

INDICE

INTRODUZIONE	3
Specifica di missione	3
Il velivolo	4
DETERMINAZIONE DEI PESI	8
Introduzione	8
Studio prima condizione	8
Studio seconda condizione	10
DETERMINAZIONE DEL PUNTO DI PROGETTO	12
Dimensionamento in base alla velocità di stallo	12
Dimensionamento in base alla velocità di decollo	13
Dimensionamento in base alla distanza di atterraggio	14
Dimensionamento in base alla salita	15
Dimensionamento in base alla velocità di crociera	19
Determinazione del punto di progetto	21
PROGETTO DELL'ALA	22
Caratteristiche geometriche dell'ala	23
Caratteristiche aerodinamiche del profilo medio	23
Caratteristiche aerodinamiche dell'ala	29
Coefficiente della retta di portanza dell'ala	29
Angolo di portanza nulla dell'ala	31
Curva di portanza dell'ala	32
Determinazione del C_{Lmax} tramite il sentiero di stallo	34
Corda media aerodinamica, centro aerodinamico e coefficiente di momento focale dell'ala	35
Coefficiente di resistenza dell'ala	36
Determinazione dell'angolo di calettamento	38
Angolo diedro	39
Effetti di comprimibilità	39
Disegno dell'ala	39
IL PROGETTO DELLA FUSOLIERA	40
Forma della Cross-Section	40
Diametro della fusoliera	42
Forma della fusoliera	45
Planform Layout	45
Dimensioni della cabina	45
Aerodinamica	47
Considerazioni relative alla vista laterale della fusoliera	48
CENTRAGGIO DEL VELIVOLO PARZIALE	50
Determinazione del Cm_0 di fusoliera	50
Determinazione del Cm_{aF} di fusoliera	52
Centro aerodinamico del velivolo parziale	53
Coefficiente di momento del velivolo parziale	53
POLARE DEL VELIVOLO COMPLETO	54
Contributo dell'ala alla resistenza	54

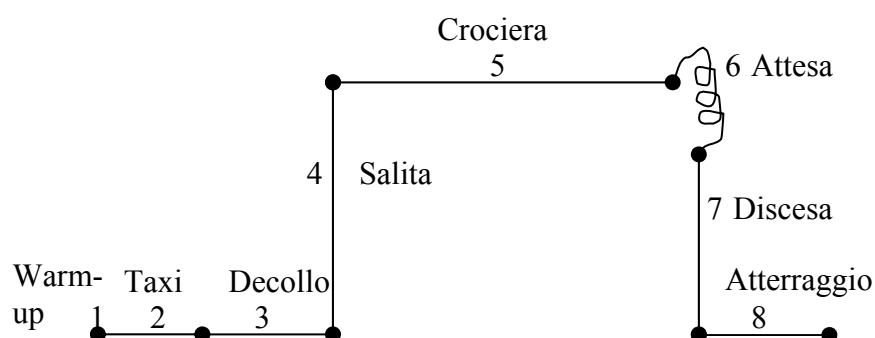
Contributo del piano di coda orizzontale	54
Contributo del piano di coda verticale	55
Contributo della fusoliera.....	55
Calcolo della polare del velivolo completo.....	57
PROGETTO DEGLI IMPENNAGGI DI CODA	60
Piano di coda orizzontale	60
Dimensionamento	60
Verifica di stabilità.....	65
Sforzi di barra.....	66
Piano di coda verticale	67

INTRODUZIONE

Specifica di missione

Tipo Velivolo	Bimotore turboelica (eliche quadripala)
Carico pagante	9 passeggeri
Normativa	FAR 23
Equipaggio	Pilota 1
Autonomia di percorso	al 75% della potenza a FL240 R=1000 nm E=13 Cp=0.65 lb/(hp h) $\eta_P=0.83$
Fase di attesa	45 minuti
Velocità di crociera	507 km/h (274 kts) alla quota di crociera di 24000 ft ed al massimo grado di ammissione
<i>Quota di tangenza teorica</i>	10668 m (35000 ft)
<i>Lunghezza di decollo at S/L</i>	Totale(fino a 15 m (50 ft)): 914 m (3000 ft)
<i>Lunghezza di atterraggio at S/L</i>	Totale (da 15 m (50 ft)): 762 m (2500 ft)
<i>Rateo di salita at S/L</i>	832 m (2731 ft)/min
<i>Riserva di carburante</i>	5% del peso totale del carburante di missione

Profilo di missione



Il velivolo



Il Beech King Air 350 è un bimotore turboprop di 11 passeggeri che volò la prima volta nel 1988.

Attualmente ci sono più di 400 King Air 350 in uso.

La linea di produzione è in continua attività dal 1964 e più di 6.000 aerei sono stati venduti, per operazioni speciali o commerciali.

Dopo il King Air 350, la produzione odierna include anche King Air B200 e il C90B

La cabina è confortevole, squadrata, ovale e pressurizzata.

La cabina è uno spazio ampio e condizionato adattato su 2 file con 8 passeggeri più 3 singoli posti.

Esiste un controllo elettronico per la riduzione del rumore nella cabina passeggeri di 80dB.

La riduzione del rumore indesiderato è effettuata tramite 12 altoparlanti 24 microfoni antirumore per eliminare i rumori indesiderati.

Motori

Il King Air 350 ha 2 motori Pratt & Whitney PT6A-60A a turbine con flusso reversibile ognuno di esso da 1.050hp di potenza.

Le eliche Hartzell hanno 4 pale, di lunghezza 104 inch in lega d'alluminio e automatizzate-

Scheda Tecnica

ENGINES

Manufacturer Pratt & Whitney

Model PT6A-60A

Shaft-Horsepower per Engine 1,050 SHP

PROPELLERS

Manufacturer Hartzell

Number of Blades 4

EXTERNAL DIMENSIONS

Overall Length 46 ft 8 in

Overall Height 14 ft 4 in

Wing Span 57 ft 11 in

Wing Area 310 sq ft

INTERNAL DIMENSIONS

Cabin Length 19 ft 6 in

Cabin Height 4 ft 9 in

Cabin Width Maximum 4 ft 6 in

Floor Width 4 ft 1 in

Cabin Volume 355 cu ft

Cockpit Volume 85 cu ft

ACCOMMODATIONS

Crew Seats (One Pilot Required) 2

Passenger Seats (Typical) 9

Baggage Volume (Accessible in Flight) 550 lb 55.3 cu ft

DESIGN WEIGHTS

Maximum Ramp Weight 15,100 lb

Maximum Takeoff Weight 15,000 lb

Maximum Landing Weight 15,000 lb

Maximum Zero Fuel Weight 12,500 lb

Basic Operating Weight (Std BEW Plus One Crew @ 200 lb) 9,526 lb

Maximum Fuel Capacity 539 U.S. Gal

Maximum Fuel Capacity Weight 3,611 lb

Useful Load (Standard Airplane) 5,574 lb

RANGE

(Maximum Range Power, FL350, NBAA IFR Reserve 100 nm Alt)

4 Passenger / 800 lb Payload 1765 nm

8 Passenger / 1,600 lb Payload 1670 nm

TAKEOFF FIELD LENGTH

Sea Level, ISA, 15,000 lb, Flaps Approach 3,300 ft

300 nm 8 Passenger Mission, Sea Level, ISA NBAA IFR Reserve, 100 nm Alt 2,659 ft

MAXIMUM DESIGN SPEEDS

Maximum Cruise Speed 312 KTAS

RATE OF CLIMB

All-Engines

(Sea Level, Flaps Up, 15,000 lb) 2,731 ft / min

One-Engine

(Sea Level, Flaps Up, 15,000 lb) 780 ft / min

CEILINGS

Maximum Certified Altitude 35,000 ft

All-Engine Service Ceiling 35,000 ft

Engine-Out Service Ceiling 21,500 ft

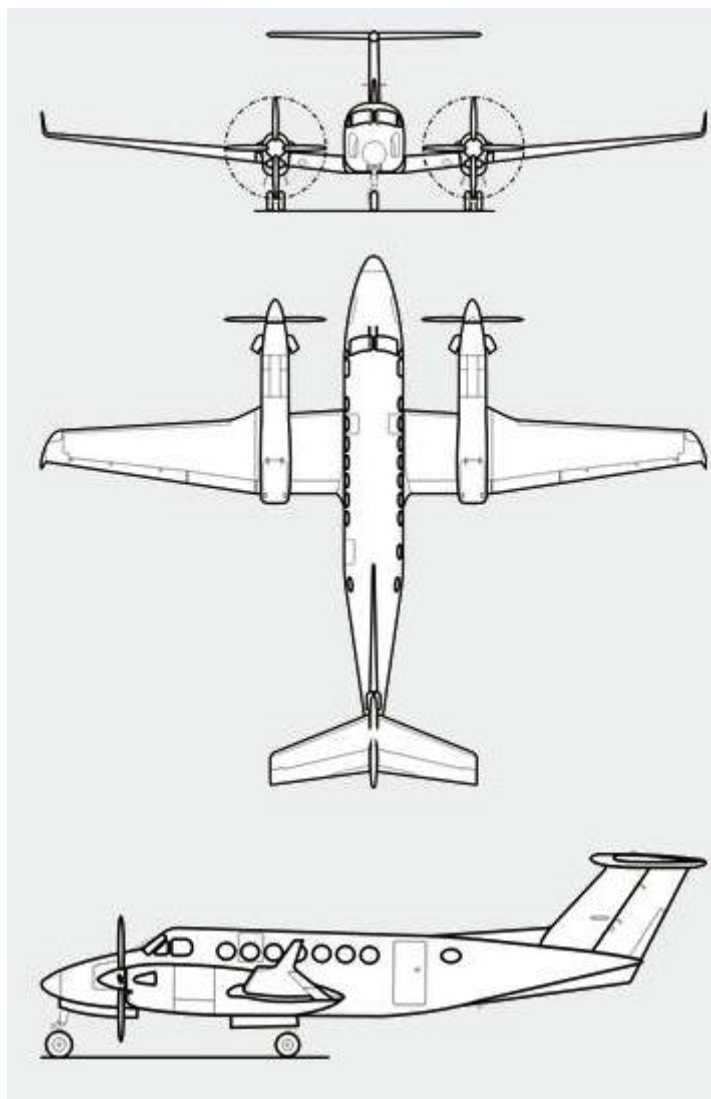
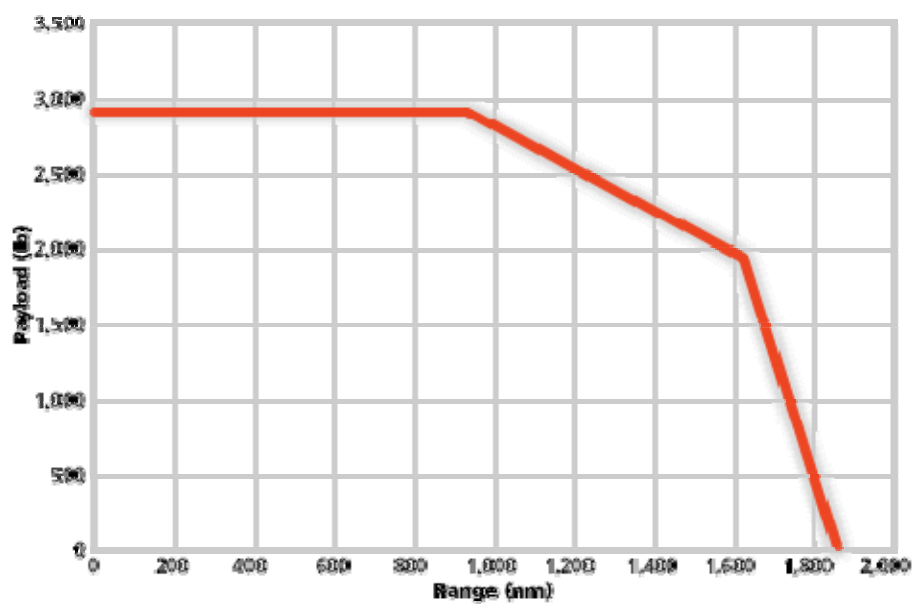


Grafico range(nm)/payload (lb)



Confronto con aerei simili

Proprietà / aerei	The Piper PA-42 Cheyenne III/400	Cessna 441 Conquest II	Beechcraft Queen Air 65	Beechcraft King Air C 90 A	Beechcraft Twin Bonanza	Media
Apertura alare(m)	14.53	15.04	15.32	15.32	13.78	14.8
Altezza(m)	4.50	4.01	4.33	4.10	3,51	4.1
Lunghezza(m)	13.23	11.89	10.82	10.3	9.61	11.2
Area alare(m ²)	27.2	23.5	27.3	27.31	25.7	26.2
AR	7.76	9.6	8.6	8.6	7.38	8.4
Peso a vuoto(kg)	2900	2489	2324	2742	2270	2545
Peso max al decollo (kg)	5125	4470	3700	4377	3311	4197
Carico alare (Kg/m ²)	188.41	190.2	135.5	160	129	160.6
Numero motori	2	2	2	2	2	2
Potenza motore (kW)	535	474	255	410	253	331.4
(W/P) _{to} [kg/kW]per singolo motore	4.79	4.71	7.25	5.33	6.5	5.71
Max velocità (km/h)	537	545	385	457	336	452
Max velocità crociera (km/h)	461	414	267	360	250	350.4
Rateo di salita(ft/min)	3242	2435	2200	2155	1614	2329.2
Range a Vmax crociera (km)	3015	2077	2670	2001	1600	2272.6
Quota di tangenza teorica (km)	10.054	10.668	9.980	9.800	9.144	9300
Numero piloti	1-2	1-2	1-2	1-2	1-2	1-2
Numero passeggeri	6-9	8-10	9	8	5	7-8

DETERMINAZIONE DEI PESI

Introduzione

Il primo punto da esaminare per un progetto di un aereo è la determinazione preliminare dei pesi. Per lo studio di questo processo ci si può ricondurre alla risoluzione di 2 equazioni nelle 2 incognite W_{to} (peso massimo al decollo, Take-off Weight) e W_e (peso a vuoto, Empty Weight)

$$1^{\circ} \text{ condizione: } W_{to} = W_e + W_{pl} + W_{cr} + W_f + W_{tfo}$$

$$2^{\circ} \text{ condizione } \log W_{to} = a + b \cdot \log W_e$$

dove: W_{pl} è il peso del carico pagante (payload);

W_{cr} è il peso dell'equipaggio (crew)

W_f è il peso del combustibile (fuel)

W_{tfo} è il peso dei liquidi non consumabili, tipo olii, e vari tipi di lubrificanti.

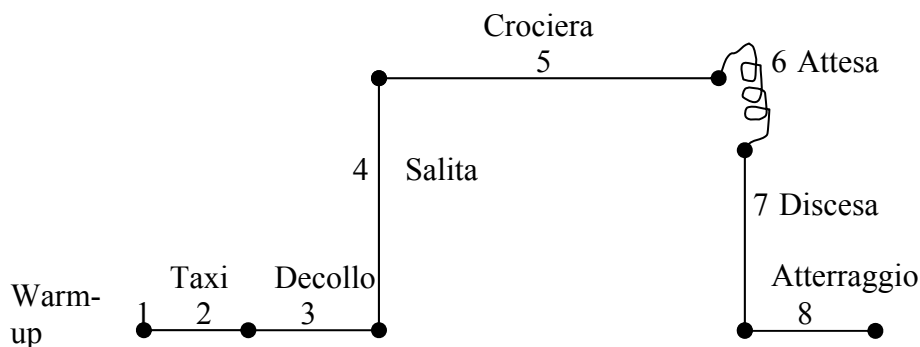
Studio prima condizione

Dai requisiti della specifica si possono ottenere facilmente i pesi dell'equipaggio e del carico pagante. Considerando che per ogni persona si calcola un peso medio di 175 lb (circa 80 kg) e un bagaglio che può variare da 30 a 40 lb.

Pesi	Passeggeri	Peso(lb)/pass	Peso(lb)/bagaglio	Totale (lb)	Totale (kg)	fattore lb-kg
W_{crew}	1	175	30	205	92,988	0,4536
W_{pl}	9	175	40	1935	877,716	
Totale	10			2140	970,704	

Quindi $W_{cr} = 205 \text{ lb}$ e $W_{pl} = 1935 \text{ lb}$

Il peso del combustibile non è immediato ma si può ricavare con il "Fuel Fraction Method" in funzione del W_{to} . Possiamo dividere il tragitto dell'aereo in diverse fasi e calcolare per ogni fase il consumo di carburante



Alcune di esse sono esprimibili per via statistica a seconda del tipo di aereo da considerare, altre invece devono esser ricavate dalle formule di Breguet di autonomia e di durata. Per via statistica possiamo ricavare considerando l'aereo in questione come un bimotore ad elica:

$$\begin{aligned} W_1/W_{to} &= 0.992 \\ W_2/W_1 &= 0.996 \\ W_3/W_2 &= 0.996 \\ W_4/W_3 &= 0.990 \\ W_7/W_6 &= 0.992 \\ W_8/W_7 &= 0.992 \end{aligned}$$

Considerando le formule di Breguet per i velivoli ad elica

$$\begin{cases} \text{Autonomia di distanza } R = 375 \cdot \frac{\eta_p}{c_p} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln\left(\frac{W_f}{W_i}\right) \\ \text{Autonomia oraria } En = 375 \cdot \frac{1}{V} \cdot \frac{\eta_p}{c_p} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln\left(\frac{W_f}{W_i}\right) \end{cases}$$

Sapendo che dalla specifica $R=1000\text{nm}$ (miglia nautiche)=1151sm(miglia terrestri), $c_p=0.65\text{lb}/(\text{hp}\cdot\text{h})$, $\eta_p=0.83$, $E=L/D=13$ nella prima e $E=13.5$ e $En=45\text{min}=3/4\text{h}$ nell'equazione di autonomia di durata diviene

$$\begin{aligned} W_5/W_4 &= 0.831 \\ W_6/W_5 &= 0.969 \end{aligned}$$

Quindi facendo la catena di rapporti

$$W_1/W_{to} \cdot W_2/W_1 \cdot W_3/W_2 \cdot W_4/W_3 \cdot W_5/W_4 \cdot W_6/W_5 \cdot W_7/W_6 \cdot W_8/W_7 = W_8/W_7 = 0.7720/W_{to} = M_{ff}$$

Il carburante utilizzato è $W_{f(used)} = (1 - M_{ff}) \cdot W_{to} = 0.2280 \cdot W_{to}$.

Nella specifica abbiamo il requisito del 5% del carburante totale di missione deve esser di riserva quindi:

$$W_f = W_{f(used)} + W_{f(riserve)} = 0.239 \cdot W_{to}.$$

Il peso dei liquidi non consumabili si stimano in base al peso approssimativo dell'aereo secondo questa relazione

$$\begin{aligned} W_{tfo} &= 0 & \text{se } W_{TO \text{ atteso}} < 100000 \text{ lbs} \\ W_{tfo} &= 0.005 \cdot W_{TO} & \text{se } W_{TO \text{ atteso}} \geq 100000 \text{ lbs} \end{aligned}$$

Sapendo che l'aereo esaminato sarà minore di 100mila libbre allora $W_{tfo}=0\text{lb}$

In definitiva la prima relazione diviene:

$$W_{to} = W_e + 1935 + 205 + 0.239 \cdot W_{to}$$

Studio seconda condizione

La seconda relazione è di tipo statistico basata solo sullo studio di velivoli simili. Su questa ipotesi le 2 costanti sono:

$$a=0.0966$$

$$b=1.0298$$

Quindi la relazione diviene $\log W_{to}=0.0966+1.0298 \cdot \log W_e$ dove i logaritmi sono in base 10.

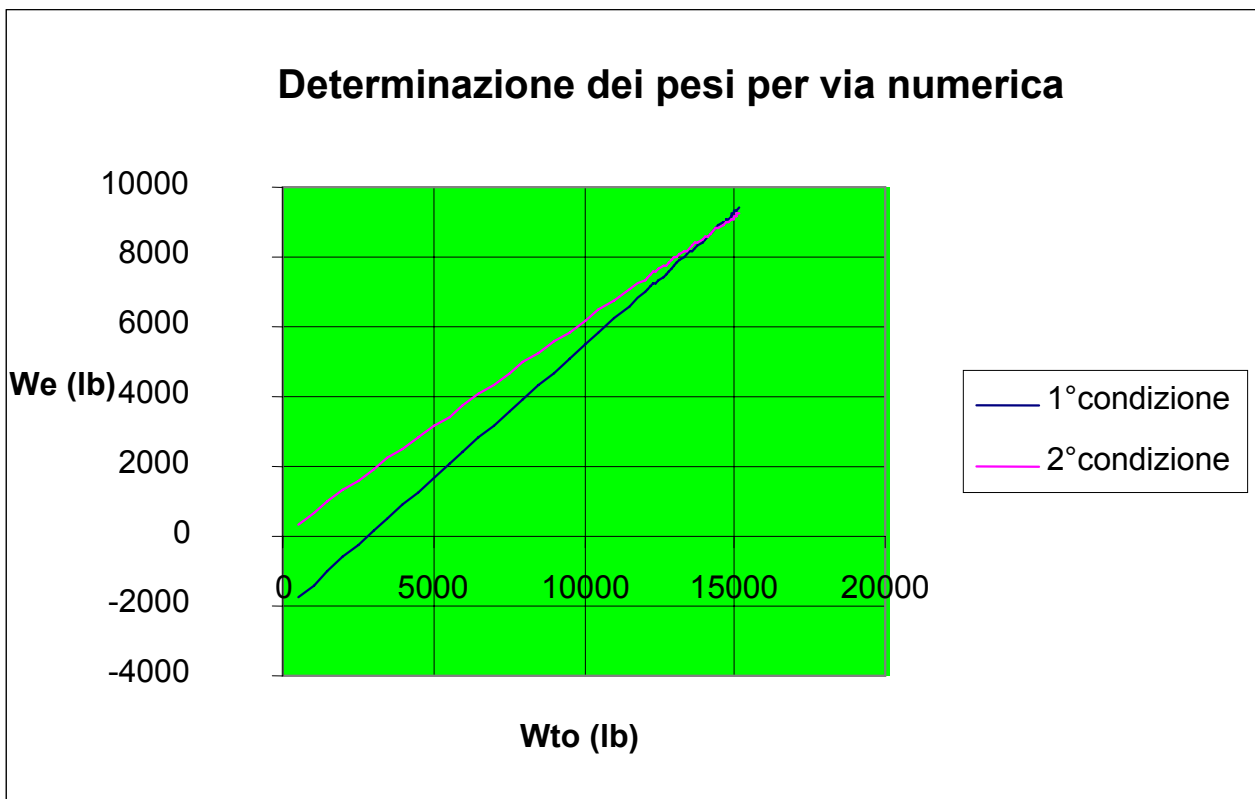
Risoluzione per via numerica

Risolviamo le 2 equazioni nelle 2 incognite W_{to} e W_e in modo numerico, essendo 2 equazioni trascendenti. Con semplici passaggi algebrici le 2 equazioni si possono scrivere come:

$$W_e = c \cdot W_{to} - d$$

$$\log_{10} W_{to} = a + b \cdot \log_{10} W_e \Rightarrow W_e = 10^{((\log_{10} W_{to} - a) / b)}$$

con: $c=0.761$
 $d=2140 \text{ lbs}$
 $a=0.0966$
 $b=1.0298$



In definitiva si riporta la tabella sinottica dei pesi dell'aereo considerato

Tabella riepilogativa		
Pesi	Lb	Kg
W_{to}	14.300,00	6.486,48
W_e	8.736,00	3.962,65
W_f	3.423,96	1.553,11
W_{crew}	205,00	92,99
$W_{payload}$	1.935,00	877,72
W_{tfo}	0,00	0,00
$W_{f(reserve)}$	171,20	77,66
W_{eo}	5.564	2.523,65
W_d	8.736	3.962,65
Parametro qualità	0,39	

dove:

W_{eo} =peso a vuoto operativo= W_e+W_{cr}

W_d =peso disponibile= $W_{to}-W_{eo}$

Parametro di qualità= W_{eo}/W_{to}

Si noti che il peso totale è **14,300lb=6.486kg** che è compatibile con le norme FAR23. Difatti nelle FAR 23.1.a(2) si specifica che per aerei bimotori con massimo 9 passeggeri il peso massimo al decollo è 8618kg (19000lbs).

DETERMINAZIONE DEL PUNTO DI PROGETTO

Ci proponiamo di calcolare i rapporti $(W/S)_{TO}$ e $(W/P)_{TO}$ a partire dalle curve limitative per ogni fase della missione. Tali rapporti rappresentano, nel piano $(W/S - W/P)$ le coordinate del punto di progetto, dalle quali è possibile ricavare la superficie alare, l'apertura alare e la potenza. Per fare ciò useremo le relazioni statistiche fornite dalle normative FAR- 23.

Dimensionamento in base alla velocità di stallo

Sapendo che:

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \sqrt{\frac{W}{S}} \sqrt{\frac{1}{C_{L_{\max}}}} \quad \text{<III.1>}$$

Da questa relazione si può ricavare la seguente limitativa del carico alare:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = V_s^2 \frac{\rho}{2} C_{L_{\max}} \quad \text{<III.2>}$$

La suddetta relazione può essere particolarizzata per il decollo e l'atterraggio. All'uopo bisogna notare che dalle normative FAR – 23 possiamo ricavare, per velivoli bimotori ad elica quale quello analizzato:

$$\begin{aligned} V_s &= 89 \text{ knot} = 150 \text{ ft/sec} \\ V_{sl} &= 76 \text{ knot} = 128.288 \text{ ft/sec} \end{aligned}$$

Scegliendo

$$\begin{aligned} C_{L_{\max TO}} &= 1.8 \\ C_{L_{\max L}} &= 2 \end{aligned}$$

Otteniamo:

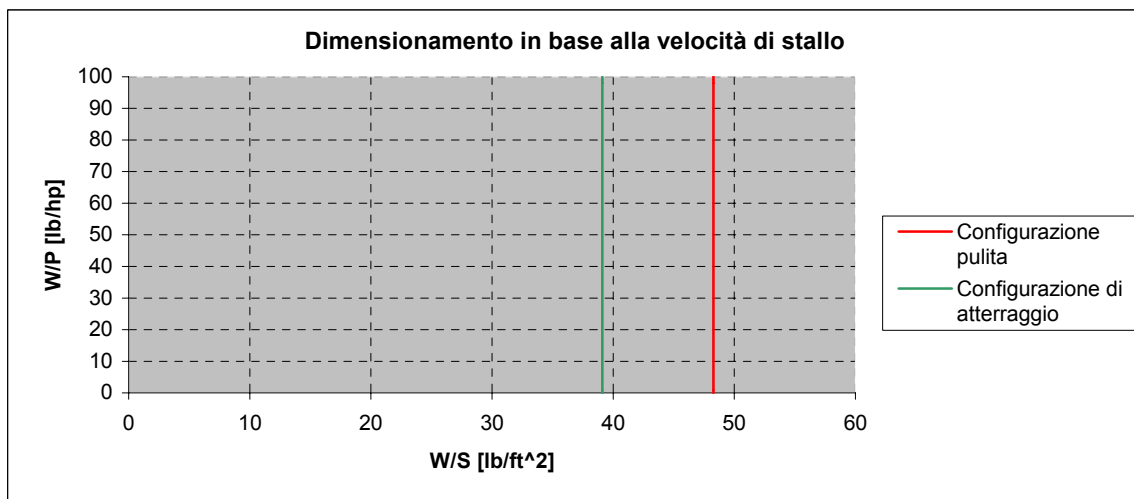
$$\begin{aligned} \left(\frac{W}{S}\right)_{TO} &= V_s^2 \frac{\rho}{2} C_{L_{\max TO}} \\ \left(\frac{W}{S}\right)_{TO} &= V_{sl}^2 \frac{\rho}{2} C_{L_{\max L}} \end{aligned} \quad \text{<III.3>}$$

Da cui (considerando la densità a livello del mare $\rho = 0.0023769 \text{ lb/s}^2/\text{ft}^4$)

$$(W/S)_{TO} \quad V_s = 48.28122916 \text{ lb/ft}^2$$

$$(W/S)_{TO} \quad V_{sl} = 39.11857083 \text{ lb/ft}^2$$

Le condizioni limitative sono espresso dalle seguenti curve nel piano $(W/S - W/P)$:

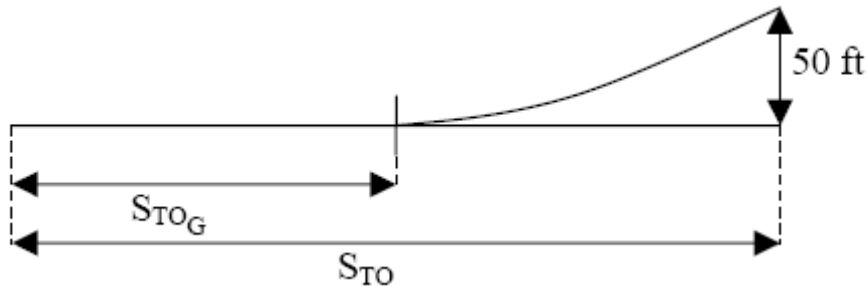


Dimensionamento in base alla velocità di decollo

La determinazione di questa limitazione può essere fatta attraverso due strade:

1. Dal punto di vista della meccanica del volo: s'ipotizza la spinta fornita dall'impianto propulsivo simmetrica rispetto al piano di mezzeria del velivolo e che tale spinta sia diretta parallelamente al suolo. Successivamente si formula il bilancio delle forze in direzione orizzontale e da questo si ricava S_{ground} .
2. Per via statistica

La strada da noi scelta è la seconda. Tenendo presente il seguente schema:



Dalle specifiche sappiamo che:

$$S_{TO} = 3000 \text{ ft}$$

Dalle normative si ha:

$$S_{TO} = 1.66 S_{TOg} < \text{III.4}>$$

Calcoliamo:

$$S_{TOg} = 1807.228916 \text{ ft}$$

Introduciamo la relazione statistica:

$$S_{TOg} = 4.9 TOP_{23} + 0.009 TOP_{23}^2 < \text{III.5}>$$

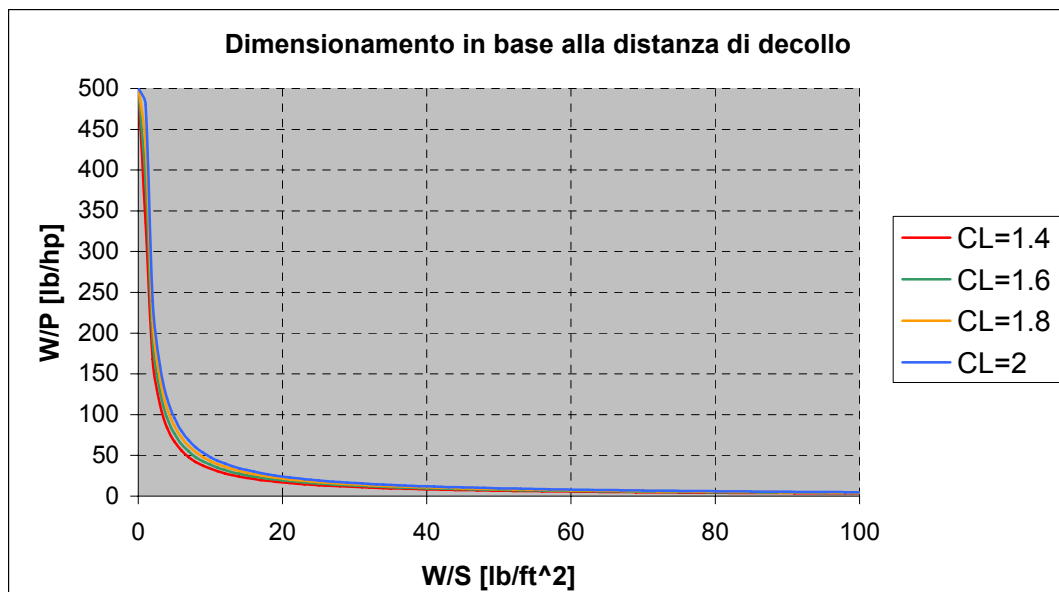
Ove si è introdotto il *take off parameter*:

$$TOP_{23} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \left(\frac{W}{P}\right)_{TO}}{\sigma C_{L_{\max TO}}} < \text{III.6}>$$

Nel nostro caso otteniamo:

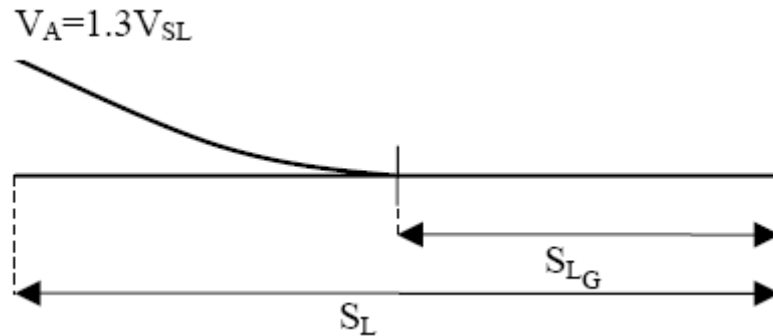
$$TOP_{23} = 240$$

Esplicitando opportunamente la relazione <III.6> si ottiene la condizione limitativa nel piano (W/S – W/P), scelta per un range di $C_{L_{\max TO}}$ da noi fissato. La condizione è riportata di seguito:



Dimensionamento in base alla distanza di atterraggio

Scegliendo come fatto per la distanza di decollo un approccio di tipo statistico, teniamo presente il seguente schema:



Dalle specifiche sappiamo:

$$S_L = 2500 \text{ ft}$$

Dalle FAR – 23 ricavo che:

$$S_L = 1.938 S_{LG} \text{ <III.7>}$$

Da cui ottengo:

$$S_{LG} = 1289.98968 \text{ ft}$$

Sempre dalla normativa so che:

$$S_{LG} = 0.265 V_{SL}^2 \text{ <III.8>}$$

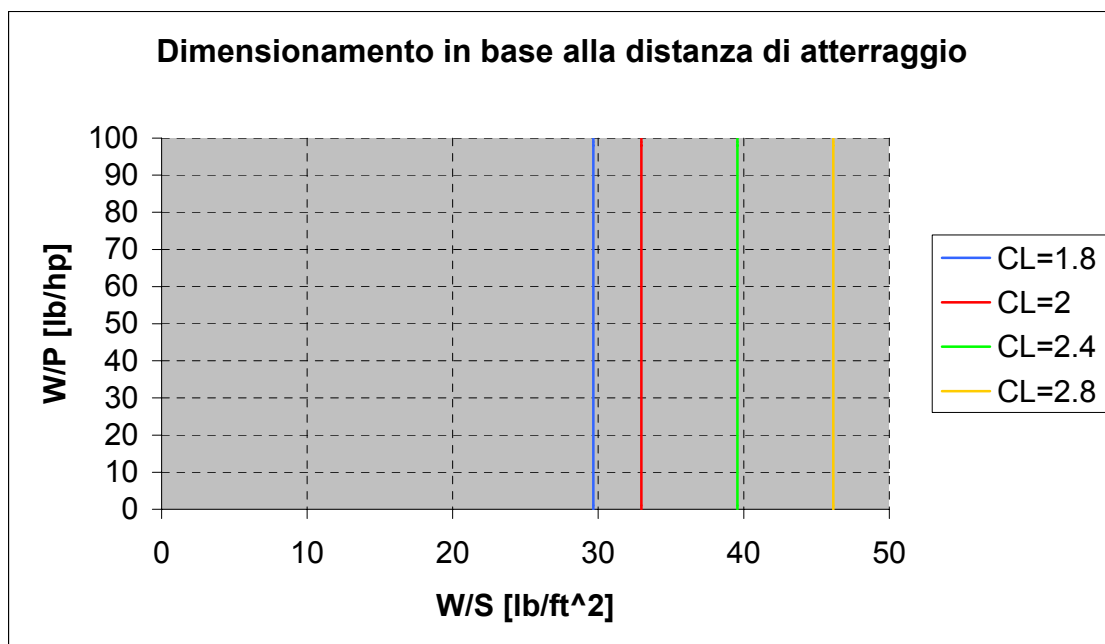
Da cui otteniamo:

$$V_{SL} = 69.76819652 \text{ knot}$$

Dalla seconda delle <III.3> ricaviamo:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = \frac{V_{SL}^2}{2 \frac{1}{\rho C_{L_{max}L}}} \text{ <III.9>}$$

La condizione limitativa è stata diagrammata di seguito, parametrata per un certo intervallo di $C_{L_{max}L}$ fissati:



Dimensionamento in base alla salita

Per effettuare questo dimensionamento dobbiamo fare riferimento alla polare del velivolo, stimata anche se grossolanamente, per ognuna delle configurazioni di volo che andremo ad esaminare.

Assumendo un andamento parabolico di tale polare, la sua espressione generica è:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad <III.10>$$

Con:

$$C_{D0} = \frac{f}{S} \quad <III.11>$$

Consideriamo la seguente relazione statistica:

$$\log_{10} S_{wet} = c + d \cdot \log_{10} W_{TO} \quad <III.12>$$

Avendo imposto che:

$$\begin{aligned} c &= 0.8635 \\ d &= 0.5632 \end{aligned}$$

Otteniamo:

$$S_{wet} = 1598.767298 \text{ ft}^2$$

Consideriamo ora la seguente relazione statistica:

$$\log_{10} f = a + b \cdot \log_{10} S_{wet} \quad <III.13>$$

Fissati:

$$\begin{aligned} c_f &= 0.006 \\ a &= -2.2218 \\ b &= 1 \end{aligned}$$

Ricavo:

$$f = 9.593680617 \text{ ft}^2$$

Da base comparativa, fissiamo $(W_{TO}/S) = 30$ e da questo ricaviamo:

$$\begin{aligned} S &= 476.6666667 \text{ ft}^2 = 44.3 \text{ m}^2 \\ C_{D0} &= 0.020126603 \end{aligned}$$

Sempre su base comparativa, scegliamo $AR = 8$ e ricaviamo:

$$b = 61.75219294 \text{ ft} = 5.742953944 \text{ m}$$

Le configurazioni che vengono considerate sono le seguenti, per le quali riportiamo i coefficienti di interferenza:

- Configurazione pulita: $\Delta C_0 = 0$, $e = 0.85$
- Ipersostentatori al decollo: $\Delta C_0 = 0.015$, $e = 0.75$
- Ipersostentatori all'atterraggio: $\Delta C_0 = 0.07$, $e = 0.7$
- Carrello esteso: $\Delta C_0 = 0.02$, $e = 0.7$
- Elica in bandiera: $\Delta C_0 = 0.005$, $e = 0.85$

Scriviamo quindi le seguenti formulazioni per le polari del velivolo, basandoci su quanto imposto dalla normativa:

$$\begin{aligned} &\text{FAR 23.65 (AEO)} \\ &\text{Carrello retratto – ipersostentatori al decollo – potenza massima} \\ &C_D = 0.035126603 + 0.053078556 C_L^2 \\ &e = 0.75 \end{aligned} \quad <III.14>$$

FAR 23.67 (OEI)

Carrello retracts – flap extenders at takeoff – maximum power

$$C_D = 0.025126603 + 0.04683402C_L^2$$

<III.15>

$$e = 0.85$$

FAR 23.77 (AEO)

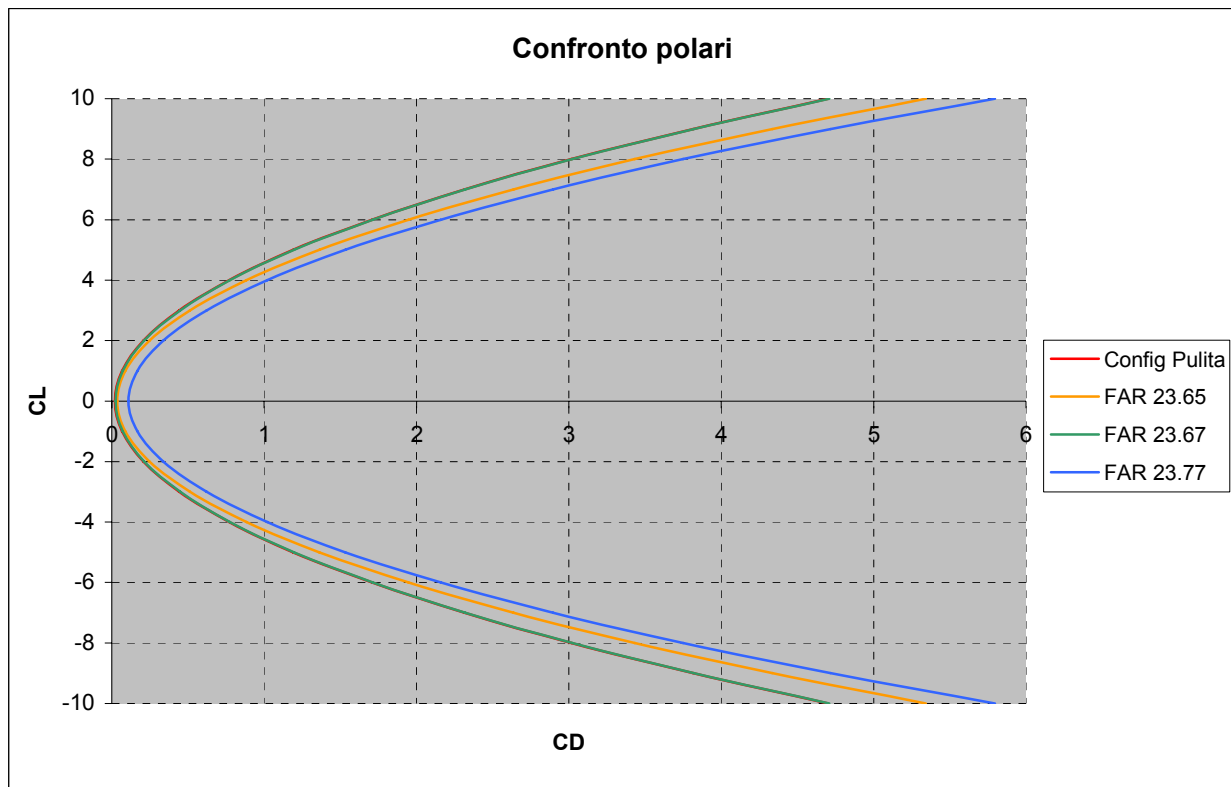
Carrello estratto – flap extenders at landing – power of takeoff on all engines

$$C_D = 0.110126603 + 0.05869882C_L^2$$

<III.16>

$$e = 0.7$$

Il confronto tra le polari viene riportato nella figura seguente.



Procediamo ora alla stima delle condizioni limitative in base alle normative.

~ Far 23.65 ~ All Engines Operative

Dalle normative sappiamo che:

$$RC \geq 300 \text{ fpm}$$

<III.17>

E che:

$$RCP = \frac{RC}{33000}$$

<III.18>

Da cui:

$$RCP = 0.009090909 \text{ lb/hps}$$

Dalla prima polare, calcoliamo il coefficiente di portanza e di resistenza in modo tale da ottenere

$$(C_L^{3/2}/C_D)_{\max} = 11.90371681$$

Sapendo che al livello del mare $\sigma = 1$, e che $\eta_p = 0.8$, applichiamo la definizione di RCP :

$$RCP = \frac{\eta_P}{\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}} - \frac{\sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}}{19\sqrt{\sigma}\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)_{\max}} \quad <III.19>$$

Esplicitando la relazione otteniamo la condizione limitativa da riportare sul diagramma:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} = \frac{\eta_P \sqrt{\sigma} \left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)_{\max}}{\sqrt{\frac{W}{S}}} + \frac{\eta_P}{RCP} \quad <III.20>$$

Inoltre, sempre dalle normative, sappiamo che:

$$CGR \geq 0.0833 \text{ rad} \quad <III.21>$$

E che:

$$CGRP = \frac{18.97\eta_P \sqrt{\sigma}}{\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} \sqrt{\frac{W}{S_{TO}}}} = \left[CGR + \frac{1}{L/D} \right] \frac{1}{\sqrt{C_L}} \quad <III.22>$$

In salita rapida abbiamo che:

$$\begin{aligned} C_L &= C_{L\max TO} - 0.2 = 1.6 \\ C_D &= 0.171007707 \\ L/D &= 9.356303471 \\ CGRP &= 0.150350346 \text{ rad} \end{aligned}$$

~ Far 23.67 ~ One engine inoperative

Sappiamo che:

$$\begin{aligned} RC &\geq 0.027V_{SO}^2 \\ V_{SO} &= \sqrt{\frac{2}{\rho}} \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}} \sqrt{\frac{1}{C_{L\max}}} \end{aligned}$$

Scegliendo una quota di 5000 ft, sappiamo inoltre che:

$$\begin{aligned} C_{LP} &= \sqrt{3C_{LE}} = \sqrt{3\pi AR \cdot e C_{D0}} \\ C_D &= 4C_{D0} \end{aligned}$$

Da cui è possibile ricavare:

$$\left(\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D} \right)_{\max}$$

Inoltre:

$$RCP = \frac{RC}{33000} = \frac{0.027V_{SO}^2}{33000} = \left\{ \frac{\eta_P}{\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}} - \frac{\sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}}{19\sqrt{\sigma}\left(\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D}\right)} \right\}$$

E possiamo ricavare la legge della variazione di $(W/P)_{TO}$. Di seguito riportiamo una sintesi delle grandezze per il caso considerato:

z [ft]	RCP [lb/hps]	sigma	V_s_opt [ft/s]	C_L_P
5000	0.013887768	0.8262	130.2840714	1.268664519

C_D	(CL^(3/2)/CD)max	RC>=
0.100506411	14.21760444	458.2963603

~ Far 23.77 ~ All Engines Operative

Dalle normative:

$$CGR \geq \frac{1}{30} = 0.033$$

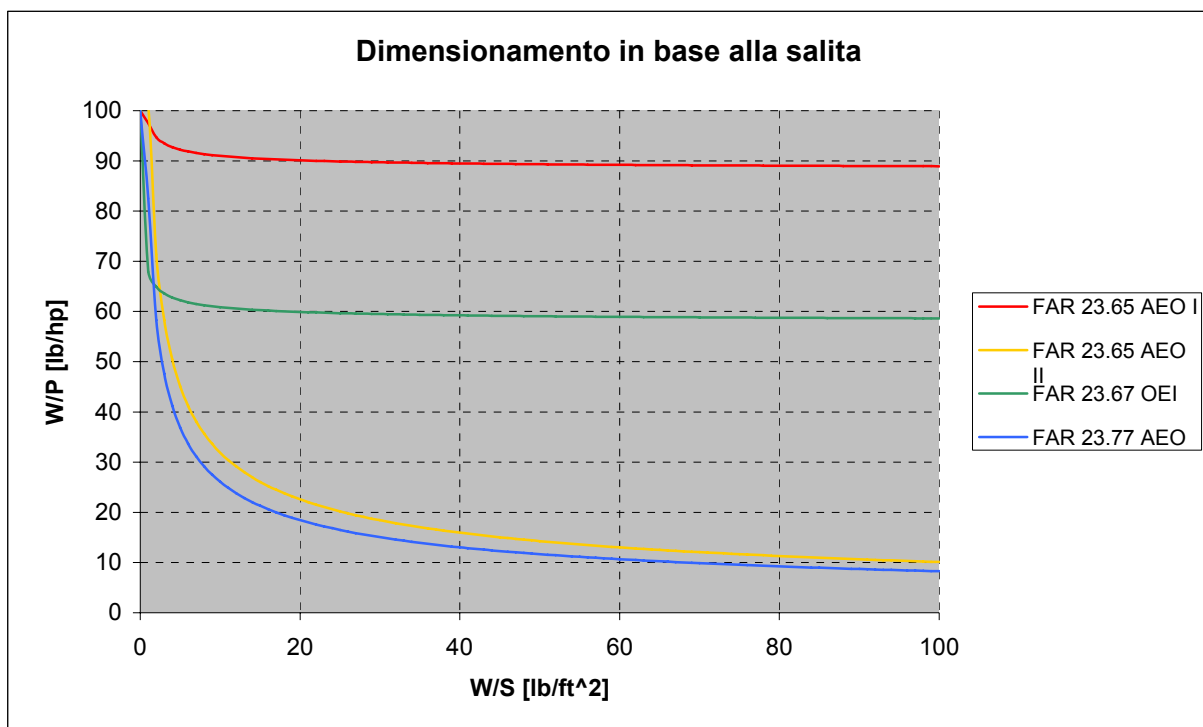
Analogamente ai casi precedenti:

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

Da cui possiamo ottenere la relazione per il $(W/P)_{TO}$. Di seguito riportiamo i dati fondamentali di questo caso.

CGR>= [rad]	C_L	C_D	L/D	CGRP [rad]
0.0833	1.8	0.294385019	6.114441569	0.183989064

Il grafico finale con le varie condizioni messe a confronto viene riportato di seguito:



Dimensionamento in base alla velocità di crociera

E' necessario calcolare l'indice di potenza per il velivolo assegnato, partendo dal confronto su base statistica con velivoli simili:

$$I_P = \sqrt[3]{\frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}{\sigma \left(\frac{W}{P}\right)_{Cr}}}$$

Le nostre ipotesi sono le seguenti:

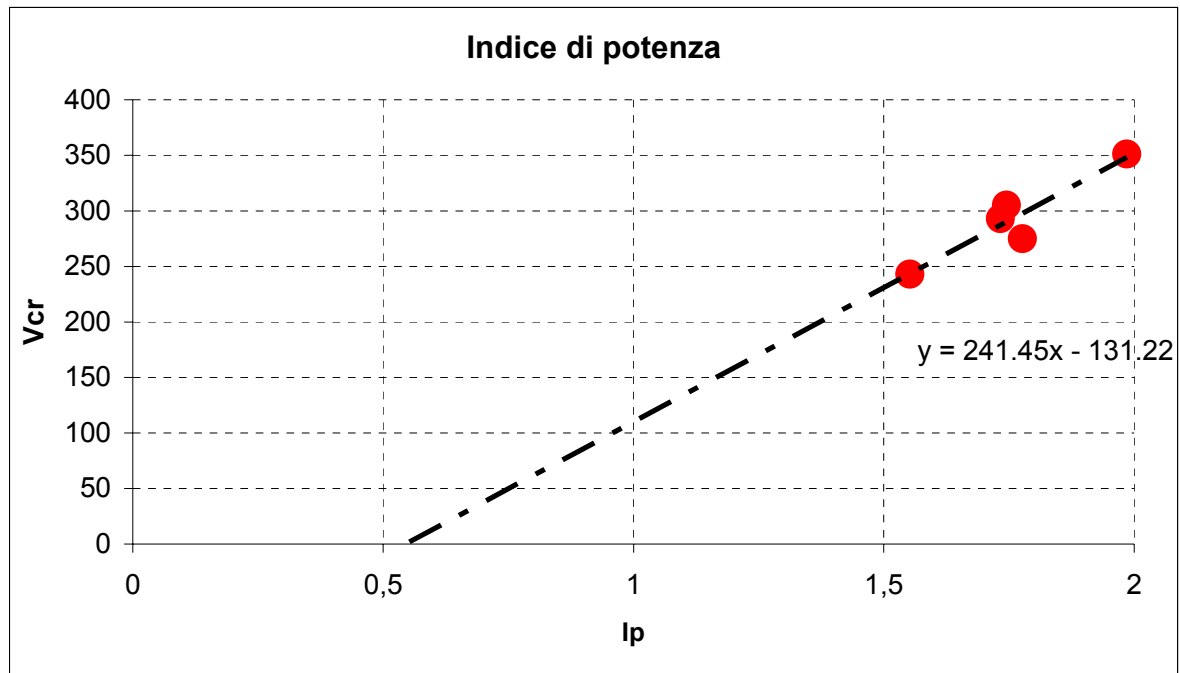
z_cr [ft]	sigma	V_cr [km/h]	V_cr [knot]	V_cr [ft/s]
24000	0.46462	507	274	462.512

I dati statistici di nostra partenza sono:

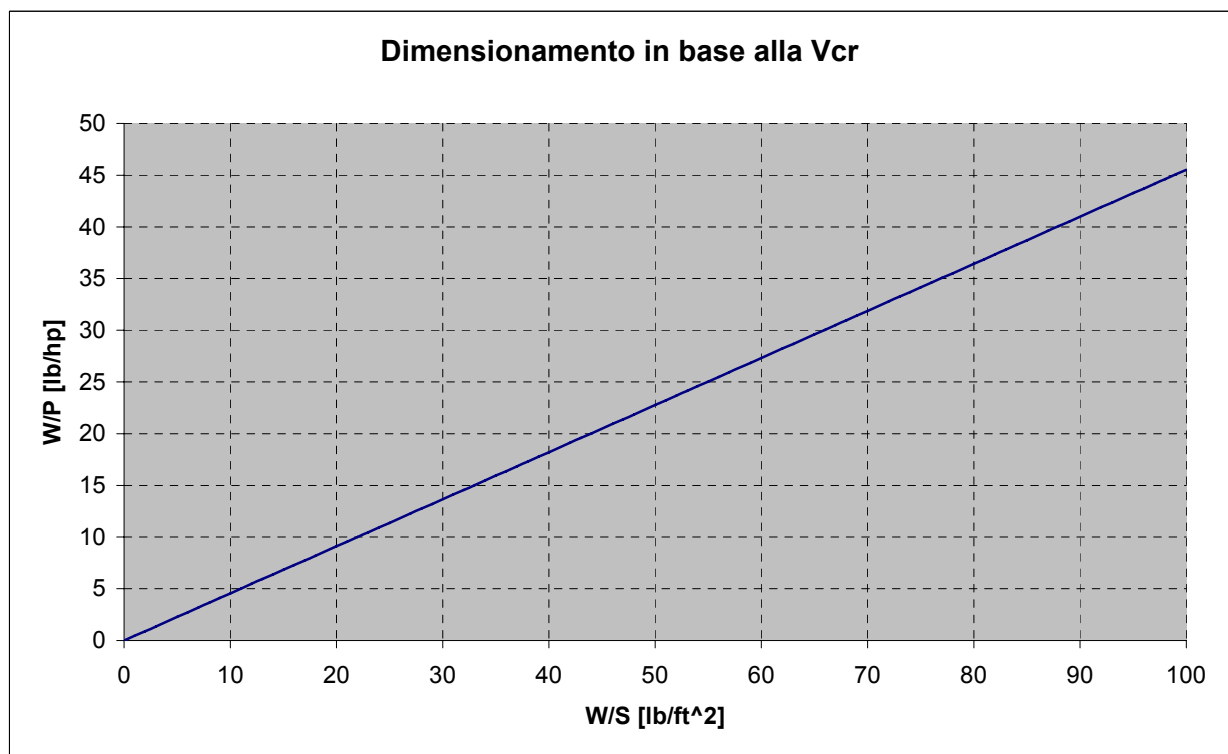
	(W/P)TO [LB/FT^2]	W_TO [KP]	W_TO [LB]	V_CR [KNOT]	Z_CR [FT]	Σ	KZ
BEECHCRAFT KING AM C90-A	8.8	9650	21274.39	243	21000	0.515	0.593
BEECHCRAFT KING AM F90-1	7.3	10950	24140.37	275	18000	0.57	0.66
CESSNA CONQUEST II	7.88	9850	21715.31	293	24000	0.464	0.53
PIPER CHEYENNE III A	7.78	11200	24691.52	305	22000	0.49	0.571
PIPER CHEYENNE 400LS	5.97	11950	26344.97	351	24000	0.464	0.53

kV	Φ	P_TO [HP]	P_CR [HP]	S [M^2]	(W/S)TO [LB/FT^2]	IP
1.161	0.75	2417.54	1249.46	27.31	32.82	1.552
1.207	0.75	3306.9	1974.37	25.99	39.14	1.777
1.235	0.75	2755.75	1352.18	23.56	38.84	1.733
1.256	0.75	3173.71	1709.64	27.22	38.22	1.745
1.340	0.75	4412.89	2348.38	27.22	40.78	1.985

Da cui otteniamo il seguente grafico per l'indice di potenza:

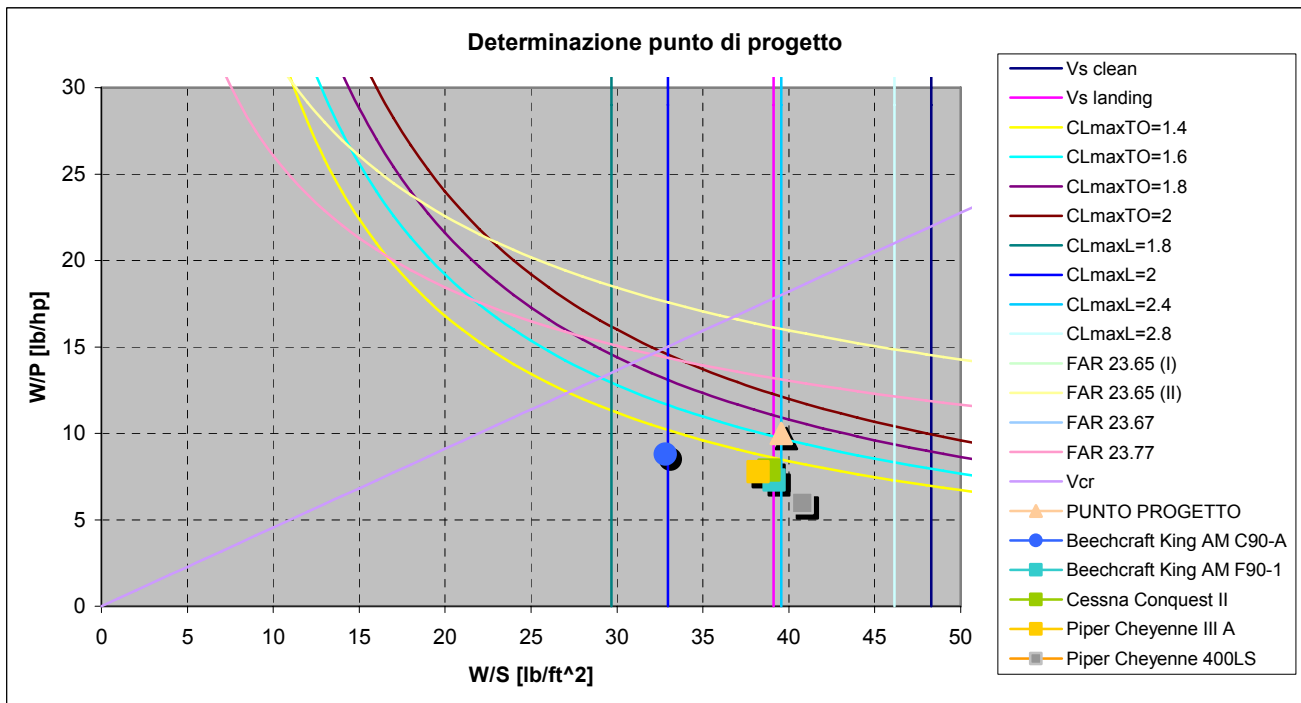
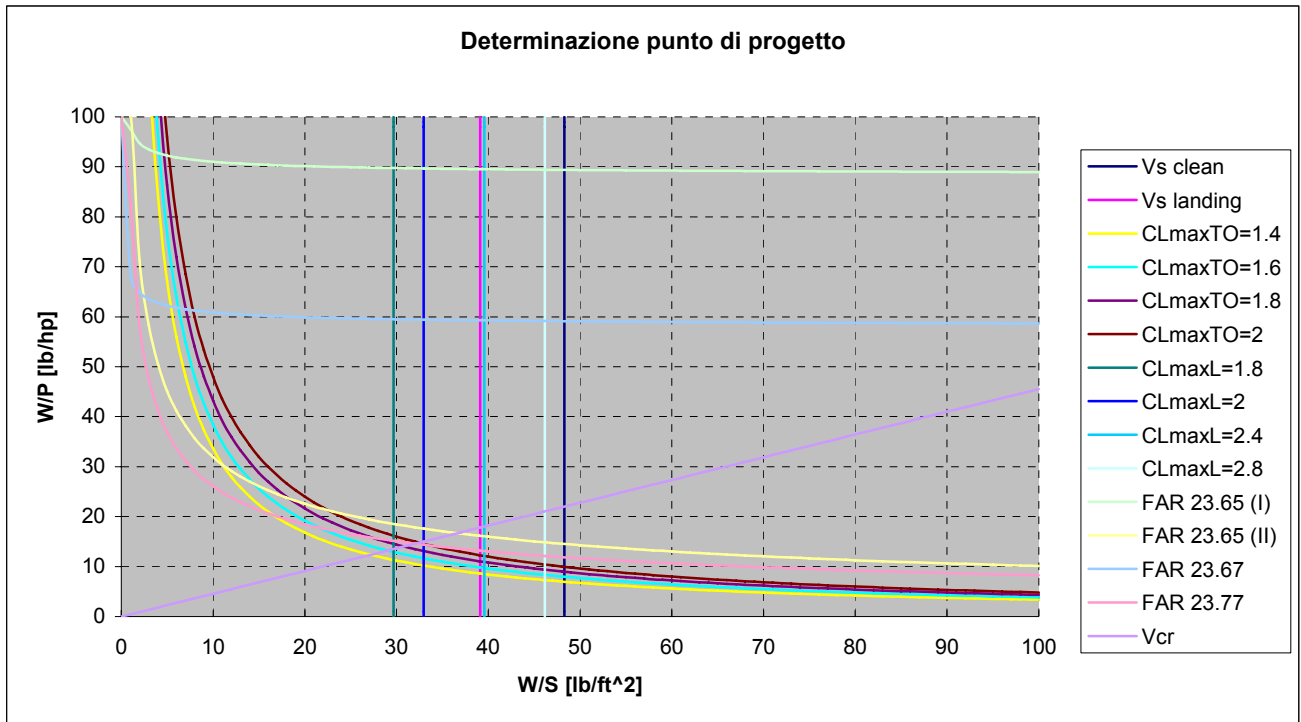


Da cui scegliamo $I_p = 1.678277076$, e ricaviamo dalla espressione suddetta la limitazione dovuta alla velocità di salita:



Determinazione del punto di progetto

Le condizioni fino ad ora trovate possono essere incluse in un solo grafico, da cui possiamo determinare il punto di progetto, basandoci su un confronto statistico con velivoli simili:



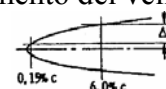
Da cui le coordinate effettive del punto di progetto:

W/S [lb/ft ²]	W/P [lb/hp]	CLmaxL	CLmaxTO	S [ft ²]	b [ft]	P [hp]
39.559	10	2.4	1.6	361.4854	53.77623	722.9708

PROGETTO DELL'ALA

SIMBOLOGIA

AR	allungamento alare
b	apertura alare
c	corda del profilo
C_d	coefficiente di resistenza del profilo
C_l^*	coefficiente di portanza del profilo di fine linearità
C_{la}	coefficiente di portanza del carico locale addizionale
C_{lb}	coefficiente di portanza del carico locale basico
C_{lmax}	coefficiente di portanza massimo del profilo
C_{M0w}	coefficiente di momento focale
c_{mg}	corda media geometrica
i_w	angolo di calettamento del profilo alare alla radice rispetto alla retta di riferimento longitudinale del velivolo
Re	numero di Reynolds
S	superficie alare
t	spessore del profilo
x	ascissa lungo la direzione longitudinale del velivolo con origine al bordo d'attacco del profilo di radice
x_{ac}	posizione longitudinale del fuoco di un profilo rispetto al proprio bordo d'attacco
x_{LE}	posizione longitudinale del bordo d'attacco di un profilo rispetto al bordo d'attacco del profilo alla radice
$x_{mac}, y_{mac}, z_{mac}$	coordinate del centro aerodinamico dell'ala
x_{mgc}, y_{mgc}	posizione del bordo d'attacco della corda geometrica media
y	ascissa lungo la direzione dell'apertura alare del profilo con origine al bordo d'attacco del profilo di radice
Z	quota
α	angolo d'attacco rispetto all'asse longitudinale del velivolo
α_A, α_B	angolo d'attacco dei profili nelle sezioni A, B dell'ala
α_{zI}	angolo di portanza nulla del profilo
α_{ZL}	angolo di portanza nulla dell'ala rispetto alla retta di riferimento del velivolo
Δy	parametro di forma del bordo d'attacco di un profilo
ε	angolo di svergolamento geometrico (positivo verso l'alto)
ε_a	angolo di svergolamento aerodinamico (positivo verso l'alto)
ε_t	angolo di svergolamento geometrico all'estremità alare (positivo verso l'alto)
η	$y/b/2$



AEROPLANI SIMILI

	Tipo di ala	AR	S [m ²]	b [m]	λ	Γ
Raytheon Beechcraft King Air 350	Bassa a sbalzo	10.8	28.80	17.65	0.33	7°
Beechcraft King Air C90A	Bassa a sbalzo	8.60	27.30	15.32	0.50	7°

Beechcraft Queen Air A65	Bassa a sbalzo	8.60	27.30	15.32	0.40	6°
Beechcraft Twin Bonanza	Bassa a sbalzo	7.39	25.70	13.78	0.50	7°
Piper PA-42 Cheyenne III/400	Bassa a sbalzo	7.82	27.20	14.53	0.31	5°
Cessna Conquest II	Bassa a sbalzo	8.39	23.50	15.04	0.75	6°

Caratteristiche geometriche dell'ala

In base ai risultati ottenuti in precedenza e per confronto con velivoli simili, si è supposto di considerare un'ala con le seguenti caratteristiche:

Configurazione strutturale	Ala a sbalzo
Forma in pianta	Trapezoidale
Posizione in fusoliera	Ala bassa
Superficie alare (S)	33.58 m ²
Apertura alare (b)	16.39 m
Allungamento alare (AR)	8.00
Rapporto di rastremazione (λ)	0.5
Corda alla radice (c_r)	2.73 m
Corda all'estremità (c_t)	1.37 m
Distribuzione di corde lunga l'apertura $c(y)$	$c(y) = (c_r - c_t) \cdot y/b/2 + c_r$
Angolo di freccia ($\Lambda_{c/4}$)	0°
Angolo diedro (Γ)	7°
Svergolamento geometrico all'estremità (ϵ_t)	-0.5°
Svergolamento geometrico lungo l'apertura $\epsilon(y)$	$\epsilon(y) = (\epsilon_t - i_w) \cdot y/b/2 + i_w$
Calettamento (i_w)	2°
Profilo alla radice	NACA 23018
Profilo all'estremità	NACA 23011

Le motivazioni che giustificano l'assunzione di altri parametri quali angolo diedro, di svergolamento, angolo di calettamento verranno chiariti in seguito.

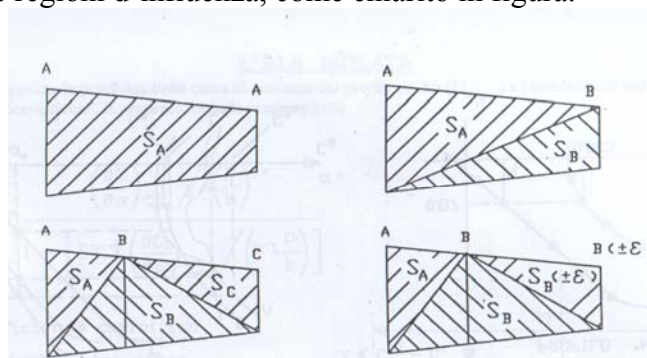
Caratteristiche aerodinamiche del profilo medio

Si è ipotizzata una forma dell'ala trapezoidale e si sono fissati due profili di riferimento, rispettivamente alla radice e all'estremità (A, B). I due profili scelti hanno le medesime linee medie ma spessori differenti. Il profilo d'estremità ha spessore minore.

Il motivo per cui all'estremità si utilizza un profilo di spessore minore è che a parità di numero di Reynolds, un profilo di spessore minore ha C_{lmax} e α_{Clmax} maggiori e quindi lavorerebbe in una condizione più distante dallo stallo. Tuttavia un profilo di spessore minore ha α_{zi} maggiore e quindi per certo angolo d'attacco rispetto alla retta di riferimento del velivolo un profilo a spessore minore lavora ad angoli di attacco assoluti più elevati raggiungendo in tal modo C_l maggiori. Essendo

quest'ultima una condizione indesiderata, per limitare il pericoloso stallo d'estremità si abbassa il C_l di lavoro dei profili verso l'estremità introducendo uno svergolamento geometrico.

Inoltre si è scelta una rastremazione in modo da ridurre il carico all'estremità alare per controllare lo stallo. Ognuno dei profili di riferimento fissati in specifiche posizioni lungo l'apertura alare (A, B, C, ...) determinano delle regioni d'influenza, come chiarito in figura.



Si stimano per ciascuna regione i seguenti rapporti che pesano l'influenza di ciascun profilo di riferimento sull'intera ala:

$$k_A = \frac{2S_A}{S} \quad k_B = \frac{2S_B}{S} \quad k_C = \frac{2S_C}{S}$$

Il coefficiente di portanza del profilo medio C_{lm} risulta pesato secondo tali rapporti e pertanto risulta:

$$C_{lm} = k_A C_{lA} + k_B C_{lB} + k_C C_{lC} + \dots$$

La stima dei C_l per i profili è stato effettuato per ciascun profilo rispetto alla propria corda e in condizioni di volo tipiche per la crociera.

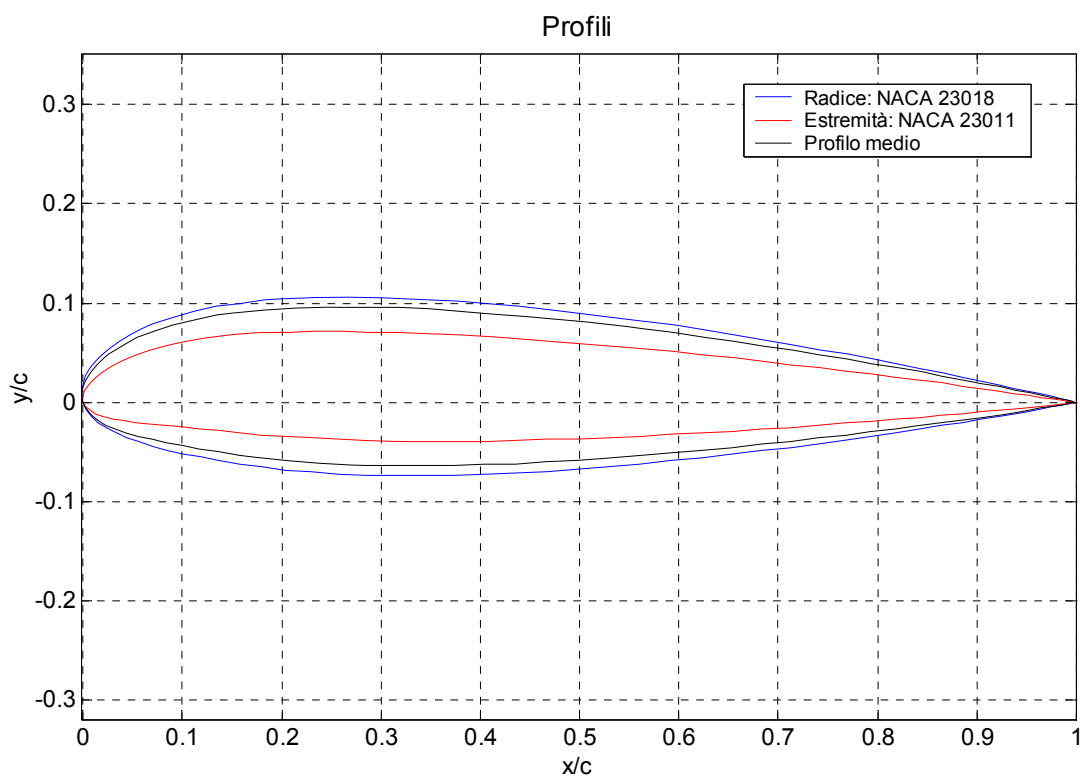
Nelle seguenti tabelle sono riportate i parametri geometrici assunti per l'ala, le proprietà dei profili di riferimento e le conseguenti proprietà del profilo medio. Sono quindi state elaborate le polari relative al profilo medio. I grafici delle polari sono stati realizzati con l'ausilio del software Javafoil, ma va tenuto in conto la minore affidabilità dei risultati in prossimità dello stallo (calcefoil, Eppler standard). Per i valori in prossimità dello stallo (α_{Clmax} , C_{lmax}) si faccia maggior riferimento alle indicazioni riportate da Abbot e riassunte nella tabella relativa ai profili.

Geometria									
S	b	AR	λ	$c_r = c_A$	$c_t = c_B$	$\Lambda_{c/4}$	Γ	ε_t	i_w
[ft ²]	[ft]			[ft]	[ft]	[deg]	[deg]	[deg]	[deg]
361.48	53.78	8.00	0.50	8.96	4.48	0.00	7.00	-0.50	2.00
[m ²]	[m]			[m]	[m]	[rad]	[rad]	[rad]	[rad]
33.58	16.39	8.00	0.50	2.73	1.37	0.00	0.12	-0.01	0.03

Profilo	y/b/2	c	$k_i = 2S_i/S$	Re	α_{zl}	C_{mac}	$C_{l\alpha}$	α_{Clmax}
		[m]			[°]		[1/°]	[°]
NACA 23018	0	2.73	0.667	1.41E+07	-1.20	-0.005	0.104	16.0
NACA 23011	1	1.37	0.333	7.06E+06	-1.40	-0.008	0.108	18.3
Profilo medio		2.28		1.18E+07	-1.27	-0.006	0.105	16.8

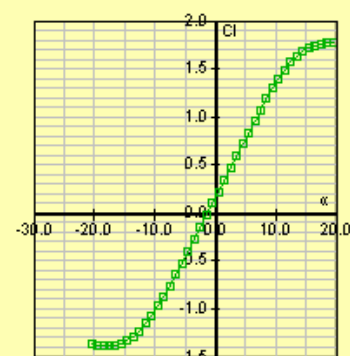
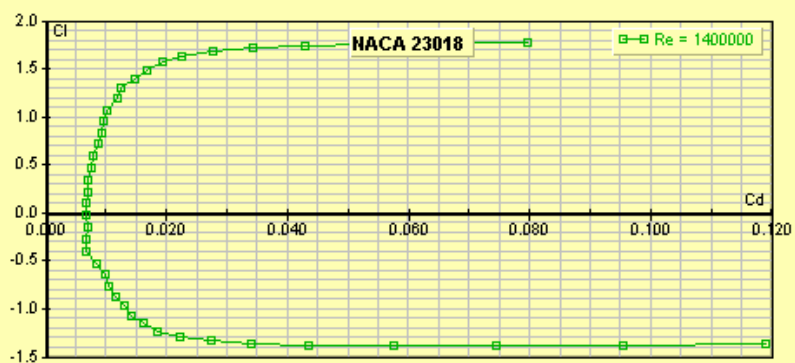
Profilo	C_{lmax}	Cl^*	$(C_d)_{Clmax}$	x_{LE}/c	x_{ac}/c	ε	t/c	$\Delta y/c$
						[°]		
NACA 23018	1.60	1.40	0.016	0.00	0.243	0.00	0.180	0.045
NACA 23011	1.82	1.30	0.016	0.50	0.247	-0.50	0.110	0.028
Profilo medio	1.67	1.37	0.016	0.17	0.244	-0.17	0.157	0.039

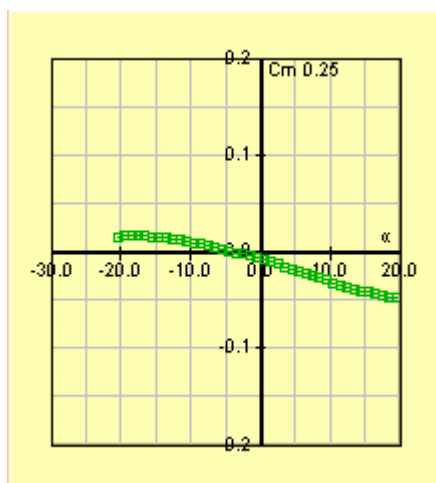
Dati da Abbot



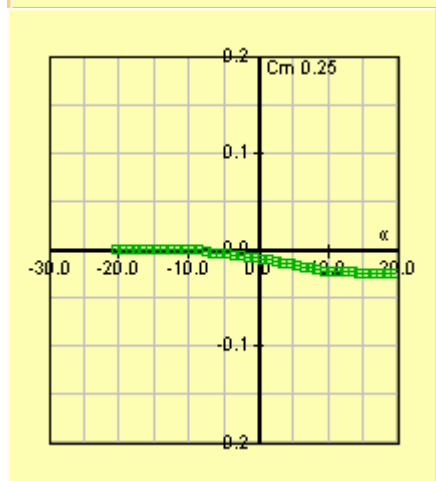
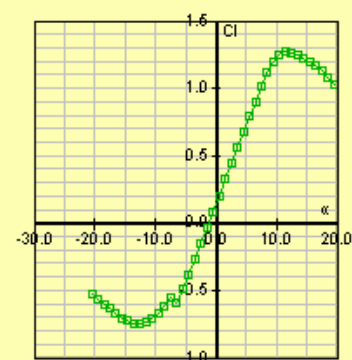
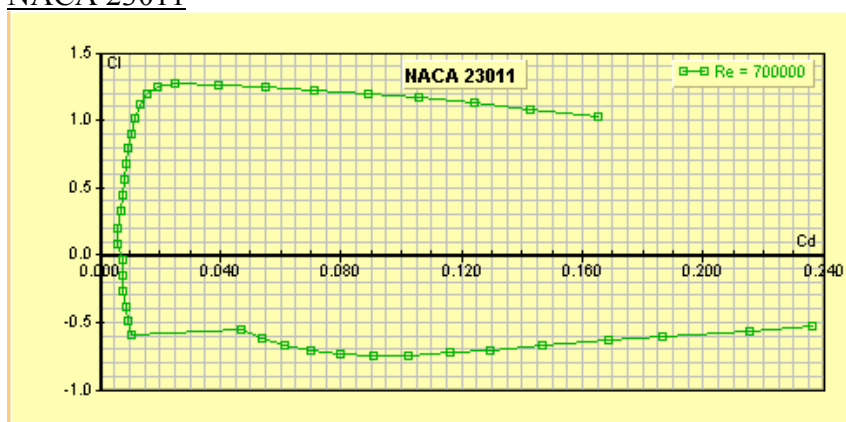
Disegno dei profili di riferimento per l'ala

NACA 23018





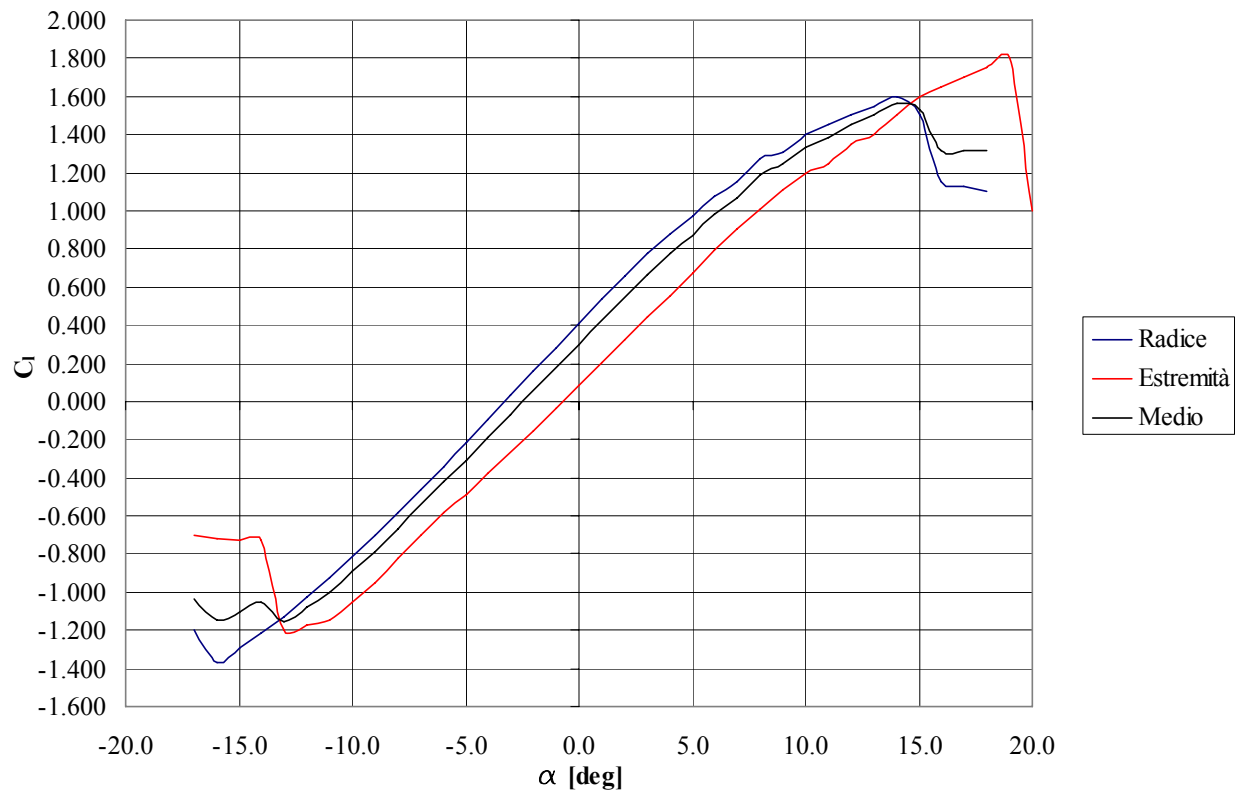
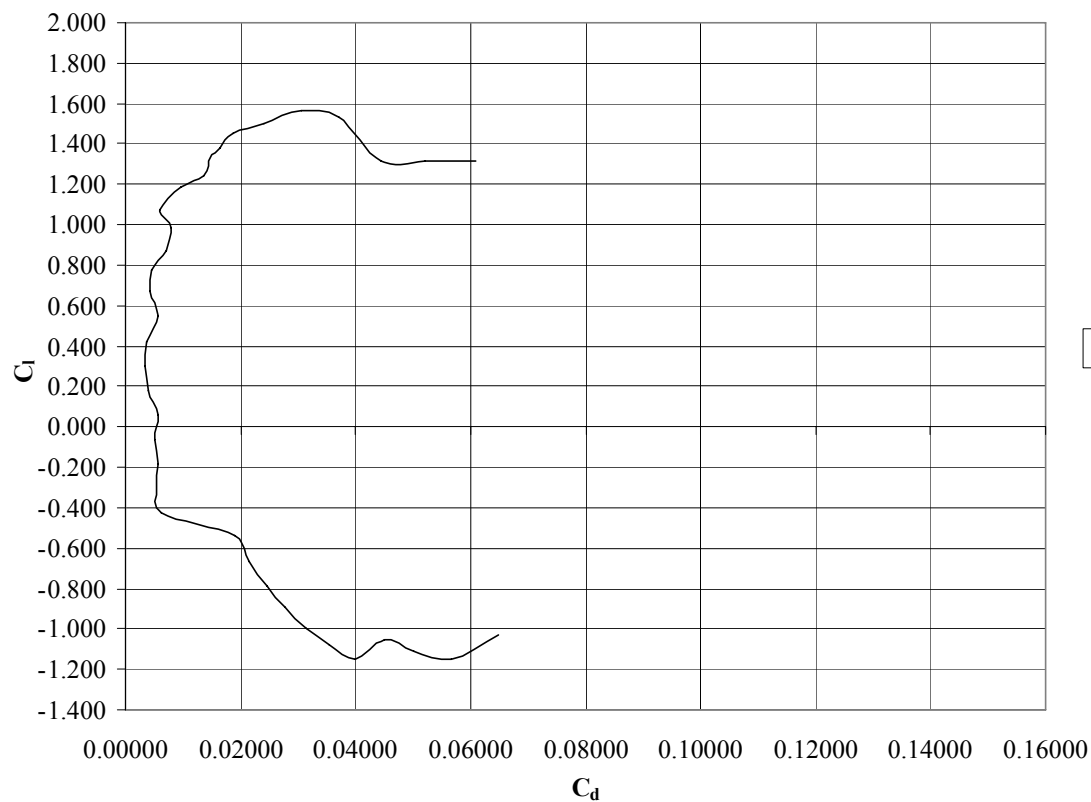
NACA 23011

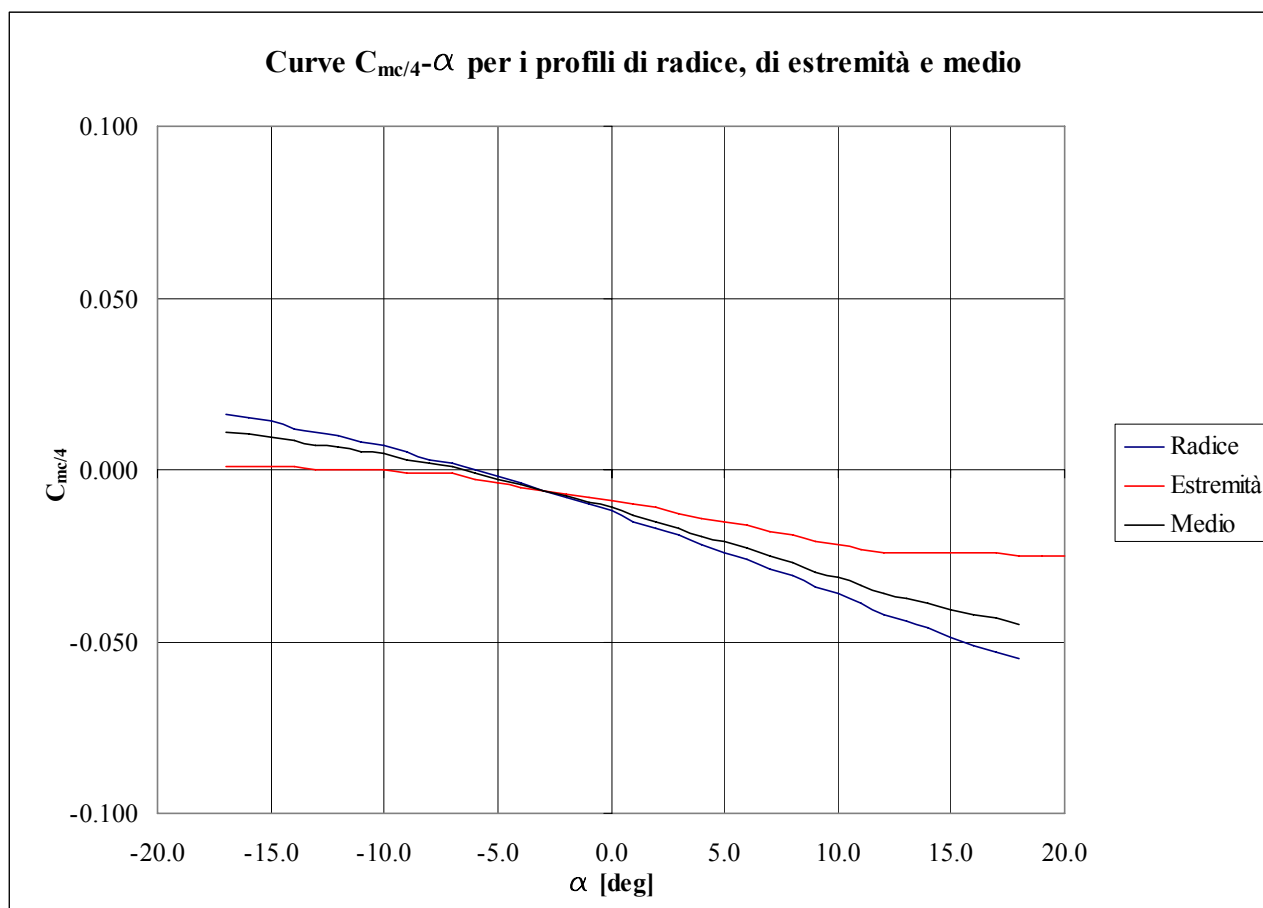


Caratteristiche aerodinamiche del profilo medio dell'ala

α	α_A	α_B	C_{lA}	C_{lB}	C_{dA}	C_{dB}	$C_{mc/4A}$	$C_{mc/4B}$	C_{lm}	C_{dm}	$C_{mc/4m}$
[deg]	[deg]	[deg]									
-20.0	-18.0	-20.5									
-19.0	-17.0	-19.5									
-18.0	-16.0	-18.5									
-17.0	-15.0	-17.5	-1.200	-0.700	0.01314	0.16850	0.016	0.001	-1.033	0.06493	0.011
-16.0	-14.0	-16.5	-1.365	-0.715	0.01169	0.14680	0.015	0.001	-1.148	0.05673	0.010
-15.0	-13.0	-15.5	-1.295	-0.730	0.01051	0.12972	0.014	0.001	-1.107	0.05025	0.010
-14.0	-12.0	-14.5	-1.215	-0.726	0.00947	0.11608	0.012	0.001	-1.052	0.04501	0.008

-13.0	-11.0	-13.5	-1.127	-1.200	0.00846	0.10264	0.011	0.000	-1.151	0.03985	0.007
-12.0	-10.0	-12.5	-1.029	-1.175	0.00770	0.09059	0.010	0.000	-1.078	0.03533	0.007
-11.0	-9.0	-11.5	-0.926	-1.150	0.00714	0.08003	0.008	0.000	-1.001	0.03144	0.005
-10.0	-8.0	-10.5	-0.816	-1.050	0.00655	0.06985	0.007	0.000	-0.894	0.02765	0.005
-9.0	-7.0	-9.5	-0.702	-0.950	0.00597	0.06171	0.005	-0.001	-0.785	0.02455	0.003
-8.0	-6.0	-8.5	-0.583	-0.825	0.00514	0.05393	0.003	-0.001	-0.664	0.02140	0.002
-7.0	-5.0	-7.5	-0.462	-0.700	0.00510	0.04679	0.002	-0.001	-0.541	0.01900	0.001
-6.0	-4.0	-6.5	-0.340	-0.586	0.00388	0.01063	0.000	-0.003	-0.422	0.00613	-0.001
-5.0	-3.0	-5.5	-0.216	-0.486	0.00330	0.00976	-0.002	-0.004	-0.306	0.00545	-0.003
-4.0	-2.0	-4.5	-0.091	-0.379	0.00390	0.00894	-0.004	-0.005	-0.187	0.00558	-0.004
-3.0	-1.0	-3.5	0.035	-0.267	0.00376	0.00761	-0.006	-0.006	-0.066	0.00504	-0.006
-2.0	0.0	-2.5	0.160	-0.151	0.00446	0.00786	-0.008	-0.007	0.056	0.00559	-0.008
-1.0	1.0	-1.5	0.285	-0.033	0.00202	0.00766	-0.010	-0.008	0.179	0.00390	-0.009
0.0	2.0	-0.5	0.410	0.086	0.00206	0.00606	-0.012	-0.009	0.302	0.00339	-0.011
1.0	3.0	0.5	0.534	0.204	0.00221	0.00631	-0.015	-0.010	0.424	0.00358	-0.013
2.0	4.0	1.5	0.658	0.323	0.00462	0.00740	-0.017	-0.011	0.546	0.00555	-0.015
3.0	5.0	2.5	0.780	0.441	0.00248	0.00778	-0.019	-0.013	0.667	0.00425	-0.017
4.0	6.0	3.5	0.880	0.559	0.00262	0.00829	-0.022	-0.014	0.773	0.00451	-0.019
5.0	7.0	4.5	0.970	0.676	0.00604	0.00891	-0.024	-0.015	0.872	0.00700	-0.021
6.0	8.0	5.5	1.080	0.791	0.00714	0.00958	-0.026	-0.016	0.984	0.00795	-0.023
7.0	9.0	6.5	1.155	0.904	0.00372	0.01057	-0.029	-0.018	1.071	0.00600	-0.025
8.0	10.0	7.5	1.275	1.012	0.00867	0.01182	-0.031	-0.019	1.187	0.00972	-0.027
9.0	11.0	8.5	1.310	1.113	0.01395	0.01330	-0.034	-0.021	1.244	0.01373	-0.030
10.0	12.0	9.5	1.400	1.194	0.01427	0.01591	-0.036	-0.022	1.331	0.01482	-0.031
11.0	13.0	10.5	1.450	1.249	0.01473	0.01949	-0.039	-0.023	1.383	0.01632	-0.034
12.0	14.0	11.5	1.500	1.350	0.01548	0.02526	-0.042	-0.024	1.450	0.01874	-0.036
13.0	15.0	12.5	1.550	1.400	0.01654	0.03930	-0.044	-0.024	1.500	0.02413	-0.037
14.0	16.0	13.5	1.600	1.500	0.01817	0.05511	-0.046	-0.024	1.567	0.03048	-0.039
15.0	17.0	14.5	1.500	1.600	0.02004	0.07150	-0.049	-0.024	1.533	0.03719	-0.041
16.0	18.0	15.5	1.150	1.650	0.02244	0.08885	-0.051	-0.024	1.317	0.04458	-0.042
17.0	19.0	16.5	1.125	1.700	0.02544	0.10576	-0.053	-0.024	1.317	0.05221	-0.043
18.0	20.0	17.5	1.100	1.750	0.02934	0.12409	-0.055	-0.025	1.317	0.06092	-0.045
19.0	21.0	18.5		1.800		0.14285		-0.025			
20.0	22.0	19.5		1.000		0.16533		-0.025			

Curve C_l - α per i profili di radice, di estremità e medioCurve C_l - C_d per il profilo medio



Caratteristiche aerodinamiche dell'ala

Coefficiente della retta di portanza dell'ala

Il calcolo del $C_{L\alpha}$ può essere effettuato mediante alcune formule. Il velivolo in esame è destinato a numeri di Mach di volo subsonici ed in tale intervallo si può far riferimento alle seguenti formule:

Fonte	Validità	Formula $C_{L\alpha}$	Note sulla formula
Abbot	Ala dritta, alto AR, moto incompressibile	$C_{L\alpha} = f \frac{C_{lam} / (p/b)}{1 + \left[\frac{57.3 C_{lam}}{\pi AR p/b} \right]}$	<ul style="list-style-type: none"> $C_{L\alpha}$ e C_{lam} in deg^{-1} $p/b=1$ $f=f(A, R, \lambda, \text{forma in pianta})$
Roskam	Ala a freccia, moto comprimibile e subsonico	$C_{L\alpha} = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{\frac{AR^2(1-M^2)}{C_{lam} \sqrt{1-M^2} / (2\pi) \left(1 + \frac{\tan^2(\Lambda_{c/2})}{(1-M^2)} \right)} + 4}}$	<ul style="list-style-type: none"> $C_{L\alpha}$ e C_{lam} in rad^{-1}

Anderson (I)	Ala dritta, alto AR, moto incompressibile	$C_{La} = \frac{1}{57.3} \frac{C_{Lam}}{\frac{1}{57.3} + \frac{C_{Lam}}{0.95 \cdot \pi \cdot AR}}$	• C_{La} e C_{Lam} in deg^{-1}
Anderson (II)	Ala dritta, alto AR, moto comprimibile subsonico	$C_{La} = \frac{1}{57.3} \frac{C_{Lam}}{\frac{\sqrt{1-M^2}}{57.3} + \frac{C_{Lam}}{0.95 \cdot \pi \cdot AR}}$	• C_{La} e C_{Lam} in deg^{-1}
Anderson (III)	Ala dritta, basso AR, moto comprimibile e subsonico	$C_{La} = \frac{1}{57.3} \frac{C_{Lam}}{\sqrt{\frac{1-M^2}{(57.3)^2} + \left[\frac{C_{Lam}}{\pi \cdot AR} \right]^2} + \frac{C_{Lam}}{\pi \cdot AR}}$	• C_{La} e C_{Lam} in deg^{-1}
Anderson (IV)	Ala a freccia, moto comprimibile e subsonico	$C_{La} = \frac{1}{57.3} \frac{C_{Lam} \cos(\Lambda_{c/2})}{\sqrt{1-M^2 \cos^2(\Lambda_{c/2}) + \left[\frac{C_{Lam} \cos(\Lambda_{c/2})}{\pi \cdot AR} \right]^2} + \frac{C_{Lam} \cos(\Lambda_{c/2})}{\pi \cdot AR}}$	• C_{La} e C_{Lam} in deg^{-1}

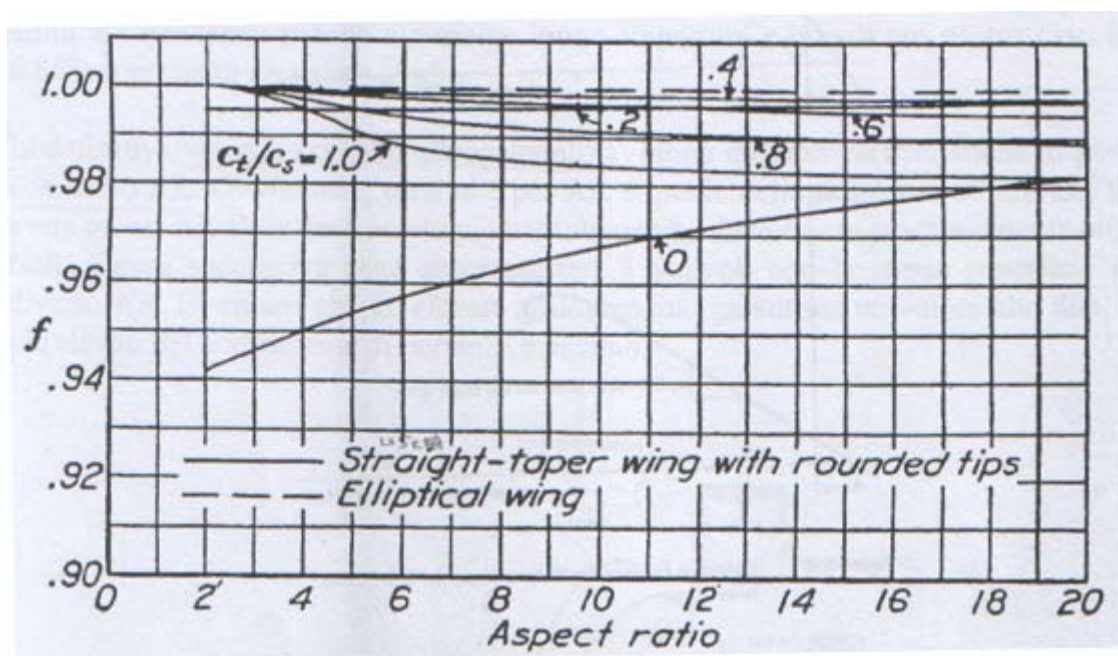


Diagramma per la determinazione del fattore f

Z	ρ	a	V	M
[ft]	[slug/ft ³]	[kts]	[kts]	
24000	0.0011	604	274	0.45
[m]	[kg/m ³]	[m/s]	[m/s]	
7315.2	0.56846	311	141	0.45

C_{La}					
Abbot	Roskam	Anderson (I)	Anderson (II)	Anderson (III)	Anderson (IV)
[deg ⁻¹]	[deg ⁻¹]	[deg ⁻¹]	[deg ⁻¹]	[deg ⁻¹]	[deg ⁻¹]
0.085	0.091	0.084	0.092	0.098	0.091

Angolo di portanza nulla dell'ala

Fissato un angolo di svergolamento per il profilo di estremità alare, si deve stabilire una legge di variazione dello svergolamento lungo l'apertura alare. Supponendo una variazione lineare, si ha:

$$\varepsilon(y) = (\varepsilon_t - \varepsilon_w) \frac{y}{b/2} + \varepsilon_w$$

Per ogni sezione l'angolo di portanza nulla rispetto alla retta di riferimento del velivolo a causa dello svergolamento geometrico diventa:

$$\alpha_{Cl=0} = \alpha_{zl} - \varepsilon$$

Avendo assunto uno svergolamento aerodinamico lineare lungo l'apertura alare, si ha inoltre:

$$\alpha_{zl}(y) = [(\alpha_{zl})_{y=b/2} - (\alpha_{zl})_{y=0}] \frac{y}{b/2} + (\alpha_{zl})_{y=0}$$

Si diagrammano i seguenti grafici: $\varepsilon_a \cdot c \cdot C_{la} - \eta$ e $\varepsilon \cdot c \cdot C_{lam} - \eta$ calcolando gli integrali:

$$A = \int_0^{b/2} \varepsilon_a c C_{la} dy \quad B = \int_0^{b/2} \varepsilon c C_{lam} dy$$

Imponendo $A=B=1/2 \cdot \varepsilon_{ea} \cdot c_t \cdot C_{lam} \cdot b/2$ si ricava l'angolo di svergolamento aerodinamico equivalente:

$$\varepsilon_{ea} = \frac{4A}{c_t C_{lam} b}$$

L'angolo di portanza nulla dell'ala si ricava dalla seguente formula:

$$\alpha_{ZL} = (\alpha_{Cl=0})_{y=0} + J \varepsilon_{ea}$$

dove $J(AR, \lambda, \text{forma in pianta})$ si ricava dal seguente diagramma:

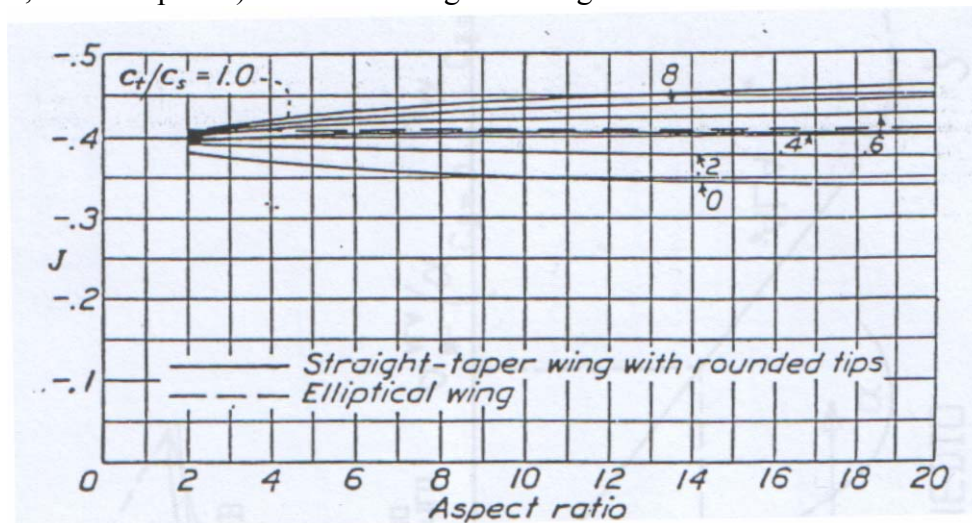
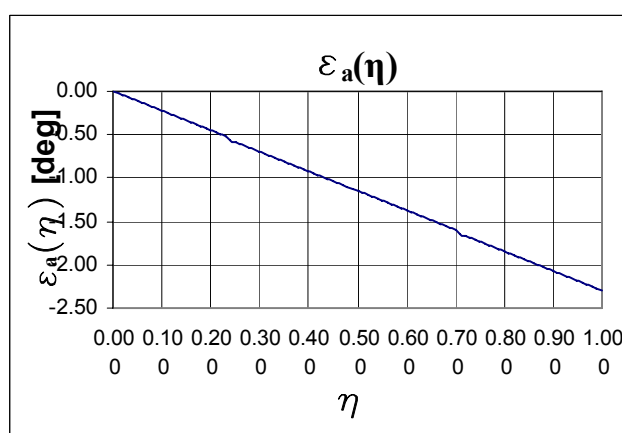
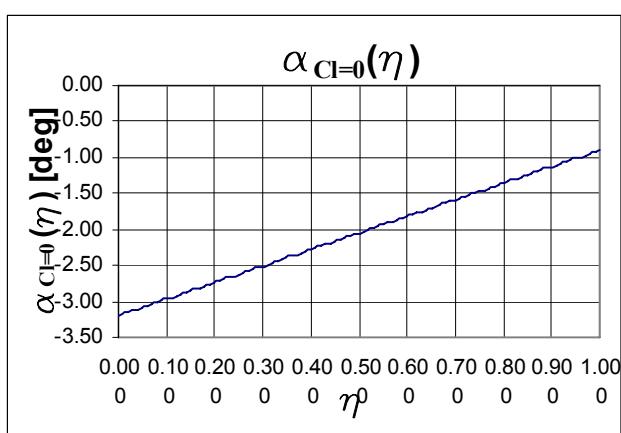


Diagramma per la determinazione di J

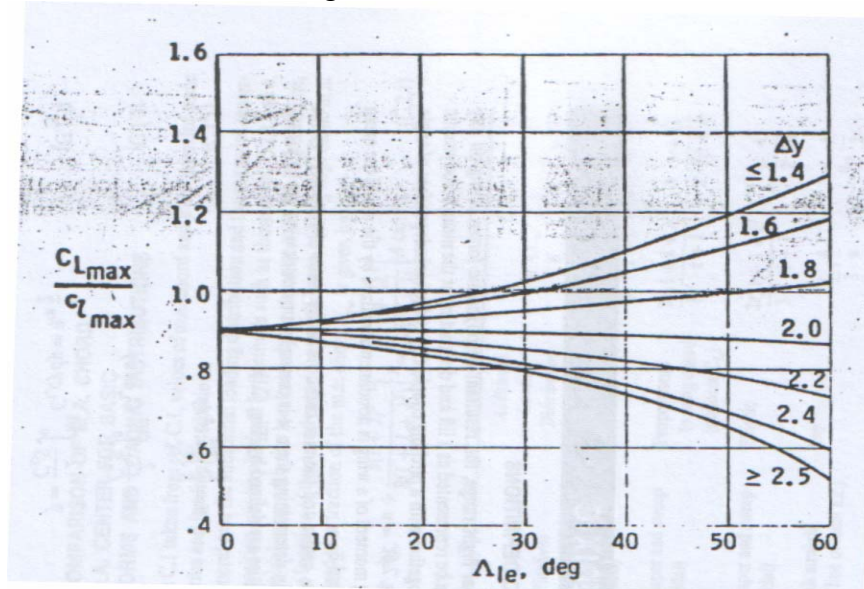
$\eta=y/b/2$	y	c(η)	$C_{la}(\eta)$	$\alpha_{zl}(\eta)$	$\varepsilon(\eta)$	$\alpha_{Cl=0}(\eta)$	$\varepsilon_a(\eta)$	ε_{ea}	J	α_{ZL}
	[m]	[m]	[1/°]	[°]	[°]	[°]	[°]	[°]		[°]
0.00	0.00	2.73	0.104	-1.20	2.00	-3.20	0.00	-3.12	-0.41	-1.92
0.05	0.82	2.66	0.104	-1.21	1.88	-3.09	-0.12			
0.10	1.64	2.60	0.104	-1.22	1.75	-2.97	-0.23			
0.15	2.46	2.53	0.105	-1.23	1.63	-2.86	-0.35			
0.20	3.28	2.46	0.105	-1.24	1.50	-2.74	-0.46			
0.25	4.10	2.39	0.105	-1.25	1.38	-2.63	-0.58			
0.30	4.92	2.32	0.105	-1.26	1.25	-2.51	-0.69			
0.35	5.74	2.25	0.105	-1.27	1.13	-2.40	-0.81			
0.40	6.56	2.19	0.106	-1.28	1.00	-2.28	-0.92			
0.45	7.38	2.12	0.106	-1.29	0.88	-2.17	-1.04			

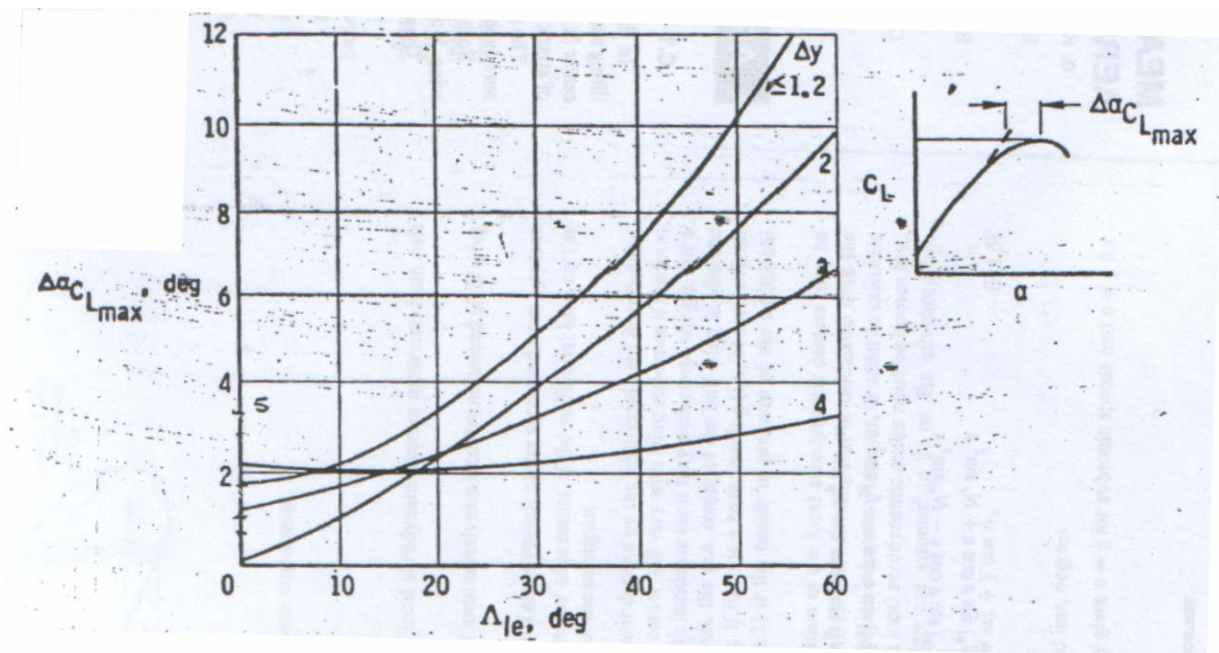
0.50	8.20	2.05	0.106	-1.30	0.75	-2.05	-1.15
0.55	9.01	1.98	0.106	-1.31	0.63	-1.94	-1.27
0.60	9.83	1.91	0.106	-1.32	0.50	-1.82	-1.38
0.65	10.65	1.84	0.107	-1.33	0.38	-1.71	-1.50
0.70	11.47	1.78	0.107	-1.34	0.25	-1.59	-1.61
0.75	12.29	1.71	0.107	-1.35	0.13	-1.48	-1.73
0.80	13.11	1.64	0.107	-1.36	0.00	-1.36	-1.84
0.85	13.93	1.57	0.107	-1.37	-0.13	-1.25	-1.96
0.90	14.75	1.50	0.108	-1.38	-0.25	-1.13	-2.07
0.95	15.57	1.43	0.108	-1.39	-0.38	-1.02	-2.19
1.00	16.39	1.37	0.108	-1.40	-0.50	-0.90	-2.30



Curva di portanza dell'ala

C_{Lmax} e α_{CLmax} dell'ala sono legati al profilo medio: un'espressione di C_{Lmax}/C_{lmaxm} e di $\Delta\alpha_{CLmax}=\alpha_{CLmax}-\alpha_{CLmaxm}$ sono diagrammate nei seguenti grafici in funzione di Λ_{LE} e Δy validi per moto subsonico, ali ad alto AR, non svergolate.



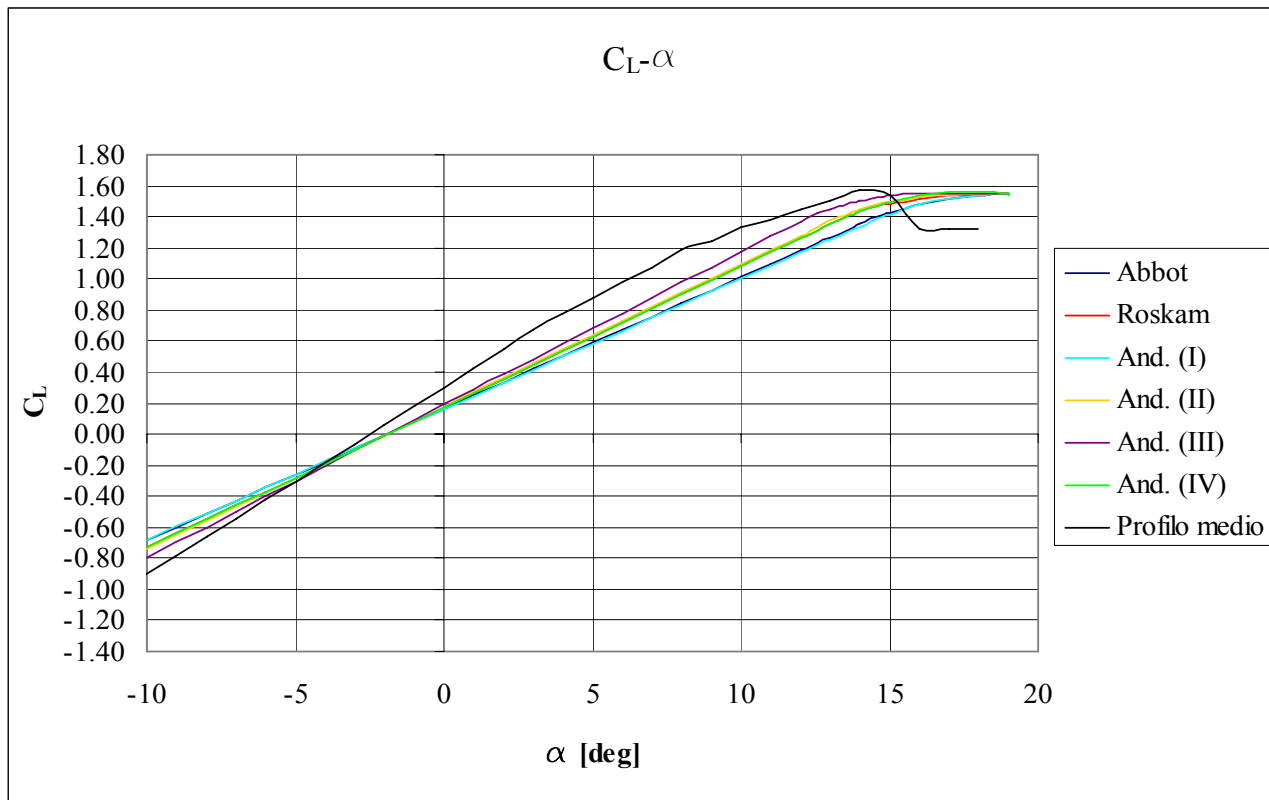


La curva C_L - α può essere costruita rispettando le seguenti condizioni:

- 1) La curva deve passare per il punto $(C_{lm}^*/C_{L\alpha} + \alpha_{ZL}, C_{lm}^*)$
- 2) La curva deve passare per il punto $(\alpha_{C_{Lmax}} + \Delta\alpha_{CL}, C_{Lmax})$
- 3) $\left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}\right)_{\alpha=C_{lm}^*/C_{L\alpha} + \alpha_{ZL}} = (C_{L\alpha})_{lineare}$
- 4) $\left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}\right)_{\alpha=\alpha_{C_{Lmax}} + \Delta\alpha_{CL}} = 0$

La funzione $C_L(\alpha)$ risulterà pertanto una cubica del tipo $C_L(\alpha) = a_0 + a_1\alpha + a_2\alpha^2 + a_3\alpha^3$.

C_{Lmax}	1.54
------------	------

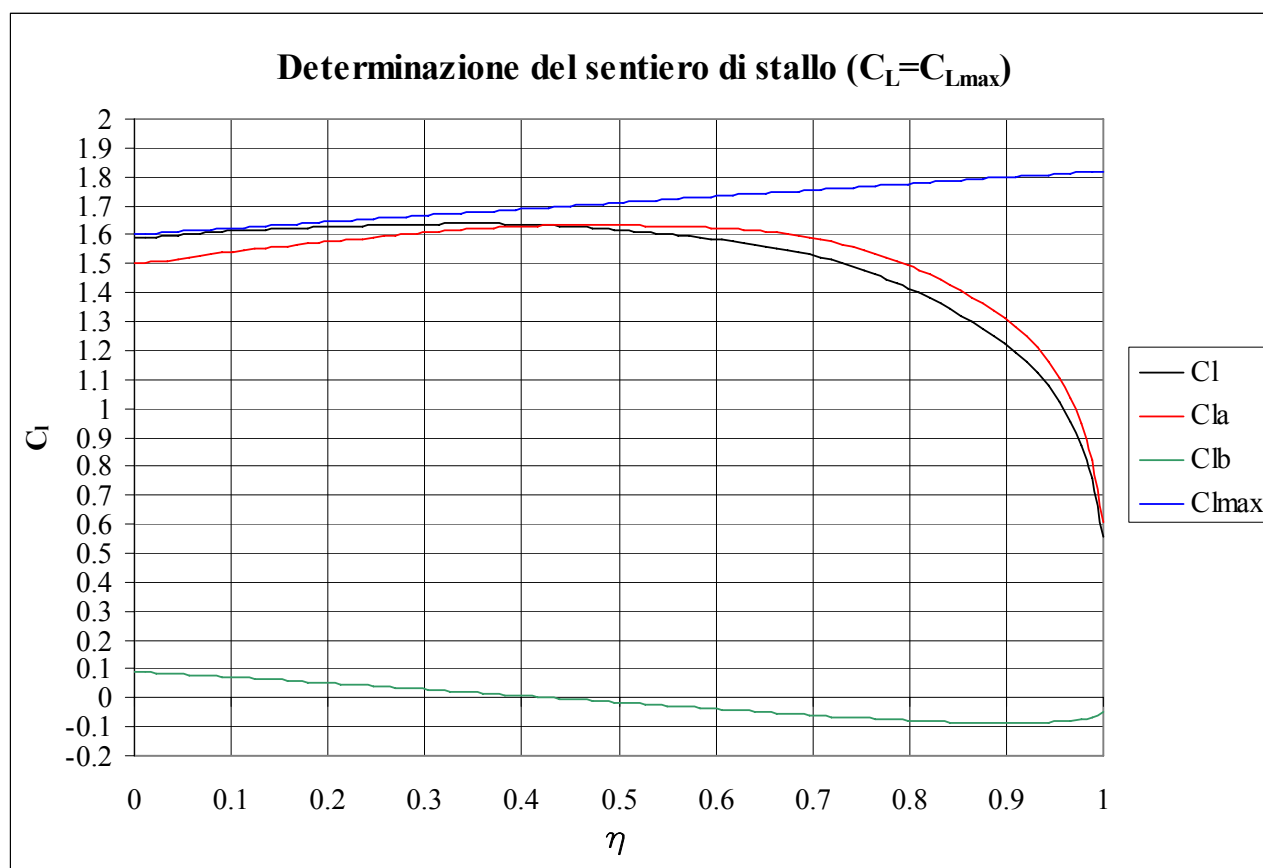


Determinazione del C_{Lmax} tramite il sentiero di stallo

Il C_{Lmax} può essere individuato anche col metodo del sentiero di stallo. Si determina il carico lungo l'apertura alare al variare di α e quindi di C_L e si fissa il C_{Lmax} come quel valore per il quale il primo profilo ha raggiunto il proprio C_{lmax} e quindi sia giunto presumibilmente allo stallo. Il metodo del sentiero di stallo può essere eseguito usando diversi metodi per la determinazione del carico lungo l'apertura alare: metodi di Schrenk, Anderson, Multhopp. In questo caso si è utilizzato il metodo di Multhopp implementato nel programma "Advanced Aircraft Analysis 2.5". Il metodo di Multhopp è valido nelle ipotesi di campo potenziale incomprimibile, ali di grande allungamento a freccia trascurabile con piccole variazioni di corda e piccolo svergolamento lungo l'apertura e con profili sottili, poco ricurvi ed a piccole incidenze. Viene di seguito proposto il risultato finale in cui si osserva il primo profilo che ha raggiunto il proprio C_{lmax} . Il carico è stato diviso anche in basico ed addizionale.

α_{CLmax}	C_{Lmax}
[deg]	
16.8	1.54

Z	ρ	a	V	M
[ft]	[slug/ft ³]	[kts]	[kts]	
24000	0.0011	604	274	0.45
[m]	[kg/m ³]	[m/s]	[m/s]	
7315.2	0.56846	311	141	0.45



Corda media aerodinamica, centro aerodinamico e coefficiente di momento focale dell'ala

Il sistema di forze aerodinamiche agenti sull'ala può essere rappresentato dalla portanza e dalla resistenza applicate nel centro aerodinamico (x_{mac} , y_{mac} , z_{mac}) e dal momento focale.

Corda media geometrica	$c_{mg} = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c^2(y) dy$
Centro aerodinamico	$x_{mac} = \frac{2}{C_L S} \int_0^{b/2} C_{la}(y) c(y) x_{ac}(y) dy$
	$y_{mac} = \frac{2}{C_L S} \int_0^{b/2} C_{la}(y) c(y) y_{ac}(y) dy$
	$z_{mac} = \frac{2}{C_L S} \int_0^{b/2} C_{la}(y) c(y) z_{ac}(y) dy$

Il coefficiente di momento focale è dato dalle seguenti quantità:

$$C_{M0w} = C_{M_1} + C_{M_2}$$

$$C_{M_1} = \frac{2}{S c_{ma}} \int_0^{b/2} C_{lb}(y) x_{ac}(y) c(y) dy$$

$$C_{M_2} = \frac{2}{S c_{ma}} \int_0^{b/2} C_{mac}(y) c^2(y) dy$$

Tramite il codice Wing basato sul metodo di Multhopp sono stati ottenuti i risultati relativi al centro aerodinamico e al coefficiente di momento focale dell'ala.

b	c _{mg}	x _{mgc}	y _{mgc}	x _{mac}	x _{mac} /c _{mg}	y _{mac}	y _{mac} /b/2	C _{M1}	C _{M2}	C _{Mow}
[ft]	[ft]	[ft]	[ft]	[ft]		[ft]				
53.78	6.971	0.50	11.95	2.230	0.320	11.95	0.111	-0.00013	-0.00577	-0.00590
[m]	[m]	[m]	[m]	[m]		[m]				
16.39	2.12	0.15	3.64	0.680	0.320	3.642	0.111	-0.00013	-0.00577	-0.00590

Coefficiente di resistenza dell'ala

Il coefficiente di resistenza dell'ala può essere determinato tramite la seguente rappresentazione che lo suddivide in due contributi principali: resistenza parassita e resistenza indotta.

$$C_{Dw} = C_{D0w} + C_{Diw}$$

Per il calcolo del C_{D0w} si fa riferimento al profilo medio dell'ala:

$$C_{D0w} = C_{dm}$$

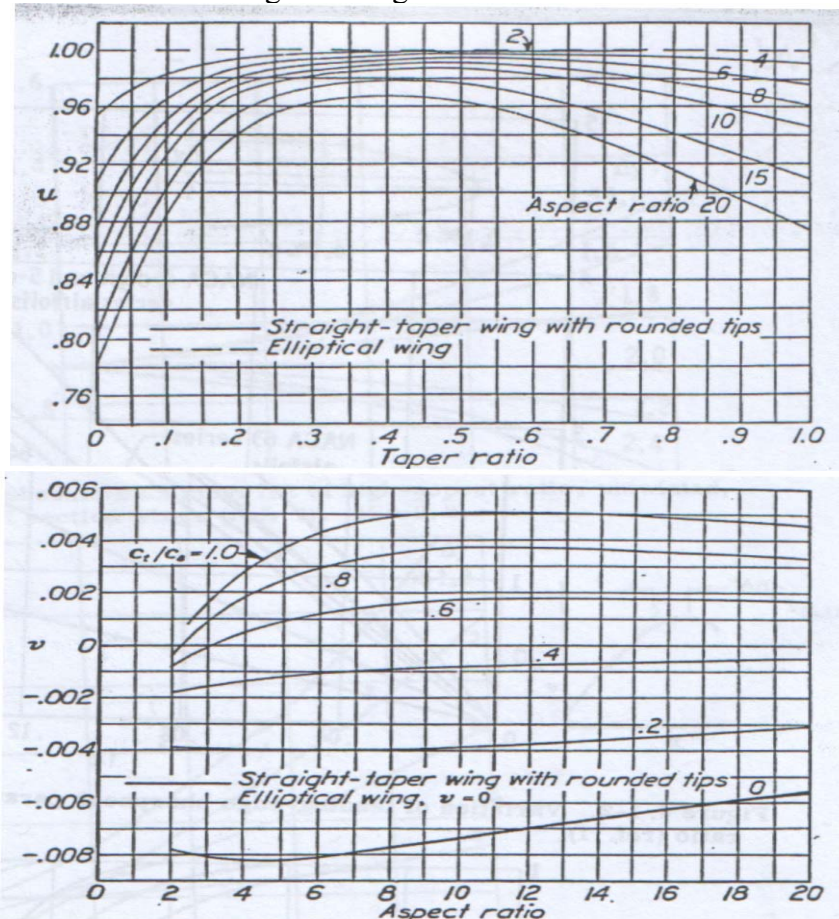
Nel tratto non lineare la corrispondenza tra C_{lm} e C_{Lw} è data dalla formula:

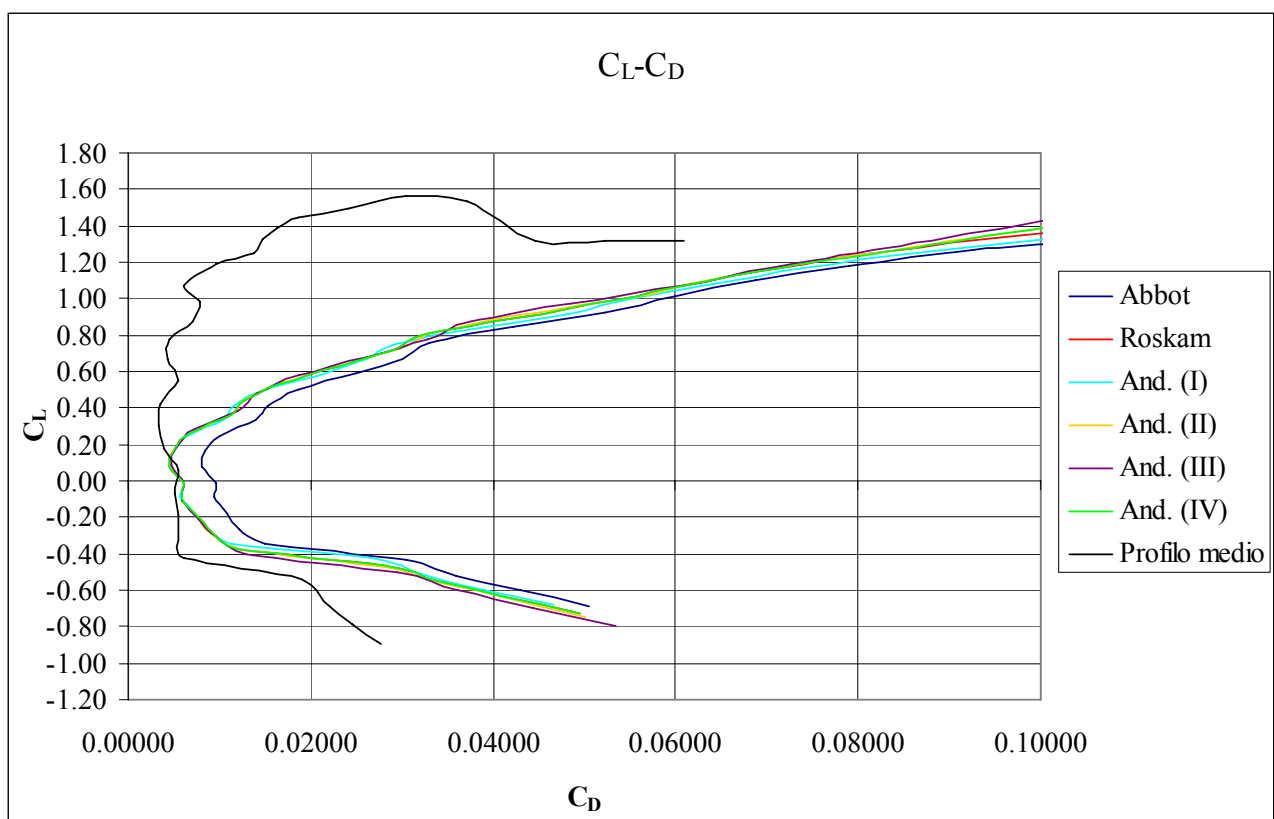
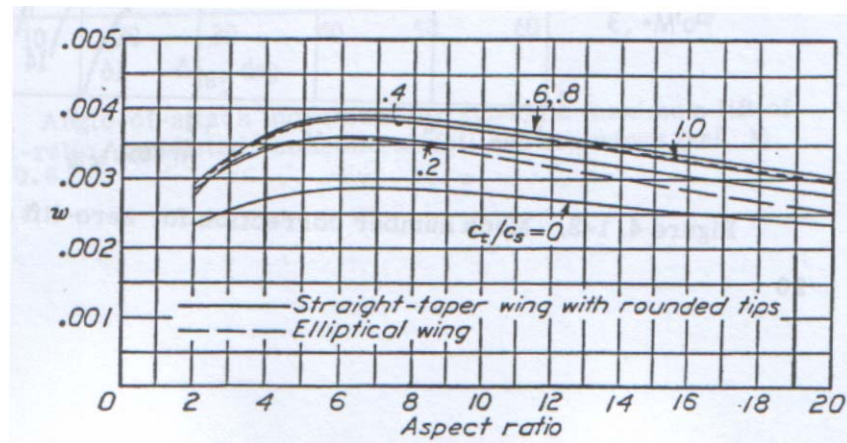
$$C_{Lw} = C_{lm} \left[1 - \frac{C_{Lmax}}{C_{lmaxm}} \frac{C_{lm} - C_{lm}^*}{C_{lmaxm} - C_{lm}^*} \right]$$

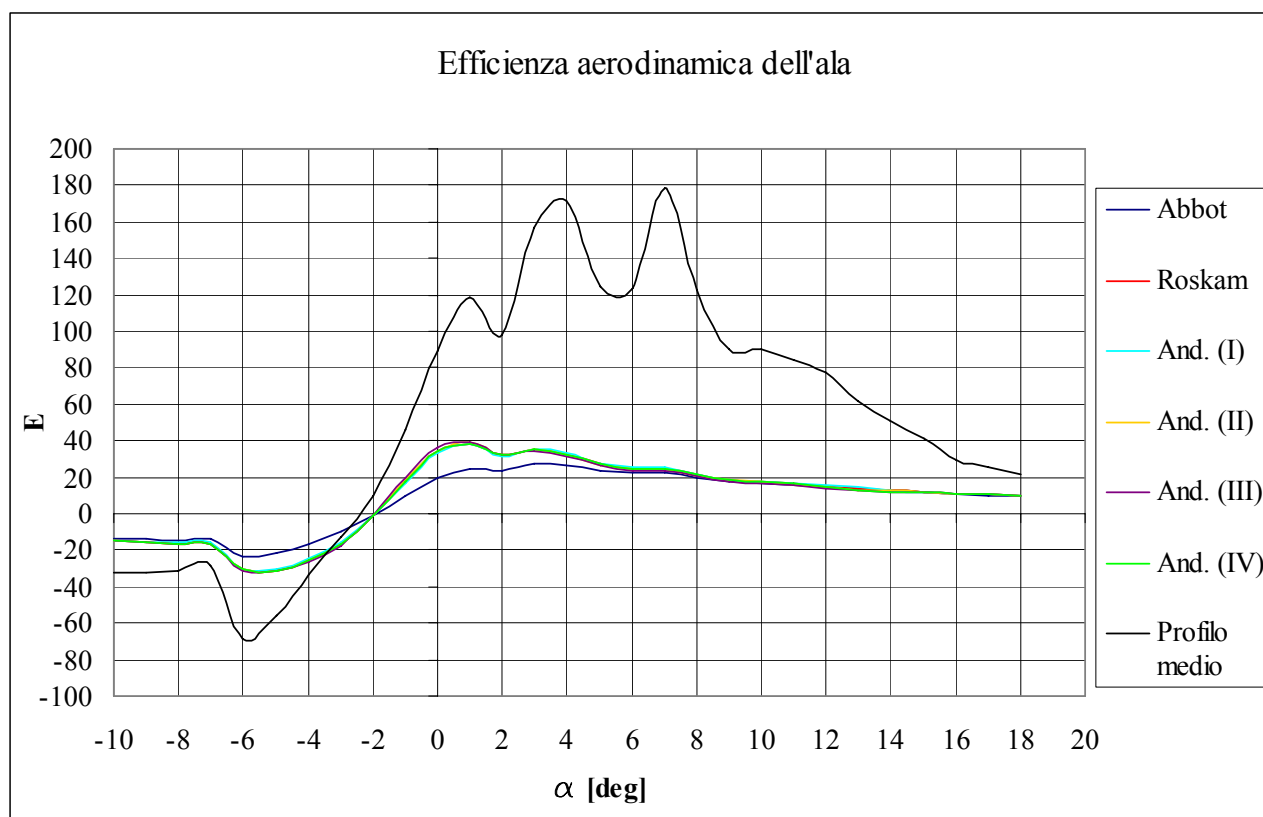
Il coefficiente di resistenza indotta può essere determinato tramite un'espressione fornita da Abbot:

$$C_{Diw} = \frac{C_{Lw}^2}{\pi A R u} + C_L \varepsilon_{ea} \frac{C_{lam}}{p/b} v + \varepsilon_{ea}^2 \left[\frac{C_{lam}}{p/b} \right]^2 w$$

I parametri u, v e w si ricavano dai seguenti diagrammi.







Determinazione dell'angolo di calettamento

Dallo studio dell'efficienza aerodinamica dell'ala in funzione dell'angolo di attacco si è desunto che l'angolo di calettamento del profilo di radice deve essere $\alpha = 1.50^\circ$.

Considerando invece il C_L necessario per sostenere il velivolo in una tipica condizione di crociera, in cui si considera $W_{\text{CRUISE}} = W_{\text{TO}} - W_F/2$, si ha:

W_{TO}	W_F	W_{CRUISE}	S	Z_{CRUISE}	ρ_{CRUISE}	V_{CRUISE}	$C_{L\text{CRUISE}}$
[lb]	[lb]	[lb]	[lb ²]	[ft]	[slug/ft ³]	[kts]	
14300	3424	12588	361.48	24000	0.0011	274	0.30
[kg]	[kg]	[kg]	[m ²]	[m]	[kg/m ³]	[m/s]	
6486	1553	5710	33.58	7315	0.56846	141	0.30

Per avere $C_L = 0.30$ si deve avere $\alpha = 2.0^\circ$ e pertanto si sceglierà questo angolo come angolo di calattamento e come si è visto tale angolo non è molto distante da quello di maggior efficienza aerodinamica.

i_w	
[rad]	[deg]
0.035	2.00

Angolo diedro

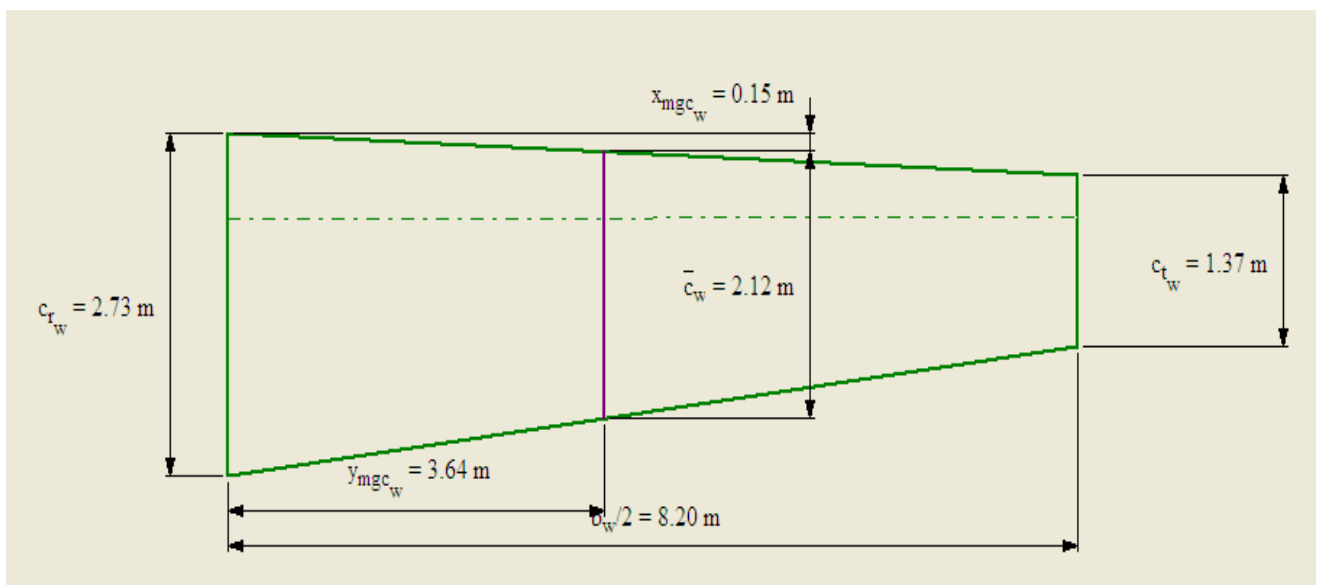
Dal confronto con velivoli simili si è scelto il seguente angolo diedro:

Γ	
[rad]	[deg]
0.122	7.00

Effetti di comprimibilità

Il velivolo in esame è destinato a numeri di Mach di volo di crociera compresi fra 0.4 e 0.5. In tale intervallo possono ritenersi trascurabili gli effetti della comprimibilità sulla portanza e sulla resistenza.

Disegno dell'ala



IL PROGETTO DELLA FUSOLIERA

Per il progetto della fusoliera bisogna tenere conto di vari fattori come il numero di passeggeri, l'equipaggio ed i loro relativi pesi, quindi: la fusoliera è stata concepita sulla base del carico pagante, composto di 9 passeggeri, il cui velivolo è destinato ad ospitare più 1 pilota; le analogie riscontrate con il velivolo bimotore ad elica Beechcraft King Air C90A conducono ad un continuo raffronto per lo sviluppo progettuale. E' necessario attenersi alle norme di sicurezza date dalle certificazioni FAR 23, ed in ogni caso avere la possibilità di effettuare con facilità tutte le operazioni di manutenzione e rifornimento.

Per prima cosa si deve stabilire il rapporto $\frac{\text{lunghezza}}{\text{diametro}}$ della fusoliera, quindi: bisogna stabilire le caratteristiche della sezione frontale e della sua geometria longitudinale fissandone quindi la forma e le dimensioni.

Questo parametro è influenzato principalmente dagli ingombri necessari interni ed anche dalla resistenza offerta dalla fusoliera stessa, infatti: se noi scegliamo un diametro di fusoliera di circa il 10% maggiore del minimo necessario, il risultato diretto sarà un incremento del 1.5-3% nella resistenza totale.

Passiamo quindi al layout interno della fusoliera per stabilire gli ingombri minimi necessari. Le norme indicano le dimensioni standard dei seggiolini e le loro relative distanze.

Nell'andare a definire il layout interno della fusoliera bisogna tenere conto dei seguenti fattori:

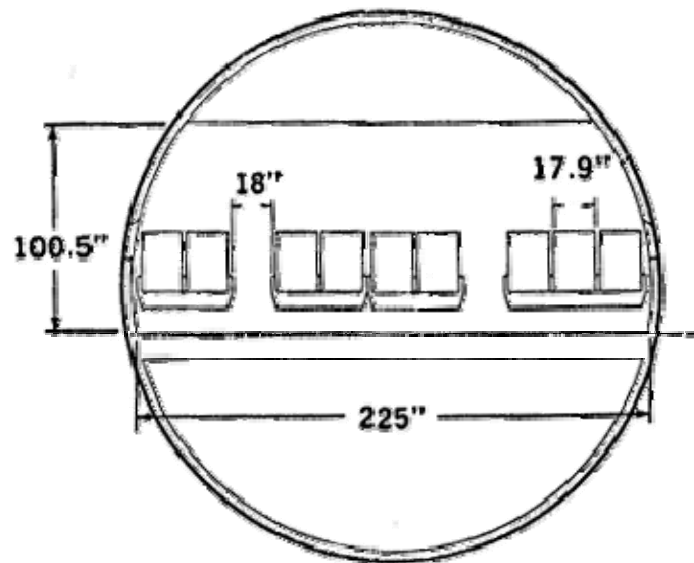
- 1) numero di posti (passeggeri e assistenti di volo)
- 2) Dimensioni imposte dalle norme
- 3) Distanze imposte dalle norme
- 4) Rapporto $\frac{\text{lunghezza}}{\text{diametro}}$ circa 6-8
- 5) Norme sulla sicurezza (numero uscite necessarie)
- 6) Zona riservata al carico
- 7) Ingombri di altre apparecchiature necessarie (strumenti cabina di pilotaggio, cucina di bordo, lavabo, stivaggio della scala per la salita e la discesa dei passeggeri, ecc.)
- 8) Ingombri strutturali

Spesso è ragionevole iniziare il layout della fusoliera con una specificazione della cross-section: le sue forma e dimensione.

Forma della Cross-Section

Molte cross-section di fusoliera sono relativamente in forma circolare. Questo è fatto per due ragioni

1. Con l'eliminazione dei corners, il flusso non separerà a moderati angoli d'attacco o di derapata.
2. Quando la fusoliera è pressorizzata, una fusoliera circolare può resistere ai carichi con sforzi tensionali, piuttosto dei più gravosi carichi di flessione che sorgono su una forma non-circolare.



Tuttavia, molte fusoliere non sono circolari. Velivoli con cabine non pressurizzate spesso incorporano forma non-circolare, anche cabine rettangolari in alcuni casi, poiché dettato dalle limitazioni dei costi o dall'efficienza volumetrica.



Shorts 360
Aisle Height 6' 4"
Max Width 6' 4"



ATR-42
Aisle Height 6' 3"
Max Width 8' 5"



CN-235
Aisle Height 6' 2"
Max Width 8' 9"



DHC-8
Aisle Height 6' 0"
Max Width 8' 2"

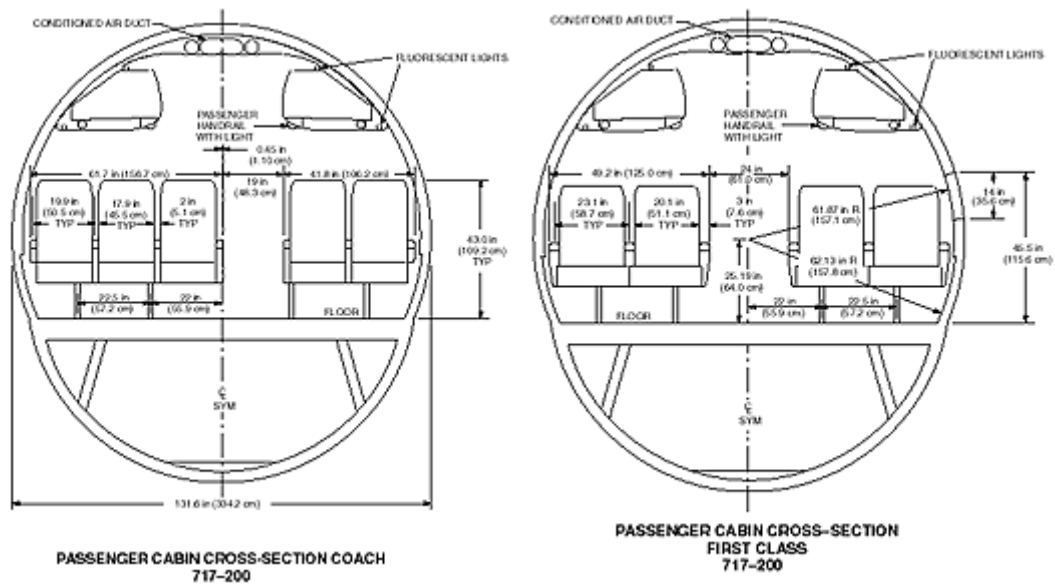


EMB-120
Aisle Height 5' 10"
Max Width 7' 1"



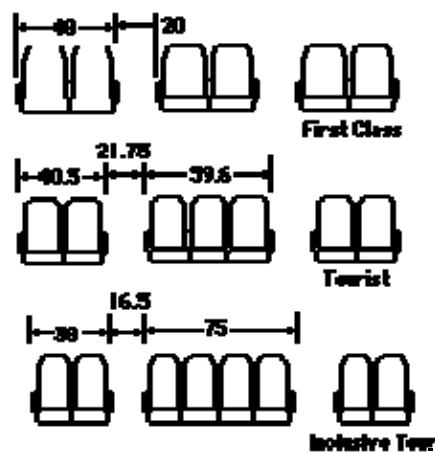
SF-340
Aisle Height 6' 0"
Max Width 7' 1"

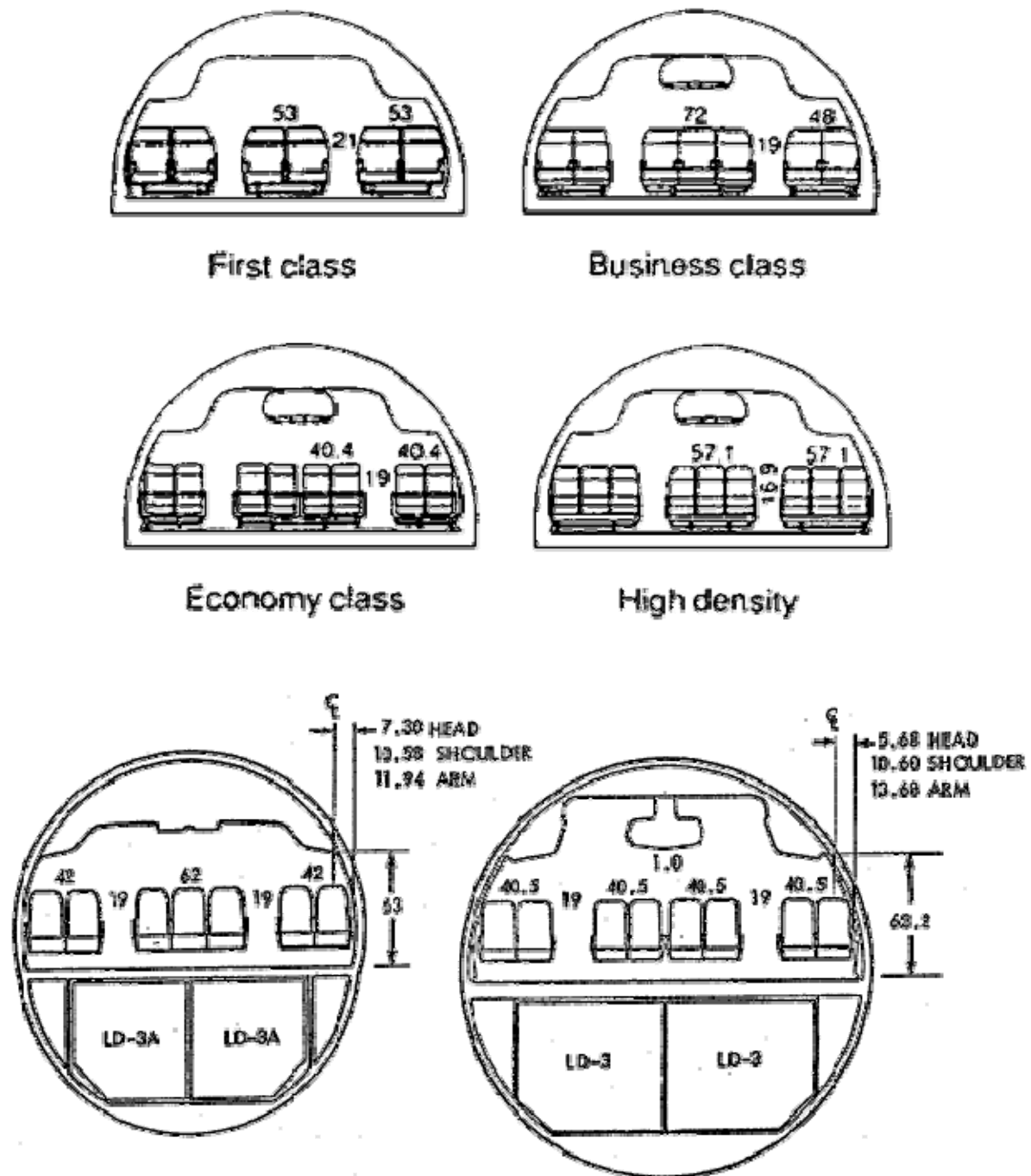
Raramente le quantità considerevoli di spazio sarebbero sprecate con una fusoliera circolare quando le sistemazioni specifiche dei posti dei passeggeri e dei contenitori del carico devono essere alloggiato. In tali casi, la sistemazione elliptical o double-bubble può essere usata. La geometria double-bubble usa cerchi intersecanti, legati insieme dal piano della fusoliera, per raggiungere una struttura efficiente con minore spazio sprecato.



Diametro della fusoliera

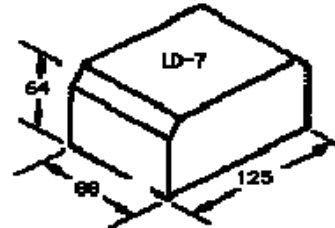
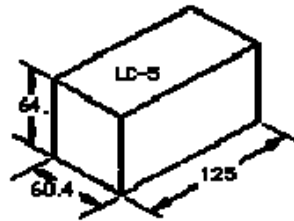
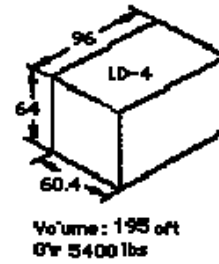
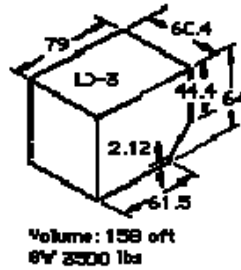
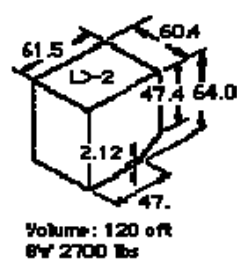
Le dimensioni sono stabilite così che i passeggeri e i contenitori del carico standard possano essere alloggiati. Dimensioni tipiche per i posti di un velivolo da passeggero sono mostrati dai modi dei molti esempi sotto.



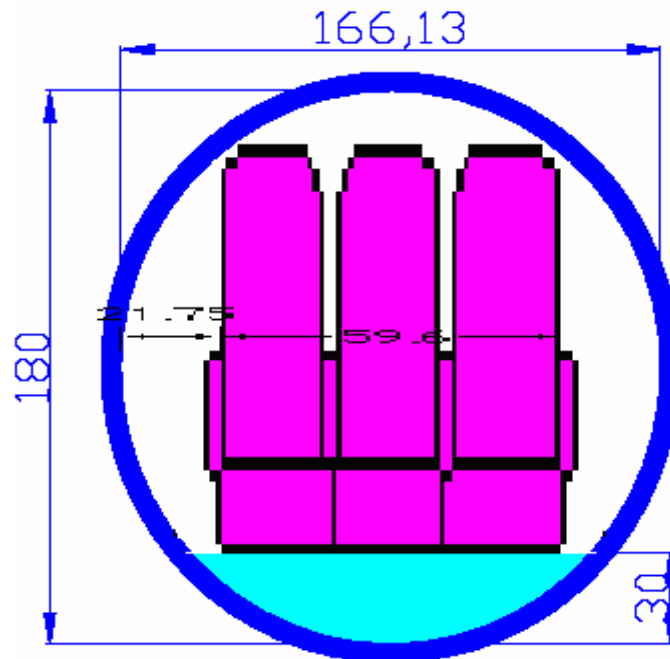


Inoltre, lo spazio deve essere disponibile per il carico: altro carico pagante o bagaglio. 10 lb/ft³ pesi del carico tipico mentre il bagaglio fa' una media di 12.5 lb/ft³ (Torenbeek). I passeggeri sono generalmente assegnati dai 35 ai 40 lbs per bagagli. Questo significa circa 4 ft³ per passeggero per bagaglio. Molti aeroplani grandi hanno molte più stanze di questa, così è consentito lo spazio per carico pagante. 767/ MD-11 / 747 volori sono maggiori circa 12 ft³ per persona, sebbene questo non è un'esigenza. A 757 prevede circa 10 ft³ per passeggero di volume di carico di mole. Poiché il reddito considerevole è generato dal carico pagante, è molto desiderato permettere stanze per carico extra. L'approccio preferito è di alloggiare contenitori di dimensione standard, alcuni dei quali sono mostrati sotto.

All dimensions
in inches.



Questo deve provvedere per uno spazio libero di parete di circa 3/4" al fine di tenere conto della deflessione della piastra, le tolleranze della larghezza del posto, e le tolleranze della traccia del posto. Infine, l'ordinata della fusoliera, il corrente, e lo spessore di isolamento deve essere aggiunto per determinare il diametro più esterno della fusoliera. Tipicamente, il diametro più esterno è circa 8% più largo del diametro della cabina.



Ora passiamo a determinare le dimensioni longitudinali e la vista in pianta.

Dal layout interno si è ricavato

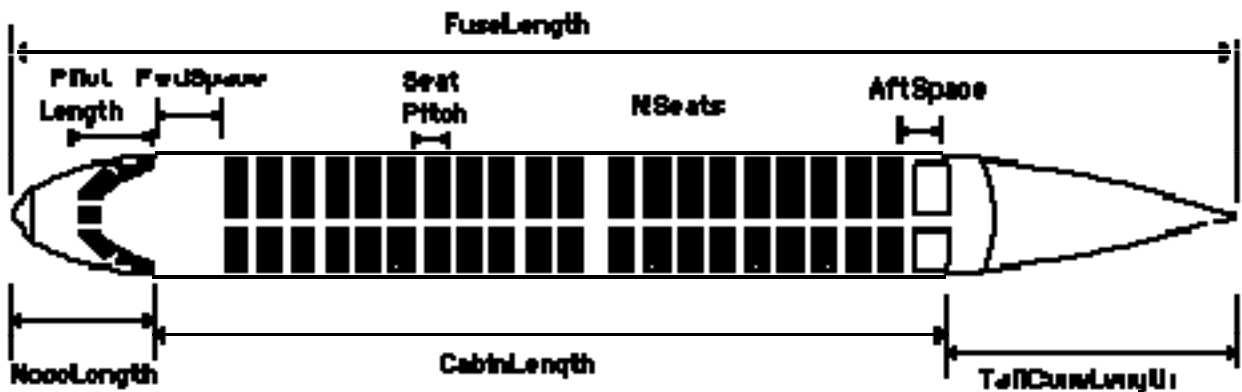
$$\frac{\text{lunghezza}}{\text{diametro}} = 7.48 \quad \text{cioè} \quad \begin{aligned} L_F &= 12.6m \\ W_F &= 1.65m \\ H_F &= 1.80m \end{aligned}$$

Forma della fusoliera

Planform Layout

Dimensioni della cabina

La figura sotto mostra una forma di fusoliera generica per un velivolo da trasporto. La geometria è spesso divisa in tre parti: una sezione del naso rastremata in cui equipaggio e componenti di elettronica varia sono alloggiati, una sezione costante che contiene la cabina del passeggero, e un cono di coda leggermente rastremato.



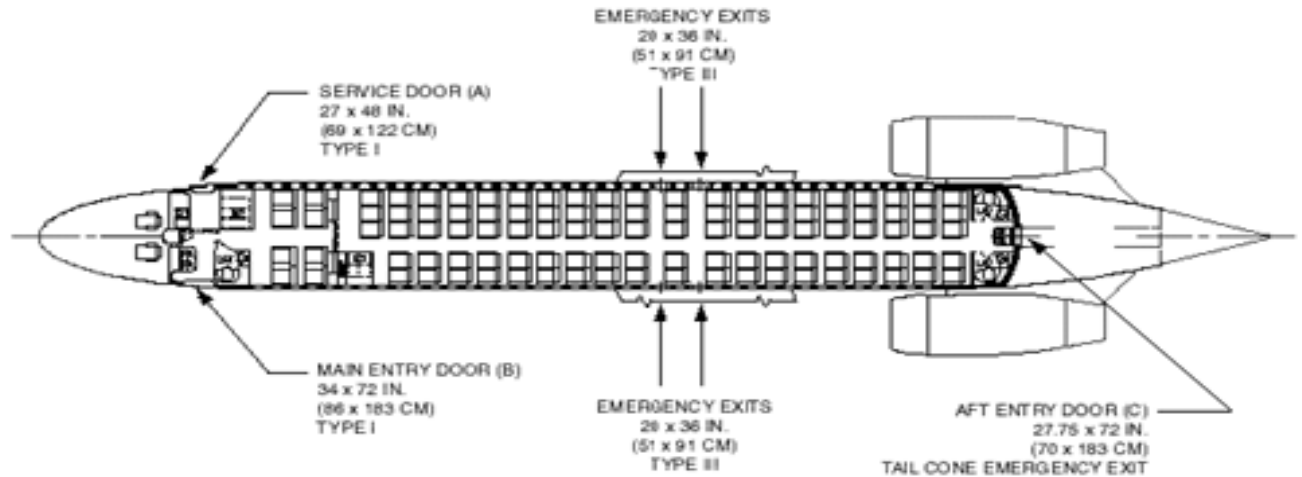
Nota che i passeggeri o altro carico pagante possono estendere oltre la sola sezione costante, specialmente quando il diametro della fusoliera è grande. A causa delle sezioni di cono della coda, la sezione del carico pagante pressurizzata spesso si estende dietro in questa regione.



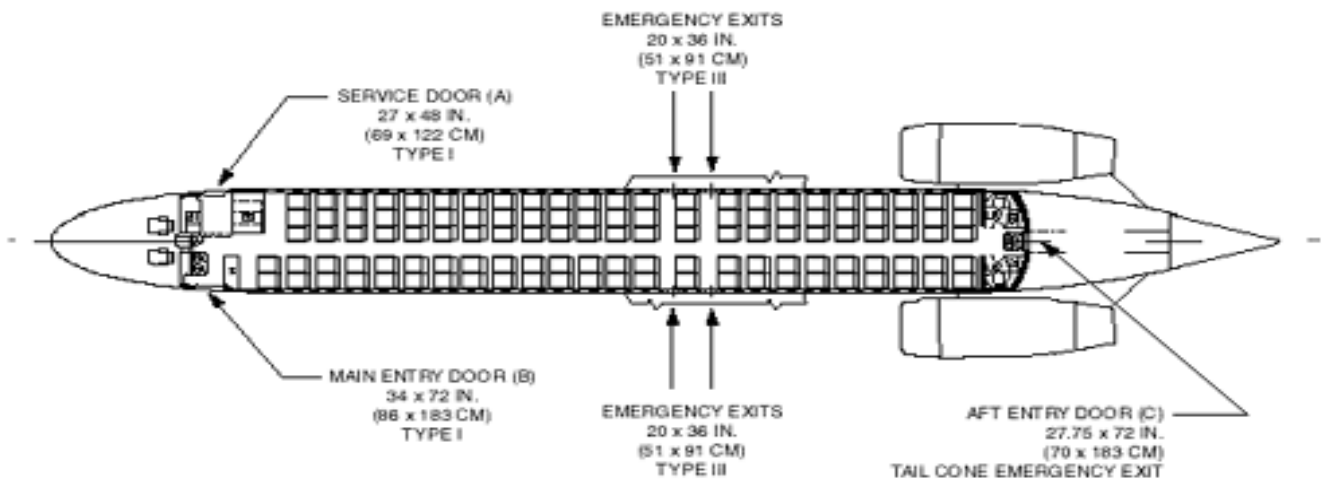
187 passengers (12 first class, 35 business class, 140 economy class)

Inoltre l'area è richiesta per gabinetti, galee, vestiti, e posti di assistenti di volo. Il numero di gabinetti dipende dal numero di passeggeri, con circa 40 passeggeri per gabinetto, un tipico valore. Questo deve permettere almeno 34" x 38" per gabinetto standard. Vestiti occupano da un minimo 3/4" per passeggero in economy class a 2" per first class passeggero in first class. Stanza per servizio di cibo dipende anche dall'operazione della linea aerea. Posti di assistenti sono richiesti adiacenti alle porte di uscita e potrebbero essere messe in posizione verticale, ma liberare il sentiero di uscita. Inoltre, le uscite di emergenza devono includere chiari corridoi che possano incrementare la lunghezza totale della fusoliera. I requisiti sono descritti nelle FAR's.

In media l'area del piano per persona varia da 6.5 ft² per un velivolo di corpo limitato a 7.5 ft² per corpi ampi in una configurazione all-tourist. Una sistemazione di terza-classe tipica richiede circa 10 ft² per persona. La figura sotto mostra due layouts per la 717. Nota le forme del naso e del piano di coda della fusoliera.

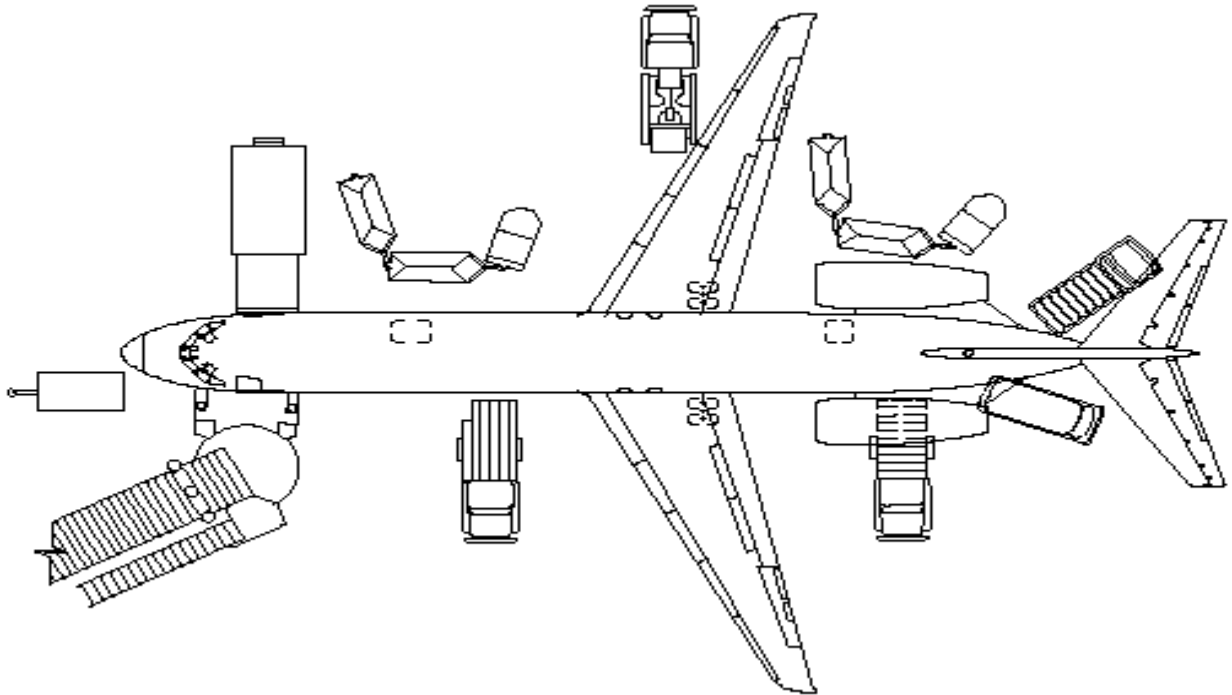


Configurazione di 717 di seconda-classe con 8 posti di prima-classe con inclinazione 36" e 98 posti carrozza con inclinazione 32".



Configurazione 717 di Single-class con 117 posti a inclinazione di 32" e 31".

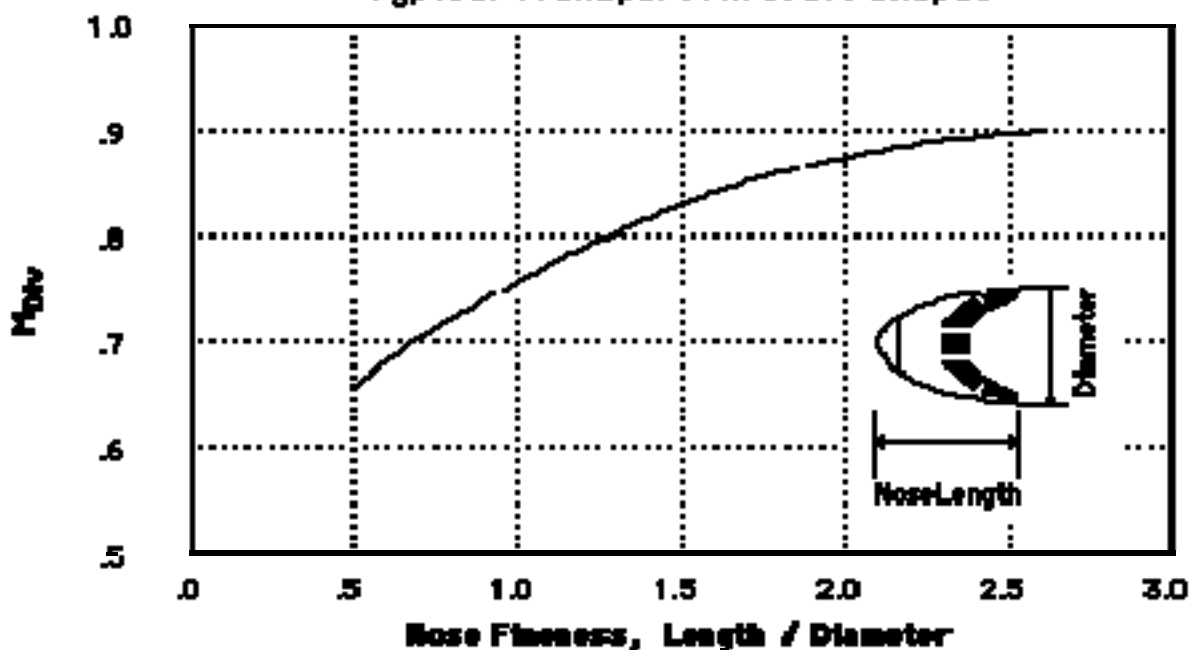
Inoltre per provvedere allo spazio per pasti, galee, gabinetti, e uscite di emergenza poichè stabilite da regolamenti, il layout del velivolo è importante per il mantenimento e studi che sono fatti in programmi per determinare che il layout sia compatibile con i servizi di terra richiesti.



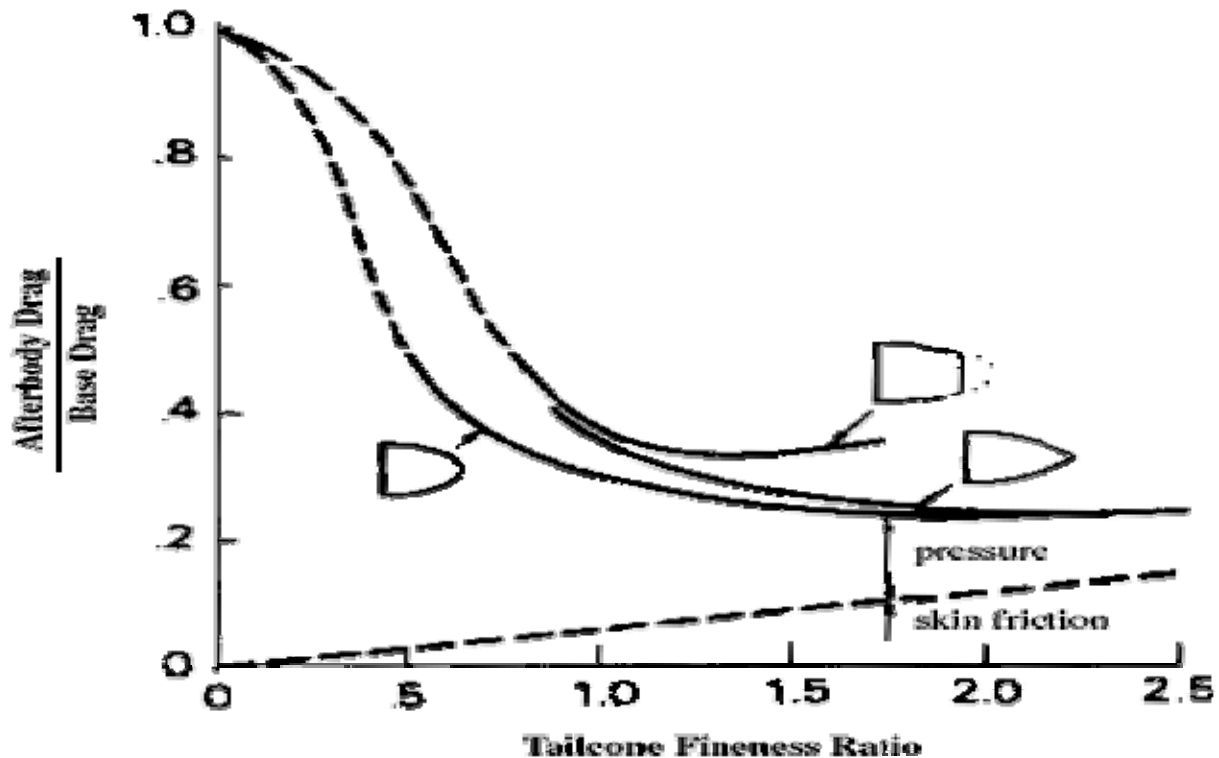
Aerodinamica

La forma della fusoliera deve essere tale che l'onda d'urto e di separazione siano evitate quando possibile. Questo richiede che il rapporto di snellezza del cono del naso e del piano di coda è sufficientemente grande così che le accelerazioni del flusso eccessivo siano evitate. La figura sotto mostra il limite sul rapporto di snellezza del naso richiesto dal regolamento per resistenza d'onda bassa sul naso.

**Effect of Nose Fineness on Drag Divergence Mach Number
Typical Transport Aircraft Shapes**



Anche quando il numero di Mach è basso, limitazioni sui gradienti di pressione della fusoliera limitano i rapporti di snellezza del naso per valori sopra circa 1.5. La rastremazione del cono del piano di coda è scelta basata su considerazioni simili e generalmente cade in un intervallo di 1.8 a 2.0. The tail cone taper is chosen based on similar considerations and generally falls in the range of 1.8 to 2.0. I dettagli della forma della fusoliera possono essere determinati dall'osservazione di distribuzioni di pressione.



Il risultato di molte regole di queste analisi: La transizione dal naso alla sezione costante, e dalla sezione costante al cono del piano di coda dovrebbe essere morbida-libera di discontinuità in pendenza (nodi). Le pendenze del cono del piano di coda dovrebbero assomigliare a quelle mostrate nell'esempio. Questo è, la pendenza dove cambiare morbidamente e il bordo di uscita non dovrebbe essere smussato. L'angolo di chiusura vicino la poppa non dovrebbe essere troppo grande (angolo medio meno di 14°-20°).

Considerazioni relative alla vista laterale della fusoliera

La forma della fusoliera in vista laterale è determinata sulla base delle esigenze di visibilità per il cockpit e autorizzazione di terra del cono del piano di coda. Usualmente un'upsweep (curva all'insù) della poppa della fusoliera è richiesta per provvedere la capacità di ruotare ad alti angoli d'attacco sulla terra (spesso circa 14°). L'upsweep può essere stabilito senza stimare la lunghezza della ruota principale, ma questo può essere fatto all'inizio del processo di design da un paragone con velivoli simili.

Quindi: La fusoliera è suddivisa in tre aree:

Parte anteriore (azzurro): Zona cabina di pilotaggio di lunghezza 2.81 m

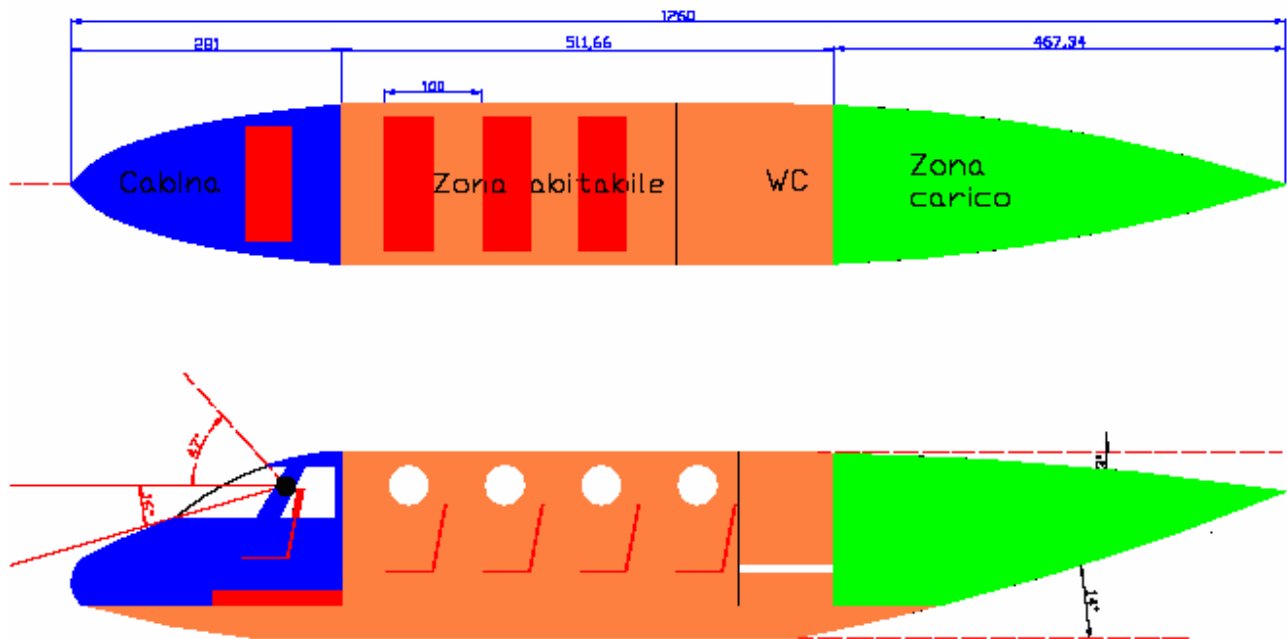
Parte centrale (beige): Zona abitabile (compreso WC e lavabo) di lunghezza 5.11 m

Parte posteriore (blu): Zona adibita al carico di lunghezza 4.67 m

Per la cabina deve essere garantita la visibilità secondo le norme, il cono di visibilità risulta pari a 16° verso il basso, e 47° verso l'alto.

Per quanto riguarda il cono di coda invece l'aerodinamica necessita una pendenza non troppo forte che però penalizzerebbe in peso il velivolo, quindi si sceglie un angolo nella parte inferiore pari a 14° in maniera da evitare anche lo strisciamento della coda a terra durante le fasi di decollo o atterraggio.

Riportiamo la vista laterale e la vista in pianta della fusoliera.



CENTRAGGIO DEL VELIVOLO PARZIALE

Prima di effettuare il calcolo dei margini di stabilità e dei dimensionamenti dei piani di coda bisogna determinare il centro aerodinamico ed il coefficiente di momento del velivolo parziale. Si parte dal centro aerodinamico dell'ala e si calcola successivamente, mediante una discretizzazione della fusoliera in vari tronconi, il C_{m0f} ed il $C_{m\alpha f}$. Da questi poi si valuta l'incremento che subisce il centro aerodinamico dell'ala e quindi il relativo centro parziale.

Per ottenere questo risultato è necessario effettuare i seguenti passi:

- 1) Dati dell'ala
- 2) Configurazione della fusoliera e relativa discretizzazione
- 3) Posizionamento dell'ala e del piano di coda rispetto alla fusoliera
- 4) Posizionamento del piano di coda rispetto all'ala (questo per il calcolo del downwash)

DATI DELL'ALA

Apertura alare: $b=16.39\text{ m}$

Superficie alare: $S=33.58\text{ m}^2$

Allungamento alare: $AR=8.00$

Centro aerodinamico (%corda): $X_{CAW}=0.320$

Rapporto di rastremazione: $\lambda=0.5$

Pendenza retta di portanza: $C_{L\alpha}=0.098$

Coefficiente di momento: $C_{mCAW}=-0.00590$

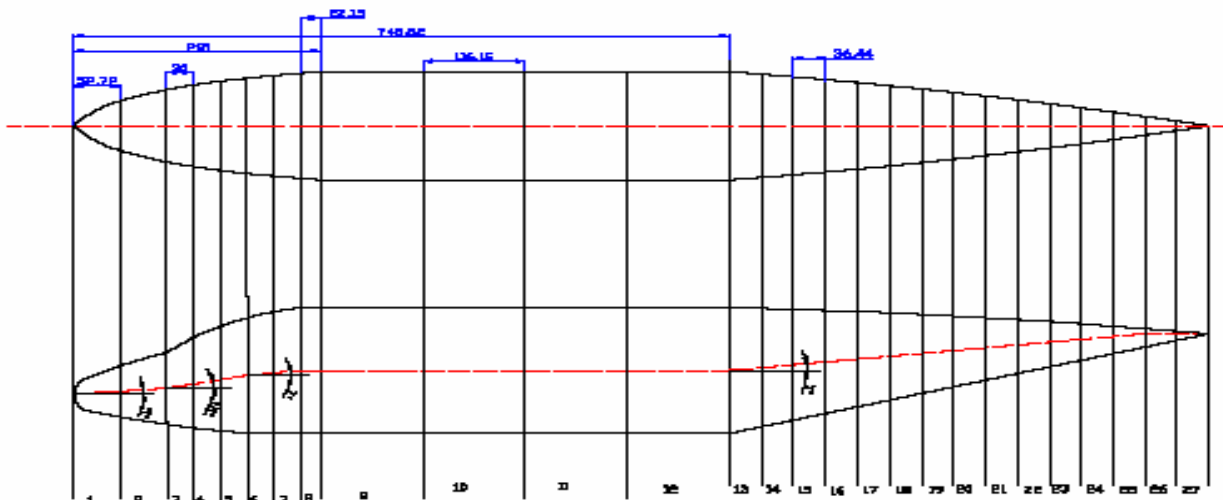
Angolo di calettamento: $i_w=2^\circ$

Angolo di portanza nulla: $\alpha_{0\text{ lift}}=-1.92^\circ$

Corda media aerodinamica CMA: $c_a=2.12\text{ m}$

Determinazione del C_{m0} di fusoliera

Per calcolare la parte costante del coefficiente di momento riportiamo la geometria della fusoliera suddivisa in 25 tronconi ciascuna di ampiezza variabile a seconda della zona in cui ci si trova. (es: nella parte anteriore la suddivisione è più fitta. La lunghezza della fusoliera vale come già sappiamo $l_F=12.6\text{ m}$ e il diametro equivalente della sezione maestra $d_F=1.72\text{ m}$).



Il C_{m0} di fusoliera è dato dalla somma:

$$C_{m0f} = \frac{k_2 - k_1}{36.5SCMA} \sum_{n=1}^{22} (w_n)_F^2 [\alpha_{0ala} + (i_{CLa})_F] \cdot \Delta x_n$$

In cui $k_2 - k_1 = 0.86$ per una snellezza della fusoliera pari a $\frac{l_F}{d_F} = 7.32$. Δx_n è la lunghezza dell' n -esimo tratto e w_n la larghezza massima di fusoliera in mezzeria dell' n -esimo tratto. i_{CLa} è la pendenza della linea media di fusoliera rispetto al riferimento (asse del tratto rettilineo centrale), ed infine α_{0ala} è l'incidenza di portanza nulla dell'ala rispetto al riferimento e vale -1.92° essendo l'ala calettata a 2° .

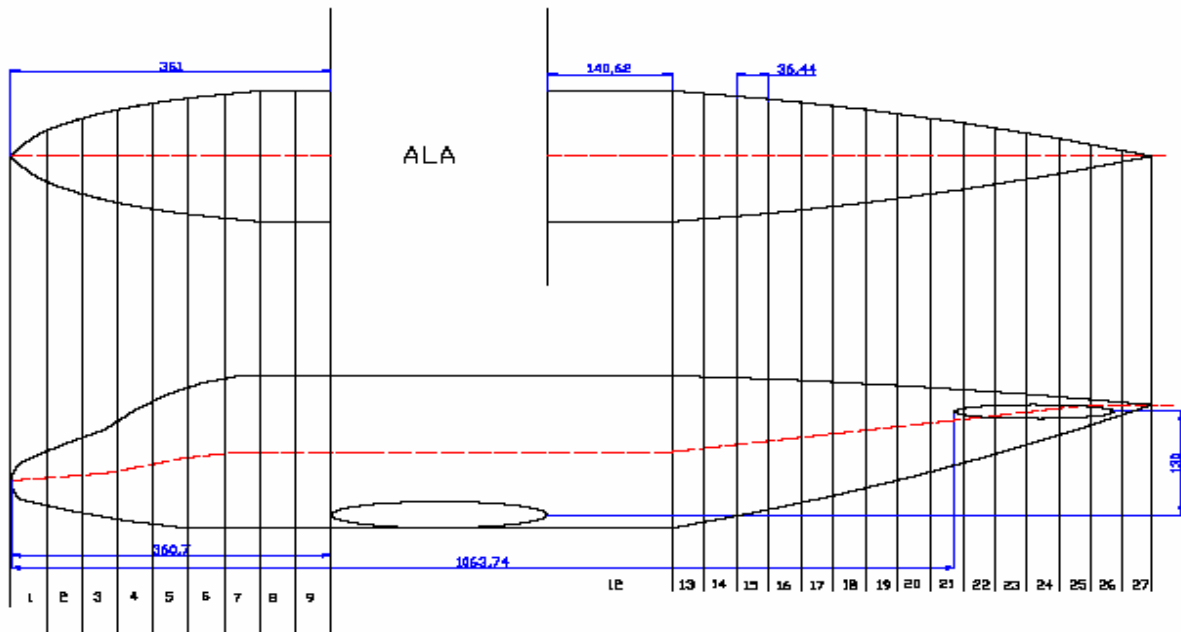
Riportiamo la tabella che calcola il valore della sommatoria e quindi il coefficiente cercato:

staz.	delta_x	w	w^2	i cl	ao+i cl	W^2*(ao+i cl)*DX
1	0.41	0.51	0.2601	-5	-6.92	-0.73796
2	0.41	0.94	0.8836	-5	-6.92	-2.50695
3	0.41	1.16	1.3456	-12	-13.92	-7.67961
4	0.41	1.3	1.69	-12	-13.92	-9.64517
5	0.41	1.41	1.9881	-12	-13.92	-11.3465
6	0.41	1.49	2.2201	-7	-8.92	-8.11935
7	0.41	1.56	2.4336	-7	-8.92	-8.90016
8	0.41	1.61	2.5921	0	-1.92	-2.0405
9	0.41	1.65	2.7225	0	-1.92	-2.14315
10	1.4	1.65	2.7225	0	-1.92	-7.31808
11	1.4	1.65	2.7225	0	-1.92	-7.31808
12	1.4	1.65	2.7225	0	-1.92	-7.31808
13	0.36	1.61	2.5921	-7	-8.92	-8.32375
14	0.36	1.54	2.3716	-7	-8.92	-7.61568
15	0.36	1.48	2.1904	-7	-8.92	-7.03381
16	0.36	1.4	1.96	-7	-8.92	-6.29395
17	0.36	1.31	1.7161	-7	-8.92	-5.51074
18	0.36	1.21	1.4641	-7	-8.92	-4.70152
19	0.36	1.11	1.2321	-7	-8.92	-3.95652
20	0.36	1.01	1.0201	-7	-8.92	-3.27575
21	0.36	0.9	0.81	-7	-8.92	-2.60107
22	0.36	0.75	0.5625	-7	-8.92	-1.8063
23	0.36	0.64	0.4096	-7	-8.92	-1.31531
24	0.36	0.52	0.2704	-7	-8.92	-0.86831
25	0.36	0.37	0.1369	-7	-8.92	-0.43961
26	0.36	0.21	0.0441	0	-1.92	-0.03048
27	0.36	0.08	0.0064	0	-1.92	-0.00442

Risultato integrale -128.85

$$\underline{C_{m0F} = -0.061}$$

Determinazione del $C_{m_{\alpha F}}$ di fusoliera



$$C_{m_{\alpha f}} = \frac{1}{36.5SCMA} \left\{ \int_0^{l_{F1}} w_F^2 \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] dx_1 + \int_0^{l_{F2}} w_F^2 \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] dx_2 \right\}$$

$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 = \left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_m \frac{C_{L_{\alpha w}}}{0.0785}$ upwash del tratto anteriore di fusoliera, ed $\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_m$ è il valore medio valutato dai grafici per ogni tratto di fusoliera.

$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 = \left[\frac{x_2}{l_{F2}} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) - 1 \right]$ upwash del tratto posteriore di fusoliera, con $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ che rappresenta il downwash che si ottiene da programma in codice fortran down.exe andando ad inserire come dati di input le caratteristiche geometriche dell'ala, e la sua retta di portanza, nonché la posizione del piano di coda rispetto all'ala.

Inoltre: $l_{F1} = 3.61m$ distanza del bordo d'attacco dell'ala dalla punta della fusoliera

$l_{F2} = 10.63m$ distanza del bordo d'attacco del piano di coda dalla punta della fusoliera

Essendo intenzionati a progettare un piano di coda con configurazione a T, possiamo effettuare i calcoli del downwash per un impennaggio alto rispetto all'ala, ottenendo alla fine:

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0.61$$

Una volta noto il valore del downwash limite possiamo ripetere la procedura vista per il calcolo del $C_{m_{\alpha F}}$, della quale non riportiamo i passaggi per brevità, calcolando così:

$$\underline{C_{m_{\alpha F}} = 0.0057}$$

Centro aerodinamico del velivolo parziale

A questo punto è possibile definire la posizione del centro aerodinamico del velivolo parziale. Per farlo si parte imponendo la condizione:

$$\frac{\partial C_{m_{acVP}}}{\partial \alpha} = 0$$

dalla quale si ottiene:

$$X_{acVP} = X_{acW} - \frac{C_{m_{\alpha F}}}{C_{L_{\alpha W}}} = 0.185$$

Si vede dunque come l'effetto della fusoliera è instabilizzante per il velivolo facendo avanzare il centro aerodinamico dal 24.4% al 18.5% della CMA.

Coefficiente di momento del velivolo parziale

Per terminare il progetto del velivolo parziale se ne è infine calcolato il coefficiente di momento aerodinamico, come di seguito riportato:

$$\underline{C_{m_{acVP}} = C_{m_{acW}} + C_{m_{0F}} = -0.0667}$$

POLARE DEL VELIVOLO COMPLETO

Al fine di tracciare la polare dl velivolo completo prima di tutto dobbiamo considerare i contributi di tutte le parte che, almeno significativamente, contribuiscono alla resistenza offerta dal velivolo all'avanzamento nell'aria. Il coefficiente di resistenza, col quale può essere identificata questa resistenza, si ottiene sommando i coefficienti di resistenza a portanza nulla e i coefficienti di resistenza indotta dei principali elementi del velivolo secondo la formula seguente:

$$C_D = C_{D_{0w}} + C_{D_{iw}} + C_{D_{0h}} + C_{D_{ih}} + C_{D_{0v}} + C_{D_{0f}} + C_{D_{if}} + C_{D_m}$$

Dove:

$C_{D_{0w}}$ = Coefficiente di resistenza a portanza nulla dell'ala

$C_{D_{iw}}$ = Coefficiente di resistenza indotta dell'ala

$C_{D_{0h}}$ = Coefficiente di resistenza a portanza nulla del piano di coda orizzontale

$C_{D_{ih}}$ = Coefficiente di resistenza indotta del piano di coda orizzontale

$C_{D_{0v}}$ = C_{D_0} del piano d coda verticale

$C_{D_{0f}}$ = C_{D_0} della fusoliera

$C_{D_{if}}$ = C_{D_i} della fusoliera

C_{D_m} = altri contributi alla resistenza

Nei nostri calcoli ci riferiremo alle condizioni tipiche di crociera del velivolo.

Contributo dell'ala alla resistenza

Il valore del C_{Dw} è dato da:

$$C_{Dw} = C_{D_{0w}} + C_{D_{iw}}$$

ed è stato già calcolato nel Capitolo 4.

Contributo del piano di coda orizzontale

Abbiamo scelto per il nostro piano di coda orizzontale un profilo NACA 0012 di corda media pari a 0,65 m da cui possiamo ricavare il relativo numero di Reynolds in condizioni di crociera:

$$Re = 5.8 \times 10^6$$

E dal rapporto ‘Superficie del piano orizzontale / Superficie alare’ ricaviamo infine il $C_{D_{0h}}$:

$$\frac{S_h}{S} = 0.142 \rightarrow C_{D_{0h}} = 1.3 \times 10^{-3}$$

Per quanto riguarda il $C_{D_{th}}$, questo si ottiene risolvendo un’ equazione funzione della posizione del baricentro del velivolo:

$$C_{D_{th}} = \frac{C_{L_h}^2}{\pi AR_h u} \frac{S_h}{S}$$

dove u è il fattore di resistenza indotta che si ricava dal grafico in funzione di AR e λ :

$$u = 0,02$$

e nella quale, per ciascun valore del coefficiente di portanza del piano di coda orizzontale, in funzione di alfa body, si ottiene un diverso valore del coefficiente di resistenza indotta.

Contributo del piano di coda verticale

Per il piano di coda verticale vale lo stesso procedimento che abbiamo seguito per quello orizzontale. Il profilo è sempre un NACA 0012, e la lunghezza di riferimento per il calcolo del Reynolds di crociera questa volta è pari a 1.57 m.

Otteniamo così:

$$C_{D_{0v}} = 9.27 \times 10^{-4}$$

sapendo che : $\frac{S_v}{S} = 0.103$

Contributo della fusoliera

Il C_{D_0} della fusoliera si calcola tramite la formula seguente:

$$C_{D_{0f}} = R_{wf} C_{f_{fus}} \left[1 + \frac{60}{\left(\frac{l_f}{d_f} \right)^3} + 0,0025 \left(\frac{l_f}{d_f} \right) \right] \frac{S_{wet_{fus}}}{S} + C_{Db_{fus}}$$

dove:

R_{wf} è il fattore di interferenza ala-fusoliera

$C_{f_{fus}}$ è il coefficiente di attrito della fusoliera

$C_{Db_{fus}}$ è il coefficiente di resistenza di base

Il fattore di interferenza ala-fusoliera si estrapola dal grafico in funzione del Reynolds della fusoliera e del Mach di crociera e si ottiene:

$$R_{wf}=0.98$$

Il coefficiente di attrito della fusoliera lo possiamo ricavare dal grafico del C_f -Re entrando con un numero di Reynolds calcolato sulla base della lunghezza l_f della fusoliera e ipotizzando il flusso turbolento. In questo modo ottengo:

$$C_{f_{fus}} = 2.1 \times 10^{-3}$$

Il coefficiente di resistenza di base della fusoliera si ottiene tramite la conoscenza di alcuni parametri come la superficie frontale massima, il diametro equivalente ecc...ma in questo caso, data la geometria della zona carico della fusoliera, può essere trascurato.

Avendo calcolato il valore dell'area bagnata della fusoliera (che risulta all'incirca pari a due volte il valore della superficie alare) otteniamo il valore finale del coefficiente di resistenza della fusoliera:

$$C_{D_{0f}} = 4.82 \times 10^{-3}$$

Il C_{Dih} rappresenta, invece il contributo alla resistenza della fusoliera dipendente dalla portanza. Questo contributo va calcolato tramite la formula seguente:

$$C_{D_{ifus}} = 2\alpha^2 \frac{S_{bfus}}{S} + \eta C_{dc} \alpha^3 \frac{S_{plf}}{S}$$

dove:

-l'angolo α questa volta è l'angolo d'incidenza della fusoliera: $\alpha = \alpha_B = \alpha_w - i_w$

-il primo termine è nullo dato che l'area di base della nostra fusoliera è nulla.

- $\eta=0,6$, ed è funzione del rapporto di snellezza della fusoliera

- C_{dc} è un parametro costante per valori di Mach intorno a 0,4

- S_{plf} è la superficie in pianta della fusoliera e si calcola approssimando la forma della fusoliera a due trapezi. In questo modo (tenendo conto del dimensionamento della fusoliera svolto nel Capitolo precedente) otteniamo il valore:

$$\underline{S_{plf} = 14,59 m^2}$$

Calcolo della polare del velivolo completo

Dalle equazioni di equilibrio scritte in termini di coefficienti aerodinamici si ottiene il seguente sistema:

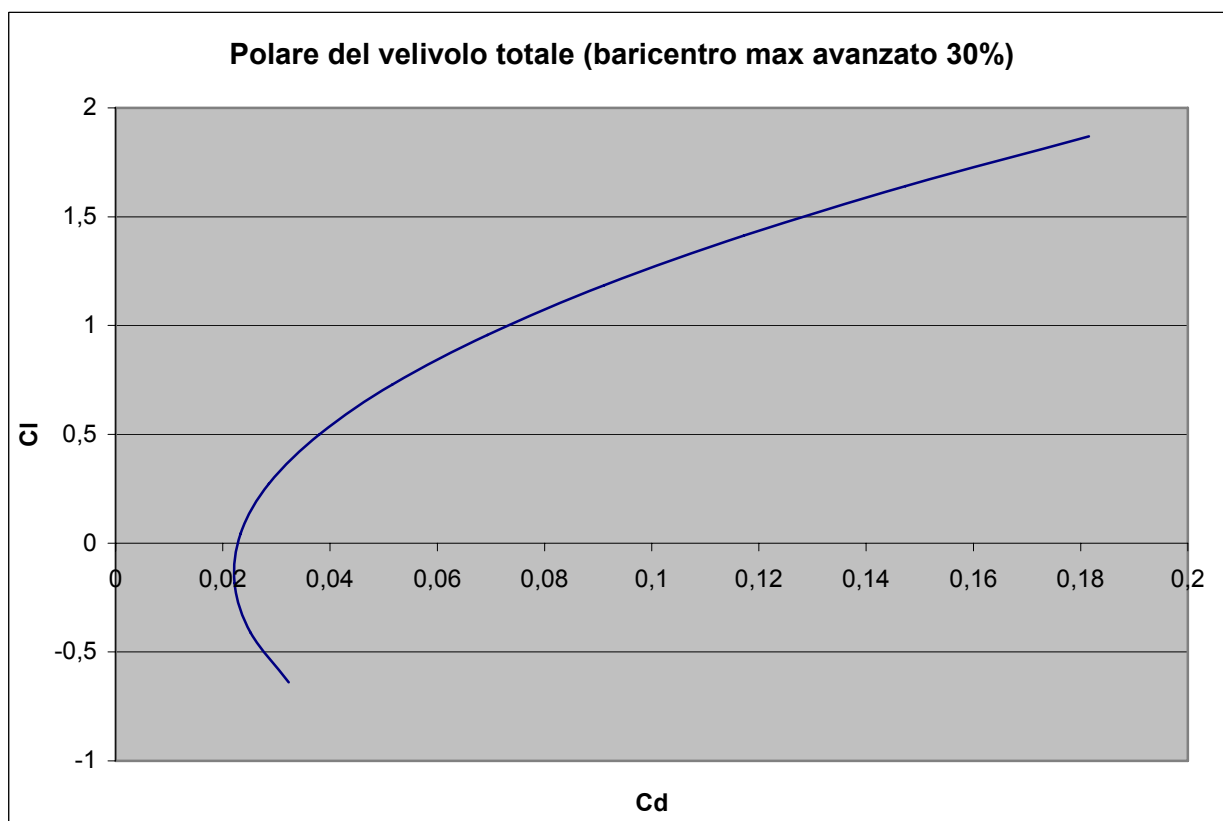
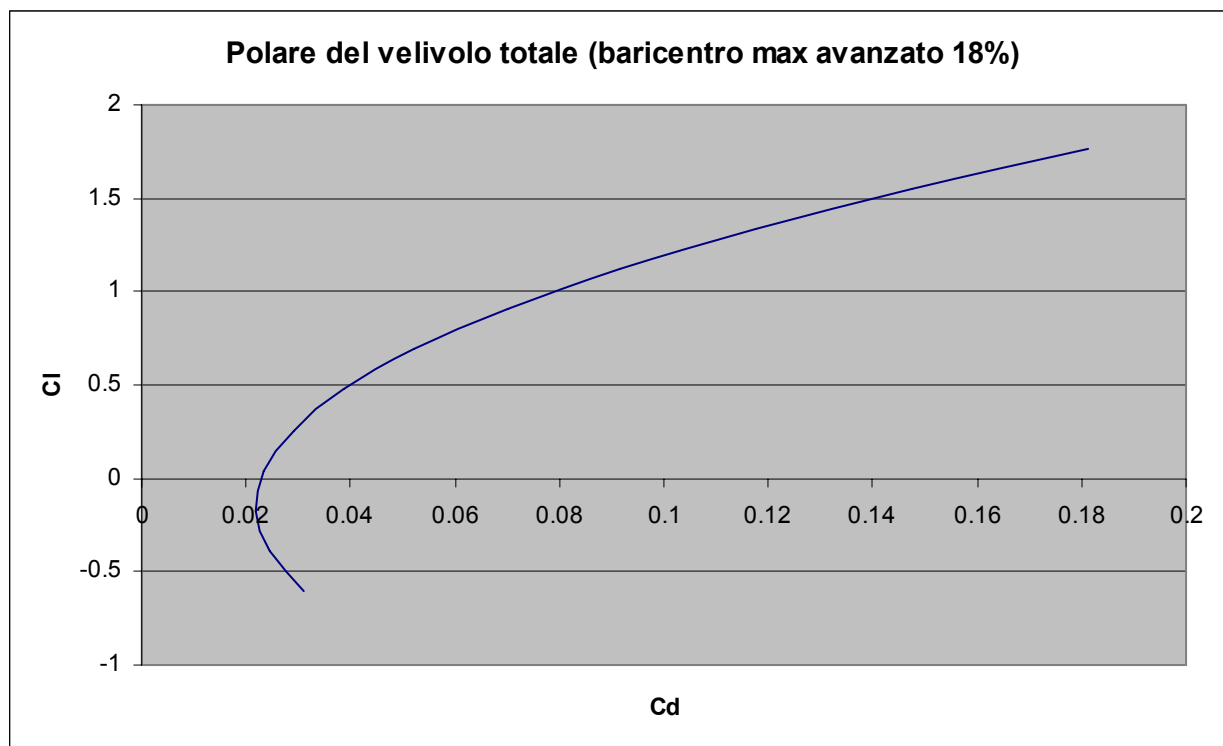
$$C_L = C_{LW} + C_{LH} \frac{S_H}{S}$$

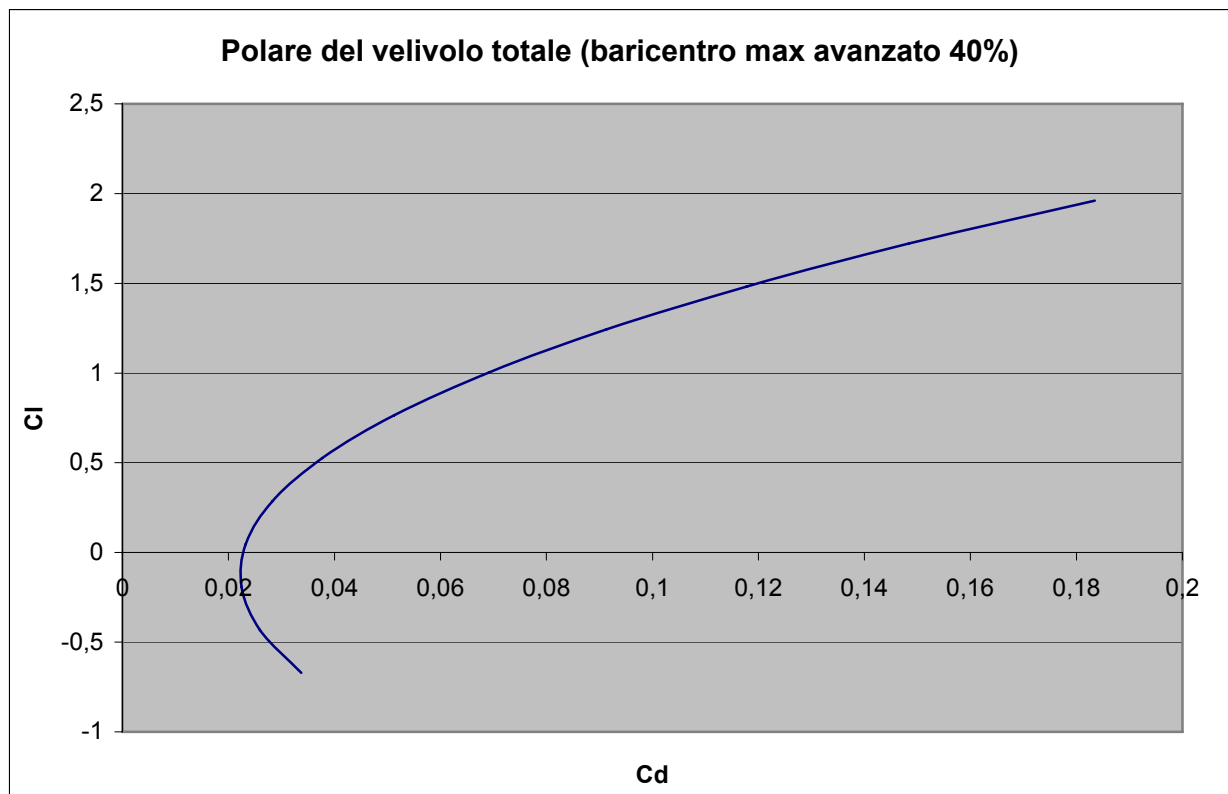
$$C_{LW} \frac{x_w}{c} - C_{LH} \frac{(l_H - x_w)}{c} \frac{S_H}{S} + C_{MACwb} = 0$$

Una volta calcolati i contributi principali alla resistenza (che vanno sommati per ricavare il coefficiente di resistenza totale del velivolo) consideriamo tre valori distinti della posizione del baricentro del velivolo e, in funzione di questi valori, facciamo variare i contributi alla resistenza dipendenti dalla portanza. In questo modo otteniamo tre curve diverse.

Di seguito riportiamo anche la tabella dei valori relativi alla prima polare:

Clw	Clh	CD0w	Cdiw	CDw	CD0h	CD0v	CD0f	CDiF	Cdih	Cdagg	Cdtot	Cltot
-0,4	-1,44759	0,009	0,008	0,017	0,0013	0,0009	0,00482	0,000128	0,003793	0,003	0,030941	-0,60556
-0,2	-1,33557	0,009	0,002	0,011	0,0013	0,0009	0,00482	0,000128	0,003229	0,003	0,024377	-0,38965
0	-1,22355	0,009	0	0,009	0,0013	0,0009	0,00482	0,000128	0,00271	0,003	0,021858	-0,17374
0,2	-1,11153	0,009	0,002	0,011	0,0013	0,0009	0,00482	0,000128	0,002236	0,003	0,023384	0,042163
0,4	-0,99951	0,009	0,008	0,017	0,0013	0,0009	0,00482	0,000128	0,001808	0,003	0,028956	0,25807
0,6	-0,88749	0,009	0,018	0,027	0,0013	0,0009	0,00482	0,000128	0,001426	0,003	0,038574	0,473976
0,8	-0,77547	0,009	0,032	0,041	0,0013	0,0009	0,00482	0,000128	0,001088	0,003	0,052236	0,689883
1	-0,66345	0,009	0,05	0,059	0,0013	0,0009	0,00482	0,000128	0,000797	0,003	0,069945	0,90579
1,2	-0,55143	0,009	0,072	0,081	0,0013	0,0009	0,00482	0,000128	0,00055	0,003	0,091698	1,121697
1,4	-0,43941	0,009	0,098	0,107	0,0013	0,0009	0,00482	0,000128	0,000349	0,003	0,117497	1,337604
1,6	-0,32739	0,009	0,128	0,137	0,0013	0,0009	0,00482	0,000128	0,000194	0,003	0,147342	1,553511
1,8	-0,21537	0,009	0,162	0,171	0,0013	0,0009	0,00482	0,000128	8,4E-05	0,003	0,181232	1,769418





PROGETTO DEGLI IMPENNAGGI DI CODA

Piano di coda orizzontale

Il piano di coda orizzontale ha il compito di garantire governo e stabilità del velivolo completo.

Dimensionamento

Le condizioni di progetto da considerare per dimensionare l'impennaggio orizzontale sono le due critiche rispetto alla stabilità e all'equilibrio.

In particolare si sono studiate le condizioni con minimo margine di stabilità a comandi liberi (baricentro arretrato) e l'atterraggio (baricentro avanzato).

Di seguito è riportata una tabella in cui sono riportati i valori assegnati ai parametri caratterizzanti l'impennaggio in prima analisi:

Profilo	NACA 0012
Distanza verticale fuoco ala – fuoco piano orizzontale m	10.33 ft
Distanza longitudinale fuoco ala – fuoco piano orizzontale l	20.66 ft
C_{eq}/C_t	0.37
AR	3.47
Angolo di freccia al bordo d'attacco del piano orizzontale Λ_{LE}	20°
C_{tab}/C_{eq}	0.2
t/c (equilibratore)	0.11
Corda alla radice	3.87 ft
Rapporto di rastremazione λ	0.67
Rapporto di superfici S_{eq}/S_t	0.4

Dalla conoscenza di tali valori è stato possibile ricavare da opposti grafici i parametri:

Ch_α	-0.009
Ch_δ	-0.014
τ	0.6
$d\varepsilon/d\alpha$	0.61

Si è inoltre calcolata la pendenza della retta di portanza del piano di coda, secondo la formula:

$$a_t = \frac{a_0}{1 + \frac{57.3a_0}{\pi AR_t}} = 0.0676/^\circ$$

in cui a_0 è pari a $0.105/^\circ$.

Quindi si procede volendo valutare la coppia di parametri S_t e b_t che caratterizza meglio il comportamento del velivolo nelle due condizioni di volo critiche.

Condizione 1

Si considera il baricentro posizionato in corrispondenza del 30% della corda media aerodinamica:

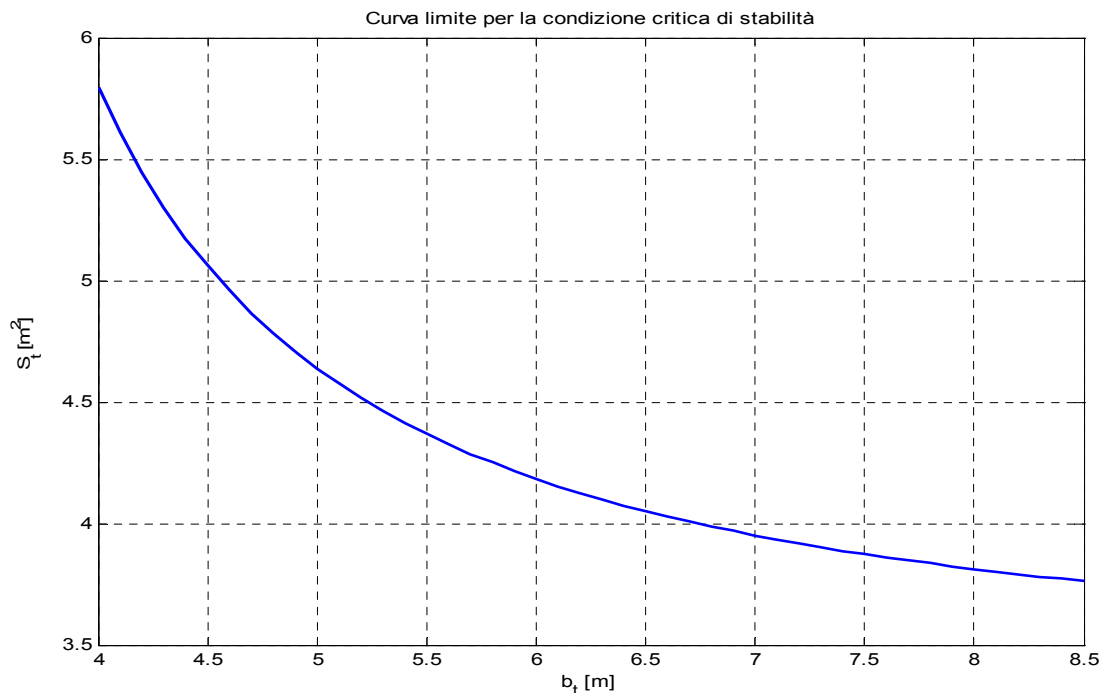
$$X_{CG} = 0.30 \text{ CMA.}$$

Si impone, quindi, che l'indice di stabilità a comandi liberi sia pari al limite massimo:

$$\frac{\partial C_m}{\partial C_l} = X_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \left(1 - \tau \frac{C_{h_\alpha}}{C_{h_\delta}} \right) V_t' = -0.05$$

Sostituendo in questa i valori sopra riportati si è ottenuta la prima curva limitativa $f(S_t, b_t)$, rappresentativa della relazione:

$$S_t = \frac{0.55b_t^2}{0.176b_t^2 - 1.1}$$



E' già possibile valutare per ogni valore di b_t il valore minimo della superficie S_t che soddisfa l'apertura del piano di coda.

Condizione 2

Si considera una posizione del baricentro pari al 18% della corda media aerodinamica:

$$X_{cg}=0.18CMA$$

L'espressione che lega i due parametri geometrici stavolta si ottiene imponendo l'equilibrio alla rotazione in condizione di atterraggio, quindi considerando:

$$C_m = C_{m_{acWB}} + \left[X_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) V_t' \right] C_{Le} - a_t V_t' K(i_{t0} + \tau \delta_e - \alpha_{0W}) = 0$$

I valori assegnati ai parametri presenti nella formula sono stati valutati in presenza di **effetto suolo** e per ala con **flap completamente deflessi**; per il velivolo in esame si è scelto un flap tipo “Fowler slottato”, caratterizzato da una deflessione massima di 45° . Le due condizioni modificano il valore di alcuni dei parametri considerati come segue:

- $\alpha_{0L_w} = \alpha_{0L_w}(\delta_F = 0^\circ) + \Delta\alpha_{0L_w}(\delta_F = 45^\circ) = -1.27^\circ - 3.42^\circ = -4.69^\circ$
- $C_{m_{acW}} = -0.059 - 0.4 = -0.406$
- $\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0.61 \cdot 0.9 = 0.549$
- $\frac{a_{t_{ground}}}{a_t} = 1.03$
- $C_{Le} = 2.5$
- $\delta_e = -25^\circ$

Si può anzitutto risolvere l'equazione del coefficiente di momento per ottenere il valore di i_{t0} , calettamento del piano di coda orizzontale, per il velivolo in condizione di crociera, assegnando come valore preliminare di S_t 820 ft^2 , considerando nulla la deflessione dell'equilibratore, ed assegnando al C_{Le} il valore di crociera, pari a 0.508:

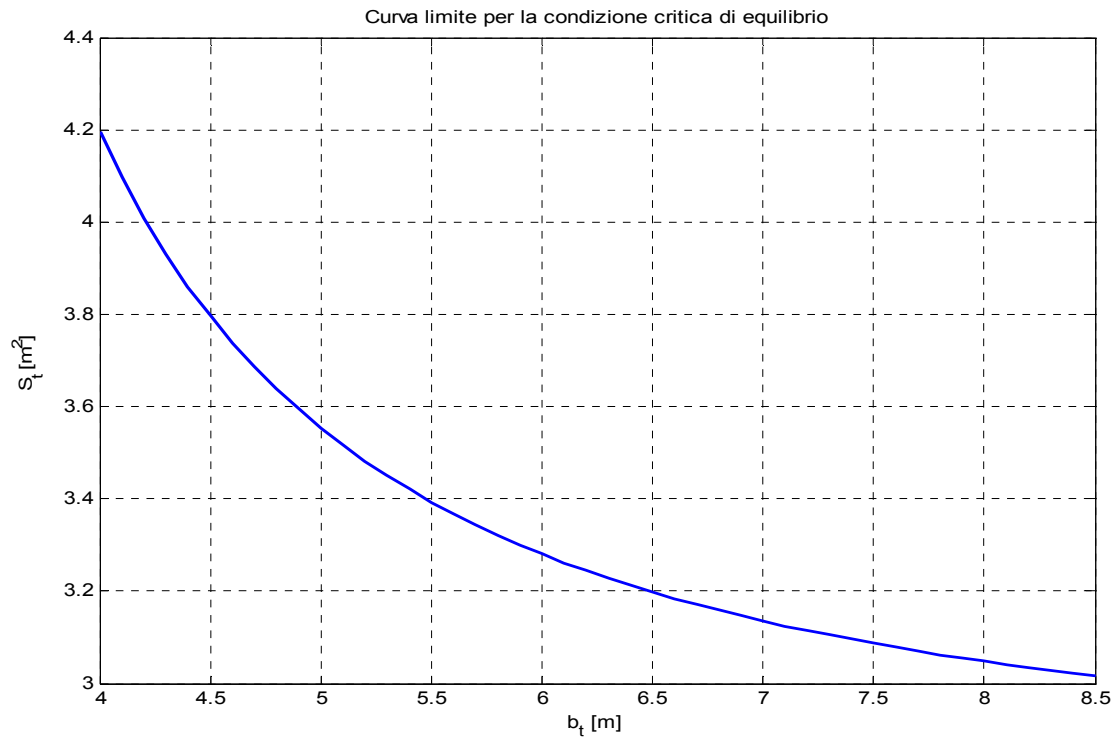
$$\delta_{e_{CRUISE}} = \frac{\alpha_{0L_w} - i_{t0}}{\tau} - \frac{C_{m_{acWB}}}{C_{m_\delta}} - \frac{C_{m_{CL}}}{C_{m_\delta}} C_{L_{CRUISE}}$$

Da questa si ottiene $i_{t0} = -1.66^\circ$.

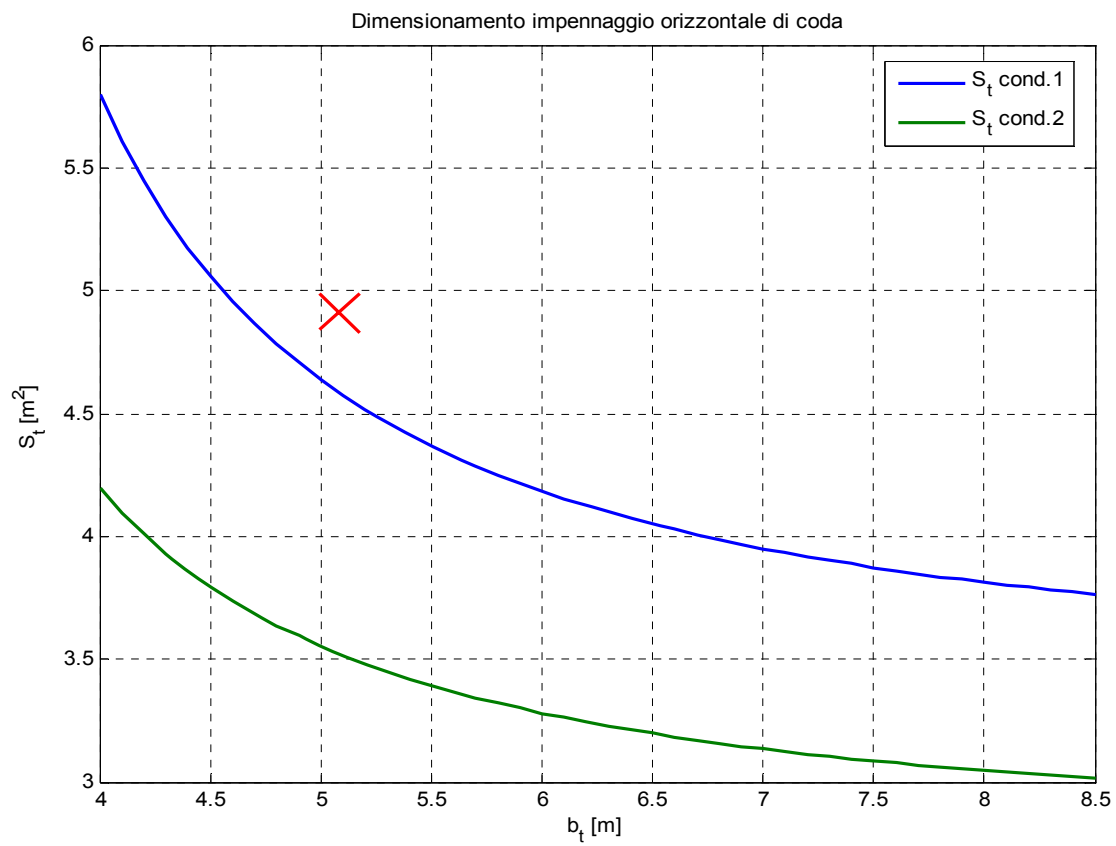
Si può quindi ottenere la seconda relazione che lega le due variabili geometriche:

$$S_t = \frac{1.57b_t^2}{0.889b_t^2 - 3.15}$$

che ci permette di ricavare la seconda curva limitativa per il dimensionamento:



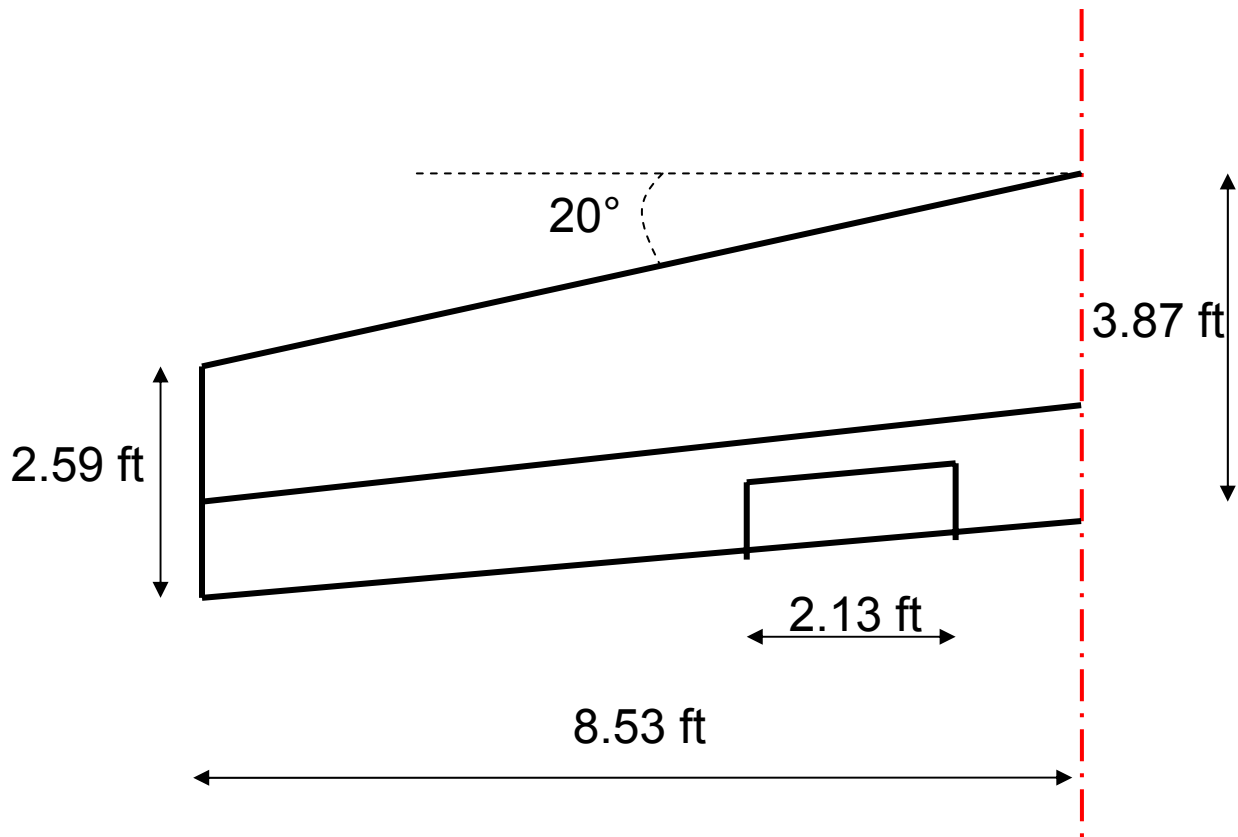
Dalla sovrapposizione delle due curve ottenute si è scelto un punto del piano $[b_t, s_t]$, al di sopra di entrambe:



Quindi le dimensioni finali sono:

S_t	51.66 ft²
b_t	17.06 ft
CMA_t	3.028 ft

Di seguito la vista in pianta della semiala del piano di coda orizzontale progettato:



Verifica di stabilità

Come ulteriore verifica del corretto dimensionamento del piano di coda orizzontale si è effettuato il calcolo del margine statico del velivolo a comandi bloccati ed a comandi liberi, sia in condizione di volo equilibrato che in manovra.

Volo equilibrato

Margine a comandi bloccati

$$X_{CG} = 0.18 \rightarrow \left(\frac{\partial C_m}{\partial C_L} \right)_{Bl} = X_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \bar{V}_t' = -0.179$$

$$X_{CG} = 0.30 \rightarrow \left(\frac{\partial C_m}{\partial C_L} \right)_{Bl} = X_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \bar{V}_t' = -0.059$$

da cui si ottiene:

$$N_0 = 0.488 CMA$$

Margine a comandi liberi

$$X_{CG} = 0.18 \rightarrow \left(\frac{\partial C_m}{\partial C_L} \right)_{Free} = X_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \left(1 - \tau \frac{C_{h_\alpha}}{C_{h_\delta}} \right) \bar{V}_t' = -0.135$$

$$X_{CG} = 0.30 \rightarrow \left(\frac{\partial C_m}{\partial C_L} \right)_{Free} = X_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \left(1 - \tau \frac{C_{h_\alpha}}{C_{h_\delta}} \right) \bar{V}_t' = -0.014$$

donde, sapendo che $C_{m_\delta} = -a_t K \tau \bar{V}_t' = -0.017$, si ricava:

$$N'_0 = 0.425 CMA$$

Volo manovrato

Si riportano di seguito i valori del margine statico in manovra:

$$N_m = N_0 - \frac{63 g l_t C_{m_\delta} \rho}{2 \frac{W}{S} \tau} = 0.522$$

$$N'_m = N'_0 - 57.3 \frac{C_{m_\delta}}{C_{h_\delta}} \frac{S}{W} \left[\frac{\rho}{2} g l_t \left(C_{h_\alpha} - 1.1 \frac{C_{h_\delta}}{\tau} \right) \right] = 0.447$$

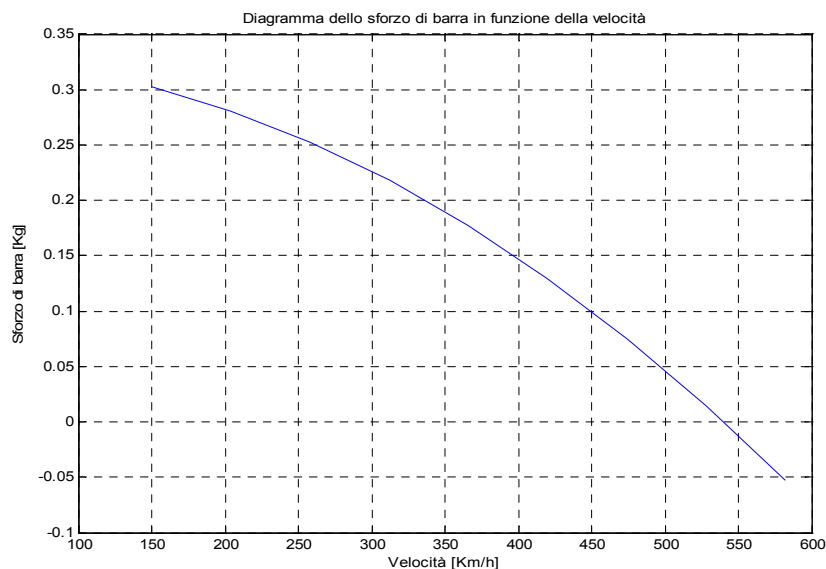
Sforzi di barra

In ultima analisi si è effettuato il calcolo degli sforzi di barra necessario per il dimensionamento del TAB dell'impennaggio orizzontale. Si tabellano di seguito i valori dei parametri necessari al calcolo dei suddetti sforzi:

τ	0.6
$C_{m\delta}$	-0.0172
S_{eq}	20.66 ft ²
c_{eq}	1.12 ft
$c_{balance}$	0.336 ft
Rapporto cinematico del tab G	1.5
C_{mCl_FREE}	0.35
$C_{h\delta}/C_{m\delta}$	0.814

Ipotizzando una velocità di trimmaggio pari a quella di crociera, si può graficare l'andamento dello sforzo di barra al variare della velocità, naturalmente nullo in corrispondenza della velocità di crociera, come si evince dalla formula riportata di seguito:

$$F_S = -GS_e c_e \eta_t \frac{W}{S} \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} C_{mCl_FREE} \left(\frac{V^2}{V_{trim}^2} - 1 \right)$$



La concavità verso il basso della curva di cui sopra, rappresentativa della stabilità, ci permette di calcolare la deflessione del tab necessaria ad annullare lo sforzo di barra:

$$\delta_t = \frac{1}{C_{h\delta t}} \left[\frac{2W/S}{\rho V_{trim}^2} \frac{C_{h\delta}}{C_{m\delta}} C_{mCl_FREE} - (C_{h\alpha} (\alpha_{0LW} - i_W + i_t) + C_{h\delta} \delta_{e0}) \right] = 2.94^\circ$$

Piano di coda verticale

Il piano di coda verticale ha il ruolo di conferire stabilità direzionale al velivolo. La condizione di progetto da considerare nel caso di velivolo plurimotore è la piantata del motore più esterno quando il baricentro è nella posizione più arretrata. Possiamo anzitutto riportare le condizioni assegnate preliminarmente per il dimensionamento:

Profilo	NACA 0012
Corda di radice c_r	6.73 ft
Rapporto di rastremazione λ	0.768
Distanza asse di spinta – asse longitudinale del velivolo l_p	6.725 ft
Distanza orizzontale $\frac{1}{4}$ corda alare – $\frac{1}{4}$ corda piano verticale l_v	24.38 ft
Allungamento alare AR_v	1.03
Angolo di freccia al bordo d'attacco del piano verticale Λ_{LE}	38.36°
Peso massimo al decollo MTOW	15000 lb
Potenza massima per un motore Π_a	988.92 hp
Rendimento propulsivo elica η_p	0.80
Rapporto pressioni dinamiche η_v	0.95
Velocità di crociera V_C	290 kt EAS
Velocità di stallo in configurazione di decollo V_{S1}	81 kt EAS

Il valore minimo della superficie S_v dell'impennaggio verticale lo si può ottenere imponendo l'equilibrio tra il momento d'imbardata generato dall'unico motore funzionante ed il momento ottenuto con la deflessione del timone:

$$M_T = M_V$$

dove:

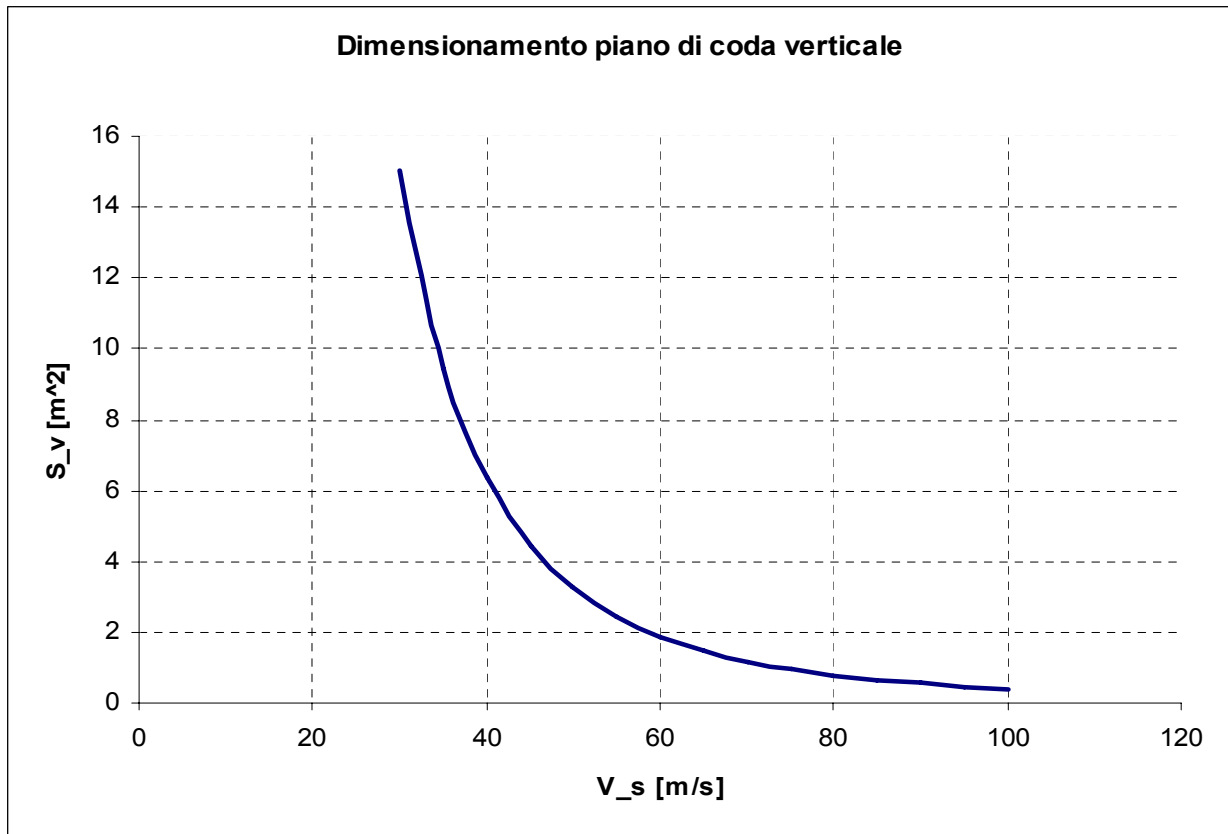
$$M_T = \frac{\Pi_a \eta_p l_p}{V_\infty}$$

$$M_V = q \eta_V S_V C_{N_{\psi V}} l_V$$

di cui $C_{N_{\psi V}} = a_V \tau \delta_r = 0.717$, per $\tau = 0.6$, $\delta_r = 25^\circ$ ed $a_V = 0.0478/^\circ$, calcolato considerando l'allungamento effettivo $AR_{eV} = 1.55 AR_V = 1.6$.

Si è quindi ottenuta la variazione della superficie del piano verticale in funzione della velocità di volo in condizioni di decollo:

$$S_V = \frac{16\Pi_a\eta_p l_p}{C_{N_{\eta V}} l_V \eta_V} \cdot \frac{1}{V_\infty^3}$$



Imponendo che la velocità di volo sia pari a quella di minimo controllo all'imbardata $V_{MC} = 1.2V_{S1} = 122 \text{ kt EAS}$ si ottiene:

$$S_{V_{\min}} = 36.06 \text{ ft}^2$$

Lasciando un allungamento pari a quello scelto e imponendo un'apertura del piano $b_V = 6.2 \text{ ft}$ si è ottenuta infine una superficie $S_V = 37.24 \text{ ft}^2$. Si riporta di seguito la geometria del piano verticale ed una sua rappresentazione grafica:

S_V	37.24 ft²
b_V	6.2 ft
CMA_V	6 ft

