

Università degli studi di Napoli Federico II



Progetto Generale di Velivoli

Progetto di un velivolo bimotores turboelica da trasporto regionale

Alunni

Rea Antonia
Santangelo Giovanni
Cirigliano Pasquale

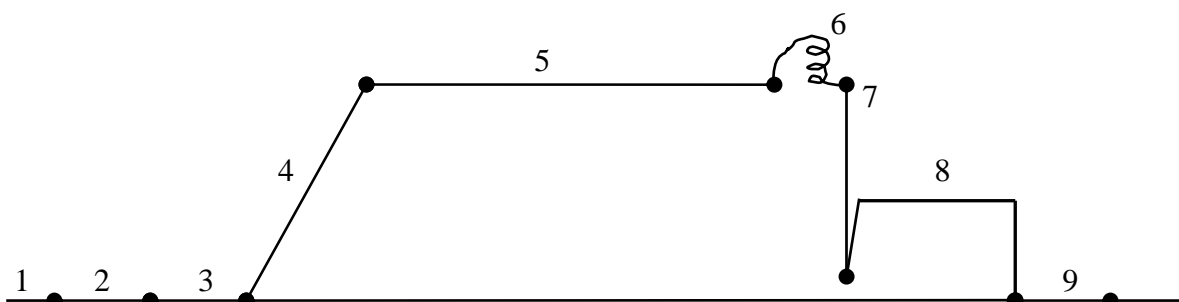
Docenti

Prof. Ing. V. Giordano
Ing. F. Nicolosi

SPECIFICA DI MISSIONE

<i>Tipo di velivolo</i>	Bimotore Turboelica da trasporto regionale
<i>Carico pagante</i>	20 passeggeri del peso di 175 lb + 30 lb per singolo bagaglio
<i>Equipaggio</i>	2 piloti
<i>Normativa</i>	FAR 25
<i>Autonomia di percorso (fase 5)</i>	600 nm alla quota di 3050 m alla velocità di crociera di 371 km/h (200 kts)
<i>alla quota di crociera di 3050 m (10000 ft) (crociera economica)</i>	assumere : $E=15$ $C_p=0.65$ lb/(hp h) $\eta_p=0.8$
<i>Riserva equivalente</i>	70 nm per aeroporto alternativo a 1219 m (4000 ft) e 334 km/h (180kts) (fase 8)
<i>Velocità max alla quota di 3050 m (10000 ft)</i>	428 Km/h (231 kts) (max grado di ammissione)
<i>Quota di crociera</i>	3050 m (10000 ft)
<i>Lunghezza di decollo totale (fino a quota 15 m (50 ft))</i>	564 m (1850 ft) a S/L di altitudine
<i>Lunghezza di atterraggio totale (corsa da quota 15 m (50 ft))</i>	600 m (1968 ft) a S/L di altitudine
<i>Rateo di salita</i>	618 m (2025 ft)/min a S/L
<i>Fase di attesa</i>	45 min di attesa (fase 6)
<i>Velivoli simili</i>	DE HAVILLAND CANADA DHC6, DORNIER 228-100, EMBRAER EMB 110, BERIEV BE-30

Profilo di missione



Fasi :

1 – Accensione e riscaldamento	2 – Taxi
3 – Decollo	4 – Salita ed accelerazione a quota e a velocità di crociera
5 – Crociera	6 – Attesa
7 – Discesa	8 – Volo verso l'aeroporto alternativo e discesa
9 – Atterraggio, Taxi e Spegnimento	

Tabella velivoli simili :Categoria del velivolo : *Turboelica da trasporto regionale*

<i>Aerei di riferimento</i>	DORNIER 228-100	DE HAVILLAND CANADA DHC6	LET L-410UVP	BERIEV BE-30
<i>Equipaggio</i>	2	2	2	2
<i>Passeggeri</i>	15	20	15	14
<i>Apertura alare</i>	55 ft 8 in 16.97 m	65 ft 19.81 m	63 ft 19.47 m	55 ft 9 in 17 m
<i>Superficie alare</i>	344.45 ft² 32 m²	420 ft² 39.02 m²	378.67 ft² 35.18 m²	344.45 ft² 32 m²
<i>Allungamento alare</i>	9	10	10.8	9
<i>Peso max al decollo</i>	12566 lb 5700 Kg	12500 lb 5670 Kg	12566 lb 5700 Kg	12920 lb 5860 Kg
<i>Peso a vuoto operativo</i>	6570 lb 2980 Kg	7320 lb 3320 Kg	8212 lb 3725 Kg	10495 lb 4760 Kg
<i>Potenza Take Off</i>	2x715 shp 2x533 KW	2x620 shp 2x462 KW	2x750 shp 2x560 KW	2x950 shp 2x708 KW
$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$	36.48 lb/ft²	29.76 lb/ft²	33.18 lb/ft²	37.51 lb/ft²
$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}$	8.79 lb/shp	10.08 lb/shp	8.38 lb/shp	6.8 lb/shp
$V_{MAX-Crociera}$	231 Knots 428 Km/h	182 Knots 328 Km/h	197 Knots 365 Km/h	248 Knots 460 Km/h
$Quota_{MAX}$	29600 ft 9020 m	26700 ft 8140 m	19700 ft 6000 m	13780 ft 4200 m
<i>Rateo di salita</i>	2025 ft/min 618 m/min	1600 ft/min 488 m/min	1535 ft/min 468 m/min	1475 ft/min 450 m/min
<i>Lunghezza di decollo at S/L</i>	1350 ft 411 m	700 ft 213 m	1312 ft 400 m	820 ft 250 m
<i>Lunghezza di atterraggio da 15m</i>	1968 ft 600 m	1940 ft 591 m	2657 ft 810 m	2035 ft 620 m
<i>Autonomia (max payload)</i>	724 nm 1343 Km	700 nm 1297 Km	561 nm 1040 Km	700 nm 1297 Km

DETERMINAZIONE DEI PESI

Assegnata la specifica di progetto ed il profilo di missione si passa alla valutazione dei pesi. Essi possono essere suddivisi in :

- W_{TO} Peso massimo al decollo;
- W_E Peso a vuoto;
- W_{PL} Peso del carico pagante (passeggeri con bagaglio);
- W_F Peso del combustibile;
- W_{crew} Peso dell'equipaggio (pilota ed assistenti di volo con relativo bagaglio);
- W_{tfo} Peso dei lubrificanti non consumabili.

Le fasi della specifica di missione sono :

- 1 – Accensione e riscaldamento;
- 2 – Taxi;
- 3 – Decollo;
- 4 – Salita ed accelerazione a quota e a velocità di crociera;
- 5 – Crociera;
- 6 – Attesa;
- 7 – Discesa;
- 8 – Trasferimento ad aeroporto alternativo;
- 9 – Atterraggio, taxi e spegnimento.

Per le fasi 1,2,3,4,7 e 9 i rapporti tra i pesi sono tabellati per ogni tipo di velivolo, che trattandosi di un turboelica da trasporto regionale, danno i seguenti valori :

$$\frac{W_1}{W_{TO}} = 0.99 \quad \frac{W_2}{W_1} = 0.995 \quad \frac{W_3}{W_2} = 0.995 \quad \frac{W_4}{W_3} = 0.985 \quad \frac{W_7}{W_6} = 0.985 \quad \frac{W_9}{W_8} = 0.995$$

Per le altre fasi si ricorre alla formula di Breguet. In particolare per la fase di crociera sarà utilizzata la formula di Breguet dell'autonomia di percorso :

$$R_{cr} = 375 \cdot \left(\frac{\eta_p}{c_p} \right)_{cr} \cdot \left(\frac{L}{D} \right)_{cr} \cdot \ln \left(\frac{W_4}{W_5} \right)$$

Dalla specifica è noto il valore di $R_{cr} = 690.468 \text{ sm}$, mentre dalla tabella dei velivoli simili

ritroviamo i valori di $\eta_p = 0.85$, $\left(\frac{L}{D} \right)_{cr} = 14$ e di $c_p = 0.4 \frac{lbs}{hp \cdot h}$.

Ritroveremo in definitiva il valore del rapporto $\frac{W_5}{W_4} = 0.940$.

Per la fase di attesa sarà utilizzata la formula di Breguet dell'autonomia oraria :

$$E_{ltr} = 375 \cdot \left(\frac{1}{V_{ltr}} \right) \cdot \left(\frac{\eta_p}{c_p} \right)_{ltr} \cdot \left(\frac{L}{D} \right)_{ltr} \cdot \ln \left(\frac{W_5}{W_6} \right)$$

Dalla specifica è noto il valore di $E_{ltr} = 0.75 \text{ h}$ e di $V_{ltr} = 0.8 \cdot V_{cr} = 184.423 \frac{s \cdot m}{h}$, mentre dalla tabella dei velivoli simili ritroviamo i valori di $\eta_p = 0.85$, $\left(\frac{L}{D} \right)_{cr} = 16$ e di $c_p = 0.5 \frac{lbs}{hp \cdot h}$.

Ritroveremo in definitiva il valore del rapporto $\frac{W_6}{W_5} = 0.986$.

Infine per lo spostamento all'aeroporto alternativo ritroveremo :

$$R_{aa} = 375 \cdot \left(\frac{\eta_p}{c_p} \right)_{aa} \cdot \left(\frac{L}{D} \right)_{aa} \cdot \ln \left(\frac{W_7}{W_8} \right)$$

Dalla specifica è noto il valore di $R_{aa} = 80.555 \text{ sm}$, mentre dalla tabella dei velivoli simili ritroviamo i valori di $\eta_p = 0.77$, $\left(\frac{L}{D} \right)_{aa} = 14$ e di $c_p = 0.4 \frac{lbs}{hp \cdot h}$.

Ritroveremo in definitiva il valore del rapporto $\frac{W_8}{W_7} = 0.992$.

A questo punto è possibile determinare il rapporto tra il peso a fine missione e quello a inizio missione e cioè :

$$\frac{W_8}{W_{TO}} = \frac{W_1}{W_{TO}} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_5}{W_4} \cdot \frac{W_6}{W_5} \cdot \frac{W_7}{W_6} \cdot \frac{W_8}{W_7} = M_{ff} = 0.8705$$

Noti i valori di :

$$W_{PL} = 20 \cdot (175 + 30) = 4100 \text{ lbs}$$

$$W_{crew} = 2 \cdot (175 + 30) = 410 \text{ lbs}$$

$$W_{tfo} = 0$$

tramite un sistema, svolto con il programma Mathcad, è possibile determinare i pesi W_{TO} e W_E :

$$\begin{cases} W_E = C \cdot W_{TO} - D \\ \log_{10} W_{TO} = A + B \cdot \log_{10} W_E \end{cases}$$

dove :

$$C = 1 - (1 + M_{res}) \cdot (1 - M_{ff}) - M_{fio} = 0.8705$$

$$D = W_{PL} + W_{crew} = 4510$$

mentre i valori di $A = 0.3774$ e $B = 0.9647$ sono noti dalla tabella dei velivoli simili.

Otterremo quindi :

$$W_{TO} = 1.543 \cdot 10^4 \text{ lbs}$$

$$W_E = 8.921 \cdot 10^3 \text{ lbs}$$

Ed infine il valore :

$$W_F = W_{Fused} = W_{TO} \cdot (1 - M_{ff}) = 1.99 \cdot 10^3$$

essendo considerato nullo W_{Fres} .

Per la verifica della bontà dei valori così ottenuti di W_{TO} e di W_E ci possiamo avvalere dei risultati riportati nel seguente grafico, ripreso dal Roskam, riferito a velivoli della stessa categoria.

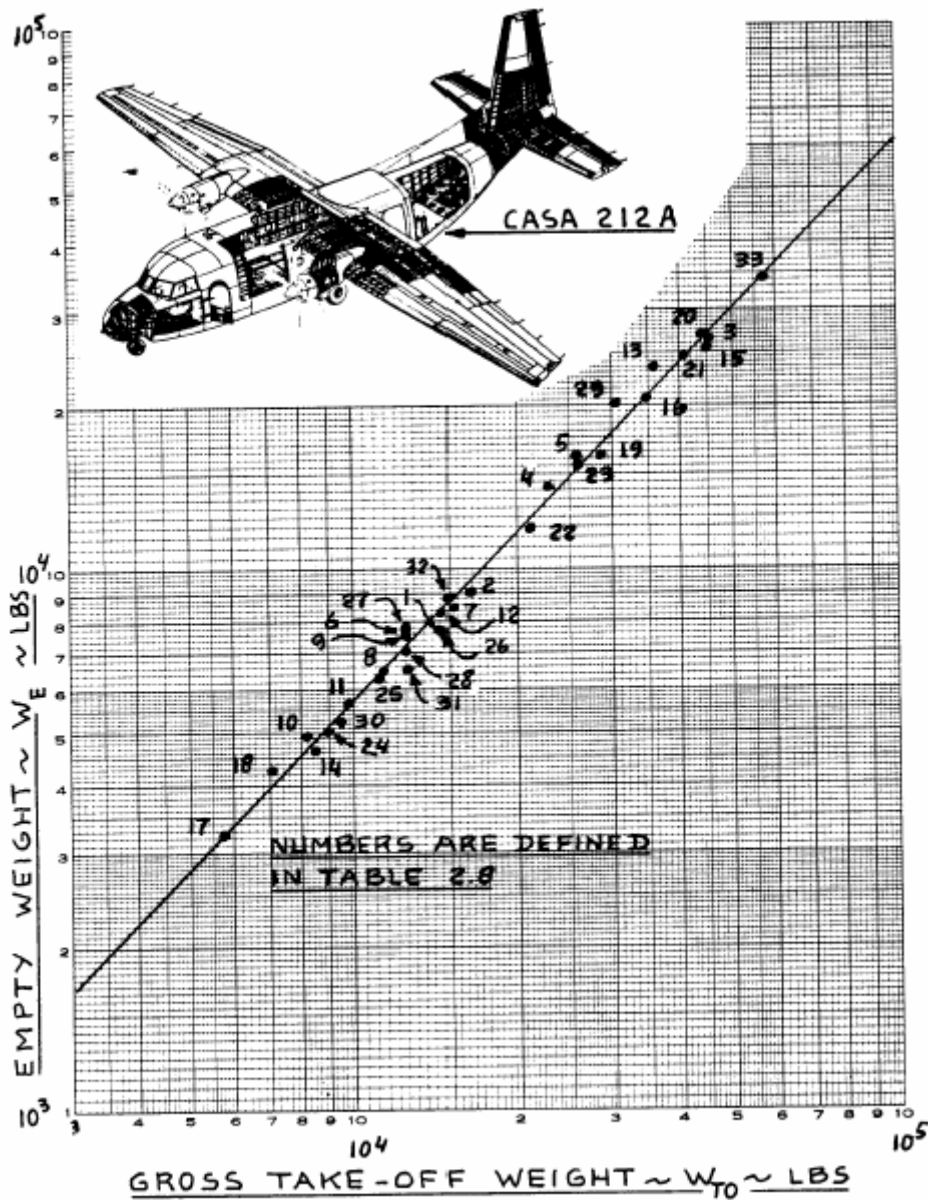


Figure 2.8 Weight Trends for Regional Turbo-Propeller Driven Airplanes

DETERMINAZIONE DEL PUNTO DI PROGETTO

Per determinare il punto di progetto si dovranno rispettare alcuni requisiti fondamentali :

- a) velocità di stallo;
- b) lunghezza di decollo;
- c) lunghezza di atterraggio;
- d) velocità di salita (caratteristica FAR25);
- e) velocità di crociera;

Soddisfatti tali requisiti sarà possibile determinare i seguenti parametri :

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \text{ e } \left(\frac{W}{P}\right)_{TO}$$

Dimensionamento in base alla velocità di stallo :

Si dovranno ottenere due limitazioni per il carico alare, ovvero :

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} < V_s^2 \cdot \frac{\rho}{2} \cdot C_{LMAX}$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} < V_{SL}^2 \cdot \frac{\rho}{2} \cdot C_{LMAX-L}$$

Per la densità sarà scelto il valore : $\rho = 0.0023769 \frac{lb \cdot s^2}{ft^4}$

Mentre per la determinazione della V_s , espressa in $\left[\frac{ft}{s}\right]$, relativa alla configurazione pulita (flap

up), e della V_{SL} , espressa in $\left[\frac{ft}{s}\right]$, relativa alla configurazione all'atterraggio (flap down), si

potranno considerare i velivoli simili, riportati nella seguente tabella :

VELIVOLI	V_s [kts]	V_{SL} [kts]
DORNIER 228-100	79	63
DE HAVILLAND DHC6	74	58
LET L-410UVP	78	61
BERIEV BE-30	77	60

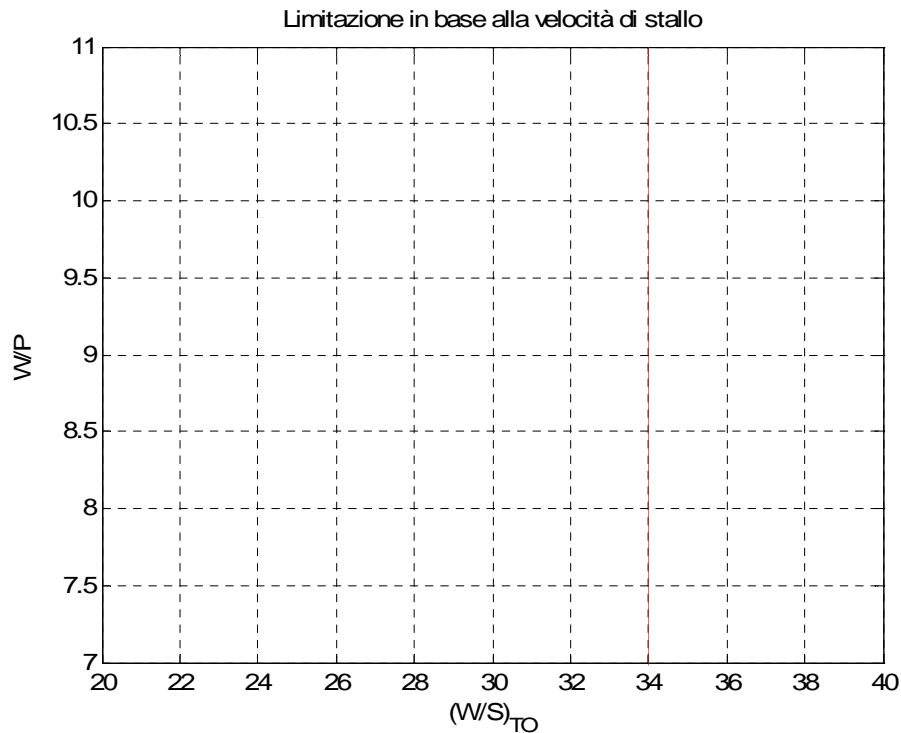
In definitiva si potranno scegliere i seguenti valori :

$$V_S = 77 \text{ kts} = 130 \frac{ft}{s} \quad \text{e} \quad V_{SL} = 60.5 \text{ kts} = 102 \frac{ft}{s}$$

con i valori $C_{LMAX} = 1.7$ e $C_{LMAX-L} = 2.8$ relativi alle due configurazioni (noti dalle tabelle).

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} < 34.144 \quad (\text{flap up}) \quad \left(\frac{W}{S}\right)_{TO} < 34.621 \quad (\text{flap down})$$

Delle due sarà scelta la più stringente, ovvero quella relativa alla configurazione pulita.



Dimensionamento in base alla lunghezza di decollo :

Per i velivoli certificati con la FAR25 esiste una relazione statistica fra la distanza di decollo $S_{TO_{FL}}$ (definita come lunghezza di campo necessaria al decollo, tenendo anche in conto dell'eventualità del decollo abortito) ed i parametri $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$ e $\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}$:

$$S_{TO_{FL}} = 37.5 \cdot TOP_{25} \quad \text{con } S_{TO_{FL}} \text{ espresso in } [ft]$$

$$\text{essendo : } TOP_{25} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \cdot \left(\frac{W}{P}\right)_{TO}}{2.8 \cdot \sigma \cdot C_{LMAX-TO}} \quad \text{con } \left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \text{ in } [ft] \quad \text{e} \quad \left(\frac{W}{P}\right)_{TO} \text{ in } \left[\frac{lbs}{hp}\right]$$

Tramite i velivoli simili è possibile determinare $S_{TO_{FL}} = 1850 \text{ ft}$ e risulterà $TOP_{25} = 49.33$

E quindi la limitazione risulterà :

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \cdot \left(\frac{W}{P}\right)_{TO} \leq 2.8 \cdot \sigma \cdot TOP_{25} \cdot C_{LMAX-TO} = 262.45$$

con : $\sigma = \frac{\rho}{\rho_0} = 1$ e (dalla tabella corrispondente alla caratteristica considerata) $C_{LMAX-TO} = 1.9$.

Dimensionamento in base alla lunghezza di atterraggio :

Per le FAR25 la lunghezza del campo di atterraggio è definita come la lunghezza della distanza totale di atterraggio, nota dalla specifica, divisa per una costante, ovvero :

$$S_{FL} = \frac{S_L}{0.6} = 3280 \text{ ft}$$

Inoltre in base statistica risulterà : $S_{FL} = 0.3 \cdot V_A$ da cui $V_A = 104.56 \text{ kts}$

Poiché risulta $V_{SL} = \frac{V_A}{1.3} = 135.75 \frac{\text{ft}}{\text{s}}$ ritroveremo una limitazione per V_{SL} e quindi avremo :

$$\left(\frac{W}{S}\right)_L = \frac{\rho_0 \cdot V_{SL}^2 \cdot C_{LMAX-L}}{2} = 61.32 \text{ psf}$$

Essendo $\frac{W_L}{W_{TO}} = 0.99$ avremo : $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = \left(\frac{W}{S}\right)_L \cdot \frac{1}{0.99} = 61.94 \text{ psf}$, che sarà un'ulteriore

limitazione nella determinazione del punto di progetto.

Dimensionamento in base alla caratteristica di salita :

Per tale caratteristica sarà necessaria prima una stima della polare nelle varie configurazioni di volo. La polare parabolica sarà espressa dalla seguente relazione :

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}$$

Il $C_{D0} = \frac{f}{S}$ dove f è definita “area parassita”. Esiste una relazione fra la superficie bagnata S_{wet} e la f e fra S_{wet} e W_{TO} , ovvero :

$$\begin{cases} \log_{10} f = a + b \cdot \log_{10} S_{wet} \\ \log_{10} S_{wet} = c + d \cdot \log_{10} W_{TO} \end{cases}$$

con $a = -2.3979$ e $b = 1$ entrambi funzioni di $c_f = 0.0040$, mentre $c = -0.0866$ e $d = 0.8099$ sono definiti per ogni categoria di velivolo.

Con la risoluzione del sistema saranno noti i seguenti valori :

$$f = 8.085 \text{ ft}^2 \text{ e } S_{wet} = 2.02 \cdot 10^3 \text{ ft}^2.$$

Tenendo conto delle limitazioni già determinate connesse a stallo, decollo e atterraggio e tenendo conto dei velivoli simili si potrà fissare un valore plausibile di $\frac{W_{TO}}{S} = 33.5$ e quindi ottenere :

$$S = \frac{W_{TO}}{33.5} = 460.597 \text{ ft}^2 = 42.79 \text{ m}^2.$$

A questo punto sarà noto : $C_{D0} = \frac{f}{S} = 0.0176$.

Sempre dai velivoli simili fissiamo un valore per l’apertura alare $b = 63 \text{ ft} = 19.20 \text{ m}$ ed otterremo : $AR = \frac{b^2}{S} = 8.617$.

Scelti i valori di $\Delta C_{D0} = 0$ ed e (coefficiente di Oswald) relativi alle configurazioni di decollo, salita ed atterraggio (valori che risultano tabellati), si potranno ricavare le polari relative alle varie configurazioni.

Configurazione	ΔC_{D0}	e	C_{Lmax}
pulita	0	0.85	1.7
decollo	0.015	0.78	1.9
atterraggio	0.069	0.73	2.8
carrello esteso	0.019	ininfluente	-
elica ferma	0.005	-	-

-Configurazione pulita, carrello retrato-

$$\Delta C_{D0} = 0 \quad e = 0.85$$

$$C_D = (C_{D0} + \Delta C_{D0}) + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} = 0.0176 + 0.0435 \cdot C_L^2$$

-Configurazione pulita, carrello estratto-

$$\Delta C_{D0} = 0.019 \quad e = 0.85$$

$$C_D = 0.0366 + 0.0435 \cdot C_L^2$$

-Configurazione di decollo, carrello retrato-

$$\Delta C_{D0} = 0.015 \quad e = 0.78$$

$$C_D = 0.0326 + 0.0474 \cdot C_L^2$$

-Configurazione di decollo, carrello estratto-

$$\Delta C_{D0} = 0.015 + 0.019 = 0.034 \quad e = 0.78$$

$$C_D = 0.0326 + 0.0474 \cdot C_L^2$$

-Configurazione di atterraggio, carrello retrato-

$$\Delta C_{D0} = 0.069 \quad e = 0.73$$

$$C_D = 0.0866 + 0.0506 \cdot C_L^2$$

-Configurazione di atterraggio, carrello estratto-

$$\Delta C_{D0} = 0.069 + 0.019 = 0.088 \quad e = 0.73$$

$$C_D = 0.1056 + 0.0506 \cdot C_L^2$$

Requisiti di salita FAR25 :

FAR25.111 (OEI) : $CGR > 0.012$ e $V = 1.2V_{S-TO}$

(Configurazione di decollo, carrello retracts, ipersostentatori TO, effetto suolo)

$$CGRP = \frac{18.97 \cdot \eta_p \cdot \sqrt{\sigma}}{\left(\frac{W}{P}\right) \cdot \sqrt{\frac{W}{S}}} = \left[CGR + \left(\frac{L}{D}\right)^{-1} \right] \cdot \frac{1}{\sqrt{C_L}} = 0.0864$$

con : $\eta_p = 0.80$ $\sigma = 1$ $CGR = 0.012$

$$C_L = \frac{C_{LMAX-TO}}{1.2^2} = 1.32 \quad C_D = 0.0326 + 0.0474 \cdot C_L^2 = 0.115$$

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = 11.46$$

In definitiva : $\left(\frac{W}{P}\right)_{OEI} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = \frac{18.97 \cdot 0.80 \cdot 1}{0.0864} = 175.64$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{W}{P}\right)_{OEI} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = 87.82.$$

FAR25.121 (OEI) : $CGR > 0$ e $V_{LOF} < V < 1.2V_{S-TO}$

(Configurazione di decollo, carrello estratto, ipersostentatori TO, effetto suolo)

$$\underline{\underline{V_{LOF} = 1.1V_{S-TO}}}$$

$$CGRP = \frac{18.97 \cdot \eta_p \cdot \sqrt{\sigma}}{\left(\frac{W}{P}\right) \cdot \sqrt{\frac{W}{S}}} = \left[CGR + \left(\frac{L}{D}\right)^{-1} \right] \cdot \frac{1}{\sqrt{C_L}} = 0.0856$$

con : $\eta_p = 0.80$ $\sigma = 1$ $CGR = 0$

$$C_L = \frac{C_{LMAX-TO}}{1.1^2} = 1.57 \quad C_D = 0.0516 + 0.0474 \cdot C_L^2 = 0.1685$$

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = 9.32$$

In definitiva : $\left(\frac{W}{P}\right)_{OEI} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = \frac{18.97 \cdot 0.80 \cdot 1}{0.0864} = 177.25$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{W}{P}\right)_{OEI} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = 86.62$$

$$\underline{\underline{V=1.2V_{S-TO}}}$$

$$CGRP = \frac{18.97 \cdot \eta_p \cdot \sqrt{\sigma}}{\left(\frac{W}{P}\right) \cdot \sqrt{\frac{W}{S}}} = \left[CGR + \left(\frac{L}{D}\right)^{-1} \right] \cdot \frac{1}{\sqrt{C_L}} = 0.0885$$

con : $\eta_p = 0.80$ $\sigma = 1$
 $CGR = 0$

$$C_L = \frac{C_{LMAX-TO}}{1.2^2} = 1.32 \quad C_D = 0.0516 + 0.0474 \cdot C_L^2 = 0.134$$

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = 9.84$$

In definitiva : $\left(\frac{W}{P}\right)_{OEI} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = \frac{18.97 \cdot 0.80 \cdot 1}{0.0864} = 171.5$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{W}{P}\right)_{OEI} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = 85.75 \quad (\text{la quale risulta essere la condizione, per ora, più stringente}).$$

FAR25.121 (OEI) : $CGR > 0.024$ e $V = 1.2V_{S-TO}$

(Configurazione di decollo, carrello retrainato, ipersostentatori TO)

$$CGRP = \frac{18.97 \cdot \eta_p \cdot \sqrt{\sigma}}{\left(\frac{W}{P}\right) \cdot \sqrt{\frac{W}{S}}} = \left[CGR + \left(\frac{L}{D}\right)^{-1} \right] \cdot \frac{1}{\sqrt{C_L}} = 0.097$$

con : $\eta_p = 0.80$ $\sigma = 1$ $CGR = 0.024$

$$C_L = \frac{C_{LMAX-TO}}{1.2^2} = 1.32 \quad C_D = 0.0326 + 0.0474 \cdot C_L^2 = 0.115$$

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = 11.46$$

In definitiva : $\left(\frac{W}{P}\right)_{OEI} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = \frac{18.97 \cdot 0.80 \cdot 1}{0.0864} = 156.7$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{W}{P}\right)_{OEI} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = 78.35 \quad (\text{condizione ancora più stringente}).$$

FAR25.121 (OEI) : CGR > 0.012 e V = 1.25V_S

(Configurazione di decollo, carrello retracts, ipersostentatori retratti)

$$CGRP = \frac{18.97 \cdot \eta_p \cdot \sqrt{\sigma}}{\left(\frac{W}{P}\right) \cdot \sqrt{\frac{W}{S}}} = \left[CGR + \left(\frac{L}{D}\right)^{-1} \right] \cdot \frac{1}{\sqrt{C_L}} = 0.072$$

con : $\eta_p = 0.80 \quad \sigma = 1 \quad CGR = 0.012$

$$C_L = \frac{C_{LMAX}}{1.25^2} = 1.09 \quad C_D = 0.0176 + 0.0435 \cdot C_L^2 = 0.069$$

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = 15.75$$

In definitiva : $\left(\frac{W}{P}\right)_{OEI} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = \frac{18.97 \cdot 0.80 \cdot 1}{0.0864} = 209.65$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{W}{P}\right)_{OEI} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = 104.83$$

FAR25.119 (AEO) : CGR > 0.032 e V = 1.3V_{S-L}

(Configurazione di atterraggio, carrello estratto, ipersostentatori atterraggio)

$$CGRP = \frac{18.97 \cdot \eta_p \cdot \sqrt{\sigma}}{\left(\frac{W}{P}\right) \cdot \sqrt{\frac{W}{S}}} = \left[CGR + \left(\frac{L}{D}\right)^{-1} \right] \cdot \frac{1}{\sqrt{C_L}} = 0.14$$

con : $\eta_p = 0.80 \quad \sigma = 1 \quad CGR = 0.032$

$$C_L = \frac{C_{LMAX-L}}{1.3^2} = 1.66 \quad C_D = 0.1056 + 0.0506 \cdot C_L^2 = 0.25$$

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = 6.78$$

In definitiva : $\left(\frac{W}{P}\right)_{OEI} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = \frac{18.97 \cdot 0.80 \cdot 1}{0.0864} = 108.78$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{W}{P}\right)_{OEI} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = 54.39$$

FAR25.121 (OEI) : $CGR > 0.021$ e $V = 1.5V_{S-A}$

(Configurazione di atterraggio, carrello estratto, ipersostentatori in configurazione di avvicinamento)

$$CGRP = \frac{18.97 \cdot \eta_P \cdot \sqrt{\sigma}}{\left(\frac{W}{P}\right) \cdot \sqrt{\frac{W}{S}}} = \left[CGR + \left(\frac{L}{D}\right)^{-1} \right] \cdot \frac{1}{\sqrt{C_L}} = 0.144$$

con : $\eta_P = 0.80$ $\sigma = 1$ $CGR = 0.021$

$$C_{LMAX-A} = \frac{C_{LMAX-TO} + C_{LMAX-L}}{2} = 2.35$$

$$C_L = \frac{C_{LMAX-A}}{1.5^2} = 1.044$$

$$C_{D-TO} = 0.0516 + 0.0474 \cdot C_L^2 = 0.103 \quad (\text{TO, carrello estratto})$$

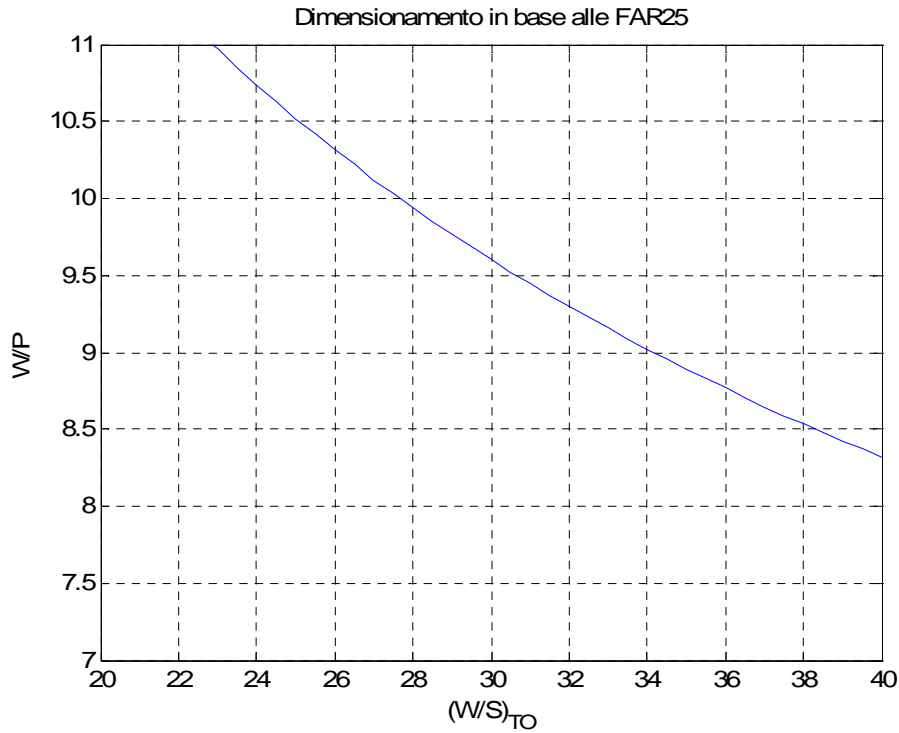
$$C_{D-L} = 0.1056 + 0.0506 \cdot C_L^2 = 0.161 \quad (\text{L, carrello estratto})$$

$$C_{D-A} = \frac{C_{D-TO} + C_{D-L}}{2} = 0.132$$

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = 7.91$$

In definitiva : $\left(\frac{W}{P}\right)_{OEI} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = \frac{18.97 \cdot 0.80 \cdot 1}{0.0864} = 105.2$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{W}{P}\right)_{OEI} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = 52.6 \quad (\text{è la più stringente in assoluto}).$$



Dimensionamento in base alla velocità di crociera :

La limitazione derivante dall'imporre nella specifica che il velivolo abbia una certa velocità di crociera si basa sul fatto che per i velivoli di una certa classe la velocità di crociera è legata in modo pressoché lineare da cosiddetto "indice di potenza" I_P , definito come :

$$I_P = \sqrt[3]{\frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}{\sigma \cdot \left(\frac{W}{P}\right)_{cr}}} \quad \text{che ci fornirà un'ulteriore limitazione per } \left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$$

Saranno considerati i seguenti valori :

$$\rho_0 = 2.3769 \cdot 10^{-3} \frac{lb \cdot s^2}{ft^4}$$

a quota $z = 10000 \text{ ft}$ si avrà :

$$\rho = \rho_0 \cdot \left(1 - 2.25 \cdot 10^{-5} \cdot z\right)^{4.25} = 8.0453 \cdot 10^{-4} \frac{lb \cdot s^2}{ft^4}$$

$$\sigma = \frac{\rho}{\rho_0} = 0.3385$$

$$V_{cr} = 200 \text{ kts}.$$

Per una turboelica si potranno considerare le seguenti relazioni :

$$\sigma < 0.86 \quad (z > 5000 \text{ ft}) \quad : \quad k_z = -0.2019 + 1.8532 \cdot \sigma - 0.6013 \cdot \sigma^2 = 0.3565$$

$$k_v = 1 - 0.00263513 \cdot \left(\frac{V_{cr}}{100} \right) + 0.0283865 \cdot \left(\frac{V_{cr}}{100} \right)^2 = 1.1083$$

Per la determinazione dell'indice di potenza ci riferiamo sempre ai velivoli simili, che riportiamo nella seguente tabella :

VELIVOLI	(W/S) _{T0}	(W/P) _{T0}	V _{cr} [kts]	z _{cr} [ft]	σ _{cr}	k _z	k _v	φ	I _p	V _{cr} /I _p
DORNIER 228-100	36.48	8.79	231	10000	0.3385	0.3565	1.1454	0.75	1.5543	148.62
DE HAVILLAND DHC6	29.76	10.08	182	10000	0.3385	0.3565	1.0892	0.75	1.3644	133.39
LET L-410UVP	33.18	8.38	197	10000	0.3385	0.3565	1.105	0.75	1.5119	130.3

Per il nostro velivolo risulterà :

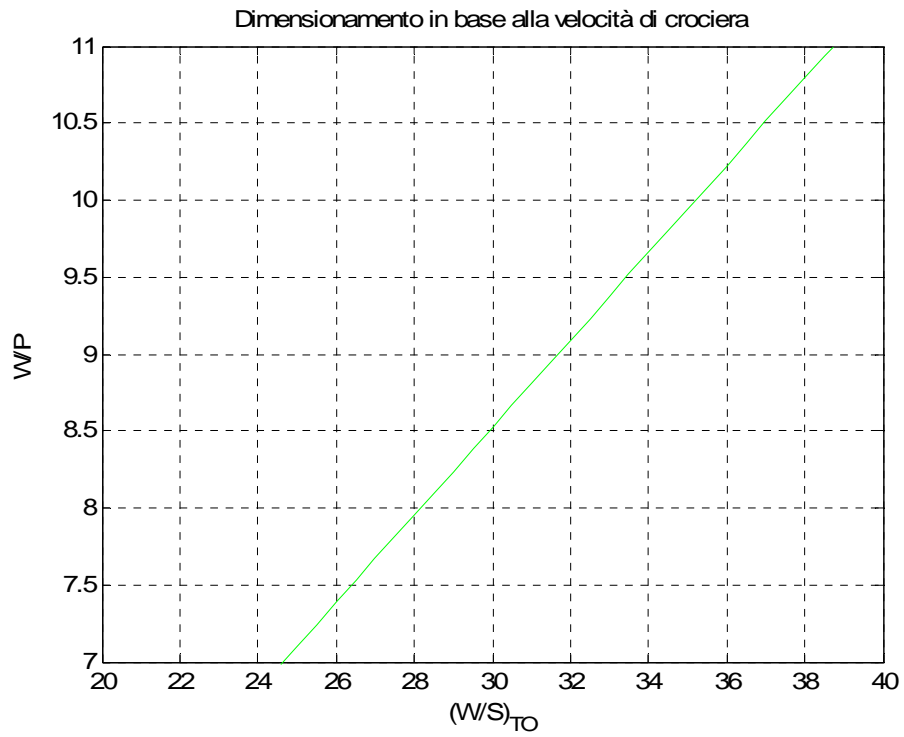
$$\frac{V_{cr}}{I_p} = \frac{148.62 + 133.39 + 130.3}{3} = 137.44$$

$$I_p = \frac{I_p}{V_{cr}} \cdot 200 = 1.4552$$

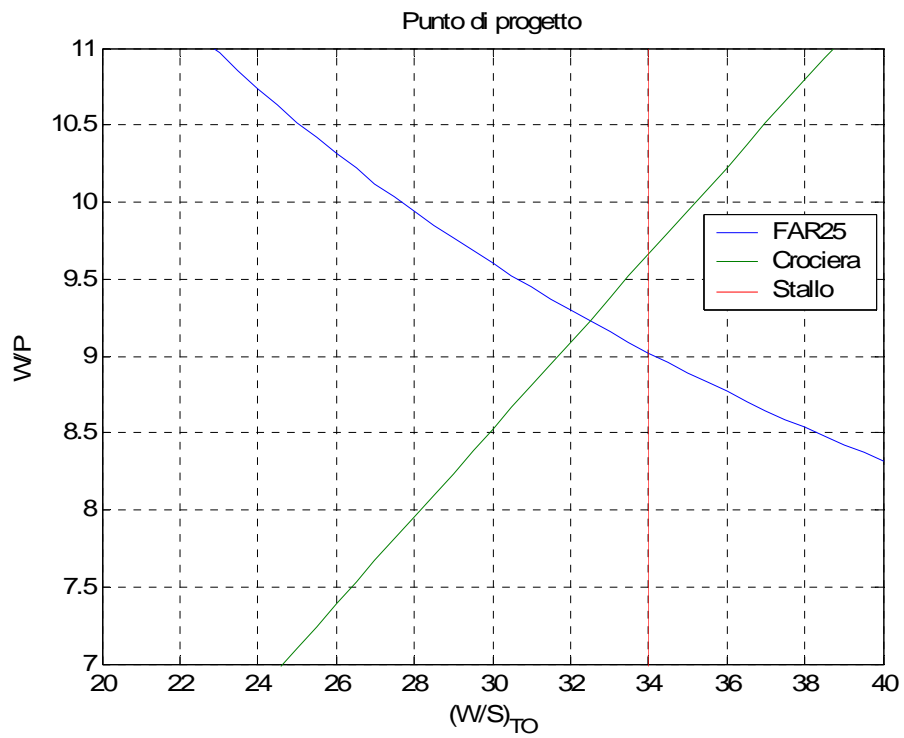
$$\frac{\left(\frac{W}{S} \right)_{TO}}{\left(\frac{W}{P} \right)_{cr}} = I_p^3 \cdot \sigma = 1.043 .$$

E la limitazione risulterà essere :

$$\left(\frac{W}{S} \right)_{TO} = 1.043 \cdot \frac{1}{k_z \cdot k_v \cdot \varphi} \cdot \left(\frac{W}{P} \right)_{TO} = 3.52 \cdot \left(\frac{W}{P} \right)_{TO}$$



In definitiva il punto di progetto può essere identificato nella zona sottostante le tre curve :



PROGETTO DELL'ALA

Si parte con la scelta della forma in pianta dell'ala e delle sue caratteristiche morfologiche più importanti. Essendo un velivolo turboelica da trasporto regionale, la nostra scelta cadrà su un'ala in parte rettangolare e in parte rastremata.

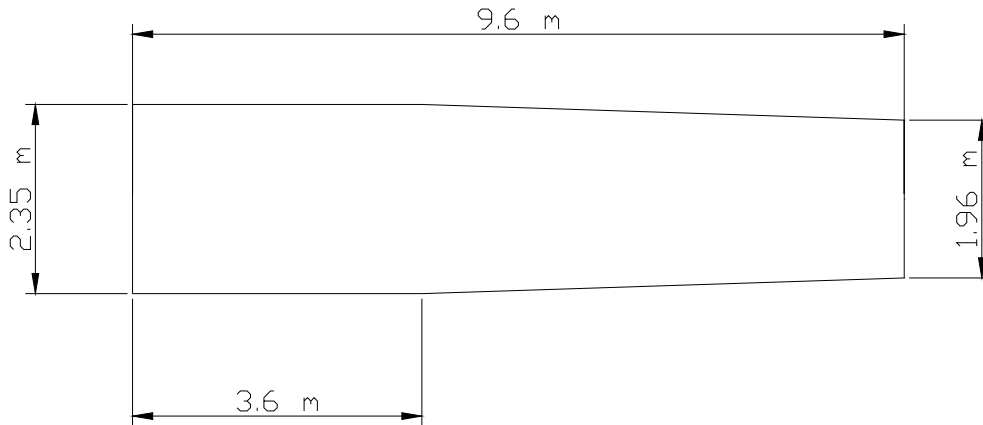


fig.1

In fig.1 è rappresentata la semiala.

La sua configurazione strutturale è a sbalzo, è posizionata in alto sulla fusoliera e presenta le seguenti caratteristiche geometriche :

b (apertura alare) = 19.2 m;

S (superficie alare) = 42.8 m²;

AR (allungamento alare) = 8.61;

Λ (angolo di freccia) = 0°;

c_r (corda alla radice) = 2.35 m;

c_t (corda alla estremità) = 1.96 m;

λ (rapporto di rastremazione, c_t/c_r) = 0.83;

Γ (angolo diedro) = 0°;

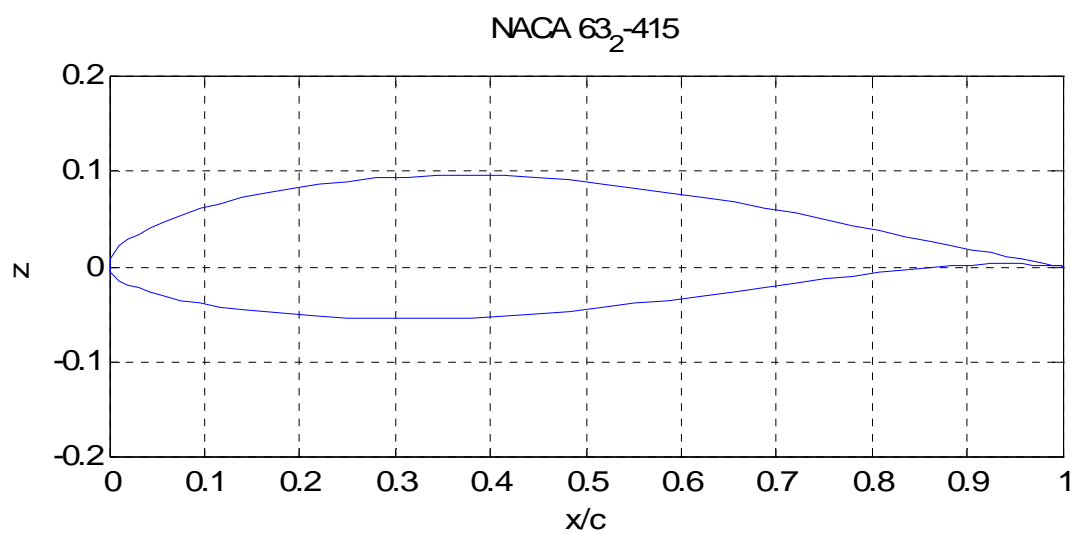
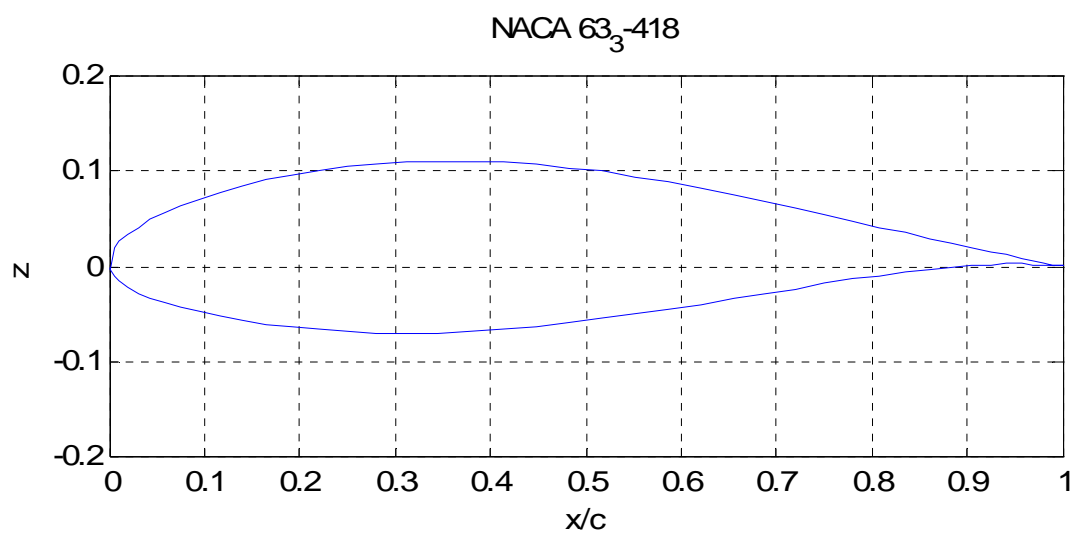
i_w (calettamento) = 0°;

ε (svergolamento) = 2°;

Profilo alla radice NACA 63₃-418;

Profilo alla estremità NACA 63₂-415.

I suddetti profili sono rappresentati nelle seguenti figure :



Caratteristiche aerodinamiche del profilo medio

La ricerca delle caratteristiche aerodinamiche del profilo medio si basa sulla determinazione di opportuni coefficienti di influenza dati da :

$$K_a = \frac{2 \cdot S_a}{S} = 0.19$$

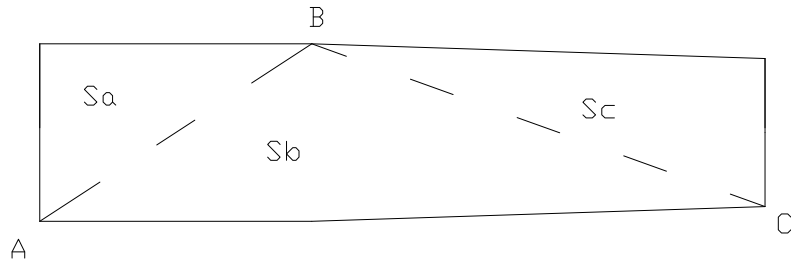
$$K_b = \frac{2 \cdot S_b}{S} = 0.53$$

$$K_c = \frac{2 \cdot S_c}{S} = 0.28$$

$$S_a = 4.14 \text{ m}^2$$

con $S_b = 11.19 \text{ m}^2$

$$S_c = 5.88 \text{ m}^2$$



Abbiamo utilizzato il programma JavaFoil per il calcolo delle caratteristiche dei profili di radice e di estremità, adoperando i seguenti valori relativi al volo in crociera :

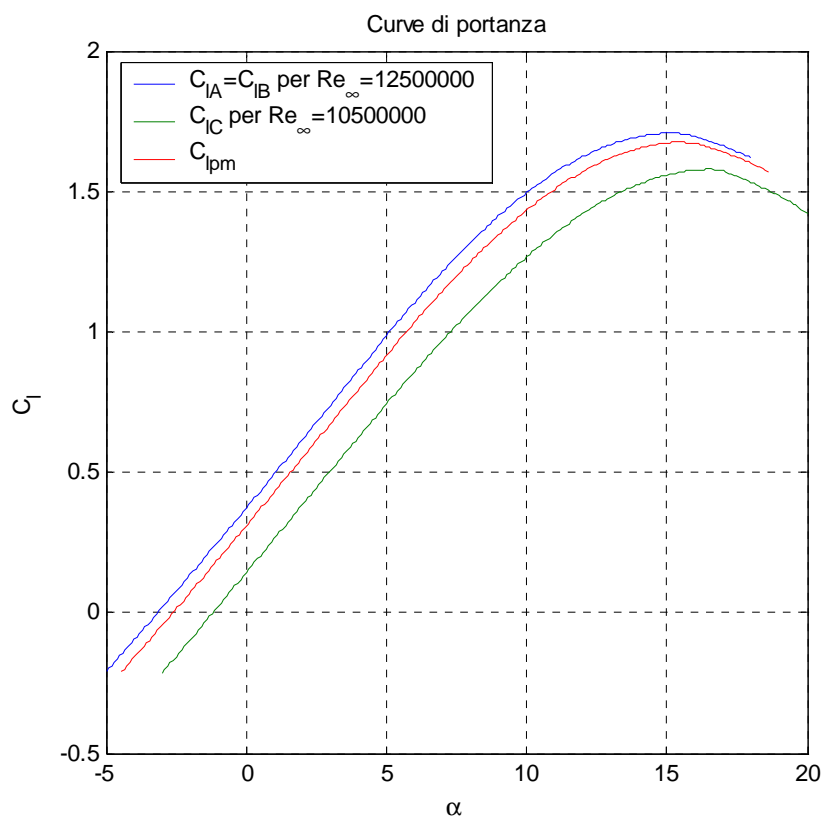
z (quota di volo) = 3050 m;

$V_{cr} = 103 \text{ m/s}$;

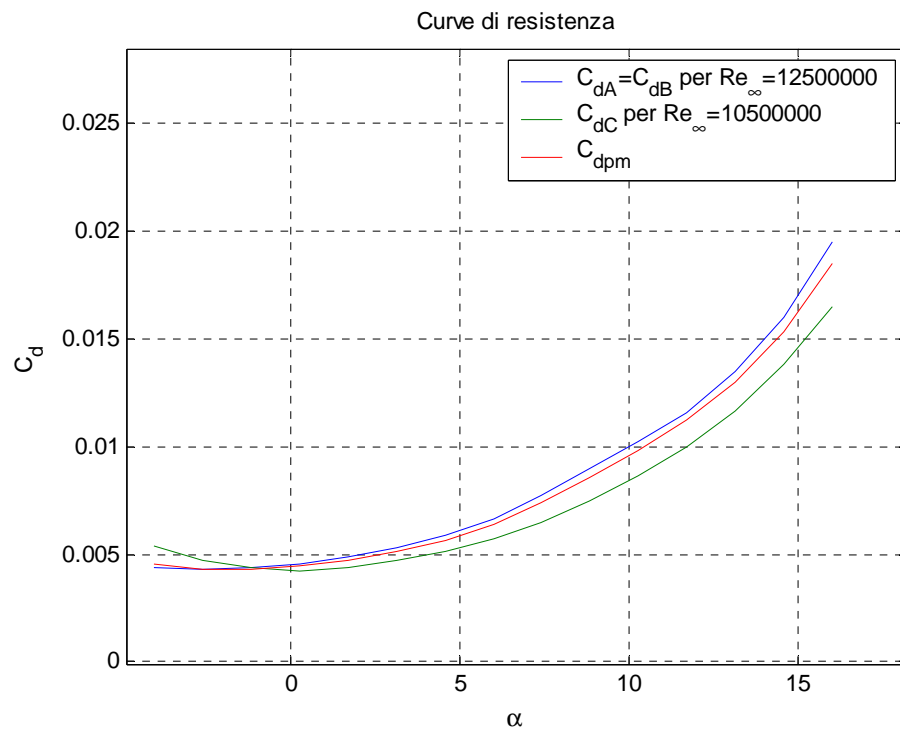
$\rho_z = 0.887 \text{ kg/m}^3$;

$\mu = 1.7 \cdot 10^{-5} \text{ kg/(m}\cdot\text{s)}$;

Adoperando la formula $C_l = K_a \cdot C_{lA} + K_b \cdot C_{lB} + K_c \cdot C_{lC}$ è stato possibile calcolare le curve di portanza riportate nella figura seguente :



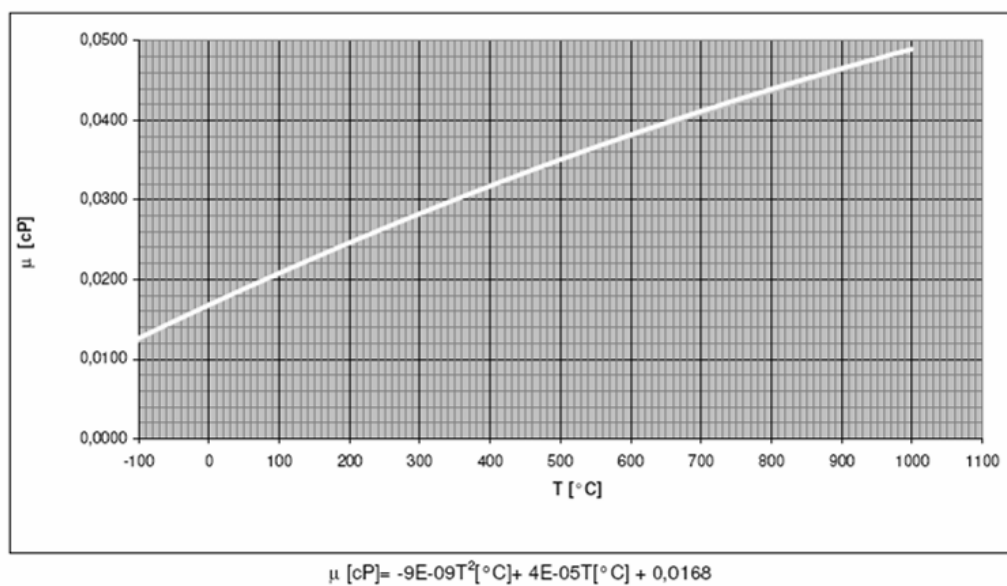
Analogamente si procede per il calcolo delle curve di resistenza riportate nella seguente figura :



Per la determinazione del numero di Reynolds ci siamo riferiti alla seguente tabella per la determinazione della viscosità cinematica μ :

VISCOSITA' DELL'ARIA

T [°C]	μ [mN s/m ²]=[cP]	μ [kg/ m s]
-100	0,0122	1,220E-05
-50	0,0149	1,490E-05
0	0,0170	1,700E-05
20	0,0177	1,770E-05
50	0,0189	1,890E-05
100	0,0210	2,100E-05
150	0,0226	2,260E-05
200	0,0245	2,450E-05
500	0,0350	3,500E-05
1000	0,0490	4,900E-05



Utilizzando il programma WING (di cui riportiamo di seguito il file di output per $\alpha = 0$), è stato possibile determinare parametri fondamentali utili al disegno della curva di portanza dell'ala:

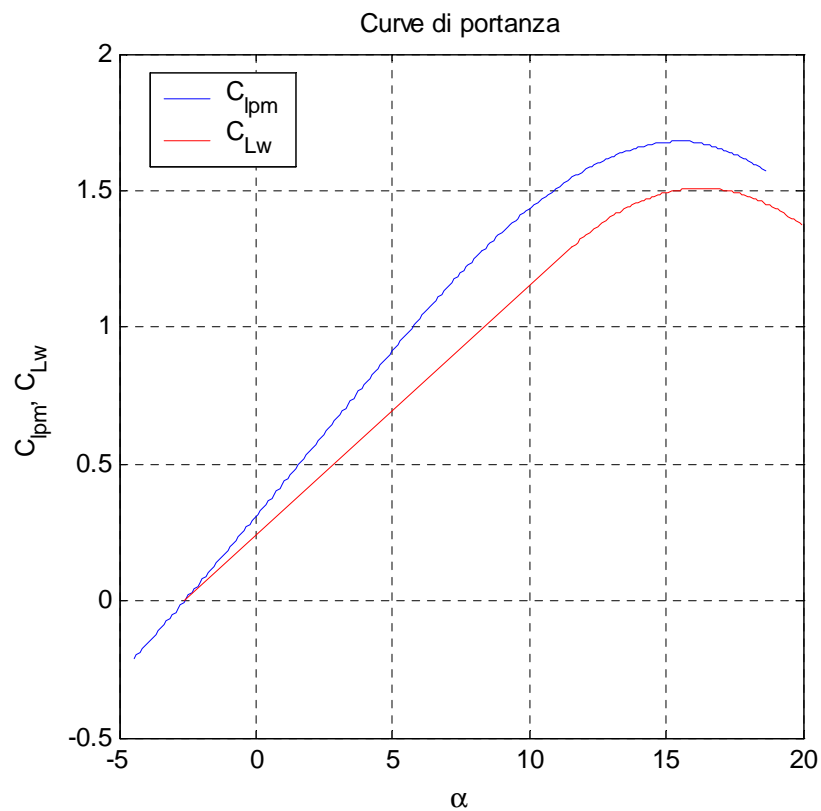
$$C_{L\alpha W} = 0.0913$$

$$\alpha_{ZL} = -2.655^\circ$$

```
# ALA :ALA effettiva
# AR= 8.617112
# b= 19.200000
# Sw= 42.780000
# Rapp rastremazione = .834043
# **** MAC ****
# MAC= 2.242791
# tramite y MAC2= 2.306847
# **** AER. CENTER ***
# POS in x X_MAC= .611508
# POS in x (%MAC) X_MAC= .263034
# POS in aper. y Y_MAC= 4.294285
# eta MAC= .447321
# alfa= .000000
# azlw= -2.655346
# CLw= .242388
# Claw= .091283
# CMw= .000000
# CDw= .002202
# Efficienza a questo alfa E= 110.067700
# Fattore di resistenza K= 1.014709
# Fattore e=1/K= .985504
# **** WING AC MOM COEFF
# basic load contr Cmac1= .000474
# local cmac contr Cmac2= -.070296
# WING CMACw= -.069822
#
# SOLUZIONE lungo apertura :
# y/(b/2) c gam_b gam_a gam cl_b cl_a cl c*cl alfa_abs alfa_i
.0000 2.3500 .0023 .0165 .0188 .0380 .2696 .3076 .7228 -.6835 .6835
.0308 2.3500 .0023 .0165 .0188 .0379 .2696 .3075 .7225 -.6844 .6844
.0616 2.3500 .0023 .0165 .0188 .0377 .2694 .3071 .7218 -.6871 .6871
.0923 2.3500 .0023 .0165 .0188 .0375 .2691 .3066 .7204 -.6916 .6916
.1229 2.3500 .0023 .0164 .0187 .0370 .2687 .3058 .7185 -.6980 .6980
.1534 2.3500 .0022 .0164 .0186 .0365 .2682 .3047 .7161 -.7065 .7065
.1837 2.3500 .0022 .0164 .0186 .0358 .2676 .3034 .7130 -.7170 .7170
.2139 2.3500 .0021 .0163 .0185 .0350 .2668 .3018 .7092 -.7300 .7300
.2439 2.3500 .0021 .0163 .0183 .0339 .2659 .2998 .7046 -.7455 .7455
.2737 2.3500 .0020 .0162 .0182 .0327 .2649 .2975 .6992 -.7639 .7639
.3032 2.3500 .0019 .0161 .0180 .0311 .2637 .2948 .6928 -.7859 .7859
.3324 2.3500 .0018 .0161 .0178 .0293 .2623 .2915 .6851 -.8120 .8120
.3612 2.3500 .0016 .0160 .0176 .0269 .2607 .2875 .6757 -.8441 .8441
.3898 2.3408 .0014 .0158 .0173 .0236 .2598 .2834 .6635 -.8759 .8286
.4180 2.3232 .0012 .0157 .0169 .0196 .2596 .2792 .6485 -.9081 .7707
.4457 2.3059 .0009 .0156 .0165 .0151 .2591 .2742 .6322 -.9461 .7198
.4731 2.2888 .0006 .0154 .0160 .0103 .2584 .2687 .6150 -.9881 .6742
.5000 2.2720 .0003 .0152 .0156 .0054 .2575 .2629 .5973 -1.0331 .6331
.5264 2.2555 .0000 .0151 .0151 .0004 .2564 .2568 .5792 -1.0804 .5958
.5524 2.2393 -.0003 .0149 .0146 -.0046 .2551 .2505 .5609 -1.1296 .5620
.5778 2.2235 -.0006 .0147 .0141 -.0096 .2536 .2440 .5425 -1.1802 .5313
.6026 2.2080 -.0008 .0145 .0136 -.0145 .2518 .2374 .5241 -1.2320 .5036
.6269 2.1928 -.0011 .0143 .0132 -.0192 .2499 .2306 .5057 -1.2848 .4786
.6506 2.1780 -.0014 .0140 .0127 -.0238 .2477 .2238 .4875 -1.3383 .4563
.6737 2.1636 -.0016 .0138 .0122 -.0282 .2452 .2170 .4695 -1.3925 .4366
.6961 2.1496 -.0018 .0136 .0118 -.0324 .2425 .2101 .4516 -1.4471 .4195
.7179 2.1360 -.0020 .0133 .0113 -.0363 .2395 .2031 .4339 -1.5021 .4048
.7390 2.1229 -.0022 .0131 .0108 -.0400 .2362 .1962 .4165 -1.5574 .3926
.7594 2.1101 -.0024 .0128 .0104 -.0433 .2325 .1892 .3992 -1.6131 .3830
.7791 2.0979 -.0025 .0125 .0100 -.0463 .2285 .1822 .3822 -1.6690 .3759
.7980 2.0860 -.0027 .0122 .0095 -.0490 .2242 .1752 .3654 -1.7252 .3715
.8162 2.0747 -.0028 .0119 .0091 -.0513 .2194 .1681 .3488 -1.7817 .3698
.8336 2.0638 -.0029 .0115 .0087 -.0532 .2142 .1610 .3324 -1.8385 .3710
.8502 2.0535 -.0029 .0112 .0082 -.0546 .2086 .1539 .3161 -1.8958 .3751
.8660 2.0436 -.0030 .0108 .0078 -.0557 .2024 .1468 .2999 -1.9536 .3823
.8810 2.0342 -.0030 .0104 .0074 -.0563 .1958 .1395 .2838 -2.0120 .3927
.8952 2.0254 -.0030 .0099 .0070 -.0564 .1886 .1322 .2678 -2.0711 .4066
.9085 2.0171 -.0029 .0095 .0066 -.0560 .1808 .1248 .2517 -2.1311 .4240
.9209 2.0094 -.0029 .0090 .0061 -.0551 .1724 .1173 .2356 -2.1922 .4453
.9325 2.0021 -.0028 .0085 .0057 -.0537 .1633 .1096 .2194 -2.2545 .4705
.9432 1.9955 -.0027 .0080 .0053 -.0518 .1536 .1018 .2031 -2.3181 .5000
.9529 1.9894 -.0026 .0074 .0049 -.0494 .1432 .0938 .1865 -2.3834 .5340
.9618 1.9838 -.0024 .0068 .0044 -.0465 .1320 .0855 .1697 -2.4504 .5726
.9698 1.9788 -.0022 .0062 .0040 -.0430 .1201 .0771 .1525 -2.5194 .6160
.9768 1.9744 -.0020 .0055 .0035 -.0391 .1074 .0684 .1350 -2.5905 .6646
.9830 1.9706 -.0018 .0048 .0030 -.0346 .0940 .0594 .1171 -2.6638 .7183
.9882 1.9674 -.0015 .0041 .0026 -.0297 .0799 .0501 .0987 -2.7394 .7773
.9924 1.9647 -.0012 .0033 .0021 -.0244 .0650 .0406 .0798 -2.8175 .8417
.9957 1.9627 -.0010 .0025 .0016 -.0187 .0495 .0308 .0605 -2.8978 .9114
.9981 1.9612 -.0006 .0017 .0011 -.0127 .0334 .0207 .0407 -2.9802 .9863
.9995 1.9603 -.0003 .0009 .0005 -.0064 .0169 .0104 .0205 -3.0645 1.0660
```

Inoltre, attraverso la tecnica detta “Sentiero di stallo” e usando come verifica il grafico che riporta $C_{LMAX} = f(C_{LMAX-pm})$ siamo pervenuti al valore $C_{LMAX} = 1.508$.

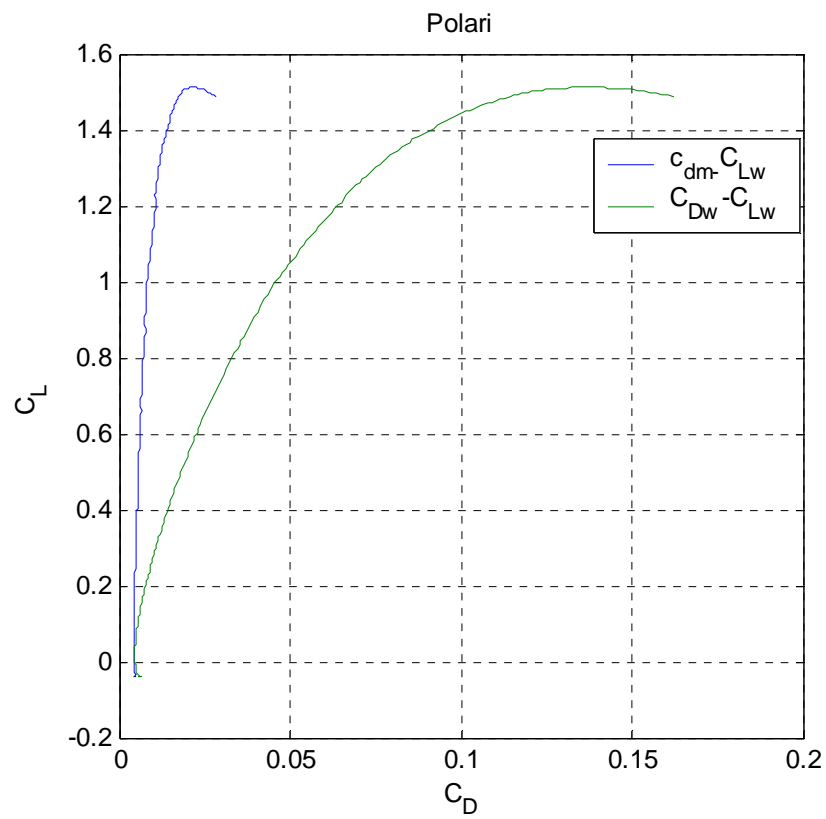
Infine, usando i grafici $\Delta y = f\left(\frac{t}{c}\right)$ e $\Delta \alpha_{C_{LMAX}} = f(\Lambda)$ abbiamo ottenuto il seguente diagramma:



Per completare il calcolo della polare dell'ala, utilizzando il programma WING abbiamo ricavato i seguenti valori :

α [grad]	C_{Di}
-5	0.002101
-3	0.000236
-1	0.000911
0	0.002202
3	0.009886
6	0.023287
9	0.042406
12	0.067243
15	0.097796
18	0.134067

Sommando la resistenza C_{Di} alla $C_{D0} = C_{d-pm}$ otteniamo il coefficiente di resistenza dell'ala C_D , che insieme al C_L fornisce la polare :



POLARE DEL VELIVOLO COMPLETO

Il nostro obiettivo è la determinazione della resistenza totale del velivolo attraverso la stima dei vari contributi delle singole parti strutturali.

Utilizzando formule empiriche siamo pervenuti ai seguenti risultati:

Resistenza parassita ala

$$c_f = \frac{0.074}{\text{Re}_{pm}^{0.2}} \quad \text{Re}_{pm} = 12000000$$
$$C_{DW} = K \cdot \frac{S_{wet}}{S_w} \cdot c_f \quad \text{con} \quad K = 1 + 1.44 \cdot \tau + 2 \cdot \tau^2$$
$$\tau = 0.1754 \quad (\text{spessore profilo medio})$$

Resistenza parassita piano orizzontale

$$c_f = \frac{0.074}{\text{Re}_H^{0.2}} \quad \text{Re}_H = 7350000$$
$$C_{DH} = K \cdot \frac{S_{wetH}}{S_w} \cdot c_f \quad \text{con} \quad K = 1 + 1.68 \cdot \tau + 2 \cdot \tau^2$$
$$\tau = 0.12 \quad (\text{spessore profilo piano orizzontale NACA 0012})$$

Resistenza parassita piano verticale

$$c_f = \frac{0.074}{\text{Re}_V^{0.2}} \quad \text{Re}_V = 19000000$$
$$C_{DV} = K \cdot \frac{S_{wetV}}{S_w} \cdot c_f \quad \text{con} \quad K = 1 + 1.68 \cdot \tau + 2 \cdot \tau^2$$
$$\tau = 0.12 \quad (\text{spessore profilo piano verticale NACA 0012})$$

Resistenza parassita fusoliera

$$c_f = \frac{0.074}{\text{Re}_F^{0.2}} \quad \text{Re}_F = 94000000$$
$$C_{DF} = K \cdot \frac{S_{wetF}}{S_w} \cdot c_f \quad \text{con} \quad K = 1 + 60 \cdot \frac{1}{FR^3} + 0.0025 \cdot FR \quad FR = \frac{L}{\sqrt{h \cdot d}}$$

Resistenza parassita gondole motori

$$c_f = \frac{0.074}{\text{Re}_G^{0.2}} \quad \text{Re}_G = 13000000$$
$$C_{DG} = 2 \cdot K \cdot \frac{S_{wetG}}{S_w} \cdot c_f \quad \text{con} \quad K = 1 + 0.35 \cdot \frac{1}{FR} \quad FR = \frac{L}{\sqrt{h \cdot d}}$$

Resistenza parassita upsweep

$$C_{Dupsweep} = \frac{C_{D\pi}}{S_W} \quad \text{con} \quad C_{D\pi} = 0.075 \cdot \left(\frac{h}{L} \right)_{0.75l_t}$$

Resistenza parassita gap

Ala :

$$C_{Dgap} = \frac{f_{gap}}{S_W} \quad \text{con} \quad \begin{aligned} f_{gap} &= 0.0002 \cdot \cos^2(sweep) \cdot S_{affected} \\ sweep &= 0^\circ \quad S_{affected} = 0.3 \cdot S_{Wesposta} \end{aligned}$$

Piano orizzontale :

$$C_{Dgap} = \frac{f_{gap}}{S_W} \quad \text{con} \quad \begin{aligned} f_{gap} &= 0.0002 \cdot \cos^2(sweep) \cdot S_{affected} \\ sweep &= 0^\circ \quad S_{affected} = S_{Hesposta} \end{aligned}$$

Piano verticale :

$$C_{Dgap} = \frac{f_{gap}}{S_W} \quad \text{con} \quad \begin{aligned} f_{gap} &= 0.0002 \cdot \cos^2(sweep) \cdot S_{affected} \\ sweep &= 0^\circ \quad S_{affected} = 0.9 \cdot S_{Vesposta} \end{aligned}$$

Resistenza parassita nacelle base drag

$$C_{DNBD} = \frac{0.5}{12} \cdot \pi \cdot D_{ext} \cdot \frac{0.2}{S_W} \quad \text{con} \quad D_{ext} \text{ diametro sezione finale}$$

Resistenza parassita residua

$$C_{DMISC} = 1.5\% \cdot C_{DParassita-tot}$$

Gli ulteriori contributi alla resistenza totale sono :

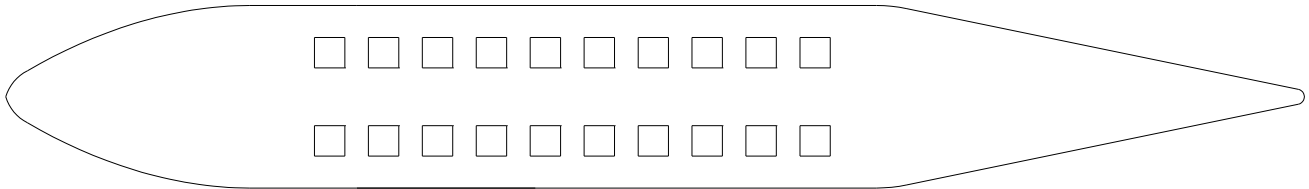
$C_{Dvortex}$ dipendente da α e calcolato tramite il programma WING ;

$$C_{DLDV} = C_{DParassita-tot} \cdot K \cdot C_L^2 \quad \text{con} \quad K=0.38 ;$$

$$C_{DTRIM} = \frac{C_{LH}^2}{\pi \cdot AR_H \cdot u} \cdot \frac{S_H}{S_W} .$$

Tale ultimo contributo è stato valutato nei casi di baricentro massimo avanzato, baricentro massimo arretrato, baricentro in condizioni di design.

Con l'ausilio del sito dell'Università di Stanford è stato possibile determinare la disposizione dei sedili (la cui seduta è 40 cm.) in fusoliera dopo aver scelto di disporre i venti posti su due file separate da un corridoio centrale di 76 cm come rappresentato in figura :



Per la disposizione dei sedili ci siamo basati sui velivoli simili.

In particolare riportiamo nella seguente foto l'interno del Dornier 228-100, che come si può notare presenta anch'esso due file parallele separate da un corridoio centrale.



Abbiamo risolto il sistema seguente nei tre casi suddetti di baricentro per ricavare il C_{LH} :

$$\begin{cases} C_{LW} + C_{LH} \cdot \frac{S_H}{S} = C_L \\ C_{LW} \cdot \frac{x_W}{c} - C_{LH} \cdot \frac{(l_t - x_W)}{c} \cdot \frac{S_H}{S} + C_{MAC_{WB}} = 0 \end{cases}$$

dopo avere ricavato il diagramma di escursione del baricentro, il quale è stato determinato grazie all'ausilio delle formule, riportate negli appunti di Raymer-pesi, che ci hanno consentito di ottenere i pesi e conseguentemente i baricentri relativi alle singole parti del velivolo.

Scelto il sistema di riferimento come riportato in figura :



Riportiamo i calcoli necessari al tracciamento del diagramma suddetto nelle seguenti tabelle :

	X_G [m]	Y_G [m]	Z_G [m]	W [lb]	$X_G \cdot W$ [m·lb]	$Y_G \cdot W$ [m·lb]	$Z_G \cdot W$ [m·lb]
Fusoliera	8	0	0	1665	13320	0	0
Ala	6,955	0	1,2	1315	9145,825	0	1578
Impennaggio orizz.	16,5	0	3	155	2557,5	0	465
Impennaggio vert.	15	0	1,9	105	1575	0	199,5
Motore dx	6,25	3,6	1,2	578	3612,5	2080,8	693,6
Motore sx	6,25	-3,6	1,2	578	3612,5	-2080,8	693,6
Carrello principale	7,5	0	-1,2	415	3112,5	0	-498
Carrello secondario	2	0	-1,2	107	214	0	-128,4
Apparati di bordo	8	0	0	2702	21616	0	0
Massa carburante	5,3	0	1,2	0	0	0	0

Nella precedente tabella sono state riportate le coordinate dei baricentri delle componenti del velivolo. Da essa si ricava il peso totale del velivolo pari a : $W_{tot} = 7620$ lb, a tale massa si aggiunge il peso dell'equipaggio ottenendo : $W_{tot+equi} = 8030$ lb
Dopo tale valutazione una prima stima del baricentro è data :

$$\frac{\sum X_G \cdot W}{W_{tot+equi}} = 7.32 \text{ m} \quad \frac{\sum Y_G \cdot W}{W_{tot+equi}} = 0 \text{ m} \quad \frac{\sum Z_G \cdot W}{W_{tot+equi}} = 0.39 \text{ m}$$

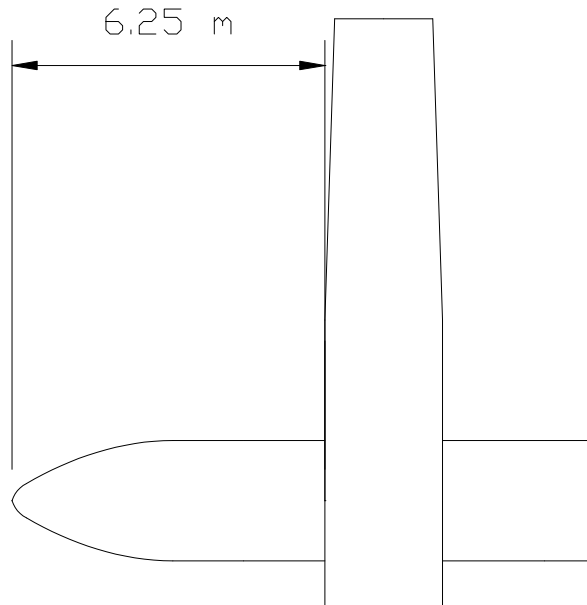
A questo punto possiamo valutare l'escursione del baricentro man mano che il velivolo si riempie dalla prima alla decima fila e viceversa, secondo i seguenti schemi :

	X_G [m]	Y_G [m]	Z_G [m]	W [lb]	W [lb]	$X_G \cdot W$	$X_{G\text{finale}}$	$X_{G\text{adimens.}}$
Prima fila	4,27	0	0	410	8440	1750,7	7,170204	3,186758
Seconda fila	4,98	0	0	410	8850	2041,8	7,068737	3,141661
Terza fila	5,69	0	0	410	9260	2332,9	7,007692	3,11453
Quarta fila	6,4	0	0	410	9670	2624	6,981926	3,103078
Quinta fila	7,11	0	0	410	10080	2915,1	6,987135	3,105394
Sesta fila	7,82	0	0	410	10490	3206,2	7,019688	3,119861
Settima fila	8,53	0	0	410	10900	3497,3	7,076498	3,14511
Ottava fila	9,24	0	0	410	11310	3788,4	7,154927	3,179968
Nona fila	9,95	0	0	410	11720	4079,5	7,252707	3,223425
Decima fila	10,66	0	0	410	12130	4370,6	7,367875	3,274611

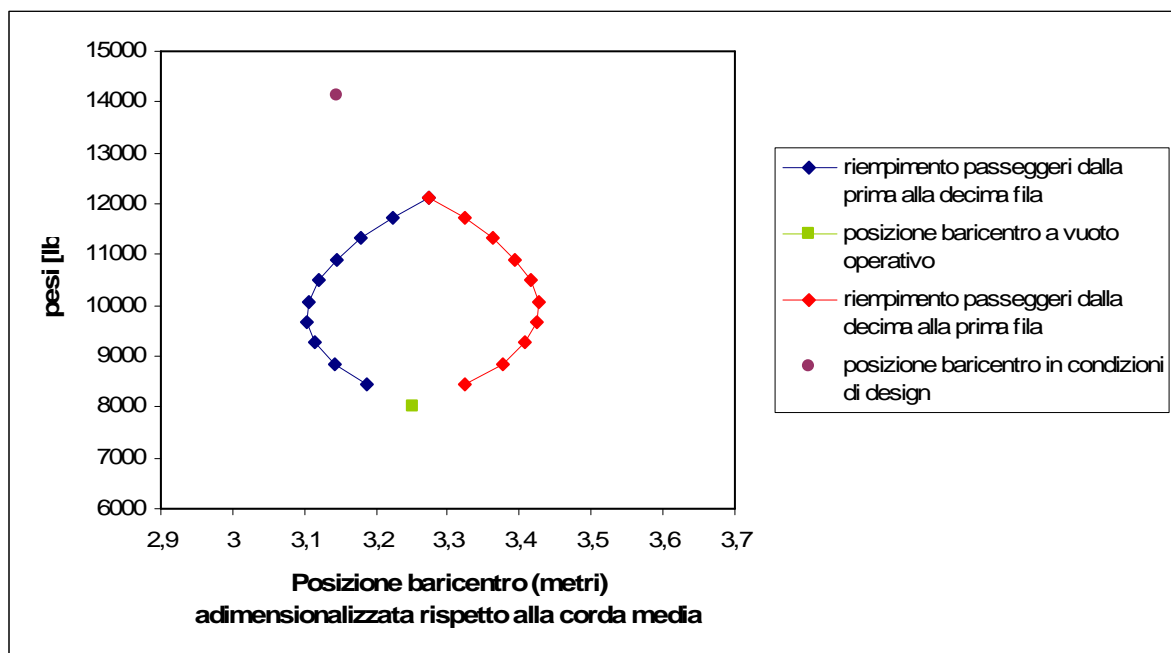
	X_G [m]	Y_G [m]	Z_G [m]	W [lb]	W [lb]	$X_G \cdot W$	$X_{G\text{finale}}$	$X_{G\text{adimens.}}$
Decima fila	10,66	0	0	410	8440	4370,6	7,480619	3,32472
Nona fila	9,95	0	0	410	8850	4079,5	7,59502	3,375564
Ottava fila	9,24	0	0	410	9260	3788,4	7,667854	3,407935
Settima fila	8,53	0	0	410	9670	3497,3	7,704408	3,424181
Sesta fila	7,82	0	0	410	10080	3206,2	7,70911	3,426271
Quinta fila	7,11	0	0	410	10490	2915,1	7,685694	3,415864
Quarta fila	6,4	0	0	410	10900	2624	7,637333	3,39437
Terza fila	5,69	0	0	410	11310	2332,9	7,56674	3,362995
Seconda fila	4,98	0	0	410	11720	2041,8	7,476248	3,322777
Prima fila	4,27	0	0	410	12130	1750,7	7,367875	3,274611

Per la determinazione della posizione dell'ala sulla fusoliera si procede aggiungendo il carburante che ci dà un ulteriore contributo al baricentro, che passa dal valore : 3.2746 (adimensionalizzato rispetto alla corda media $c_m = 2.25$ m) al valore 3.1445.

Procedendo iterativamente è stato possibile posizionare l'ala a 6.25 m dal muso del velivolo in modo da fare coincidere il baricentro suddetto del velivolo con il baricentro dell'ala.



Nel diagramma sottostante riportiamo l'escursione del baricentro valutata nel modo suddetto :

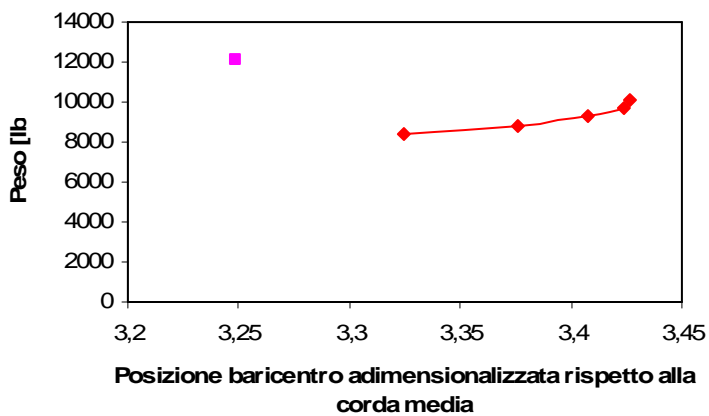


Nelle seguenti tabelle riportiamo i calcoli relativi alla determinazione della posizione del baricentro nelle configurazioni massimo arretrato e massimo avanzato e di seguito i relativi grafici :

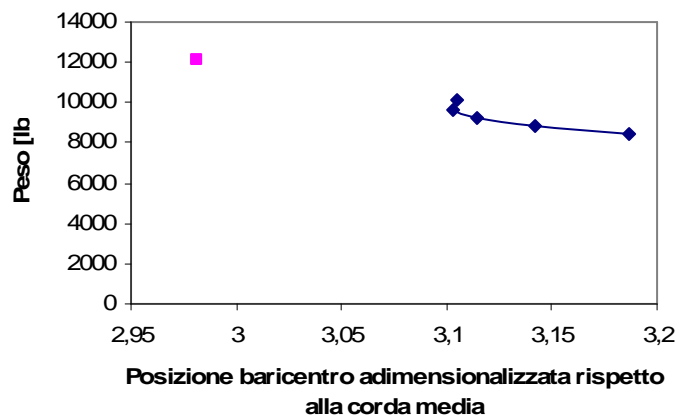
	X_G [m]	Y_G [m]	Z_G [m]	W [lb]	W [lb]	$X_G \cdot W$	$X_{G\text{finale}}$	$X_{G\text{adimens.}}$
Decima fila	10,66	0	0	410	8440	4370,6	7,480619	3,32472
Nona fila	9,95	0	0	410	8850	4079,5	7,59502	3,375564
Ottava fila	9,24	0	0	410	9260	3788,4	7,667854	3,407935
Settima fila	8,53	0	0	410	9670	3497,3	7,704408	3,424181
Sesta fila	7,82	0	0	410	10080	3206,2	7,70911	3,426271

	X_G [m]	Y_G [m]	Z_G [m]	W [lb]	W [lb]	$X_G \cdot W$	$X_{G\text{finale}}$	$X_{G\text{adimens.}}$
Prima fila	4,27	0	0	410	8440	1750,7	7,170204	3,186758
Seconda fila	4,98	0	0	410	8850	2041,8	7,068737	3,141661
Terza fila	5,69	0	0	410	9260	2332,9	7,007692	3,11453
Quarta fila	6,4	0	0	410	9670	2624	6,981926	3,103078
Quinta fila	7,11	0	0	410	10080	2915,1	6,987135	3,105394

Baricentro massimo arretrato



Baricentro massimo avanzato



In definitiva riportiamo nelle seguenti tabelle i valori dei coefficienti di resistenza nelle tre configurazioni :

Design:

α [grad]	C_{Lw}	C_{DW}	C_{DF}	C_{DH}	C_{DV}	C_{DG}	$C_{Dupsweep}$	C_{Dgap}	C_{Dnbd}	C_{Dmisc}	$C_{Dvortex}$	C_{Dldv}	C_{Dtrim}	C_{DTOT}
-2,6	0	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	2,53E-04	1,68E-04	0	9,95E-05	0,017396
-2,2	0,04156	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	2,53E-04	2,01E-04	1,13E-05	9,95E-05	0,017441
-2	0,05982	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	2,53E-04	2,56E-04	2,35E-05	9,95E-05	0,017508
-1,5	0,10546	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	2,53E-04	5,04E-04	7,29E-05	9,95E-05	0,017805
-1	0,1461	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	2,53E-04	0,000911	0,00014	9,95E-05	0,018279
0	0,2374	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	2,53E-04	0,002202	0,000369	9,95E-05	0,0198
1	0,33367	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	2,53E-04	4,13E-03	0,00073	9,95E-05	0,022086
2	0,424953	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	2,53E-04	6,69E-03	0,001184	9,95E-05	0,025102
3	0,51	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	2,53E-04	0,009882	0,001705	9,95E-05	0,028815
6	0,785	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	2,53E-04	0,023287	0,004039	9,95E-05	0,044554
9	1,06	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	2,53E-04	0,042406	0,007364	9,95E-05	0,066998
12	1,33	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	2,53E-04	0,067243	0,011593	9,95E-05	0,096064
15	1,492	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	2,53E-04	0,097796	0,014589	9,95E-05	0,129614

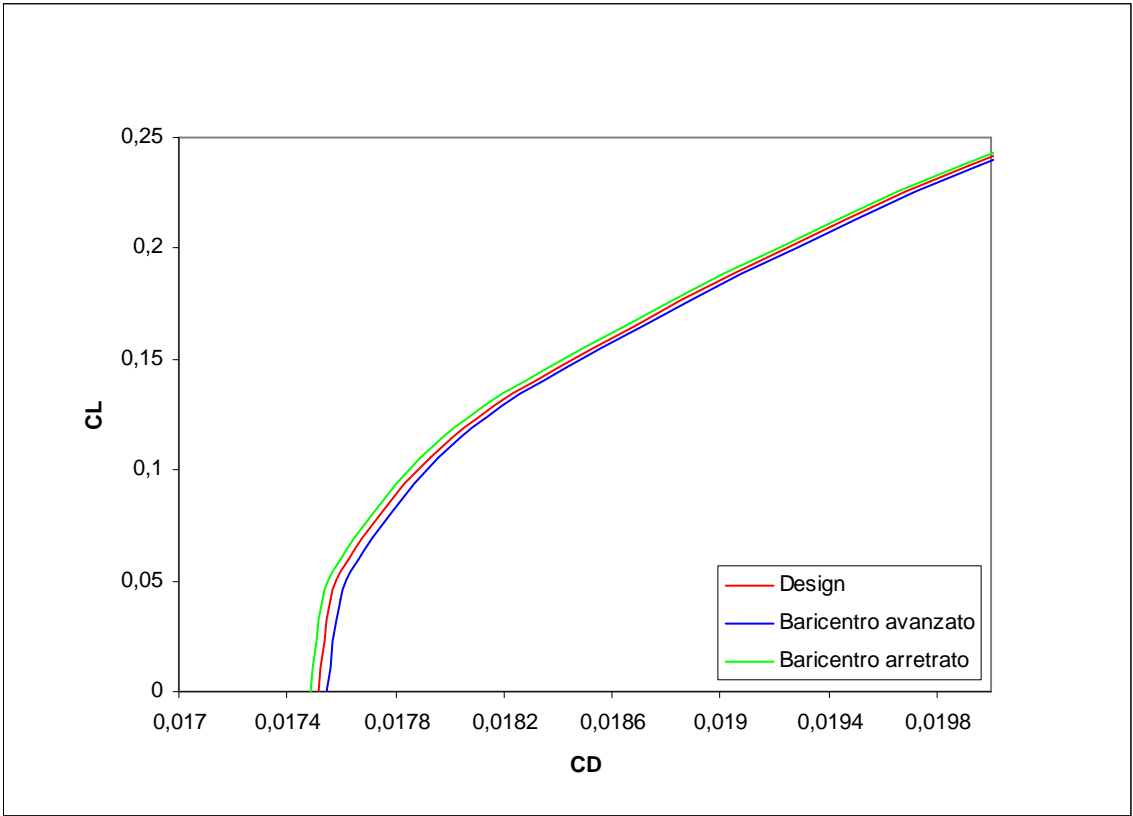
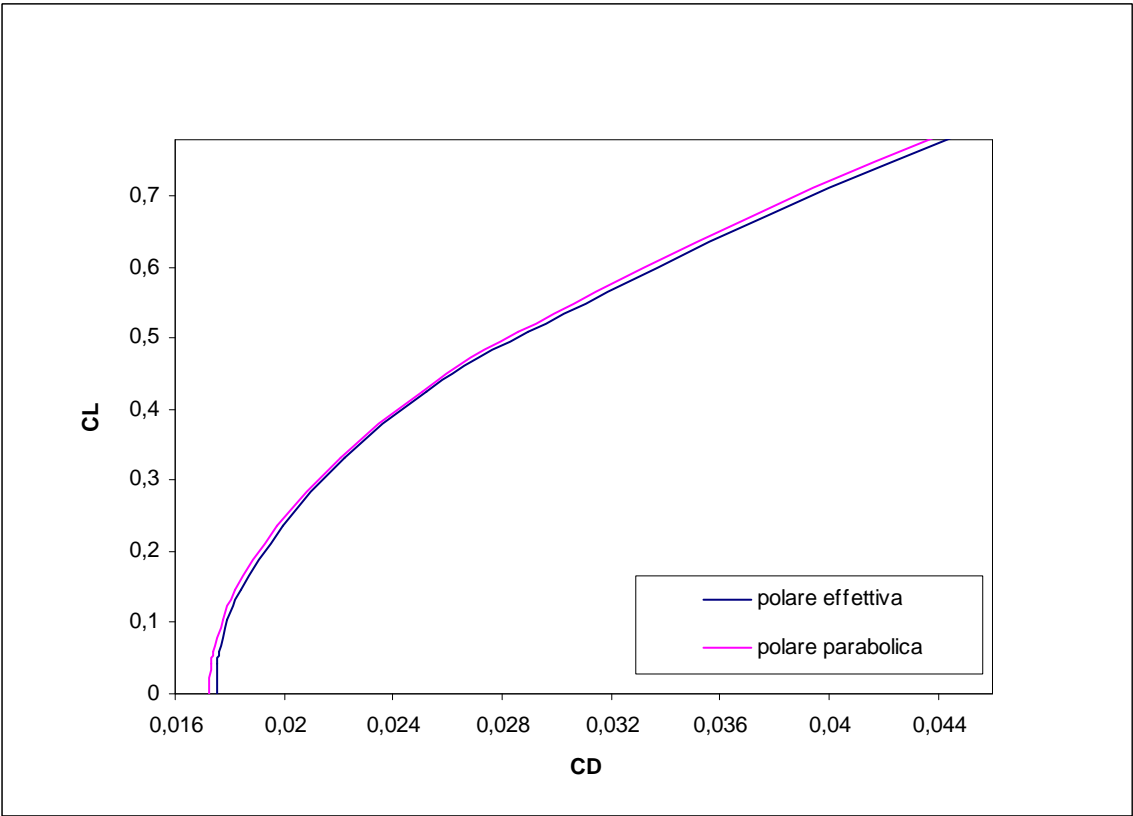
Max arretrato:

α [grad]	C_{Lw}	C_{DW}	C_{DF}	C_{DH}	C_{DV}	C_{DG}	$C_{Dupsweep}$	C_{Dgap}	C_{Dnbd}	C_{Dmisc}	$C_{Dvortex}$	C_{Dldv}	C_{Dtrim}	C_{DTOT}
-2,6	0	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,000168	0	1,31E-04	0,017549
-2,2	0,04156	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,000201	1,13E-05	1,31E-04	0,017593
-2	0,05982	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,000256	2,35E-05	1,31E-04	0,017661
-1,5	0,10546	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,000504	7,29E-05	1,31E-04	0,017958
-1	0,1461	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,000911	0,00014	1,31E-04	0,018432
0	0,2374	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,002202	0,000369	1,31E-04	0,019952
1	0,33367	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,004128	0,00073	1,31E-04	0,022239
2	0,424953	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,00669	0,001184	1,31E-04	0,025255
3	0,51	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,009882	0,001705	1,31E-04	0,028968
6	0,785	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,023287	0,004039	1,31E-04	0,044707
9	1,06	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,042406	0,007364	1,31E-04	0,067151
12	1,33	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,067243	0,011593	1,31E-04	0,096217
15	1,492	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,097796	0,014589	1,31E-04	0,129766

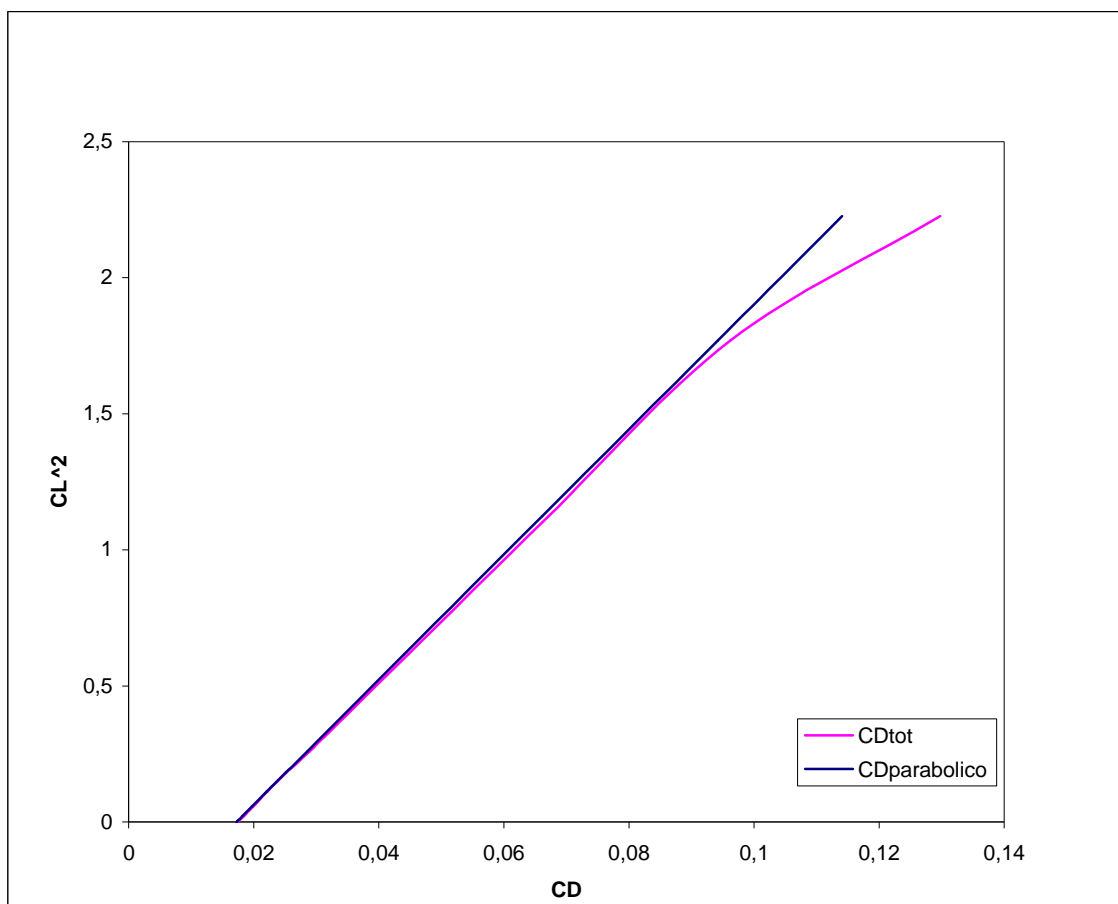
Max avanzato:

α [grad]	C_{Lw}	C_{DW}	C_{DF}	C_{DH}	C_{DV}	C_{DG}	$C_{Dupsweep}$	C_{Dgap}	C_{Dnbd}	C_{Dmisc}	$C_{Dvortex}$	C_{Dldv}	C_{Dtrim}	C_{DTOT}
-2,6	0	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,000168	0	6,62E-05	0,017484
-2,2	0,04156	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,000201	1,13E-05	6,62E-05	0,017529
-2	0,05982	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,000256	2,35E-05	6,62E-05	0,017596
-1,5	0,10546	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,000504	7,29E-05	6,62E-05	0,017893
-1	0,1461	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,000911	0,00014	6,62E-05	0,018367
0	0,2374	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,002202	0,000369	6,62E-05	0,019888
1	0,33367	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,004128	0,00073	6,62E-05	0,022174
2	0,424953	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,00669	0,001184	6,62E-05	0,02519
3	0,51	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,009882	0,001705	6,62E-05	0,028903
6	0,785	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,023287	0,004039	6,62E-05	0,044642
9	1,06	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,042406	0,007364	6,62E-05	0,067086
12	1,33	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,067243	0,011593	6,62E-05	0,096152
15	1,492	0,0067	0,0058	0,0018	0,0013	0,00088	8,88E-05	1,34E-04	2,94E-04	0,000253	0,097796	0,014589	6,62E-05	0,129702

Dalle precedenti tabelle abbiamo potuto ricavare i seguenti andamenti :



Per chiarezza riportiamo l'andamento del C_L^2 in funzione del C_D :



POTENZA NECESSARIA E DISPONIBILE AL VARIARE DELLA VELOCITA'

Determinazione del diametro dell'elica

Ciò va fatto in relazione alla condizione di design, cioè imponendo che l'elica in tale condizione (usualmente crociera) funzioni in modo ottimale.

Si adopera un procedimento iterativo utilizzando il coefficiente di scelta C_s :

$$C_s = \sqrt[5]{\frac{\rho \cdot V^5}{P \cdot n^2}}$$

Utilizzando i seguenti valori di stima relativi alla crociera ($z = 10000$ ft) :

$$\rho^* = 0.887 \frac{Kg}{m^3} \quad V^* = 370,8 \frac{Km}{h} = 103 \frac{m}{s} \quad n^* = 2200 \text{ rpm} = 36.67 \frac{giri}{s}$$

$$P^* = \Pi_a = \Pi_{a0} \cdot K_z \cdot \varphi \cdot K_v = 533000 \cdot 0.84 \cdot 0.75 \cdot 1.11 = 372750 \text{ W}$$

($\varphi = 0.75$ perché la potenza all'albero, in condizioni di crociera, può essere presa pari al 75-80% della potenza massima a quella quota)

con :

$$K_v = 1 - 0.0014 \cdot \frac{V_{cr}}{100} + 0.00827 \cdot \left(\frac{V_{cr}}{100} \right)^2 = 1.11$$

$$K_z = 0.95 - 0.02173 \cdot \left(\frac{z - 5000}{1000} \right) = 0.84 \quad z > 5000 \text{ ft}$$

otteniamo :

$$C_s^* = \sqrt[5]{\frac{\rho^* \cdot V^{*5}}{P^* \cdot n^{*2}}} = 1.83$$

Dal diagramma $C_s - \eta - \gamma$ relativo all'elica tripala si determinano in corrispondenza della curva di massimo rendimento, entrando con il valore di C_s^* , $\gamma^* = 0.85$ e $\beta^* = 25^\circ$ e dalle curve di funzionamento dell'elica il valore di $C_T^* = 0.035$.

Bisogna ora vedere se la V^* scelta è compatibile con l'equilibrio tra la spinta disponibile e la resistenza aerodinamica.

Possiamo determinare il :

$$C_L^* = \frac{2 \cdot W}{\rho^* \cdot V^{*2} \cdot S} = 0.31 \quad \frac{W}{S} = 1469.21 \frac{N}{m^2}$$

e dalla polare ricavare : $C_D^* = C_{D0} + K \cdot C_L^{*2} = 0.021$

ed infine $C_{Te}^* = C_D^* \cdot \frac{S \cdot \gamma^{*2}}{2 \cdot D^{*2}} = 8.36 \cdot 10^{-2}$ valore che deve essere paragonato al C_T^* ricavato prima, che come si può notare non sono gli stessi di qui la necessità di un valore di V^* corretto.

Si deve quindi iterare calcolando un nuovo valore di γ^* :

$$\gamma_{eq}^* = \sqrt{\frac{2 \cdot C_T \cdot D^{*2}}{C_D^* \cdot S}} = 0.71 \Rightarrow V_2^* = \gamma_{eq}^* \cdot n^* \cdot D^* = 66.54 \frac{m}{s}$$

Procedendo iterativamente si valuta un nuovo valore di $C_s^* = C_{s2}^*$ e sempre dal diagramma precedente si valutano $\gamma_2^*, \beta_2^*, D_2^*$ e dalle curve di funzionamento dell'elica C_{T2}^* , e si itera fino a che la differenza tra due procedimenti successivi sia dell'ordine del 1-2%.

Procedendo in questo modo abbiamo trovato un valore del diametro dell'elica pari a :

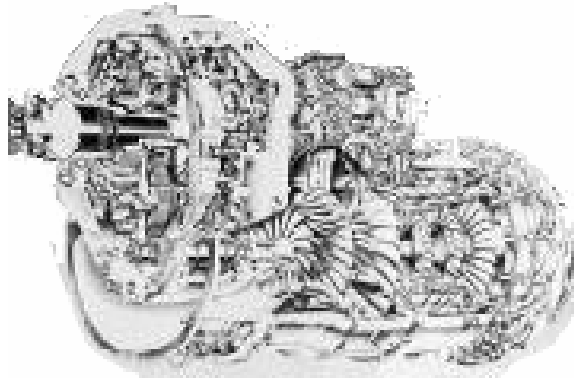
D = 2.72 m.

Ci siamo orientati sulla scelta di un'elica a passo variabile che è adottata per molti velivoli di questa categoria come ad esempio il Dornier 228-100 :



Determinazione della potenza necessaria e disponibile

I motori da noi scelti sono tipici della categoria dei velivoli turboelica da trasporto regionale. In particolare nelle foto seguenti possiamo notare il motore Garrett TPE331-5-252D montato sul Dornier 228-100 e il suo alloggiamento sub-alare:



Passiamo ora alla determinazione della potenza disponibile e necessaria in varie quote ricordando che la nostra quota di crociera è $z = 10000$ ft.

Nota la potenza all'albero $P = 533$ KW si può valutare il coefficiente di potenza dato da :

$$C_P = \frac{P}{\rho \cdot n^3 \cdot D^5} \quad \text{e il rapporto di funzionamento : } \gamma = \frac{V}{n \cdot D} \quad \text{e da tali valori dai diagrammi suddetti}$$

si ricava il C_T dal quale è possibile ricavare :

$$\eta = \frac{C_T}{C_P} \cdot \gamma \quad T = C_T \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^4 \quad P_d = T \cdot V = P \cdot \eta \quad T_d = \frac{P_d}{V}$$

le ultime due espressioni ci danno rispettivamente la potenza e la spinta disponibile.

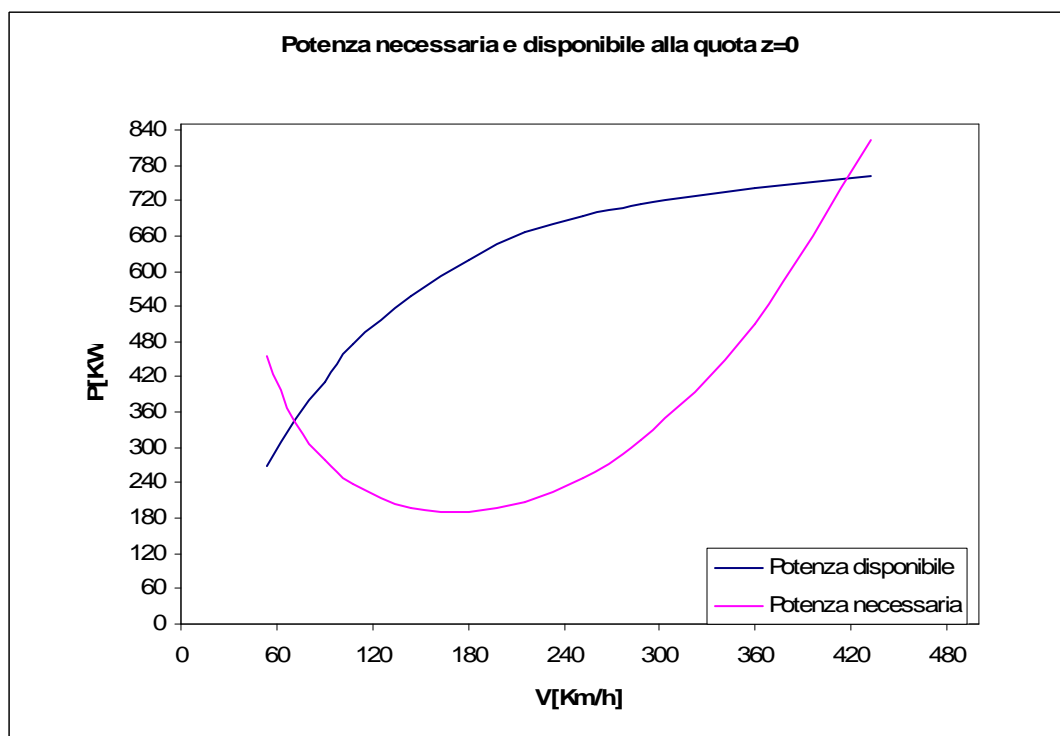
Ricaviamo invece la potenza necessaria adottando i seguenti dati :

$$C_L = \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot V \cdot S} \quad C_D = C_{D0} + k \cdot C_L^2 \quad T_n = D = q \cdot S \cdot C_D \quad P_n = T_n \cdot V .$$

Riportiamo di seguito i calcoli effettuati tramite il programma EXCEL e i relativi diagrammi a varie quote :

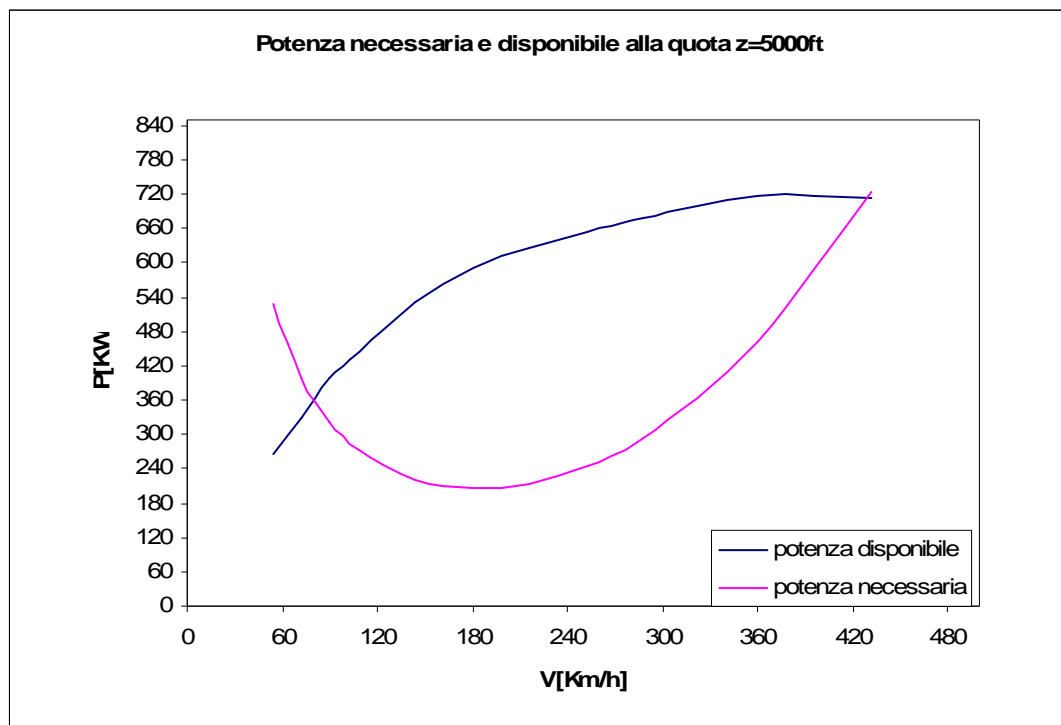
z = 0 ft :

V [m/s]	V [Km/h]	K _v	C _p	γ	C _T	η	P _d [KW]	P _n [KW]	T _d [N]	T _n [N]
15	54	1,0017	0,0455	0,1504	0,102	0,3375	270,271	455,217	18018,09	30347,8
20	72	1,0033	0,0455	0,2005	0,098	0,4316	346,230	343,8349	17311,5	17191,75
25	90	1,0054	0,0456	0,2506	0,093	0,5109	410,706	279,1537	16428,26	11166,15
30	108	1,0081	0,0457	0,3008	0,09	0,5917	476,949	238,8195	15898,32	7960,65
40	144	1,0151	0,0461	0,4010	0,079	0,6878	558,207	198,4916	13955,19	4962,291
50	180	1,0243	0,0465	0,5013	0,07	0,7550	618,267	191,4795	12365,36	3829,591
60	216	1,0356	0,0470	0,6015	0,063	0,8065	667,729	209,0976	11128,82	3484,96
70	252	1,0490	0,0476	0,7018	0,056	0,8257	692,460	249,1419	9892,287	3559,17
80	288	1,0646	0,0483	0,8021	0,0505	0,8385	713,657	311,8392	8920,723	3897,99
100	360	1,1021	0,0500	1,0026	0,042	0,8420	741,921	510,9613	7419,215	5109,613
120	432	1,1483	0,0521	1,2031	0,036	0,8312	763,119	822,0516	6359,327	6850,43



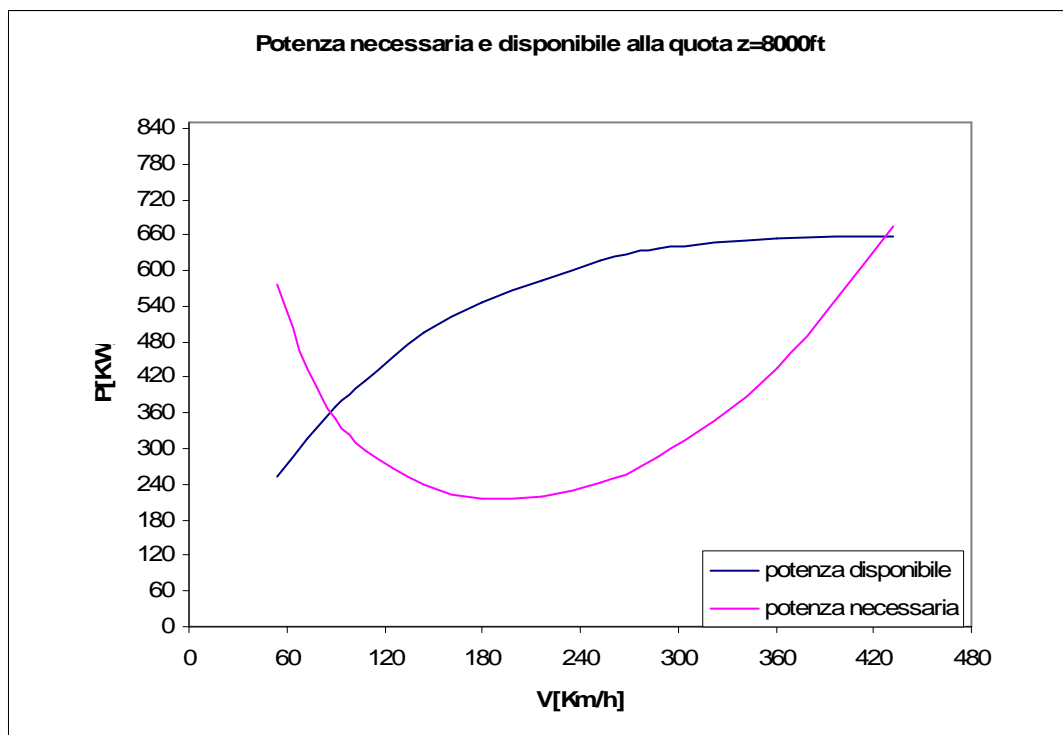
z = 5000 ft :

V [m/s]	V [Km/h]	K _v	C _p	γ	C _T	η	P _d [KW]	P _n [KW]	T _d [N]	T _n [N]
15	54	1,0017	0,0432	0,1504	0,1	0,3483	264,972	527,538	17664,8	35169,19
20	72	1,0033	0,0432	0,2005	0,093	0,4312	328,565	397,742	16428,26	19887,08
25	90	1,0054	0,0433	0,2506	0,09	0,5205	397,458	321,716	15898,32	12868,64
30	108	1,0081	0,0435	0,3008	0,0835	0,5779	442,503	273,435	14750,11	9114,493
40	144	1,0151	0,0438	0,4010	0,075	0,6873	529,944	221,783	13248,6	5544,565
50	180	1,0243	0,0442	0,5013	0,067	0,7607	591,771	205,608	11835,41	4112,151
60	216	1,0356	0,0446	0,6015	0,059	0,7950	625,334	214,045	10422,23	3567,41
70	252	1,0490	0,0452	0,7018	0,053	0,8226	655,364	243,747	9362,343	3482,094
80	288	1,0646	0,0459	0,8021	0,048	0,8389	678,328	294,185	8479,103	3677,318
100	360	1,1021	0,0475	1,0026	0,0405	0,8546	715,424	460,800	7154,243	4608,002
120	432	1,1483	0,0495	1,2031	0,0337	0,8191	714,364	725,640	5953,037	6047,001



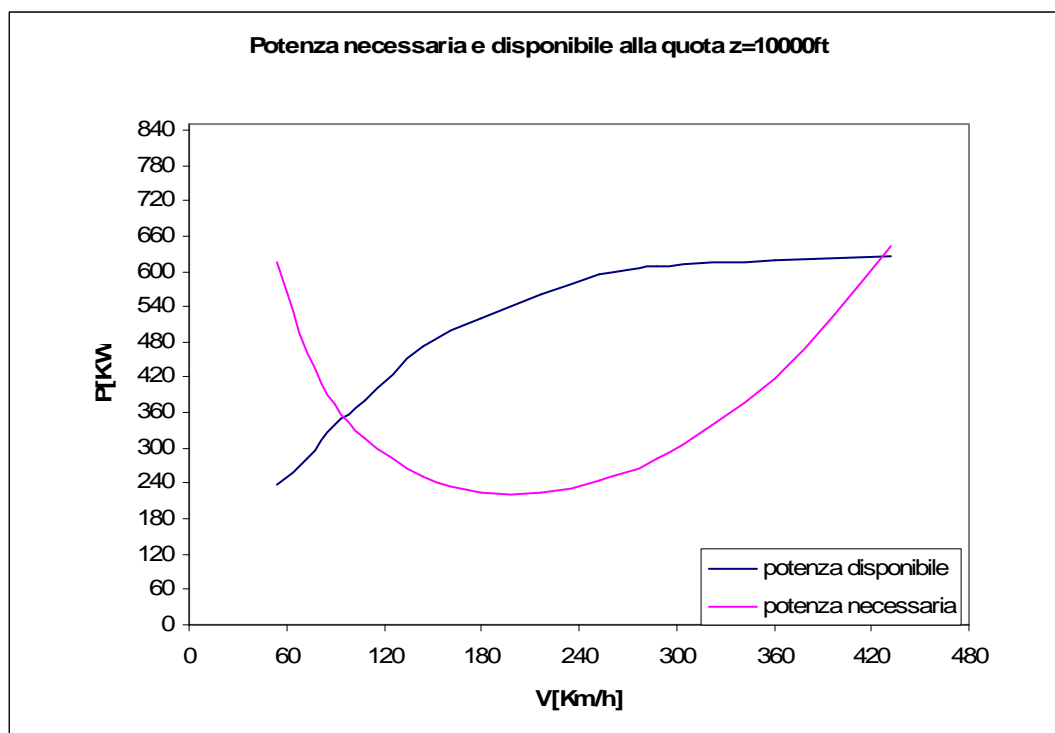
z = 8000 ft :

V [m/s]	V [Km/h]	K _v	C _p	γ	C _T	η	P _d [KW]	P _n [KW]	T _d [N]	T _n [N]
15	54	1,0017	0,0402	0,1504	0,096	0,3590	254,373	577,862	16958,21	38524,11
20	72	1,0033	0,0403	0,2005	0,09	0,4480	317,966	435,302	15898,32	21765,09
25	90	1,0054	0,0404	0,2506	0,084	0,5216	370,961	351,456	14838,43	14058,24
30	108	1,0081	0,0405	0,3008	0,078	0,5796	413,356	297,751	13778,54	9925,044
40	144	1,0151	0,0408	0,4010	0,07	0,6888	494,614	238,559	12365,36	5963,971
50	180	1,0243	0,0411	0,5013	0,062	0,7558	547,609	216,564	10952,17	4331,277
60	216	1,0356	0,0416	0,6015	0,055	0,7958	582,938	219,440	9715,639	3657,332
70	252	1,0490	0,0421	0,7018	0,05	0,8332	618,268	243,099	8832,399	3472,844
80	288	1,0646	0,0427	0,8021	0,045	0,8444	635,933	286,543	7949,159	3581,785
100	360	1,1021	0,0443	1,0026	0,037	0,8383	653,598	434,968	6535,975	4349,682
120	432	1,1483	0,0461	1,2031	0,031	0,8090	657,130	674,234	5476,087	5618,615



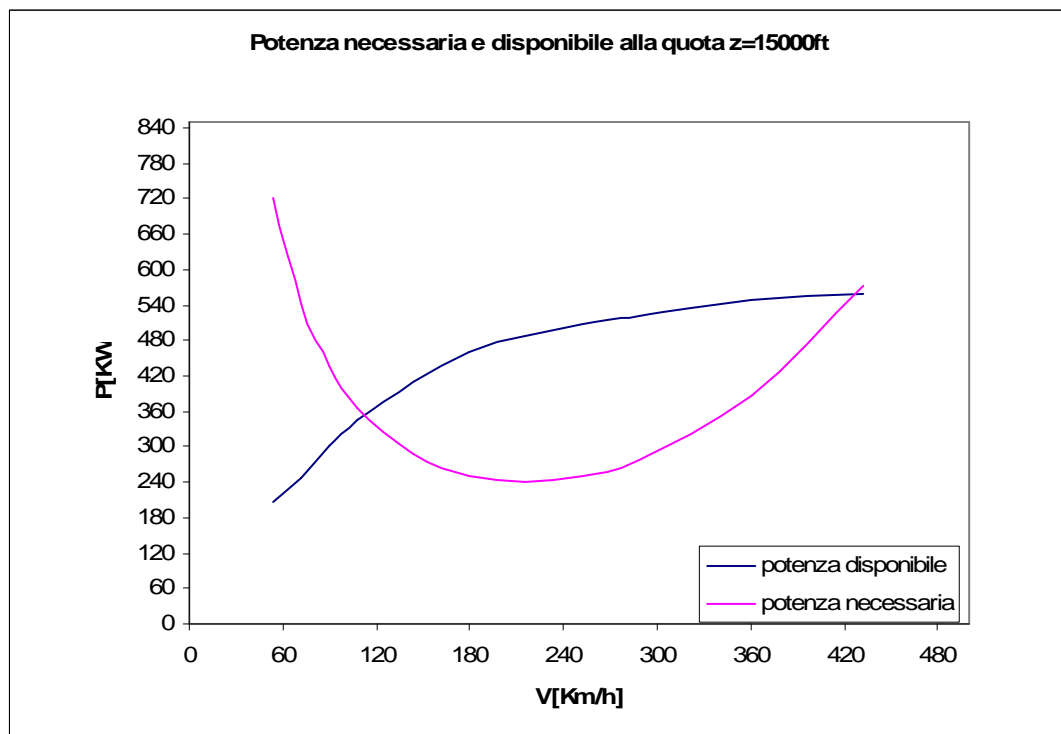
z = 10000 ft (crociera) :

V [m/s]	V [Km/h]	K _v	C _p	γ	C _T	η	P _d [KW]	P _n [KW]	T _d [N]	T _n [N]
15	54	1,0017	0,0382	0,1504	0,09	0,3539	238,475	614,756	15898,32	40983,74
20	72	1,0033	0,0383	0,2005	0,08	0,4188	282,637	462,858	14131,84	23142,9
25	90	1,0054	0,0384	0,2506	0,077	0,5028	340,047	373,307	13601,89	14932,29
30	108	1,0081	0,0385	0,3008	0,072	0,5627	381,560	315,667	12718,65	10522,24
40	144	1,0151	0,0388	0,4010	0,067	0,6933	473,417	251,077	11835,41	6276,936
50	180	1,0243	0,0391	0,5013	0,059	0,7563	521,112	225,030	10422,23	4500,591
60	216	1,0356	0,0395	0,6015	0,053	0,8064	561,741	224,147	9362,343	3735,786
70	252	1,0490	0,0400	0,7018	0,048	0,8412	593,537	243,820	8479,103	3483,147
80	288	1,0646	0,0406	0,8021	0,043	0,8486	607,669	282,726	7595,863	3534,08
100	360	1,1021	0,0421	1,0026	0,035	0,8340	618,268	419,522	6182,679	4195,22
120	432	1,1483	0,0438	1,2031	0,0295	0,8096	625,334	642,582	5211,115	5354,85

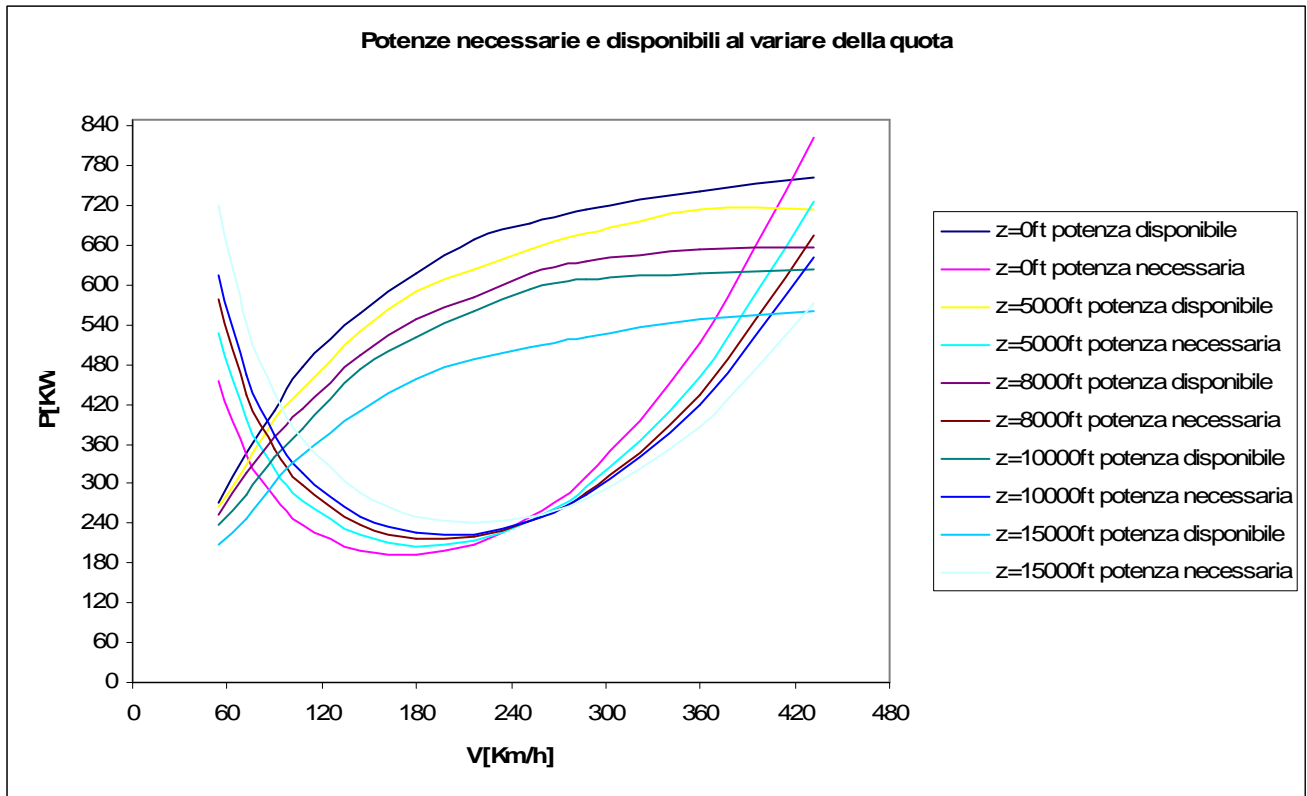


z = 15000 ft :

V [m/s]	V [Km/h]	K _v	C _p	γ	C _T	η	P _d [KW]	P _n [KW]	T _d [N]	T _n [N]
15	54	1,0017	0,0333	0,1504	0,078	0,3522	206,678	720,648	13778,54	48043,2
20	72	1,0033	0,0334	0,2005	0,07	0,4208	247,307	542,013	12365,36	27100,65
25	90	1,0054	0,0334	0,2506	0,068	0,5099	300,302	436,186	12012,06	17447,45
30	108	1,0081	0,0335	0,3008	0,065	0,5833	344,464	367,392	11482,12	12246,39
40	144	1,0151	0,0338	0,4010	0,058	0,6892	409,823	287,760	10245,58	7193,99
50	180	1,0243	0,0341	0,5013	0,052	0,7655	459,285	250,814	9185,695	5016,279
60	216	1,0356	0,0344	0,6015	0,046	0,8037	487,548	240,238	8125,807	4003,959
70	252	1,0490	0,0349	0,7018	0,041	0,8250	506,980	249,994	7242,567	3571,35
80	288	1,0646	0,0354	0,8021	0,037	0,8385	522,878	277,905	6535,975	3473,807
100	360	1,1021	0,0366	1,0026	0,031	0,8482	547,609	387,174	5476,087	3871,741
120	432	1,1483	0,0382	1,2031	0,0264	0,8320	559,621	572,452	4663,507	4770,436



Infine riportando tutti i diagrammi su un unico grafico otteniamo :



Determinazione del Rateo di Salita e dell'angolo di salita

$$RC = \frac{P_d - P_n}{W} \quad P[W] \quad W[N] \Rightarrow RC \left[\frac{m}{s} \right]$$

$$\gamma = \arcsin\left(\frac{RC}{V}\right) \quad RC \left[\frac{m}{s} \right] \quad V \left[\frac{m}{s} \right] \Rightarrow \gamma [rad]$$

z = 0 ft :

V [m/s]	V [Km/h]	RC [m/s]	RC/V	γ [rad]	γ [grad]
15	54	-2,9411	-0,1961	-0,1974	-11,3076
20	72	0,0381	0,0019	0,0019	0,1091
25	90	2,0921	0,0837	0,0838	4,8003
30	108	3,7869	0,1262	0,1266	7,2518
40	144	5,7205	0,1430	0,1435	8,2222
50	180	6,7871	0,1357	0,1362	7,8016
60	216	7,2935	0,1216	0,1219	6,9821
70	252	7,0500	0,1007	0,1009	5,7803
80	288	6,3900	0,0799	0,0800	4,5814
100	360	3,6729	0,0367	0,0367	2,1049
120	432	-0,9372	-0,0078	-0,0078	-0,4475

z = 5000 ft :

V [m/s]	V [Km/h]	RC [m/s]	RC/V	γ [rad]	γ [grad]
15	54	-4,1755	-0,2784	-0,2821	-16,1628
20	72	-1,1001	-0,0550	-0,0550	-3,1531
25	90	1,2045	0,0482	0,0482	2,7616
30	108	2,6887	0,0896	0,0897	5,1419
40	144	4,9006	0,1225	0,1228	7,0373
50	180	6,1411	0,1228	0,1231	7,0550
60	216	6,5406	0,1090	0,1092	6,2583
70	252	6,5459	0,0935	0,0936	5,3657
80	288	6,1089	0,0764	0,0764	4,3795
100	360	4,0492	0,0405	0,0405	2,3207
120	432	-0,1793	-0,0015	-0,0015	-0,0856

z = 8000 ft :

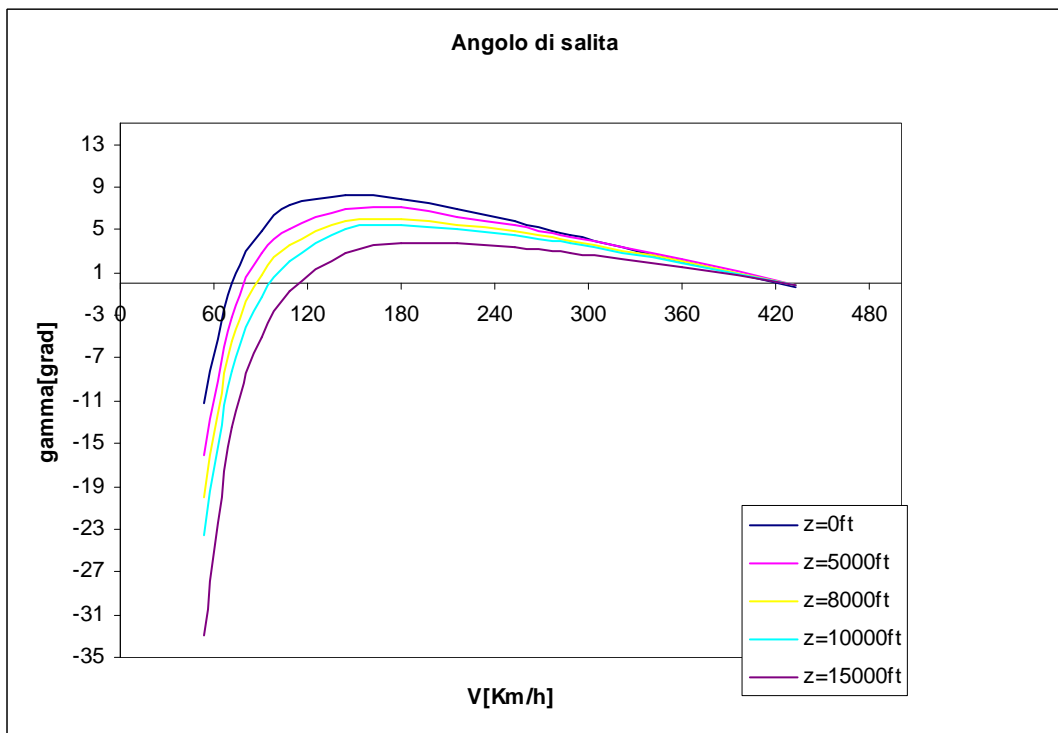
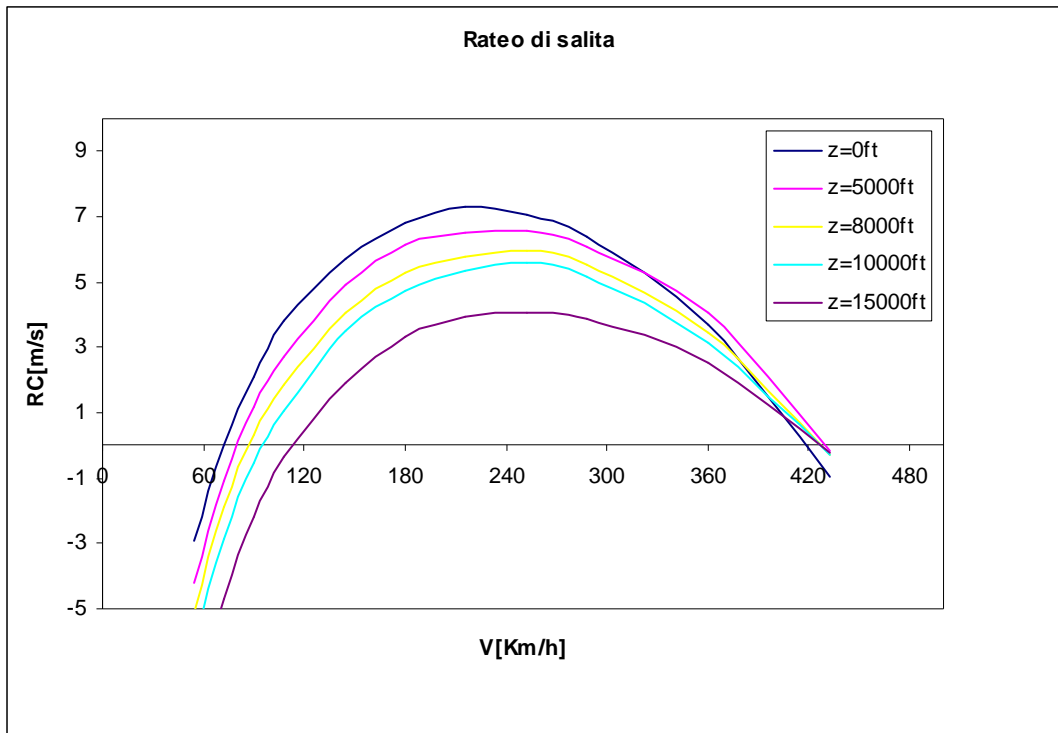
V [m/s]	V [Km/h]	RC [m/s]	RC/V	γ [rad]	γ [grad]
15	54	-5,1444	-0,3430	-0,3501	-20,0572
20	72	-1,8660	-0,0933	-0,0934	-5,3534
25	90	0,3102	0,0124	0,0124	0,7109
30	108	1,8384	0,0613	0,0613	3,5134
40	144	4,0720	0,1018	0,1020	5,8428
50	180	5,2645	0,1053	0,1055	6,0439
60	216	5,7806	0,0963	0,0965	5,5287
70	252	5,9662	0,0852	0,0853	4,8894
80	288	5,5563	0,0695	0,0695	3,9826
100	360	3,4768	0,0348	0,0348	1,9925
120	432	-0,2720	-0,0023	-0,0023	-0,1299

z = 10000 ft (crociera) :

V [m/s]	V [Km/h]	RC [m/s]	RC/V	γ [rad]	γ [grad]
15	54	-5,9839	-0,3989	-0,4103	-23,5112
20	72	-2,8660	-0,1433	-0,1438	-8,2389
25	90	-0,5289	-0,0212	-0,0212	-1,2123
30	108	1,0479	0,0349	0,0349	2,0017
40	144	3,5358	0,0884	0,0885	5,0713
50	180	4,7085	0,0942	0,0943	5,4036
60	216	5,3687	0,0895	0,0896	5,1336
70	252	5,5615	0,0794	0,0795	4,5569
80	288	5,1675	0,0646	0,0646	3,7035
100	360	3,1606	0,0316	0,0316	1,8112
120	432	-0,2743	-0,0023	-0,0023	-0,1310

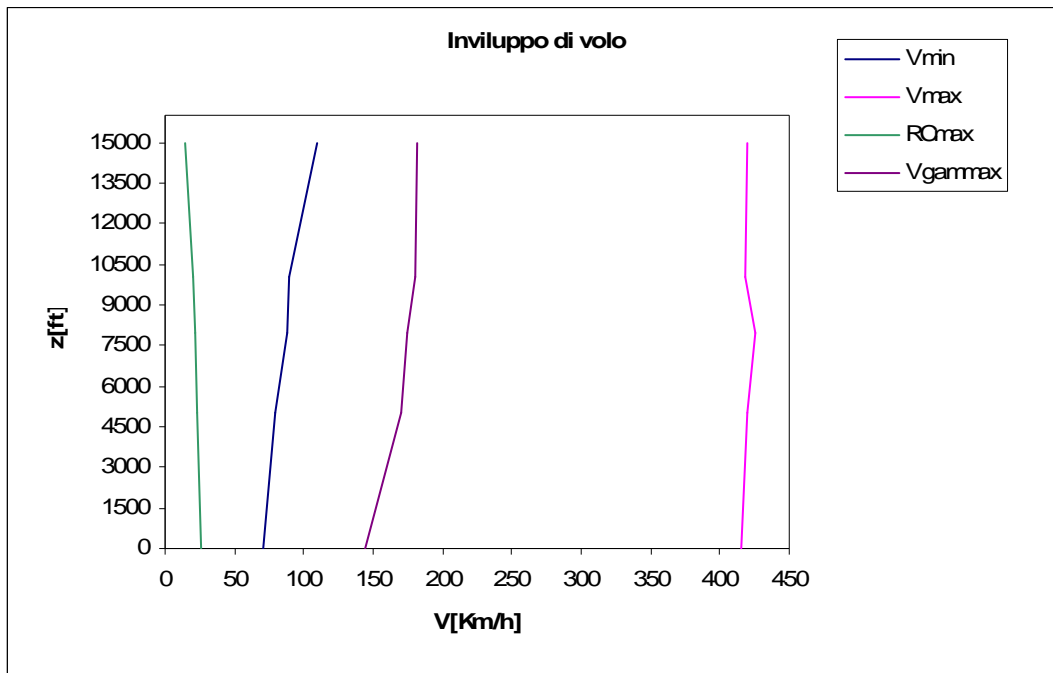
z = 15000 ft :

V [m/s]	V [Km/h]	RC [m/s]	RC/V	γ [rad]	γ [grad]
15	54	-8,1735	-0,5449	-0,5763	-33,0181
20	72	-4,6866	-0,2343	-0,2365	-13,5523
25	90	-2,1609	-0,0864	-0,0865	-4,9587
30	108	-0,3646	-0,0122	-0,0122	-0,6964
40	144	1,9412	0,0485	0,0485	2,7816
50	180	3,3153	0,0663	0,0664	3,8018
60	216	3,9329	0,0655	0,0656	3,7584
70	252	4,0868	0,0584	0,0584	3,3470
80	288	3,8958	0,0487	0,0487	2,7912
100	360	2,5514	0,0255	0,0255	1,4620
120	432	-0,2041	-0,0017	-0,0017	-0,0974



Inviluppo di volo

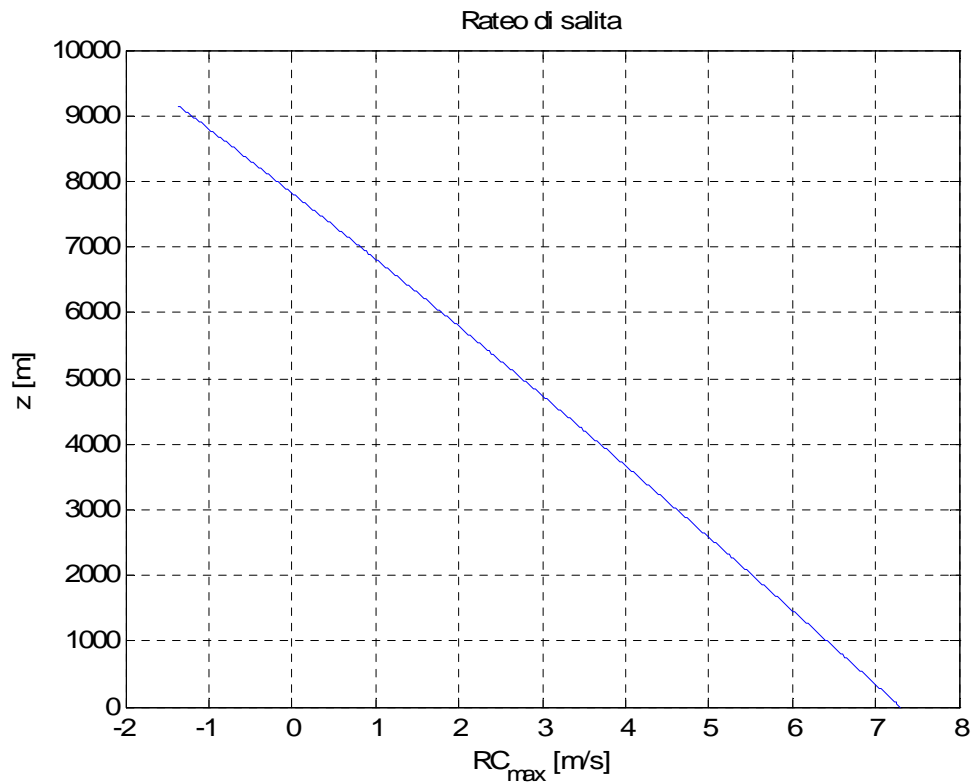
z [ft]	V _{min} [Km/h]	V _{max} [Km/h]	RC _{max} [Km/h]	V _{γmax} [Km/h]
0	70	415	26,2567	144
5000	80	420	23,5651	170
8000	88	425	21,4784	175
10000	90	418	20,0213	180
15000	110	420	14,7124	182



L'andamento del rateo di salita in funzione della quota è stato determinato dalla seguente formula :

$$RC_{MAX} = 76 \cdot \eta_p \cdot \frac{\Pi_a}{W} - 2.97 \cdot \sqrt{\frac{W}{\sigma}} \cdot \frac{f^{1/4}}{b_e^{3/2}}$$

ed il diagramma relativo risulta essere :



Abbiamo in questo modo ricavato la quota di tangenza teorica del nostro velivolo :

$z = 7815$ m (25600 ft) per $RC_{max} = 0$

mentre la quota di tangenza pratica è :

$z = 7315$ m (24000 ft) per $RC_{max} = 0.5$

Riportiamo in tabella la quota di servizio di alcuni velivoli simili :

VELIVOLI	Quota di servizio [m]
DORNIER 228-100	9020
DE HAVILLAND DHC6	8140
LET L-410UVP	7080
EMBRAER EMB 110	7300

Tempo di salita

Siamo ora in grado di calcolare il tempo minimo necessario a raggiungere una data quota. Abbiamo codificato un procedimento iterativo adoperando la seguente espressione :

$$t_{\min}(z) = \int_0^z \frac{1}{RC_{\max}} dz$$

Utilizzando il programma MATLAB abbiamo ottenuto i seguenti risultati :

z [ft]	z [m]	RC _{max} [Km/h]	RC _{max} [m/s]	t [min]
0	0	26,25	7,2917	0
1000	304,8	25,71	7,1422	0,6967
2000	609,6	25,17	6,9928	0,7113
3000	914,4	24,64	6,8433	0,7265
4000	1219,2	24,10	6,6939	0,7423
5000	1524	23,56	6,5444	0,7589
6000	1828,8	22,87	6,3519	0,7762
7000	2133,6	22,17	6,1593	0,7998
8000	2438,4	21,48	5,9667	0,8248
9000	2743,2	20,75	5,7639	0,8514
10000	3048	20,02	5,5611	0,8813
11000	3352,8	18,96	5,2661	0,9135
12000	3657,6	17,90	4,9711	0,9647
13000	3962,4	16,83	4,6761	1,0219
14000	4267,2	15,77	4,3811	1,0864
15000	4572	14,71	4,0861	1,1595

	t[sec]	t[min]
Tempo necessario per salire a 5000ft :	218,1385	3,6356
Tempo necessario per salire a 8000ft :	362,1849	6,0364
Tempo necessario per salire a 10000ft :	466,1496	7,7692
Tempo necessario per salire a 15000ft :	774,9064	12,9151

questi ultimi diagrammati ci hanno fornito il seguente andamento :

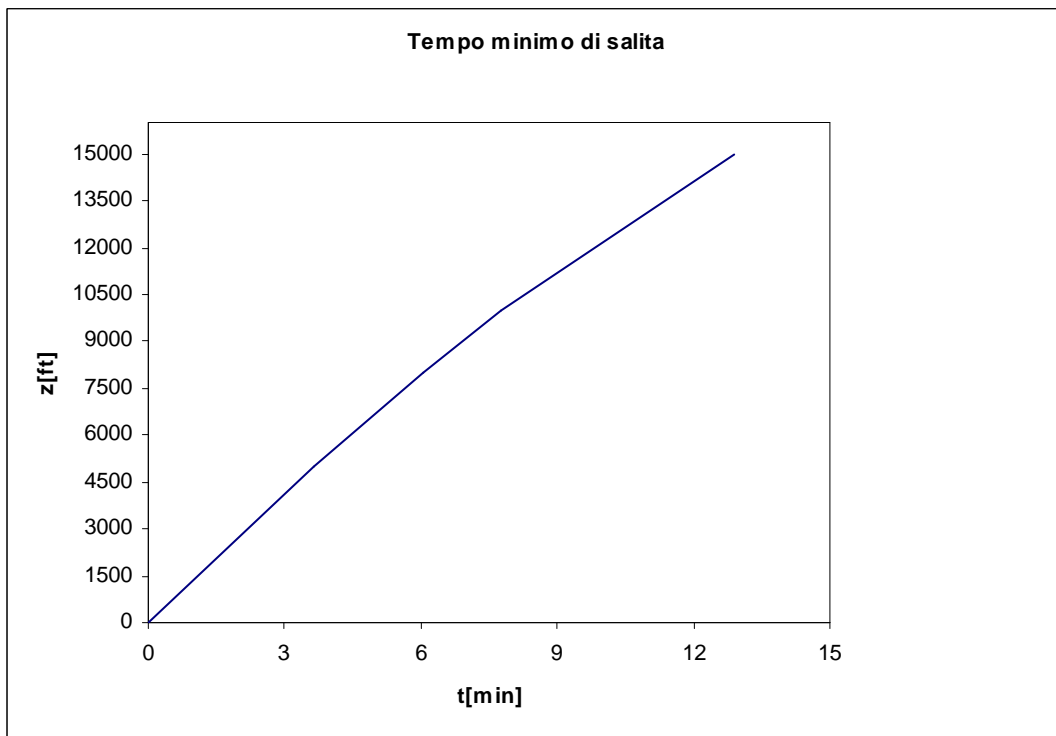


Diagramma Payload-Range

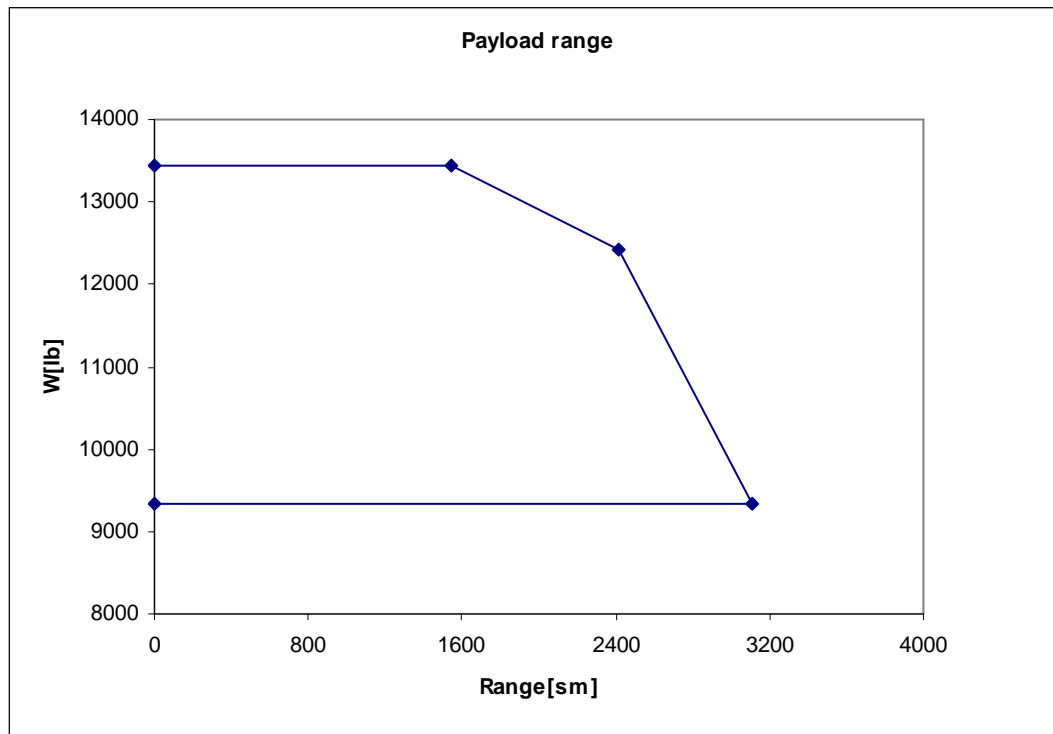
Tale diagramma rappresenta le prestazioni del velivolo in termini di combinazioni Peso/Tratta.

Abbiamo utilizzato la formula di Bréguet :
$$R = 375 \cdot \left(\frac{\eta_p}{c_p} \right) \cdot \left(\frac{L}{D} \right) \cdot \ln \left(\frac{W_i}{W_f} \right)$$

per il calcolo dei vari range associati a diverse configurazioni di peso :

- 1) Peso a vuoto operativo;
- 2) Peso massimo a zero combustibile;
- 3) Peso a massimo combustibile e minimo carico pagante

Tutto ciò ci ha fornito il seguente andamento:



Determinazione del DOWNWASH

L'obiettivo di questa fase è l'approfondimento della problematica relativa al downwash.

Il nostro studio inizia con la misura di alcune grandezze geometriche caratteristiche del nostro velivolo :

$i_w=0$ (angolo di calettamento);
 $c_w=2.35$ m (corda alare alla radice);
 $\lambda=1$ (rapporto di rastremazione);
 $c_h=1.37$ m (corda piano di coda);
 $x_{lew}=4.62$ m (posizione bordo d'attacco ala);
 $x_{leh}=16.13$ m (posizione bordo d'attacco piano orizzontale);
 $dz_{wh}=2.47$ m (distanza verticale fuoco ala-fuoco orizzontale);
 $b_w=19.2$ (apertura alare);
 $AR=8.62$ (allungamento alare).

A partire da queste grandezze abbiamo utilizzato il programma DOWN che ci ha fornito i risultati riportati nella seguente tabella :

α [grad]	α_w [grad]	C_L wing	ε [grad]	$d\varepsilon/d\alpha$	m	-h	m - h
-2,6	-2,6	0	0	0,3279	29,4227	0	29,4227
-1,1333	-1,1333	0,1353	0,4809	0,3195	27,3461	-0,7356	28,0817
0,3333	0,3333	0,2695	0,9495	0,3207	25,2516	-1,4655	26,7171
1,8	1,8	0,4067	1,4199	0,2919	23,1406	-2,2117	25,3523
3,2667	3,2667	0,5344	1,8481	0,3019	21,0144	-2,9064	23,9208
4,7333	4,7333	0,6689	2,2909	0,2957	18,8745	-3,6375	22,512
6,2	6,2	0,8033	2,7246	0,2915	16,7222	-4,3686	21,0908
7,6667	7,6667	0,9378	3,1521	0,2894	14,5589	-5,0997	19,6586
9,1333	9,1333	1,072	3,5765	0,2795	12,3861	-5,8296	18,2157
10,6	10,6	1,204	3,9865	0,2693	10,2051	-6,5475	16,7526
12,067	12,067	1,3336	4,3814	0,1483	8,0175	-7,2523	15,2698
13,533	13,533	1,4128	4,5989	0,145	5,8246	-7,6829	13,5075
15	15	1,492	4,8116	0,145	3,628	-8,1136	11,7416

Per il programma DOWN in input abbiamo assegnato i seguenti tre file :

GEOM.TXT

```

0      iw [deg]
2.35   cw [m]
1.37   ch [m]
6.25   xlew [m]
16.13  xleh [m]
2.47   dzwh [m] (dist tra i due fuochi neg se il piano coda e' sotto l'ala)
19.2   bw [m] apertura alare
8.62   AR
1.0    alaw

```

DIAFI.TXT

```

-5.2533
70
3
3.38
3.66
3.8
80
2.95
3.25
3.42
3.62
90
2.85
3.2
3.37
3.6

```

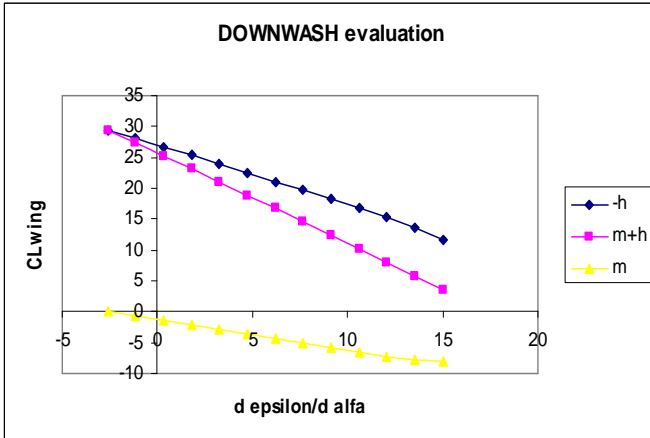
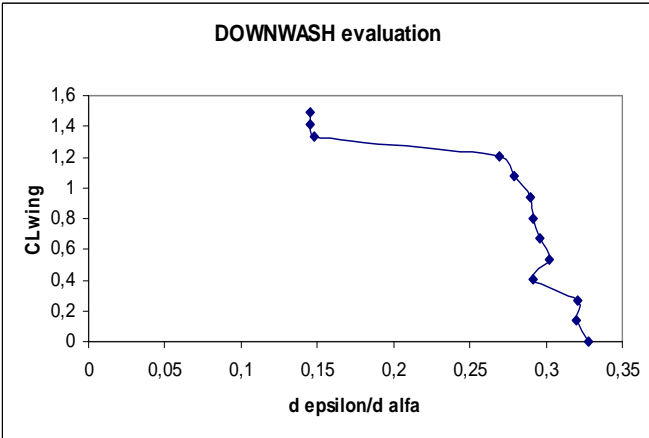
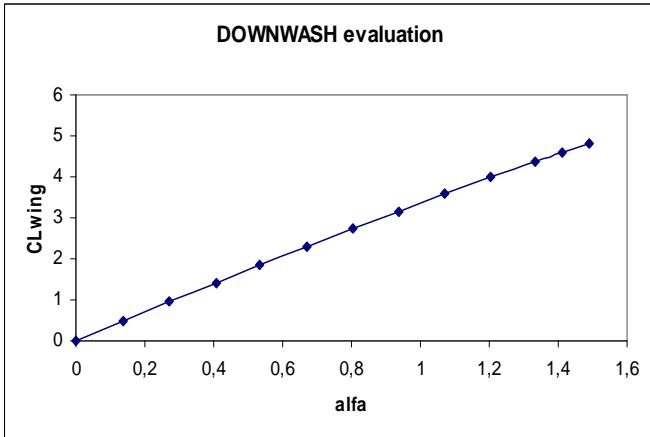
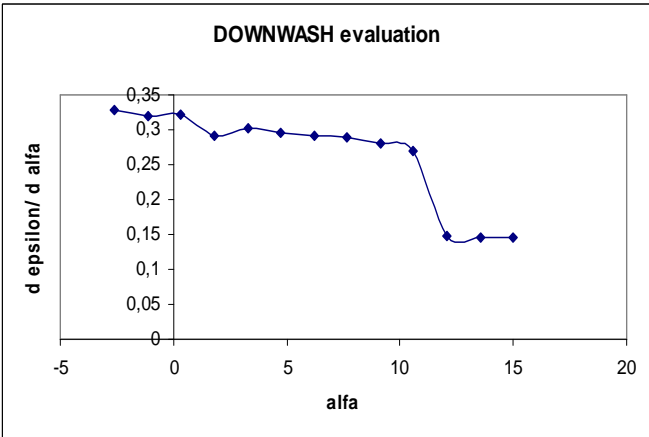
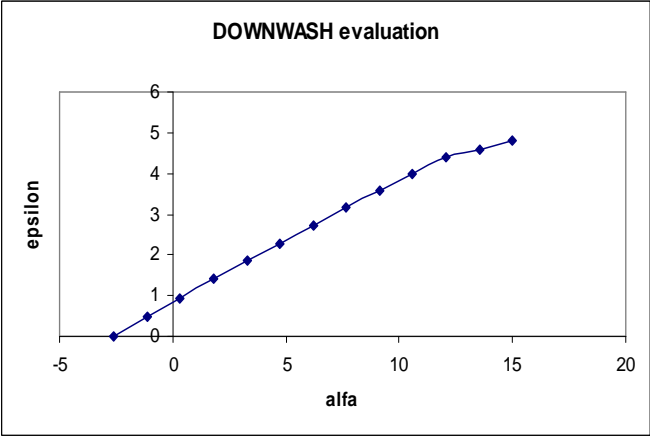
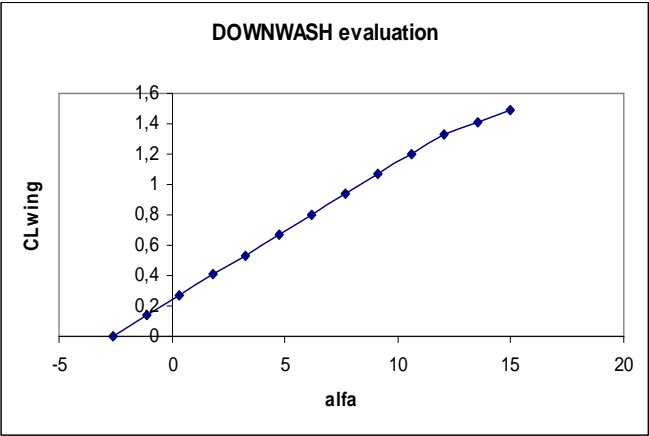
CLA3D.TXT

```

13
-2.6      0
-2.2      0.04156
-2        0.05982
-1.5      0.10546
-1        0.1461
0         0.2374
1         0.33367
2         0.424953
3         0.51
6         0.785
9         1.06
12        1.33
15        1.492

```

Di seguito riportiamo i diagrammi relativi:



CENTRAGGIO E STABILITA' DEL VELIVOLO PARZIALE

Coefficienti di momento

L'ala è stata definita per mezzo dei due profili:

Radice (A) : NACA 63₃-418

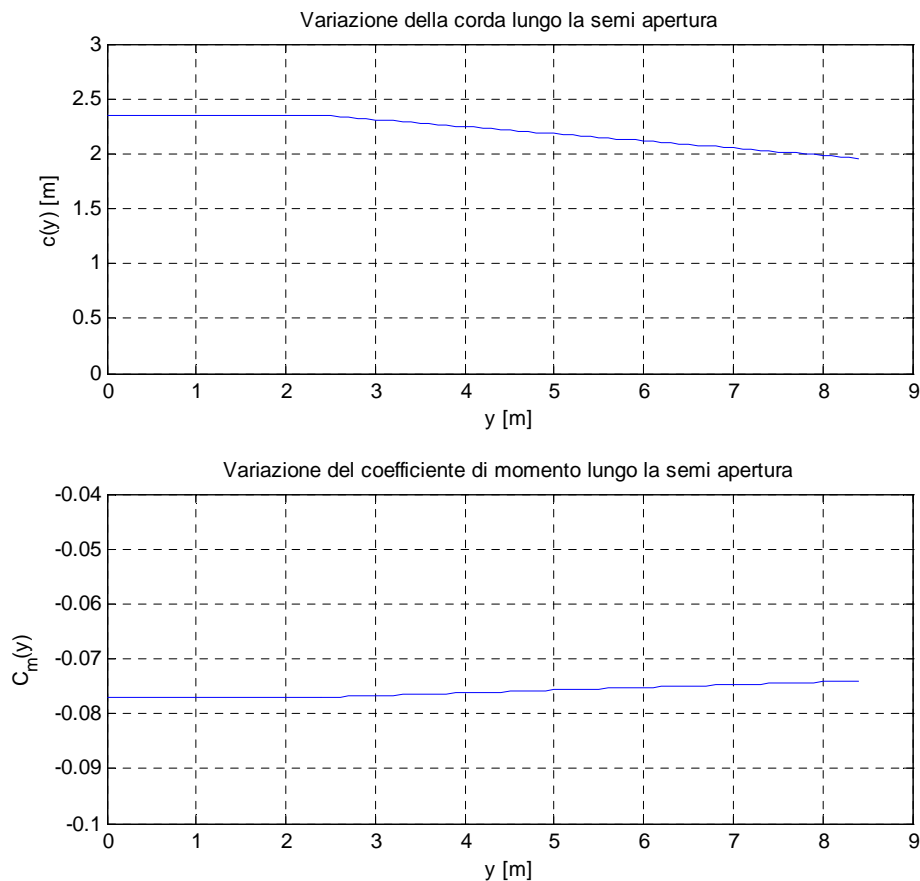
corda = 2.35 m

$C_{m\ rad} = -0.077$ (coefficiente di momento rispetto al centro aerodinamico del profilo con $\alpha = 0$)

Estremità (B) : NACA 63₂-415

corda = 1.96 m

$C_{m\ estr} = -0.074$ (coefficiente di momento rispetto al centro aerodinamico del profilo con $\alpha = -2$)



Il coefficiente di momento del profilo medio è dato dal rapporto :

$$C_{m_{prof. med.}} = \frac{\int_0^b C_m(y) \cdot c^2(y) dy}{CMA \cdot \frac{S}{2}} = -0.076$$

dove CMA è la corda media aerodinamica del velivolo definita come :

$$CMA = \frac{\int_0^{\frac{b}{2}} c^2(y) dy}{\frac{S}{2}} = 1.925 \text{ m}$$

Coefficiente di momento dell'ala

Il coefficiente di momento dell'ala si calcola tramite la relazione :

$$C_{m_{ala}} = E \cdot C_{m_{prof. med.}} - G \cdot \varepsilon \cdot C_{L\alpha_{prof. med.}} \cdot \frac{b}{p} \cdot \lambda \cdot \tan \beta = -0.0798$$

dove :

$G = 0.024$ e $E = 1.05$ (valori diagrammati su Abbott in funzione del rapporto di rastremazione);

$\varepsilon = 2 \text{ deg}$ (svergolamento aerodinamico equivalente);

$p = 21.12 \text{ m}$ (semi-perimetro alare);

$b = 19.2 \text{ m}$ (apertura alare);

$\lambda = 0.83$ (rapporto di rastremazione);

$C_{L\alpha_{prof. med.}} = 0.1243 \text{ deg}^{-1}$

$$\tan \beta = \frac{\tan \beta_{AB} \cdot S_T}{\frac{S}{2}} = 1.13 \cdot 10^{-2} \quad \text{dove } \beta_{AB} \text{ è l'angolo che la congiungente i centri aerodinamici dei}$$

profili A e B (all'inizio e alla fine della zona trapezia) forma con una retta perpendicolare all'asse del velivolo e S_T è la superficie della zona trapezia stessa.

Il centro aerodinamico si trova alla frazione di corda pari a 0.272 per il profilo di estremità e 0.262 per quello alla radice (valori noti da Abbott) e i profili sono allineati al 25% di corda con freccia nulla.

Posizionamento della corda media aerodinamica

Note le funzioni in apertura:

$$X_{BA}^*(y) = \begin{cases} 0 & 0 \leq y \leq 2.4 \quad [m] \\ 0.0325 \cdot (y - 2.4) & 2.4 < y \leq 8.4 \quad [m] \end{cases}$$

$$X_{CA}^*(y) = \begin{cases} 0 & 0 \leq y \leq 2.4 \quad [m] \\ 0.021 \cdot (y - 2.4) & 2.4 < y \leq 8.4 \quad [m] \end{cases}$$

$$c(y) = \begin{cases} 2.35 & 0 \leq y \leq 2.4 \quad [m] \\ -0.065 \cdot (y - 2.4) + 2.35 & 2.4 < y \leq 8.4 \quad [m] \end{cases}$$

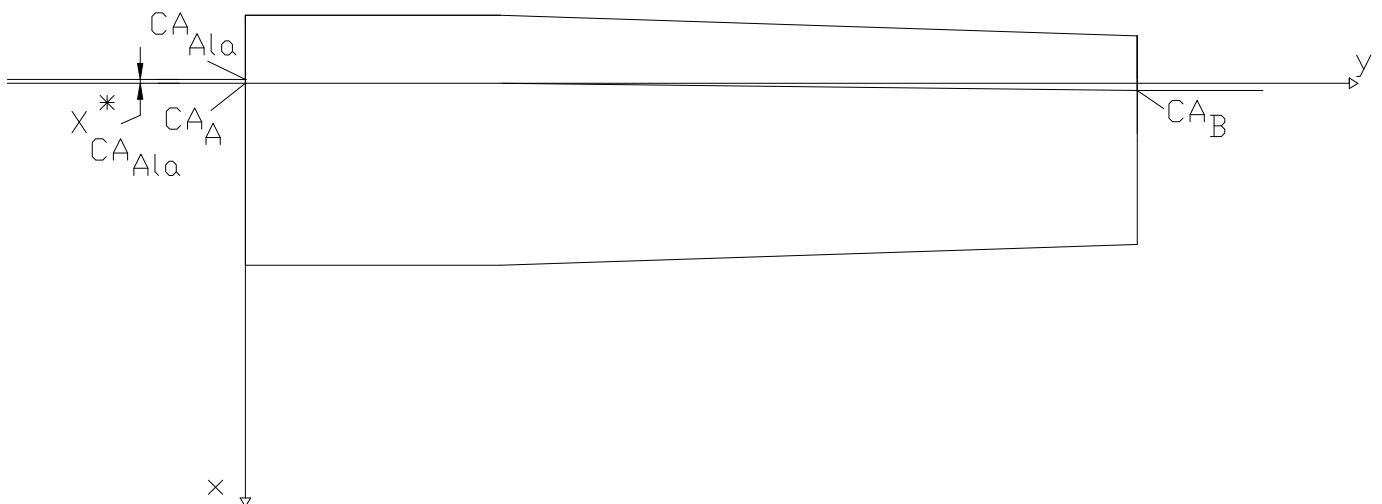
la distanza della *CMA* dal bordo di attacco del profilo in mezzzeria è data da :

$$X_{BA_{CMA}}^* = \frac{\int_0^{\frac{b}{2}} X_{BA}^*(y) \cdot c(y) dy}{\frac{S}{2}} = 0.071 \text{ m}$$



mentre la distanza del centro aerodinamico dell'ala dal centro aerodinamico del profilo in mezzzeria è data da :

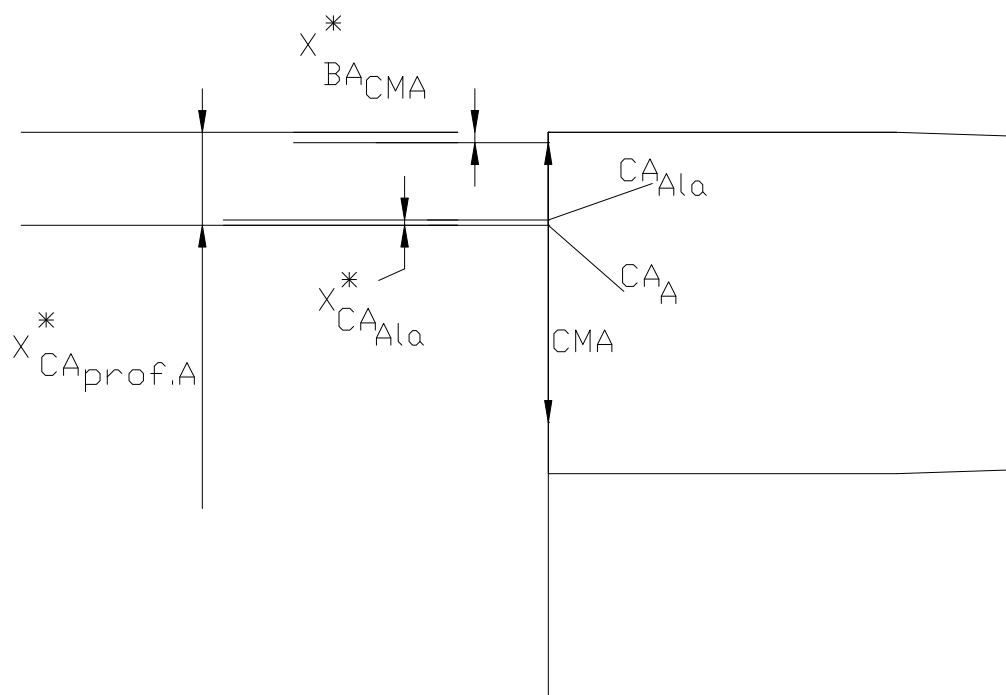
$$X_{CA_{Ala}}^* = \frac{\int_0^{\frac{b}{2}} X_{CA}^*(y) \cdot c(y) dy}{\frac{S}{2}} = 0.037 \text{ m}$$



La frazione di corda media aerodinamica a cui è posto il centro aerodinamico dell'ala è :

$$X_{CA_{Ala}} = \frac{(X_{CA_{prof.A}}^* + X_{CA_{Ala}}^* - X_{BA_{CMA}}^*)}{CMA} = 0.314$$

con $X_{CA_{prof.A}}^* = 0.6392 \text{ m}$.

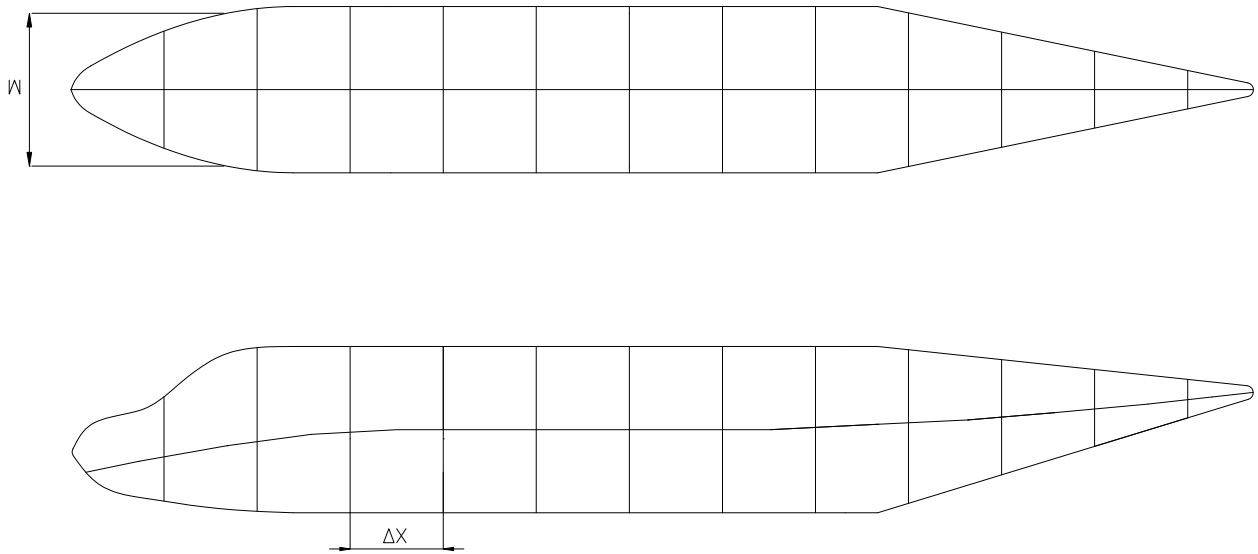


Coefficienti di momento del velivolo parziale

Per velivolo parziale si intende tutto il velivolo escludendo i piani orizzontali di coda.

C_{m0} fusoliera

Per calcolare la parte costante della variazione del coefficiente di momento è necessario definire la geometria della fusoliera stessa e dividerla in spezzoni di ampiezza Δx_i .



Il C_{m0} della fusoliera è dato dalla seguente espressione:

$$C_{m0F} = \frac{k_2 - k_1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \sum_{n=1}^{13} (w_n)_F^2 \cdot [\alpha_{0ala} + (i_{CLn})_F] \cdot \Delta x_n = -0.111$$

dove k_1 e k_2 sono costanti il cui valore è diagrammato in funzione della snellezza della fusoliera, Δx_n è la lunghezza dell'n-esimo tratto w_n la larghezza massima di fusoliera in mezzeria dell'n-esimo tratto, i_{CLn} la pendenza della linea media di fusoliera rispetto al riferimento fusoliera (asse del tratto rettilineo centrale) e α_{0ala} è l'incidenza di portanza nulla dell'ala rispetto al riferimento.

La snellezza vale :

$\lambda_F = l_F/d_F = 7.3$, dalla lettura del diagramma si ha : $k_2 - k_1 = 0.89$.

Riportiamo nella seguente tabella i singoli termini necessari al calcolo di C_{m0F} :

n	Δx [m]	w [m]	w^2 [m ²]	i_{CL} [deg]	$\alpha_{0ala}+i_{CL}$ [deg]	$w^2(\alpha_{0ala}+i_{CL})\Delta x$ [deg]
1	1,35	1,39	1,9321	-9,91	-2,655	-32,7737
2	1,35	2,21	4,8841	-8,63	-2,655	-74,408
3	1,35	2,38	5,6644	-5,85	-2,655	-65,0372
4	1,35	2,4	5,76	0	-2,655	-20,6453
5	1,35	2,4	5,76	0	-2,655	-20,6453
6	1,35	2,4	5,76	0	-2,655	-20,6453
7	1,35	2,4	5,76	0	-2,655	-20,6453
8	1,35	2,4	5,76	0	-2,655	-20,6453
9	1,35	2,38	5,6644	-2,92	-2,655	-42,6317
10	1,35	1,86	3,4596	-3,84	-2,655	-30,3346
11	1,35	1,35	1,8225	-4,65	-2,655	-17,973
12	1,35	0,79	0,6241	-5,2	-2,655	-6,61811
13	1,35	0,41	0,1681	-6,67	-2,655	-2,11617

$$\Sigma = -375,119$$

C_{ma} della fusoliera

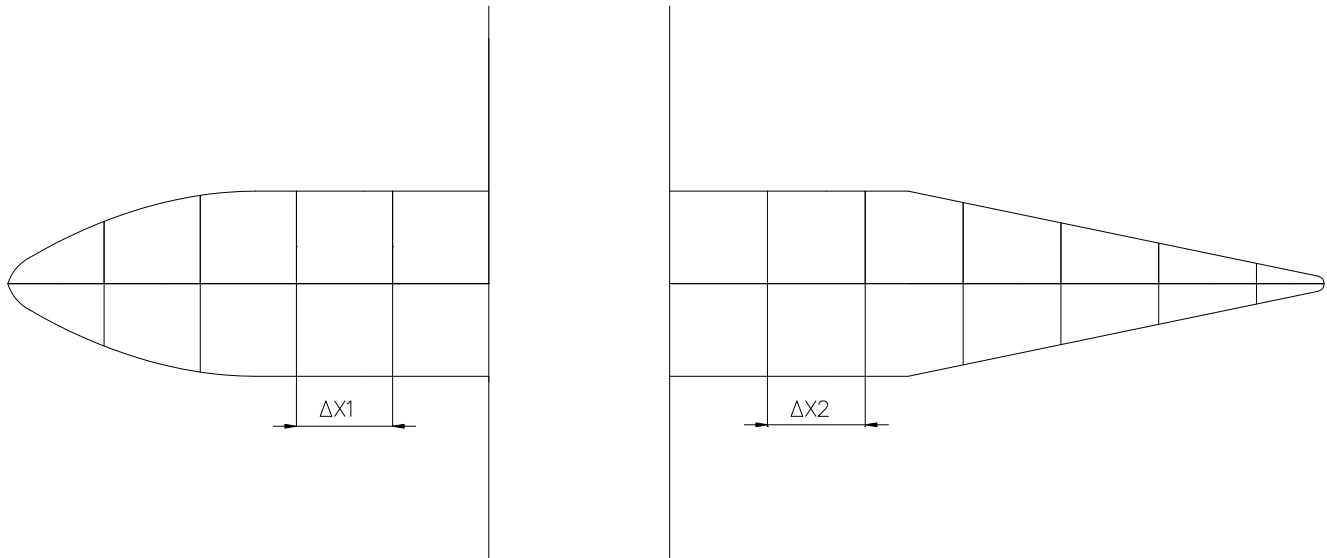
La variazione del coefficiente di momento con l'incidenza è lineare. La pendenza della retta è data dalla relazione:

$$C_{m\alpha F} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \left\{ \int_0^{l_{f1}} w_F^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] dx_1 + \int_0^{l_{F2}} w_F^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] dx_2 \right\} = 0.0279 \text{ deg}^{-1}$$

dove $\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}$ è l'upwash che si calcola in modo diverso per il tratto di fusoliera anteriore all'ala (pedice 1) e quello posteriore (pedice 2).

Per il calcolo si sostituisce all'integrale la sommatoria con la discretizzazione :

Discretizzazione della fusoliera



Distanza prua velivolo-bordo d'attacco dell'ala : 6.25 m;

Distanza coda velivolo-bordo d'uscita dell'ala : 8.9 m;

Tratto anteriore di fusoliera diviso in 5 tronchi, intervallo di 1.25;

Tratto posteriore di fusoliera diviso in 7 tronchi, intervallo di 1.27.

Nelle tabelle seguenti riportiamo il calcolo approssimato dell'integrale relativo al tratto anteriore e posteriore di fusoliera.

Tabella relativa al tratto anteriore :

n	x_1 [m]	x_1/c_{root}	Δx [m]	w [m]	w^2 [m ²]	$(\partial \epsilon_u / \partial \alpha)^*$	$\partial \epsilon_u / \partial \alpha + 1$	$w^2 (\partial \epsilon_u / \partial \alpha + 1) \Delta x$
1	5,625	2,393617	1,25	1,1	1,21	1,05	2,22121	3,35958
2	4,375	1,861702	1,25	2,09	4,3681	1,075	2,250287	12,28685
3	3,125	1,329787	1,25	2,38	5,6644	1,14	2,325885	16,46843
4	1,875	0,797872	1,25	2,4	5,76	1,23	2,430561	17,50004
5	0,625	0,265957	1,25	2,4	5,76	2,3	3,675032	26,46023

In tabella è riportata la distanza dal bordo d'attacco dell'ala della sezione di mezzeria di ciascun tronco di fusoliera x_1 . Il suo valore diviso per la corda alla radice permette di ottenere dai diagrammi il valore medio di upwash $(\partial \epsilon_u / \partial \alpha)^*$. Inoltre :

$$\left(\frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 = \left(\frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha} \right)^* \cdot \frac{C_{L\alpha \text{ Ala}}}{0.0785}$$

In definitiva avremo :

$$\int_0^{l_{F1}} w_F^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] dx_1 = 76.4565$$

L'integrale relativo al tratto posteriore è analogo.

E' diverso il calcolo di $\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}$ infatti :

$$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 = \left[\frac{x_2}{l_{F2}} \cdot \left(1 - \left(\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \right) - 1 \right]$$

Dove $\left(\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) = 0.29$ è il downwash (tratto lineare), ottenuto dai diagrammi in base alla posizione, rispetto alla radice dell'ala, del centro aerodinamico del piano orizzontale di coda.

In definitiva avremo :

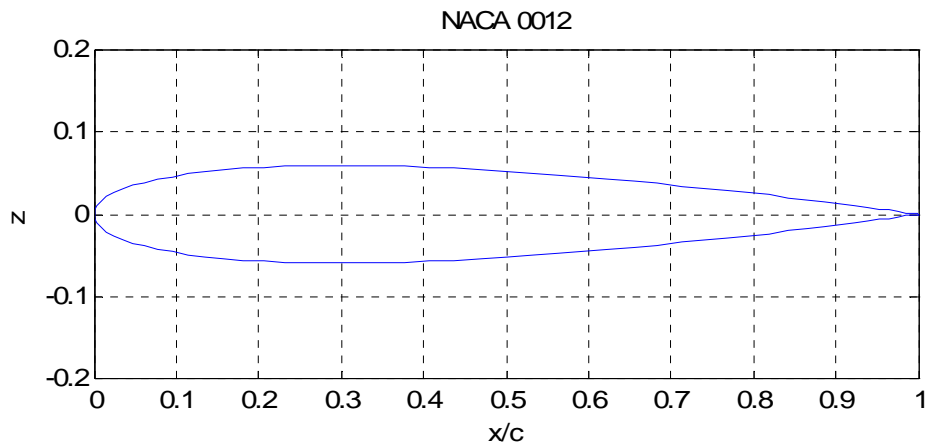
$$\int_0^{l_{F2}} w_F^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] dx_2 = 7.5902$$

Tabella relativa al tratto posteriore :

n	x ₂ [m]	x ₂ /l _{F2}	Δx [m]	w [m]	w ² [m ²]	(∂ε _u /∂α) ₂	∂ε _u /∂α+1	w ² (∂ε _u /∂α+1) Δx
1	0,635	0,071348	1,27	2,4	5,76	-0,94934	0,050657	0,370568
2	1,905	0,214045	1,27	2,4	5,76	-0,84803	0,151972	1,111705
3	3,175	0,356742	1,27	2,34	5,4756	-0,74671	0,253287	1,761357
4	4,445	0,499438	1,27	1,82	3,3124	-0,6454	0,354601	1,491718
5	5,715	0,642135	1,27	1,29	1,6641	-0,54408	0,455916	0,963535
6	6,985	0,784831	1,27	0,76	0,5776	-0,44277	0,55723	0,408757
7	8,255	0,927528	1,27	0,36	0,1296	-0,34146	0,658545	0,108391

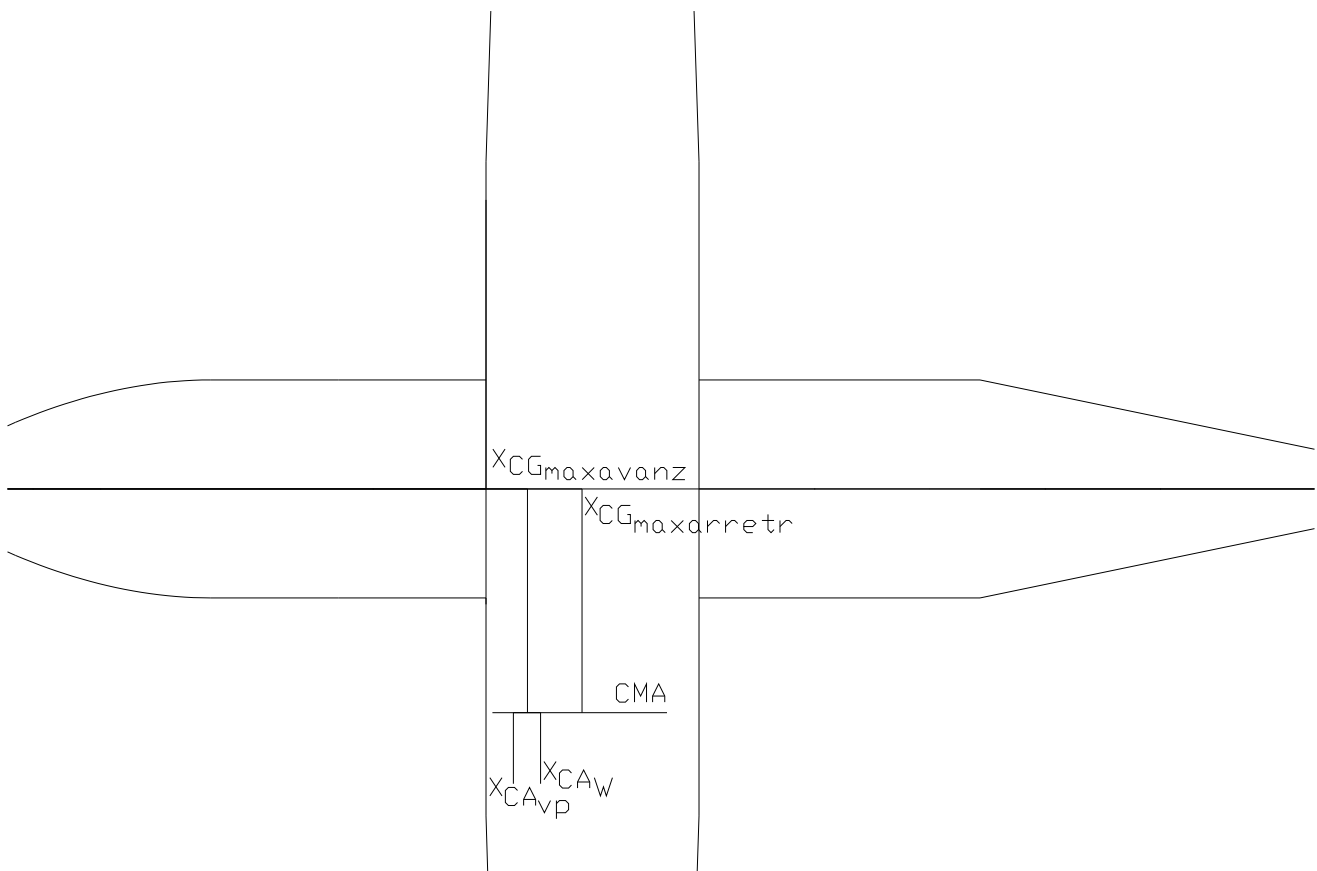
Dimensionamento del piano di coda orizzontale. Stabilità longitudinale.

Per il piano di coda abbiamo scelto il profilo NACA 0012 :



Per il dimensionamento consideriamo 2 condizioni critiche di :

- Minimo margine di stabilità con comandi liberi con baricentro massimo arretrato;
- Equilibrio all'atterraggio (effetto suolo e flap deflessi) con baricentro massimo avanzato.



Prima condizione :

$$\frac{\partial C_m}{\partial C_{Lc.l.}} = x_a - \frac{a_t}{a} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \cdot \left(1 - \tau \cdot \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}\right) \cdot \bar{V}_t'$$

con :

$x_a = x_{cg} - x_{ca \text{ v.p.}} = 0.39$ (valori adimensionalizzati rispetto alla CMA), con $x_{cg} = 0.51$ max arretrato;

$\tau = 0.547$ è stato ricavato dal diagramma in funzione di S_e/S_t dove $S_e = 3.61 \text{ m}^2$ è la superficie dell'equilibratore e $S_t = 10.31 \text{ m}^2$ è la superficie del piano orizzontale totale.

Per il calcolo di $C_{h\alpha}$ e $C_{h\delta}$ si adoperano le seguenti formule :

$$BR = \left[\left(\frac{c_b}{c_t} \right)^2 - \left(\frac{t}{2 \cdot c_t} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} = 0.162$$

$$b_1 = C_{h\alpha} = -0.55 \cdot k_1 \left(\frac{c_e}{c} \right) \cdot k_1 \left(\frac{t}{c} \right) \cdot k_1(BR) \cdot k_1 \left(\frac{1}{AR} \right) = -0.395$$

$$b_2 = C_{h\delta} = -0.89 \cdot k_2 \left(\frac{c_e}{c} \right) \cdot k_2 \left(\frac{t}{c} \right) \cdot k_2(BR) \cdot k_2 \left(\frac{1}{AR} \right) = -0.59$$

con k_1 e k_2 noti dai diagrammi funzioni di BR dal Perkins.

$$a_t = \frac{a_0}{1 + \frac{57.3 \cdot a_0}{\pi \cdot \frac{b_t^2}{S_t}}} \Rightarrow a_t = a_t(S_t, b_t)$$

$$\bar{V}_t' = \frac{S_t \cdot l}{S_w \cdot c} \Rightarrow \bar{V}_t' = \bar{V}_t'(S_t)$$

dove $l = 9.64 \text{ m}$ è la distanza tra i due fuochi e $c = CMA = 1.925 \text{ m}$.

Otteniamo :

$$f(S_t, b_t) = \frac{\partial C_m}{\partial C_{Lc.l.}} \leq -0.05$$

Si risolve l'equazione per ogni valore di b_t trovando il valore di S_t che la soddisfa, cioè il valore minimo di S_t per la data apertura del piano di coda orizzontale.

Seconda condizione :

La condizione di equilibrio è la seguente :

$$C_m = C_{m_{AC \text{ v.p.}}} + \left[x_a - \frac{a_t}{a} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \cdot \bar{V}_t \right] \cdot C_{Le} - a_t \cdot \bar{V}_t \cdot \alpha_{t0}$$

con :

$$\alpha_{t0} = k \cdot (i_t - \alpha_{0W}) = k \cdot (i_{t0} + \tau \cdot \delta_e - \alpha_{0W})$$

C_{Le} è molto prossimo al valore di C_{Lmax} all'atterraggio;

α_{0W} è valutato con flaps deflessi.

Per il calcolo di i_{t0} si impone che $\delta_e = 0$ in condizioni di crociera ottenendo :

$$\delta_{e \text{ cr}} = 0 = \frac{\alpha_{0W} - i_{t0}}{\tau} - \frac{C_{mAC \text{ v.p.}}}{C_{m\delta}} - \frac{C_{mCL}}{C_{m\delta}} \cdot C_{L \text{ cr}}$$

con :

$$C_{L \text{ cr}} = 0.31 \quad \tau = 0.547 \quad k = 0.9$$

$$C_{m\delta} = -a_t \cdot \bar{V}_t \cdot k \cdot \tau$$

$$C_{mCL} = x_a - \frac{a_t}{a} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \cdot \bar{V}_t$$

$x_a = x_{cg} - x_{ca \text{ v.p.}} = 0.02$ (valori adimensionalizzati rispetto alla CMA), con $x_{cg} = 0.2$ max avanzato;

Questi ultimi si determinano imponendo : $S_t = 10.32 \text{ m}^2$ $b_t = 7.53 \text{ m}$

Inoltre a_t e a verranno moltiplicati per il fattore 1.02 determinato dal grafico riportato sul Perkins in funzione dell'allungamento alare e della distanza dal suolo $d_g/(b/2) = 1$.

Riportiamo nelle pagine seguenti i calcoli relativi effettuati tramite il programma MATHCAD

Prima condizione :

$$at(St, bt) := \frac{0.12}{1 + 2.2 \left(\frac{St}{bt^2} \right)}$$

$$\varepsilon\alpha := 0.25$$

Downwash determinato dai diagrammi

$$a(St, bt) := 0.0931 \left[1 + \left(\frac{at(St, bt)}{0.0931} \right) \cdot \left(\frac{St}{42.8} \right) \cdot (1 - \varepsilon\alpha) \right]$$

$$Vt(St) := 0.12 St$$

$$S(bt, St) := \text{root} \left[0.39 - \left(\frac{at(St, bt)}{a(St, bt)} \right) \cdot 0.71 \cdot 0.634 Vt(St) + 0.05, St \right]$$

$$bt := 4.5, 5.. 15$$

$$St := 1$$

S(bt, St) =

35.445
20.469
15.594
13.202
11.795
10.875
10.231
9.758
9.398
9.116
8.891
8.707
8.554
8.427
8.318
8.225
8.145
8.075
8.014
7.96
7.912
7.869

bt =

4.5
5
5.5
6
6.5
7
7.5
8
8.5
9
9.5
10
10.5
11
11.5
12
12.5
13
13.5
14
14.5
15

Seconda condizione :

$$a_t(St, bt) := \frac{0.12}{1 + 2.2 \left(\frac{St}{bt^2} \right)} \quad a_w := 0.093 \quad \epsilon \alpha l := 0.261 \quad \text{Downwash valutato in effetto suolo (decurtato circa del 10\%)}$$

$$a(St, bt) := a_w \cdot \left[1 + \left(\frac{a_t(St, bt) \cdot 1.02}{a_w} \right) \cdot \left(\frac{St}{42.8} \right) \cdot (1 - \epsilon \alpha l) \right]$$

$$V_t(St) := 0.12 St \quad C_{macvp} := -0.3 \quad \tau := 0.547 \quad \alpha_{0w} := 6.65^\circ$$

$$x_a := 0.02 \quad C_{le} := 2.8 \quad k := 0.9 \quad it_0 := -3.5 \quad \delta \epsilon := -25$$

$$\alpha_{t0} := k \cdot (it_0 + \tau \cdot \delta \epsilon - \alpha_{0w}) \quad \alpha_{t0} = -21.447$$

$$f(bt, St) := \text{root} \left[C_{macvp} + \left[x_a - \left(\frac{a_t(St, bt)}{a(St, bt)} \right) \cdot (1 - \epsilon \alpha l) \cdot V_t(St) \right] \cdot C_{le} - a_t(St, bt) \cdot 1.02 \cdot V_t(St) \cdot \alpha_{t0}, St \right]$$

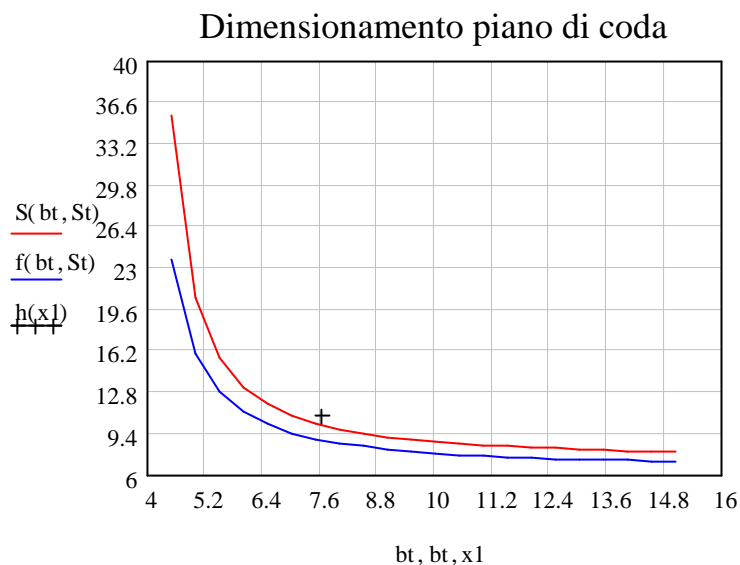
$$St := 1$$

f(bt, St) =

23.669
15.9
12.794
11.138
10.119
9.435
8.946
8.582
8.303
8.082
7.904
7.758
7.637
7.535
7.448
7.374
7.309
7.253
7.204
7.16
7.121
7.086

bt =

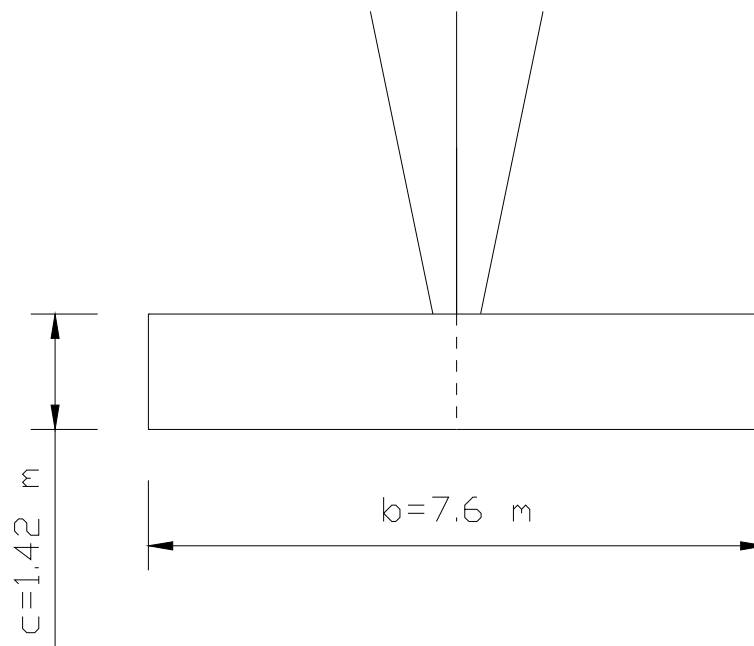
4.5
5
5.5
6
6.5
7
7.5
8
8.5
9
9.5
10
10.5
11
11.5
12
12.5
13
13.5
14
14.5
15



Le dimensioni del piano orizzontale ricavate secondo le suddette condizioni sono quindi :

$b_t = 7.6 \text{ m}$ $S_t = 10.8 \text{ m}^2$ (condizioni che ci garantiscono la stabilità).

Possiamo a questo punto disegnare il piano di coda orizzontale definitivo con le dimensioni appena determinate :



Come si può notare dalla sottostante tabella ripresa da Roskam, i valori da noi determinati sulle dimensioni del piano orizzontale rientrano nella categoria dei velivoli simili :

Table 8.6a) Regional Turboprop Airplanes: Horizontal Tail Volume and Elevator Data

Type	Wing Area S ft ²	Wing mc \bar{c} ft	Wing Airfoil root/tip NACA*	Hor. Tail Area S _h ft ²	S _e /S _h	x _h ft	\bar{V}_h	Elevator Chord root/tip fr.c _h
CASA C-212-200	431	6.68	653-218	135	0.33	24.9	1.17	.49/.53
SHORTS								
330	453	6.06	NA	83.6	0.33	27.3	0.83	0.50
360	453	6.06	NA	106	0.39	33.0	1.28	0.48
BEECH								
1900	303	5.35	23018/23015	71.3	0.43	30.3	1.33**	.43/.48
B200	303	5.35	23018.5/23011.3	68.0	0.28	24.6	0.91	0.42
CESSNA CONQUEST			*** I airfoils carry -63 mod.					
I***	225	4.73	23018/23009	62.0	0.33	16.4	0.95	.36/.43
II	254	4.98	23018/23009	63.4	0.29	18.0	0.90	.43/.40
GA Ic	610	8.28	NA	134	0.26	36.3	0.97	.29/.32
GAP N22B	324	5.94	23018	78.0	1.00	20.6	0.83	stabilator
Fokker F27-200	754	8.43	64-421/64-415	172	0.27	36.0	0.98	.29/.34
DeHAVILLAND CANADA								
DEC-6-300	420	6.50	NA	100	0.33	24.8	0.91	0.47
DEC-7	860	9.45	63A418/63A415	217	0.46	41.6	1.11	.42/.47
DEC-8	585	6.51	NA	154	0.42	36.3	1.47	.41/.43
EMB-120	409	6.57	23018/23012	108	0.39	31.7	1.27	.38/.44
BAe 31	270	5.27	63A418/63A412	84.0	0.46	20.7	1.22	.43/.48
Metro III	309	6.03	65A215/64A415	76.0	0.28	26.1	1.07	.31/.48

STABILITA' DIREZIONALE

Dobbiamo valutare il contributo alla stabilità direzionale del velivolo completo dato dai seguenti termini :

$$C_{n\beta} = (C_{n\beta})_{Wing} + (C_{n\beta})_{Fus} + (C_{n\beta})_{Prop} + \Delta_1 C_{n\beta} + (C_{n\beta})_{V.Tail} = -0.00202$$

Procediamo al calcolo di ogni singolo componente :

il contributo dell'ala dipende dall'angolo di freccia quindi per il nostro velivolo è trascurabile :

$$(C_{n\beta})_{Wing} = 0;$$

il contributo di fusoliera $(C_{n\beta})_{Fus} = \frac{\pi \cdot (k_2 - k_1)}{114.6 \cdot S \cdot b} \cdot \int_0^l w_f^2 dx = 0.002124$ è stato ricavato utilizzando il metodo delle strisce, la cui procedura è riportata nella seguente tabella :

w [m]	w² [m²]	Δx [m]	w²Δx
1,39	1,9321	1,35	2,608335
2,21	4,8841	1,35	6,593535
2,38	5,6644	1,35	7,64694
2,4	5,76	1,35	7,776
2,4	5,76	1,35	7,776
2,4	5,76	1,35	7,776
2,4	5,76	1,35	7,776
2,4	5,76	1,35	7,776
2,38	5,6644	1,35	7,64694
1,86	3,4596	1,35	4,67046
1,35	1,8225	1,35	2,460375
0,79	0,6241	1,35	0,842535
0,41	0,1681	1,35	0,226935

$$\Sigma = 71.576$$

$$\text{il contributo dell'elica è dato da : } (C_{n\beta})_{Prop} = \frac{\pi \cdot D^2 \cdot l_p \cdot \left(\frac{dC_{YP}}{d\beta} \right) \cdot N}{4 \cdot S \cdot b} = 0.00012$$

con :

$D = 2.72$ m diametro dell'elica;

$N = 2$ numero di propulsori;

$dC_{YP}/d\beta = 0.00235$ per un tripala;

$l_p = 3.6$ m distanza del propulsore dall'asse di simmetria del velivolo;

l'interferenza $\Delta_1 C_{n\beta} = -0.0002$ per un velivolo ad ala alta;

$$\text{il contributo del piano verticale è : } (C_{n\beta})_{V.Tail} = -a_v \cdot \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \cdot \frac{S_v}{S} \cdot \frac{l_v}{b} \cdot \eta_v = -0.00412$$

con :

$$a_v = a_v(A_e) = 0.047 \text{ calcolata dal diagramma del Perkins nota } A_e = 1.55 \cdot \frac{b_v^2}{S} = 2.13;$$

$$\eta_v \cdot \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right) = 0.724 + 3.06 \cdot \frac{\frac{S_v}{S}}{1 + \cos \Lambda} + 0.4 \cdot \frac{z_w}{d} + 0.009 \cdot AR_{wing} = 1.25;$$

$l_v = 8.3$ distanza dal baricentro al piano verticale;

$S_v = 6.95 \text{ m}^2$ superficie piano verticale.

Equilibrio

Per verificare l'equilibrio si procede al calcolo di δ_v che deve risultare sempre $< 20^\circ$ al variare dell'angolo β , infatti :

$$\delta_v = \frac{1}{\eta_v} \cdot \frac{S \cdot b \cdot C_{n\beta}}{S_v \cdot a_v \cdot \tau_v \cdot l_v} \cdot \beta = 5.85 \quad \text{per } \beta = 5^\circ$$

con : $\tau_v = 0.55$ (noto dl diagramma funzione del rapporto *area timone/area totale* = 0.34);
 $\eta_v = 0.95$ rapporto delle pressioni dinamiche sul piano di coda.

Piantata di un motore

$$M_T = \frac{\pi_a \cdot \eta_p \cdot l_p}{V}$$

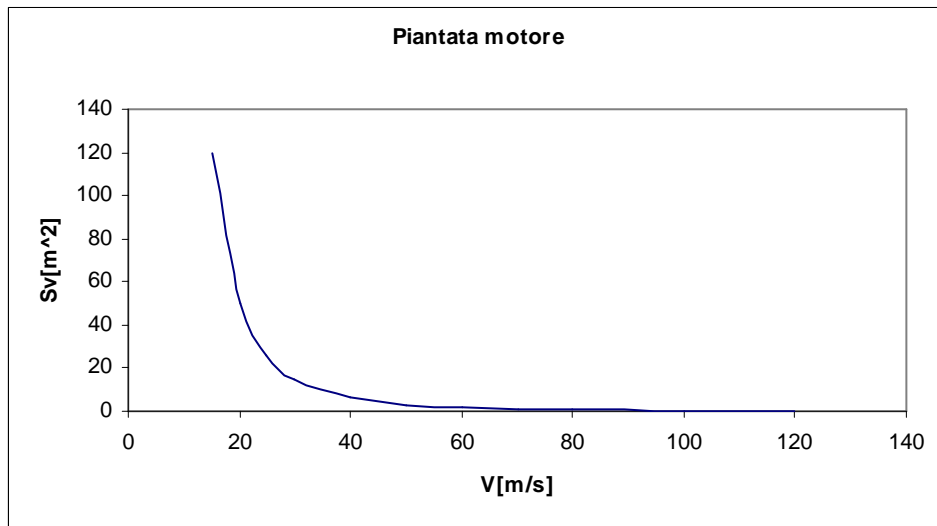
$$M_v = C_{Yv} \cdot \frac{1}{2} \cdot \eta_v \cdot \rho_{SL} \cdot V^2 \cdot S_v \cdot l_v$$

con :

$$C_{Yv} = a_v \cdot \tau \cdot \delta_v = 0.7785$$

Uguagliando le due espressioni troviamo S_v al variare di V come si vede dalla seguente tabella :

V[m/s]	S_v [m ²]
15	119,2587
20	50,31224
25	25,75987
30	14,90733
40	6,289031
50	3,219984
60	1,863416
70	1,173463
80	0,786129
100	0,402498
120	0,232927



Si può verificare se il piano verticale disegnato è stato scelto bene come in effetti risulta, infatti :

$S_v = 5.19 \text{ m}^2 < 6.95 \text{ m}^2$, (che è il piano scelto prima), avendo considerato come velocità la velocità minima di controllo : $V_{M.C.} = 1.2 \cdot V_s = 42.63 \frac{m}{s}$
essendo $V_s = 35.53 \text{ m/s}$ la velocità di stallo in configurazione di decollo.

Anche per il piano verticale si è verificato che i valori ottenuti corrispondono a quelli relativi ai velivoli della stessa categoria :

Table 8.6b) Regional Turboprop Airplanes: Vertical Tail Volume, Rudder and Aileron Data

Type	Wing Area S ft ²	Wing Span b ft	Vert. Tail Area S_v ft ²	S_v/S_v	x_v ft	\bar{V}_v	Rudder Chord root/tip fr.c _v	S_a/S	Ail. Span Loc. in/out fr.b/2	Ail. Chord in/out fr.c _w
CASA C-212-200	431	62.3	77.5	0.41	24.8	0.072	0.41	0.061	.69/1.0	.24/.26
SHORTS										
330	453	74.7	93.1	0.26	27.3	0.075	0.41	0.061	.70/.95	0.27
360	453	74.7	91.4	0.37	33.9	0.091	.39/.36	0.074	.69/.98	0.27
BEECH										
1900*	303	54.5	47.5	0.35	26.3	0.076	.40/.38	0.064	.60/1.0	0.21
B200	303	54.5	52.3	0.29	20.5	0.065	.47/.41	0.059	.60/1.0	0.21
CESSNA CONQUEST										
I	225	44.1	41.3	0.38	17.1	0.071	.46/.38	0.060	.61/.86	.29/.28
II	254	49.3	43.5	0.37	18.7	0.065	.48/.33	0.058	.62/.89	.30/.32
GA Ic	610	78.3	117	0.25	35.4	0.087	.29/.33	0.061	.65/.98	.27/.22
GAF N22B	324	54.2	70.2	0.44	21.6	0.086	.49/.43	0.085	.54/1.0	0.24
Fokker F27-200	754	95.2	153	0.30	36.0	0.077	.33/.29	0.050	.69/.98	.31/.29
DeHAVILLAND CANADA										
DHC-6-300	420	65.0	82.0	0.42	25.7	0.077	.35/.44	0.079	.44/.97	0.20
DHC-7	860	93.0	170	0.28	35.7	0.076	.25/.30	0.027	.81/1.0	.27/.31
DHC-8	585	84.0	190	0.26	31.4	0.121	.27/.35	0.031	.80/1.0	.23/.22
EMB-120	409	64.9	74.3	0.38	27.3	0.076	.32/.31	0.084	.63/.97	0.24
BAe 31	270	52.0	83.1	0.26	20.7	0.120	.34/.39	0.061	.59/.97	.28/.30
Metro III	309	57.0	56.0	0.35	27.9	0.089	.37/.56	0.046	.61/.98	.31/.36

EFFETTO DIEDRO

L'effetto diedro non deve essere eccessivo, una buona stima è :

$$(C_{l\beta})_{TOT} = \frac{1}{2} \cdot C_{n\beta}$$

Come, in effetti, risulta :

$$(C_{l\beta})_{TOT} = C_{l\beta W} + C_{l\beta T} + C_{l\beta V} + (\Delta C_{l\beta})_1 + (\Delta C_{l\beta})_2 = -0.00146$$

con :

$C_{l\beta W}$ e $C_{l\beta T}$ funzioni della freccia e quindi trascurabili;

$C_{l\beta V} = -a_v \cdot \eta_v \cdot \frac{S_v}{S} \cdot \frac{z_v}{b} = -7.061 \cdot 10^{-4}$ essendo $z_v = 1.87$ distanza di C.A. del velivolo dall'asse di simmetria;

$(\Delta C_{l\beta})_1 = -0.0006$ interferenza ala-fusoliera per ala alta;

$(\Delta C_{l\beta})_2 = -0.00016$ effetto dell'ala sul piano verticale.

TRITTICO DEL VELIVOLO

