

**UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI NAPOLI “FEDERICO II”
FACOLTÀ DI INGEGNERIA**



**CORSO DI LAUREA SPECIALISTICA IN INGEGNERIA
AEROSPAZIALE E ASTRONAUTICA**

ANNO ACCADEMICO 2005-2006



CORSO DI PROGETTO VELIVOLI

PROF. V. GIORDANO

PROF. F. NICOLSI

ESERCITAZIONE SVOLTA DA:

<i>BARANIELLO VINCENZO</i>	<i>335/3</i>
<i>CARUSO CLAUDIO</i>	<i>335/19</i>
<i>ERRICO ORSOLA</i>	<i>335/20</i>
<i>GRANITO MICHELE</i>	<i>335/10</i>
<i>L'AFFLITTO ANDREA</i>	<i>335/1</i>

SPECIFICA DI MISSIONE

Tipo velivolo

Quadrimotore Turbopan trasporto pass
(VERY long range)

BOEING 747 ADVANCED

Costruzione classica in alluminio
(20% parti in composito)

Carico pagante

450 passeggeri

Normativa

FAR 25

Autonomia di percorso(fase 5)

8000 nm alla quota di 35000 ft a $M=0.82$
Assumere $E=17-18$ (vedere foglio EXCEL)
($CD_o=0.016-0.017$ e $e=0.80$)
 C_j (20% in meno rispetto al B747-400)
 $=0.50 \text{ lb/lb}$
(stessi motori del nuovo B787)
+100 nm per aeroporto alternativo

Velocità

0.85 Mach a 35000 ft

massima di crociera

Quota di crociera

35000 ft

Lunghezza di decollo fino ai 10.7 m (35 ft) 11500 ft at S/L
(T-O field lenght)

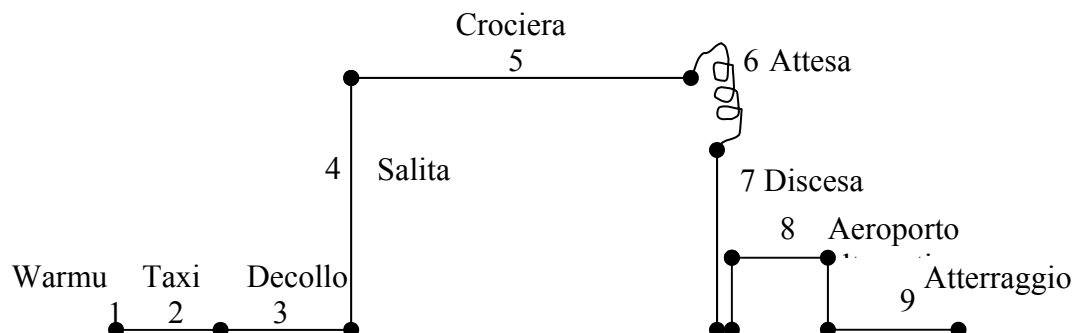
Lunghezza di atterraggio dai 15 m (50 ft) 8000 ft at S/L

Riserva di carburante

45 minuti di attesa

Velivoli simili

B747-400, B767, ecc



INDICE

1	INTRODUZIONE.....	4
2	PESI E PUNTO DI PROGETTO.....	7
2.1	<i>Determinazione dei Pesì.....</i>	<i>7</i>
2.2	<i>Determinazione del punto di progetto.....</i>	<i>9</i>
3	POLARI DI AVANPROGETTO	15
4	PROGETTO DELLA FUSOLIERA	18
5	PROGETTO DELL'ALA.....	21
5.1	<i>Configurazione Strutturale e Forma in Pianta dell'Ala</i>	<i>22</i>
5.2	<i>Scelta dei profili delle sezioni di riferimento</i>	<i>24</i>
5.3	<i>Caratteristiche aerodinamiche del profilo medio</i>	<i>32</i>
5.4	<i>Angolo di freccia e legge di svergolamento geometrico.....</i>	<i>36</i>
5.5	<i>Calcolo della curva di portanza e della polare dell'ala</i>	<i>38</i>
6	POLARE DEL VELIVOLO COMPLETO.....	46
7	IMPENNAGGI DI CODA	58
7.1	<i>Impennaggio Verticale</i>	<i>58</i>
7.2	<i>Stabilità longitudinale</i>	<i>62</i>
7.3	<i>Dimensionamento del piano di coda orizzontale.....</i>	<i>69</i>

1 INTRODUZIONE

La versione del Boeing 747 Advanced (chiamato precedentemente Boeing 747-800) è stata presentata all'ultimo "Salon de l'Aeronatique et de l'Espace" tenutosi a Le Bourget nel luglio 2005.

Condividerà la stessa tecnologia e lo stesso cockpit del Boeing 787 Dreamliner.

Sarà un velivolo abbastanza più economico dei suoi predecessori e "environmentally friendly".

La versione passeggeri avrà una capacità di 450 passeggeri sistemati in tre classi ed un'autonomia di 8000 nm ad una velocità di Mach 0.86.

Fra i futuri acquirenti figurano la :

- British Airways
- Japan Airlines
- Cathay Pacific

Per la versione cargo invece figurano la Cargolux e la Nippon Cargo Airlines.

Le prime consegne sono previste per la fine della decade.

La sua lunghezza sarà di 74.3 m, 3.7 m in più della versione 400, il che permette di alloggiare due pallets e 38 passeggeri in più.

I motori saranno forniti dalla General Electric : sono una versione derivata dai motori Genx progettati per il Boeing 787; ma presentano un minor diametro per adattarsi alle ali del 747-Ad.

L'ala sarà completamente riprogettata: per quanto concerne l'ipersostentazione presenterà un flap single slotted per la parte esterna e un double slotted flap per la parte interna dell'ala.



Figura 1.1: Boeing 747 Advanced

L'uso dei materiali compositi permetterà un notevole abbassamento del peso a vuoto. Anche gli interni saranno totalmente rivoluzionati: la scala che conduce al ponte superiore non sarà più dritta ma curva.

Nella zona tradizionalmente riservata ai condotti per l'aria condizionata e al



Figura 1.2: Scala del Boeing 747 Ad

cablaggio (sopra alla cabina passeggeri) saranno create delle “ SkySuites”. I condotti ed il cablaggio saranno alloggiati lateralmente per cui tali suites non avranno finestre.

Le suites consistevano in piccoli compartimenti con separati con tendine o porte scorrevoli e saranno dotati di letti e dispositivi per il

divertimento o l'attività lavorativa.

Vi sarà pure una “lounge area” comune a tutte le suites.

I passeggeri che alloggeranno in esse si dovranno recare nella cabina per consumare i pasti.

I finestrini saranno più grandi (tipo quelli del 777) e vi sarà un sistema di illuminazione basato sulla tecnologia LED che permetterà di creare diverse tipologie di illuminazione: dal tramonto all'alba, durante la crociera.

TECHNICAL DATA

Measurement	747-100 (initial version)	747-400ER (current version)	747-8 Intercontinental
Length	70.7 m	70.7 m	74.2 m
Span	59.6 m	64.4 m	68.5 m
Height	19.3 m	19.4 m	19.4 m
Wing area	511 m ²	541 m ²	?
Weight empty	162.4 t	180.8 t	?
Maximum take-off weight	340.2 t	412.8 t	435.4 t
Cruising speed	.85 Mach	.855 Mach	.86 Mach
Maximum speed	.89 Mach	.92 Mach	.92 Mach
Range fully loaded	9,040 km	14,200 km	14,815 km
Cargo capacity	170.6 CBM (5 pallets + 14 LD1s)	158.6 CBM (4 pallets + 14 LD1s)	275.6 CBM (8 pallets + 16 LD1s)
Engines (example)	4 × Pratt & Whitney JT9D, 209 kN thrust each	4 × General Electric CF6-80, 274 kN thrust each	4 × General Electric GEnx-2B67, 296 kN thrust each
Cockpit Crew	Three	Two	Two

2 PESI E PUNTO DI PROGETTO

2.1 DETERMINAZIONE DEI PESI

Dalla specifica si sono ricavati i seguenti valori:

Wpayload	96750	lbs
	43827,75	Kg
Wcrew	4100	lbs
	1857,3	Kg

Si riportano qui di seguito dati relativi alla crociera e all'attesa nelle seguenti condizioni:

Crociera		
Rcr	8000	nm
V	874,9918	Km/h
V	472,4578	Knots
T	218,658	K
E	19	
M	0,82	
quota	35000	ft
Cj	0,45	lb/lb.h

Attesa		
E	17	
Cj	0,55	lb/lbh
End	45	min

A questo punto è possibile eseguire una valutazione dei pesi del velivolo:

Frazioni di combustibile			
W1/Wto	0,99	warmup	
W2/W1	0,99	taxing	
W3/W2	0,995	decollo	
W4/W3	0,98	salita	
W4/W5	1,49037522	crociera	
W5/W6	1,02456149	attesa	
W7/W6	0,99	discesa	
W8/W7	0,992	atter/parcheggio	
Wtfo	0,005	Wto	peso dei lubrificanti
	1,01055956		aereoporto alternativo
W8/Wto	0,60823422	rapporto fra peso finale e peso max al decollo	
Wf =	0,39176578	Wto	

Note tutte le frazioni di combustibile, si può ,quindi,considerare il sistema :

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

In opportune tabelle sono stati ricavati i valori di A e B propri della categoria del velivolo, le costanti C e D si sono trovate mediante semplici passaggi algebrici.

Nella tabelle di sotto sono riportati i valori:

C	0,603234
D	100850
A	0,0833
B	1,0383

In questo modo, noti i valori delle costanti sopra riportati e le frazioni di peso illustrate nella tabella precedente, si è giunti alla determinazione finale dei pesi del velivolo.

Risultati finali				
Wto	441928	Kg	975558,5	lbs
We	220900,817	Kg	487639,8	lbs
WL	221027,183	Kg	100255,7	lbs

2.2 DETERMINAZIONE DEL PUNTO DI PROGETTO

A questo punto è possibile determinare il punto di progetto considerando le seguenti condizioni:

Requisiti		
sea level		
Stakeoff	11500	ft
Slanding	8000	ft
Cdo	0,016	
e	0,8	

Ipotesi					
Clmax	1,7				
Clmax To	2,2				
Clmax L	2,8				
b	65	m	Boeing 747-300 59,6		
Scegliamo Wto/S uguale a Boeing 747/300				142	psf

Si riportano,altresi,le condizioni di decollo e atterraggio.

Takeoff		
(T/Wo)to>	0,0014822	(W/S)to
psf		lbs/lbs

Landing				
SFl	13333,333	ft		
Va	210,81851	kts		
Vsl	162,16809	kts	83,4264705	m/sec2
(W/S)l	1216,7542	kg/m2	249,212316	psf
(W/S)to <	293,19096	psf		

Per le condizioni di crociera si è fatto riferimento ai dati della tabella di sotto:

Velocità di crociera				
quota	35000	ft		
Mach	0,82			
densità	0,3874458	kg/m ³		
Temp	219,75	K		
Vcr	874,99184	Km/hr	243,05329	m/sec
dynpress	11444,162	Pa	238,936027	psf
0,000243826		4,71871056		
(T/W) _{cr} >	4,7187106	*(S/W) _{to} +	(W/S) _{to} *	0,000243826
(T/W) _{to} =	(T/W) _{cr} /0,19			

Per determinare il punto di progetto sono state preventivamente valutate le limitazioni sulla distanza di decollo e atterraggio.

Dopo, in base alle limitazioni imposte dalle norme FAR 25, che regolano il velivolo da trasporto a getto in esame nella seguente trattazione, si è passati alla determinazione delle polari.

Le limitazioni imposte dalla normativa sono state esposte nella tabella di sotto con relativi rapporti spinta/peso.

Norme FAR 25	
T_W25.111	0,1635
T_W25.121-1	0,1626
T_W25.121-2	0,1959
T_W25.121-3	0,1578
T_W25.121-4	0,2289
T_W25.119	0,1817

Ricordando che una polare teorica è rappresentata analiticamente dalla seguente espressione:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A Re}$$

Dai valori calcolati prima di allungamento alare e superficie, si è passati all'utilizzo della seguente relazione statistica:

$$\log_{10} S_{wet} = c + d \log_{10} W_{TO}$$

I parametri c e d per i velivoli a getto sono pari a 0.6143 e 98595 rispettivamente. Quindi dal calcolo della superficie bagnata si è passati al calcolo dell'area parassita usando la seguente formula:

$$\log_{10} f = a + b \log_{10} S_{wet}$$

I parametri a e b dipendono dal valore assunto per il coefficiente d'attrito c_f che si assumerà pari a 0.0060. Pertanto $a = -2.52$ e $b = 1.00$. e dal calcolo di f Infine si ha

che $C_{D0} = \frac{f}{S} = 0,017$.

Di seguito si riportano qui di seguito i valori dei coefficienti di portanza e resistenza relativi ai punti caratteristici della polare del velivolo.

Punto P	
CL	1,0083
CD	0,068
Punto E	
CL	0,58212
CD	0,034
Punto A	
CL	0,33609
CD	0,02266

Nel grafico di sotto si illustra l'andamento delle polari in condizioni di decollo,atterraggio e in configurazione pulita.

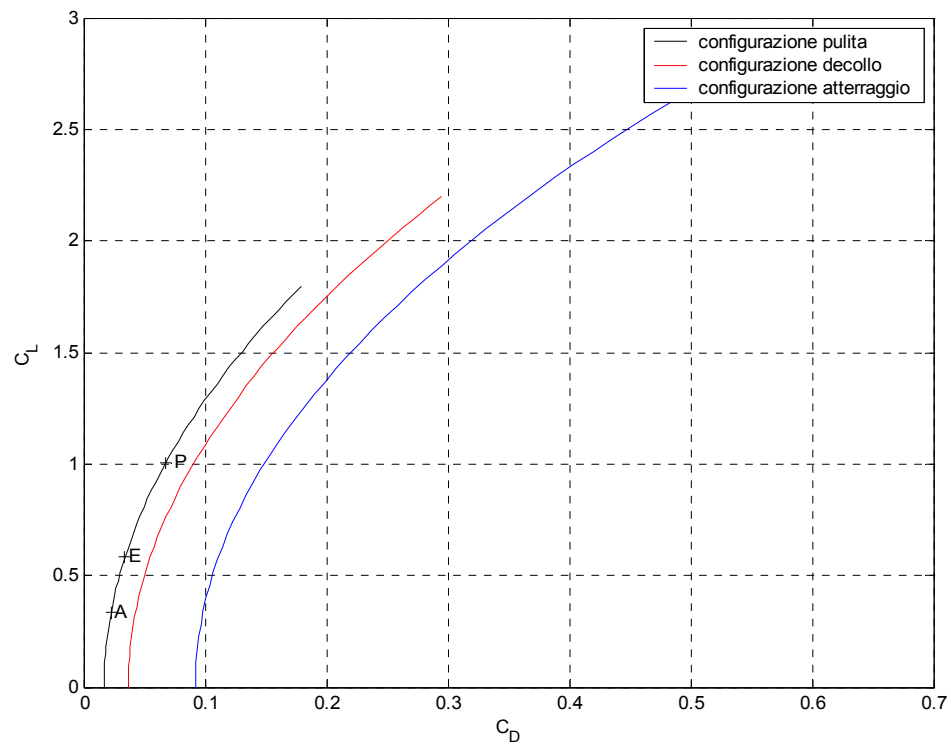


Figura 2.1

Per una più chiara esplicazione delle polari di avanprogetto si rimanda al capitolo seguente.

Nel secondo grafico si evidenziano le zone in cui deve cadere il punto di progetto in base alle limitazioni descritte precedentemente per la distanza di decollo e atterraggio e le limitazioni imposte dalla normativa applicata al velivolo analizzato.

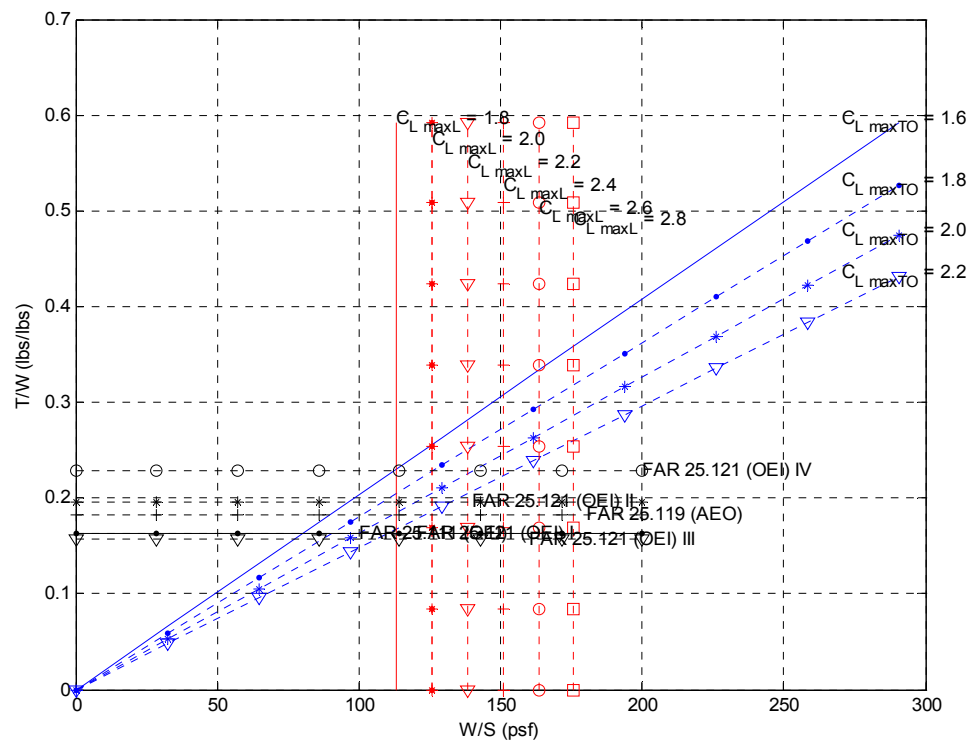


Figura 2.2

I risultati del calcolo della superficie alare e del carico alare sono esposti nella seguente tabella:

Risultati		
(W/S) _{to}	150	psf
T/W	0,27	
S	6503,723	ft ²
	585,3351	m ²

3 POLARI DI AVANPROGETTO

Una polare teorica è rappresentata analiticamente dalla seguente espressione:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A Re}$$

Supponendo che AR sia pari a 6.78 e che la superficie alare sia pari a 622 m^2 si valuta la polare del velivolo in configurazione pulita secondo la relazione

$$\log_{10} S_{wet} = c + d \log_{10} W_{TO}$$

I parametri c e d per i velivoli a getto sono pari a 0.0199 e 0.753 rispettivamente. Quindi la superficie bagnata è di 3610 m^2 .

È possibile ora calcolare l'area parassita f come

$$\log_{10} f = a + b \log_{10} S_{wet}$$

I parametri a e b dipendono dal valore assunto per il coefficiente d'attrito c_f che si assumerà pari a 0.0030. Pertanto $a=-2.52$ e $b=1.00$. Ne segue che $f=10.3 \text{ m}^2$. Infine si

ha che $c_{D0} = \frac{f}{S} = 0.0126$.

Ritenendo che il coefficiente di Oswald e sia pari a 0.80 si ottiene l'espressione della polare parabolica del nostro velivolo:

$$C_D = 0.0126 + 0.0528C_L^2$$

In configurazione di decollo con carrello retrainato, invece, gli ipersostentatori sono parzialmente estratti inducendo un incremento del C_{D0} pari a 0.02000 ed il coefficiente di Oswald e ora è pari a 0.75. Quindi si ha:

$$C_D = 0.0332 + 0.0563C_L^2$$

In condizioni di decollo con carrello estratto si ha un'ulteriore variazione del C_{D0} pari a 0.0250 e quindi:

$$C_D = 0.0582 + 0.0563C_L^2$$

Al decollo con carrello estratto si ha ancora una variazione del C_{D0} causato dagli ipersostentatori maggiormente estratti e quindi:

$$C_D = 0.113 + 0.0603C_L^2$$

essendo il coefficiente di Oswald pari a 0.70.

In caso di mancato atterraggio, infine, si ha che

$$\Delta C_{D0} = \frac{\Delta C_{D0TO} + \Delta C_{D0L}}{2} = 0.0725$$

Similmente varia il coefficiente di Oswald:

$$e = \frac{e_{TO} + e_L}{2} = 0.725$$

Quindi si ha:

$$C_D = 0.0857 + 0.0582C_L^2$$

Riportiamo in figura le polari del velivolo nelle quattro configurazioni ora illustrate:

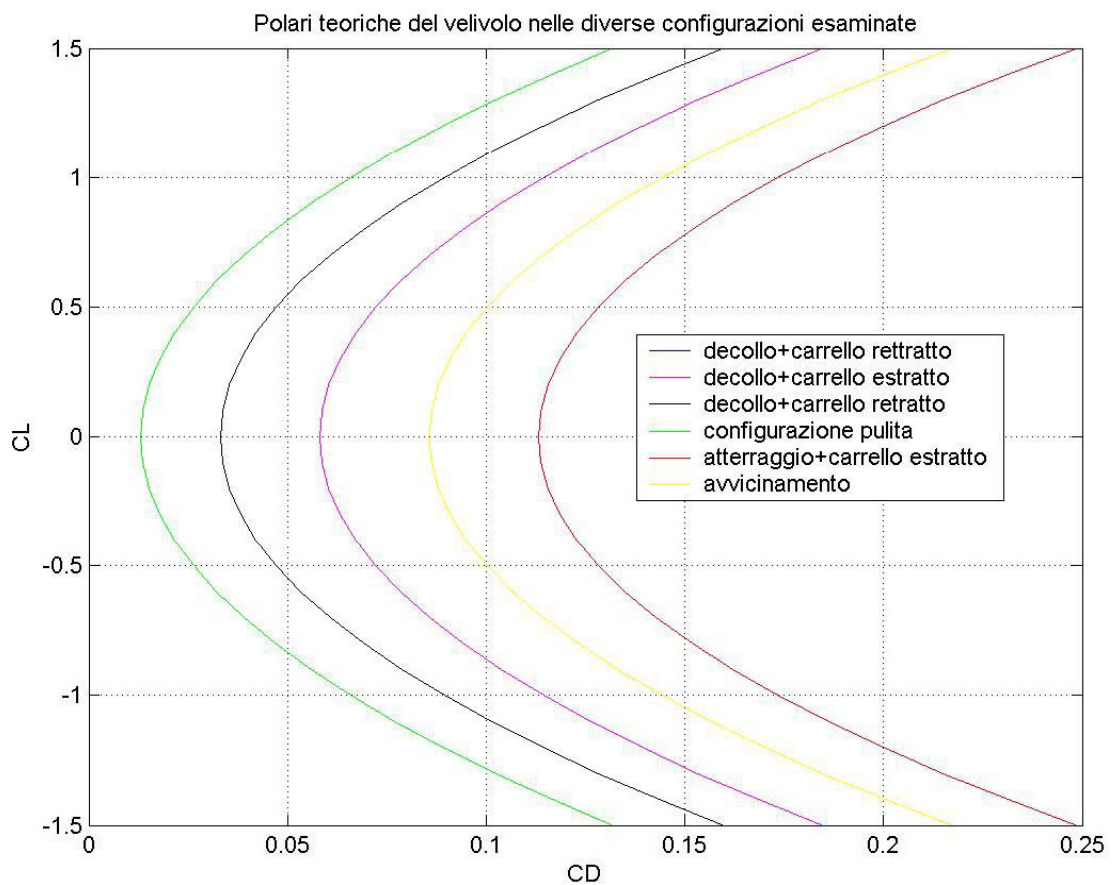


Figura 3.1: Polare di avanprogetto del Boeing 747-400

4 PROGETTO DELLA FUSOLIERA

Nella specifica di progetto è prescritto che il velivolo sia in grado di accogliere 450 passeggeri.

La configurazione scelta per la fusoliera è stata ad un unico ponte.

In tal senso si è avuto come riferimento il velivolo Airbus A340-600 , piuttosto che il Boeing 747-400 da cui il velivolo in esame è derivato.

Si è optato verso tale scelta ritenendola migliore dal punto di vista aerodinamico, più agevole per lo sbarco dei passeggeri (si evita che i passeggeri del ponte superiore debbano attraversare scale interne all'aereo) nonché più moderna.



Figura 4.1: Fusoliera del Boeing 747-400



Figura 4.2: Fusoliera dell'Airbus 340-600

Per quanto riguarda la disposizione dei posti si è ritenuto di allocare i 450 passeggeri in una unica classe turistica, con due corridoi .

La posizione dei posti è 3-4-3.

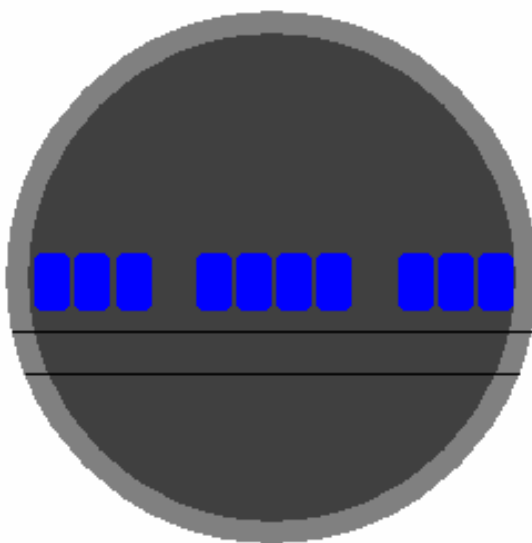


Figura 4.3: Disposizione dei Posti

La larghezza di ciascun posto è di 20.54 in, mentre la larghezza del corridoio è 19.0 in.

Come è possibile notare nella figura 3 si è scelta una sezione maestra a forma circolare.

Il pavimento è posto quasi alla mezzeria della sezione. Tale scelta è dovuta alla necessità di alloggiare un carico notevole nella stiva: dando la possibilità alla compagnia aerea di sfruttare il velivolo come cargo nelle ore notturne.

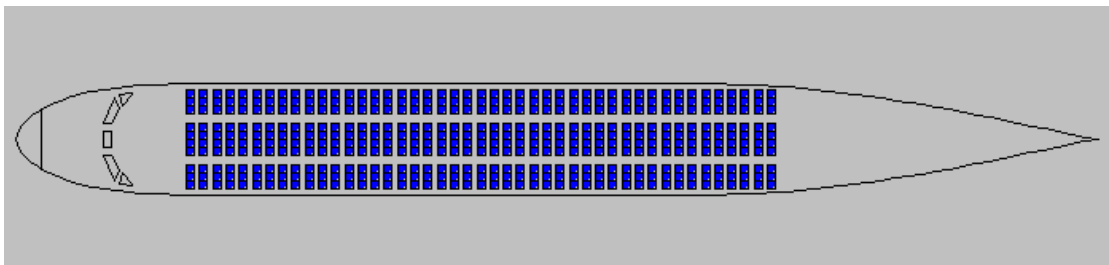


Figura 4.4: Configurazione dei posti nella fusoliera

Ritornando alla disposizione dei posti è stato previsto un ‘extra space’ nella parte anteriore della fusoliera in modo da permettere al gestore del velivolo di poter sistemare una decina di posti in classe VIP.

Per quanto riguarda le uscite ne sono previste soltanto due: una nella parte anteriore ed una nella parte posteriore della fusoliera.

Le dimensioni complessive sono riportate nella seguente tabella riassuntiva.

Larghezza della sezione	6,77 m
Altezza della sezione	6,77 m
Lunghezza della fusoliera	65,5 m
Lunghezza parte anteriore	10,16 m
Lunghezza cono di coda	23,7 m
Lunghezza della cabina	31,71 m
Area bagnata	4000 m ²

Tabella 4.1: Caratteristiche principali della fusoliera

5 PROGETTO DELL'ALA

La scelta del punto di progetto, effettuata nel *Capitolo 2*, consente di ricavare il valore del carico alare $\left(\frac{W_{TO}}{S}\right)$ e quindi della superficie alare del velivolo in oggetto.

In questo capitolo viene proposta un'analisi descrittiva delle scelte effettuate e dei procedimenti computazionali adoperati per il dimensionamento geometrico ed aerodinamico della principale superficie portante del *Boeing 747-400 Advanced*. La trattazione è suddivisa nei seguenti punti principali:

- Configurazione strutturale e forma in pianta dell'ala
- Scelta dei profili delle sezioni di riferimento
- Calcolo delle caratteristiche aerodinamiche del profilo medio
- Angolo di freccia e legge di svergolamento geometrico
- Calcolo della curva di portanza e della polare dell'ala

5.1 CONFIGURAZIONE STRUTTURALE E FORMA IN PIANTA DELL'ALA

Il Boeing 747-400 Advanced è caratterizzato da una configurazione strutturale ad ala bassa ed incastrata, come tipicamente accade per i velivoli da trasporto a getto. La superficie alare del velivolo in questione è pari a .

Il passo successivo, riguardante il disegno della forma in pianta dell'ala, consiste nell'assegnare un valore all'apertura alare b o, equivalentemente, all'allungamento alare AR ($AR = b^2/S$). Uno dei principali fattori che condizionano l'intero progetto di un velivolo, ed in particolar modo la parte relativa all'ala, consiste nella compatibilità con le strutture aeroportuali esistenti. Basti pensare che la massima larghezza degli hangar disponibili nei principali aeroporti del mondo impone una non banale limitazione in termini di apertura alare, in contrasto con l'elevato valore della superficie alare imposto dal punto di progetto.

Le ragioni sopra esposte rendono opportuna la scelta di una apertura alare di 65 m (già scelta nel *Capitolo 2*) e quindi di un allungamento alare pari a 7.22 .

Analizzando la *Tabella 5.1*, in cui vengono riportati i valori dell'allungamento alare relativi a diversi velivoli da trasporto a getto, è possibile notare che il valore trovato è confrontabile con quelli indicati.

VELIVOLO	AR
Boeing B737-100	8.80
Boeing B737-300	7.90
Boeing B747-400	7.67
Boeing B777-300	8.68
Airbus A340-500	9.29
Airbus A330-300	10.0
McDonnell-Douglas MD-11	7.87

Tabella 5.1: AR per diversi velivoli da trasporto a getto

La scelta del rapporto di rastremazione λ viene generalmente dettata da esigenze di carattere strutturale. La rastremazione di un'ala influenza in maniera decisiva la distribuzione di carico lungo l'apertura, favorendone una significativa riduzione in corrispondenza delle estremità, con notevoli conseguenti vantaggi dovuti alla riduzione del momento flettente alla radice ed all'aumento della rigidità torsionale complessiva. Ciò consente un benefico alleggerimento degli elementi strutturali che costituiscono la superficie portante e quindi una riduzione del rapporto del peso a vuoto fratto il peso massimo al decollo. Tuttavia la rastremazione comporta un incremento del C_l verso le estremità alari che, unitamente alla diminuzione del *numero di Reynolds* locale, favorisce la nascita del fenomeno dello stallo proprio in corrispondenza della zona di competenza degli alettoni con conseguente perdita di efficacia dei comandi. Per ali non svergolate, un metodo per localizzare in prima approssimazione il punto lungo la semiapertura alare in corrispondenza del quale si ottiene il massimo valore del coefficiente di portanza consiste nell'applicare la seguente formula:

$$\eta_{C_{l\max}} = 1 - \lambda$$

Scegliendo per il velivolo in questione un valore di λ pari a 0.25, si ottiene un picco di C_l al 75% della semiapertura alare.

Tale rapporto di rastremazione fornisce, inoltre, i seguenti valori delle corde di radice (non esposta) e di estremità.

$$c_r = \frac{2}{1 + \lambda} \cdot \frac{S}{b} = 14.4 m$$

$$c_t = c_r \cdot \lambda = 3.60 m$$

Il problema dello stallo di estremità verrà successivamente risolto attraverso l'adozione di una opportuna legge di svergolamento.

I dati relativi al dimensionamento geometrico della forma in pianta dell'ala sono riassunti nella tabella seguente.

CARATTERISTICHE GEOMETRICHE	
Superficie alare S [m ²]	585
Apertura alare b [m]	65.0
Allungamento alare AR	7.22
Rapporto di rastremazione λ	0.250
Corda alla radice c_r [m]	14.4
Corda alla estremità c_t [m]	3.60

Tabella 5.2: Caratteristiche geometriche ala

5.2 SCELTA DEI PROFILI DELLE SEZIONI DI RIFERIMENTO

In *Tabella 5.3* sono riportate le sezioni di riferimento lungo l'apertura alare con i dati ad esse relativi.

Stazione	Corda [m]	Re ($z=35000$ ft, $M=0.850$) - condizioni in crociera -	Re ($z=0$ ft, $M=0.137$) - condizioni in atterraggio -	Re ($z=35000$ ft, $M=0.157$) - condizioni di minimo Re -
Radice	14.4	96'200'000	67'300'000	24'000'000
40% $b/2$	10.1	45'800'000	32'100'000	11'500'000
Estremità	3.60	17'700'000	12'400'000	4'430'000

Tabella 5.3: Valori assunti dal *numero di Reynolds* in diverse condizioni di volo

In particolare, in essa vengono proposti i valori assunti dal *numero di Reynolds* nelle condizioni operative di crociera e di atterraggio, ed in entrambi i casi si nota come tali valori non scendano al di sotto della soglia dei *12.000.000*. Inoltre, nella quinta colonna, sono riportati i valori assunti dallo stesso numero nelle condizioni non operative di quota di crociera e di velocità di stallo all'atterraggio e cioè nelle

condizioni che minimo Re . Questo sta ad evidenziare come, nelle reali situazioni di volo, i presupposti per lo stallo da bolla corta non si realizzino in alcuna sezione dell'ala, essendo necessario raggiungere le velocità minime a quote molto elevate per realizzare valori del *numero di Reynolds* che ne favoriscano la nascita. Infatti, in prima approssimazione è possibile affermare che lo stallo da bolla corta si verifica per profili che hanno uno spessore massimo percentuale compreso tra il 9% ed il 15% ed a valori di Re inferiori a 7.000.000.

Il passo successivo consiste nella scelta dei profili alari da utilizzare per le sezioni di riferimento. I criteri che influenzano maggiormente la scelta del tipo di profilo sono i seguenti:

- **efficienza aerodinamica** – è importante che il coefficiente di resistenza assuma valori bassi in corrispondenza dei valori di crociera del coefficiente di portanza;
- **spessore percentuale** – un elevato spessore percentuale garantisce una maggiore attitudine ad assorbire il momento flettente, prodotto dalla distribuzione di carico lungo la semiapertura alare. Inoltre, spessori del 12-13% consentono di ottenere i più elevati valori del $C_{l\ max}$ con uno stallo graduale;
- **coefficiente di momento focale** – valori contenuti del C_{m0} riducono le sollecitazioni torsionali a cui è sottoposta l'ala nonché i carichi di bilanciamento esplicati dal piano orizzontale di coda.

Tenendo conto delle caratteristiche sopraindicate sono stati analizzati una serie di profili contenuti nel database del software **Profili 2**¹. I risultati di tale ricerca si concretizzano in tre profili alari appartenenti al Boeing 707 e di cui di seguito si riportano le principali informazioni di carattere geometrico ed aerodinamico, ricavate attraverso il software **Xfoil**

¹ Il software **Profili 2** è prodotto e distribuito dal Dottore Stefano Duranti e si basa sul codice di calcolo **Xfoil** del Professore Mark Drela dell'università del Massachusetts Institute of Technology

PROFILO ALLA RADICE: Boeing 707 08span

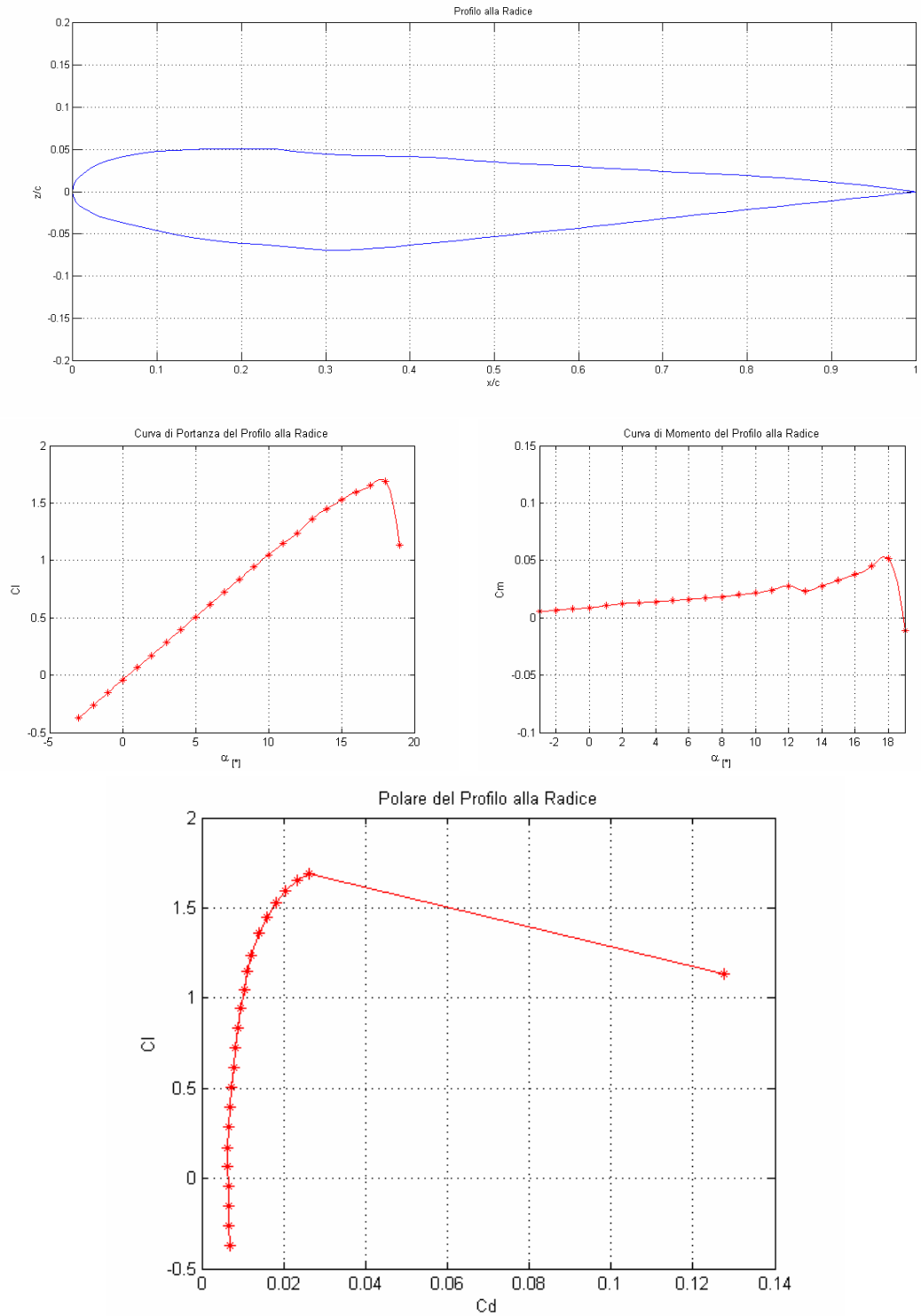


Figura 5.1: Caratteristiche geometriche e aerodinamiche del profilo alla radice ($Re=12\,000\,000$ e $M=0$)

PROFILO AL 40% DELLA SEMIAPERTURA ALARE: Boeing 707 40span

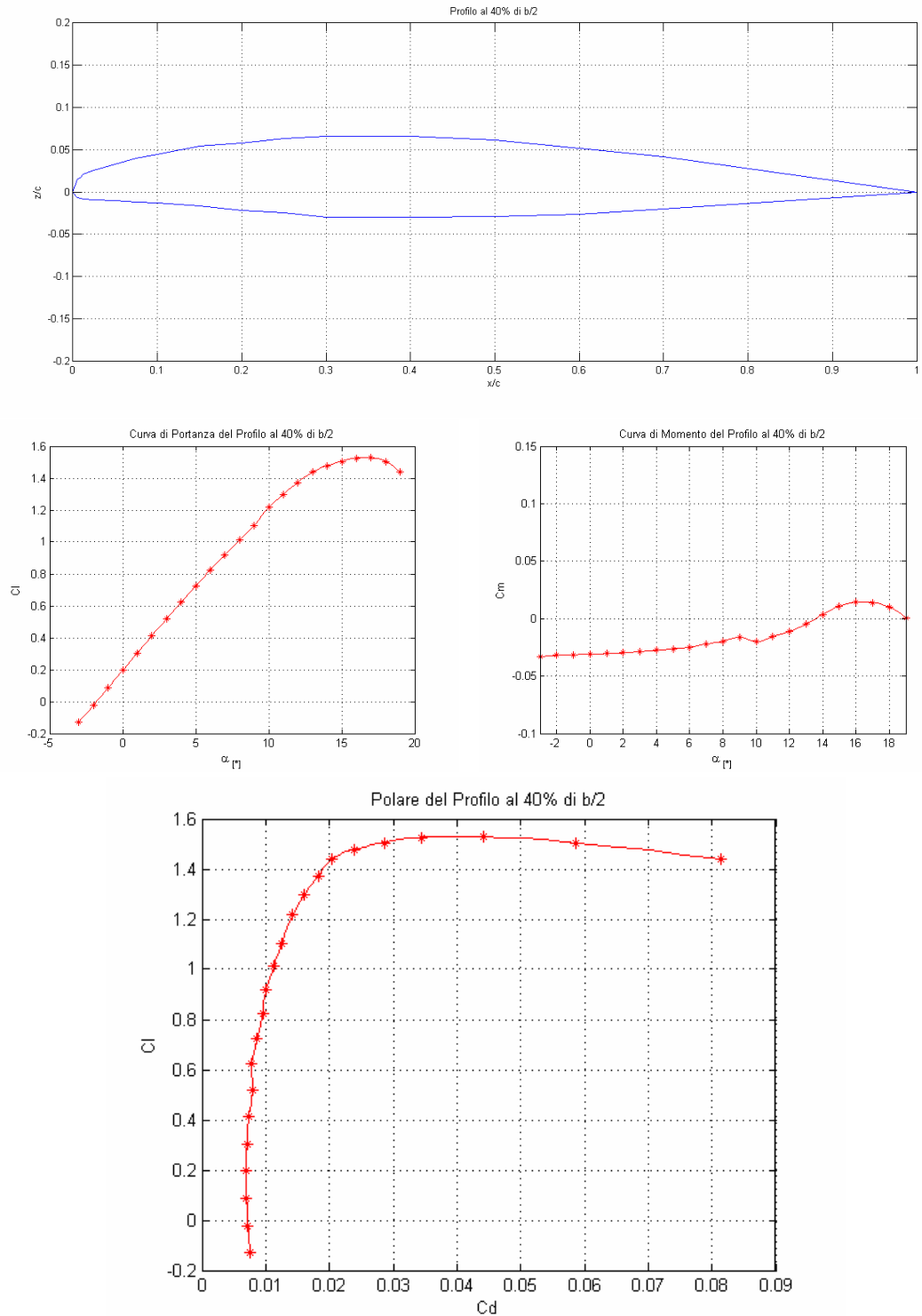


Figura 5.2: Caratteristiche geometriche e aerodinamiche del profilo al 40% di b/2 ($Re=12'000'000$ e $M=0$)

PROFILO ALL'ESTREMITÀ: Boeing 707 99span

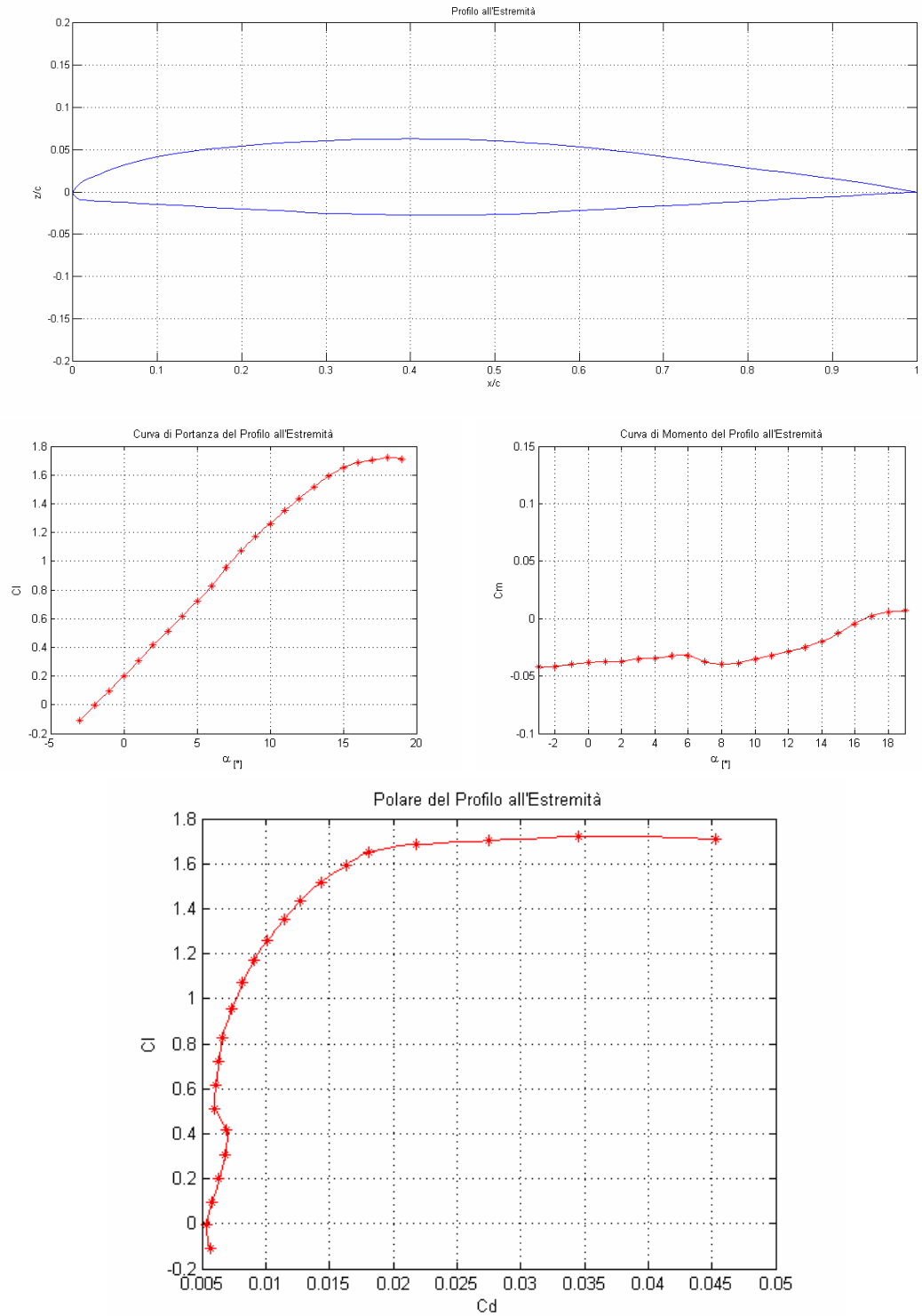


Figura 5.3: Caratteristiche geometriche e aerodinamiche del profilo all'estremità ($Re=12'000'000$ e $M=0$)

CONFRONTO TRA I VARI PROFILI

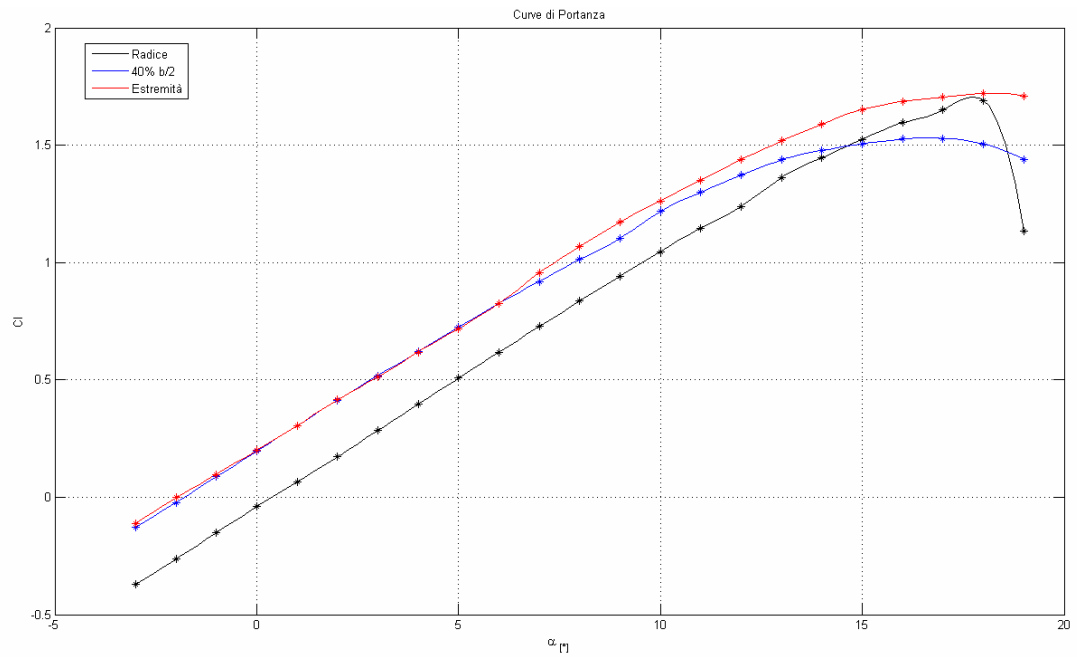


Figura 5.4: Confronto delle curve di portanza dei tre profili considerati ($Re=12'000'000$ e $M=0$)

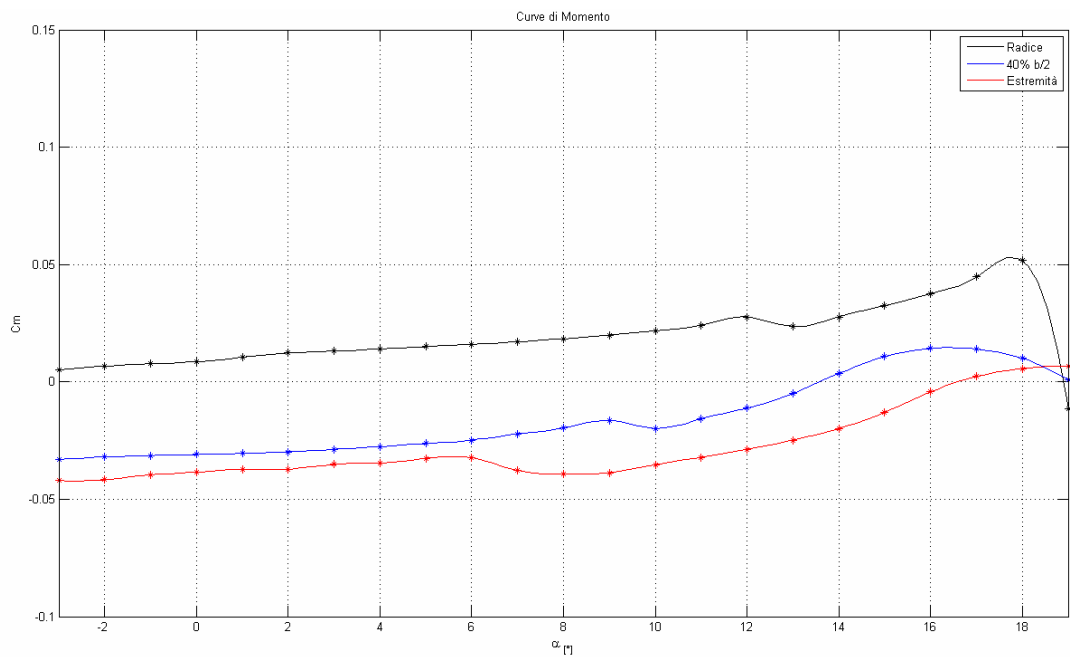


Figura 5.5: Confronto delle curve di momento dei tre profili considerati ($Re=12'000'000$ e $M=0$)

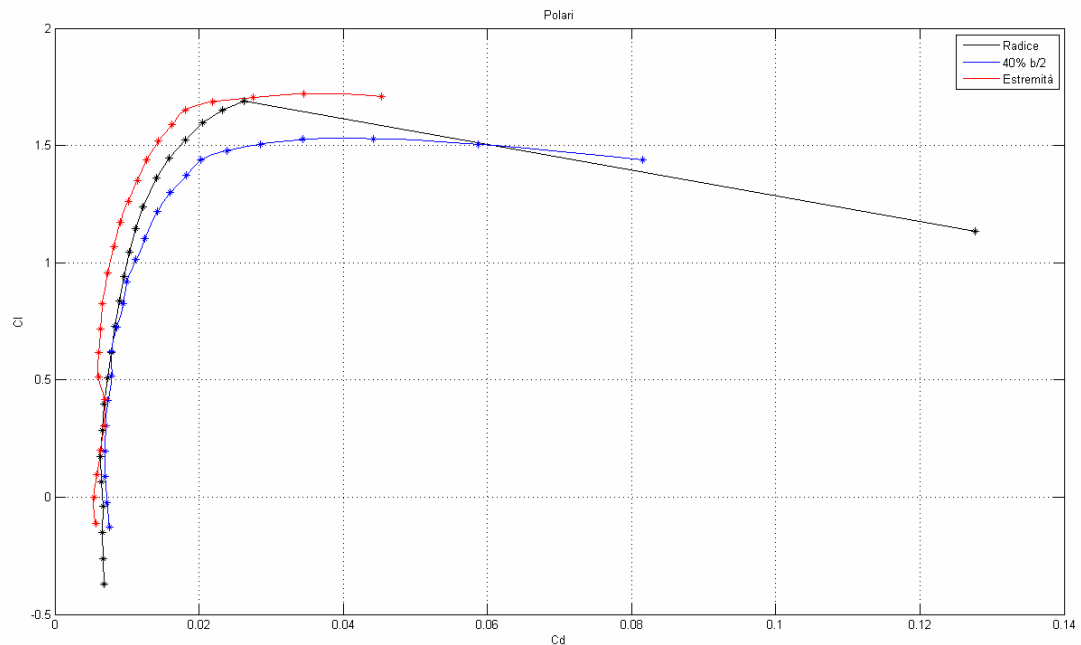


Figura 5.6: Confronto delle polari dei tre profili considerati ($Re=12'000'000$ e $M=0$)

Preme qui sottolineare un fatto importante. Le caratteristiche aerodinamiche dei profili alari dipendono, come è noto, dai valori assunti dal *numero di Reynolds* e dal *numero di Mach*. In particolare, le principali variazioni indotte da una modifica del valore del *numero di Reynolds* sono riscontrabili nelle polari, con effetti più o meno significativi agli assetti elevati, e con effetti in prima approssimazione trascurabili, ai piccoli assetti. Inoltre, l'entità delle variazioni di cui sopra diviene molto limitata qualora si raggiungano valori del *numero di Reynolds* superiori a $10.000.000$. A testimonianza di quanto detto, si riportano, alla pagina successiva, dei grafici che mostrano le curve polari dei profili scelti, calcolate ai valori minimo ($Re=12'000'000$) e massimo ($Re=96'000'000$) assunti dal *numero di Reynolds* a bordo del velivolo studiato. Attraverso di essi, si nota come le limitate differenze indotte siano confinate prevalentemente nella zona delle elevate incidenze. Dunque, le motivazioni sopra esposte giustificano l'adozione del set di dati aerodinamici, relativi ai profili alari scelti, corrispondente ad un valore del numero di Reynolds pari a $12'0000'000$ ed a un valore del *numero di Mach* uguale a zero.

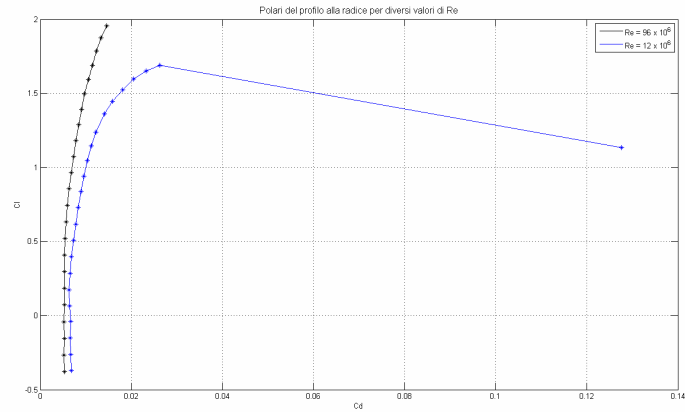


Figura 5.7: Polare del profilo alla radice per due valori del *numero di Reynolds*

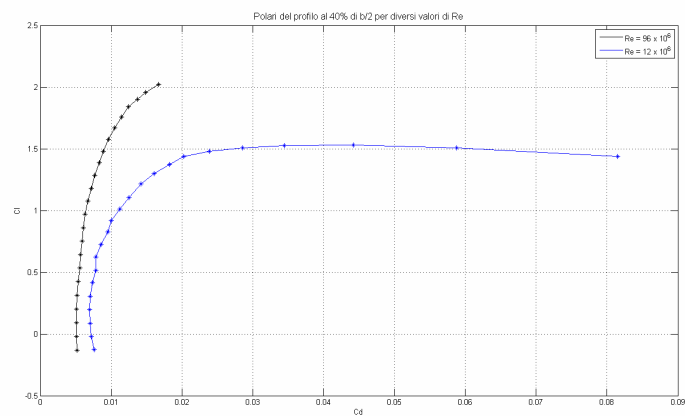


Figura 5.8: Polare del profilo al 40% di $b/2$ per due valori del *numero di Reynolds*

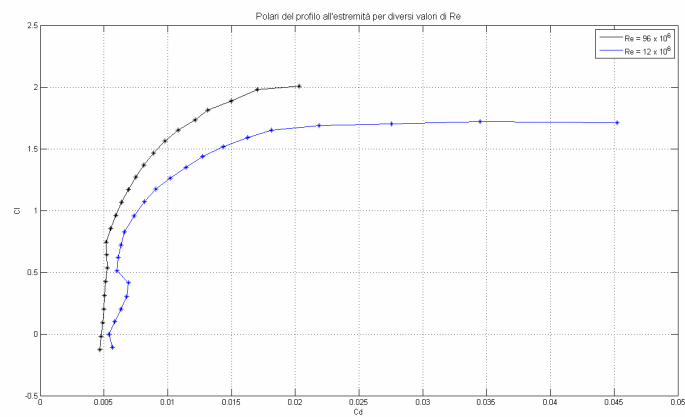


Figura 5.9: Polare del profilo all'estremità per due valori del *numero di Reynolds*

5.3 CARATTERISTICHE AERODINAMICHE DEL PROFILO MEDIO

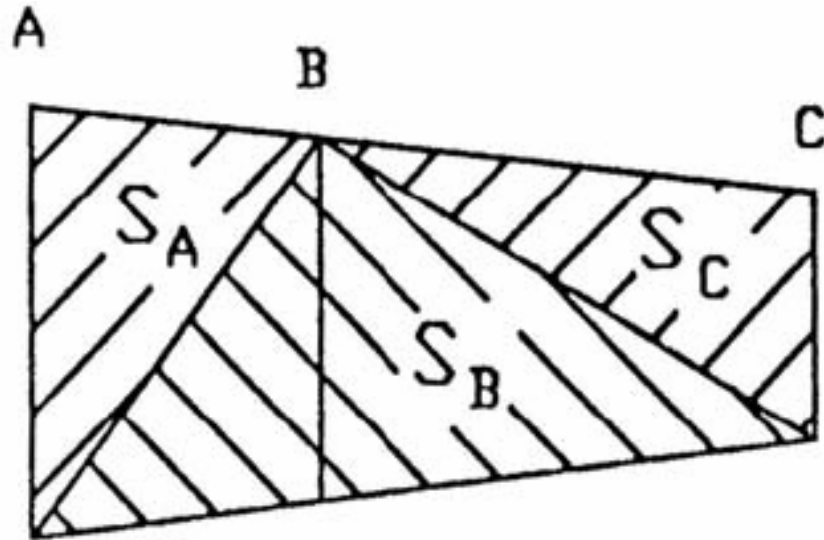


Figura 5.10: Schematizzazione suddivisione ala

Si indicano con i pedici A , B e C le grandezze relative, rispettivamente, alla sezione alla radice (*profilo Boeing707 08span*), a quella al 40% della semiapertura alare (*profilo Boeing707 40span*) ed a quella d'estremità (*profilo Boeing707 99span*). Le aree di influenza delle rispettive sezioni di riferimento sono:

$$S_A = 93.6 m^2 \qquad S_B = 164 m^2 \qquad S_C = 35.1 m^2$$

Da queste si ricavano i seguenti valori delle costanti moltiplicative:

$$K_A = \frac{2 \cdot S_A}{S} = 0.320 \qquad K_B = \frac{2 \cdot S_B}{S} = 0.560 \qquad K_C = \frac{2 \cdot S_C}{S} = 0.120$$

Per ricavare le caratteristiche aerodinamiche del profilo medio sono state applicate le formule seguenti:

$$C_l = K_A C_{lA} + K_B C_{lB} + K_C C_{lC}$$

$$C_d = K_A C_{dA} + K_B C_{dB} + K_C C_{dC}$$

$$C_m = K_A C_{mA} + K_B C_{mB} + K_C C_{mC}$$

Nelle figure che seguono si riportano le caratteristiche del profilo medio.

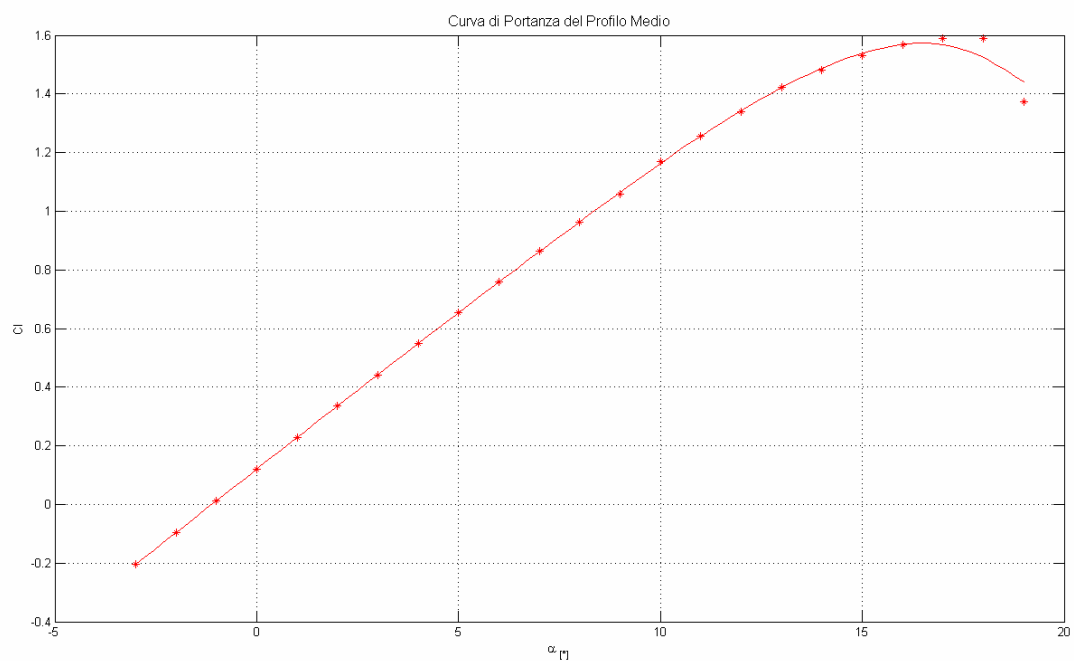


Figura 5.11: Curva di portanza del profilo medio ($Re=12'000'000$ e $M=0$)

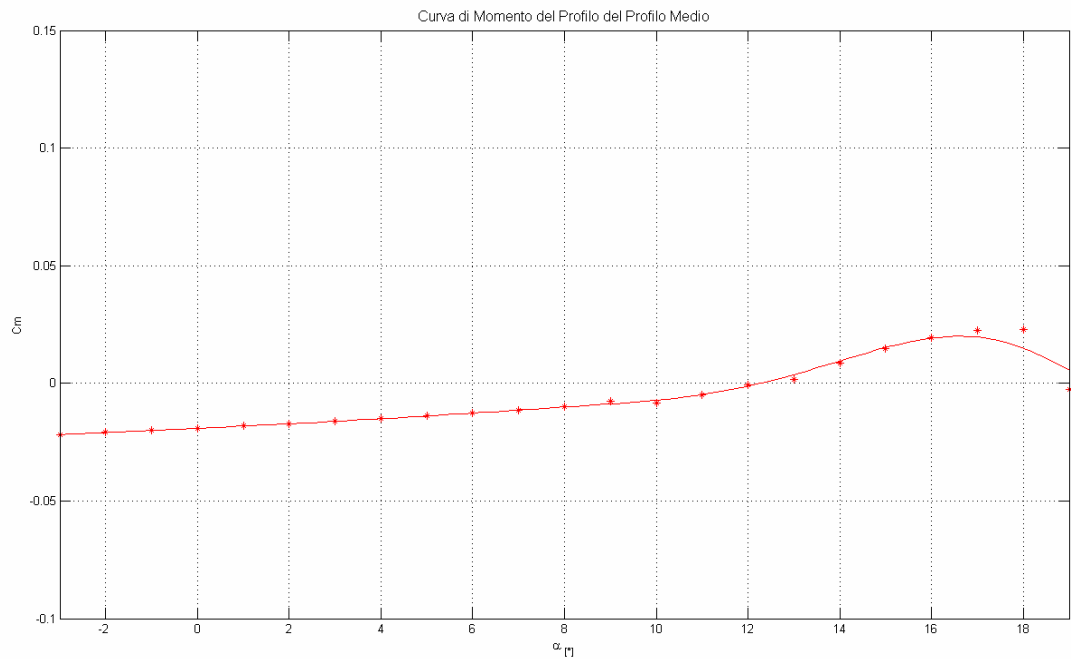


Figura 5.12: Curva di momento del profilo medio ($Re=12'000'000$ e $M=0$)

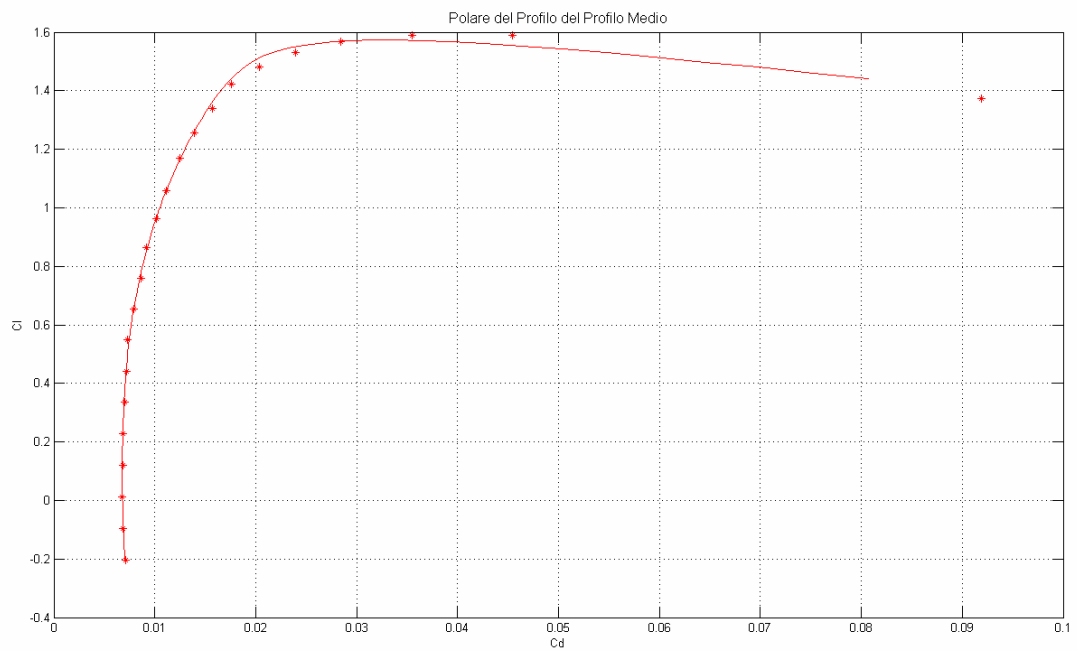


Figura 5.13: Polare del profilo medio ($Re=12'000'000$ e $M=0$)

Nella *Tabella 5.4* si riportano le caratteristiche principali dei profili considerati.

PROFILO	C_{la}	α_{0L}	x_{AC}	C_{MAC}
Profilo alla Radice	0.110	0.30	0.239	0.00964
Profilo al 40% di b/2	0.105	-1.90	0.236	-0.0346
Profilo all'Estremità	0.104	-1.90	0.249	-0.0371
Profilo Medio	0.106	-1.02	0.239	-0.0208

Tabella 5.4: Tabella riassuntiva delle caratteristiche principali dei profili scelti

Lo spessore massimo percentuale del profilo medio è calcolabile con la seguente formula.

$$\tau_{pm} = K_A \tau_A + K_B \tau_B + K_C \tau_C = 10.1\%$$

Si tratta, dunque, di un profilo avente uno spessore massimo percentuale del *11.4%* della corda. Tuttavia, al fine di scongiurare gli svantaggi connessi con lo sviluppo dell'aerodinamica tipica dei flussi comprimibili, si rende necessario un accrescimento del valore del numero di Mach critico soprattutto relativo alle sezioni maggiormente a rischio quali possono essere, appunto, quelle della zona di radice dell'ala, dove gli spessori massimi percentuali sono più consistenti. Ivi, dunque, si incrementano le lunghezze delle corde, in maniera tale da ridurre gli spessori massimi percentuali. In particolare si è scelto un incremento della lunghezza della corda alla radice pari a *2.88 m* al bordo di uscita, il che comporta una lunghezza complessiva della corda alla radice pari a *17.3 m*.

Lo spessore massimo del profilo alla radice era, in origine, pari all'*11.4%* di una corda lunga *14.4* metri e quindi uguale a *1.64* metri; quindi, il nuovo spessore massimo percentuale dello stesso profilo è *10.5%*. Di conseguenza il nuovo valore dello spessore massimo percentuale del profilo medio è.

$$\tau_{pm} = K_A \tau_A + K_B \tau_B + K_C \tau_C = 9.49\%$$

5.4 ANGOLO DI FRECCIA E LEGGE DI SVERGOLAMENTO GEOMETRICO

Gli effetti aerodinamici della compressibilità del flusso, che investe il velivolo in condizioni di crociera, possono essere ritardati adottando un opportuno angolo di freccia per l'ala. Per velivoli convenzionali nonché dotati di profili NACA e che in condizioni di crociera realizzano un valore massimo del coefficiente di portanza pari a 0.4 , è possibile ricavare l'entità di tale angolo attraverso degli opportuni grafici, riportati nel testo *Airplane Design* di Roskam. Nel caso del velivolo *Boeing 747-400 Advanced*, l'elevata complessità progettuale e l'impiego di profili alari diversi da quelli convenzionali, non consentirebbero l'utilizzo dei suddetti diagrammi.

Pertanto, al fine di sopperire alla mancanza di un valido metodo di calcolo, si assume che l'angolo di freccia della linea dei punti ad un quarto delle corde sia pari a 37.5° , valore che coincide con quello fornito dal **JANE'S** per il velivolo in questione e che consente di ottenere un valore del numero di Mach critico maggiore di quello di crociera che è pari a 0.82 .

L'ultimo argomento che concerne il dimensionamento geometrico dell'ala riguarda la legge lineare di svergolamento lungo l'apertura alare, la quale si rivela essere del tutto fondamentale, su di un'ala rastremata, al fine di scongiurare il verificarsi dello stallo di estremità. Il software *WING*, messo a disposizione dal D.P.A. dell'Università degli Studi di Napoli "*Federico II*", consente di ricavare le distribuzioni di carico lungo l'apertura al variare dell'incidenza noti i calettamenti geometrici delle sezioni di riferimento. Dunque si è assunto un valore per il calettamento della retta di portanza nulla del profilo alla radice e di quello all'estremità pari, rispettivamente, a 4° e a 2° al fine di ottenere uno svergolamento aerodinamico pari a -2° , come suggerito da *Airplane Design* di Roskam, per velivoli simili. Noto il valore del calettamento aerodinamico delle rette di portanza nulla e dell'angolo di portanza nulla delle sezioni di riferimento si è calcolato il calettamento geometrico delle corde delle sezioni suddette.

A conclusione di questo paragrafo si riporta una tabella riassuntiva contenente le principali caratteristiche geometriche ed aerodinamiche dell'ala e la forma in pianta dell'ala.

CARATTERISTICHE GEOMETRICHE	
Superficie Alare S	585 m^2
Apertura Alare b	65.0 m
Allungamento Alare AR	7.22
Angolo di Freccia della linea dei punti a $\frac{1}{4}$ delle corde	37.5°
Rapporto di Rastremazione λ	0.250
Corda alla Radice c_r	14.4 m
Corda all'Estremità c_t	3.60 m
CARATTERISTICHE SEZIONI	
Profilo Radice	<i>Boeing 707 08span</i>
Profilo al 40% di $b/2$	<i>Boeing 707 40span</i>
Profilo Estremità	<i>Boeing 707 99span</i>
Estensione del Bordo d'Uscita della Corda alla Radice	2.88 m
Apertura dell'Estensione	13.0 m
Corda alla Radice con Estensione	17.3 m
Spessore Massimo del Profilo alla Radice (senza estensione) τ_A	11.4%
Spessore Massimo del Profilo alla Radice (con estensione) τ_A	10.5%
Spessore Massimo del Profilo al 40% di $b/2$ τ_B	9.58%
Spessore Massimo del Profilo all'Estremità τ_C	9.01%
Spessore Massimo del Profilo Medio (senza estensione) τ_{pm}	10.1%
Spessore Massimo del Profilo Medio (con estensione) τ_{pm}	9.49%
Svergolamento Aerodinamico	-2.00°
Calettamento Corda alla Radice	4.30°
Calettamento Corda al 40% di $b/2$	1.30°
Calettamento Corda all'Estremità	0.100°

Tabella 5.5: Tabella riassuntiva con le principali caratteristiche dell'ala

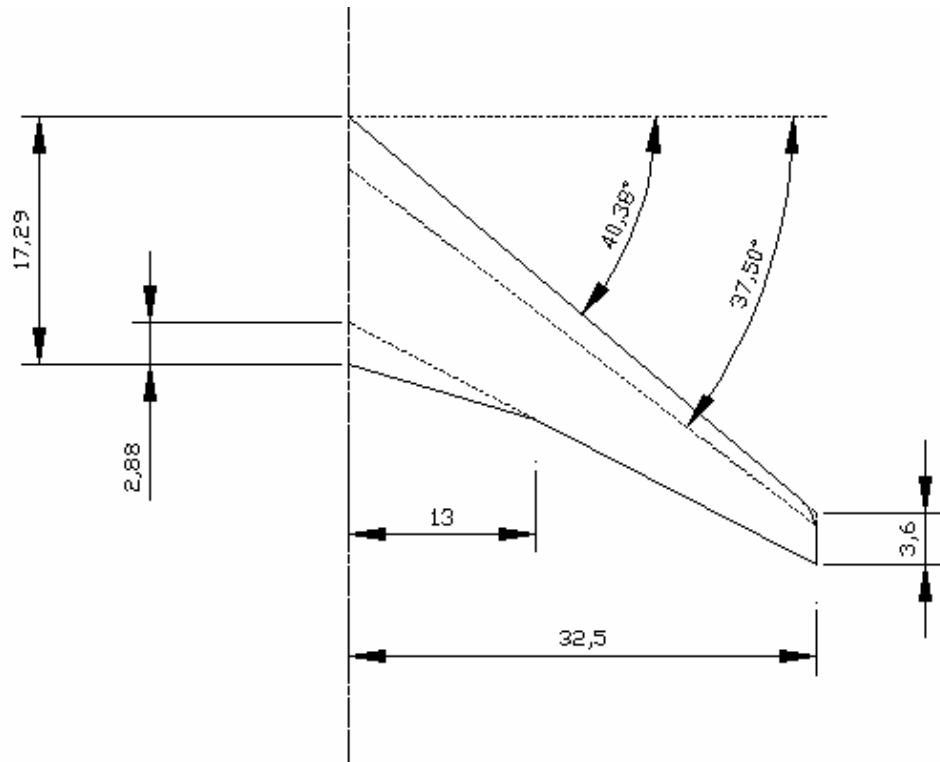


Figura 5.14: Forma in pianta dell'ala

5.5 CALCOLO DELLA CURVA DI PORTANZA E DELLA POLARE DELL'ALA

Il calcolo della curva di portanza dell'ala può essere effettuato sfruttando ancora una volta il software *WING*, reso disponibile dal D.P.A. dell'Università degli Studi di Napoli "*Federico II*". Attraverso la sua ripetuta applicazione è possibile ricavare, almeno per il tratto lineare della curva, il valore del coefficiente di portanza, del coefficiente di resistenza indotta e le distribuzioni di C_l e di carico aerodinamico γ lungo l'apertura al variare dell'angolo di attacco, come riportato nelle figure seguenti.

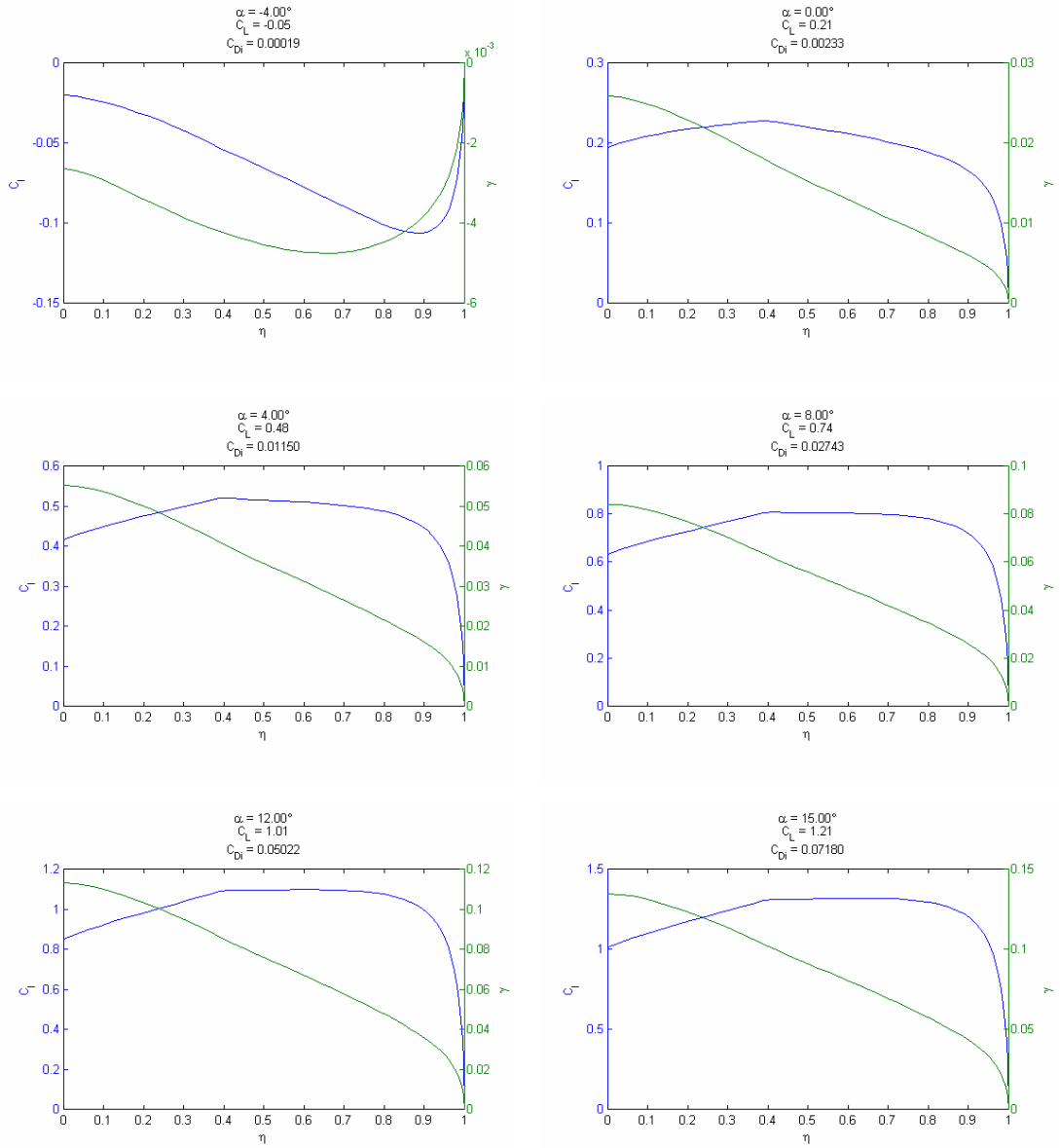


Figura 5.15: Distribuzioni di carico e di C_l lungo l'apertura alare, per diverse incidenze

Per determinare l'assetto al di sopra del quale si verifica per la prima volta lo stallo in una delle sezioni della semiapertura alare, si è utilizzato il metodo del sentiero di stallo. In particolare si è determinato il valore di α per cui la curva del C_l diventa tangente a quella indicativa del carico massimo, ottenuta da uno *smoothing* lineare dei $C_{l_{max}}$ dei profili considerati come indicato in *Figura 5.16*.

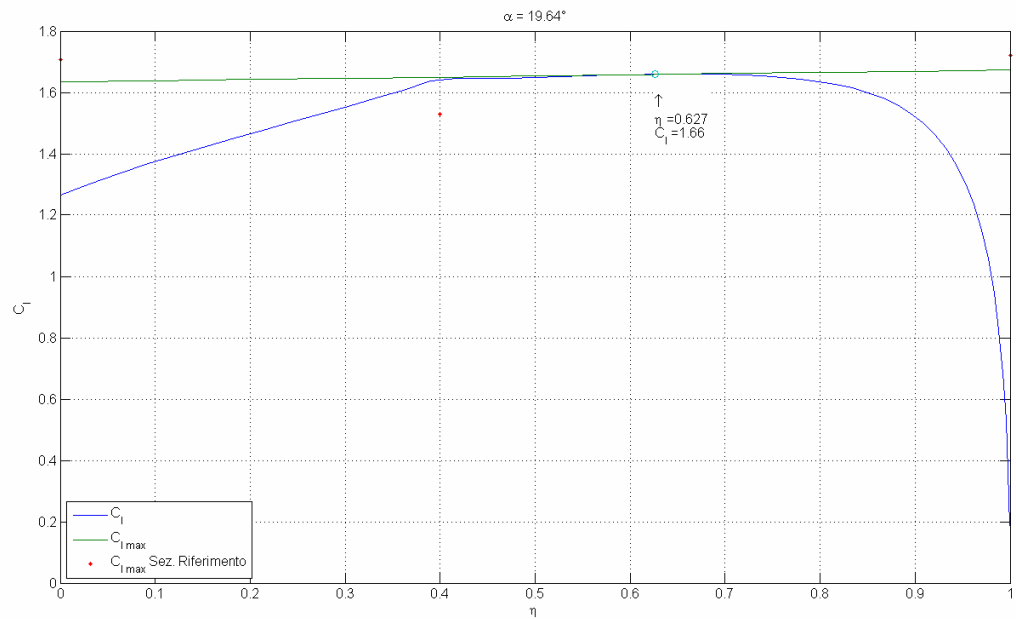


Figura 5.16: Distribuzioni di C_l lungo l'apertura alare all'assetto di stallo

Dunque, la prima sezione ad andare in stallo è quella che si trova al 62.7% della semiapertura alare.

Per quanto concerne il tratto non lineare della curva di portanza, è necessario stimare il valore dell'angolo di attacco in corrispondenza del quale si verifica realmente il massimo valore del coefficiente di portanza. In questo caso, purtroppo, non si conoscono metodi di valutazione sufficientemente accurati per valutare l'angolo suddetto. In virtù di ciò, piuttosto che adoperare in maniera arrangiata tecniche di valutazione valide per velivoli di tipologia differente, è preferibile adottare per la quantità cercata un valore semplicemente plausibile, come riportato nella figura successiva, rappresentativa della curva di portanza dell'ala.

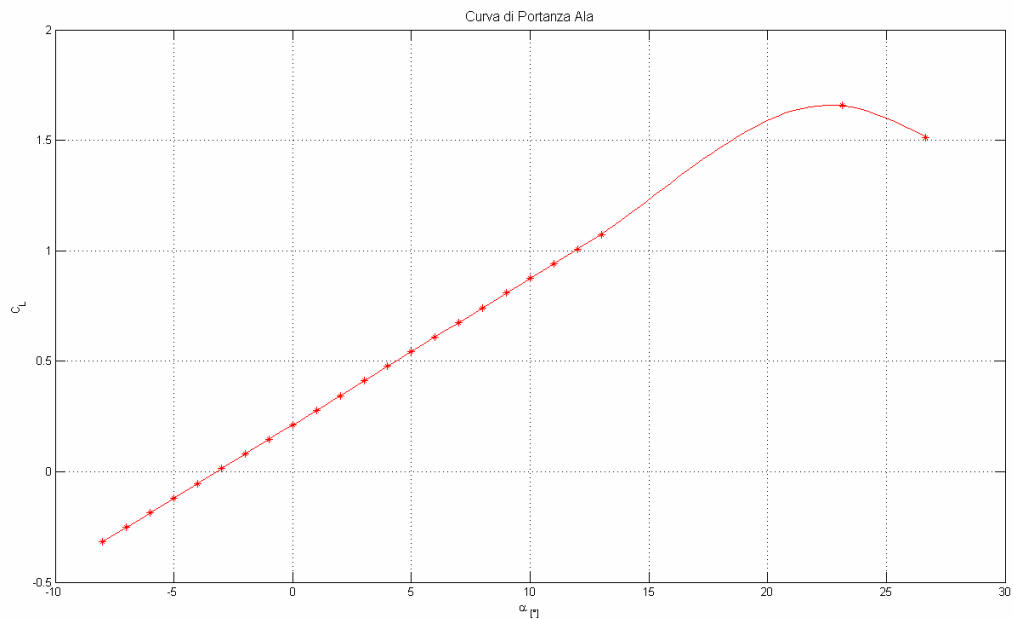


Figura 5.17: Curva di portanza dell'ala

In *Figura 5.18* è riportato un confronto tra la curva di portanza dell'ala e quella del profilo medio dal quale è possibile osservare che il coefficiente angolare della retta di portanza dell'ala è minore di quello del profilo medio mentre il C_{Lmax} è maggiore per l'ala.

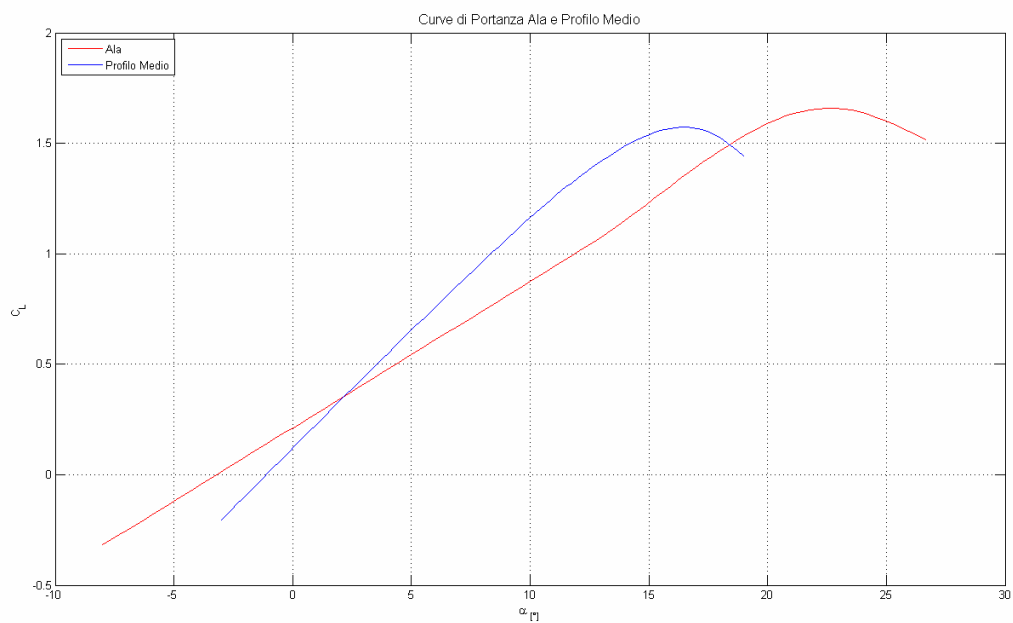


Figura 5.18: Confronto curva di portanza ala e profilo medio

Il calcolo della curva polare dell'ala, presa isolatamente dal resto del velivolo, necessita della valutazione del coefficiente di resistenza in corrispondenza dei vari assetti. In particolare, si ipotizza che

$$C_D = C_{D0}^w + C_{Di}$$

In prima approssimazione è possibile ammettere che il C_{D0}^w coincida con il C_d del profilo medio per ciascun valore dell'angolo di attacco. Inoltre, il C_{Di} può essere calcolato attraverso il software *WING*.

Nella figura seguente è riportata la polare dell'ala.

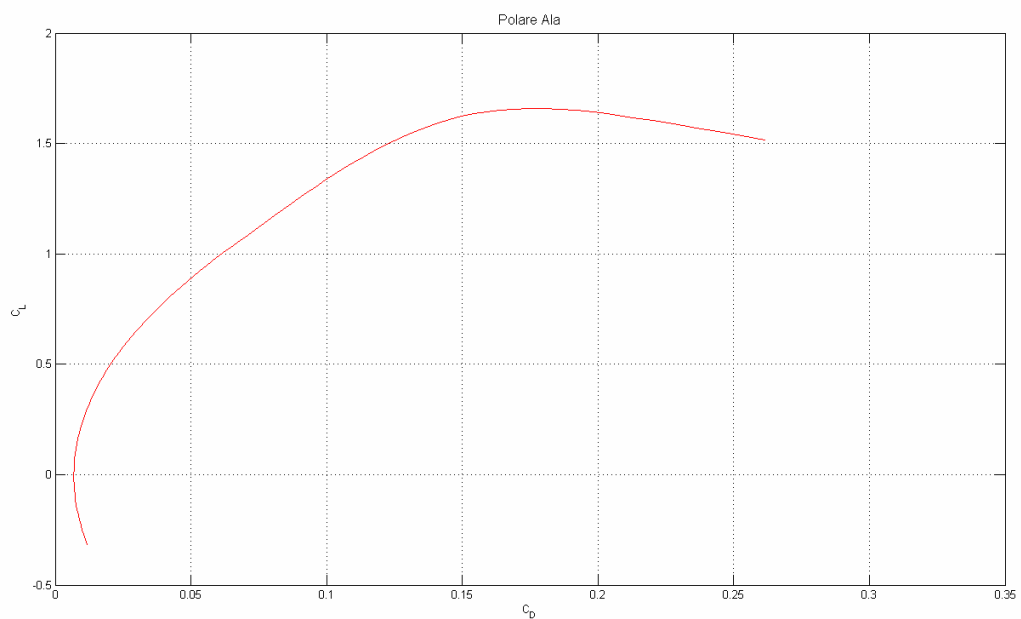


Figura 5.19: Polare ala

Si riporta infine una tabella riassuntiva contenente le principali caratteristiche aerodinamiche dell'ala, ricavate con il software *WING* e una serie di immagini dell'ala del *Boeing 747-400*.

CARATTERISTICHE AERODINAMICHE ALA	
Posizione lungo x del centro aerodinamico x_{ac}	12.9 m
Posizione lungo y del centro aerodinamico y_{ac}	13.0 m
Angolo di portanza nullo α_{0L}	-4.48 °
Coefficiente angolare della retta di portanza $C_{L\alpha}$	0.0663 [1/°]
Fattore di resistenza indotta k	1.086

Tabella 5.6: Tabella riassuntiva con le principali caratteristiche aerodinamiche dell'ala



Figura 5.20: Boeing 747-400 in costruzione

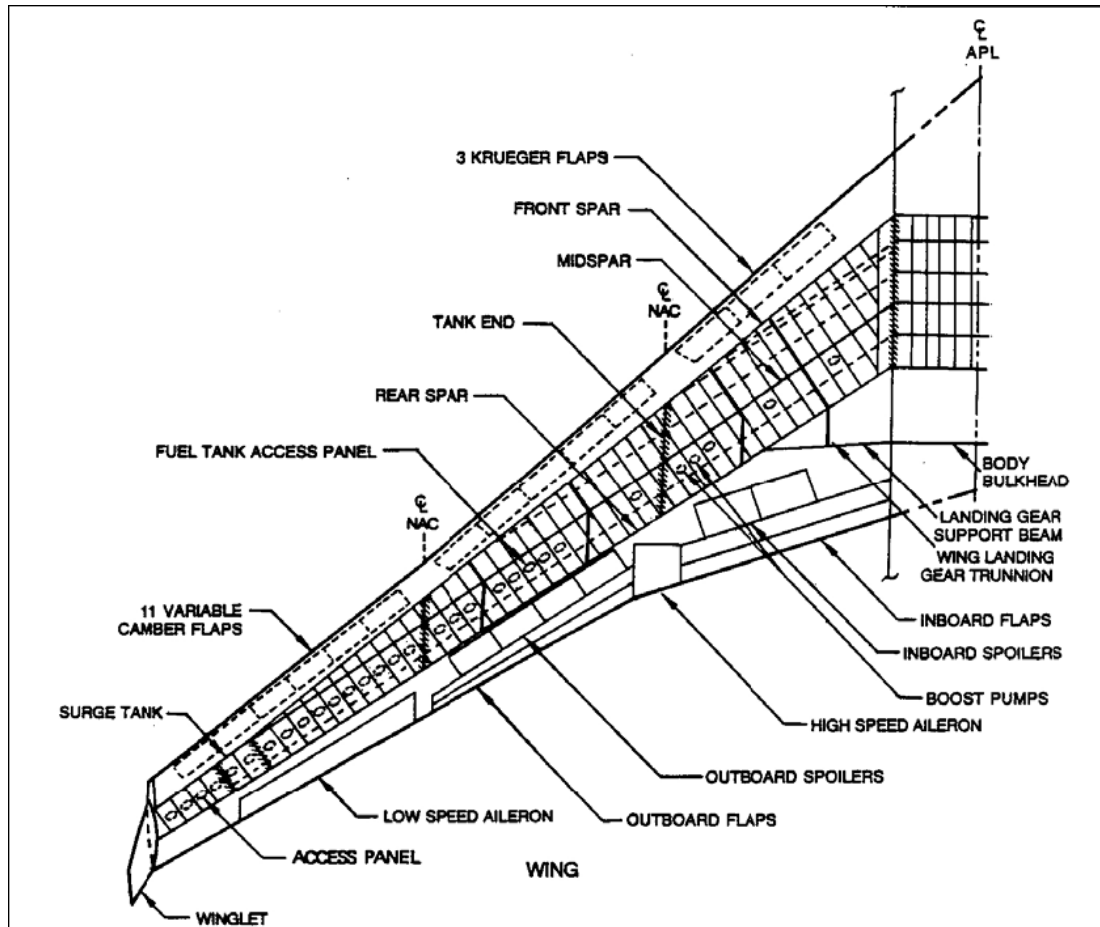


Figura 5.21: Schema dell'ala del Boeing 747-400



Figura 5.22: Particolare dell'Ala del Boeing 747-400



Figura 5.23: Particolare dell'Ala del Boeing 747-400



Figura 5.24: Particolare dell'Ala del Boeing 747-400

6 POLARE DEL VELIVOLO COMPLETO

La determinazione delle prestazioni di un velivolo richiede necessariamente la conoscenza preliminare di alcune delle sue curve polari di riferimento. Lo scopo del presente capitolo, dunque, consiste nella ricerca degli andamenti grafici di queste ultime, non mediante una metodologia basata su dati statistici bensì attraverso il calcolo dei diversi contributi alla resistenza del velivolo completo, dovuti a ciascuno dei suoi maggiori componenti (ala, piani di coda, motori, serbatoi del carburante, disposizione del carico pagante, ecc.). La resistenza offerta da un velivolo all'avanzamento nell'aria viene identificata analiticamente attraverso il coefficiente di resistenza. Questo può essere calcolato come la somma di diversi contributi, ciascuno dei quali dovuto ad uno specifico evento fisico. In particolare, è possibile prendere in considerazione la seguente espressione, secondo la quale il valore del coefficiente di resistenza del velivolo completo è dato dalla sovrapposizione degli effetti della resistenza parassita, della resistenza indotta non viscosa (dovuta alla vorticità sviluppata dell'ala), del contributo viscoso della resistenza indotta, della resistenza di trimmaggio e della resistenza dovuta agli effetti di compressibilità.

$$C_D = C_D^P + C_{Di}^{Vortex} + C_{Di}^{Vise} + C_D^{trim} + C_D^{compr}$$

Ciascuno dei termini, che compaiono nella somma sopra riportata, necessita di essere valutato secondo un metodo opportuno.

Il termine C_D^P è dato dalla somma dei seguenti contributi:

1. resistenza di attrito dell'ala;
2. resistenza di attrito della fusoliera;
3. resistenza di attrito del piano verticale di coda;
4. resistenza di attrito del piano orizzontale di coda;
5. resistenza di attrito della gondola motore;
6. resistenza di attrito dei carrelli;
7. resistenza di base della fusoliera;
8. resistenza di base della gondola motore;
9. resistenza di *upsweep*;
10. resistenza dei *gap* delle superfici di comando;
11. resistenza di attrito di altri elementi;

Resistenza d'attrito dell'ala:

risulta conveniente considerarlo come la somma di un termine costante ed uguale al suo valore minimo, e di un termine variabile in funzione della incidenza dell'ala.

attraverso il metodo suggerito dal sito dell'Università di Stanford si ha che

$$C_{D0}^{Wing} = 0.00377$$

Resistenza d'attrito fusoliera:

La resistenza di attrito della fusoliera può essere valutata mediante la seguente formula:

$$C_{D0}^{Fus} = \frac{k_{fus} C_f^{fus} S_{wet}^{fus}}{S} = 0.00470$$

Resistenza di attrito del piano verticale di coda:

La resistenza di attrito del piano verticale di coda può essere valutata mediante la seguente formula.

$$C_{D0}^V = \frac{k_V C_f^V S_{wet}^V}{S} = 0.000968$$

Resistenza di attrito del piano orizzontale di coda:

La resistenza di attrito del piano orizzontale di coda può essere valutata mediante la seguente formula.

$$C_{D0}^h = \frac{k_h C_f^h S_{wet}^h}{S} = 0.00125$$

Resistenza di attrito della gondola motore:

La resistenza di attrito della gondola motore può essere valutata mediante la seguente formula.

$$C_{D0}^{nac} = \frac{k_{nac} C_f^{nac} S_{wet}^{nac}}{S} = 0.000256$$

Resistenza di attrito dei carrelli:

Il contributo alla resistenza parassita dovuto ai carrelli può scomporsi nella somma di due termini: uno relativo ai pneumatici e l'altro relativo alle gambe.

$$C_{D0}^{ruote} = 0.24 \frac{S_{ruota}}{S} \eta_{ruota} = 0.00393$$

Dove S_{ruota} = a battistrada x spessore ruota altezza e $\eta_{ruota}=0.22$.

Il secondo contributo è $C_{D0}^{gambe} = 0.82 \frac{d_{gamba} l_{gamba}}{S} \eta_{gamba} = 0.00410$ con $d_{gamba}=0.4$ m
ed $l_{gamba}=2.1$ m

Resistenza di base della fusoliera

Il contributo relativo alla resistenza di base della fusoliera può essere agevolmente calcolato mediante la formula di seguito proposta.

$$C_D^{basefus} = 0.029 \frac{S_{fus}}{S} \left(\frac{d_{base}}{d_{fus}} \right)^3 \left[C_{D0}^{fus} \left(\frac{S}{S_{fus}} \right) \right]^{0.5} = 1.02 \cdot 10^{-5}$$

Resistenza di base della gondola motore

Questo contributo di resistenza è associato allo spazio che esiste tra la gondola e l'ugello di scarico del motore, in corrispondenza del quale si verifica una separazione del flusso. La valutazione può essere effettuata mediante la seguente formula proposta dal sito dell'Università di Stanford.

$$C_D^{basenac} = \frac{0.5}{12} \pi D_{exit} \frac{0.2}{S} = 9.78 \cdot 10^{-6}$$

In essa compare il diametro della sezione di uscita dell'ugello espresso in piedi D_{exit}

Resistenza di upsweep

L'esistenza di un angolo di *upsweep* in coda alla fusoliera è necessaria per una corretta esecuzione delle manovre di decollo ed atterraggio.

Il valore del relativo coefficiente di resistenza lo si ottiene attraverso la seguente relazione

$$C_D^{upsweep} = 0.075\pi \frac{S_{sez.fus}}{S} \left(\frac{h}{l} \right)_{0.75l} = 0.000239$$

Resistenza dei gap delle superfici di controllo

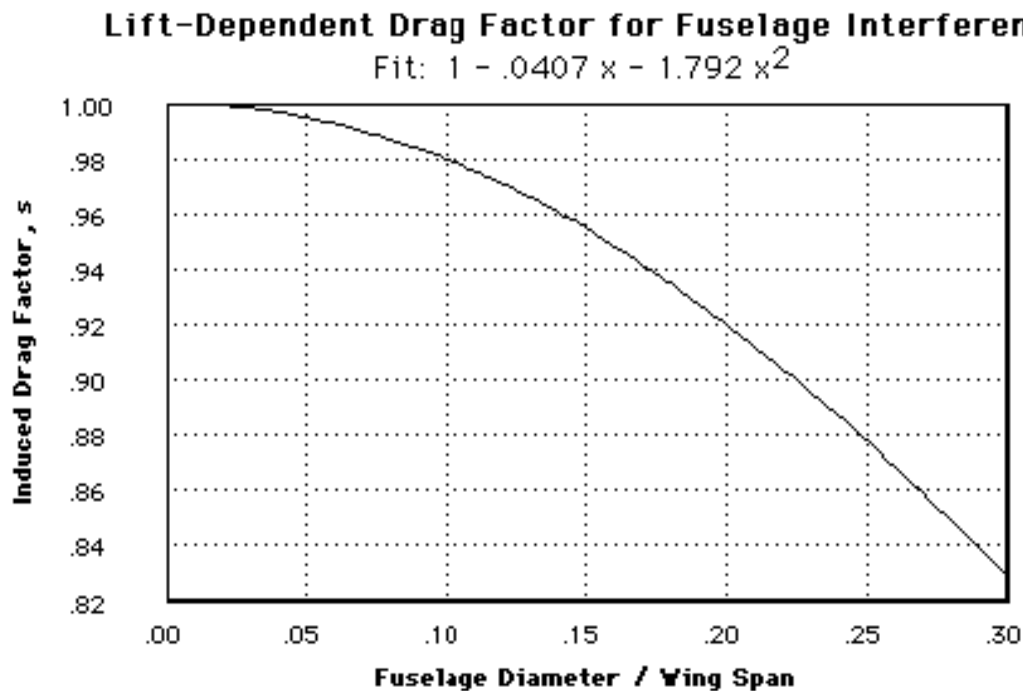
La resistenza parassita dovuta ai *gap* che accompagnano le superfici di controllo può essere stimata, in prima approssimazione, attraverso una relazione basata su dati sperimentali.

$$C_D^{gap} = 0.0002 \cos^2 \Lambda \frac{S_{affected}}{S} = 0.0000847$$

Calcolo della resistenza indotta dalla vorticità

La resistenza indotta dalla vorticità dell'ala può essere quantificata attraverso il valore del coefficiente di resistenza indotta . I valori che quest'ultimo assume al variare dell'incidenza possono essere, tuttavia, corretti per tenere conto degli effetti di interferenza dell'ala con la fusoliera. La presenza di quest'ultima, infatti, comporta una modifica della distribuzione di carico lungo l'apertura alare, rispetto a quella computata per l'ala isolata, con conseguente incremento della parte non viscosa della resistenza indotta C_{Di} . Il metodo, che ivi si adopera consiste semplicemente nel

moltiplicare i valori del C_{Di} per un fattore $\frac{1}{s}$. Il valore del parametro s può essere calcolato graficamente in funzione del rapporto tra il diametro equivalente della fusoliera e l'apertura alare:



$\frac{d_{fus}}{b} = 0.0980$ e quindi $s = 0.981$. quindi $1/s = 1.02$. Quindi l'effetto della interferenza dell'ala con la fusoliera è presente ed ammonta a circa il 2% della resistenza indotta calcolata per l'ala isolata.

Calcolo della resistenza indotta viscosa

In corrispondenza dell'aumento dell'angolo di attacco del velivolo, e quindi della sua portanza almeno finché si parla di assetti inferiori a quello di stallo, si verifica un incremento di resistenza dovuto ad un ispessimento dello strato limite sia sulla fusoliera che sull'ala.

si ha

$$\left(C_{Di}^{visc}\right)_{ala} = C_{D0}^w(\alpha_w) = C_{D0}^w - C_{D0min}^w$$

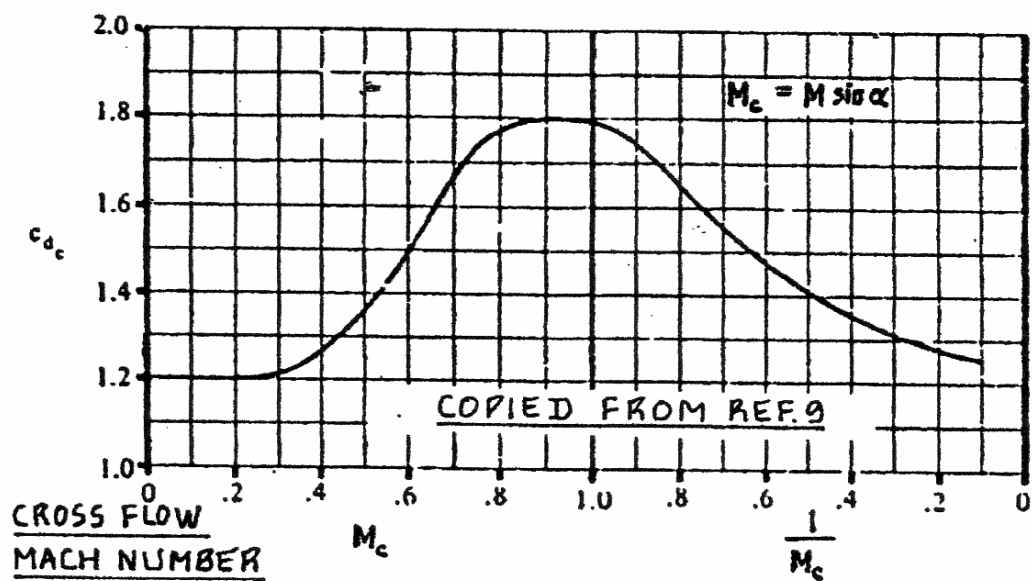
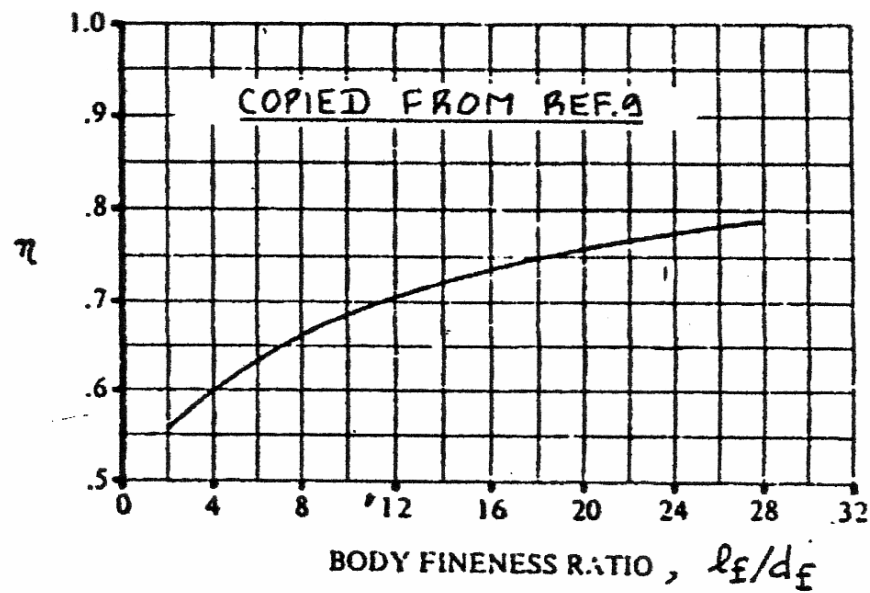
Per quanto concerne il contributo della fusoliera, invece, è possibile adottare una semplice formula, all'interno della quale compaiono una serie di grandezze non ancora definite. Una di esse è l'angolo di attacco del velivolo: si definisce angolo di attacco del velivolo α_B la quantità ottenuta dalla differenza dell'angolo di attacco dell'ala α_w e dell'angolo i_w di calettamento dell'ala stessa rispetto all'asse della fusoliera.

$$\alpha_B = \alpha_w - i_w$$

quest'ultimo angolo è uguale a 4° .

il rapporto η tra il coefficiente di resistenza di un cilindro circolare di lunghezza finita ed il coefficiente di resistenza di un cilindro circolare di lunghezza infinita: attraverso di esso si introduce nel calcolo della resistenza "l'effetto benefico della tridimensionalità" del corpo attorno al quale si sviluppa il flusso. Per elevati valori del rapporto di snellezza della fusoliera, eventuali flussi laterali "vedono" il corpo quasi come un cilindro circolare di lunghezza infinita e pertanto tendono a svilupparsi in maniera quasi bidimensionale; quando tale rapporto di snellezza si riduce, gli stessi flussi "vedono" il corpo più come una sfera od un ellissoide e cioè come un corpo finito, sviluppandosi pertanto in modo tridimensionale. In quest'ultimo caso, la resistenza viscosa indotta ne risulta diminuita allo stesso modo in cui la resistenza che si sviluppa intorno ad un cilindro circolare di lunghezza infinita è maggiore di quella che si sviluppa intorno ad una sfera, a parità di angolo di attacco.

il valore del coefficiente di resistenza variabile con l'incidenza e relativo al *cross-flow* attorno ad un cilindro circolare di lunghezza infinita C_{Dc}



in corrispondenza di un rapporto di snellezza pari a 9,

$$\eta = 0.675$$

Dal secondo diagramma per $M = 0.85$ C_{Dc} è pari a 1.2

In Tabella sono riportati i risultati qui esposti:

α_B [°]	α_w [°]	$C_{Di\ ala}$	$C_{Di\ fusoliera}$
-7.0	-3.0	0.00000	-0.000877
-6.5	-2.5	0.00000	-0.000701
-6.0	-2.0	0.00000	-0.000551
-5.0	-1.0	0.00000	-0.000318
-4.0	0.0	0.000100	-0.000162
-3.0	1.0	0.000400	-0.0000680
-2.0	2.0	0.000300	-0.0000199
-1.0	3.0	0.000600	-0.00000239
0.0	4.0	0.00100	0.000000
1.0	5.0	0.00150	0.00000278
2.0	6.0	0.00200	0.0000215
3.0	7.0	0.00230	0.0000715
4.0	8.0	0.00320	0.000168
5.0	9.0	0.00390	0.000328
6.0	10.0	0.00530	0.000565
7.0	11.0	0.00600	0.000896
12.0	16.0	0.0487	0.00449
13.5	17.5	0.0585	0.00639

Calcolo della resistenza di trim

È necessario valutare la portanza del piano orizzontale al variare dell'incidenza. Questo può essere valutato, insieme con il valore del coefficiente di portanza del velivolo completo imponendo l'equilibrio delle forze e dei momenti.

è possibile risolvere il sistema di equazioni iniziale e quindi ricavare i coefficienti di portanza del piano orizzontale e del velivolo completo. Quindi, attraverso la relazione

$$C_{Di}^h = \frac{(C_L^h)^2}{\pi A R_h u} \frac{S_h}{S}$$

u è il fattore di resistenza indotta che vale in questo caso 1.00

Calcolo della resistenza di ipersostentazione

Il coefficiente di resistenza, dovuto alla estensione del sistema di ipersostentazione del velivolo, può essere valutato attraverso la seguente formula

$$C_D^{flap} = \Delta C_D^{prof} + \Delta C_D^i + \Delta C_D^{int}$$

Ciascuno dei termini che ivi compaiono assume un preciso significato ed un preciso valore che vengono di seguito ricavati attraverso l'applicazione del metodo suggerito dal Roskam.

$$\Delta C_D^{prof} = \Delta C_{dp} \cos(\Lambda_{c/4}) \frac{S_{wf}}{S}$$

agli *slat* anteriori ai e ai *flap* posteriori e si ha per lo *slat* che $\Delta C_D^{prof}=0.00245$ e $\Delta C_D^{prof}=0.0161$ per i *flap* a 40°

Calcolo di ΔC_D^i

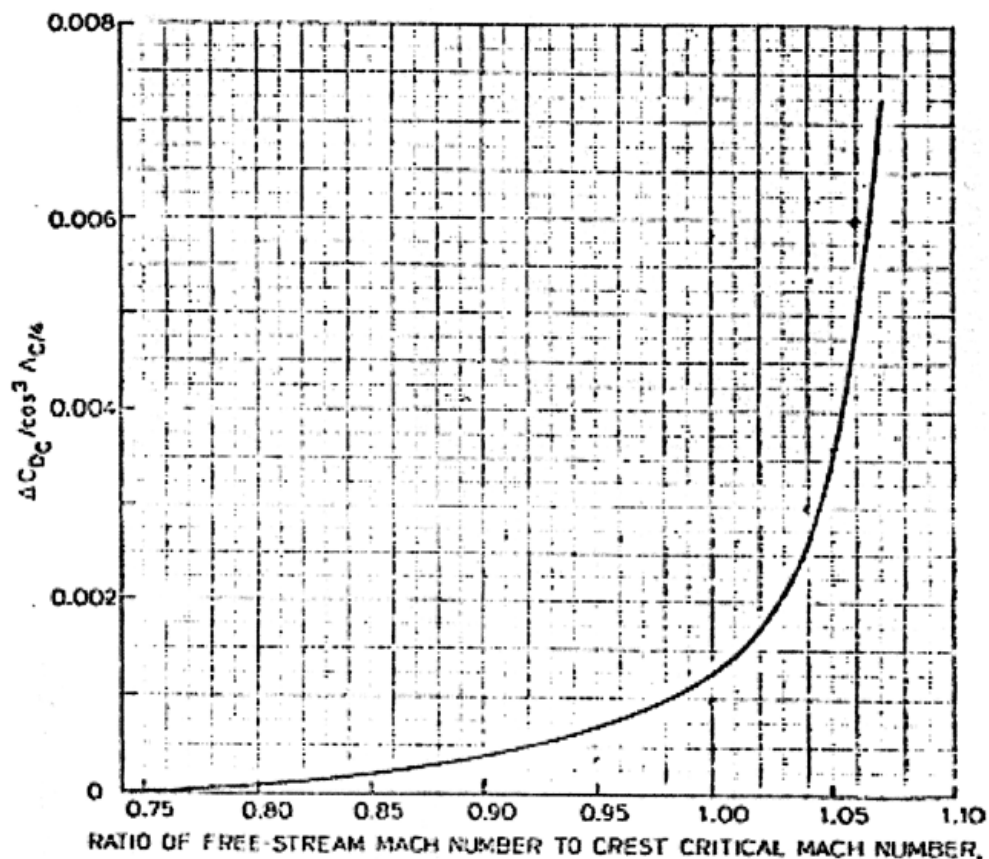
ΔC_D^i può essere calcolato applicando la seguente relazione:

$$\Delta C_D^i = K^2 \Delta C_L \cos \Lambda_{c/4}$$

Dove K lo si può valutare tramite opportuni diagrammi per cui $k=0.145$ per gli slat e 0.250 per i flap.

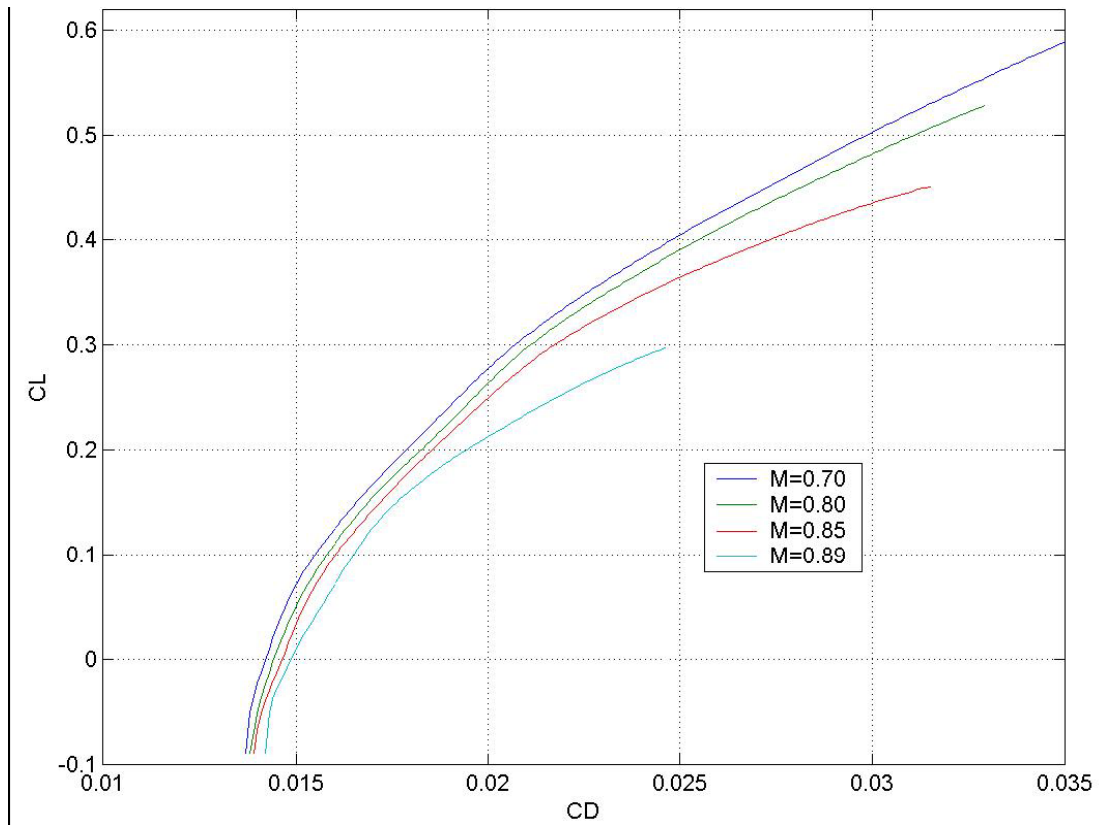
Calcolo della resistenza di compressibilità

Tale contributo alla resistenza si può valutare come suggerito dall'università di Stanford. Il metodo si basa sulla ipotesi secondo la quale, in condizioni di crociera, l'ala è il fattore dominante nella determinazione della resistenza di compressibilità dell'intero velivolo. Questo fatto implica che ogni altro componente abbia, nelle stesse condizioni, un valore del numero di Mach critico superiore a quello dell'ala. Valutando il numero di mach critico dell'ala al variare del coefficiente di portanza di questa, si ha che $M=0.85$. noto ciò si ottiene statisticamente il valore del ΔC_D^{compr} ottenuto dal diagramma:



per un coefficiente di portanza dell'ala di 0.6 si ha che ΔC_D^{compr} è pari a 0.00151.

Sommando i vari contributi si ha:



con baricentro massimo avanzato

7 IMPENNAGGI DI CODA

7.1 IMPENNAGGIO VERTICALE

La condizione di progetto più critica per il dimensionamento dell'impennaggio verticale coincide, generalmente, con la piantata del motore critico in condizioni di decollo. Nel caso del velivolo esaminato, si supponga che uno dei due motori esterni non contribuisca alla spinta complessivamente fornita dall'impianto propulsivo. La spinta, generata dal motore esterno funzionante, produce un momento di imbardata che può essere agevolmente calcolato mediante i dati riportati in Tabella.

Posizione massima arretrata del baricentro del velivolo	$X_{cg} \%c.m.a.$	30.0
Distanza dell'asse del motore esterno dal piano di simmetria del velivolo	$l_p [m]$	25.9
Distanza del baricentro del velivolo dal fuoco del piano di coda verticale	$l_v [m]$	29.3
Peso massimo al decollo	MTOW [kg]	441928
Velocità di stallo in decollo	$V_s \left[\frac{m}{s} \right]$	84
Spinta massima di un motore	$T_0 [N]$	345000
Rapporto delle pressioni dinamiche	η_v	0.95

In particolare, poiché la spinta al decollo è funzione della velocità secondo la relazione

$$\frac{T}{T_0} = 1 - 2.52 \cdot 10^{-3} V_\infty + 4.34 \cdot 10^{-6} V_\infty^2$$

il momento risulta essere una funzione della velocità:

$$M_T = T_0 \left(1 - 2.52 \cdot 10^{-3} V_\infty + 4.34 \cdot 10^{-6} V_\infty^2 \right) l_p$$

L'impennaggio verticale deve essere in grado di fornire un momento di imbardata atto ad equilibrare quello dovuto alla spinta del motore esterno funzionante.

$$M_v = \left[\left(\frac{1}{2} \rho_0 V_\infty^2 \right) \eta_v S_v C_Y^v \right] l_v$$

Nella espressione di M_v appena scritta, compare una dipende dal coefficiente di devianza del piano verticale di coda. Il C_Y^v può essere valutato attraverso la relazione riportata alla pagina seguente, in cui compaiono nell'ordine il coefficiente angolare della curva di portanza dell'impennaggio verticale, il fattore di efficacia del timone ed il suo angolo di deflessione:

$$C_Y^v = a_v \tau \delta_v$$

Il fattore di efficacia può essere valutato attraverso il diagramma riportato in figura:

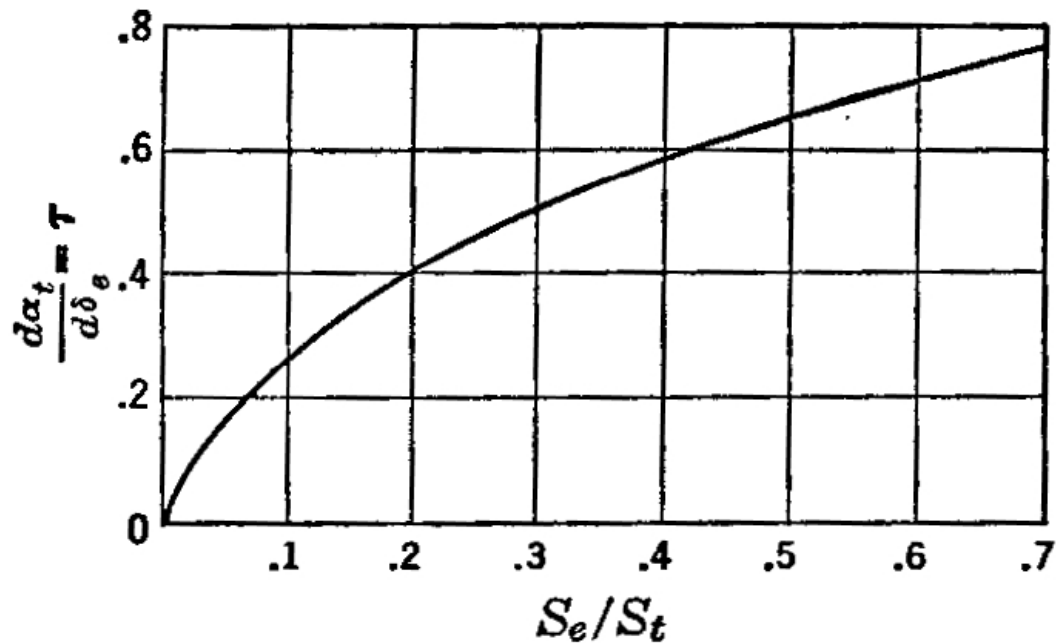


Diagramma per il calcolo del fattore di efficacia

Una volta assegnato un valore di primo tentativo al rapporto tra la superficie del timone e la superficie dell'intero impennaggio verticale. Essendo l'angolo di deflessione massimo del timone pari a $\delta_v=25^\circ$ ed assumendo $\frac{S_r}{S_v} = 0.270$ si ricava complessivamente che

$$\tau \approx 0.269$$

Il coefficiente angolare della curva di portanza dell'impennaggio verticale a_v è funzione dell'allungamento effettivo nonché del coefficiente della retta di portanza del profilo medio $a_0^v=0.11$

$$a_v = \frac{a_0^v}{1 + \frac{a_0^v 57.3}{\pi AR_{\text{eff}}^v}}$$

È necessario assegnare ora un valore orientativo sia alla superficie del piano verticale che al suo allungamento: $S_v = 122 \text{ m}^2$ e $b_v = 14.3 \text{ m}$, si ricava quanto riportato alla pagina seguente.

$$AR_{eff}^v = 1.55 AR^v = 1.55 \frac{b_v^2}{S_v} = 2.58$$

Pertanto

$$a_v = \frac{a_0^v}{1 + \frac{a_0^v 57.3}{\pi AR_{eff}^v}}$$

e infine

$$C_Y^v = a_v \tau \delta_v = 0.409$$

Il momento di imbardata, generato attraverso la deflessione del timone di direzione, è

$$M_v = 6.95 S_v V_\infty^2$$

Uguagliando le espressioni ottenute per i momenti di imbardata del motore M_T ed M_v , si ha

$$S_v = \frac{8.66 \cdot 10^6 - 21.8 \cdot 10^3 V_\infty + 37.6 V_\infty^2}{6.95 V_\infty^2}$$

Imponendo che la velocità sia quella minima di controllo del velivolo si ha S_v

$$V_{\infty} = V_{mc} = 1.2V_s = 87.0 \frac{m}{s}$$

Mantenendo lo stesso allungamento geometrico del piano verticale pari a 2.18, si ottiene una apertura uguale a

$$b_v = 14.5 \text{ m}$$

7.2 STABILITÀ LONGITUDINALE

Corda Media Aerodinamica

La lunghezza della corda media aerodinamica è ricavabile mediante il seguente integrale:

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

Equazione 1

L'ala presenta una doppia rastremazione, per cui è possibile dividerla in due zone trapezoidali all'interno delle quali la corda varia linearmente: la prima zona si estende dalla radice al 40% della semi-apertura alare.

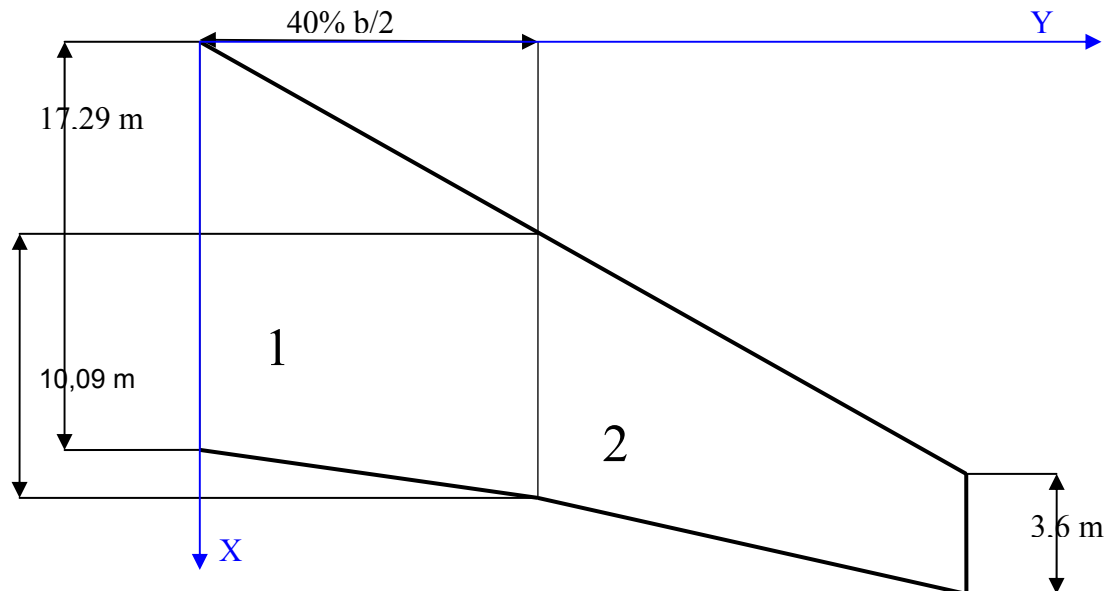


Figura 7.1: Rappresentazione Schematica dell'ala.

Nella seguente tabella si riportano le principali grandezze: geometriche e aerodinamiche; relative all'ala che saranno utilizzate nel seguito.

Sezione	$Cl\alpha$	α_{ZI} (°)	X_{ac}	C_{mac}	X_{BA}^* [m]	corda[m]	X_{CA}^*
Radice	0,11	0,30	0,24	0,00964	0,00	17,29	0
40% di b/2	0,10	-1,90	0,24	-0,03	10,34	10,09	8,581693
Estremità	0,10	-1,90	0,25	-0,04	25,85	3,60	22,60609

Tabella 7.1: Dati Principali relativi all'ala

Nella zona indicata dal numero "1" le corde variano linearmente secondo la seguente legge:

$$C(y) = -0.554 \cdot y + 17.29$$

Equazione 2

Mentre nella zona indicata dal numero “2” la legge (sempre lineare) di variazione delle corde è:

$$C(y) = -0.33 \cdot y + 14.41 \quad \text{Equazione 3}$$

Applicando l'eq.1, tenendo in considerazione le eq.2 e 3 si ricava la lunghezza della corda media aerodinamica:

$$CMA = 11.54 \text{ m}$$

In modo analogo è possibile ricavare la distanza dall'asse y del bordo d'attacco del profilo, la cui corda è pari alla corda media aerodinamica e la distanza del suo centro aerodinamico: che sarà considerato il centro aerodinamico di tutta l'ala; dal centro aerodinamico del profilo di radice.

$$X_{BAcma}^* = \frac{\int_0^{b/2} X_{BA}^* \cdot c(y) dy}{S/2} \quad \text{Equazione 4}$$

$$X_{CAala}^* = \frac{\int_0^{b/2} X_{CA}^* \cdot c(y) dy}{S/2} \quad \text{Equazione 5}$$

La legge di variazione della distanza del bordo d'attacco dall'asse y è lineare ed è unica per tutta la semiala:

$$X_{BA}^*(y) = -0.795 \cdot y \quad \text{Equazione 6}$$

Per quanto riguarda la distanza dei centri aerodinamici dei singoli profili da quello del profilo di radice abbiamo di nuovo una legge per la zona “1” ed una per la zona “2”.

$$C(y) = 0.66 \cdot y \quad \text{Equazione 7}$$

$$C(y) = 0.719 \cdot y - 0.77 \quad \text{Equazione 8}$$

In definitiva:

$$X_{BAcma}^* = 10.56 \text{ m}$$

$$X_{CAala}^* = 8.99 \text{ m}$$

Nella seguente tabella riassuntiva sono riportati i principali dati ricavati in questo paragrafo:

CMA	11.54 m
X_{BAcma}^*	10.56 m
X_{CAala}^*	8.99 m
X_{CAala}^* / CMA	0.22
Y (cma)	41% b/2

Tabella 7.2: Tabella riassuntiva

Coefficienti di momento dell'ala e della fusoliera

Per quanto concerne l'ala il coefficiente di momento rispetto al fuoco è calcolabile mediante la seguente equazione:

$$Cmac_{ala} = E \cdot Cmac_{pm} - G \cdot \varepsilon \cdot (Cl\alpha)_{pm} \cdot \left(\frac{b}{p}\right) \cdot AR \cdot \tan \beta \quad \text{Equazione 9}$$

I coefficienti E e G sono ricavati da grafici presenti sul testo "Theory of wing sections" di Abbott e valgono rispettivamente: 1.15 e 0.021.

Per gli altri dati si faccia riferimento alla seguente tabella

ε	2°
$Cl\alpha_{pm}$	0.11
$Cmac_{pm}$	-0.02
AR	7.22
p	80 m
$\tan(\beta)$	0.58

Tabella 7.3

Il valore del $Cmac_{ala}$ è -0.039.

Passando alla fusoliera il coefficiente di momento può essere suddiviso in due contributi.

$$Cm_{fus} = Cm_{of} + Cm_{\alpha f} \cdot \alpha \quad \text{Equazione 10}$$

$$Cm_{of} = \frac{K_2 - K_1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \sum_1^{nf} [(W_i)_f^2 \cdot (\alpha_{oala} + i_{cli})] \cdot \Delta x_i \quad \text{Equazione 11}$$

$$Cm_{af} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \left\{ \int_0^{lf^1} W_f^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \cdot dx_1 + \int_0^{lf^2} W_f^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \cdot dx_2 + \right\} \quad \text{Equazione 12}$$

Gli integrali sono stati approssimati mediante delle sommatorie: si è suddivisa la fusoliera (esclusa la zona interessata dall'ala) in 25 tratti di eguale ampiezza : i primi 10 sono posti anteriormente all'ala per cui sono soggetti ad un upwash mentre i restanti 15 sono arretrati rispetto all'ala per cui sono soggetti al downwash.

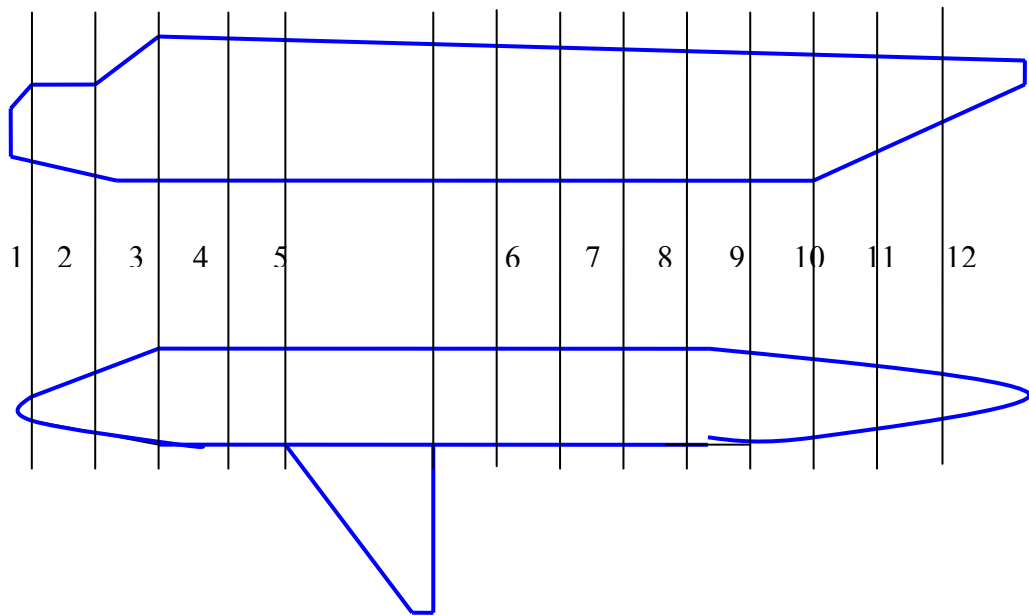


Figura 7.2: Schematizzazione della fusoliera

Nella seguente tabella sono riportati i valori delle lunghezze dei vari tratti della fusoliera:

Lun parte anteriore	20 m		
lun parte ala	15 m		
lun parte finale	30 m	snell	9,7014925
diam sez	6,7 m	k2-k1	0,94
nose fineness	1,5	tailcone fineness	3,6
Inose	10,05 m	ltail	24,12 24 m
Croot	15 m		

Per quanto riguarda il “ nose” della fusoliera (fino al tronco n°5) si è assunta una variazione quadratica delle sezioni, mentre per il cono di coda (a partire dal tronco n° 14) si è assunta una diminuzione lineare della sezione.

In definitiva si sono risolte le equazioni 11 e 12 applicando il metodo delle strisce, i valori ricavati sono:

$$C_{mof} = -0.027$$

$$C_{m\alpha f} = 0.0073 / ^\circ$$

Il contributo della fusoliera è instabilizzante.

Analogo discorso è stato fatto per le gondole motore (sono 4): in questo caso sono state suddivise in 4 parti ed è stato considerato solo il contributo di upwash dato che esse , per la maggior parte della loro lunghezza, sporgono dall’ala.

Nella tabella riassuntiva sono riportati tutti i valori ricavati in questo paragrafo.

C_{macala}	-0.039
C_{mof}	-0.027
$C_{m\alpha f}$	0.0073 /°
$C_{m\alpha g}$	0.000493 /°
C_{mog}	-0.00108

Tabella 7.4: Tabella riassuntiva

L’espressione del coefficiente di momento del velivolo parziale è:

$$Cmac_{vp} = Cmac_{ala} + CL_{\alpha} \cdot \alpha \cdot (Xca_{vp} - Xca_{ala}) + (Cmo)_{FN} + (Cm_{\alpha})_{FN} \cdot \alpha \quad \text{Equazione 13}$$

La fusoliera fa avanzare il centro aerodinamico del velivolo parziale rispetto a quello dell'ala, per cui è instabilizzante.

$$Xca_{vp} - Xca_{ala} = -\frac{Cm_{\alpha}}{CL_{\alpha}} = -0.117 \quad \text{Equazione 14}$$

7.3 DIMENSIONAMENTO DEL PIANO DI CODA ORIZZONTALE

Nella fase di dimensionamento del piano di coda bisogna considerare le due condizioni più critiche per il funzionamento dello stesso.

La prima concerne il minimo margine di stabilità a comandi liberi con il baricentro nella sua posizione più arretrata, mentre la seconda è relativa all'equilibrio longitudinale in fase d'atterraggio con il baricentro nella posizione più avanzata.

Si ricorda che all'avanzare del baricentro aumenta la stabilità, per cui se si vuole portare il velivolo da una condizione di equilibrio ad un'altra è richiesta una deflessione maggiore della superficie di comando: che nello specifico è l'equilibratore.

Data la tipologia di velivolo in esame si è scelta una configurazione stabilizzatore-equilibratore. Il profilo scelto è un Naca 0012.

Almeno in fase preliminare si sono scelte le seguenti caratteristiche geometriche:

Distanza fuoco-tail fuoco ala	27 m
Corda alla radice	7 m
Distanza verticale fuoco tail fuoco ala	2 m
Cequil/Ctotala	0.3
Ctab/Cequil	0.15
t/c (equil)	0.11
Be/b	1
BR	0.112
AR (orientativo)	3.6
$\Delta l.e$	20°

Tabella 7.5: Caratteristiche geometriche del piano di coda

Utilizzando tali valori sono stati ricavati i valori dei coefficienti di momento di cerniera.

$Ch\delta$	-0.607
$Ch\alpha$	-0.449
τ	0.41

Tabella 7.6: Valori dei coeff.di momento di cerniera

Il valore dell'angolo di downwash relativo al fuoco del piano di coda è 50°, mentre la derivata $d\varepsilon/d\alpha$ è pari a 0.40. In ambedue casi è stato considerato l'effetto della freccia.

Come già affermato in precedenza per ricavare la superficie e l'apertura del piano di coda sono state tenute in conto le due condizioni più critiche di funzionamento.

Per quanto riguarda la prima la posizione del baricentro considerata è 0.30 (posizione adimensionalizzata rispetto alla CMA).

$$1. \frac{\partial Cm}{\partial Cl_{cl}} = Xa - \frac{a_t}{a} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \cdot \left(1 - \tau \frac{Ch\alpha}{Ch\delta}\right) \cdot V_t' \leq -0.05$$

$$2. CL_\alpha = \frac{2 \cdot \pi \cdot AR}{\left\{ 2 + \sqrt{\frac{AR^2 \cdot \beta^2}{\kappa^2} \cdot \left(1 + \frac{\tan^2 \Delta}{\beta^2}\right)} + 4 \right\}}$$

$$3. \beta^2 = 1 - M_\infty^2$$

$$4. \kappa = \frac{a_\infty}{2 \cdot \pi / \beta}$$

Si è considerato pari a zero il numero di Mach. (dato che si era interessati solo all'effetto della freccia sull'inclinazione della retta di portanza e non all'influenza del numero di Mach).

La prima equazione rappresenta una relazione fra l'apertura e la superficie del piano di coda.

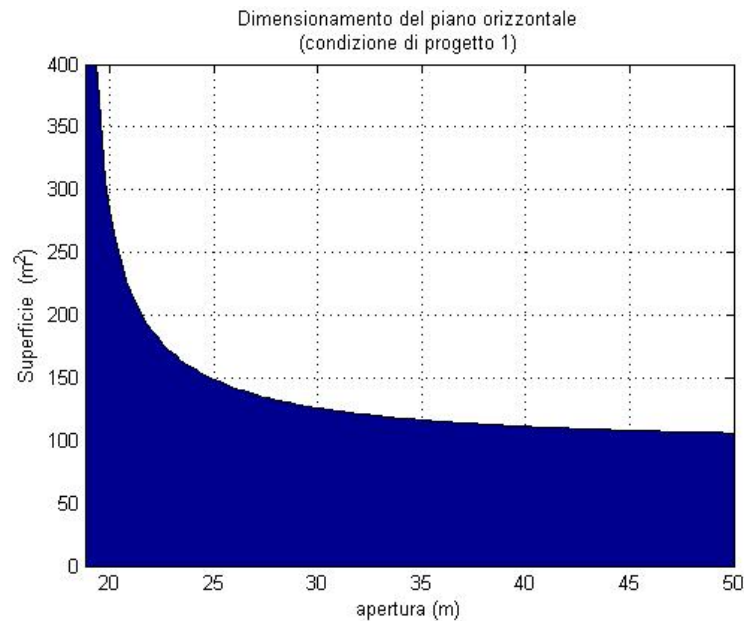


Figura 7.3: Prima relazione fra St e bt (l'area in blu rappresenta valori che non è possibile utilizzare).

Per quanto concerne la seconda condizione di progetto occorre che in fase d'atterraggio sia nullo il coeff.di momento rispetto al baricentro.

$$C_m = C_{mac_{vp}} + \left[X_a - \frac{a_t}{a} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \cdot V_t' \right] \cdot CL_e - a_t \cdot V_t' \cdot [i_{to} + \tau \cdot \delta_e - \alpha_{ow}] = 0$$

Il valore dell'angolo di calettamento "i_{to}" del piano di coda si ricava imponendo che in crociera la deflessione dell'equilibratore sia piccola al limite nulla.

$$\delta_{ecr} = \frac{\alpha_{ow} - i_{to}}{\tau} - \frac{C_{mac_{vp}}}{C_{m\delta}} - \frac{C_{mcl}}{C_{m\delta}} \cdot CL_{CR} = 0$$

Nel calcolo della potenza di controllo del piano di coda ipotizziamo una superficie di 220 m², mentre per il calcolo del coefficiente di portanza consideriamo un peso pari all'85% del peso massimo al decollo.

CL _{cr}	0.55
C _m δ	-0.0338
C _m cl (com.liberi)	-0.3145
α _{ol}	4.45°

Tabella 7.7

Il valore di i_{to} ricavato è -7.35°

Nell'equazione per C_m bisogna tener conto che, essendo in fase di atterraggio, i flaps sono estratti e si è in presenza di effetto suolo, per cui occorre far riferimento alle grandezze della seguente tabella.

$d\varepsilon/d\alpha$	0.367
$X_{c.g.}$	0.18
$Cl_{\alpha t}$	$0.1073 / ^\circ$
$Cl_{\alpha w}$	$0.0676 / ^\circ$
CLe	2
δf	30° Fowler Flap
δe	-25°
α_{ol}	7°
Δc_{mac}	-0.3
k	0.9

Tabella 7.8 Valori in condizione di atterraggio

Anche la condizione 2 si trasforma in una relazione fra b_t e S_t .

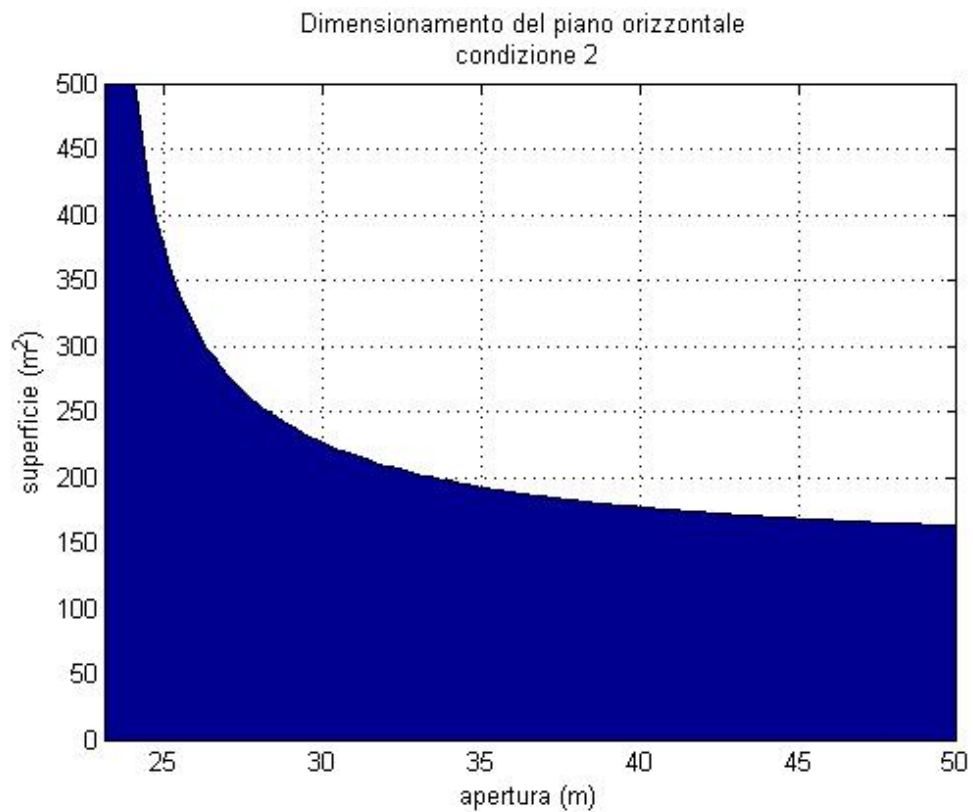


Figura 7.4 Seconda relazione fra b_t e S_t l'area in blu rappresenta l'insieme di valori non utilizzabili

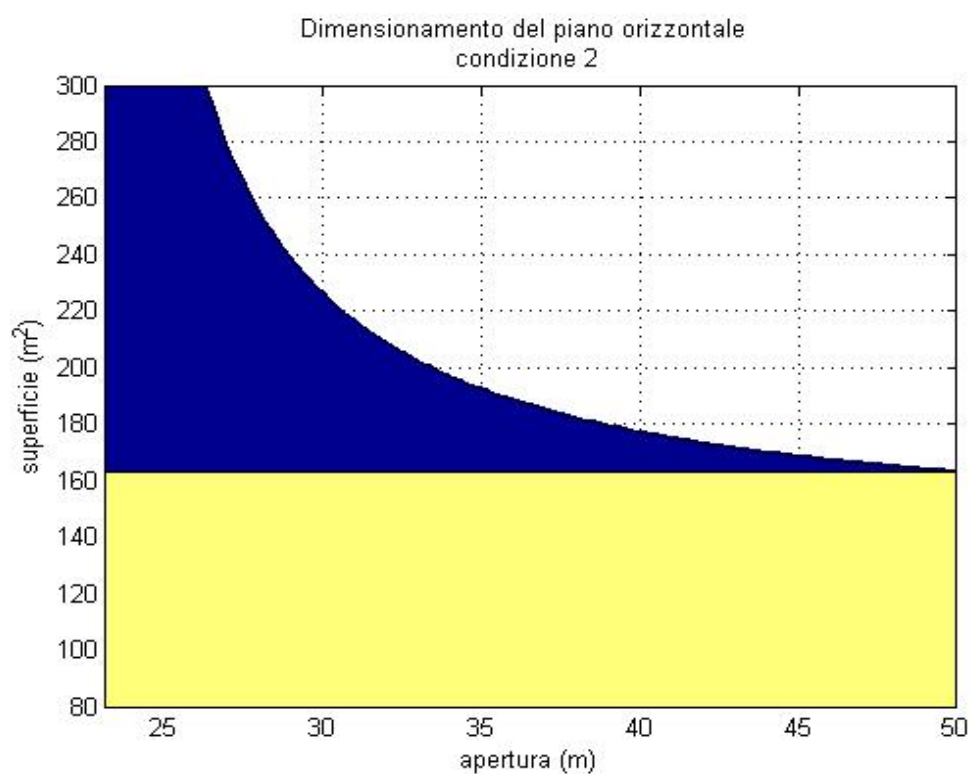


Figura 7.5

In conclusione i valori scelti per il piano orizzontale sono:

apertura	32 m
superficie	220 m ²
Angolo di freccia	20°
AR	4.65
Cr	10 m
Ct	3.4 m
λ	0.34



Figura 7.6: Piano di coda dell' Airbus 340-600



Figura 7.7: Piano di coda del Boeing 747-400