedro Γ
- angolo di calettamento i

5.1.1 Piano di coda orizzontale

Da tabelle riportate in [14] e da aerei simili si sono imposti i seguenti parametri:

$$AR = 5 \quad ; \quad \Lambda = 0^\circ \quad ; \quad \Gamma = 0^\circ \quad ; \quad \lambda = 1$$

Per determinare la superficie S_h del piano di coda orizzontale, si definisce il parametro \bar{V}_h noto come *rapporto volumetrico del piano di coda orizzontale*:

$$\bar{V}_h = \frac{X_h S_h}{S \bar{c}} \quad (5.1)$$

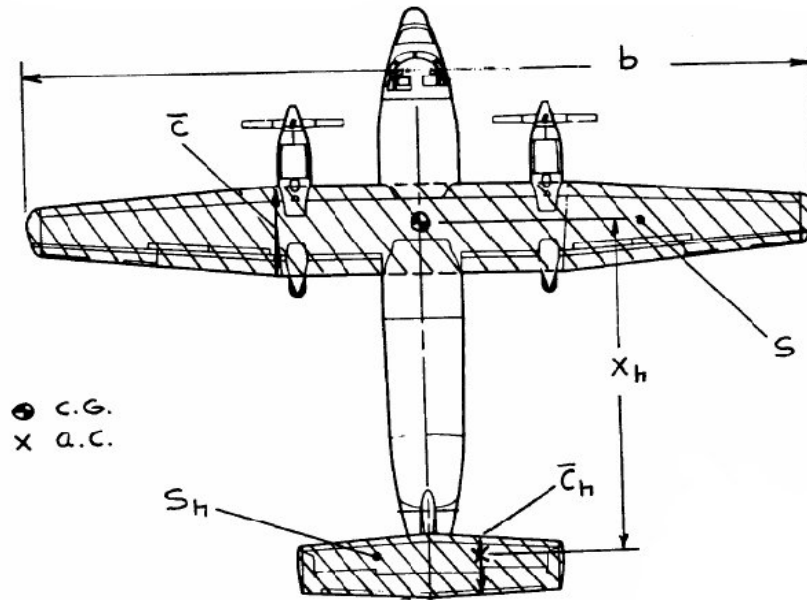


Figura 5.1: Grandezze caratteristiche

dove S è la superficie alare, \bar{c} è la corda media geometrica dell'ala, X_h è la distanza del baricentro del velivolo parziale dal fuoco del piano di coda e S_h è la superficie del piano orizzontale.

La grandezza X_h è stata determinata con una proporzione riferita a grandezze medie:

$$X_{hmean} : l_{mean} = X_h : l \quad (5.2)$$

quindi:

$$X_h = \frac{X_{hmean} l}{l_{mean}} \quad (5.3)$$

dove con l si è indicata la lunghezza della fusoliera del nostro velivolo e, con $X_{h_{mean}}$ e l_{mean} rispettivamente distanza del baricentro del velivolo parziale dal fuoco del piano di coda orizzontale e lunghezza della fusoliera ricavate come media da valori di aerei simili.

Il valore ottenuto è stato di:

$$X_h = 14.8 \text{ ft} = 4.51 \text{ m}$$

A questo punto è possibile rappresentare graficamente il rapporto volumetrico in funzione di S , c ed X_h opportunamente interpolato per i dati dei velivoli appartenenti alla nostra classe:

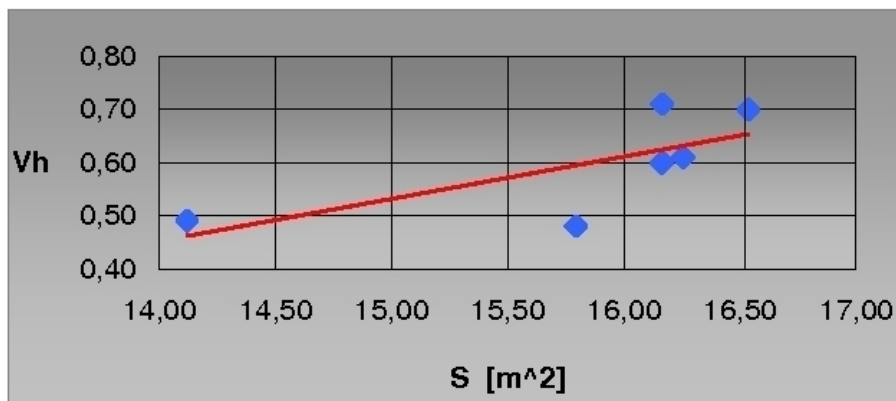


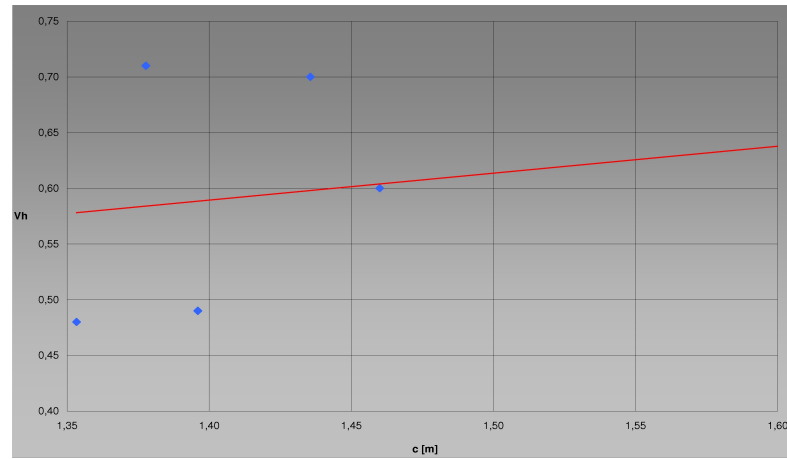
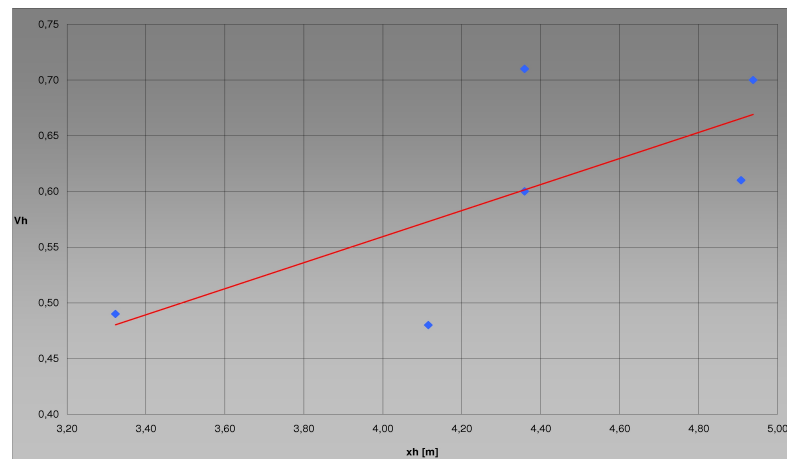
Figura 5.2: Rapporto volumetrico in funzione di S

entrando in ogni uno dei seguenti grafici con i valori effettivi di S , c ed X_h otteniamo tre differenti valori del rapporto volumetrico:

$S = 145 \text{ ft}^2$	$V_{h_1} = 0.356$
$c = 4.26 \text{ ft}$	$V_{h_2} = 0.561$
$X_h = 14.8 \text{ ft}$	$V_{h_3} = 0.609$

Il valore totale sarà dato dalla media dei contributi appena calcolati:

$$\overline{V_h} = 0.509$$

Figura 5.3: Rapporto volumetrico in funzione della corda C Figura 5.4: Rapporto volumetrico in funzione di X_h

da cui:

$$S_h = \frac{\bar{V}_h S \bar{c}}{X_h} = 21.3 \text{ ft}^2 = \mathbf{1.98 \text{ m}^2} \quad (5.4)$$

$$b_h = \sqrt{S_h AR} = 10.31 \text{ ft} = \mathbf{3.14 \text{ m}} \quad (5.5)$$

$$c_{h_{root}} = c_{h_{tip}} = \frac{S_h}{b_h} = 2.06 \text{ ft} = \mathbf{0.628 \text{ m}} \quad (5.6)$$

5.1.2 Piano di coda verticale

In analogia a quanto fatto per il piano di coda orizzontale, dalle tabelle riportate in [14] e da aerei simili, si sono imposti i seguenti parametri:

$$AR = 1.8 \quad ; \quad \Lambda = 35^\circ \quad ; \quad \Gamma = 90^\circ \quad ; \quad \lambda = 0.65 \quad ; \quad i_v = 0^\circ$$

Si definisce rapporto volumetrico del piano di coda verticale:

$$\bar{V}_v = \frac{X_v S_v}{S b} \quad (5.7)$$

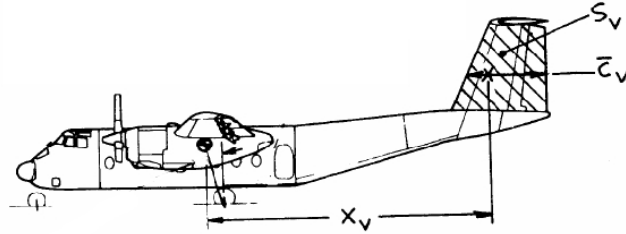


Figura 5.5: Grandezze caratteristiche

dove b è l'apertura alare, X_v è la distanza del baricentro del velivolo parziale dal fuoco del piano verticale e S_v è la superficie del piano verticale.

Analogamente a quanto fatto per il piano orizzontale, tramite una proporzione riferita a grandezze medie si può ricavare X_v :

$$X_v = \frac{X_{v_{mean}} l}{l_{mean}} \quad (5.8)$$

dove con l si è indicata la lunghezza della fusoliera del nostro velivolo e, con $X_{v_{mean}}$ e l_{mean} rispettivamente distanza del baricentro del velivolo parziale dal fuoco del piano di coda verticale e lunghezza della fusoliera ricavate come media da valori di aerei simili.

Il valore ottenuto è stato di:

$$X_v = 14.6 \text{ ft} = 4.79 \text{ m}$$

A questo punto è possibile rappresentare graficamente il rapporto volumetrico in funzione di S , c ed X_v opportunamente interpolato per i dati dei velivoli appartenenti alla nostra classe:

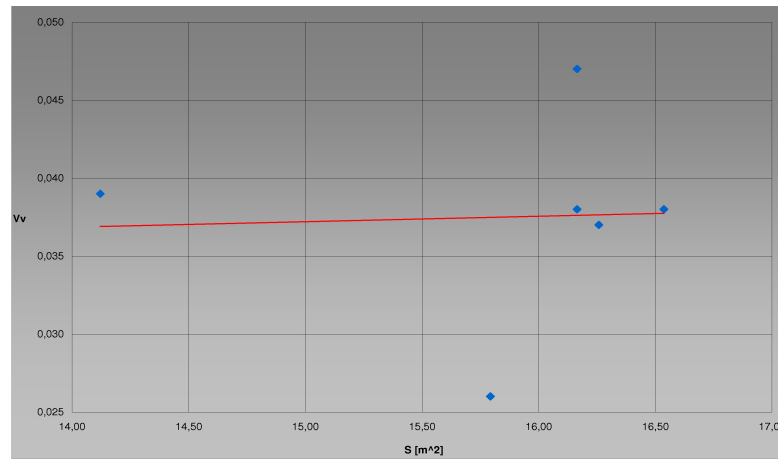


Figura 5.6: Rapporto volumetrico in funzione di S

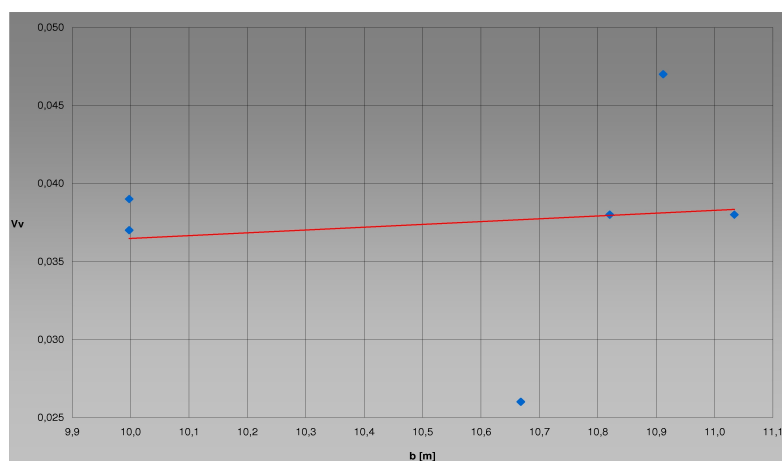
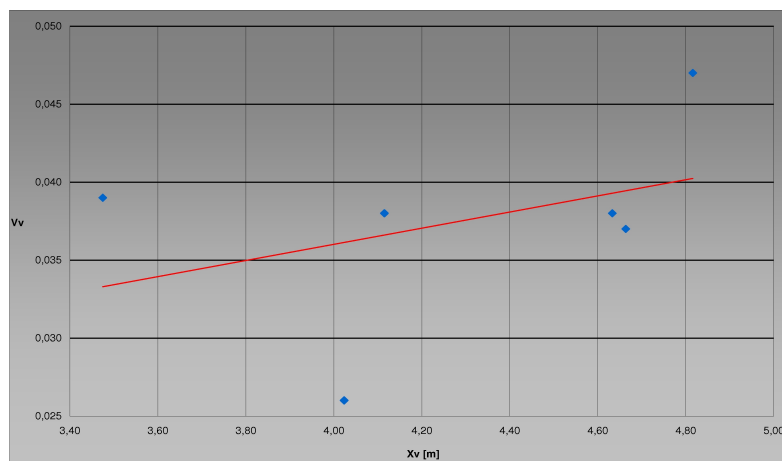
entrando in ogni uno dei seguenti grafici con i valori effettivi di S , c ed X_v otteniamo tre differenti valori del rapporto volumetrico il cui valore medio risulta essere:

$$\bar{V}_v = 0.04$$

da cui:

$$S_v = \frac{\bar{V}_v S b}{X_v} = 12.6 \text{ ft}^2 = \mathbf{1.17 \text{ m}^2} \quad (5.9)$$

$$b_v = \sqrt{S_v A R_v} = 4.76 \text{ ft} = \mathbf{1.45 \text{ m}} \quad (5.10)$$

Figura 5.7: Rapporto volumetrico in funzione della corda C Figura 5.8: Rapporto volumetrico in funzione di X_v

avendo inoltre una rastremazione $\lambda = 0.65$ risulta

$$c_{v_{root}} = 3.98 \text{ ft} = \mathbf{1.21 \text{ m}} \quad (5.11)$$

$$c_{v_{tip}} = 2.84 \text{ ft} = \mathbf{0.789 \text{ m}} \quad (5.12)$$

5.2 Dimensionamento del piano di coda orizzontale

Nel paragrafo precedente è stato effettuato un primo dimensionamento del piano di coda orizzontale che ha condotto alla scelta delle seguenti caratteristiche:

S_h	1.98 m^2
c_h	3.14 m
b_h	0.628 m
<i>profilo</i>	NACA 0006

Questa prima valutazione è stata eseguita con il *metodo* \bar{V} basato sulla stima da velivoli simili; è proprio questa la motivazione che ci ha condotto ad utilizzare per il nostro velivolo un piano di coda del tipo *stabilatore*.

Il non aver osservato l'utilizzo, su velivoli simili, di piani di coda differenti, non esclude l'utilizzo, sul nostro velivolo, di un piano di coda diverso da quello adottato. Si è pensato quindi di dimensionare, oltre al piano di tipo *stabilatore*, anche un piano di tipo *stabilizzatore-equilibratore*; si ritiene che uno studio comparato delle due soluzioni sia comunque utile, per un velivolo di questa categoria, in una fase iniziale di progetto.

Si considereranno per il dimensionamento due condizioni critiche:

- minimo margine di stabilità a comandi liberi;
- equilibrio all'atterraggio.

5.2.1 Piano del tipo *stabilatore*

Minimo margine di stabilità

Nel caso di piano di tipo stabilatore, il margine di stabilità a comandi liberi coincide con il margine di stabilità a comandi bloccati poiché il contributo del momento di cerniera è pari ad uno:

$$\left(1 - \tau \frac{C_{h_\alpha}}{C_{h_\delta}}\right) = 1 \quad (5.13)$$

La prima condizione critica impone che il minimo margine di stabilità, cioè quello ottenuto con baricentro massimo arretrato (31, 2%), debba essere inferiore a -0.05:

$$\left(\frac{\partial C_m}{\partial C_L}\right) = X_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \bar{V}'_t \leq -0.05 \quad (5.14)$$

dove:

- X_a è la distanza tra baricentro del velivolo e centro aerodinamico del velivolo parziale:

$$X_a = X_{C.G.} - X_{CAVP} = 0.312 - 0.144 = 0.168 \quad (5.15)$$

- a_t è il gradiente della retta di portanza del piano di coda:

$$a_t = \frac{a_0}{1 + 57.3 \frac{a_0}{\pi A R_t}} = \frac{a_0}{1 + 57.3 \frac{a_0 S_t}{\pi b_t^2}} \quad (5.16)$$

- a_0 è il graiente della retta di portanza del profilo scelto .

$$(a_0 = 0.108 \text{ } 1/^\circ)$$

- a è il gradiente della retta di portanza dell'ala:

$$a = 0.079 \text{ } 1/^\circ$$

- $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$ è il termine che esprime il *downwash* dell'ala. Con la procedura proposta in [10] è risultato essere pari a:

$$\frac{d\epsilon}{d\alpha} = 0.339$$

- \bar{V}'_t è il rapporto volumetrico del piano di coda:

$$\bar{V}'_t = \frac{S_t l_{AC}}{S \bar{c}} \quad (5.17)$$

Sostituendo la 5.17 e la 5.16 nella 5.14 otteniamo una espressione della superficie del piano S_t funzione della sola apertura b_t .

$$S_t \geq \frac{b_t^2}{1.1164b_t^2 - 1.9698} \quad (5.18)$$

Facendo variare l'apertura in un certo intervallo, otteniamo tutte le superfici possibili per il nostro piano di coda relative alla prima condizione critica, figura 5.9

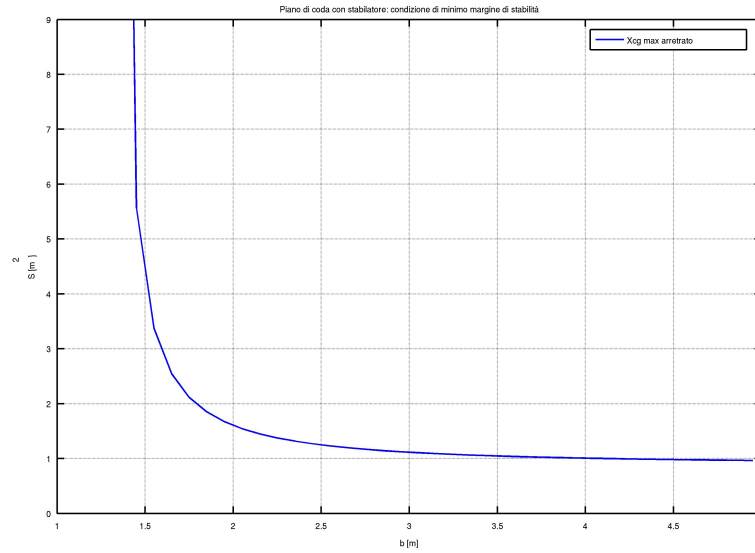


Figura 5.9: 1^a condizione critica

Condizione di equilibrio in atterraggio

La condizione di equilibrio all'atterraggio va scritta come:

$$C_m = C_{m_{ACVP}} + \left[X_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \bar{V}'_t \right] C_{Le} - a_t \bar{V}'_t \alpha_{t0} = 0 \quad (5.19)$$

dove però bisogna considerare:

- Baricentro massimo avanzato (23.6%)
- Flaps con deflessione massima
- Effetto suolo

Baricentro massimo avanzato

Il baricentro massimo avanzato è situato al 23.6% della corda media aerodinamica. Risulta quindi che in atterraggio:

$$X_a = X_{C.G.} - X_{AC_{vp}} = 0.236 - 0.144 = 0.092$$

Flaps con deflessione massima

I flaps utilizzati per il nostro velivolo prevedono una massima deflessione di 30° al decollo. Si considererà, però, per ragioni di calcolo dovute al diverso metodo adoperato in questa sede, una deflessione massima di 35°. Il volo con i flaps alla massima estensione produce:

- una variazione del coefficiente di momento attorno al centro aerodinamico del velivolo parziale:

$$C_{m_{ACVP}} = C_{m_{ACVP_{\delta f=0}}} + \Delta C_{m_{ACVP_{\delta f_{atter}}}} = -0.419 \quad (5.20)$$

dove il primo termine è stato stimato essere pari a:

$$C_{m_{ACVP_{\delta f=0}}} = -0.0495$$

mentre il secondo termine è ottenibile da grafici riportati in [12] entrando con deflessione massima del flaps di 35°:

$$\Delta C_{m_{ACVP_{\delta f_{atter}}}} = -0.370$$

- una variazione dell'angolo di portanza nullo α_{zl} :

$$\alpha_{zl_{flap}} = \alpha_{zl} - \Delta\alpha_{zL} = -15.6^\circ \quad (5.21)$$

dove il primo termine è quello riferito alla condizione di volo non flappato:

$$\alpha_{zl} = -1.73^\circ$$

mentre il secondo rappresenta la variazione dell'angolo di incidenza nullo dovuto all'incremento di portanza legato all'azione dei flaps:

$$\Delta\alpha_{zL} = \frac{dC_L}{C_{L\alpha}} = 13.9^\circ \quad (5.22)$$

dove:

$$dC_L = \tau_{corr}\eta_{corr}\delta_{flaps}C_{L\alpha} = 1.09 \quad (5.23)$$

e

$$\tau_{corr} = 0.60 \quad ; \quad \eta_{corr} = 0.66$$

sono ricavati da grafici riportati in [10] entrando con un rapporto delle corde $\frac{C_f}{C} = 0.25$

- un incremento del C_{LMAX} :

$$C_{LMAX_{landing}} = C_{LMAX} + dC_{LMAX} = 2.33 \quad (5.24)$$

dove il primo termine è il massimo coefficiente di portanza dell'ala

$$C_{LMAX} = 1.55$$

mentre il secondo termine è legato all'azione dei flaps

$$dC_{LMAX} = \frac{dC_{LMAX}}{dC_L} dC_L$$

ed il termine

$$\frac{dC_{LMAX}}{dC_L} = 0.710$$

è ricavabile da grafici di [10] entrando con il rapporto delle corde $\frac{C_f}{C} = 0.25$

Il coefficiente di portanza da considerare per l'equilibrio in atterraggio nella 5.19 è pari al 90% di quello massimo appena calcolato:

$$C_{Le} = C_{LMAX_{landing}} \cdot 0.900 = 2.09$$

Effetto suolo

L'effetto suolo produce:

- Una riduzione del 10% del *downwash*

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \Big|_{cruise} \cdot 0.900 = 0.306$$

- Una variazione della pendenza delle rette di portanza sia dell'ala che del piano di coda:

$$a|_{e.suolo} = a|_{cruise} \cdot 1.02$$

$$a_t|_{e.suolo} = a_t|_{cruise} \cdot 1.02$$

Sostituendo i termini appena determinati ed esplicitando le equazioni 5.16 e 5.17 all'interno della 5.19 otteniamo una espressione della superficie del piano S_t funzione della sola apertura b_t .

$$S_t \geq \frac{b_t^2}{1.84b_t^2 - 1.97} \quad (5.25)$$

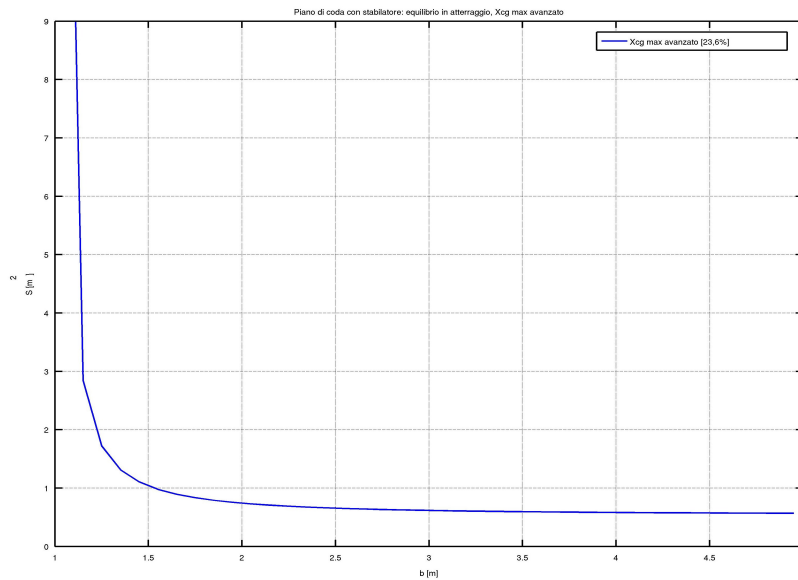


Figura 5.10: 2^a condizione critica

A questo punto possiamo andare a scegliere le grandezze caratteristiche del nostro piano di coda. Scegliendo come dimensioni:

S_t	2.10 m^2
b_t	2.50 m

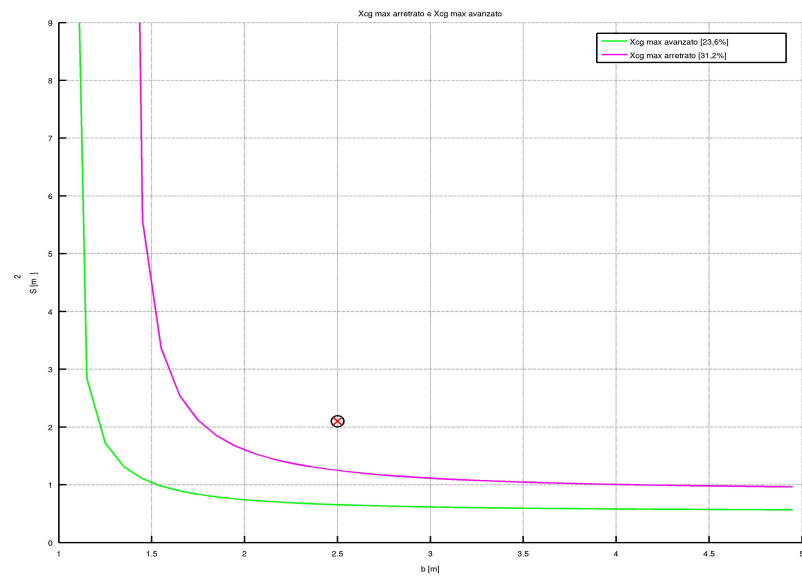


Figura 5.11: Grandezze del piano di coda

ci troviamo al di sopra delle curve rappresentanti le due condizioni critiche appena determinate, figura 5.11. Le altre grandezze del piano, derivanti dalla scelta appena fatta, sono:

AR_t	2.98
a_t	0.0650 1/°
V_t	0.566

Sono riportate, nelle figure da 5.12 a 5.14, alcune immagini del piano di coda orizzontale realizzate con *CATIA*.

L'angolo di calettamento in crociera del piano è:

$$i_{t_0} = -1.12^\circ$$

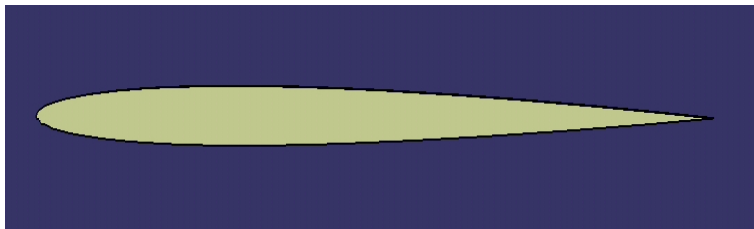


Figura 5.12: Profilo NACA0006

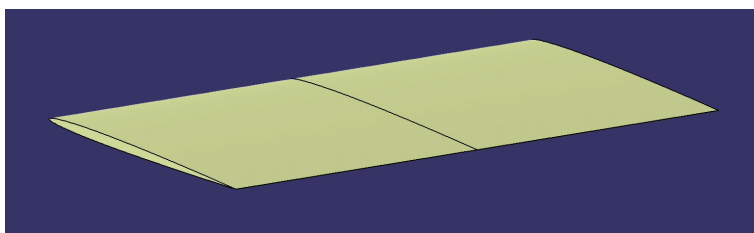


Figura 5.13: Vista dall'alto del piano orizzontale

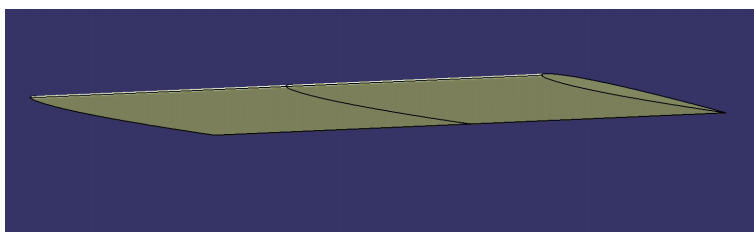


Figura 5.14: Vista dal basso del piano orizzontale

Il punto neutro si trova:

$$N_0 = X_{AC_{VP}} + \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) V_t = \mathbf{0.452} \quad (5.26)$$

al **45.2% della corda media aerodinamica**, mentre i margini di stabilità per le due condizioni critiche sono pari a:

- $\mathbf{ms} = \mathbf{X_{CG} - N_0 = 0.3120 - 0.4515 = -0.1395}$ (1^a condizione critica)
- $\mathbf{ms} = \mathbf{X_{CG} - N_0 = 0.2360 - 0.4515 = -0.2155}$ (2^a condizione critica)

5.2.2 Piano del tipo *stabilizzatore - equilibratore*

Minimo margine di stabilità a comandi liberi

Nel caso di piano di tipo stabilizzatore-equilibratore, la prima condizione critica impone che il minimo margine di stabilità a comandi liberi, cioè quello ottenuto con baricentro massimo arretrato (31.2%), debba essere inferiore a -0.05 :

$$\left(\frac{\partial C_m}{\partial C_L} \right) = X_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \left(1 - \tau \frac{C_{h_\alpha}}{C_{h_\delta}} \right) \overline{V}'_t \leq -0.05 \quad (5.27)$$

Tutti i termini della espressione sono ricavati con la stessa procedura mostrata nel paragrafo 5.9, a differenza dei termini relativi alla presenza dell'equilibratore che sono così determinati:

- τ è valutato da tabelle riportate in [11] entrando con il rapporto tra la superfici ($S_e/S_c = 0.3$)
- C_{h_α} è valutato da tabelle riportate in [11] e poi corretto per il caso 3D:

$$C_{h_\alpha} = c_{h_\alpha} \frac{a_t}{a_0} \quad (5.28)$$

- C_{h_δ} è anch'esso valutato da tabelle riportate in [11] e poi corretto per il caso 3D:

$$C_{h_\delta} = c_{h_\delta} + \tau(C_{h_\alpha} - c_{h_\alpha}) \quad (5.29)$$

τ	0.506
$c_{h\alpha}$	-0.00742
$C_{h\alpha}$	-0.00385
$c_{h\delta}$	-0.0131
$C_{h\delta}$	-0.0113

esplicitando la 5.27 otteniamo una espressione della superficie del piano (S_t) in funzione della sola apertura b_t :

$$S_t \geq \frac{b_t^2}{0.924b_t^2 - 1.97} \quad (5.30)$$

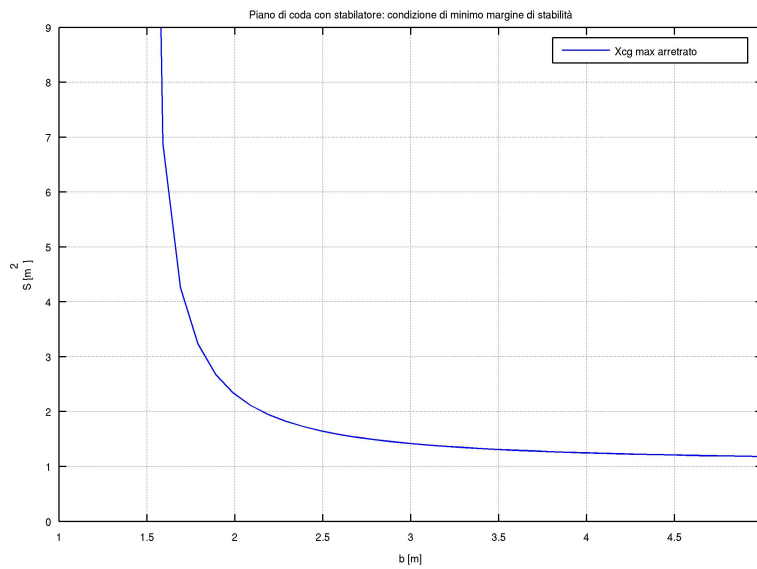
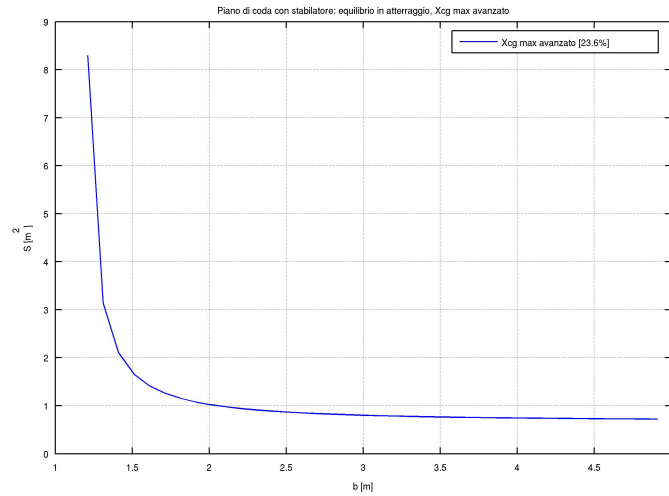


Figura 5.15: 1^a condizione critica

Condizione di equilibrio in atterraggio

Con procedura del tutto analoga a quella riportata nel paragrafo 5.10, ricaviamo una espressione che lega superficie ed apertura alare:

$$S_t \geq \frac{b_t^2}{1.47b_t^2 - 1.97} \quad (5.31)$$

Figura 5.16: 2^a condizione critica

A questo punto possiamo andare a scegliere le grandezze caratteristiche del nostro piano di coda. A parità di apertura alare per il caso stabilizzatore, la superficie del piano stabilizzatore-equilibratore deve essere maggiore affinché ci si porti nella zona al di sopra le due curve critiche appena determinate.

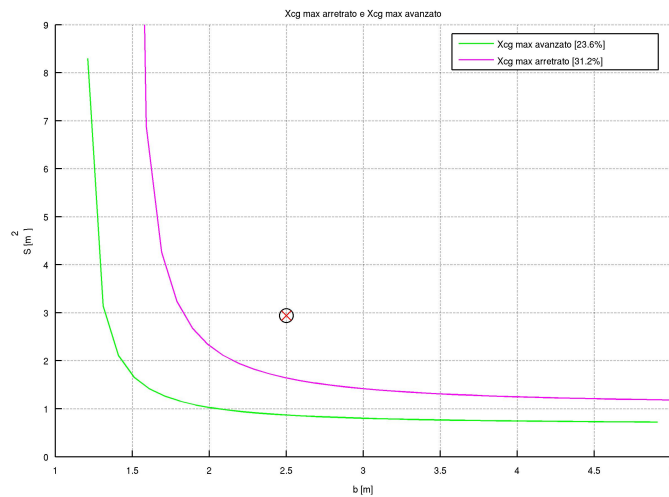


Figura 5.17: Grandezze del piano di coda

Possiamo quindi scegliere come grandezze caratteristiche:

S_t	2.90 m^2
b_t	2.50 m

Come era ovvio aspettarsi, a parità di condizioni e di apertura alare, il piano di tipo stabilizzatore presenta una superficie più piccola.

5.3 Progetto del tab

5.3.1 Scelta dei parametri geometrici

Sul piano di tipo stabilizzatore si andrà ad introdurre anche un *tab*. Le caratteristiche geometriche del tab sono state scelte in modo arbitrario per verificarne, a fine trattazione, la bontà a valle della valutazione degli sforzi prodotti. Si è imposto che la superficie e l'apertura fossero uguali rispettivamente al 5% ed al 50% di quelle del piano orizzontale, da cui si ricava che il rapporto delle corde è del 10%:

	[m]	[ft]
C_t	0.084	0.276
b_t	1.250	4.101
	[m ²]	[ft ²]
S_t	0.105	1.130

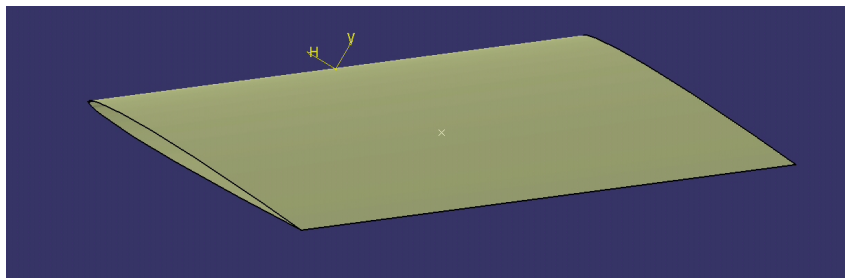


Figura 5.18: Vista prospettica del tab dall'alto

Il profilo scelto per la sua realizzazione è quello utilizzato per il piano di coda orizzontale, *NACA 0006*, figura 5.20

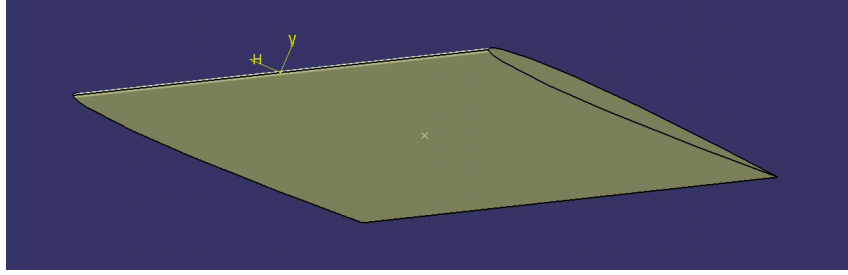


Figura 5.19: Vista prospettica del tab dal basso

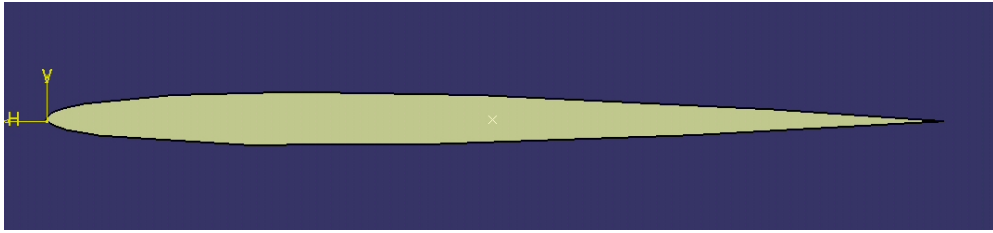


Figura 5.20: Vista laterale del tab

5.3.2 Valutazione degli sforzi di barra

La procedura utilizzata per il calcolo degli sforzi di barra è quella mostrata in [10]. La posizione del baricentro rispetto alla quale questi verranno calcolati è quella massima arretrata (31.2%) calcolata in precedenza. Dai diagrammi 8.11 e 8.12 di [10] possiamo valutare b_1 , b_2 , e τ :

$b_1[1/rad]$	0.0500
$b_2[1/rad]$	-0.105
τ	0.1

Si andranno poi a valutare i parametri:

$$C_{M_\alpha} = C_{L_\alpha} X \quad (5.32)$$

$$C_{M_i} = \eta_h V_h a_h \quad (5.33)$$

$$C_{L_i} = -a_h \frac{S_t}{S_h} \quad (5.34)$$

$$A = \frac{(b_1 - b_2 K_e)}{(1 - \tau K_e)} \frac{C_{M_\alpha}}{(C_{M_i} C_{L_\alpha} - C_{M_\alpha} C_{L_i})} + \frac{b_1 (1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha})}{C_{L_\alpha}} \quad (5.35)$$

$$P = GS_h C_h \left(\frac{W}{S} \right) A \left[1 - \left(\frac{V}{V_{trim}} \right)^2 \right] \quad (5.36)$$

Dove i pedici t ed h stanno rispettivamente per *tab* e *horizontal tail*. Il termine X rappresenta la distanza tra il baricentro del velivolo completo ed il centro aerodinamico del piano di coda orizzontale, adimensionalizzata rispetto alla lunghezza della fusoliera. Dalle equazioni 5.32, 5.33, 5.34 e 5.35 scegliendo per G e K_e i valori, rispettivamente, di $0.5 rad/ft$ e -1.5 si sono ottenuti i seguenti risultati:

$C_{M_\alpha} [1/rad]$	-2.73
$C_{M_i} [1/rad]$	1.38
$C_{L_i} [1/rad]$	-0.229
A	0.0526

Dalla relazione 5.36, scegliendo come velocità di *trim* le velocità di 190, 200, 272 e 300 Km/h si sono ottenuti gli andamenti degli sforzi di figura 5.21.

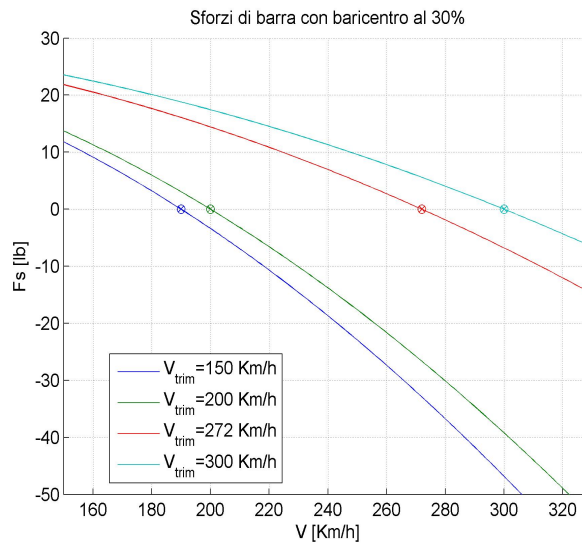


Figura 5.21: Sforzi di barra

Il diagramma mostra come, per la geometria da noi scelta, gli sforzi di barra siano limitati in un range di $30 - 50 lb$ e quindi né troppo bassi né troppo alti per la sensibilità del pilota.

5.3.3 Determinazione del δ_0 in volo trimmato

Ad una fissata velocità di trim è possibile determinare una opportuna inclinazione δ_0 del tab che ci permette di ottenere uno sforzo di barra nullo. Dalla relazione:

$$\delta_0 = \left[-\frac{2W}{\rho S} \frac{A}{(V_{trim})^2} - \frac{B}{2} \right] \frac{1}{b_2} \quad (5.37)$$

dove:

$$B = \frac{(b_1 - b_2 K_e)}{(1 - \tau K_e)} \frac{C_{L_\alpha} C_{M_{ac}}}{(C_{M_i} C_{L_\alpha} - C_{M_\alpha} C_{L_i})} \quad (5.38)$$

è stato quindi possibile valutare l'inclinazione del tab per le quattro V_{trim} sopra indicate:

$V_{trim}[Km/h]$	$\delta_0[^\circ]$
190	6.15
200	5.65
272	3.52
300	3.07

La velocità di maggiore interesse per il volo trimmato è quella di crociera ($272Km/h$) alla quale il tab deve essere inclinato di circa 3° per ottenere uno sforzo di barra nullo.

5.4 Stabilità direzionale

Dal dimensionamento preliminare del piano di coda verticale si sono ottenuti i seguenti valori:

$$S_v = 1.17m^2$$

$$bv = 1.45m$$

$$AR_v = 1.80$$

Si analizzerà ora la stabilità latero-direzionale del velivolo con questo piano verticale, per verificare che queste dimensioni siano sufficienti a soddisfare determinate condizioni critiche.

5.4.1 Piantata di un motore

La prima condizione che si va ad analizzare è la piantata di un motore, essendo il nostro velivolo un bimotore; in tale condizione, il timone dovrà essere in grado di bilanciare il momento imbardante che nasce avendo un solo motore operativo.

Secondo il bilancio ai momenti è

$$M_t = M_v$$

dove con M_t indichiamo il momento imbardante generato dall'unico motore attivo e con M_v il momento bilanciante del timone. Per il nostro velivolo si ottiene:

$$M_t = \frac{P_a \cdot \eta_p \cdot l_p}{v} \quad (5.39)$$

dove con P_a si indica la potenza disponibile dal motore operativo, pari a $98.6hp$, ma da esprimere in Watt nella formula; l_p è la distanza tra l'asse del motore e l'asse della fusoliera, nel nostro caso pari a $1.75m$; η_p si assume pari a 0.80.

Con tali valori quindi si ottiene

$$M_t = \frac{1.04 \cdot 10^4}{v}$$

Il momento bilanciante del timone si esprime invece come

$$M_v = Y_v \cdot l_v \quad (5.40)$$

Con l_v si indica la distanza del baricentro dal centro aerodinamico del piano di coda verticale; Y_v è invece la devianza del timone, data da:

$$Y_v = C_{Y_v} \cdot \epsilon a_v \cdot q_v \cdot S_v \quad (5.41)$$

dove:

$$C_{Y_v} = -a_v \cdot \tau \cdot \delta_v \quad (5.42)$$

e

$$a_v = \frac{a_{0v}}{1 + \frac{57.3 \cdot a_{0v}}{\pi \cdot AR_{ev}}} \quad (5.43)$$

L'allungamento alare effettivo è $AR_{ev} = 1.55 \cdot AR_v$, il gradiente della retta di portanza del profilo $a_{0v} = 0.109$; τ si ricava graficamente, avendo

impostato il rapporto tra le superfici di timone e deriva pari a 0.3, e si ottiene pertanto il valore 0.5; η_v è assunto pari a 0.95 e δ_v è la deflessione massima, pari a 25° ; la pressione dinamica in funzione della velocità è $q = v^2/16$.

Con tutti i valori indicati si ottiene:

$$M_v = 0.22 \cdot S_v \cdot v^2$$

Imponendo l'uguaglianza tra M_t ed M_v , espressione della condizione di piantata di un motore, si ottiene:

$$S_v = \frac{4.71 \cdot 10^4}{v^3}$$

E' possibile a tal punto ottenere graficamente la dipendenza tra la superficie e la velocità in tal condizione, mostrata in figura 5.22

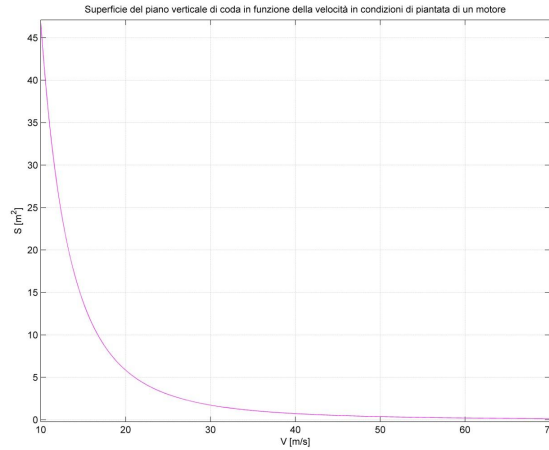


Figura 5.22: Superficie in m^2 necessaria a fronteggiare la piantata di un motore in funzione della velocità

Considerando ora che la velocità di stallo del nostro velivolo in condizioni di decollo è di $28.8 m/s$, la velocità minima di controllo sarà allora

$$v_{mc} = 1.2 \cdot v_s = 34.6 m/s \quad (5.44)$$

Con questo valore di velocità si ricava che la superficie necessaria deve essere almeno pari a

$$S_v = 1.11 m^2 < 1.17 m^2$$

Come indicato, questo valore della superficie è minore di quello determinato nella fase di dimensionamento preliminare, anzi con questa superficie la velocità minima di controllo può essere anche pari a $33.9m/s$, una situazione più conveniente.

Le dimensioni scelte dunque per il piano di coda verticale sono:

S_v	$1.17m^2$
b_v	$1.45m$
AR_v	1.80
c_{v_r}	$1.21m$
c_{v_t}	$0.789m$
\overline{c}_v	$0.921m$

dove con \overline{c}_v si è indicata la corda media del piano di coda verticale.

Si può anche calcolare la potenza di controllo della deriva, pari a:

$$C_{n_{\delta_r}} = \frac{dC_n}{d\delta_r} = -a_v \tau \frac{S_v l_v}{S b} \eta_v = -0.00122$$

5.4.2 Verifica di stabilità direzionale

Per verificare la stabilità direzionale, bisogna valutarne l'indice e verificare che esso sia

$$C_{n_\beta} \leq -0.0005$$

che rappresenta il minimo margine di stabilità direzionale per baricentro al 30% della corda media aerodinamica.

L'indice di stabilità direzionale è ottenibile dalla somma di diversi contributi, [10]:

$$C_{n_\beta} = C_{n_{\beta_w}} + C_{n_{\beta_{fus}}} + C_{n_{\beta_{prop}}} + \Delta C_{n_\beta} + C_{n_{\beta_{vt}}}$$

Per calcolarlo quindi bisogna quindi valutare il peso di ogni singolo termine.

Contributo dell'ala In questo termine conta la freccia dell'ala, ed essendo nulla per il nostro velivolo, il suo contributo sarà nullo

$$C_{n_{\beta_w}} = 0$$

Contributo della fusoliera Dalla discretizzazione della fusoliera in tratti, siamo in grado di calcolare questo contributo:

$$C_{n_{\beta fus}} = \frac{\pi (k_2 - k_1)}{114.6 S b} = 9.16 \cdot 10^{-4}$$

Contributo delle eliche Conoscendo il diametro dell'elica D , il numero di propulsori N , la distanza l_p dell'asse dell'elica da quello di fusoliera, ed il coefficiente $dC_{Y_p}/d\beta$, funzione del numero di pale (nel nostro caso 2), si calcola il contributo dell'elica in funzionamento *windmilling*, che moltiplicato per 1.5 ci fornisce il contributo per l'elica in *full power*, pari a:

$$C_{n_{\beta prop}} = 1.5 \cdot \frac{\pi D^2 l_p \frac{dC_{Y_p}}{d\beta} N}{4 S b} = 1.5 \cdot 1.02 \cdot 10^{-4} = 1.53 \cdot 10^{-4}$$

Contributo di interferenza ala fusoliera Per ala alta, questo contributo è:

$$\Delta C_{n_{\beta}} = -0.0002$$

Contributo del piano verticale La formula per calcolare il contributo del piano verticale di coda è:

$$C_{n_{\beta vt}} = -a_v \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \frac{S_v l_v}{S b} \eta_v \quad (5.45)$$

nella quale a_v si determina secondo la 5.43, mentre si deve determinare il termine

$$\left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \eta_v = 0.724 + 3.06 \left(\frac{S_v/S}{1 + \cos(\Lambda_{c/4})} \right) + 0.4 \frac{z_w}{d_i} + 0.009 A Re_v = 1.08 \quad (5.46)$$

dove le lunghezze $z_w = 0.225m$ e $d_i = 0.450m$ sono mostrati nella figura 5.23, e l'angolo di freccia ad 1/4 della corda è $\Lambda_{c/4} = 7.35^\circ$.

In definitiva si ottiene:

$$C_{n_{\beta vt}} = -0.00276$$

Sommando tutti i contributi si ottiene l'indice di stabilità direzionale:

$$C_{n_{\beta}} = -0.00178 < -0.0005$$

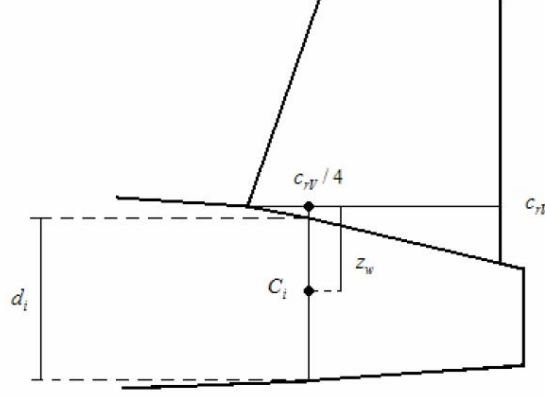


Figura 5.23: Parte caudale di fusoliera: lunghezze di interesse per la determinazione del contributo del piano di coda al $C_{n\beta}$

5.4.3 Calcolo del $C_{n\beta}$ a comandi liberi

Avendo scelto il rapporto tra corde tra parte mobile e fissa del piano verticale pari a 0.3, si ottengono i coefficienti $2d$,

$$C_{h_\alpha} = -0.0742 \quad ; \quad C_{h_\delta} = -0.0130$$

si applica la correzione per valutare i coefficienti $3d$:

$$C_{h_\alpha} = C_{h_\alpha}|_{2d} \frac{a_v}{a_{0v}} = -0.00433$$

$$C_{h_\delta} = C_{h_\delta}|_{2d} + \tau \cdot (C_{h_\alpha} - C_{h_\alpha}|_{2d}) = -0.00116$$

dove τ è stato calcolato per rapporto tra le superfici 0.3.

Si ottiene dunque, in definitiva:

$$C_{n\beta}|_{\text{free}} = C_{n\beta}|_{\text{fix}} \left[1 - \tau \left(\frac{C_{h_\alpha}}{C_{h_\delta}} \right) \right] = -0.000196$$

5.4.4 Verifica a raffica laterale

Verifichiamo che la deflessione del timone, calcolata come:

$$\delta_v = \frac{1}{\eta_v} \frac{S b C_{n\beta}}{S_v a_v \tau_v l_v} \beta \quad (5.47)$$

non superi mai i 25° per fronteggiare le raffiche laterali. Con le dimensioni scelte per il piano verticale, si ottiene:

$$\begin{aligned}\beta = 5.00^\circ &\rightarrow \delta_v = 7.28^\circ \\ \beta = 10.0^\circ &\rightarrow \delta_v = 14.6^\circ\end{aligned}$$

5.4.5 Verifica degli sforzi di pedaliera

Si è voluto verificare che, alla velocità di 150 mph , lo sforzo di pedaliera non superasse le 5 lb/deg , calcolando lo sforzo come:

$$\frac{dP_F}{d\beta} = \frac{-G q \eta_v S_r c_r C_{h_{\delta_r}} C_{n_{\beta}}|_{free}}{C_{n_{\delta_r}}} \quad (5.48)$$

dove:

$$\begin{aligned}G &= 25.9\text{ deg/ft} \\ q = \frac{1}{2}\rho v^2 &= 43.8 \frac{\text{lb}}{\text{ft}^2} \quad ; \quad \rho = 1.80 \cdot 10^{-3} \frac{\text{lb s}^2}{\text{ft}^4} \\ \eta_v &= 0.95 \\ S_r &= 3.78\text{ ft}^2 \\ c_r &= 0.905\text{ ft}\end{aligned}$$

ed i valori delle derivate sono quelli calcolati in precedenza. Inserendo tutto nella 5.48, si ottiene:

$$\frac{dP_F}{d\beta} = 3.30\text{ lb/deg} < 5.00\text{ lb/deg}$$

5.5 Verifica dell'effetto diedro

A valle del dimensionamento dei piani di coda, si è passati a valutare anche l'*indice di stabilità laterale*, strettamente collegato a quello di stabilità direzionale, a partire da tutti i suoi contributi, [10]:

$$C_{\mathcal{L}_{\beta_{TOT}}} = C_{\mathcal{L}_{\beta_w}} + C_{\mathcal{L}_{\beta_T}} + C_{\mathcal{L}_{\beta_v}} + \Delta C_{\mathcal{L}_{\beta_{fus}}} + \Delta C_{\mathcal{L}_{\beta_2}} \quad (5.49)$$

dove sono:

- $C_{\mathcal{L}\beta_w}$ il contributo dell'ala; essendo questa priva di rastremazione e freccia, dà contributo nullo, per cui è:

$$C_{\mathcal{L}\beta_w} = 0$$

- $C_{\mathcal{L}\beta_\Gamma}$ il contributo dell'angolo diedro, dato da:

$$C_{\mathcal{L}\beta_\Gamma} = -0.00021 \cdot K_\lambda \cdot K_A \cdot K_\Lambda \cdot \Gamma$$

Da [10] (fig. 8.39) si ricavano $K_\lambda = 1.15$, $K_A = 1$, $K_\Lambda = 0.8$. Nel dimensionamento preliminare dell'ala si era posto un angolo diedro di 1° ; si vuole ora verificare la stabilità laterale anche in assenza di angolo diedro, per cui porremo $\Gamma = 0$, il che ci conduce ad avere

$$C_{\mathcal{L}\beta_\Gamma} = 0$$

- $\Delta C_{\mathcal{L}\beta_{fus}}$ il contributo di interferenza tra ala e fusoliera; per ala alta risulta:

$$\Delta C_{\mathcal{L}\beta_{fus}} = -0.0006$$

- $\Delta C_{\mathcal{L}\beta_2}$ il contributo di interferenza tra ala e piano di coda, che risulta:

$$\Delta C_{\mathcal{L}\beta_2} = -0.00016$$

- $C_{\mathcal{L}\beta_v}$ il contributo del piano di coda verticale

$$C_{\mathcal{L}\beta_v} = -a\eta_v \frac{S_v}{S} \frac{Z_v}{b}$$

dove $Z_v = 0.82 m$ è la distanza del fuoco del piano di coda verticale dall'asse della fusoliera, il che conduce a

$$C_{\mathcal{L}\beta_v} = -0.00041$$

Da cui si ottiene, in definitiva,

$$C_{\mathcal{L}\beta_{TOT}} = -0.00117$$

Perché l'angolo diedro sia ben dimensionato sul velivolo, l'indice di stabilità laterale deve risultare circa la metà dell'indice di stabilità direzionale, nel nostro caso risulta:

$$C_{n_{\beta_{tot}}} = 1.52 \cdot C_{\mathcal{L}_{\beta_{tot}}}$$

che può ritenersi accettabile; si è comunque notato che, per arrivare al rapporto indicato tra $C_{n_{\beta_{tot}}}$ e $C_{\mathcal{L}_{\beta_{tot}}}$, si sarebbe dovuto introdurre un angolo diedro negativo.

Capitolo 6

Calcolo delle curve polari

Una volta dimensionate tutte le superfici del velivolo e determinate le lunghezze caratteristiche, si è passati al calcolo della polare, in cinque diverse condizioni:

- Configurazione pulita, baricentro nella posizione media in crociera
- Configurazione pulita, baricentro massimo avanzato
- Configurazione pulita, baricentro massimo arretrato
- Carrelli estesi, flap in posizione di decollo
- Carrelli estesi, flap in posizione di atterraggio

6.1 Polari in configurazione pulita

In configurazione pulita, si è tenuto conto dei seguenti contributi al C_D complessivo:

1. Resistenza dell'ala, sia parassita che indotta
2. Resistenza della fusoliera, compensiva della resistenza di interferenza con l'ala
3. Resistenza delle gondole motore, compensiva della resistenza di interferenza con l'ala e della resistenza dovuta al raffreddamento ad aria del motore

4. Resistenza parassita del piano di coda orizzontale
5. Resistenza indotta del piano di coda orizzontale (*trim drag*)
6. Resistenza parassita del piano di coda verticale

La resistenza complessiva dell'ala è stata già calcolata (vedi capitolo Progetto dell'ala) grazie alla resistenza parassita del profilo medio e alla resistenza indotta calcolata, alle varie incidenze, con il metodo di Multhopp.

Per le altre aliquote di resistenza si è fatto riferimento al capitolo IV della parte VI di [14]

Si mostrano, nelle figure da 6.1 a 6.3, gli andamenti delle curve polari in configurazione pulita

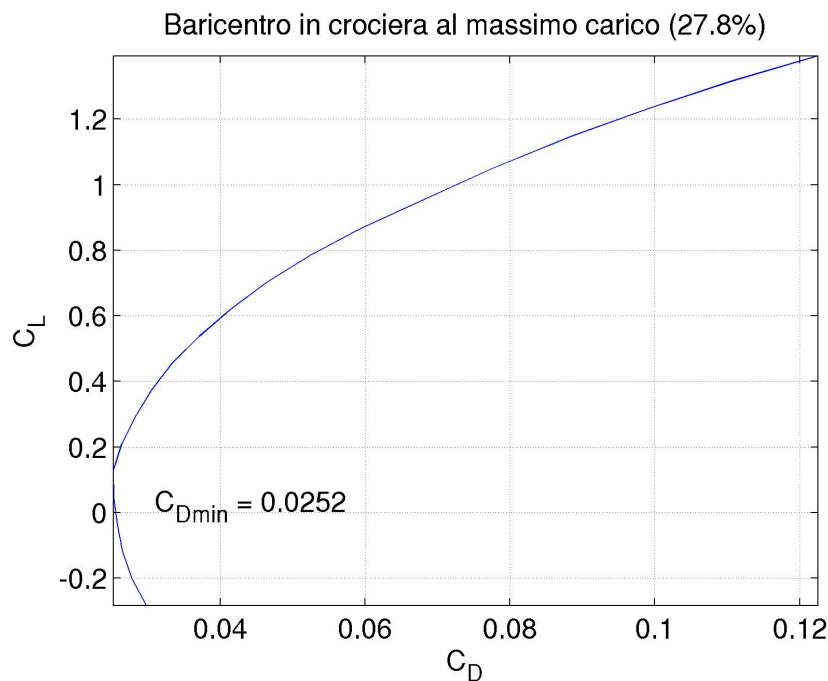


Figura 6.1: Polare del velivolo in crociera, configurazione pulita, baricentro nella posizione media

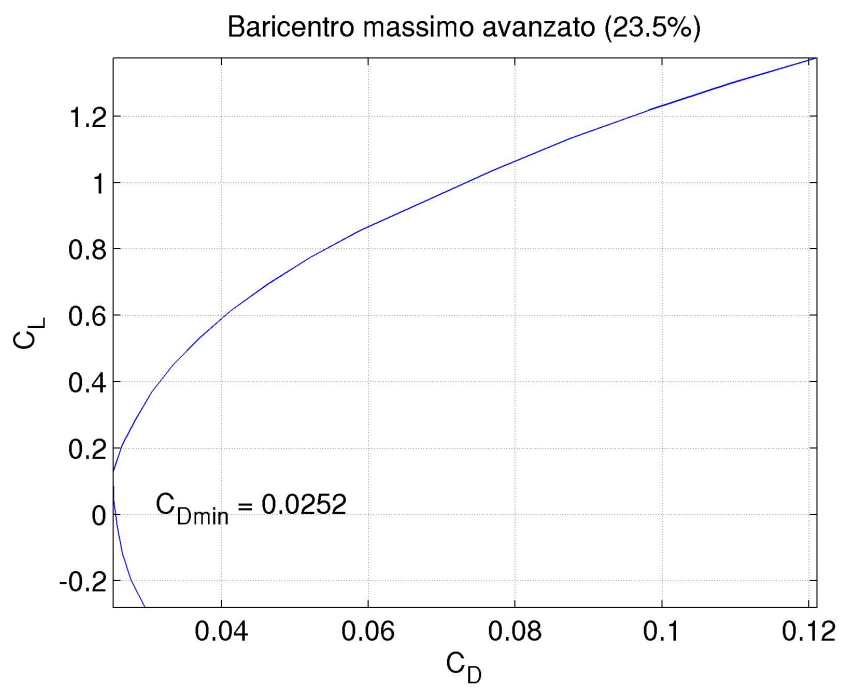


Figura 6.2: Polare del velivolo in crociera, configurazione pulita, baricentro massimo avanzato

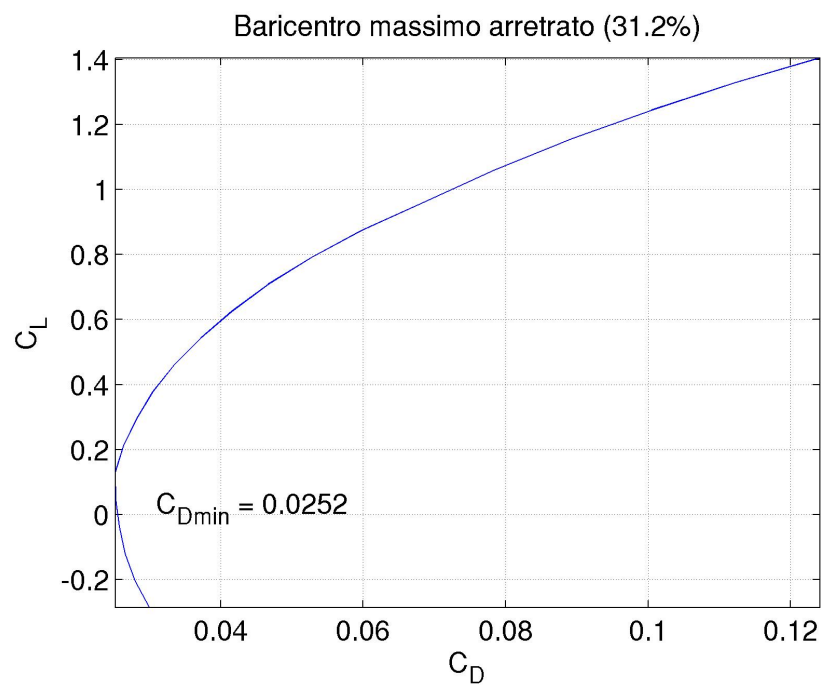


Figura 6.3: Polare del velivolo in crociera, configurazione pulita, baricentro massimo arretrato

6.2 Polari con flap e carrelli estesi

Tenendo conto delle variazioni di C_L del velivolo totale indotte dall'estensione dei flap, e delle resistenze di forma aggiuntive prodotte da flap e carrelli, si sono calcolate le curve polari, sia con flap in condizioni di decollo (deflessione di 18°) sia con flap in condizioni di atterraggio (deflessione di 30°); in entrambi i casi, si è tenuto conto di un flap di tipo *single slotted*, esteso sul 37.5% dell'apertura, con un rapporto $c_f/c_w = 0.25$.

I risultati sono mostrati nelle figure 6.4 e 6.5

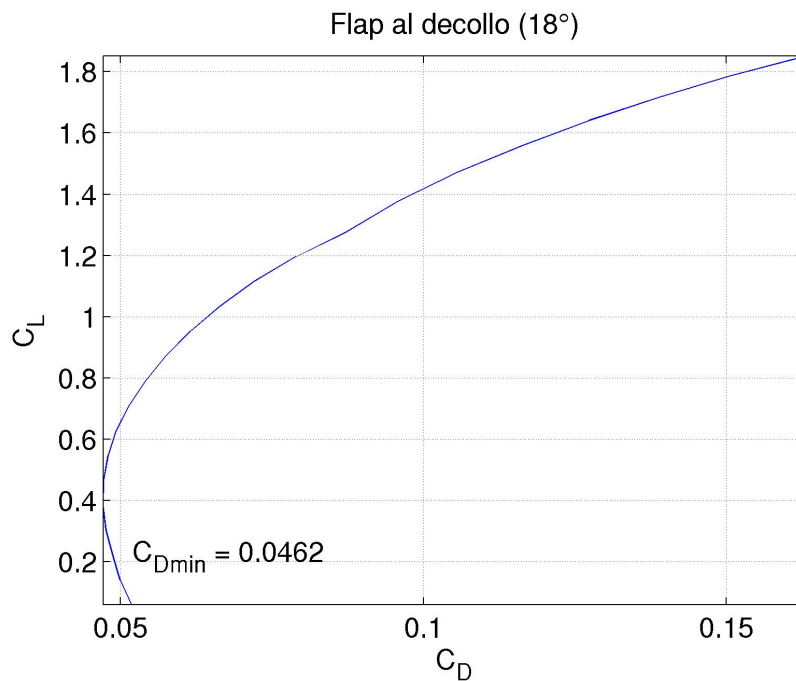


Figura 6.4: Polare del velivolo con flap e carrelli estesi, condizioni di decollo

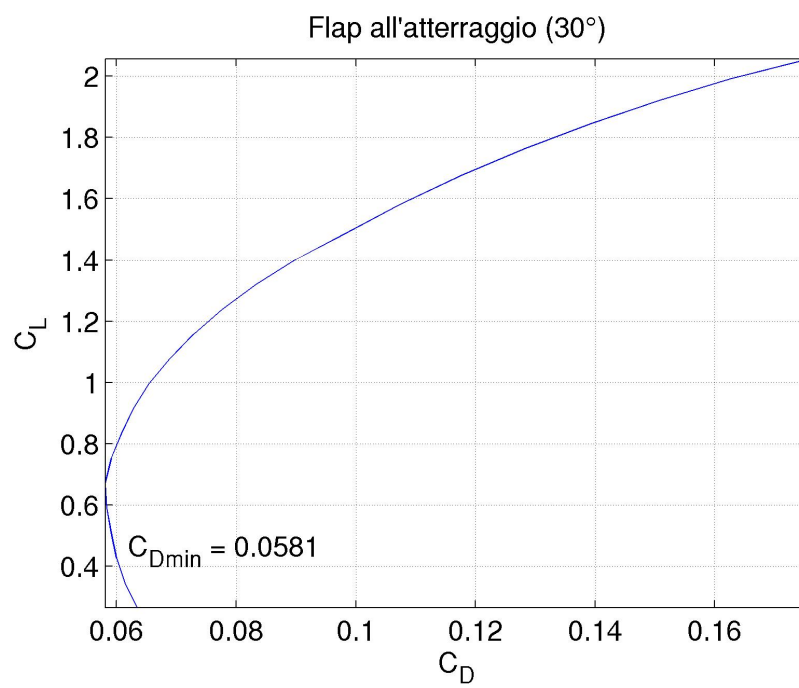


Figura 6.5: Polare del velivolo con flap e carrelli estesi, condizioni di atterraggio

6.3 Determinazione del C_{D0} e del fattore di Oswald

Si è diagrammato anche l'andamento del C_D in funzione di C_L^2 , per determinarne la retta lo approssimi e, da questa, il C_{D0} e, a partire dalla pendenza della stessa, il *fattore di Oswald* e , figura 6.6.

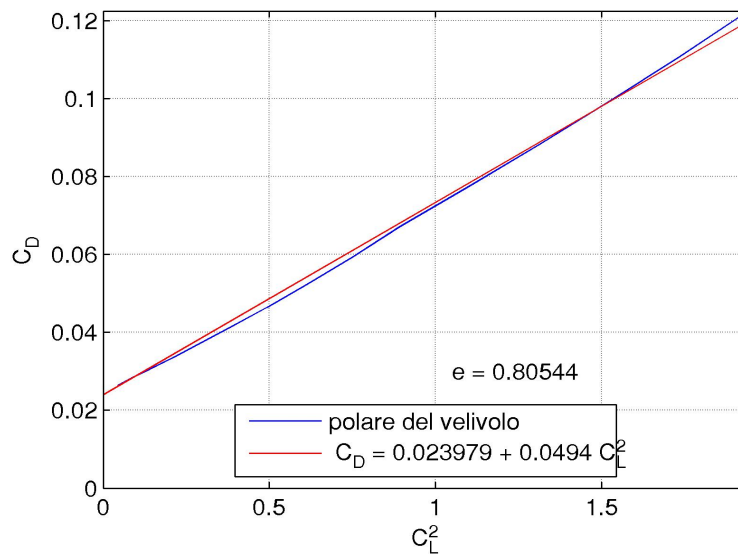


Figura 6.6: C_D del velivolo in crociera in funzione di C_L^2

Si è dunque calcolato che

$$k = 0.0494 \rightarrow e = 0.805$$

$$C_{D0} = 0.0240$$

Capitolo 7

Calcolo delle prestazioni

7.1 Dimensionamento dell'elica

Per determinare le prestazioni propulsive del nostro velivolo si è dapprima dimensionata l'elica, scegliendone il diametro e, successivamente, a partire da una data geometria, [6], figure 7.1 e 7.2, se ne sono calcolate le prestazioni con la teoria dell'elemento di pala, con l'obiettivo di verificare che tale geometria consentisse di ottenere le principali prestazioni richieste, valutando a quale passo ciò avvenisse.

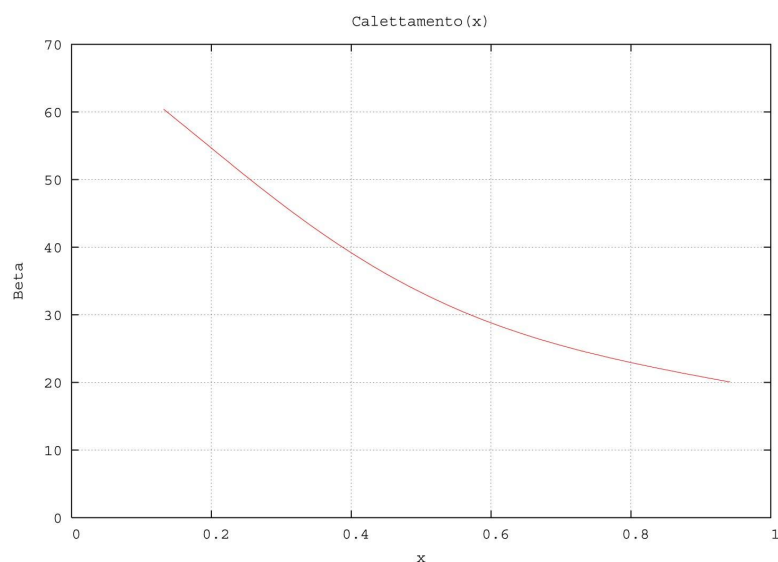


Figura 7.1: Calettamento degli elementi di pala dell'elica, [6]

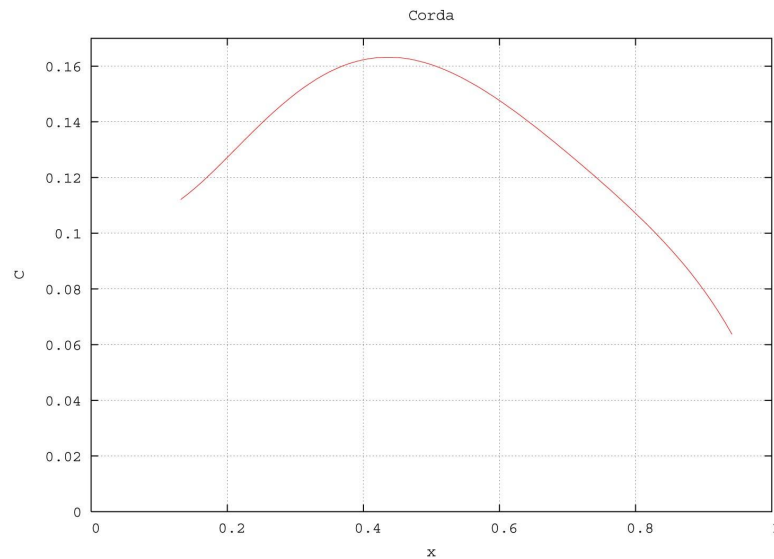


Figura 7.2: Corde degli elementi di pala dell'elica, [6]

7.1.1 Determinazione del diametro del disco

Le limitazioni principali al diametro dell'elica provengono dal garantire una sufficiente distanza dell'elica stessa dal suolo (*ground clearance*) e dall'impedire che alle estremità si raggiungano numeri di Mach troppo elevati, per evitare ovvi problemi legati alla comprimibilità non lineare.

Nel nostro caso, i due motori ad elica saranno montati sulle ali, ad un'altezza prossima ai $2m$ da terra, per cui non si prevede una particolare rilevanza del primo problema, e dunque ci si è concentrati sul secondo.

Si è dunque calcolato il massimo diametro che l'elica debba presentare per raggiungere, al più, $M = 0.75$ alle estremità delle pale, sia al decollo (potenza del motore al 100%, quota 0) sia in crociera (potenza del motore al 75%, quota $7000ft = 2134m$).

Supponendo che ciascuna elica sia mossa da un motore *Rotax 912 ULS*, in base ai dati forniti dal costruttore, [2], si è dedotto il numero di giri a cui entrambe ruotino a regime in entrambe le condizioni:

<i>livello manetta</i>	<i>1.0 - decollo</i>	<i>0.75 - crociera</i>
Giri motore [rpm]	5800	5000
Giri all'albero [rpm]	2386	2058
Velocità rotazione elica [rad/s]	250.0	215.5
Potenza [hp]	100	68.4

Si è dunque calcolato il numero di Mach all'estremità della pala come

$$M_{tip} = \frac{\Omega R}{a_L}$$

e si è proceduto al calcolo del valore del diametro con cui si raggiunga come valore di $M_{tip} = 0.75$.

Nelle condizioni di decollo, ad un numero di giri maggiore, ma con una velocità del suono più alta, questa condizione si raggiunge con un diametro massimo di

$$D_{\max} = 2.37 \text{ m}$$

ed in figura 7.3 si mostra che numero di Mach si raggiunga all'estremità della pala al variare del diametro delle stesse

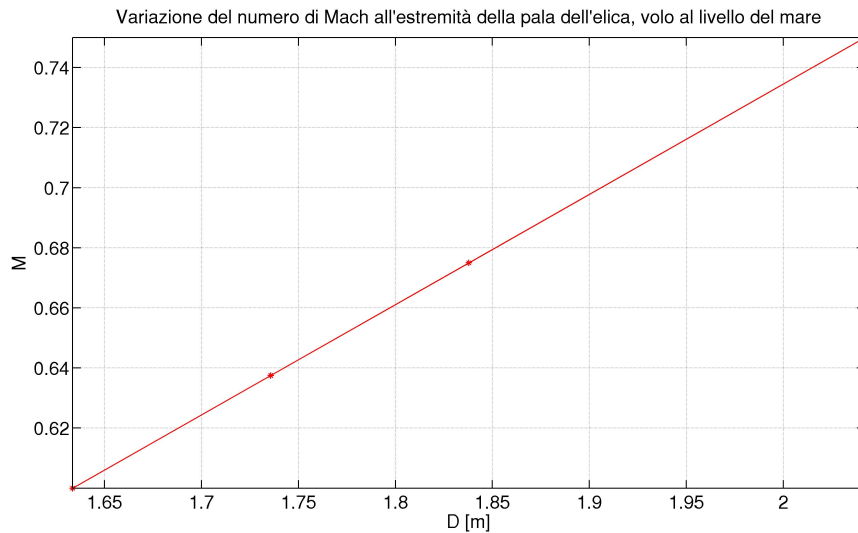


Figura 7.3: Numero di Mach all'estremità della pala dell'elica, decollo al livello del mare

In crociera, invece, l'elica è mossa ad un regime di rotazione inferiore, ma la velocità del suono è minore, a causa della diminuzione di temperatura in quota; il diametro massimo calcolato è comunque inferiore e pari a

$$D_{\max} = 2.31 \text{ m}$$

di nuovo si riportano in figura 7.4 i valori del numero di Mach raggiunti all'estremità della pala al variare del diametro

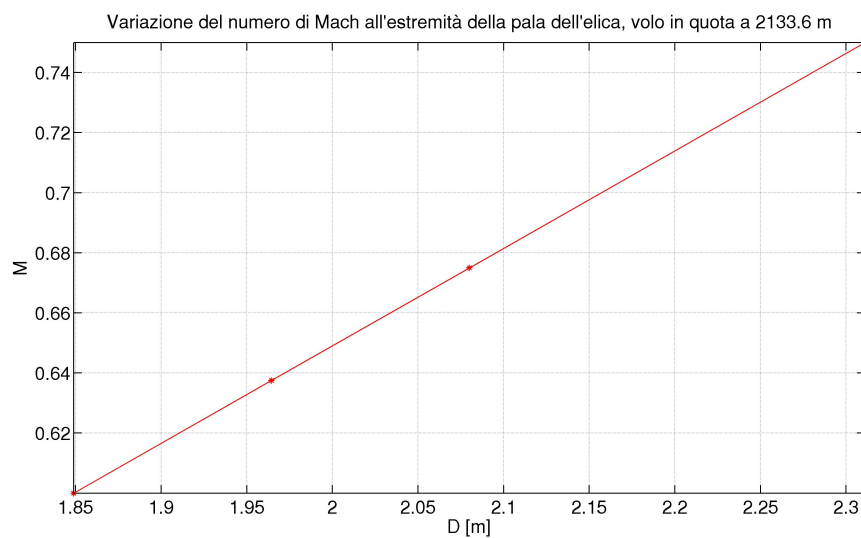


Figura 7.4: Numero di Mach all'estremità della pala dell'elica, volo in crociera

Per la scelta, anche preliminare, del diametro, non ci si può affidare all'osservazione dei velivoli della stessa categoria di peso; infatti ci si trova di fronte soprattutto a velivoli ad una sola elica, che dunque richiedono diametri certamente maggiori per realizzare, a pari potenza impegnata, la stessa spinta; per i pochi bimotori non ci è stato possibile ricavare d'altra parte alcuna informazione sui diametri delle eliche. Si deve comunque tendere a scegliere un diametro il più possibile alto, per migliorare il rendimento propulsivo dell'elica stessa.

Si è pertanto scelto di adottare un **diametro di 1.78 m**, dato che al livello del mare questo comporta un numero di Mach massimo sulla pala di circa 0.65 (fig. 7.3), che per un profilo molto sottile (spessore del 7 – 8%) a bassa incidenza è con buona sicurezza al di sotto del valore critico; per

il volo in quota, si prevedono inoltre numeri di Mach anche inferiori a 0.6 (fig. 7.4). Tale scelta è confortata dall'osservazione che i caratteristici valori dei diametri per i monomotori a 4 posti siano superiori ([1]), e dunque non dovrebbe essere eccessivo.

7.1.2 Calcolo delle prestazioni dell'elica; dimensionamento del passo

Richiesta di spinta in fase di decollo

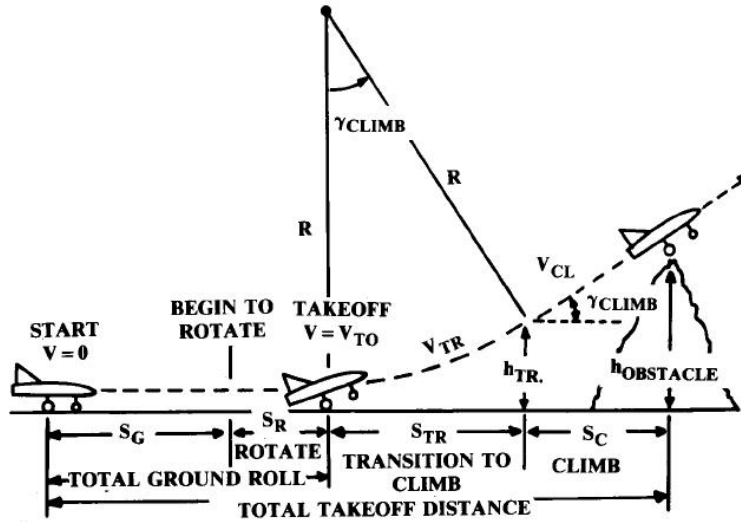


Figura 7.5: Fasi di decollo del velivolo, [13]

Per l'elica risulteranno particolarmente importanti le prestazioni realizzate in fase di decollo, nel regime di funzionamento *a punto fisso*. La specifica per il nostro velivolo richiede di realizzare una corsa al suolo $s_{G,t} = s_G + s_R = 280m$, che dipende dalla spinta al decollo; nella sola ipotesi di spinta costante (pari al suo valore medio in tutta la fase di rullaggio e rotazione), l'espressione della corsa di rullaggio (figura 7.5) risulta essere, [13]

$$s_G = \int_{t_i}^{t_f} v dt = \frac{1}{2} \int_{v_i^2}^{v_f^2} \frac{v^2}{a} d(v^2) = \frac{1}{2gK_V} \log \left(\frac{K_T + K_V V_f^2}{K_T + K_V V_i^2} \right) \quad (7.1)$$

dove l'accelerazione a del velivolo nella fase di decollo tra la velocità iniziale (considerata nulla) e quella finale (presa pari a $1.1 \cdot v_{STO}$) è ottenuta dalla risultante del sistema di forze agenti sul velivolo

$$a = g \left[\left(\frac{\bar{T}}{W} - \mu \right) + \frac{\rho}{2W/S} (\mu C_L - C_D) v^2 \right] = g(K_T + K_V v^2) \quad (7.2)$$

e le costanti K_T (dove appunto si suppone costante la spinta) e K_V sono date da

$$K_T = \frac{\bar{T}}{W} - \mu$$

$$K_V = \frac{\rho}{2W/S} (\mu C_L - C_D)$$

Sempre secondo [13], si può ritenere che la manovra di rotazione sia compiuta entro $1''$, con una velocità ancora pari ad $1.1 \cdot v_{STO}$.

Si è dunque proceduto a determinare il rapporto \bar{T}/W richiesto per ottenere la corsa al decollo da specifica, invertendo la 7.1 ed ottenendo

$$K_T = \frac{K_V v_f^2}{e^{K_S} - 1} \quad (7.3)$$

dove si è posto

$$K_S = 2gK_V \cdot S_G$$

Essendo, nel nostro caso (decollo al livello del mare, a $C_{L,max} = 1.80$, C_L e C_D ricavati dalla polare al decollo, per $\alpha = 0^\circ$, vedi)

$$v_f = 1.1 \cdot v_{STO} = 31.6 m/s$$

$$s_G = S_{G,t} - 1 \cdot v_f = 248.4 m$$

$$W = 1250 Kg$$

$$S = 13.5 m^2$$

$$\rho = 1.225 Kg/m^3$$

$$\mu = 0.03$$

$$C_L = 0.467$$

$$C_D = 0.045$$

si è ottenuto, dalla 7.3

$$K_T = 0.0215 \rightarrow \overline{T} = W \cdot (K_T + \mu) = \mathbf{3006\,N}$$

Ovvero, ciascuna elica dovrà fornire, in fase di decollo, una spinta media pari alla metà della quantità appena determinata, vale a dire **1503N**.

Definito il coefficiente di spinta dell'elica C_T , secondo le *formule di Renard*, da

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4}$$

noti diametro e velocità di rotazione, il coefficiente di spinta medio, che l'elica dovrà essere in grado di fornire in fase di decollo, è

$$\overline{C_T} = \mathbf{0.0832}$$

che sarà dunque il requisito per la nostra elica.

Richiesta di spinta in crociera

Nel volo in crociera, ad una quota di $7000\,ft = 2134\,m$, il peso varia da $1237\,Kg$ a $1123\,Kg$; pertanto il velivolo si muoverà in un intervallo di C_L compreso tra 0.317 e 0.288. Dalla polare del velivolo ricaviamo (figura 7.6) che il C_D sarà compreso tra i valori di 0.0289 e 0.0281: la condizione dunque più gravosa per il sistema propulsivo sarà, come prevedibile, ad inizio crociera, al C_L più alto.

La massima richiesta di spinta risulta pertanto

$$T_{MAX_{cr}} = \frac{1}{2} \rho v_{cr}^2 S C_{D_{MAX_{cr}}} = \mathbf{1063\,N}$$

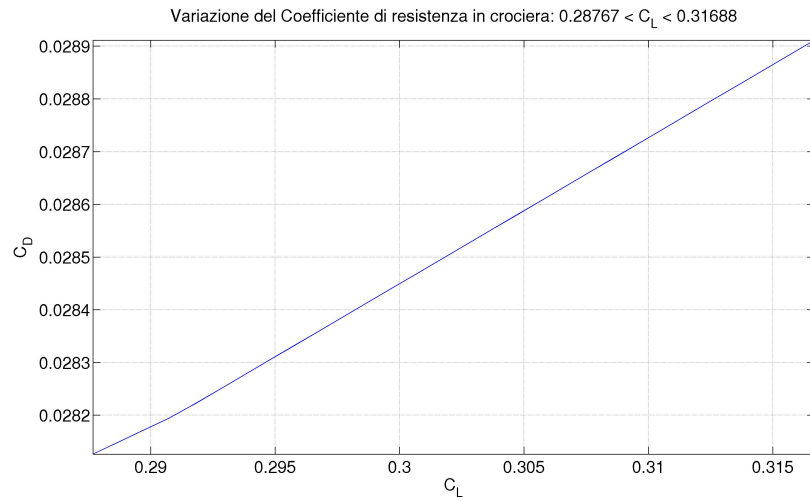
ovvero, a ciascuna elica si richiede di realizzare la metà di questo valore (**531.5 N**), corrispondente ad un coefficiente di spinta (con una rotazione all'albero di $2058\,rpm$) pari a

$$C_T = \mathbf{0.0453}$$

ad un rapporto di avanzamento pari a

$$J = \frac{v_\infty}{nD} = \mathbf{1.238}$$

Si riassumono dunque, nella seguente tabella, i requisiti di spinta per l'elica, con cui si riescano a soddisfare le richieste di decollo e di crociera:

Figura 7.6: variazione del C_D durante la crociera

Fase di volo	C_T	J
decollo (valore medio)	0.0832	tra 0 e 0.463
crociera (valore massimo)	0.0453	1.238

Analisi delle prestazioni al decollo e verifica dell'esaurimento delle richieste di specifica

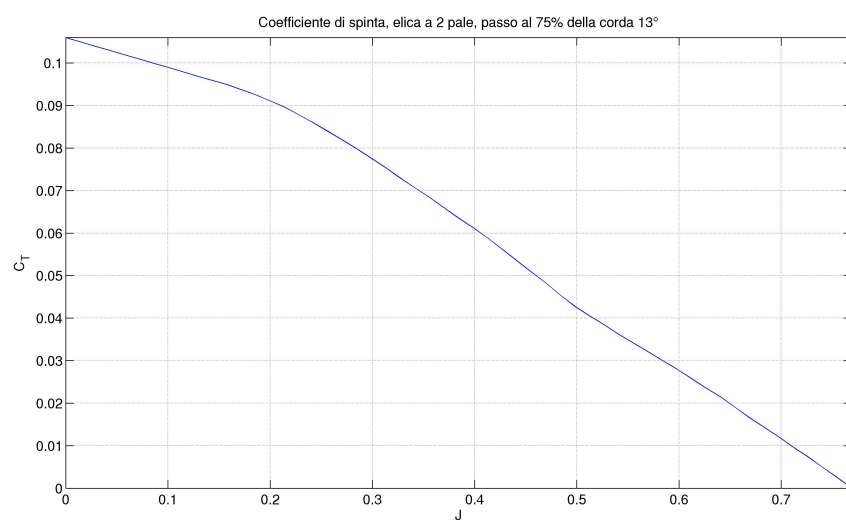
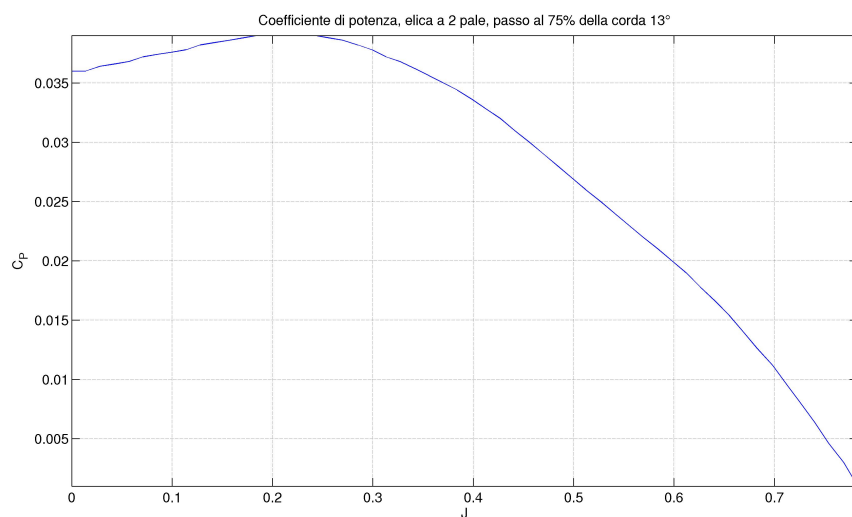
Preso un'elica dalla nota geometria ([6], figure 7.1 e 7.2), se ne sono analizzate le prestazioni con la teoria dell'elemento di pala. Si è utilizzato a tal scopo lo stesso codice scritto in Fortran della tesi a cui si fa riferimento, con aerodinamica degli elementi di pala calcolata con il codice XFOIL, anche ben oltre lo stallo, per permettere il calcolo dei coefficienti caratteristici dell'elica anche ai bassi rapporti di avanzamento.

Scegliendo un passo, a $3/4$ di corda della pala, di 13° , con elica bipala mossa a 2368 giri al minuto si sono ottenute le curve di spinta, potenza e rendimento mostrate nelle figure da 7.7 a 7.9.

Si è valutato dunque il Coefficiente di spinta medio $\overline{C_T}$, da

$$\overline{C_T} = \frac{1}{J_{fin}} \int_0^{J_{fin}} C_T(J) dJ$$

ovvero l'altezza media dell'area indicata in figura 7.10.

Figura 7.7: Coefficiente di spinta dell'elica, passo 13° Figura 7.8: Coefficiente di potenza dell'elica, passo 13°

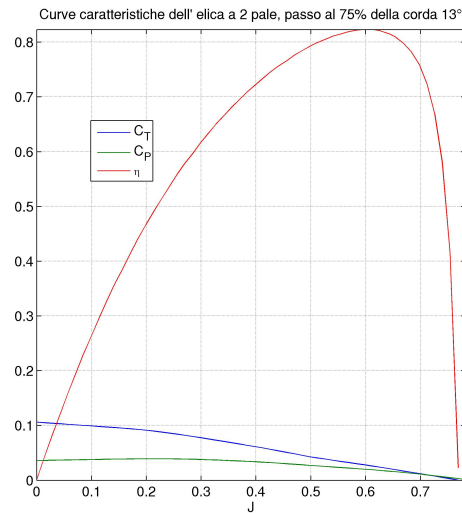


Figura 7.9: Insieme delle curve caratteristiche dell'elica, passo 13°

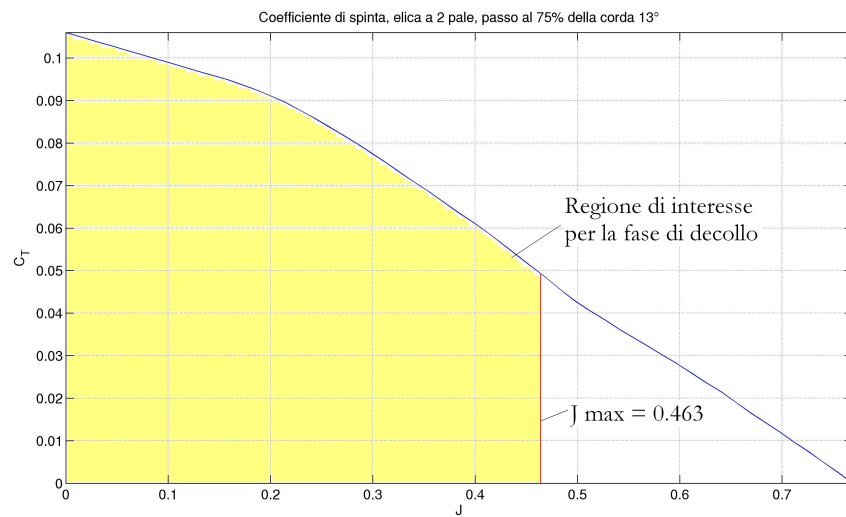


Figura 7.10: Curva del C_T dell'elica, con evidenziato l'intervallo di rapporti di funzionamento ottenuti durante la corsa di decollo

Essendo $J_{fin} = 0.463$, si è ottenuto

$$\overline{C_T} = 0.0841 > 0.0832$$

per cui si può concludere che l'elica utilizzata, calettata con un passo di 13° , ci permette di soddisfare i requisiti di decollo, ed anzi di migliorare leggermente le prestazioni del velivolo. Infatti, adoperando la 7.1 per il calcolo della corsa di rullaggio, si ottiene:

$$s_G = 233.8m \rightarrow s_{G,tot} = s_G + s_R = 265.3m < 280m$$

7.1.3 Prestazioni dell'elica a giri costanti

Si sono calcolate, per la nostra elica, le prestazioni al variare del passo, per determinare l'andamento della curva di spinta e rendimento in crociera con funzionamento a passo variabile, mantenendo costante il numero di giri e la potenza all'albero trasmessa dal motore (grado di ammissione 0.75).

Dalla sola geometria, con l'analisi aerodinamica con la teoria dell'elemento di pala, si è potuto ricavare le curve di figura (7.11) e (7.12) al variare del passo tra 10° e 34° .

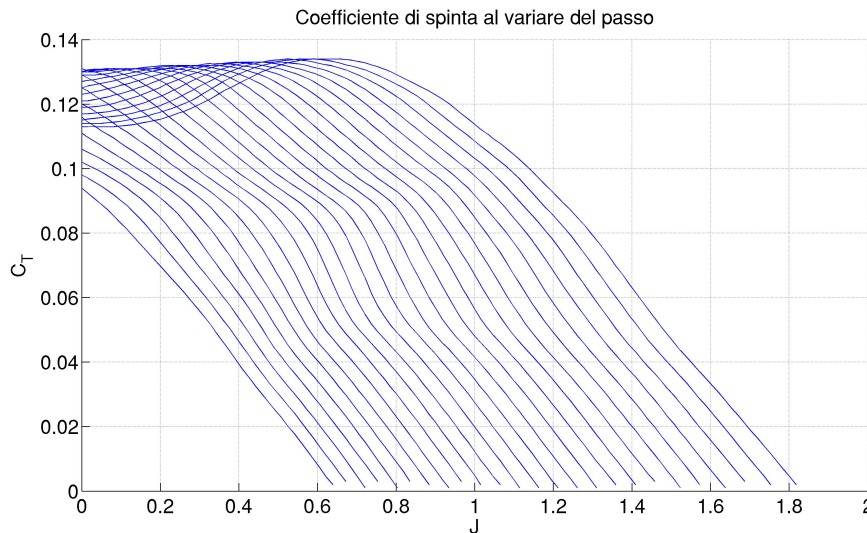


Figura 7.11: Curve del C_T dell'elica al variare del passo tra 10° e 34°

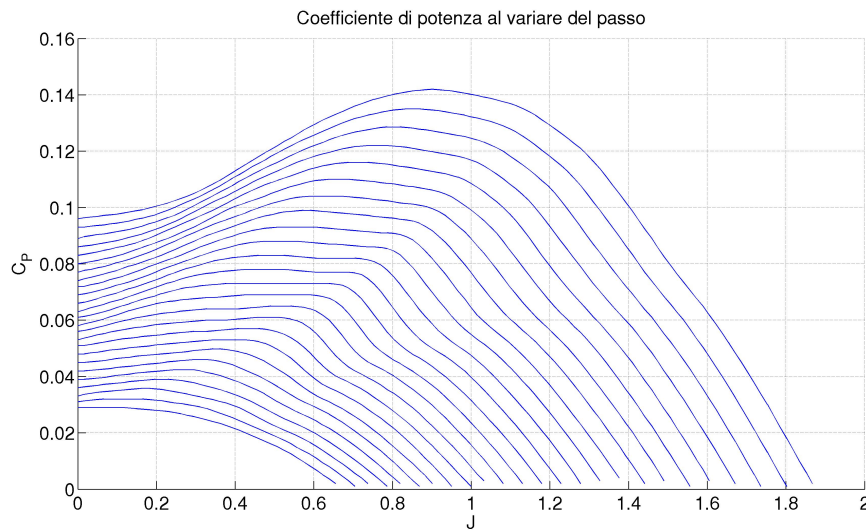


Figura 7.12: Curve del C_P dell'elica al variare del passo tra 10° e 34°

Si è a questo punto determinato il valore del C_P quando il motore eroghi la potenza relativa al grado di ammissione scelto (ovvero $68.4hp$); per ciascuna elica è risultato pari a

$$C_P = 0.0711$$

A questo punto, per tutti i valori del passo che realizzassero almeno questo valore (si è verificato, pertanto, che andassero esclusi i valori inferiori a 22°) si è individuato il rapporto di avanzamento J corrispondente al C_P indicato, e dunque si sono letti i valori del C_T e del rendimento η a quel J . L'involuppo dei risultati è mostrato in figura (7.13);

Questi valori sono stati successivamente corretti (secondo quanto indicato anche in [16]) per tenere conto delle riduzioni di rendimento dovute al funzionamento *non libero* dell'elica, a causa della presenza, immediatamente a valle del disco, della gondola motore; inoltre, si è sottratta alla spinta la resistenza aerodinamica opposta dall'elica stessa, per tenere conto di una spinta netta. I risultati sono mostrati in figura (7.14); il massimo rendimento scende da 0.881 a **0.836**; i valori del C_T passano dal range 0.0397 - 0.0837 al range **0.0359 - 0.0817**.

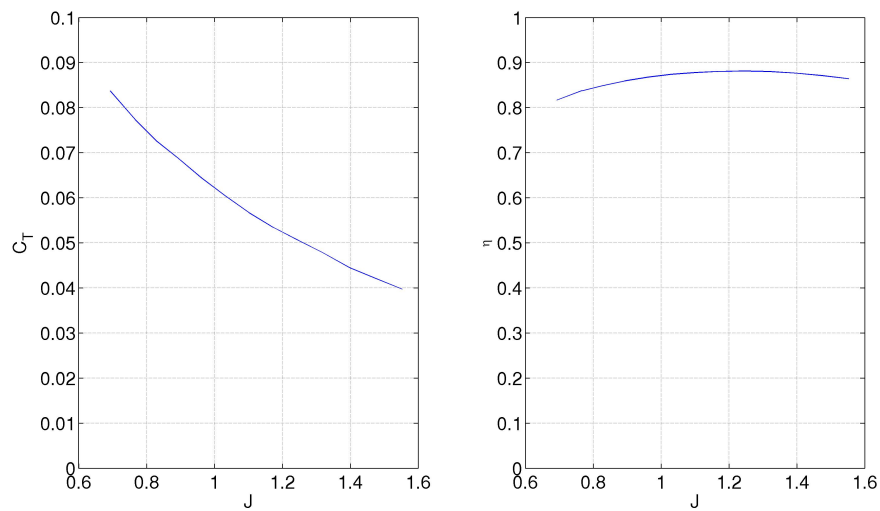


Figura 7.13: Curve del C_T e del rendimento per elica a giri costanti, a $C_P = 0.0711$

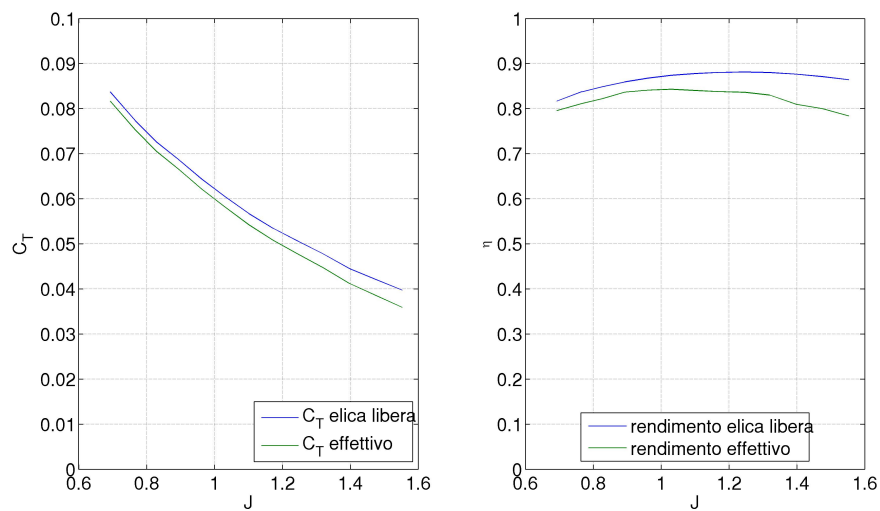


Figura 7.14: Curve del C_T e del rendimento per elica a giri costanti, a $C_P = 0.0711$, con correzione per funzionamento non libero dell'elica, [16]

7.2 Autonomie di distanza e durata

In base alle formule di Breguet, si è dunque proceduto al calcolo delle autonomie per il nostro velivolo.

L'autonomia di distanza è stata ricavata pari a:

$$R = 603.5 \frac{\eta_P}{C_P} \frac{L}{D} \bigg|_{max} \log \left(\frac{W_{in}}{W_{fin}} \right) = \mathbf{1122Km} \quad (7.4)$$

dove:

- rendimento propulsivo $\eta_P = 0.836$, dal rendimento corretto per il funzionamento di elica non libera;
- consumo specifico $C_P = 0.474 lb\ hp^{-1}\ h^{-1}$ dai dati forniti dal costruttore del motore, [2]
- efficienza massima in crociera $L/D = 10.9$ (figura 7.16)
- $W_{in} = 1237Kg$ peso iniziale in crociera
- $W_{fin} = 1123Kg$ peso finale, avendo consumato il carburante per salita, crociera, attesa, discesa

Analogamente, si è ricavata l'autonomia oraria, con la seguente scrittura della formula di Breguet, [5]

$$E = 53.5 \frac{\eta_P}{C_P} \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \bigg|_{max} \sqrt{2\rho S} \left(\frac{1}{W_{fin}^{1/2}} - \frac{1}{W_{in}^{1/2}} \right) = \mathbf{4.21h} \quad (7.5)$$

dove, oltre ai valori già noti, si ha:

- densità $\rho = 0.994Kg/m^3$ densità in quota, $7000ft = 2134m$
- superficie alare $S = 13.5m^2$
- $\frac{C_L^{3/2}}{C_D} \bigg|_{max} = 6.12$ calcolato dai valori della polare (figura 7.16)

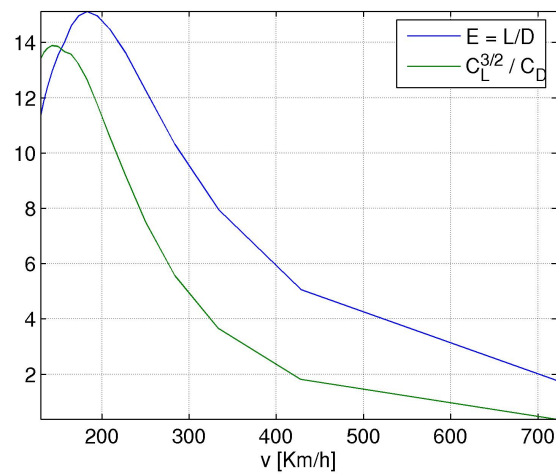


Figura 7.15: Efficienza aerodinamica e rapporto C_L/C_D alla quota di crociera in funzione della velocità

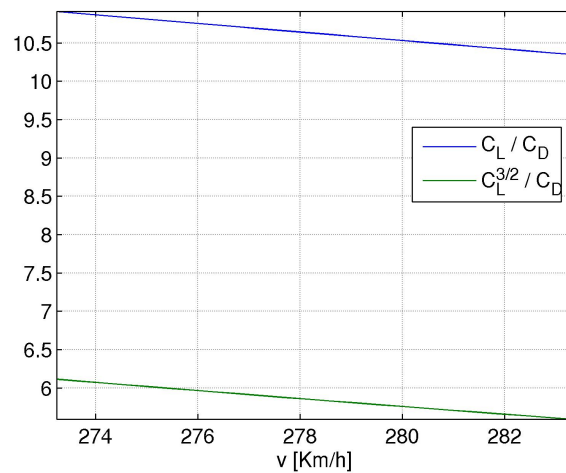


Figura 7.16: Efficienza aerodinamica e rapporto C_L/C_D alla quota di crociera in funzione della velocità, *zoom* sui valori caratteristici del volo in crociera

7.3 Corse di decollo ed atterraggio

Con le prestazioni dell'elica a passo variabile si è dunque ricalcolata la corsa di decollo totale del velivolo.

Mediante la formula 7.1 si è calcolata la corsa di rullaggio al suolo, ottenendo un valore di

$$s_{G,r} = 232m$$

ed una corsa totale al suolo, comprensiva di fase di rotazione, di

$$s_{G,tot} = 264m$$

Nella successiva fase di rotazione, detta *di transizione*, si è determinato il raggio di curvatura della traiettoria compiuta cabrando (figura 7.5), a partire dal fattore di carico a cui in essa il velivolo fosse sottoposto, ritenendo il volo a velocità costante e pari a $1.15 \cdot v_{sTO}$ ed a $C_L = 0.9 \cdot C_{LMAX,TO}$. Si è ottenuto che

$$n = \frac{\frac{1}{2}\rho v^2 S \cdot C_L}{W} = 1.20$$

$$R = \frac{v^2}{g \cdot (n - 1)} = 553m$$

Dall'eccesso di spinta, invece, si è determinato l'angolo di rotazione, come

$$\gamma_r = \arcsin \frac{T - D}{W} = 4.88^\circ$$

e dunque si è ottenuta una corsa, in fase di transizione, pari a

$$s_{TR} = R \cdot \sin \gamma_r = 47.0m$$

Infine, si è calcolata la lunghezza da percorrere per giungere, ad un angolo pari a γ_r al superamento dell'ostacolo di $50ft = 15m$, che risulta pari a

$$s_{ob} = \frac{R \cdot (1 - \cos \gamma_r) - h_{ob}}{\tan \gamma_r} = 155m$$

ottenendo, dunque, una **corsa di decollo totale** pari a

$$s_{TO} = s_G + s_{TR} + s_{ob} = 466\text{m}$$

Per la corsa di atterraggio si è invece seguita la procedura suggerita in [14], part VII, e in [15].

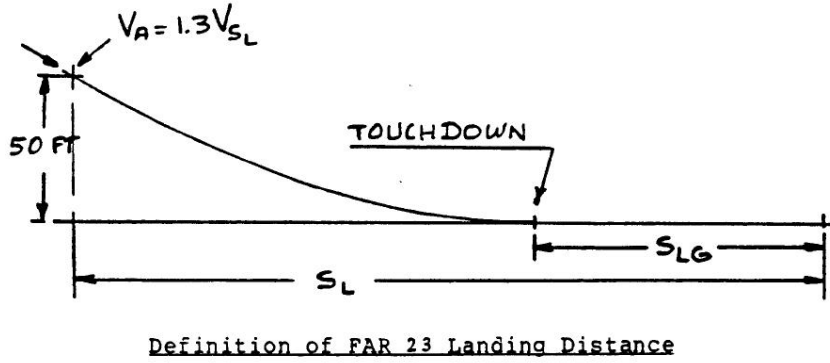


Figura 7.17: Fasi di atterraggio per velivolo secondo normativa FAR 23, [14]

Suddividendo la corsa di decollo in una fase aerea ed in una fase al suolo (figura 7.17), queste vengono calcolate mediante le seguenti formule:

$$s_{l,a} = \frac{1}{\bar{\gamma}} \left[\frac{(v_a^2 - v_{td}^2)}{2g} + h_{ob} \right] \quad (7.6)$$

$$s_{l,g} = \frac{v_{td}^2}{2\bar{a}} \quad (7.7)$$

dove

- $\bar{\gamma} = (D - T)/W|_{medio}$
- $v_a = 1.3 \cdot v_{s_{TO}}$ è detta *velocità di approccio*
- $v_{td} = v_a [1 - \bar{\gamma}^2/0.1]$ è detta *velocità di touch-down*
- $h_{ob} = 50\text{ft}$ è l'altezza convenzionale dell'ostacolo da superare in fase di discesa
- $\bar{a} = 0.25$ decelerazione media del velivolo, in g ; il valore preso è indicato come caratteristico per aerei non dotati di altro sistema frenante oltre quello meccanico alle ruote

Avendo calcolato, dalla polare in fase di atterraggio e dalle curve di funzionamento dell'elica a passo variabile

$$\bar{\gamma} = 0.101$$

atterrando con $C_L = 2.0$ e con un peso a fine crociera di $1123Kg$ si hanno

$$v_a = 33.6m/s = 121Km/h$$

$$v_{td} = 31.8m/s = 114Km/h$$

dalla 7.6 otteniamo:

$$s_{l,a} = 209m$$

e dalla 7.7

$$s_{l,g} = 258m$$

per una **corsa di atterraggio totale** di

$$s_l = s_{l,a} + s_{l,g} = 209 + 258 = 467m$$

7.4 Polari tecniche ed inviluppo di volo

Si sono prodotte, per il nostro velivolo, anche le polari tecniche, con il confronto tra spinta necessaria e disponibile (figura 7.18) e quello tra potenza necessaria e disponibile (figura 7.19), al livello del mare, alla quota di volo in crociera e ad una quota superiore.

Si sono inoltre calcolate le prestazioni di salita (figura 7.20) e di discesa (figura 7.21), sia in termini di rateo che di angolo.

Il massimo rateo di salita è ottenuto al livello del mare, ed è pari a

$$R_{C_{max}} = 7.05m/s$$

mentre la massima velocità, sempre al livello del mare, risulta essere

$$v_{max} = 295Km/h$$

ed alla quota di decollo, la massima velocità è pari a $287Km/h$.

Il rateo di salita si annulla ad una quota di **7900m**, che dunque risulta essere la **quota di tangenza teorica** del nostro velivolo. Si è dunque determinato l'inviluppo di volo, mostrato, assieme all'andamento del rateo di salita con la quota, in figura 7.22

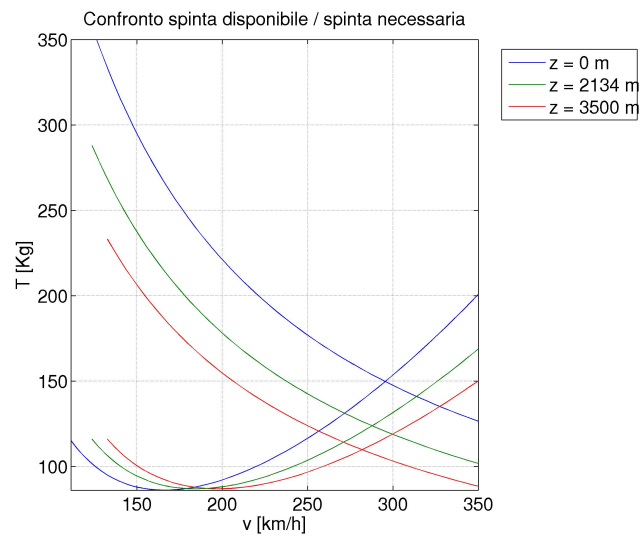


Figura 7.18: Spinta necessaria e disponibile per il velivolo

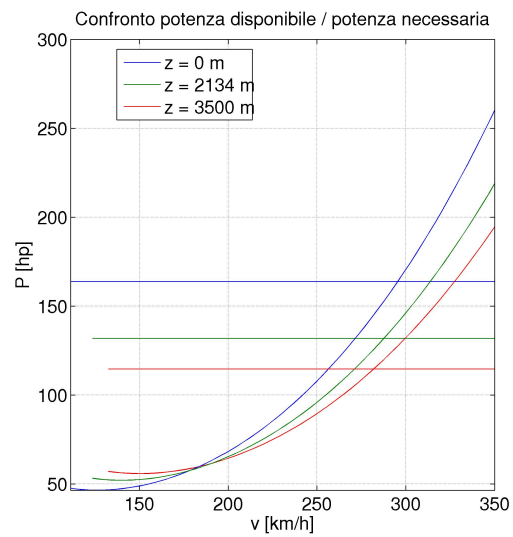


Figura 7.19: Potenza necessaria e disponibile per il velivolo

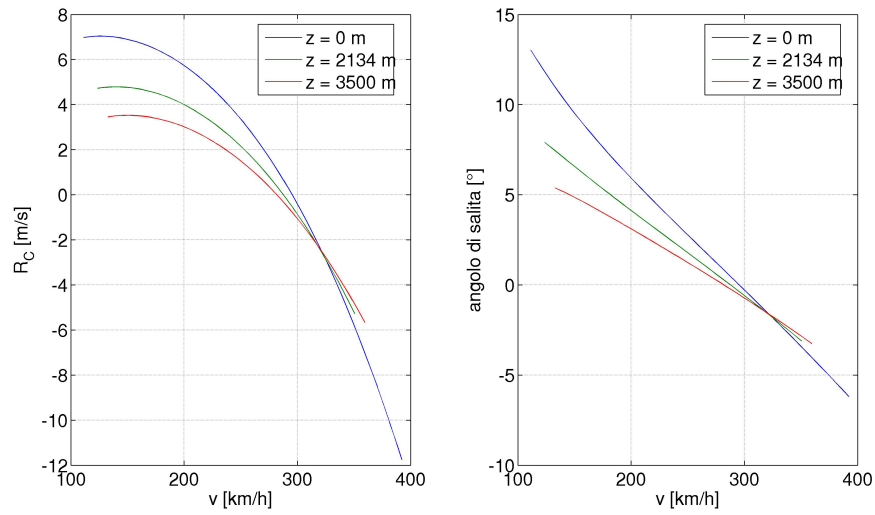


Figura 7.20: Prestazioni di salita per il velivolo

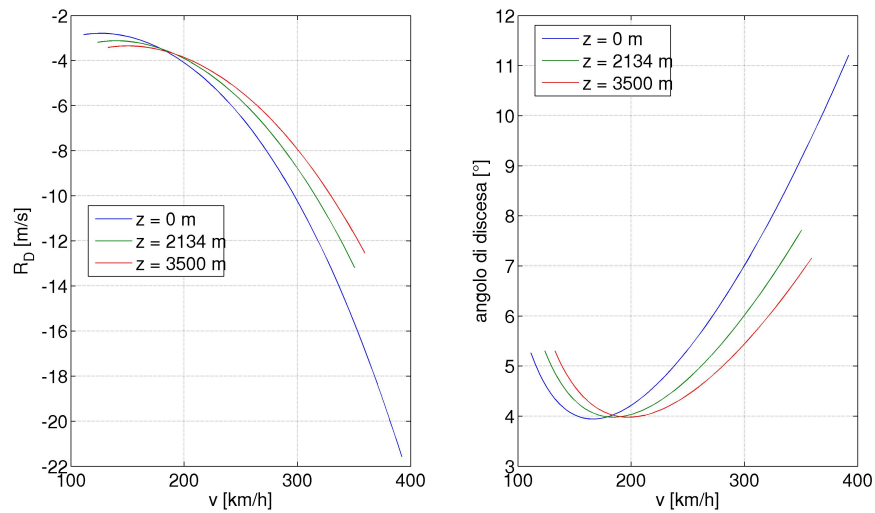


Figura 7.21: Prestazioni di discesa per il velivolo

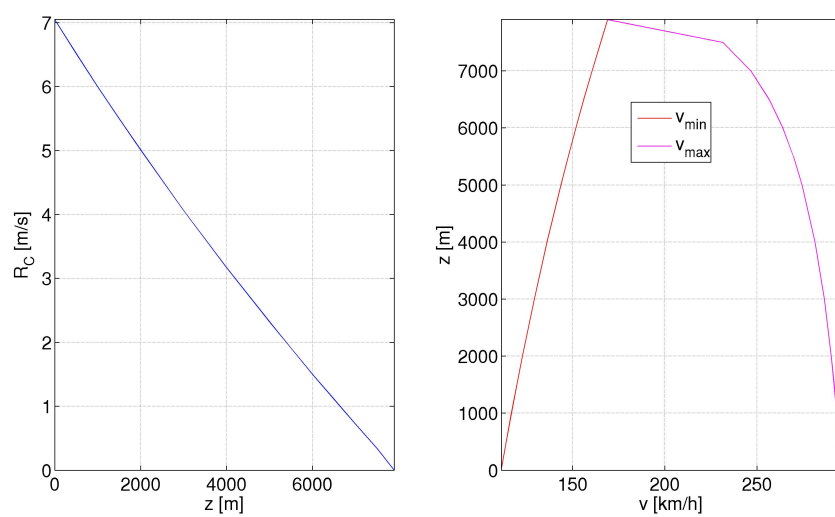


Figura 7.22: Rateo di salita in funzione della quota ed inviluppo di volo del velivolo

Bibliografia

- [1] *Jane's all the world aircraft 2004-05*, edited by Paul Jackson
- [2] *Rotax 912 ULS engine*, technical brochure, <http://www.rotax-aircraft-engines.com>
- [3] *Tecnam P2006T*, technical brochure, 2006
- [4] ABBOTT I. & VON DOHENOFF A.E., *Theory of wing sections*, Dover, 1959
- [5] ANDERSON J.D., *Aircraft performance and design*, McGraw - Hill, 1999
- [6] DELLA PORTA D.M., *Calcolo in avamprogetto delle prestazioni a punto fisso di un'elica d'alta quota*, tesi di laurea in Ingegneria Aerospaziale, A.A. 2003/04
- [7] GIORDANO V., *Appunti per il corso di Progetto Generale di Velivoli*, a.a. 2006/07
- [8] HOAK D.E. ET ALII, *USAF stability and control DATCOM*, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, WPAFB, Ohio, 1978
- [9] LOFTIN L.K. JR., *Subsonic aircraft: evolution and the matching of size to performance*, NASA reference publication 1060, 1980
- [10] MCCORMICK B.W., *Aerodynamics, aeronautics and flight mechanics*, John Wiley & sons, 1979
- [11] NICOLosi F., *Appunti per le esercitazioni del corso di Progetto Generale Velivoli*, a.a. 2006/07

- [12] PERKINS C.D. & HAGE R.E., *Airplane performance stability and control*, John Wiley & sons, 1949
- [13] RAYMER D.P., *Aircraft design: a conceptual approach*, AIAA education series, 1992
- [14] ROSKAM J., *Airplane design*, 1985
- [15] TORENBEEK E., *Synthesis of subsonic airplane design*, Delft University Press, 1976
- [16] WOOD D.H., *Tests of nacelle-propeller combination in various positions with reference to wings*, NACA Report no. 415