

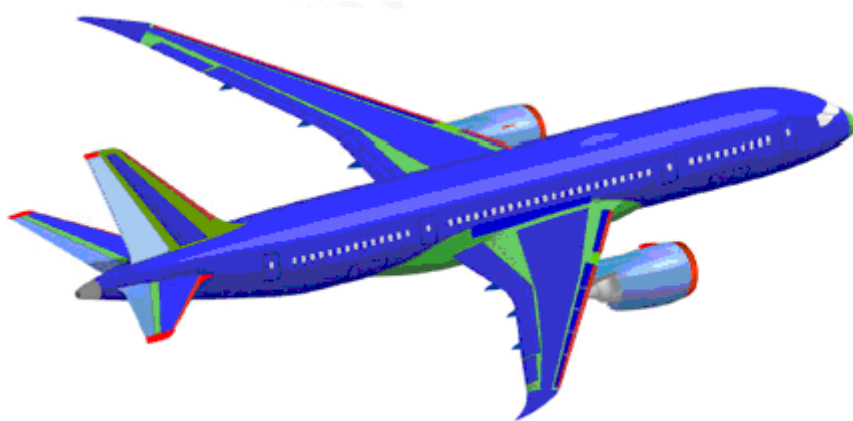
UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI NAPOLI FEDERICO II



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

ANNO ACCADEMICO 2006/07

**ESERCITAZIONE DEL CORSO DI
PROGETTO GENERALE VELIVOLI**



**Prof. V. Giordano
Prof. F. Nicolosi**

Esercitazione svolta
da:

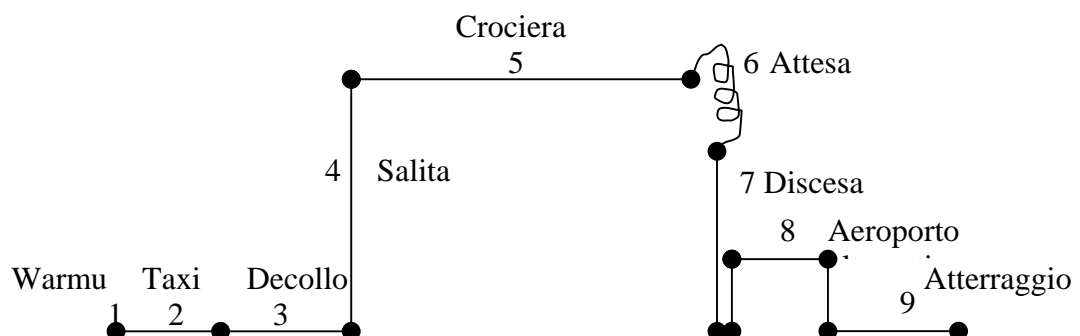
*Luca d'Angelo
Michele De Gennaro
Salvatore Di Donna
Lidia Forlenza
Salvatore Menna*

INDICE

Capitolo 1	
Descrizione del velivolo	4
Capitolo 2	
Stima dei pesi	27
2.1 Introduzione e specifica di progetto	27
2.2 Peso del carico pagante e dell'equipaggio	28
2.3 Peso dei lubrificanti non consumabili	29
2.4 Peso del combustibile	29
2.5 Peso massimo al decollo	29
2.6 Risultati	30
Capitolo 3	
Determinazione del punto di progetto	32
Capitolo 5	
Progetto della Fusoliera	42
Capitolo 6	
Progetto dell'ala	
6.1 Configurazione strutturale e forma in pianta dell'ala	45
6.2 Scelta dei profili nelle sezioni di riferimento	48
6.3 Profilo alla Radice : Boeing 737 Root Airfoil	51
6.4 Profilo al breakdown dell'ala (40% di $b/2$) :	53
Boeing 737 Midspan Airfoil	53
6.5 Profilo alla tip dell'ala : Boeing 737 Outboard Airfoil	55
6.6 Confronto fra i vari profili	57
6.7 Caratteristiche aerodinamiche del profilo medio	60
6.8 Angolo di freccia e legge di svergolamento geometrico	65
6.9 Distribuzione di carico alare lungo l'apertura e sentiero di stallo dell'ala	67
Capitolo 7	
Polare del velivolo completo	74
7.1 Calcolo della resistenza indotta viscosa	80
7.2 Calcolo della resistenza di ipersostentazione	83
7.3 Calcolo della resistenza di compressibilità	84
Capitolo 8	
Progetto degli impennaggi di coda	86
8.1 Piano di coda orizzontale	86
8.2 Verifica di stabilità	94
8.3 Sforzi di barra	95
8.4 Piano verticale	97

Specifica di missione

Tipo velivolo	Velivolo bimotore turbofan da trasporto passeggeri, very long range, realizzato prevalentemente in materiale composito (per la stima dei pesi utilizzare i valori $A=0.0810$ e $B=1.0730$)
<i>Carico pagante</i>	250 passeggeri (+ 2 piloti+ 9 assistenti di volo)
<i>Normativa</i>	FAR 25
<i>Autonomia di percorso (fase5)</i>	al 75% della potenza e ad una quota di 35000 ft, 8800 nm (16300 km) Assumere : $E=16$ $C_j=0.60 \text{ lb}/(\text{lb h})$ $CD_0=0.015$ $e=0.80$ + 100 nm per aeroporto alternativo
<i>Riserva (attesa) (fase 6)</i>	45 min
<i>Velocità di crociera</i> <i>(alla quota di 35000 ft e 75% della potenza massima)</i>	Mach=0.85
<i>Quota di tangenza teorica</i>	13100 m (43000 ft)
<i>Lunghezza di decollo fino ai 10.7 m (35 ft) (T-O field lenght)</i>	6600 ft at S/L
<i>Lunghezza di atterraggio dai 15 m (50 ft)</i>	4500 ft at S/L
<i>Rateo di salita</i>	1500 m/min
<i>Riserva di carburante</i>	100 nm verso aeroporto alternativo
<i>Velivoli simili</i>	Boeing 787-8 DREAMLINER



Capitolo 1

Descrizione del velivolo

Il Boeing 787 Dreamliner (linea dei sogni) non è solo l'aereo di linea del futuro, esso rappresenta una vera svolta per l'aviazione commerciale. È un bimotore caratterizzato da una fusoliera larga (wide-body) che sarà utilizzato su rotte a lungo raggio; ha ali basse al di sotto delle quali sono montate due turboventole, un ampio piano di coda e dei piani orizzontali in posizione bassa.



Fig. 1.1

Dietro quest'apparente semplicità il Dreamliner cela i più ambiziosi traguardi tecnologici mai raggiunti per un aereo commerciale.

Il modello base (Boeing 787-8) prevede 223 posti divisi in tre classi e un'autonomia di 15000 km (8000 nmi).

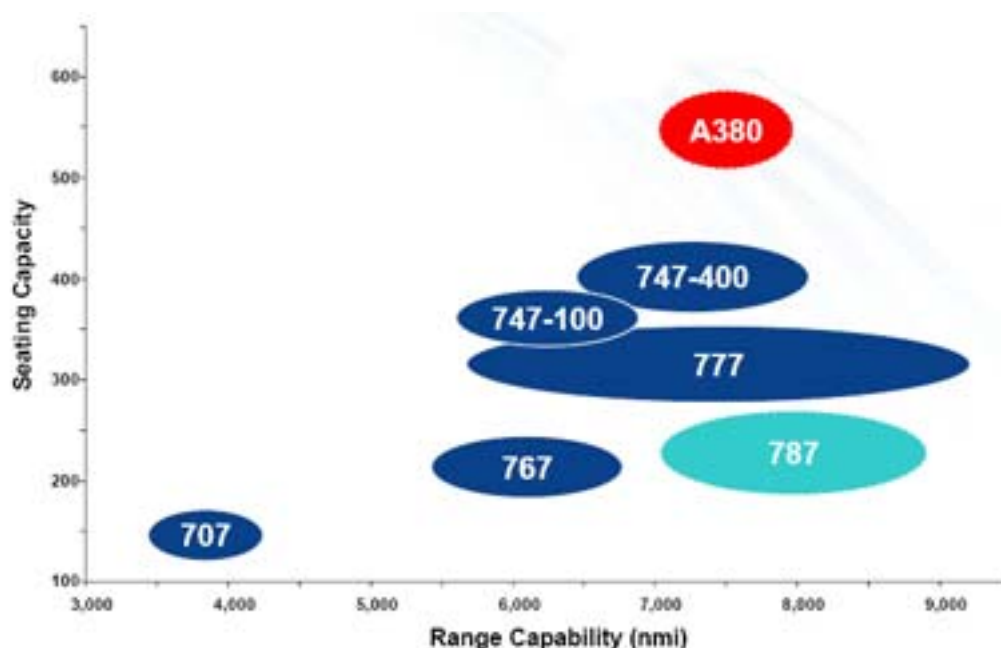


Fig. 1.2

Malgrado il confronto con l' A380 potrebbe sembrare, all'occhio inesperto, impari, la realtà è ben altra; il 787 è un aereo che fonde due diverse caratteristiche: l'autonomia dei grandi liner (747) e le dimensioni di un aereo medio (767) ma con un'aerodinamica molto avanzata derivante dall'esperienza del Sonicruiser. La tipica forma a sciabola dell'ala, l'angolo diedro molto pronunciato ed altri miglioramenti aerodinamici hanno consentito un aumento dell'efficienza del volo e una riduzione dei consumi di carburante del 20%.

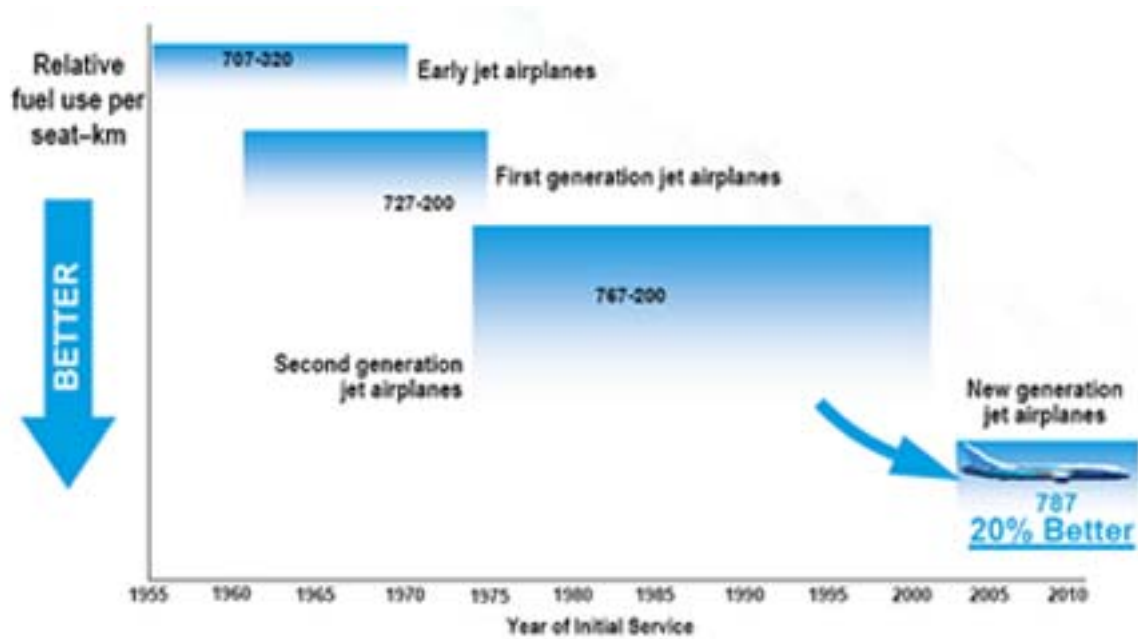


Fig. 1.3

Questo elevato livello di performance è stato raggiunto grazie a più di 15000 ore di test nella galleria del vento transonica della Boeing a Seattle che hanno confermato inoltre che il 787 avrà la più alta velocità di crociera tra gli aerei commerciale (Mach 0.85).



Fig. 1.4

Ma forse la sfida più grande che la Boeing ha intrapreso con il progetto del 787 riguarda la scelta e l'uso estensivo dei materiali compositi. Già da vent'anni essi sono utilizzati per la costruzione di parti secondarie (non strutturali) di aerei passeggeri, la stessa Airbus è stata la prima ad usare, nel 1985, un composto di plastica rinforzata per la coda del suo A310; e si prepara a compiere un nuovo passo in questa direzione utilizzando "la plastica" per costruire anche le ali dell'A350, il suo nuovo modello in via di fabbricazione, con cui farà concorrenza sui mercati internazionali proprio al 787 Dreamliner. Ma la Boeing è andata ancora più in là, decidendo di utilizzare fibre di plastica per costruire addirittura la fusoliera. I motivi di tale scelta sono vari: i materiali compositi hanno consentito di ottenere una maggiore leggerezza strutturale, una riduzione della fatica e della corrosione

nonché avere nuove possibilità di design. Con essi inoltre la Boeing è riuscita a progettare pezzi più grandi con una riduzione del tempo di assemblaggio, delle attrezzature utilizzate e delle sostanze chimiche dannose solitamente impiegate per la polimerizzazione.

Così il 787 sarà l'unico aereo di linea ad essere costruito per più del 50% in materiale composito

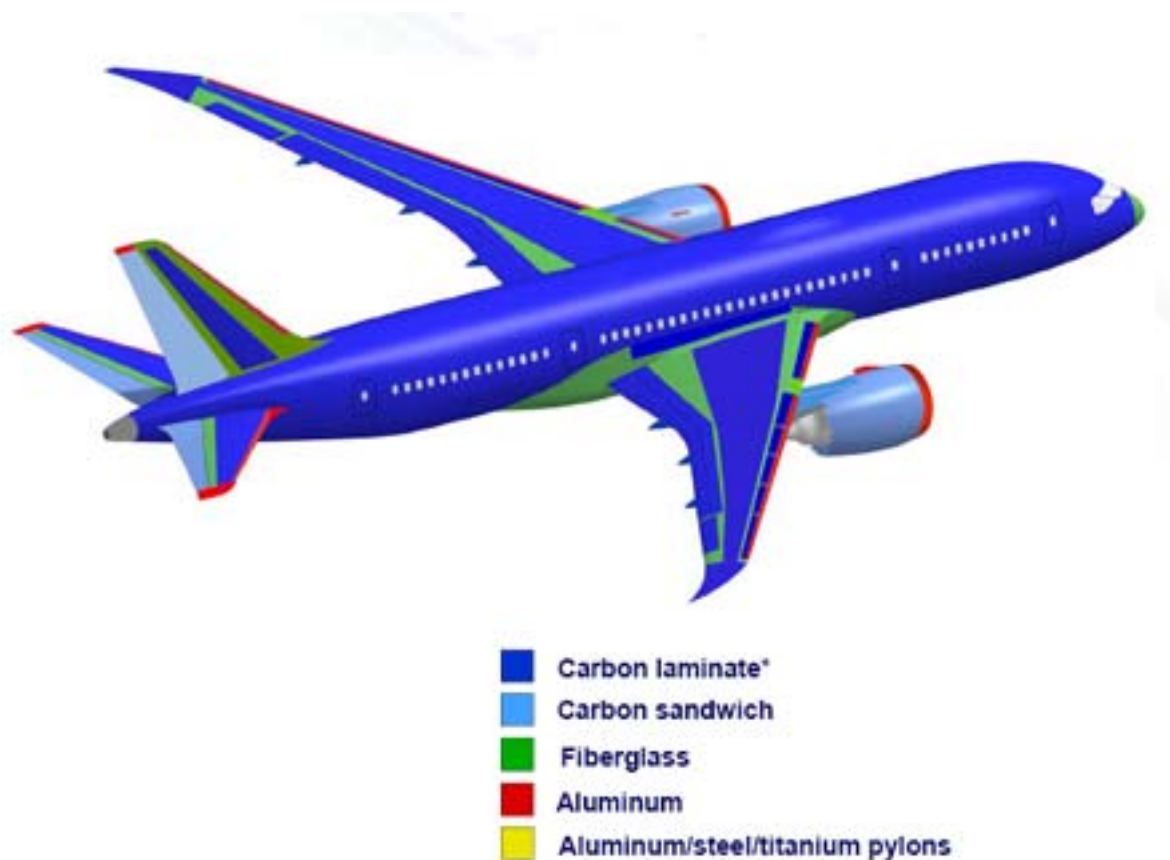


Fig. 1.5

Materiali	
Compositi	50%
Alluminio	20%
Titanio	15%
Acciaio	10%
Altri	5%

Tab. 1.1

il paragone con altri aerei simili (anche della stessa Boeing) è schiacciante:

- Il 777 è fatto per il 12% di composito e 50% di alluminio
- 30000-40000 lbs di peso in meno rispetto all'A330-200
- 1500 lamine di alluminio in meno
- 80% in meno di giunzioni

L'Airbus intanto accusa la Boeing di voler far volare "un aereo di plastica" e sottolinea la difficoltà di sondare eventuali danni in una struttura di materiale composito: un'ispezione visuale è solitamente sufficiente per l'alluminio, per i compositi può essere necessario un esame con uno scanner ad ultrasuoni che richiederebbe molto più tempo la qual cosa risulterebbe incompatibile con i tempi dettati dal mercato. In risposta a tali accuse la ASC Process Systems, partner della Boeing, il 25 Agosto 2006 ha annunciato il completamento della più grande autoclave del mondo a Charleston in Carolina del Sud in cui viene effettuata la polimerizzazione delle sezioni di fusoliera in materiale composito del Dreamliner che quindi potrà essere costruita come un unico pezzo (One-Piece-Composite Fuselage).

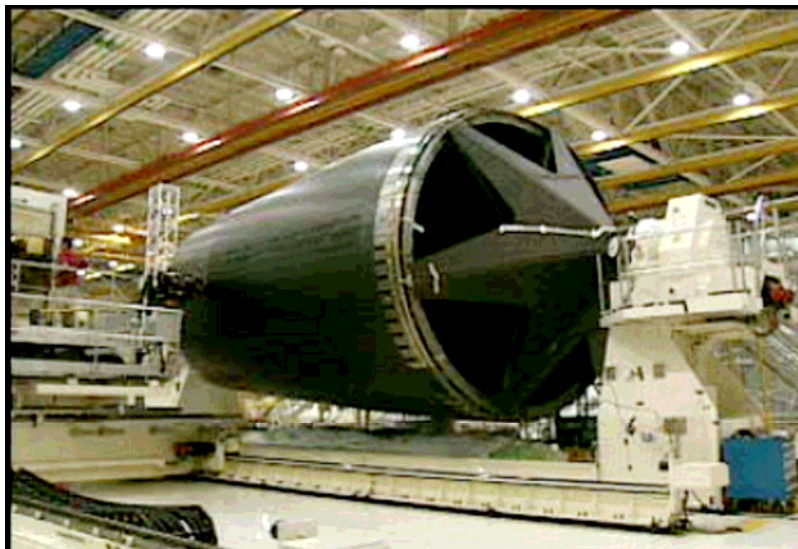


Fig. 1.6



Fig. 1.7



Fig. 1.8

Per quanto riguarda eventuali danni strutturali, la Boeing garantisce che la fusoliera risulta così resistente che, a meno di un danno visibile ad occhio, non sono necessarie riparazioni. Queste ultime avverranno eventualmente secondo un procedimento rapido (1 ora) e sicuro (Faster Line Repairs).

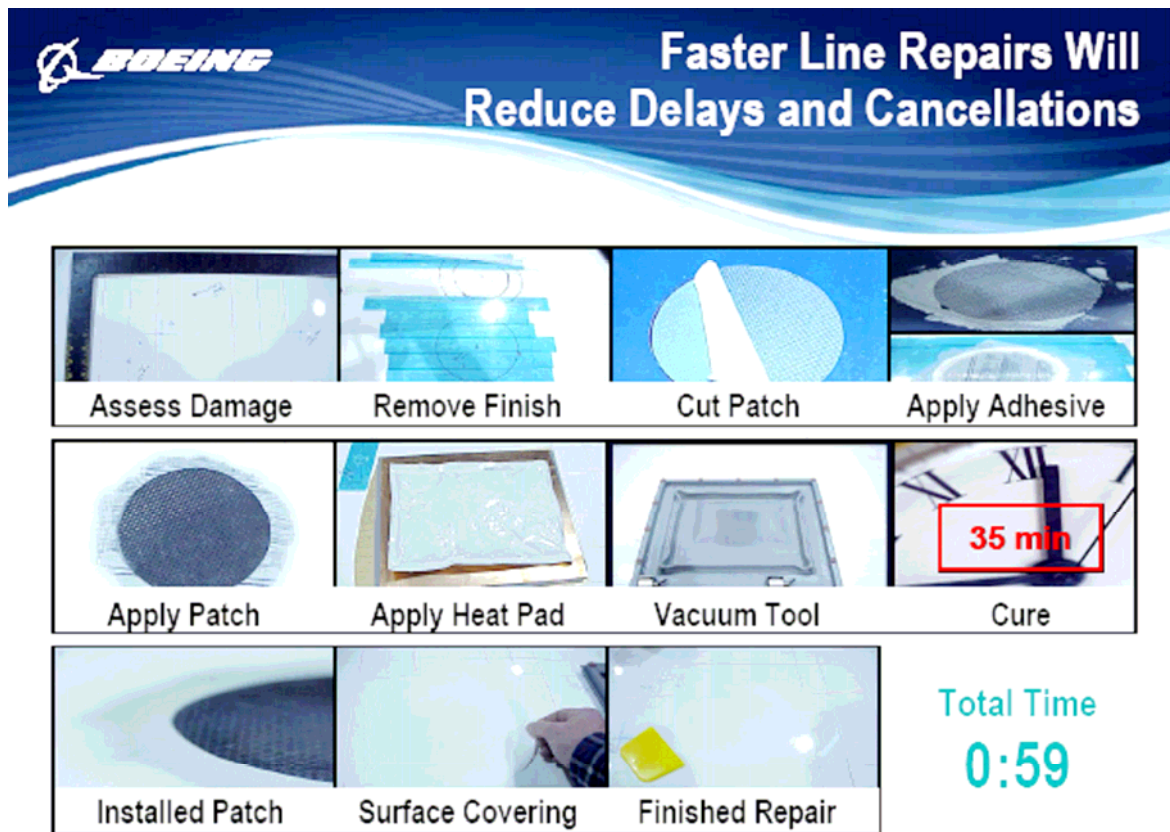


Fig. 1.9

Ma i vantaggi maggiori Boeing l'ha riservati ai passeggeri, il 787 Dreamliner ha interni ampi e confortevoli che rendono il volo un'esperienza magnifica :

- sedili più larghi di 35cm
- vani porta valigie più grandi
- corridoi e oblò più ampi
- "illuminazione dinamica"
- "interni intelligenti" in grado di adattarsi alle varie esigenze
- sedili muniti di video e postazione internet grazie al sistema Wireless IFE
- è stata migliorata la qualità dell'area (minore umidità) e del suono



Fig. 1.10

Per quanto riguarda il sistema propulsivo costituito da due motori turbofan Rolls-Royce Trent 1700 (spinta da 280 a 334 kN) essi garantiscono non solo la massima efficienza e il minimo consumo ma anche una riduzione del rumore e delle emissioni inquinanti (20% in meno) in maniera da rendere il Dreamliner quanto più compatibile possibile con le esigenze aeroportuali e ambientali.

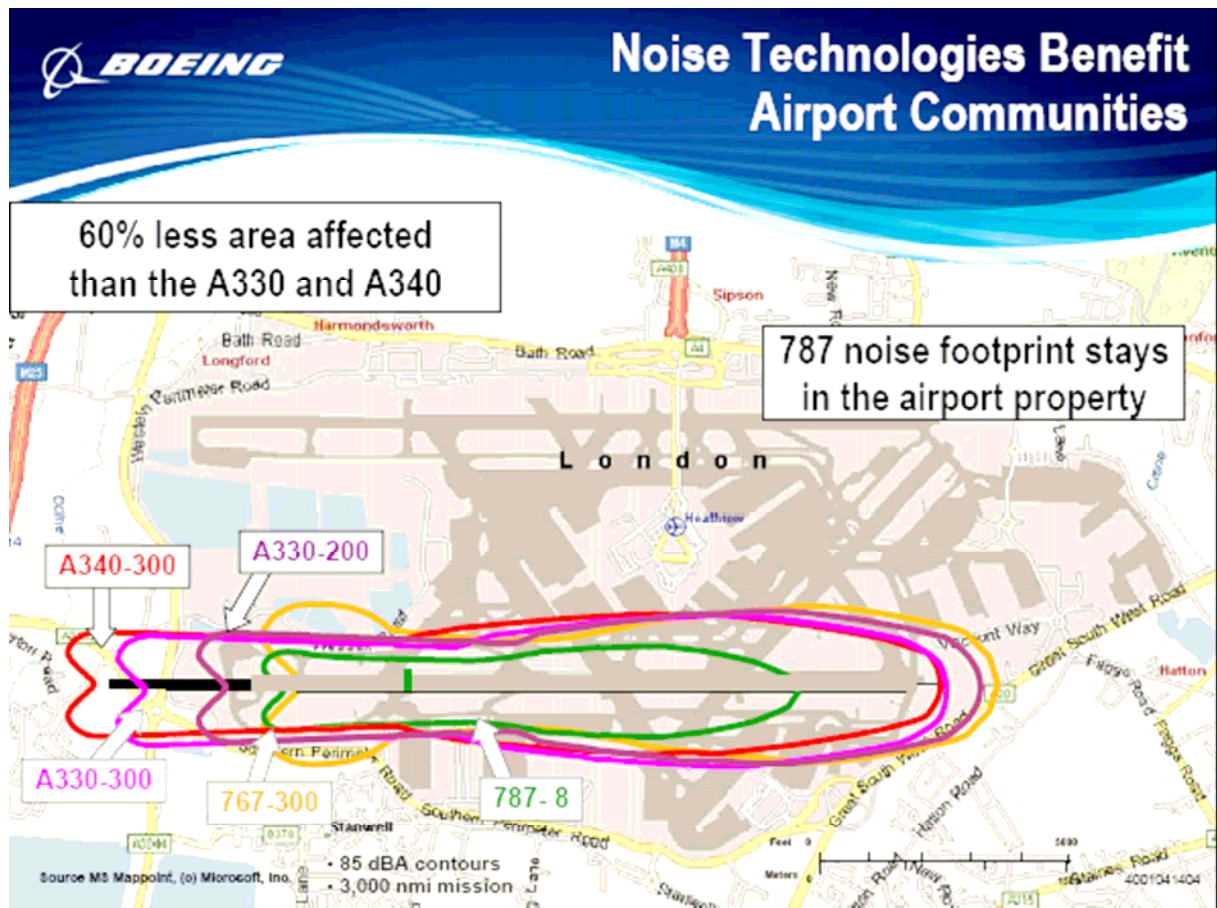


Fig. 1.11

Le caratteristiche dei propulsori che hanno consentito questi miglioramenti sono:

- più alti rapporti di bypass
- nessun sistema di spillamento
- nacelles più piccole in grado di lavorare in flusso laminare
- nacelles con bordi d'uscita frastagliati e con geometria variabile
- ingresso della presa d'aria "acustico"
- carenatura dei carrelli d'atterraggio in grado di ridurre i rumori



Fig. 1.12

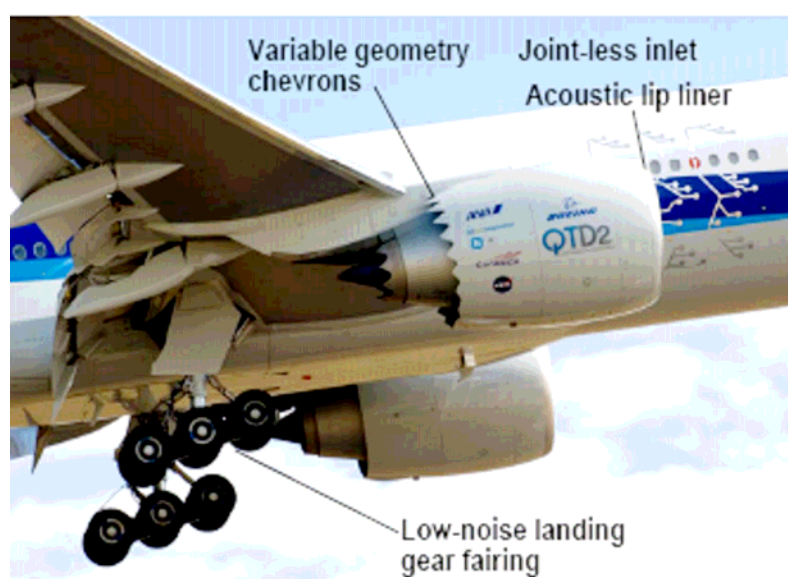


Fig. 1.13

Sistemi avionici avanzati hanno consentito il miglioramento delle prestazioni mantenendo bassi i costi della vita operativa: è stata migliorata l'architettura dei sistemi elettrici per garantire più sicurezza e affidabilità; è stato implementato un nuovo sistema di flight control avanzato per migliorare la crociera. Anche la cabina di pilotaggio è diventata più larga con display più ampi che consentono ai piloti di avere a disposizione più dati relativi al volo.



Fig. 1.14

Le innovazioni introdotte con questo nuovo gigante dei cieli accontentano quindi le esigenze di tutti: la Boeing, che vedrà ridurre drasticamente i tempi di costruzione (stime ottimistiche parlano di 3 giorni) e i costi di produzione; le compagnie aeree che risulteranno facilitate nella manutenzione, nella riconfigurazione e nell'aggiornamento delle varie versioni del 787; i passeggeri che avranno a propria disposizione più confort più affidabilità e sicurezza a costi ridotti.

Il 787 Dreamliner soddisferà dunque le esigenze del mercato aeronautico presente e futuro perché grazie alla riduzione dei consumi, ai miglioramenti aerodinamici e strutturali consentirà di avere più comodità per i passeggeri, voli più veloci e con maggior frequenza (non-stop flights) a costi

contenuti e conformi alle richieste del mercato. Esso quindi potrà essere utilizzato comodamente sia per tratte interregionali che intercontinentali a differenza dell'A380 che sarà difficilmente impiegato in tratte brevi o comunque poco richieste, avendo l'esigenza di non volare "vuoto". Secondo stime il Dreamliner consentirà i collegamenti tra più di 450 nuove città.

Il successo di mercato del 787 ancor prima del primo volo che per il modello base(787-8) è previsto per il 2007, infatti ad agosto 2006 l'aereo era stato ordinato già da 32 compagnie in tutto il mondo per un totale di 420 esemplari e le aspettative della Boeing sono di venderne più di 3500 entro il 2023.



Fig. 1.15



Fig. 1.15

Lo sviluppo di questo nuovo gioiello dell'aeronautica civile è avvenuto nella base Boeing di Everett vicino Seattle con l'ausilio di un team internazionale di più di 43 compagnie aerospaziali dislocate in 135 siti in tutto il mondo, ciascuna con mansioni diverse (vedi tabella 1.3).

Per l'Italia Alenia Aeronautica è partner di Boeing sin dalla fase di progettazione del nuovo bimotore, di cui costruirà (in joint-venture con la statunitense Vought Aircraft Industry) lo stabilizzatore (o piano di coda orizzontale) e le sezioni centrali e posteriori della fusoliera, per una quota complessiva che ammonta al 26% dell'intera struttura del 787.

La realizzazione di queste parti avverrà nei due stabilimenti di Grottaglie e di Foggia. La scelta del sito di Grottaglie nasce dalla necessità di ampi spazi (quanto 15 campi di calcio) in grado di ospitare grandi strutture in un unico fabbricato e di una vasta area nei pressi di una struttura aeroportuale capace di ospitare i grandi aerei per la spedizione dei componenti del Dreamliner a Seattle dove verranno assemblati.

In particolare a Grottaglie (nei pressi di Taranto) verrà installata un'innovativa linea di produzione automatizzata per la fabbricazione e l'assemblaggio delle due sezioni della

fusoliera, composte da 380 elementi costruiti come un "pezzo unico".

La grande sinergia tra i vari partner ha consentito il rapido sviluppo del progetto Dreamliner iniziato da Boeing solo nel 2003, quando l'industria di Seattle decise di dare un seguito allo studio del "7E7" il cui unico intento era quello di ridurre i costi operativi delle compagnie aeree. Così nell'aprile 2004 fu lanciato ufficialmente il 787 che dovette fronteggiare da subito le grandi richieste del mercato; nel biennio 2005-2006 è iniziato l'assemblaggio e a tal proposito è doveroso ricordare le seguenti date:

- 11 gennaio 2005, la Boeing mostra, per la prima volta, la prima sezione di fusoliera in composito del Dreamliner nella base di Seattle.



Fig. 1.16

- 19 settembre 2006, inizia la fabbricazione della deriva nel Composite Manufacturing Center (CMC) di Pierce County. Vengono utilizzate nuove macchine per la laminazione e per la polimerizzazione dei materiali compositi.



Fig. 1.17

- 15 giugno 2007, a Charleston viene consegnata la sezione posteriore della fusoliera costruita dalla Kawasaki Heavy Industries (KHI), le ruote e i serbatoi alari centrali costruiti dalla KHI e dalla Fuji Heavy Industries. Il trasporto dei grossi pezzi è avvenuto su un 747-400 Large Cargo Freighter.



Fig. 1.18



Fig. 1.19

Mentre il primo volo è atteso per il 2007, la certificazione e l'entrata in servizio dei primi 787-8 avverrà entro il 2008.

Oltre al modello base (**787-8**) il 787 è correntemente sviluppato in altre due varianti:

- il **787-3** che avrà 296 posti (nella configurazione a 2 classi) e sarà una versione a corto raggio (6.500 km) pensata per i voli ad alta densità. La realizzazione è prevista per la metà del 2010. L'obiettivo della Boeing è quello di utilizzare il 787-3 per rimpiazzare gli Airbus A300, i Boeing 767-200 e i 767-300 usati nelle rotte domestiche giapponesi. Anche il 787-3 non avrà un diretto concorrente dell'Airbus.
- il **787-9** che sarà la versione allungata, con 259 posti nella configurazione a tre classi ed un'autonomia di 16.300 km. È previsto per la fine del 2010. La Boeing ha sviluppato la versione 787-9 per rimpiazzare gli Airbus A330-200 e A340-200, i 767-400ER, i McDonnell-Douglas DC-10 e i Lockheed L-1011. Il suo diretto concorrente di casa Airbus sarà l'A350-800.

Inoltre, la Boeing sta studiando una nuova versione, il **787-10**, una versione allungata con 300 posti che intende competere con il progetto dell'Airbus A350-900. La seguente tabella mostra le specifiche dei due modelli concorrenti:

	A350 XWB-900	787-10
lunghezza:	64.0 m	68.9 m
Altezza:	17.0 m	16.5 m
Apertura alare:	64.0 m	60.0 m
Sezione:	5.91 m	5.77 m
MTOW:	265.0 t	244.9 t
Posti:	314 (tre classi)	300/350

Cargo:	20 t	
Motore:	RR Trent 1700 o GE GEnx (proposto)	GE GEnx o RR Trent 1X88-77
Velocità di crociera:	0,85 Mach	0,85 Mach
Autonomia:	15.700 km	15.700 km
Carburante:		145.685 l
Entrata in servizio:	2012	2012

Tab. 1.2

Il 787-10 dovrebbe sostituire i 777-200A e i 777-200ER, attualmente in produzione alla Boeing, e potrebbe rimpiazzare gli Airbus A330-300, gli A340-300 e i McDonnell Douglas MD-11. Emirates Airlines e la Qantas hanno mostrato interesse in questa variante che dovrebbe entrare in servizio nel 2012.

Questa variante, nella quale verrebbero inclusi diversi miglioramenti aerodinamici e un motore più potente, non è ancora stata lanciata ufficialmente dalla Boeing.

Tabella 1.3- Elenco delle imprese che affiancano Boeing nella costruzione del 787 con i rispettivi prodotti.

Company/Business Unit	Main Location	787 Work Statement
Boeing Commercial Airplanes (announced Nov and Dec 2003)	Washington	Airplane development, integration, final assembly, program leadership
Alenia/Vought Aircraft Industries (announced Nov 2003)	Italy, Texas	Horizontal stabilizer, center fuselage, aft fuselage
Boeing Fabrication (announced Nov 2003)	Washington, Canada, Australia	Vertical tail assembly, movable trailing edges, wing-to-body fairing, interiors
Spirit Aerosystems Inc. (announced as Boeing-Wichita Nov 2003; Apr 2004)	Kansas, Oklahoma	Fixed and movable leading edges, flight deck, part of forward fuselage, engine pylons
Fuji Heavy Industries (announced Nov 2003)	Japan	Center wing box, integration of the center wing box with the main landing

		gear wheel well
Kawasaki Heavy Industries (announced Nov 2003)	Japan	Main landing gear wheel well, main wing fixed trailing edge, part of forward fuselage
Mitsubishi Heavy Industries (announced Nov 2003)	Japan	Wing box
Hamilton Sundstrand (announced Feb 2004, Mar 2004, Jul 2004, Sep 2004)	Connecticut	Auxiliary power unit, environmental control system, remote power distribution units, electrical power generating and start system, primary power distribution, nitrogen generation, ram air turbine emergency power system, electric motor hydraulic pump subsystem
Rockwell Collins (announced Feb 2004, Jun 2004)	Iowa	Displays, communications/ surveillance systems, pilot control system
Honeywell (announced Feb 2004, Jul 2004, Dec 2004)	Arizona	Navigation, maintenance/crew information systems, flight control electronics, exterior lighting
Smiths (announced Feb 2004, Jun 2004)	United Kingdom	Common core system, landing gear actuation and control system, high lift actuation system
Goodrich (announced Mar 2004; Apr 2004, Jun 2004, Nov 2004, Dec 2004)	North Carolina	Fuel quantity indicating system, nacelles, proximity sensing system, electric brakes, exterior lighting, cargo handling system
Messier-Dowty (announced Mar 2004)	France	Landing gear structure
Dassault Systèmes (announced Feb 2004)	France	Global collaboration tools/software
Boeing Interiors Responsibility Center (announced Mar 2004)	Washington	Interior
Eaton Aerospace (formerly FR-HiTemp) (announced Mar 2004)	United Kingdom	Pumps and valves
Rolls-Royce (announced April 2004)	United Kingdom	Engines
General Electric (announced Apr 2004)	Ohio	Engines
Boeing Propulsion Systems Division (announced Apr 2004)	Washington	Propulsion systems engineering and procurement services
Moog Inc. (announced May 2004)	New York	Flight control actuators
Kidde Technologies	North	Fire protection system

(announced May 2004)	Carolina	
Toray Industries (announced May 2004)	Washington	Prepreg composites
Thales (announced Jul 2004, Aug 2004, Sep 2005)	France	Electrical power conversion, integrated standby flight display, in-flight entertainment system
Labinal (announced Jul 2004)	France	Wiring
Parker Hannifin (announced Sep 2004)	Ohio	Hydraulic subsystem
Messier-Bugatti (announced Nov 2004)	France	Electric brakes
Latecoere (announced Nov 2004)	France	Passenger doors
Monogram Systems (announced Nov 2004)	California	Water and waste system
Air Cruisers (announced Nov 2004)	New Jersey	Escape slides
Delmia Corp. (announced Nov 2004)	Michigan	Software
Intercim (announced Nov 2004)	Minnesota	Software
Panasonic (announced Dec 2004, Nov 2005)	Japan	Cabin services system, in-flight entertainment system
Bridgestone (announced Dec 2004)	Japan	Tires
Ultra Electronics Holdings (announced Dec 2004)	United Kingdom	Wing ice protection system
GKN Aerospace (announced Dec 2004)	United Kingdom	Composite mat for the wing ice protection system
Korry Electronics (announced Jan 2005)	Washington	Flight-deck control panels
Ipeco (announced Apr 2005)	United Kingdom	Flight-deck seats
Diehl Luftfahrt Elektronik (announced Apr 2005)	Germany	Main cabin lighting
Jamco (announced Apr 2005, May 2005)	Japan	Lavatories, flight deck interiors, flight deck door and bulkhead assembly
C&D Zodiac (announced Apr 2005)	Washington	Sidewalls, window reveals, cargo linings, door linings and door surrounds
Securaplane (announced Apr 2005)	Arizona	Wireless emergency lighting system

Donaldson Company, Inc. (announced May 2005)	Minnesota	Air purification system
Astronautics Corp. of America (announced May 2005)	Wisconsin	Electronic Flight Bag (EFB)
CTT Systems (announced Aug 2005)	Sweden	Zonal Drying system
PFW (announced Oct 2005)	Germany	Metallic tubing and ducting
Saab Aerostructures (announced Oct 2005)	Sweden	Large cargo doors, bulk cargo doors and access doors
Korean Airlines - Aerospace Division (announced Oct 2005)	Korea	Raked wing tips for the 787-8
PPG Aerospace (announced Dec. 15, 2005)	Alabama	Electrochromic windows

Capitolo 2

Stima dei pesi

2.1 Introduzione e specifica di progetto

Dalla specifica di progetto e dal profilo di missione assegnato è possibile stimare preliminarmente alcune caratteristiche di peso del velivolo. In particolare sono di grande interesse le seguenti quantità:

- W_{TO} = Peso massimo al decollo
- W_E = Peso a vuoto
- W_{OE} = Peso a vuoto operativo
- W_{PL} = Peso del carico pagante
- W_f = Peso del combustibile
- W_{crew} = Peso dell'equipaggio
- W_{tfo} = Peso dei lubrificanti non consumabili

Il peso massimo al decollo ed il peso a vuoto operativo sono legati alle altre entità appena descritte attraverso le espressioni seguenti.

$$\left. \begin{aligned} W_{to} &= W_E + W_{tfo} + W_{crew} + W_f + W_{pl} \\ W_{OE} &= W_E + W_{tfo} + W_{crew} \end{aligned} \right|$$

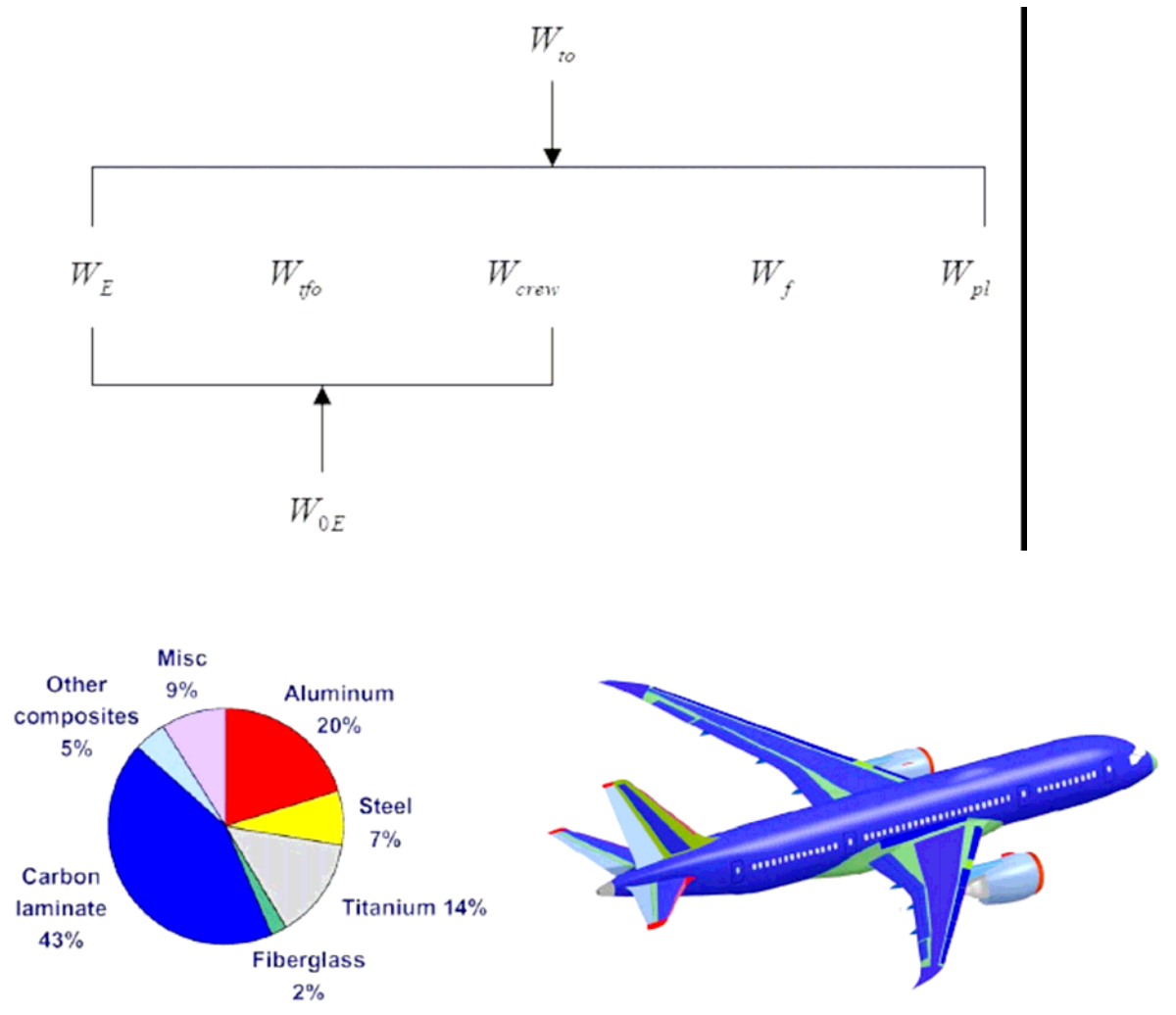


Figura 2. 1 Grafico dei materiali utilizzati per il Boeing B787

2.2 Peso del carico pagante e dell'equipaggio

Il Boeing B-787 rientra nella categoria di aerei da trasporto a getto Long Range, e dalla specifica di progetto si evince come la configurazione in esame preveda il trasporto di 250 passeggeri con un equipaggio formato da 2 piloti e 9 assistenti di volo. Si assume per ciascun passeggero nonché per ogni membro dell'equipaggio un peso di 175 libbre più 30 libbre di bagaglio.

2.3 Peso dei lubrificanti non consumabili

Per velivoli dotati di un peso massimo al decollo $W_{TO} \geq 100000$ libbre, come il caso in esame, è possibile stimare il peso dei lubrificanti non consumabili mediante la seguente relazione statistica.

$$W_{tfo} = 0.005 \cdot W_{TO}$$

2.4 Peso del combustibile

La determinazione della quantità di combustibile necessaria a soddisfare i requisiti proposti nella specifica di progetto (combustibile utilizzato + riserva) è possibile effettuarla applicando il "*Fuel Fraction Method*" utilizzato nel software ADAS da noi adoperato. Dal profilo di missione si evincono le seguenti fasi operative:

- 1 - Accensione e riscaldamento
- 2 - Taxi
- 3 - Decollo
- 4 - Salita ed accelerazione a quota e velocità di crociera
- 5 - Crociera
- 6 - Attesa
- 7 - Discesa
- 8 - Atterraggio, Taxi e spegnimento

2.5 Peso massimo al decollo

Il procedimento di calcolo delle quantità W_{TO} si basa sulla ricerca di una condizioni di origine statistica che dipende

dalla classe di appartenenza del velivolo esaminato e risente di fattori connessi con l'innovazione tecnologica come, ad esempio, l'impiego di materiali non convenzionali o l'adozione di soluzioni che consentano di ottenere elevate capacità di carico pagante. Essa è rappresentata analiticamente da una equazione del tipo

$$\log_{10} W_{TO} = a + b \cdot \log_{10} W_E$$

in cui compaiono i coefficienti a e b che assumono valori differenti a seconda della categoria di velivoli considerata. In particolare per il velivolo in esame si assume $a=0.0810$ e $b=1.0730$.

2.6 Risultati

Tenuto conto della specifica si è ottenuto quindi la stima dei pesi del velivolo in esame utilizzando il software ADAS.

<i>Peso massimo al decollo MTOW</i>	<i>559000 lbs</i>
<i>Peso a vuoto EW</i>	<i>191000 lbs</i>
<i>Peso a vuoto operativo OEW</i>	<i>1960000 lbs</i>
<i>Peso del combustibile e dei lubrificanti non consumabili</i>	<i>2800 lbs</i>
<i>Peso dell'equipaggio</i>	<i>2000 lbs</i>
<i>Peso del combustibile complessivo MIFW</i>	<i>312000 lbs</i>
<i>Peso del combustibile di riserva</i>	<i>52000 lbs</i>
<i>Peso del combustibile utilizzato</i>	<i>260000 lbs</i>
<i>Peso del carico pagante PL</i>	<i>51000 lbs</i>

Tab. 2.1

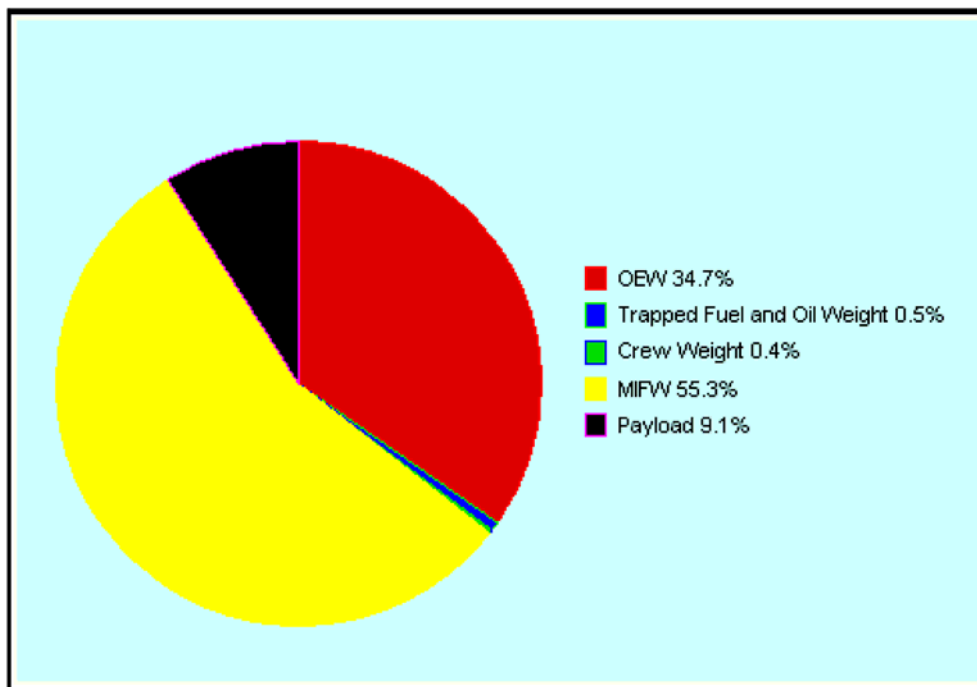


Figura 2. 1 Diagramma a torta della composizione del peso massimo al decollo per il velivolo Boeing B787.

Capitolo 3

Determinazione del punto di progetto

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

E	= 16
C _j	= 0.60
C _{Do}	= 0.015
e	= 0.80
Mach (cruise at 35000 ft)	= 0.85
S _{take-off}	= 6600 ft
S _{landing}	= 4500 ft

Tab. 3.1

Facciamo le seguenti ipotesi:

Cl _{max}	= 1.8
Cl _{max_to}	= 2.4
Cl _{max_l}	= 2.9
b	= 198 ft
W _{to} /S	= 151.9 lb/ft ²

Tab. 3.2

Si riportano inoltre le condizioni di decollo:

T/Wo	= 0.169
W/S	= 312 psf

Tab. 3.3

E di atterraggio:

S	= 13500 ft
Va	= 215 kts
Vsl	= 169 kts
W/S	= 266 psf

Tab. 3.4

Per le condizioni di crociera ci riferiamo a questi dati:

h	= 35000 ft
Mach	= 0.85
ρ	= 0.387 kg/m ³
T	= 219.75 K
T/W	= 0.0321

Tab. 3.5

Per determinare il punto di progetto abbiamo bisogno di valutare le limitazioni sulla distanza di decollo e di atterraggio.

Successivamente, seguendo le norme FAR 25, si è passati alla determinazione delle polari.

Le limitazioni imposte dalla normativa sono riportate di seguito con relativi rapporti spinta-peso:

T/W_25.111	= 0.1635
T/W_25.121/1	= 0.1626
T/W_25.121/2	= 0.1959
T/W_25.121/3	= 0.1578
T/W_25.121/4	= 0.2289
T/W_25.119	= 0.1817

Tab. 3.6

Ricordiamo che l'espressione di una polare tecnica è la seguente:

$$CD = CDo + CL^2/\pi ARE$$

Mediante la seguente relazione statistica è possibile calcolare la superficie bagnata:

$$\log_{10}Swet = c + d \log_{10}Wto$$

$$\begin{aligned} \text{dove} \quad c &= 0.6143 \\ d &= 0.98595 \end{aligned}$$

Risulta:

$$Swet = 22181 \text{ ft}^2$$

Per cui possiamo calcolare l'area parassita sfruttando quest'altra formula:

$$\log_{10}f = a + b \log_{10}Swet$$

$$\begin{aligned} \text{dove} \quad a &= -2.52 \\ b &= 1.00 \end{aligned}$$

Risulta:

$$f = 123.02$$

E quindi:

$$C_{do} = 0.0165$$

Possiamo quindi riportare i valori dei coefficienti di portanza e resistenza relativi ai punti caratteristici della polare del velivolo:

PUNTO A:

$$C_L = 0.664$$

$$C_D = 0.0329$$

Tab. 3.7

PUNTO P:

$$C_L = 1.11$$

$$C_D = 0.658$$

Tab. 3.8

PUNTO E:

$$C_L = 0.367$$

$$C_D = 0.0215$$

Tab. 3.9

Riportiamo la polare nelle varie condizioni di volo:

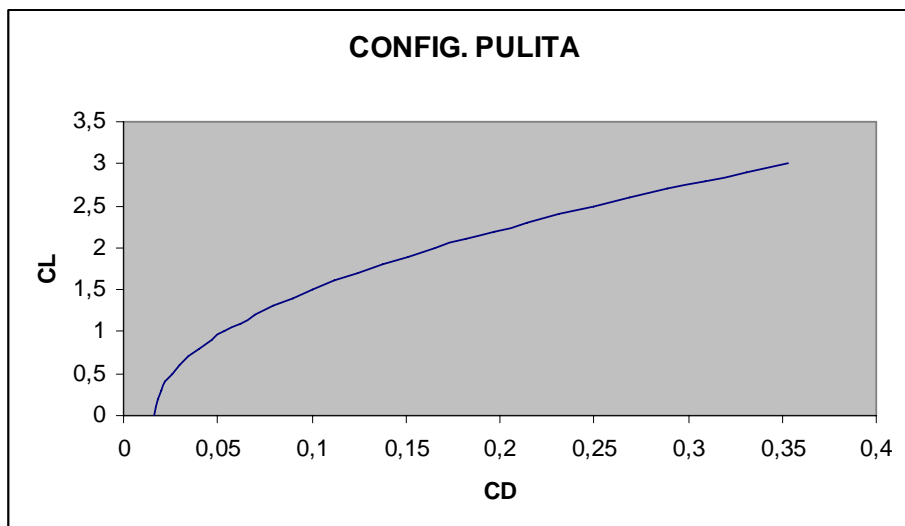


Fig. 3.1

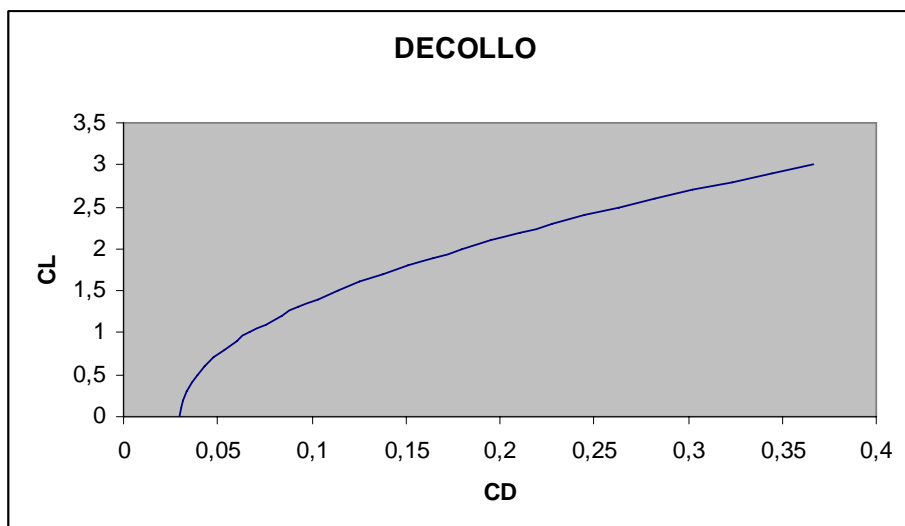


Fig. 3.2

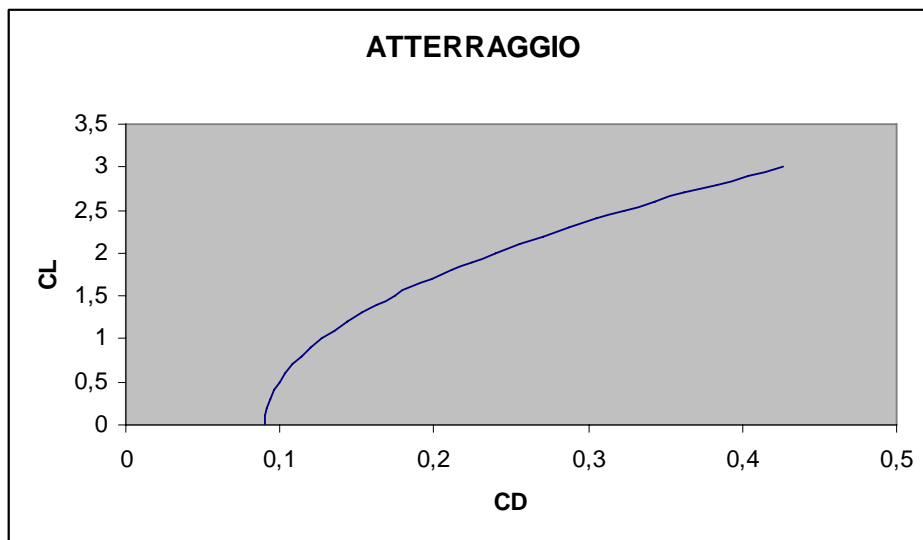


Fig. 3.3

Ecco il diagramma riassuntivo dello studio effettuato in cui viene evidenziata la scelta della posizione del punto di progetto del velivolo considerato.

L'analisi è stata effettuata comparativamente a velivoli a getto della stessa categoria. Risulta evidente il miglioramento notevole delle prestazioni che il velivolo in progetto offre.

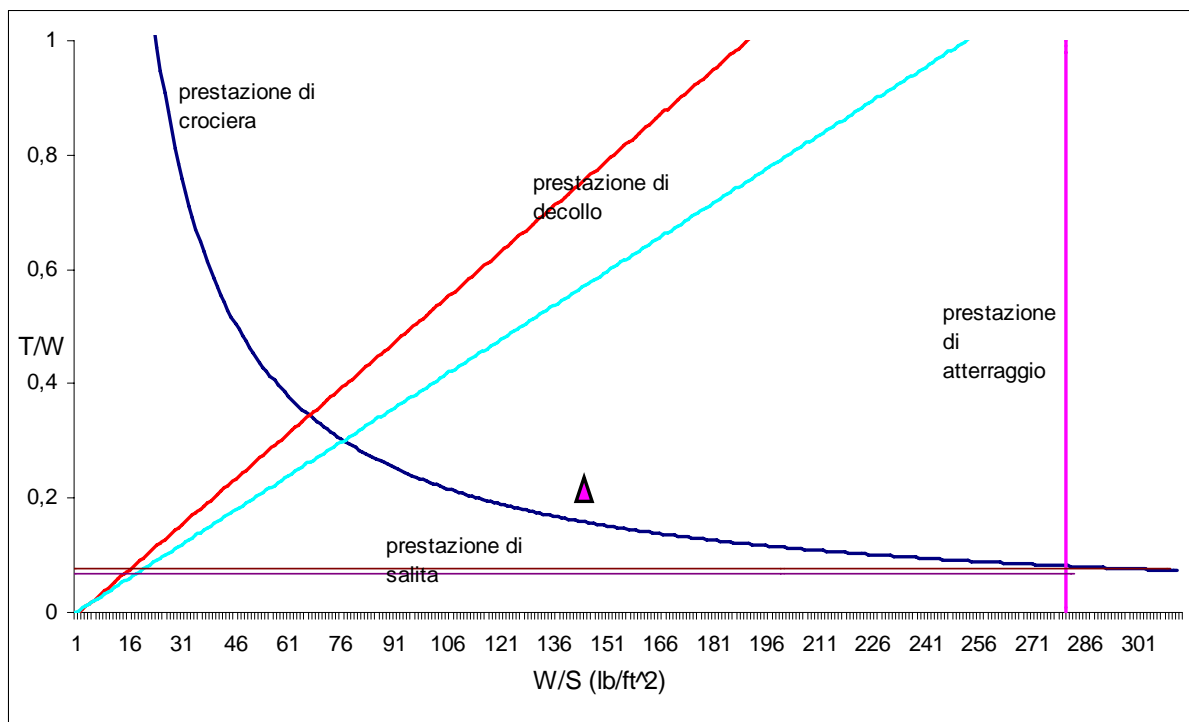


Fig. 3.4

Ecco di seguito una tabella riassuntiva dei risultati ottenuti:

Superficie alare S_w (ft^2)	3768
$(T_0/W)_{T_0}$	9.77
(W/S_w) (lb/ft^2)	148.35

Tab. 3.10

Capitolo 4

Polari di Avanprogetto

Una polare teorica è rappresentata analiticamente dalla seguente espressione:

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

Supponendo che AR sia pari a 10 e che la superficie alare sia pari a 340 m^2 si può valutare la polare del velivolo in configurazione pulita secondo la relazione

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

I parametri c e d per i velivoli a getto sono pari a 0.0199 e 0.753 rispettivamente. Quindi S_{wet} risulta essere pari a 2069 m^2 .

Ora l'area parassita può essere calcolata attraverso la relazione

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

dove a e b sono rispettivamente -2.52 e 1.00 avendo scelto un coefficiente di attrito pari a 0.0030. L'area parassita dunque sarà pari a 6.3 m². Nota l'area parassita si può calcolare il coefficiente di resistenza C_{D0}

$$C_{D0} = \frac{f}{S} = 0.018$$

Per $e = 0.8$ si ottiene una espressione della polare parabolica in configurazione pulita pari a

$$C_D = 0.018 + 0.0398 C_L^2$$

In configurazione di decollo con carrello retrato, 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 la polare risulta essere

$$C_D = 0.038 + 0.0424 C_L^2$$

In condizioni di decollo con carrello estratto si ha un'ulteriore variazione del C_{D0} pari a 0.0250 e una ulteriore diminuzione di e al valore di 0.7:

$$C_D = 0.063 + 0.0455 C_L^2$$

All'atterraggio con carrello estratto si ha ancora una variazione del c_{D0} causato dagli ipersostentatori maggiormente estratti e quindi:

$$C_D = 0.1178 + 0.0490 C_L^2$$

Si riportano in seguito le varie polari paraboliche citate.

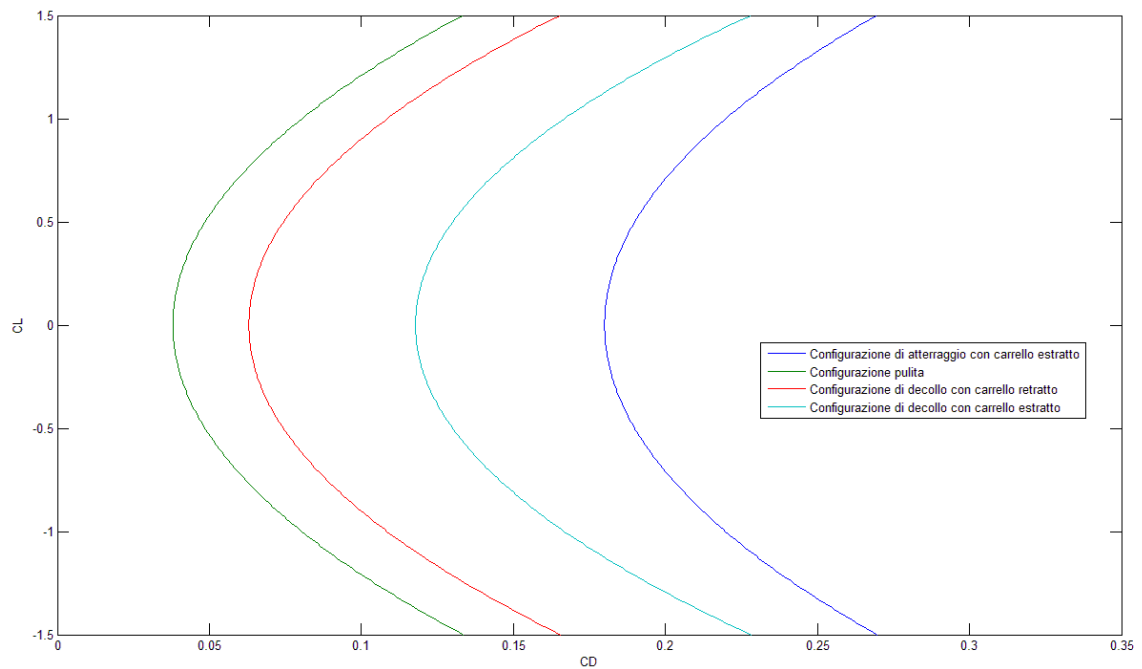


Fig. 4.1 : Polari di Avanprogetto

Capitolo 5

Progetto della Fusoliera

La specifica di progetto impone un carico pagante di 250 passeggeri, che si è scelto di alloggiare su tre file di sedili, di cui le due laterali composte da due posti, quella centrale da tre posti. La configurazione scelta è "single deck", inoltre per semplicità si scelto di alloggiare il carico pagante in un'unica classe Economy. La sezione di fusoliera risulta essere la seguente

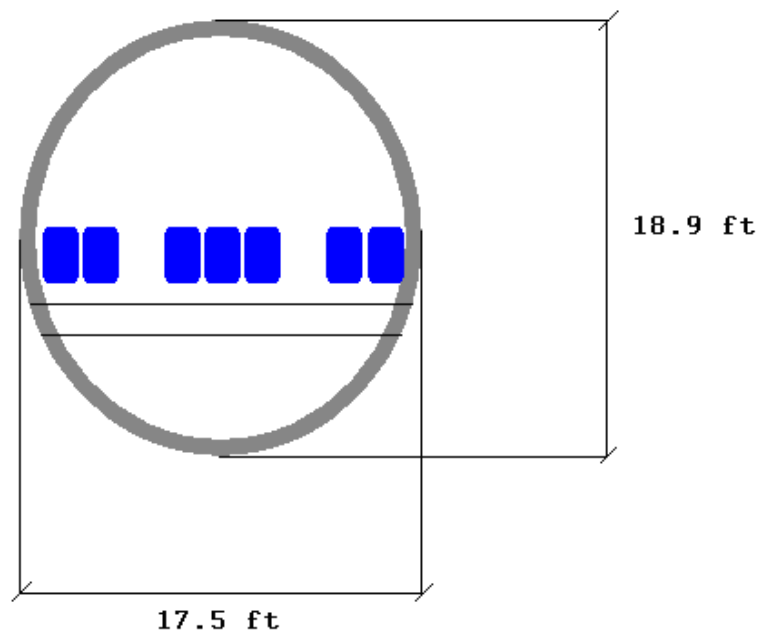


Fig. 5.1

Geometrie : Altezza=18.9 ft
 Larghezza=17.5 ft
 Rapporto Altezza/Larghezza=1.08

L'alloggiamento del carico pagante stabilito quindi prevede la disposizione dei posti su 36 file di sedili, realizzando quindi una capienza definitiva di 252 posti.

La forma in pianta risulta quindi essere la seguente

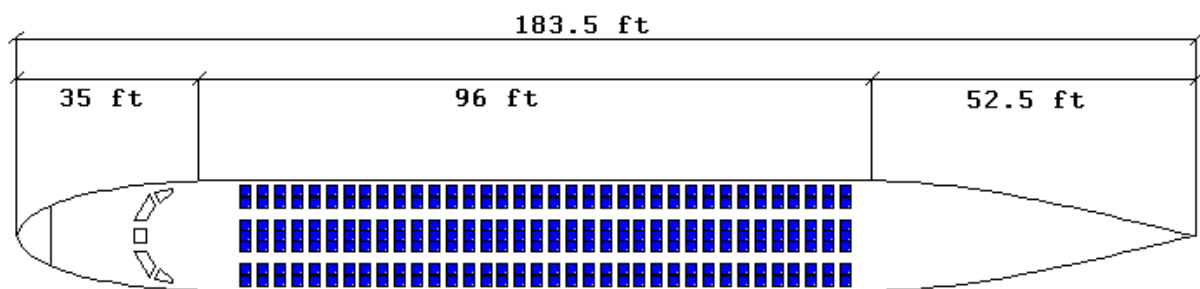


Fig. 5.2

Caratteristiche Lunghezza=183.5 ft
 Lungh. Nose=35 ft
 Lungh. Tailcone=52.5 ft
 Lungh. Cabina=96 ft
 Nose fineness ratio=2
 Tailcone fineness ratio=3
 Area bagnata=9155 ft²

Il rapporto di snellezza del nose risulta essere abbastanza spinto a causa dei problemi di comprimibilità, si è scelto infatti un Mach di divergenza della resistenza del nose di 0.87 in base al grafico della fig.5.3:

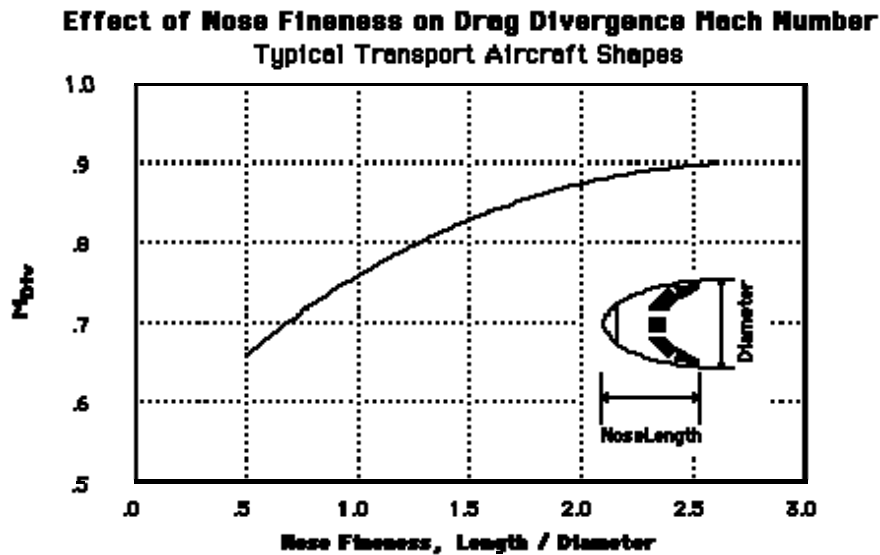


Fig. 5.3

La scelta di un tailcone piuttosto lungo è stata indotta dalla possibilità di realizzare un lungo braccio per i piani di coda con un aggravio di peso abbastanza ridotto per il velivolo in esame rispetto ai velivoli della stessa categoria, in relazione all'adozione del materiale composito. Questa scelta permette di limitare la superficie dei piani di coda, e quindi le relative resistenze, inoltre ci permette di avere un elevato angolo di upsweep, quindi un raccordo molto dolce nella zona poppiera del velivolo, che unitamente all'elevata finitura superficiale ottenibile dal materiale composito, dovrebbe ritardare la separazione del flusso riducendo la resistenza di forma.

Capitolo 6

Progetto dell'ala

6.1 Configurazione strutturale e forma in pianta dell'ala

La configurazione strutturale per l'ala del velivolo in esame è quella tipicamente scelta per il segmento del trasporto a getto, ala bassa con longherone passante. Questa configurazione risulta infatti ottimale dal punto di vista del peso, poiché la struttura passante offre un naturale supporto per il pavimento della cabina, oltre a non imporre restrizioni sull'altezza del corridoio o la necessità di progettare strutture di alloggiamento esterne per il longherone passante (come avviene per i velivoli ala alta).

Per quanto riguarda la forma in pianta dell'ala a questo punto bisogna necessariamente operare delle scelte. Consultando la specifica di progetto vediamo praticamente che uno dei requisiti più importanti da soddisfare sono le lunghe tratte che il velivolo deve coprire, questa considerazione conduce ad una scelta che necessariamente ci porta a scegliere un'ala con un allungamento abbastanza spinto per ragioni di efficienza.

A tal fine è stata condotta un'indagine nell'ambito dei velivoli esistenti che ha condotto ai seguenti risultati

- Boeing B737-100 : $AR=8.80$
- Boeing B737-300 : $AR=7.90$
- Boeing B747-400 : $AR=7.67$
- Boeing B777-300 : $AR=8.68$
- Airbus A340-500 : $AR=9.29$

- Airbus A330-300 : $AR=10.0$
- Mc-Donnell Douglas MD11 : $AR=7.87$

Considerando pertanto che il velivolo in esame è innovativo e si colloca in una finestra di mercato nuova si è scelto di stressare il parametro allungamento alare, portandolo fino a 10.40.

Un altro parametro che si è scelto di stressare è la freccia, in relazione all'elevato numero di Mach di crociera del velivolo imposto dalla specifica, che è pari a 36.5 deg al bordo d'attacco. Inoltre si è scelta una forma in pianta con una discontinuità di corda al 40% della semiapertura alare.

Si abbozza quindi la forma in pianta dell'ala

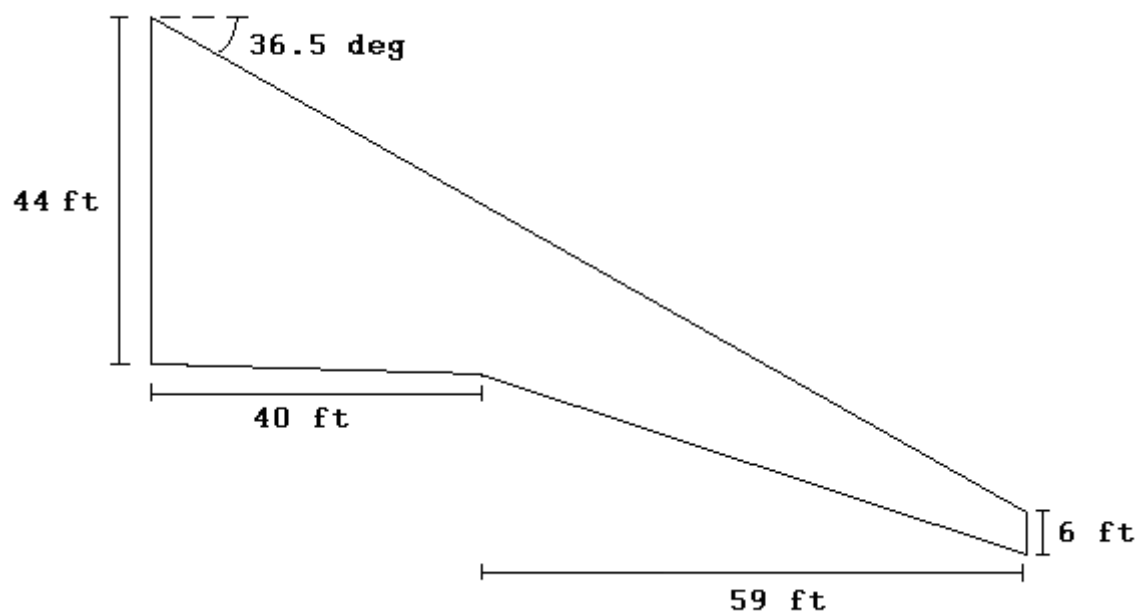


Fig. 6.1

Forma in pianta dell'ala

da cui i parametri geometrici dell'ala

- $C_{mezzzeria} = 44 \text{ ft}$
- $C_{root} = 37.8 \text{ ft}$
- $C_{breakdown} = 15.8 \text{ ft}$

- $C_{tip} = 6 \text{ ft}$
- $b_{breakdown} = 40 \text{ ft}$
- $b/2 = 99 \text{ ft}$
- $S = 3678 \text{ ft}^2$
- $\Lambda_{leading \text{ edge}} = 36.5 \text{ deg}$
- $\Lambda_{c/4} = 32.8 \text{ deg}$
- $\Lambda_{trailing \text{ edge}} = 2 \text{ deg}$
- $AR = 10.65$
- $W/S = 151.9 \text{ lb/ft}^2$
- $\lambda = 0.13$

L'adozione di un tale rapporto di rastremazione è stata resa necessaria dall'elevata freccia che si deve adottare per far fronte ai fenomeni di comprimibilità indotti dall'elevato numero di Mach di crociera, pertanto una freccia spinta genera un naturale arretramento dei carichi sull'ala verso la zona posteriore del velivolo, con un conseguente aumento del momento torcente dell'ala. Al fine di non aggravare troppo la sollecitazione nell'incastro quindi è stata scelta una forte rastremazione, la quale, in termini di carico alare, induce un forte spostamento dei carichi in estremità 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 di bassa velocità con la conseguente perdita di efficacia dei comandi.

Questo problema si risolve adottando un'opportuna legge di svergolamento per le ali, che sarà successivamente discussa.

Una legge rapida per trovare in prima approssimazione il punto lungo l'apertura in cui si raggiunge il massimo carico alare per ali non svergolate è la seguente

$$\eta_{CL \text{ max}} = 1 - \lambda$$

da cui si ottiene che la sezione critica per l'ala scelta risulta essere quella posta all'87% della semiapertura alare.

Questa condizione sarà poi quella a cui dovrà far fronte la legge di svergolamento che si sceglierà di adottare.

6.2 Scelta dei profili nelle sezioni di riferimento

Per l'analisi dei profili da adottare, bisogna innanzitutto stabilire le condizioni di volo in termini di numero di Reynolds che tipicamente si verificano sul profilo.

Riassumiamo quindi queste condizioni nella seguente tabella

Stazione	Corda [m]	Re (z=35000ft, M=0.85) Cruise	Re (z=0ft, M=0.29) Landing	Re (z=35000ft, M=0.38) Condiz. di minimo Re
Radice	13.41	$89.44 \cdot 10^6$	$80 \cdot 10^6$	$29 \cdot 10^6$
40% b/2	4.81	$32.12 \cdot 10^6$	$11 \cdot 10^6$	$24 \cdot 10^6$
Estremità	1.82	$12.15 \cdot 10^6$	$8.75 \cdot 10^6$	$3.3 \cdot 10^6$

Tab. 6.1

Individuate quindi le condizioni tipiche di volo, in termini di numero di Reynolds, crociera e atterraggio, (condizione più critica rispetto al decollo), e la condizione più estrema (stallo alla quota di crociera) è possibile passare alla scelta dei profili alari.

Si tenga conto nell'effettuare questa scelta :

- **Efficienza aerodinamica** : il coefficiente di resistenza in condizioni di crociera deve assumere valori sufficientemente bassi
- **Spessore percentuale** : spessori elevati permettono di assorbire meglio le sollecitazioni strutturali

nell'incastro, nonché, per valori intorno al 13%, esibiscono uno stallo graduale e elevati valori del $C_{l,max}$.

- **Coefficiente di Momento focale** : valori contenuti del C_{m0} permettono basse sollecitazioni torsionali nell'incastro dell'ala e sgravano i carichi dei piani di coda.

Per quanto riguarda la sezione alare è stata condotta un'indagine nell'ambito dei profili supercritici, scegliendo una serie sviluppata dalla stessa Boeing ed impiegata sul 737. Si consideri che nelle scelte fatte è stato anche tenuto in conto la necessità di avere un elevato volume dei serbatoi per rispettare la specifica di Very Long Range imposta, pertanto è stato scelto un profilo di radice piuttosto spesso compatibilmente a quelli trovati nel database del sito <http://www.nasg.com>. I profili scelti, quindi, sono

- Radice

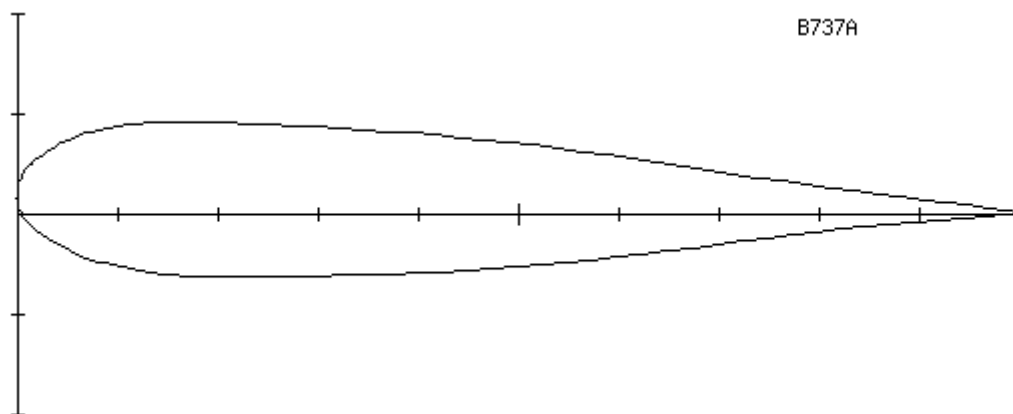


Fig. 6.2

Thickness	0.1537	Leading edge radius	0.0392
Camber	0.0028	Trailing edge angle[deg]	14.2211

- Al breakdown dell'ala (40% $b/2$)

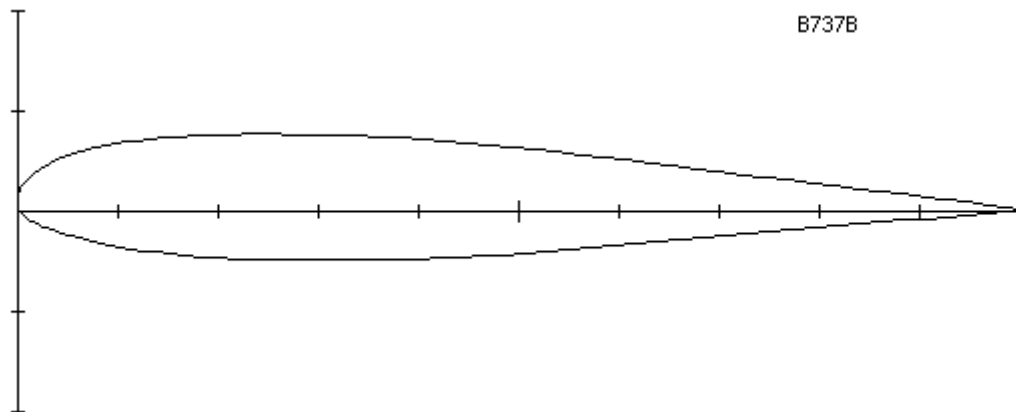


Fig. 6.3

Thickness	0.1256	Leading edge radius	0.0212
Camber	0.0075	Trailing edge angle[deg]	13.2757

- Tip

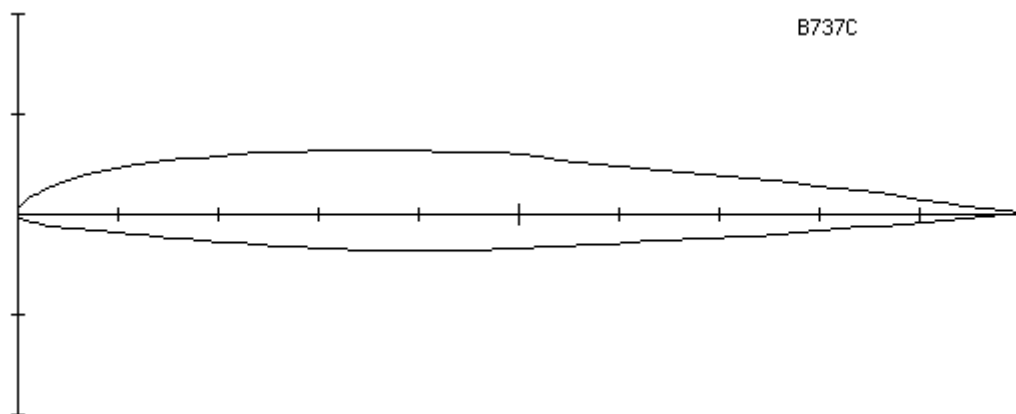


Fig. 6.4

Thickness	0.1000	Leading edge radius	0.0100
Camber	0.0145	Trailing edge angle[deg]	11.2016

Si passa quindi all'analisi delle polari con il codice Xfoil, considerando un numero di Reynolds pari a 8'000'000, stimato dall'analisi precedente come il minimo numero di Reynolds attingibile durante un volo in condizioni normali.

Questo testimonia inoltre come, nelle reali situazioni, i presupposti per lo stallo da bolla corta non si realizzino mai in alcuna sezione dell'ala, essendo necessario che si

verifichino velocità minime a quote molto elevate per realizzare valori del numero di Reynolds che ne favoriscano la nascita. E' infatti possibile affermare, in prima approssimazione, che questo tipo di stallo, (pericoloso poiché genera una repentina caduta di portanza) si manifesta per profili di spessore percentuale compreso fra il 9% e il 15% per valori del numero di Reynolds inferiori a 7'000'000.

Si decide inoltre di esaminare le caratteristiche aerodinamiche dei profili in ipotesi di fluido incomprimibile ($M=0$), riservandosi poi di effettuare eventuali correzioni con la formula di Prandlt e Glauert o con la formula di Karman Tsien.

6.3 Profilo alla Radice : Boeing 737 Root Airfoil

Il profilo è il seguente

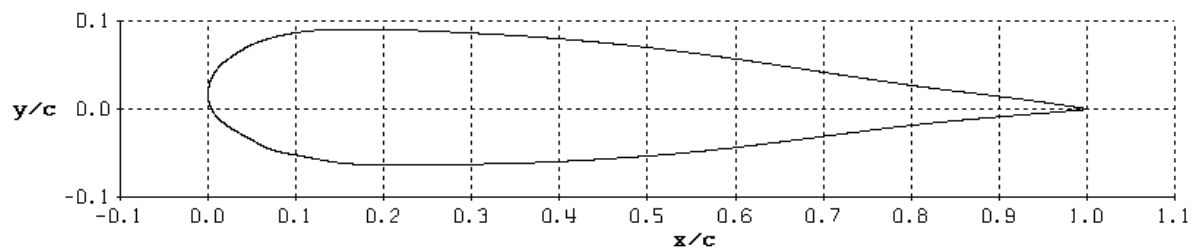


Fig. 6.5

di cui si riportano le caratteristiche aerodinamiche calcolate con Xfoil

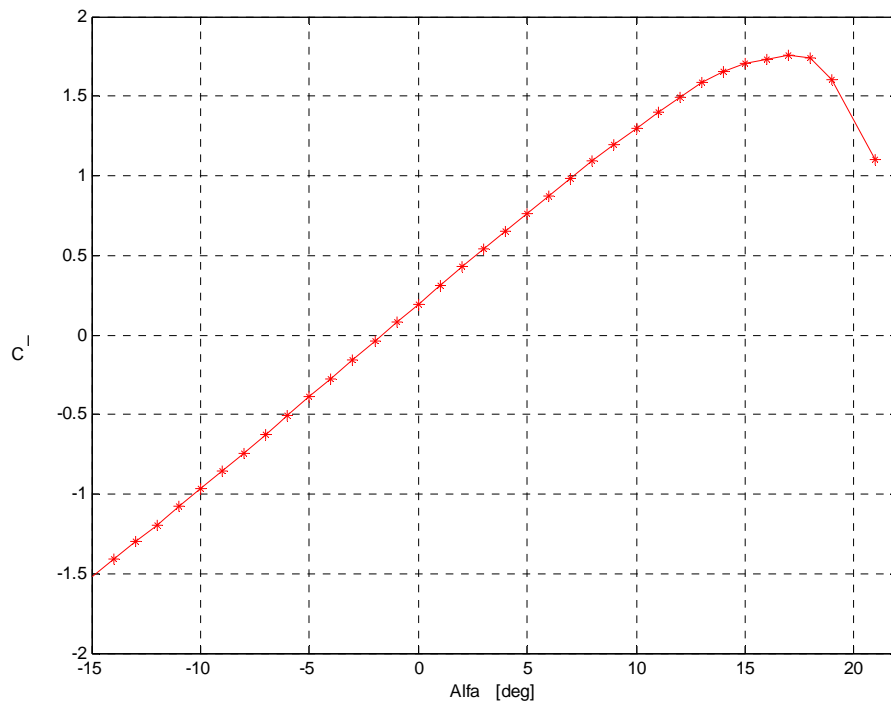


Fig. 6.6

Caratteristica di portanza Boeing 737 Root Airfoil
 $Re=8 \cdot 10^6$ $M=0$

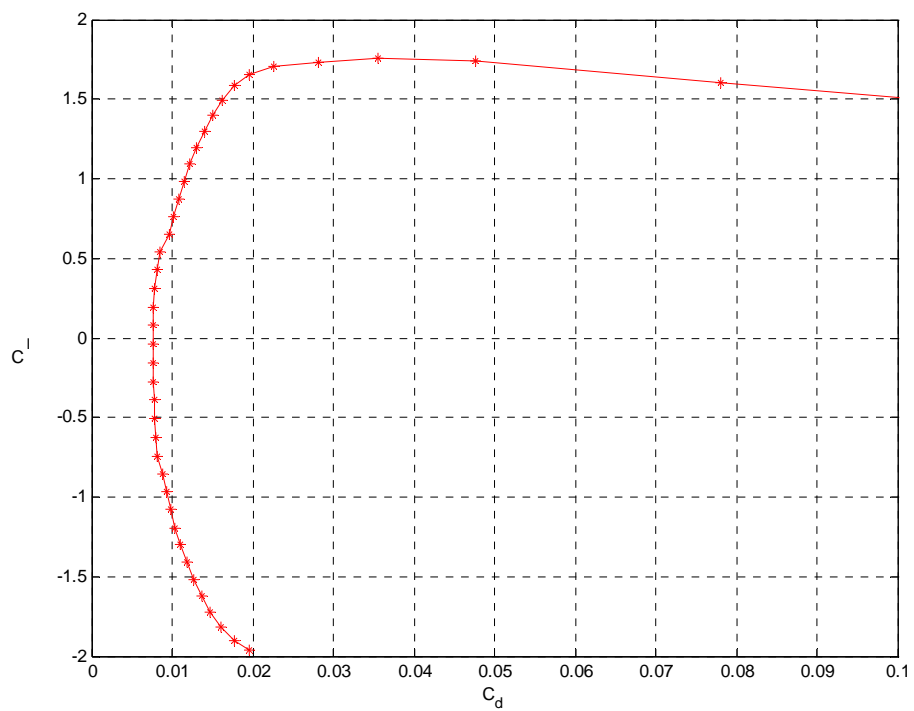


Fig. 6.7

Curva polare Boeing 737 Root Airfoil --- $Re=8 \cdot 10^6$ $M=0$

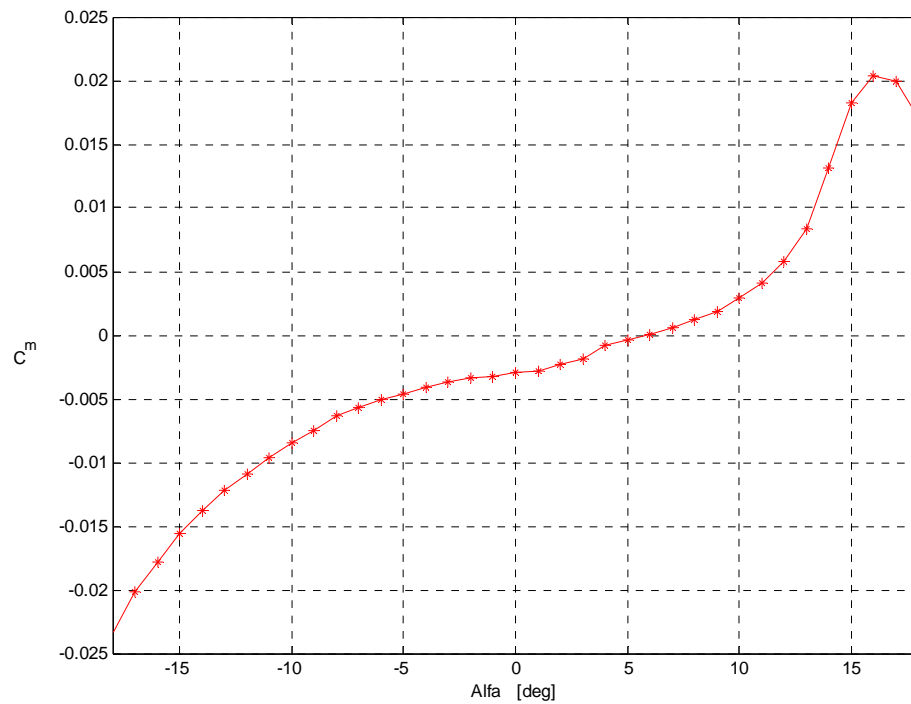


Fig. 6.8

Caratteristica di momento rispetto al punto ad un quarto della corda

Boeing 737 Root Airfoil --- $Re=8 \cdot 10^6$ $M=0$

6.4 Profilo al breakdown dell'ala (40% di $b/2$) :

Boeing 737 Midspan Airfoil

Il profilo è il seguente

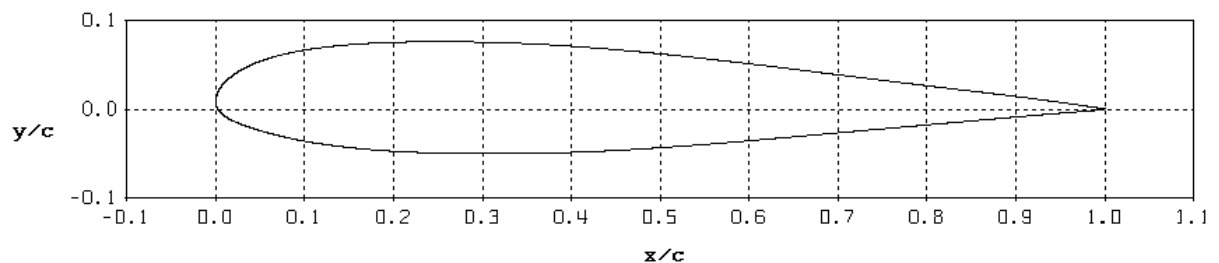


Fig. 6.9

di cui si riportano le caratteristiche aerodinamiche calcolate con Xfoil

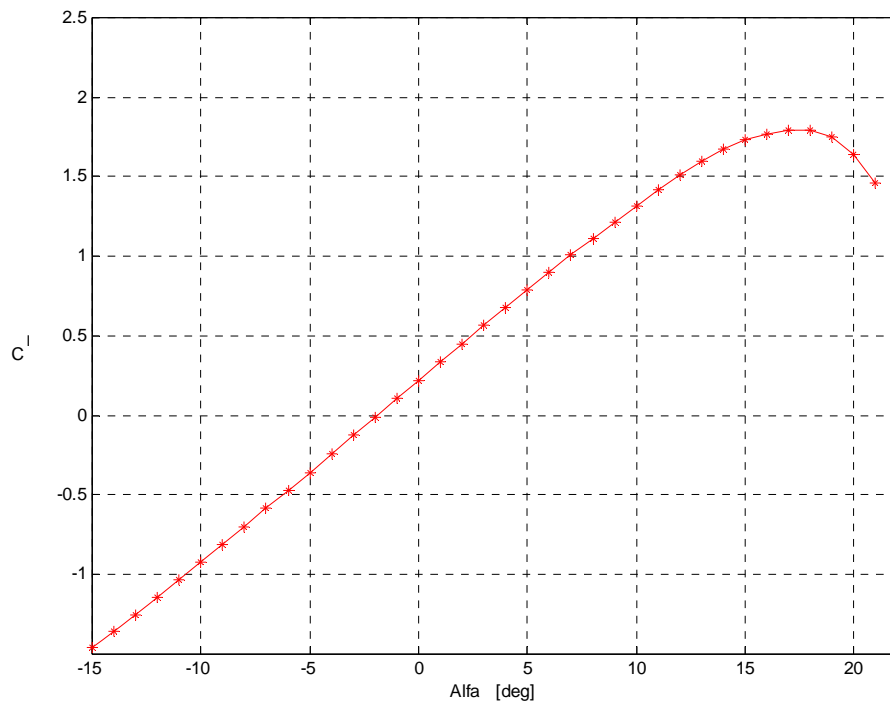


Fig. 6.10

Caratteristica di portanza Boeing 737 Midspan Airfoil
 $Re=8 \cdot 10^6$ $M=0$

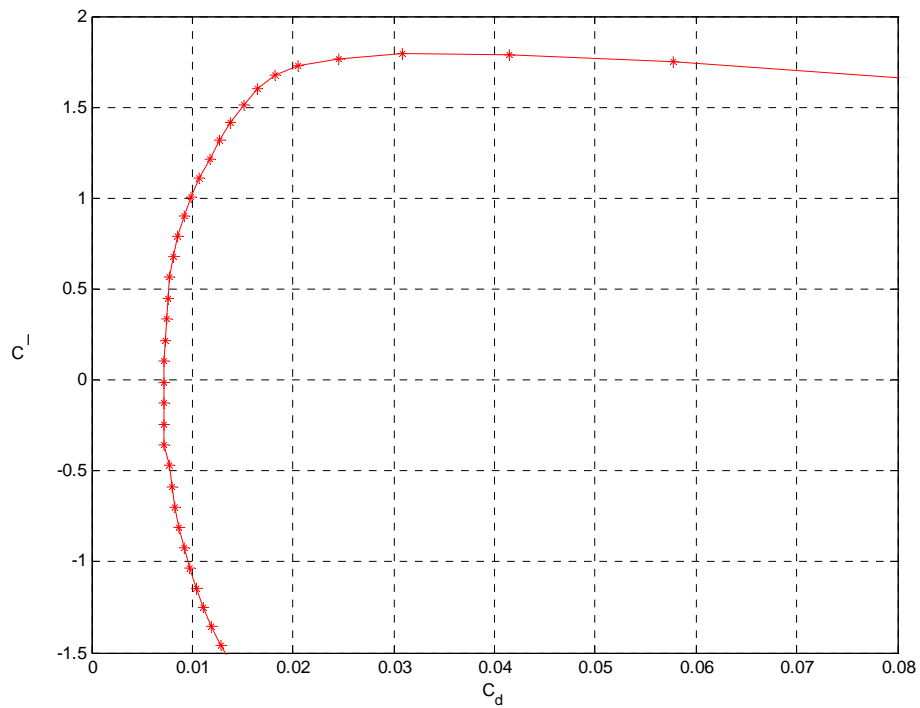


Fig. 6.11

Curva polare Boeing 737 Midspan Airfoil --- $Re=8 \cdot 10^6$ $M=0$

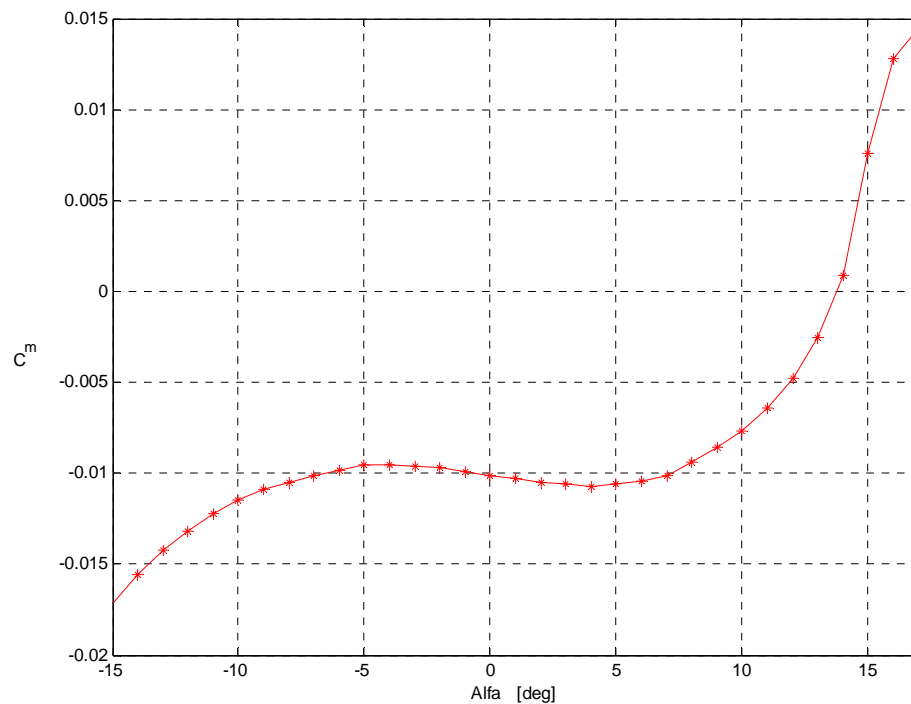


Fig. 6.12

Caratteristica di momento rispetto al punto ad un quarto della corda
 Boeing 737 Midspan Airfoil --- $Re=8 \cdot 10^6$ $M=0$

6.5 Profilo alla tip dell'ala : Boeing 737 Outboard Airfoil

Il profilo è il seguente

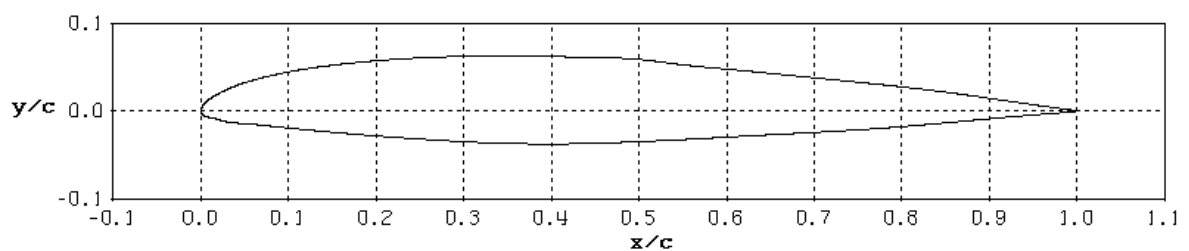


Fig. 6.13

di cui si riportano le caratteristiche aerodinamiche calcolate con Xfoil

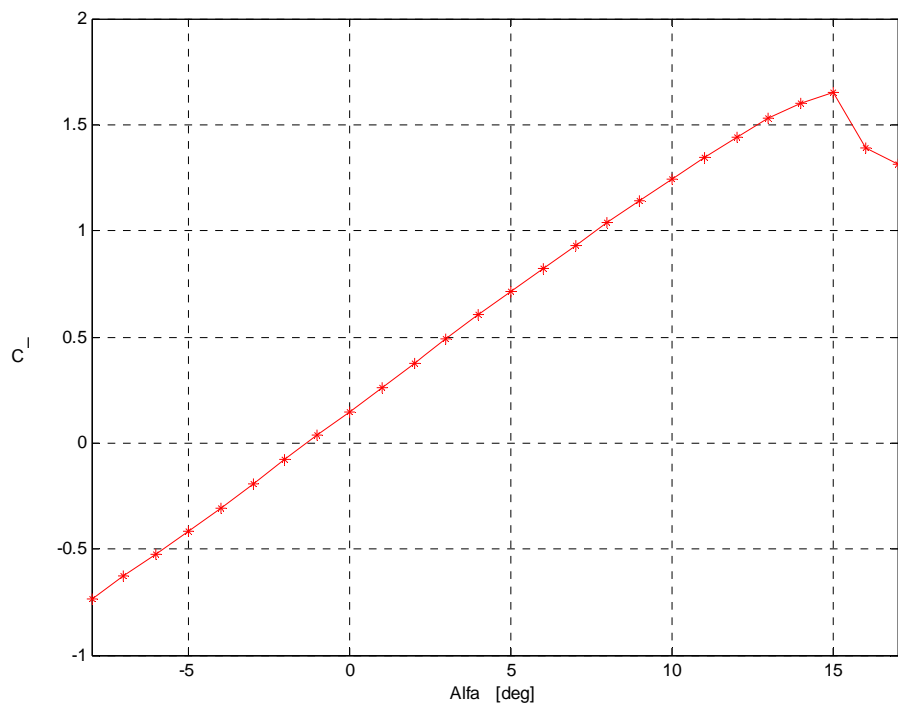


Fig. 6.14

Caratteristica di portanza Boeing 737 Outboard Airfoil
 $Re=8 \cdot 10^6$ $M=0$

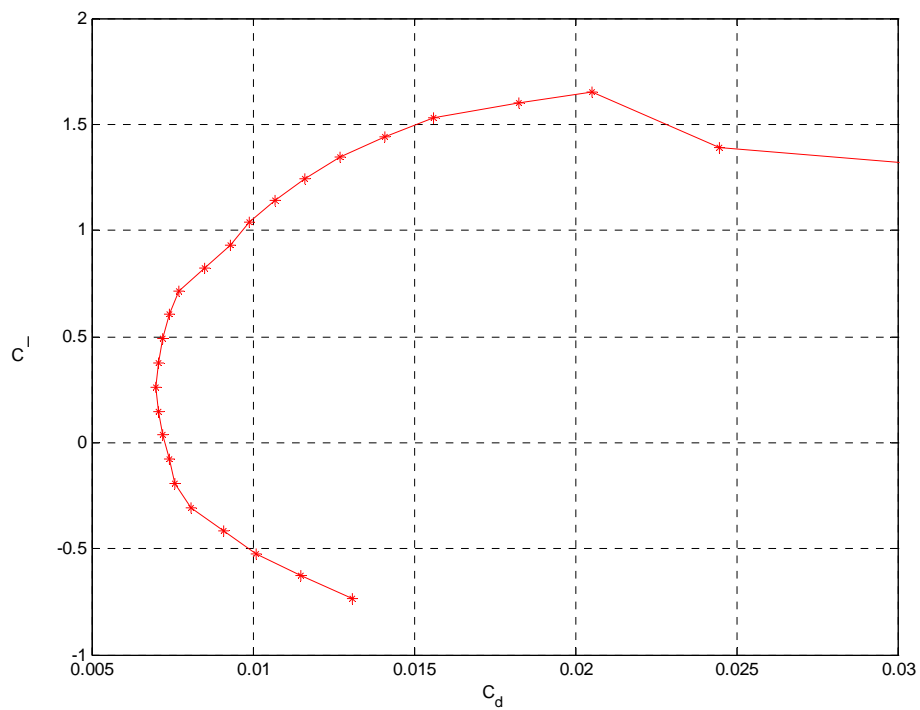


Fig. 6.15

Curva polare Boeing 737 Outboard Airfoil --- $Re=8 \cdot 10^6$ $M=0$

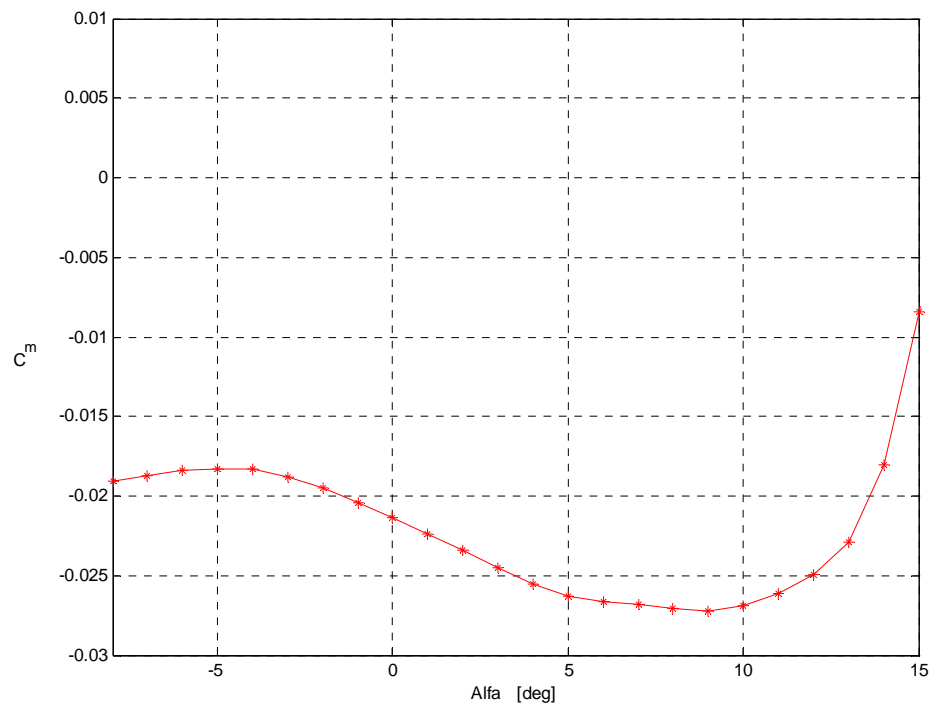


Fig. 6.16

Caratteristica di momento rispetto al punto ad un quarto della corda
 Boeing 737 Outboard Airfoil --- $Re=8 \cdot 10^6$ $M=0$

6.6 Confronto fra i vari profili

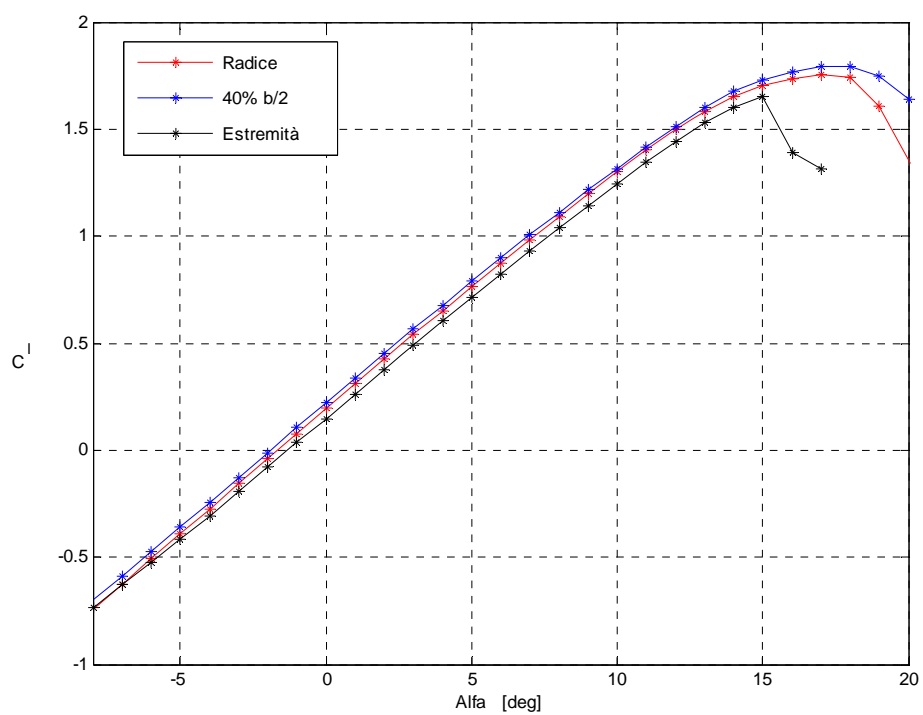


Fig. 6.17

Confronto fra le caratteristiche di portanza $Re=8 \cdot 10^6$ $M=0$

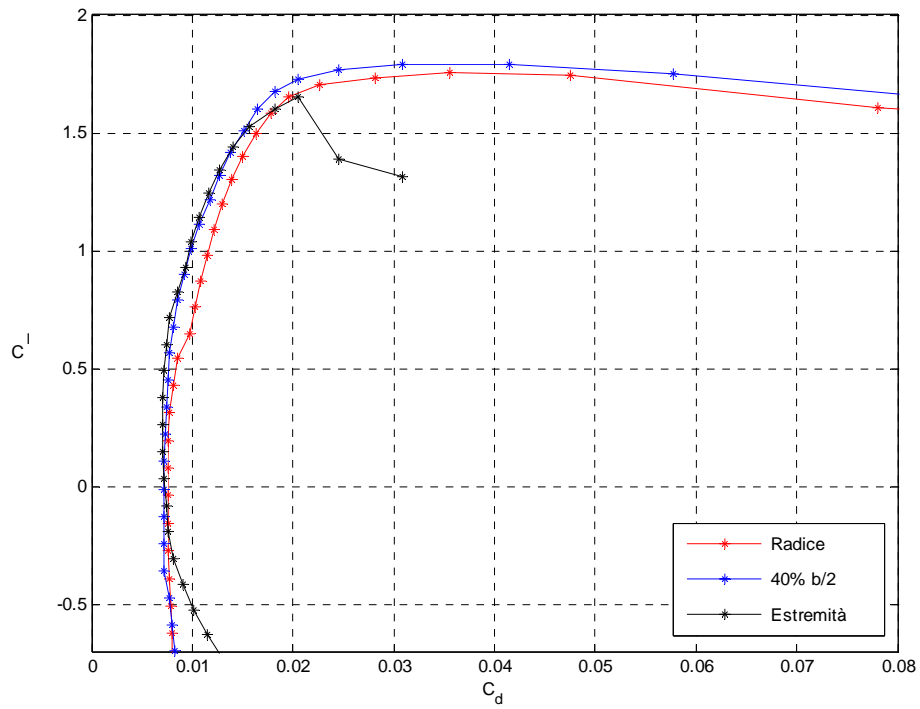


Fig. 6.18

Confronto fra le curve polari $Re=8 \cdot 10^6$ $M=0$

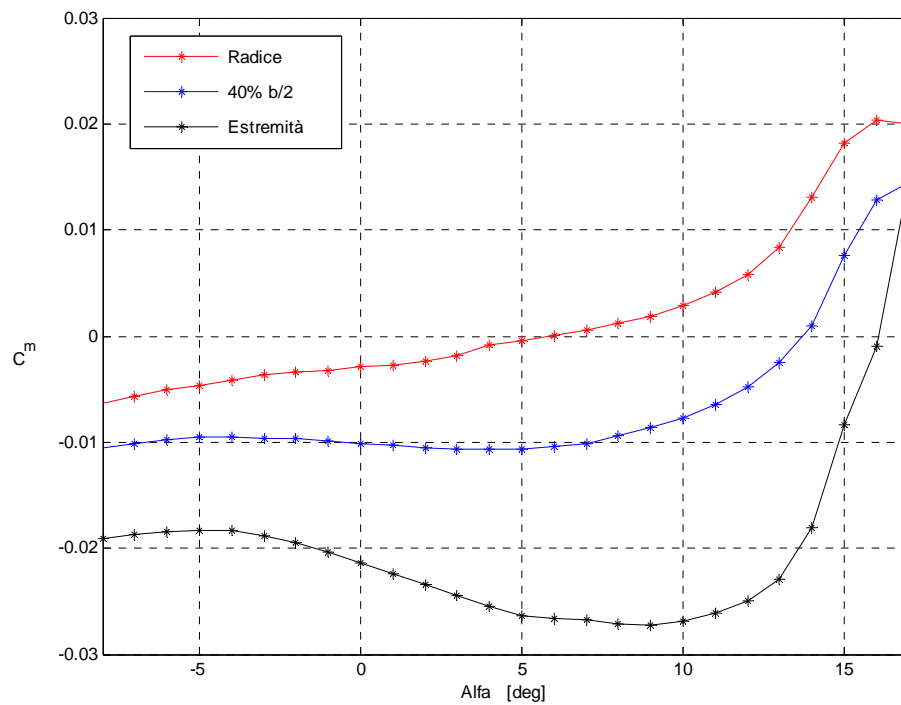
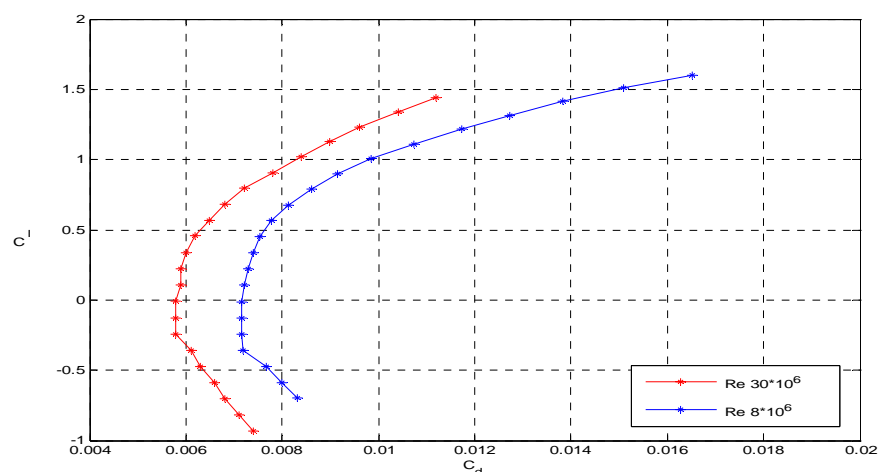
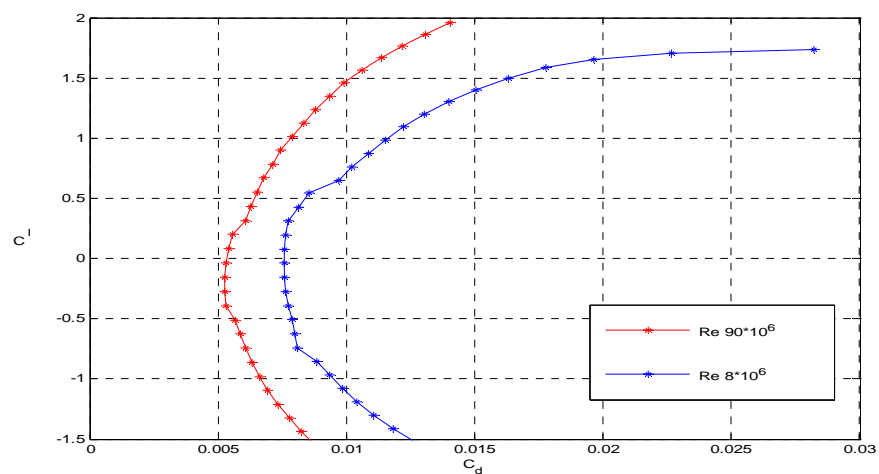


Fig. 6.19

Confronto fra le caratteristiche di momento $Re=8 \cdot 10^6$ $M=0$

Preme a questo punto porre l'attenzione su di un punto fondamentale. L'analisi delle caratteristiche aerodinamiche scelte finora è stata condotta per un solo valore del numero di Reynolds, in base alle motivazioni espresse in precedenza. In ogni caso bisogna sottolineare che evidentemente queste curve subiranno delle variazioni al variare del numero di Reynolds e del numero di Mach, e che le maggiori variazioni si avranno sulla curva polare ed in particolar modo agli assetti prossimi allo stallo. A testimonianza di quanto detto si riportano le curve polari dei profili nelle sezioni di riferimento calcolate a numero di Reynolds pari a $8'000'000$ e numeri di Reynolds massimi relative alle rispettive sezioni e deducibili dalla tab. 6.1.



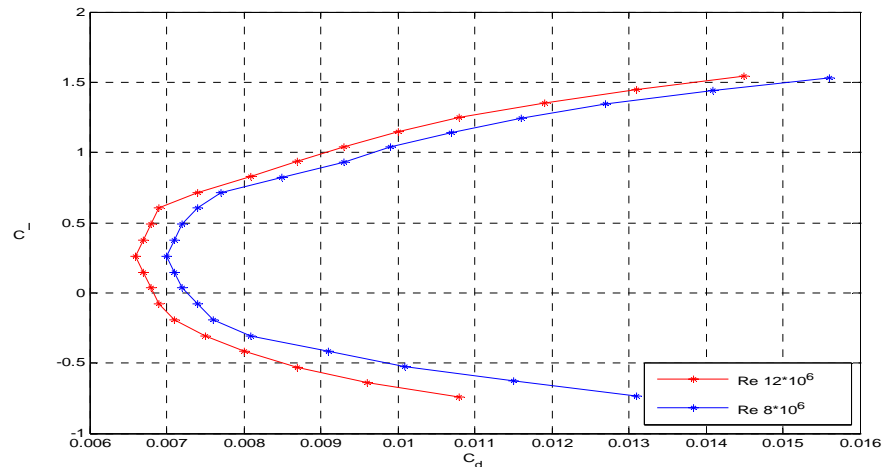


Fig. 6.20

Polari dei tre profili considerati al variare del numero di Re
A partire dall'alto : Root - Midspan - Outboard Boeing 737 Airfoil

6.7 Caratteristiche aerodinamiche del profilo medio

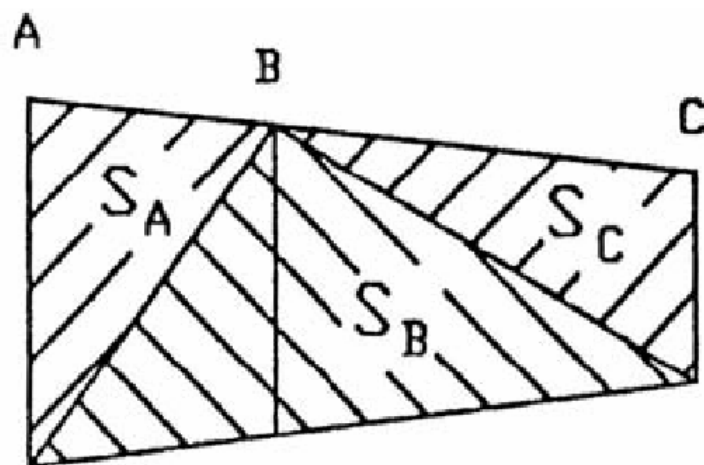


Fig. 6.18

Schematizzazione della suddivisione dell'ala

dove le sezioni A, B e C sono evidentemente la sezione di Root, Midspan e Tip, relativamente ai profili studiati. Le aree di influenza delle rispettive sezioni risultano

$$S_A = 1760 \text{ ft}^2 \quad S_B = 1564 \text{ ft}^2 \quad S_C = 354 \text{ ft}^2$$

da cui si ricavano le costanti moltiplicative

$$K_A = S_A/S = 0.478 \quad K_B = S_B/S = 0.425 \quad K_C = S_C/S = 0.0967$$

Noti quindi i coefficienti di influenza è possibile ricavare le caratteristiche aerodinamiche del profilo medio mediante le seguenti relazioni

$$C_{lm} = C_{lA} \cdot K_A + C_{lB} \cdot K_B + C_{lC} \cdot K_C$$

$$C_{dm} = C_{dA} \cdot K_A + C_{dB} \cdot K_B + C_{dC} \cdot K_C$$

$$C_{mm} = C_{mA} \cdot K_A + C_{mB} \cdot K_B + C_{mC} \cdot K_C$$

da cui si ottengono le caratteristiche aerodinamiche del profilo medio

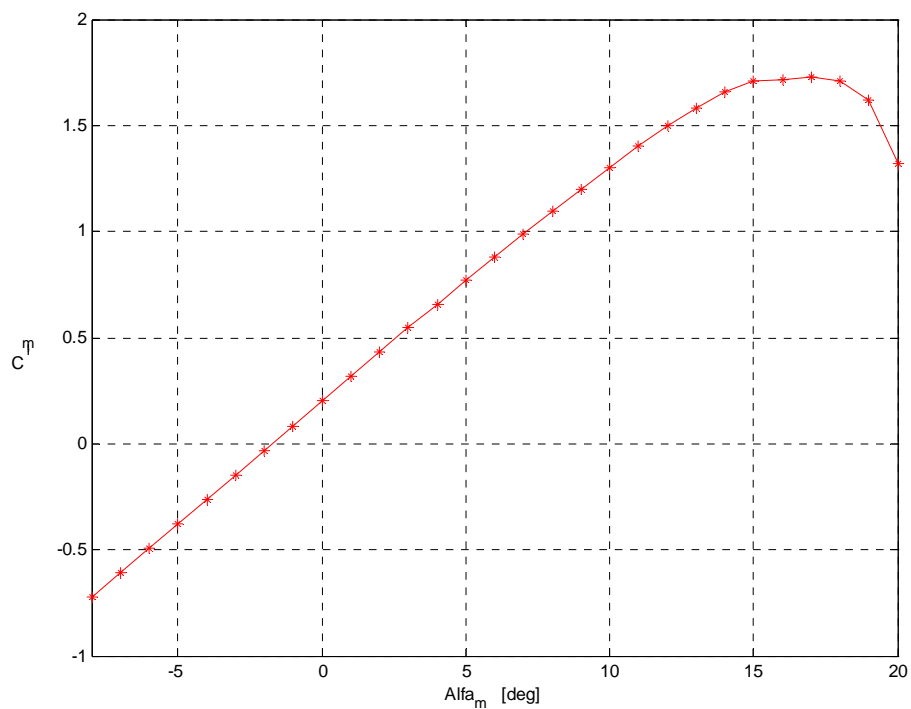


Fig. 6.21
Caratteristica di portanza del profilo medio

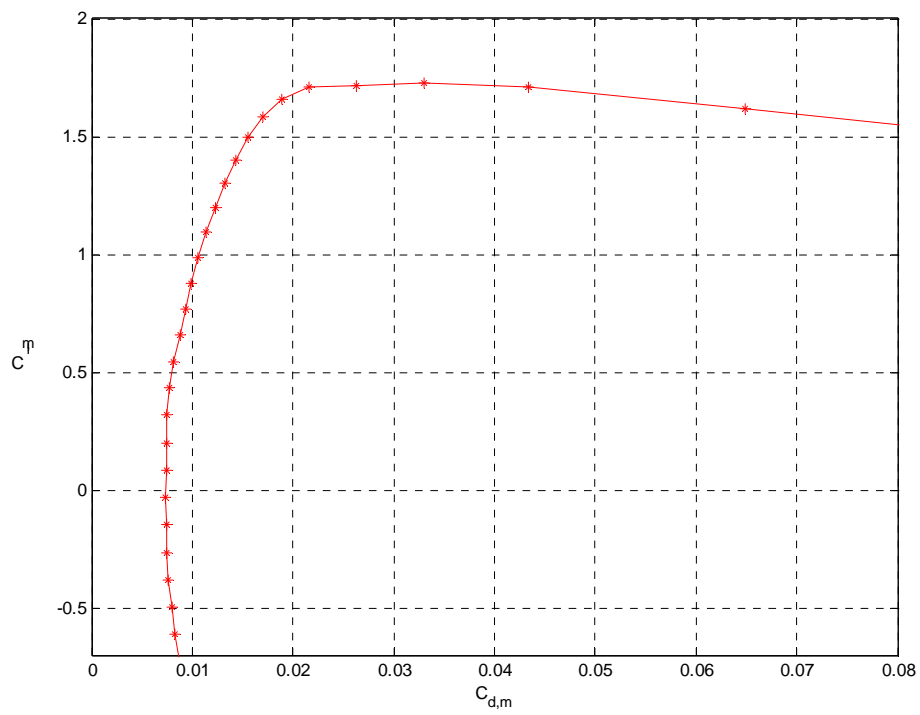


Fig. 6.22

Curva polare del profilo medio

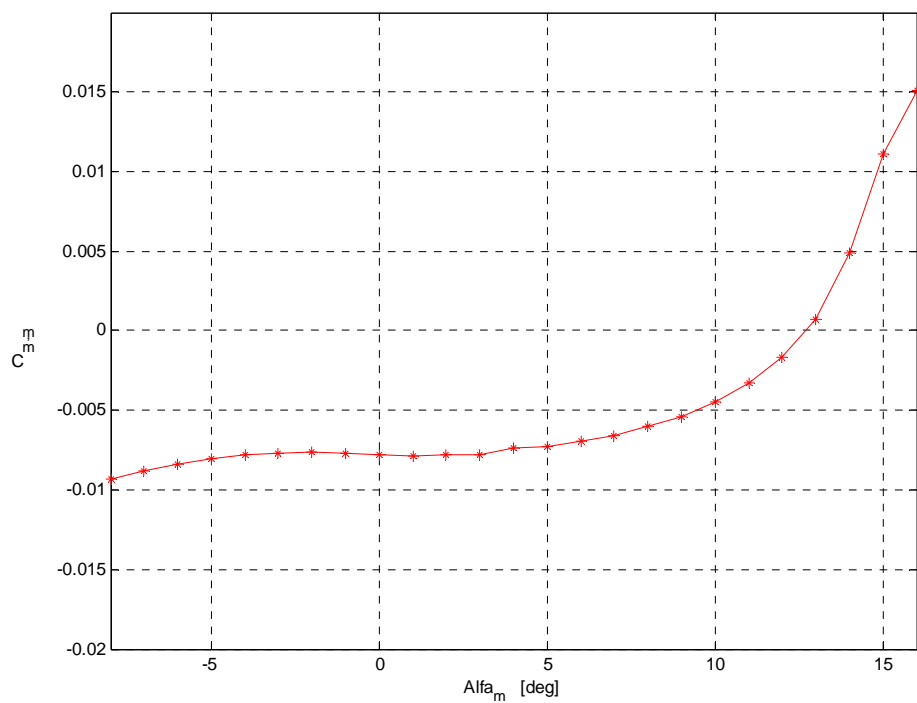


Fig. 6.23

Caratteristica di momento del profilo medio

Utilizzando gli stessi coefficienti è possibile ottenere anche lo spessore del profilo medio

$$\tau_{mm} = \tau_{mA} \cdot K_A + \tau_{mB} \cdot K_B + \tau_{mC} \cdot K_C = 13.63 \%$$

Il valore così ottenuto risulta essere troppo elevato e va ridotto a causa dei fenomeni di comprimibilità, infatti, come è noto dall'aerodinamica bidimensionale, il numero di Mach critico di un profilo si riduce all'aumentare del suo spessore percentuale.

Al fine di scongiurare le problematiche indotte dallo sviluppo dei fenomeni di incomprimibilità, sia in termini di resistenza che di instabilità delle onde d'urto, la soluzione più largamente adottata nel segmento dei velivoli da trasporto a getto è l'adozione di opportune estensioni della corda in prossimità delle sezioni più critiche ovvero quelle di radice. Decidiamo quindi di applicare le estensioni di corda rappresentate nella vista in pianta della figura

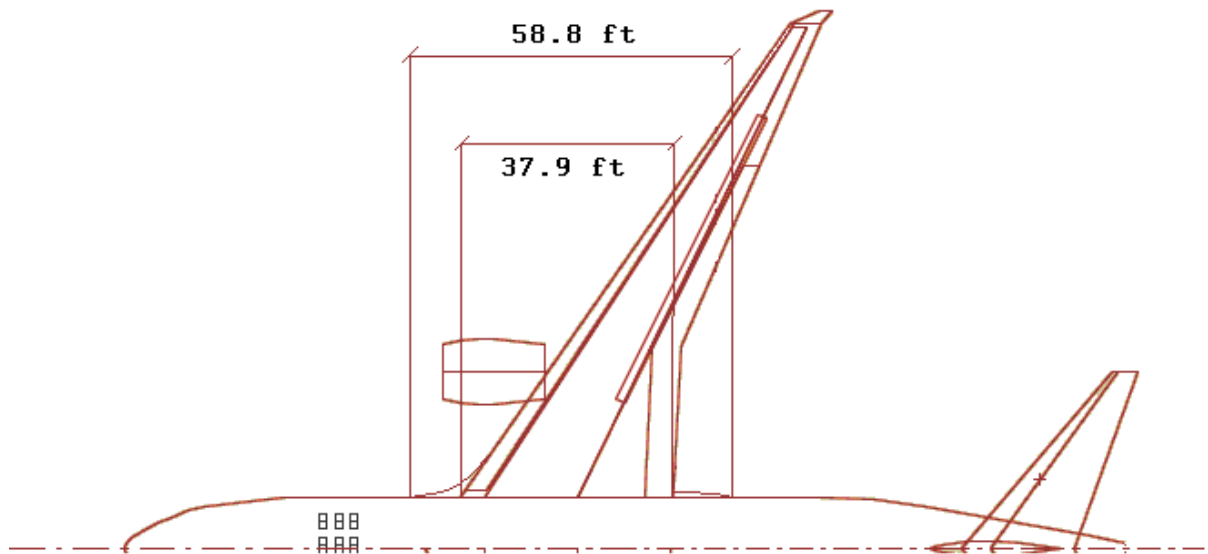


Fig. 6.24

Estensioni in radice dell'ala, vista in pianta

La soluzione adottata è stata desunta dalla quella scelta per il velivolo A380 come si vede dalla figura successiva

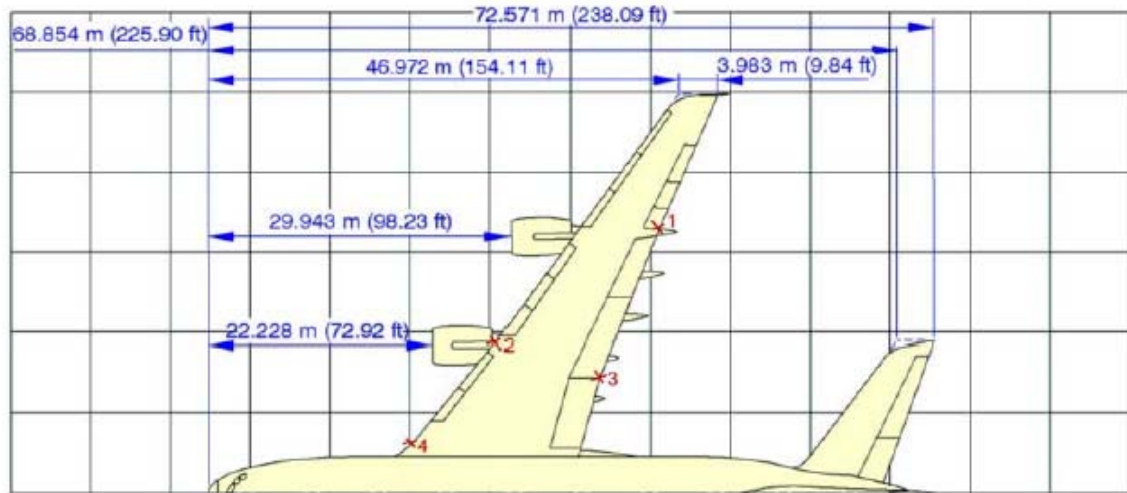


Fig. 6.25

Estensioni in radice dell'ala dell'A380, vista in pianta

Il nuovo spessore percentuale in radice con le estensioni risulta essere pari al 9.9%, da cui ricalcolando lo spessore del profilo medio con i coefficienti di influenza trovati in precedenza

$$\tau_{mm} = \tau_{mA,ext} \cdot K_A + \tau_{mB} \cdot K_B + \tau_{mC} \cdot K_C = 11.03 \%$$

Riportiamo inoltre nella seguente tabella le ulteriori caratteristiche aerodinamiche dei profili scelti e del profilo medio

Profilo	$C_{l\alpha}$ [deg] ⁻¹	$\alpha_{0,1}$ [deg]	x_{ac}	$C_{m,ac}$
B737 Root	.116	-1.68	0.248	-0.00101
B737 Midspan	.115	-1.90	0.249	-0.00915
B737 Outboard	.114	-1.30	.251	-.0228
Profilo Medio	.115	-1.73	.249	-.00676

Tab. 6.2

6.8 Angolo di freccia e legge di svergolamento geometrico

Ai fini di ritardare i fenomeni di compressibilità, e quindi la comparsa di onde d'urto, è necessaria l'adozione di un angolo di freccia per l'ala. La freccia è un parametro fondamentale per il progetto, difficile da stabilire poiché fortemente caratterizzante per tutto il progetto.

Per velivoli dotati di profili convenzionali NACA che in condizioni di crociera realizzano un coefficiente di portanza massimo pari a 0.4 è possibile ricavare l'entità della freccia da opportuni diagrammi riportati nel testo *Airplane Design* di Roskam. Nel caso del velivolo in esame l'elevata complessità del progetto dell'ala, unitamente all'adozione di profili ben lontani dai NACA convenzionali, non ci permettono l'applicazione di procedure standard, pertanto la freccia viene stabilita in base alle seguenti considerazioni.

Innanzitutto è stata effettuata una ricerca sul velivolo Boeing 787 DreamLiner, che ha condotto al seguente risultato

$$- \Lambda_{c/4, B787} = 32.2 \text{ deg}$$

Si è considerato che il B787 ha uno spessore in radice più piccolo rispetto al velivolo che si sta progettando, quindi nel nostro caso abbiamo una maggiore necessità di far fronte ai fenomeni di comprimibilità, quindi si è scelta una freccia leggermente più spinta pari a

$$- \Lambda_{c/4} = 32.8 \text{ deg}$$

L'ultimo argomento della progettazione dell'ala riguarda la legge di svergolamento geometrico, assolutamente necessaria per scongiurare lo stallo d'estremità, e quindi la perdita del controllo degli alettoni, in un'ala a freccia.

In base a quanto consiglia il testo di Roskam si sceglie di applicare uno svergolamento geometrico di 3 deg, pertanto si sceglie di calettare il profilo di radice a +4 deg e quello di

estremità a +1 deg, dove il calettamento verso l'alto è considerato positivo.

Si riassumono quindi nelle seguenti tabelle le caratteristiche dell'ala

➤ Caratteristiche Geometriche

Superficie Alare S	3768 ft ²
Apertura Alare b	198 ft
Allungamento Alare AR	10.65
Angolo di freccia al bordo d'attacco $\Lambda_{\text{leading edge}}$	36.5 deg
Angolo di freccia alla linea dei punti a c/4 $\Lambda_{c/4}$	32.8 deg
Angolo di freccia al bordo d'uscita $\Lambda_{\text{trailing edge}}$	2 deg
Rapporto di rastremazione λ	0.13
Corda in mezzzeria c_m	44 ft
Corda in radice c_r	37.8 ft
Corda al breakdown dell'ala $c_{\text{breakdown}}$	15.8 ft
Corda di estremità c_t	6 ft

Tab. 6.3

➤ Caratteristiche Aerodinamiche

Profilo in Radice	B737 Root
Profilo al 40% della corda	B737 Midspan
Profilo all'estremità	B 737 Outboard
Corda in radice con l'estensione	58.8 ft
Spessore max in radice (senza estesione)	15.37 %
Spessore max in radice (con estesione)	9.90 %
Spessore max del profilo al 40% di b	12.56 %
Spessore max del profilo in estremità	10.0 %
Spessore max del profilo medio(senza estens.)	13.63 %
Spessore max del profilo medio(con estens.)	11.03 %
Calettamento della corda in radice	+4 deg
Calettamento della corda in estremità	+ 1 deg
Svergolamento complessivo	3.38 deg

Tab. 6.4

Nelle seguenti figure rappresentiamo in 3 dimensioni l'ala, attraverso un'elaborazione in Matlab

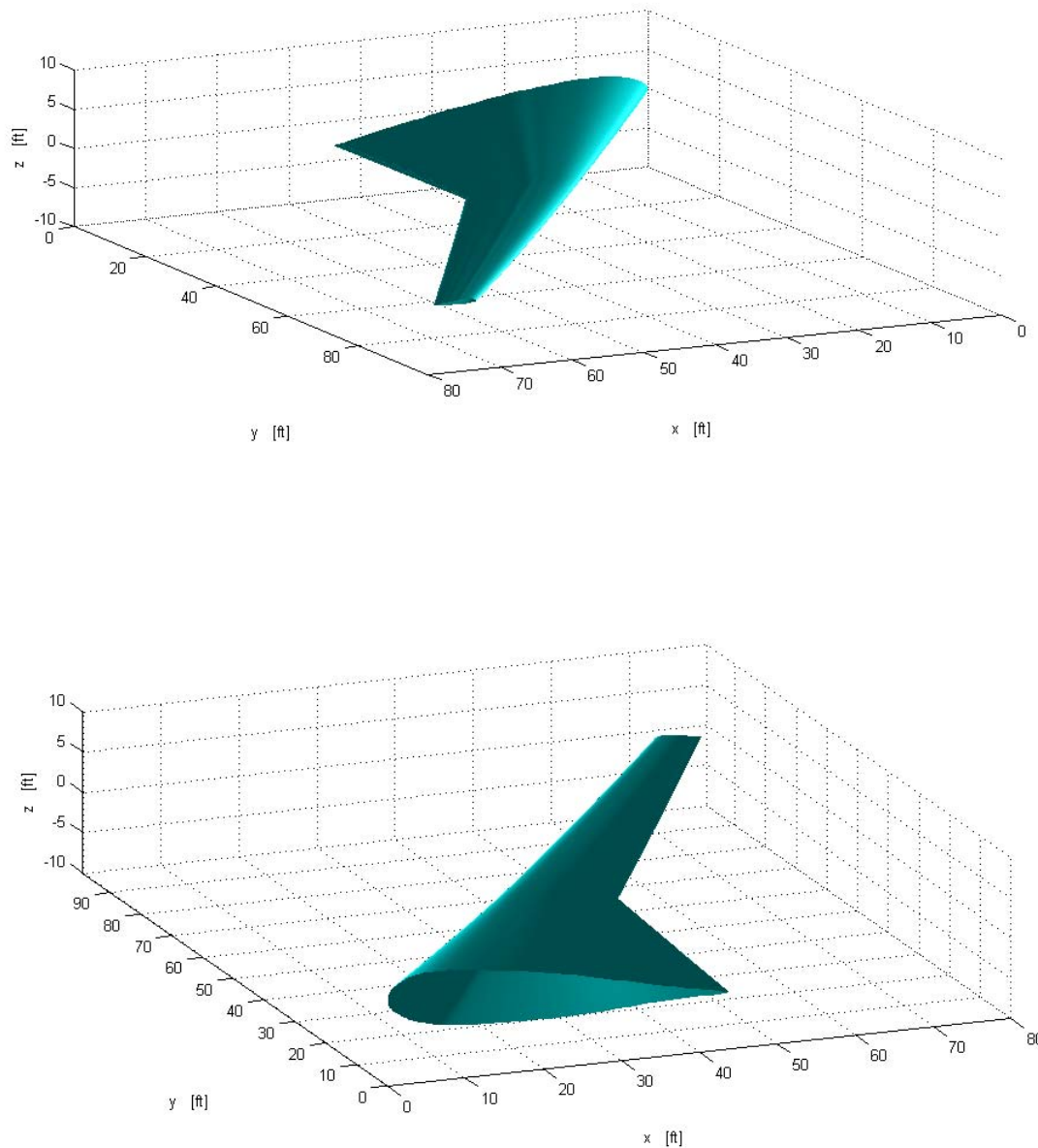


Fig. 6.26

6.9 Distribuzione di carico alare lungo l'apertura e sentiero di stallo dell'ala

Il calcolo della distribuzione di portanza lungo l'ala, e quindi del carico alare, può essere effettuato utilizzando il codice WING, reso disponibile dal Dipartimento di Progettazione Aeronautica dell'Università degli Studi di Napoli Federico II, che implementa il metodo di Multhopp.

Si riportano di seguito le distribuzioni di carico e C_l al variare dell'angolo d'attacco

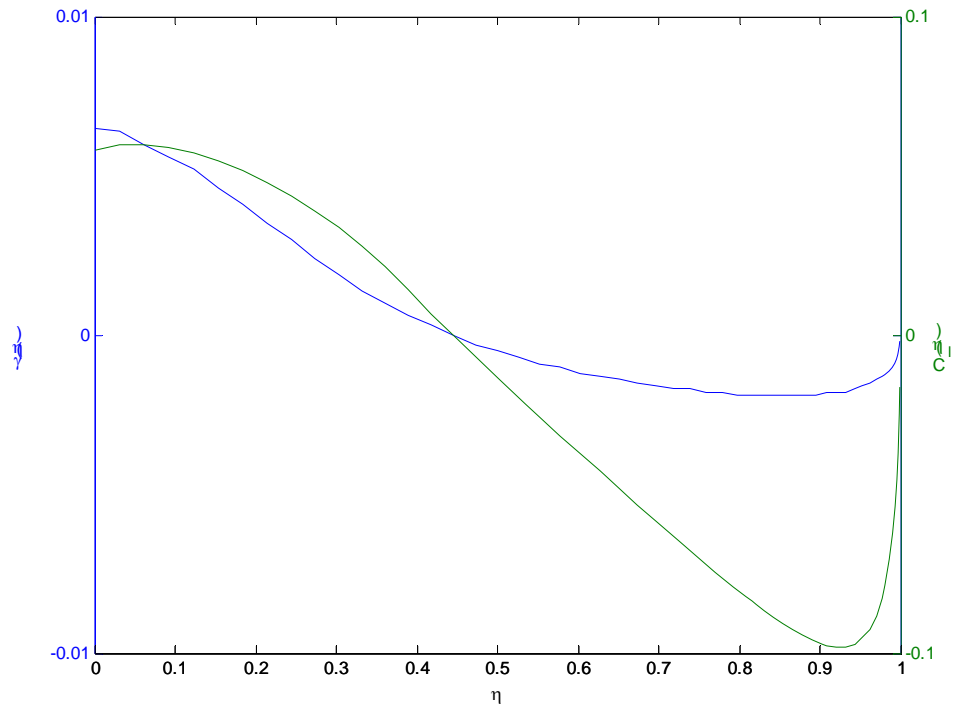


Fig. 6.27

$\alpha = -4$ deg $C_{LW} = 0.0157$ $C_{DW} = 0.000328$

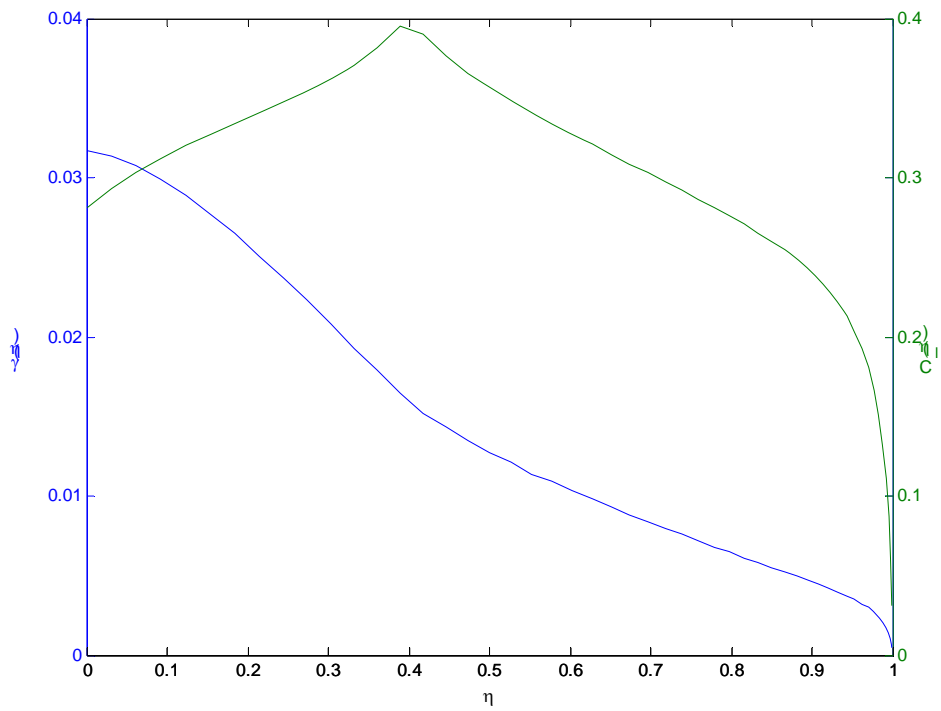


Fig. 6.28

$\alpha=0$ deg $C_{LW}=0.323$ $C_{DW}=0.00475$

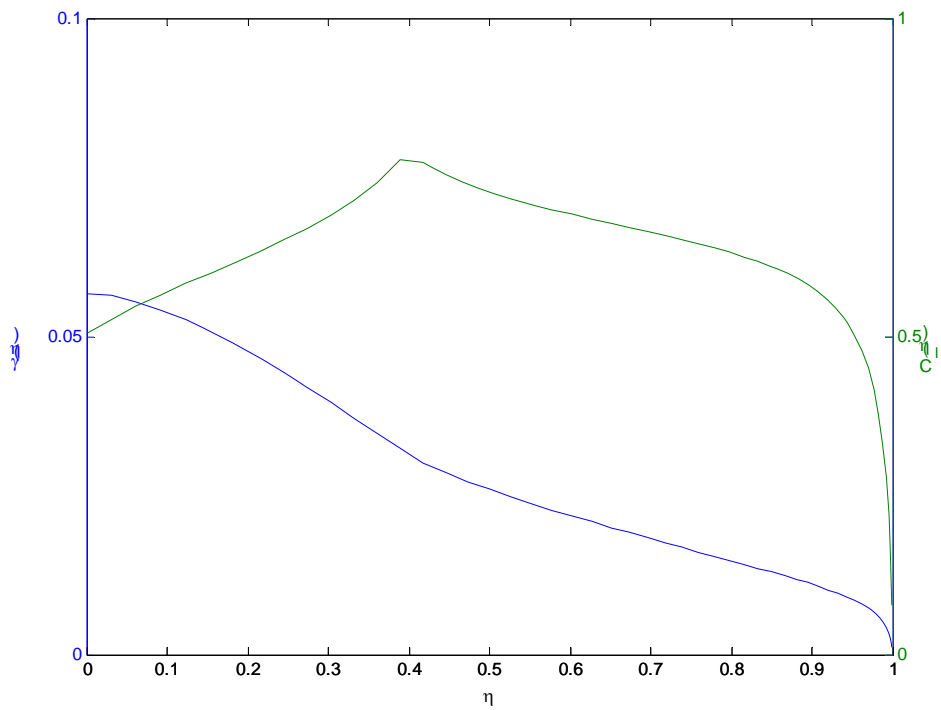


Fig. 6.29

$\alpha=4$ deg $C_{LW}=0.631$ $C_{DW}=0.0159$

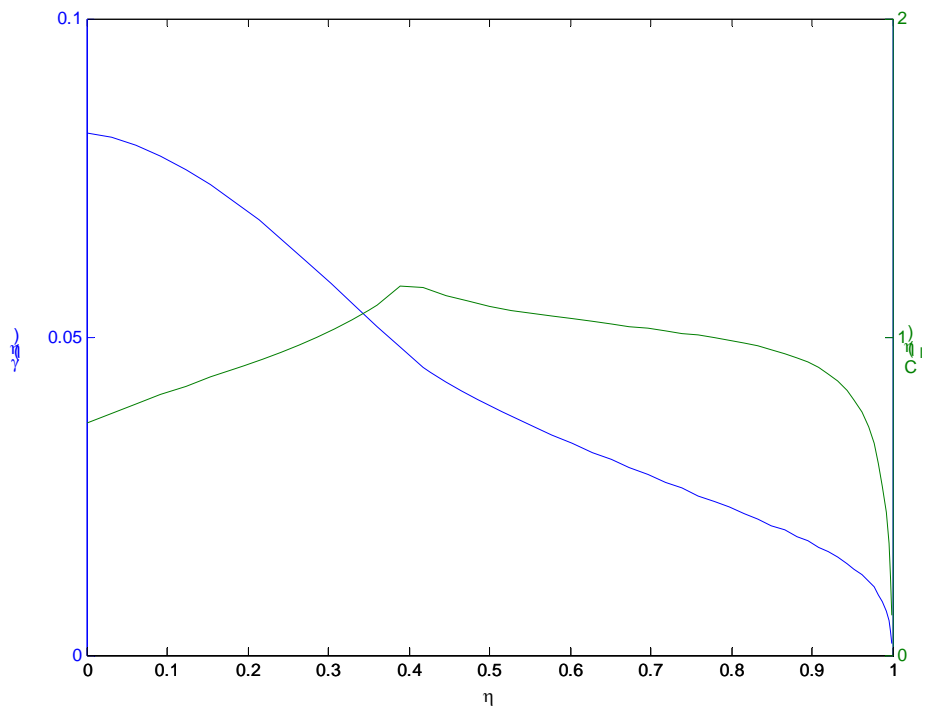


Fig. 6.30

$\alpha=8 \text{ deg}$ $C_{LW}=0.938$ $C_{DW}=0.0338$

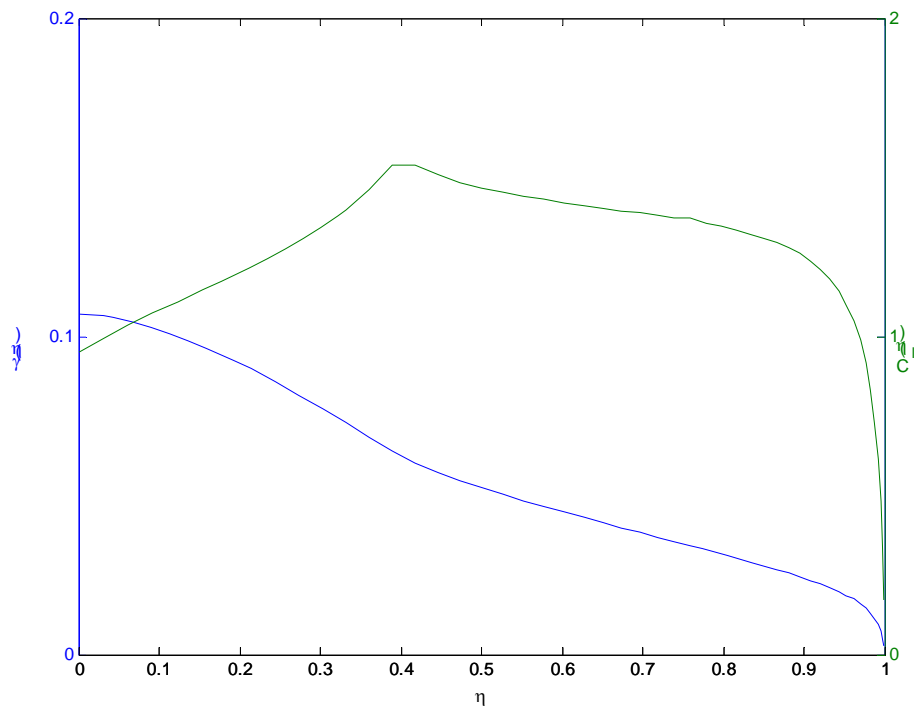


Fig. 6.31

$\alpha=12 \text{ deg}$ $C_{LW}=1.246$ $C_{DW}=0.0584$

Per la determinazione dell'assetto a cui per la prima volta si verifica il fenomeno dello stallo si è applicato il metodo del sentiero di stallo, valutando il primo valore dell'angolo d'attacco per cui la curva del $C_l(\eta)$ diventa tangente alla curva interpolante dei $C_{l,max}$ per i profili considerati. Come si osserva nella figura successiva

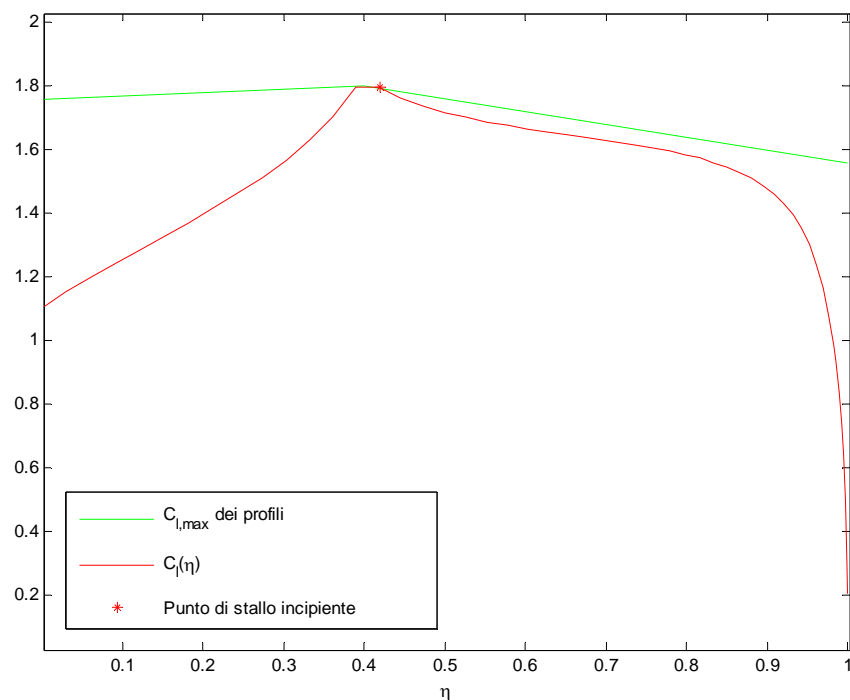


Fig. 6.32

 $\alpha=14.7^\circ$ $C_{LW}=1.453$ $C_{DW}=0.0789$

la sezione che stalla per prima si trova al 42% della corda. Passiamo dunque alla determinazione delle caratteristiche aerodinamiche dell'ala. L'analisi del tratto lineare è stata fatta con l'ausilio del software WING, ma per quanto riguarda il tratto non lineare della curva di portanza e lo stallo dell'ala non si conoscono metodi di valutazione sufficientemente semplici ed accurati da adottare in questa sede. Pertanto è preferibile, anziché procedere in modo approssimato per analogia con velivoli di simile categoria, scegliere un valore per lo stallo dell'ala semplicemente plausibile. Pertanto si è ricavata la curva di portanza

dell'ala, raffrontata a quella del profilo medio nella seguente figura

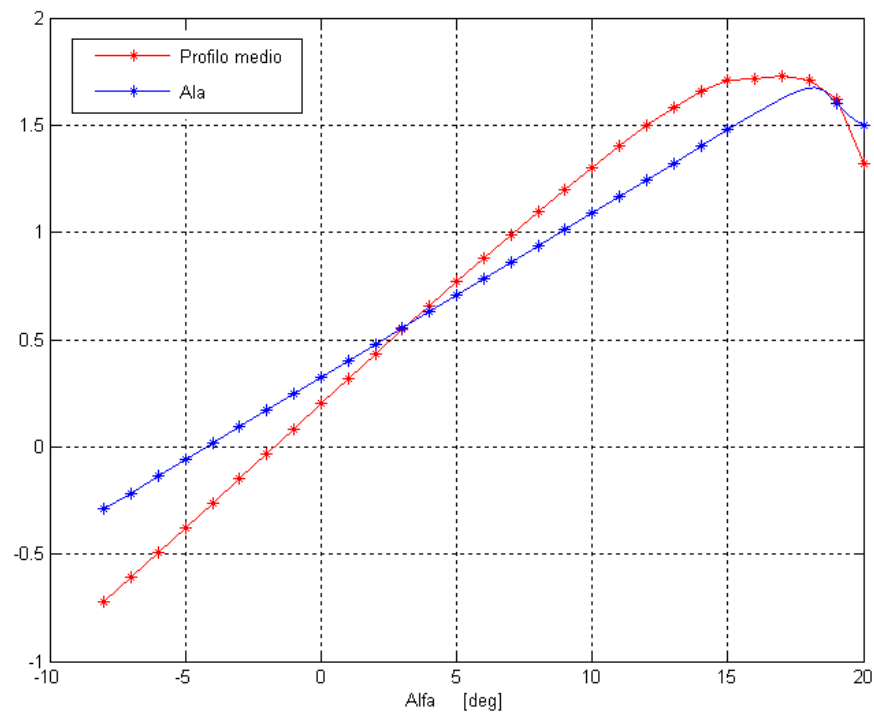


Fig. 6.32

Curva di portanza del profilo medio VS ala

Inoltre si è ricavata la polare dell'ala completa facendo l'assunzione

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

dove C_{Di} è stato valutato mediante il codice WING, e C_{D0}^W è stato assunto pari al C_d del profilo medio calcolato per ogni valore dell'angolo d'attacco.

Si è quindi ricavata la curva polare dell'ala completa

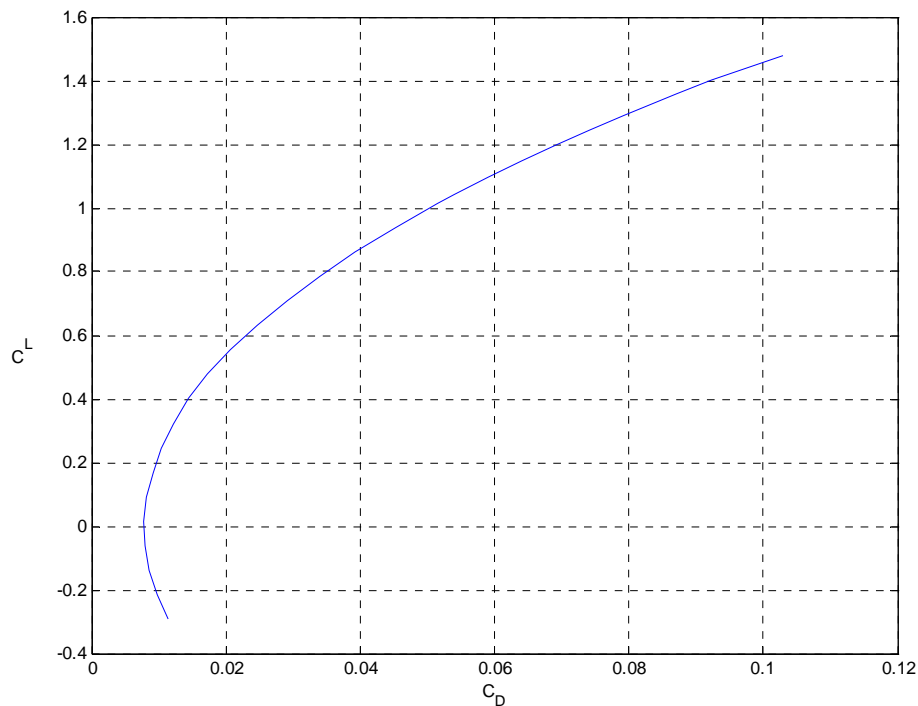


Fig. 6.34

Curva polare dell'ala completa

Si riassumono infine nella seguente tabella le caratteristiche aerodinamiche dell'ala stimate col codice WING

Posizione lungo x del centro aerodinamico x_{ac}	10.10 ft (0.25%)
Posizione lungo y del centro aerodinamico y_{ac}	36.6 ft (0.37%)
Angolo di portanza nulla α_{0L}	-4.20 deg
Coefficiente angolare della retta di portanza $C_{L\alpha}$	0.0769 1/deg
Fattore di Oswald	0.810

Tab. 6.5

Caratteristiche aerodinamiche dell'ala

Capitolo 7

Polare del velivolo completo

Lo scopo del presente capitolo, consiste nella ricerca degli andamenti grafici delle polari del velivolo, 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.

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

Ciascuno dei precedenti termini dovrà essere esplicitato secondo specifiche procedure.

Il termine C_D^P è costituito da vari contributi:

Resistenza d'attrito dell'ala:

Come suggerito dal sito dell'Università di Stanford è conveniente considerare la resistenza di attrito dell'ala come somma di un contributo costante minimo e uno variabile con l'incidenza. Da cui si ottiene che

$$C_{D0}^{wing} = 0.00311$$

Resistenza d'attrito fusoliera:

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

$$C_{D0}^{Fus} = \frac{K_{Fus} \cdot C_f^{Fus} \cdot S_{wet}^{Fus}}{S} = 0.00390$$

Resistenza di attrito del piano verticale di coda:

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

$$C_{D0}^h = \frac{K_h \cdot C_f^h \cdot S_{wet}^h}{S} = 0.00110$$

Resistenza di attrito della gondola motore:

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

$$C_{D0}^{nac} = \frac{K_h \cdot C_f^{nac} \cdot S_{wet}^{nac}}{S} = 0.00195$$

Resistenza di attrito dei carrelli:

Il contributo della resistenza di attrito del carrello può essere considerato come la somma del contributo delle gambe e l'altro dei pneumatici.

$$C_{D0}^{ruote} = 0.24 \frac{S_{ruota}}{S} \eta_{ruota} = 0.00322$$

dove S_{ruota} uguale al prodotto tra il battistrada, lo spessore e l'altezza della ruota. η_{ruota} invece è posto pari a 0.22.

Il secondo contributo dovuto alle gambe del carrello invece è calcolato nel seguente modo.

$$C_{D0}^{ruote} = 0.82 \frac{d_{gamba} \cdot l_{gamba}}{S} \eta_{gamba} = 0.00410$$

dove $d_{gamba} = 0.4 \text{ m}$ e $l_{gamba} = 2.1 \text{ m}$.

Resistenza di base della gondola motore :

Il contributo di resistenza di base della fusoliera è associato alla separazione dovuta alla presenza di uno spazio tra la gondola motore e l'ugello di scarico del motore. Questo contributo è stato calcolato sempre utilizzando le formule suggerite dal sito dell'Università di Stanford.

$$C_{D0}^{ruote} = \frac{0.5}{12} \Pi D_{exit} \frac{0.2}{S} = 9.78 \cdot 10^{-6}$$

In essa compare il diametro della sezione di uscita dell'ugello espresso in piedi $D_{exit} = 3.38 \text{ ft}$.

Resistenza di base della fusoliera:

Il contributo di base della fusoliera può essere calcolato con la seguente formula.

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

Resistenza di 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

$$C_D^{upsweep} = 0.075 \pi \frac{S_{sez.fus}}{S} \left(\frac{h}{l} \right)_{0.75l} = 0.000215$$

Resistenza dei gap delle superfici di controllo

La resistenza dovuta ai *gap* che accompagnano le superfici di controllo può essere stimata attraverso formule ricavate da esperienze 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 si usa consiste semplicemente nel moltiplicare il coefficiente di resistenza indotta per il fattore $1/S$. Dove S può essere calcolato graficamente in funzione del rapporto tra il diametro equivalente della fusoliera e l'apertura alare.

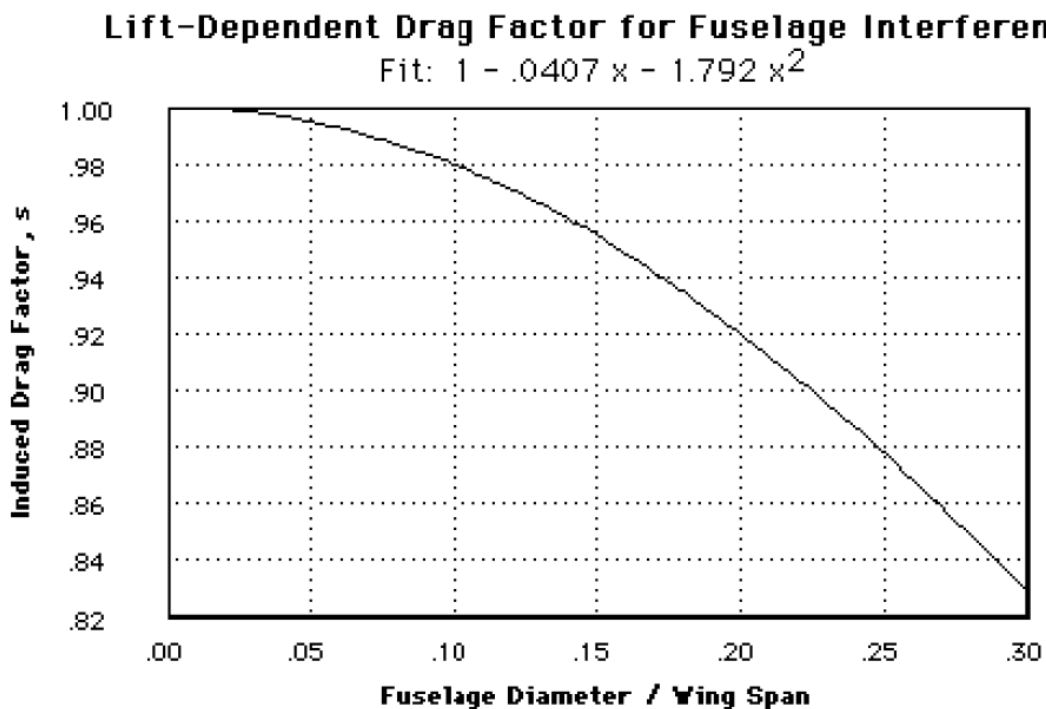


Fig. 7.1

Risulta $\frac{d_{fus}}{b} = 0.091$ $S = 0.99$ e $S^{-1} = 1.01$. Quindi l'effetto della interferenza dell'ala con la fusoliera è presente ed ammonta a circa il 1% della resistenza indotta calcolata per l'ala isolata.

7.1 Calcolo della resistenza indotta viscosa

Questo contributo è dovuto all'ispessimento dello strato limite in corrispondenza di un aumento dell'angolo di attacco della fusoliera e dell'ala.

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

Il contributo della fusoliera invece va calcolato in base ad una semplice formula. I parametri che compaiono in essa sono l'angolo di attacco $\alpha_B = \alpha_w - i_w$, 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 *crossflow* attorno ad un cilindro circolare di lunghezza infinita C_{Dc}

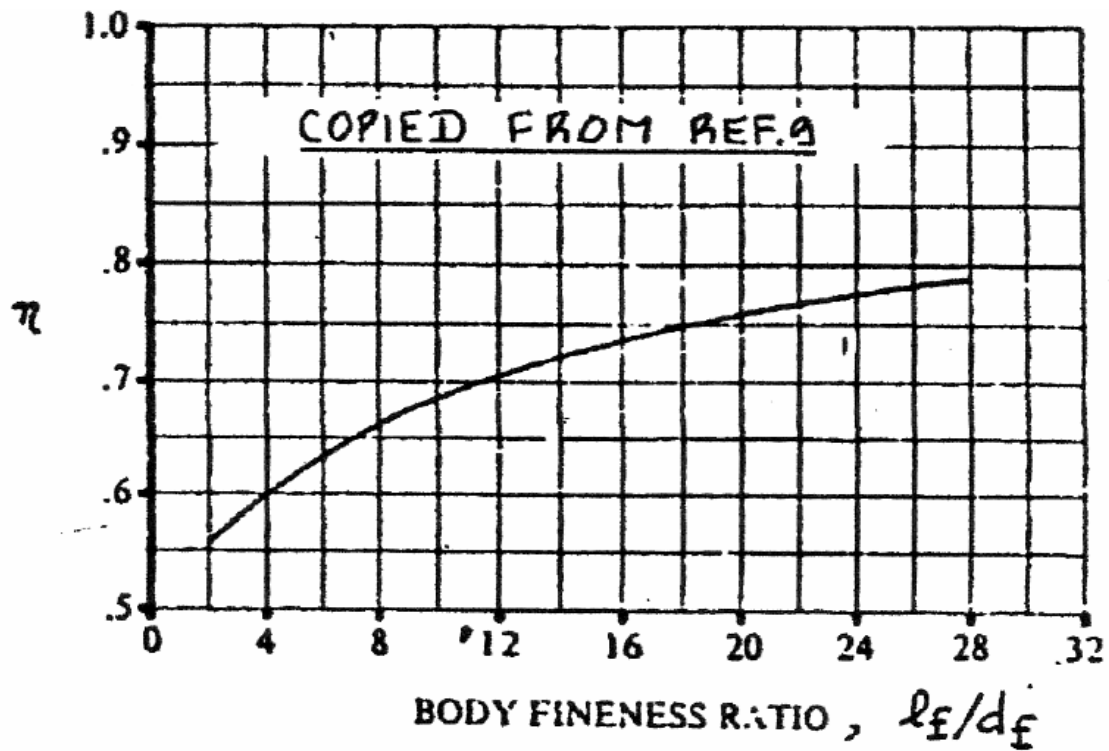


Fig. 7.2 Grafico che esprime η in funzione del rapporto di snellezza della fusoliera

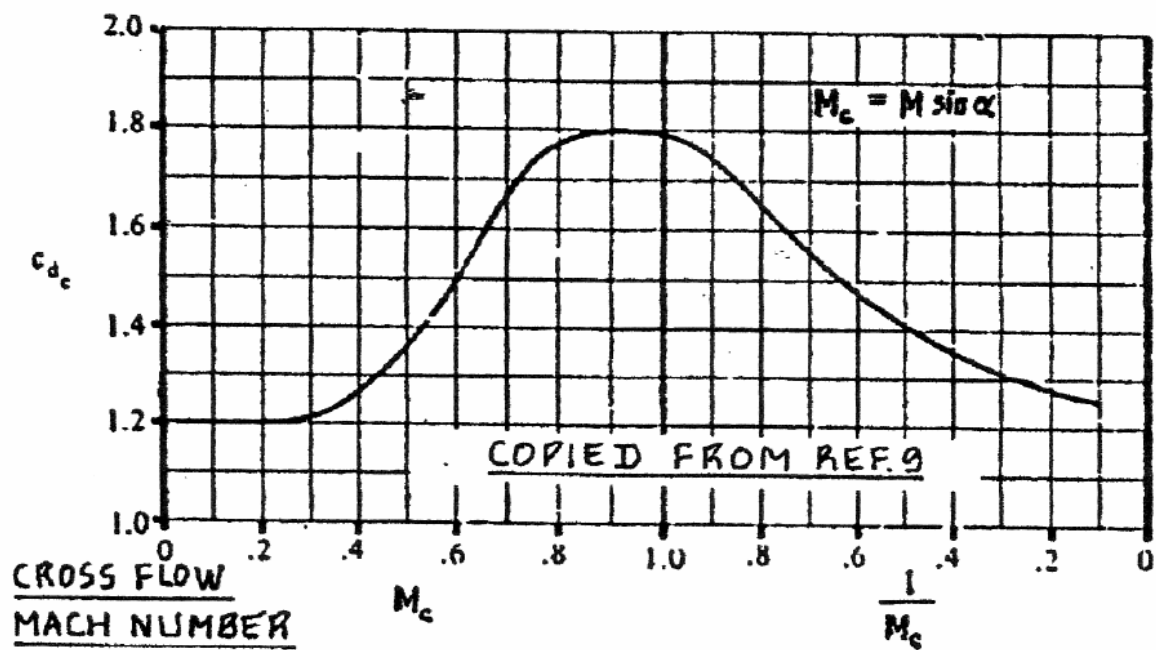


Fig. 7.3 Grafico che esprime il C_{Dc} in funzione del valore del numero di Mach critico inferiore

In corrispondenza di un rapporto di snellezza pari a 10 il rapporto η risulta essere pari a 0.689. Dal secondo grafico per $M=0.85$ risulta $C_{Dc}=1.2$

Di seguito sono riportati i risultati qui esposti

α_w [°]	C_{Di} ala	C_{Di} interferenza fusoliera	C_{Di} ala - fusoliera
-3.0	0.00100	0.0000200	0.00102
-2.5	0.00100	0.0000200	0.00102
-2.0	0.00110	0.0000220	0.00112
-1.0	0.00170	0.0000340	0.00173
0.0	0.00290	0.0000580	0.00296
1.0	0.00450	0.0000900	0.00459
2.0	0.00670	0.000134	0.0068
3.0	0.00930	0.000186	0.0095
4.0	0.0125	0.000250	0.0128
5.0	0.0161	0.000322	0.0164
6.0	0.0203	0.000406	0.0207
7.0	0.0250	0.000500	0.0255
8.0	0.0301	0.000602	0.0307
9.0	0.0358	0.000716	0.0365
10.0	0.0420	0.000840	0.0428
11.0	0.0487	0.000974	0.0497
16.0	0.0728	0.00146	0.0743
17.5	0.0800	0.00160	0.0816

Tab. 7.1

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.

E' 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

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

7.2 Calcolo della resistenza di ipersostentazione

Il contributo alla resistenza dovuto all'utilizzo dei sistemi di ipersostentazione, può essere valutato attraverso la seguente formula

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

Ciascuno dei termini presenti nella precedente formula assume un preciso significato ed un preciso valore che vengono ricavati di seguito come superio dal Roskam.

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

Il contributo dello slat risulta essere pari a $\Delta C_D^{prof} = 0.00240$ e quello del flap esteso a 40° pari a $\Delta C_D^{prof} = 0.0152$.

Il ΔC_D^i può essere valutato secondo la formula

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

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

7.3 Calcolo della resistenza di compressibilità

Tale contributo alla resistenza si può valutare come suggerito dall'università di Standford. 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 $M=0.85$. Dunque si può ottenere il ΔC_D^{compr} dal diagramma che segue.

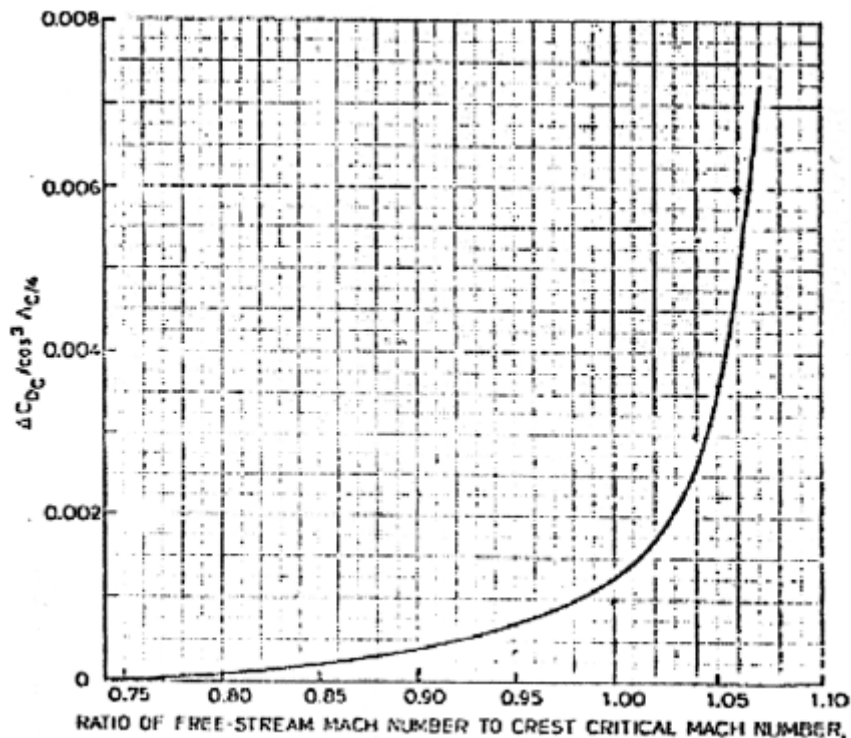


Fig. 7.4

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

Ora quindi possibile ottenere le polari del velivolo completo sommando i vari contributi precedentemente calcolati. Si riportano in seguito varie polari per vari numeri di Mach di volo con il baricentro massimo avanzato.

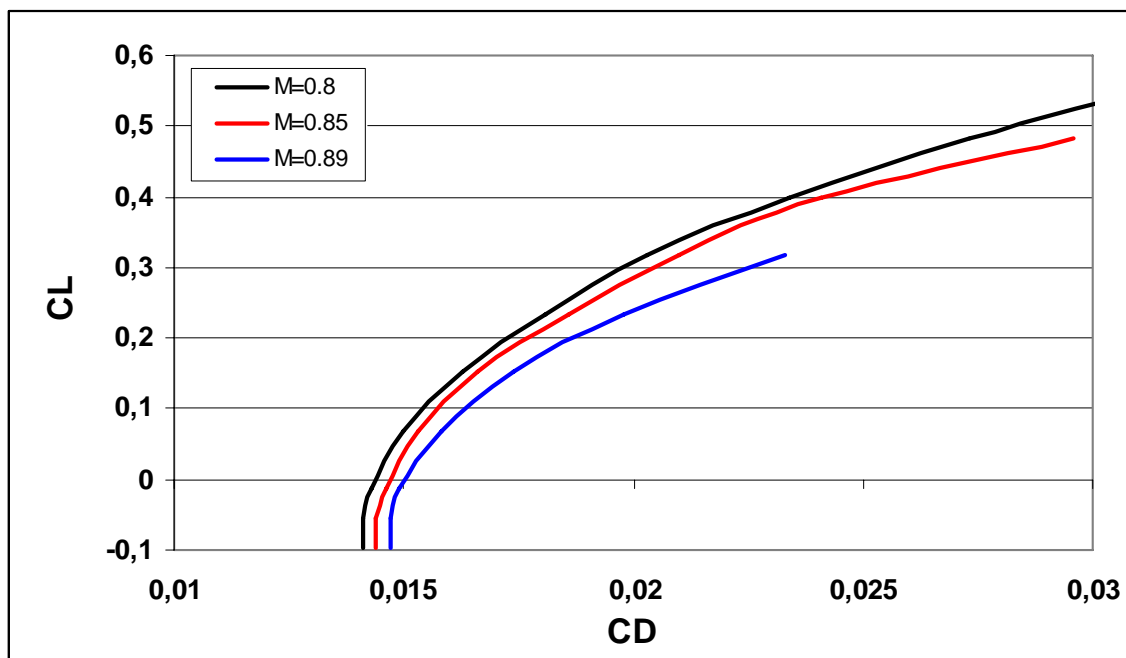


Fig. 7.5 Polari del velivolo completo per vari numeri di Mach

Capitolo 8

Progetto degli impennaggi di coda

8.1 Piano di coda orizzontale

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

8.1.1 Stabilità longitudinale

Si procede con il calcolo del coefficiente di momento rispetto al centro aerodinamico del velivolo parziale e del centro aerodinamico stesso.

Corda media aerodinamica

E' opportuno innanzitutto definire le dimensioni della corda media aerodinamica dalla formula:

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

L'integrale è stato scomposto in due parti secondo la geometria alare riferita al piano X,Y sotto indicato:

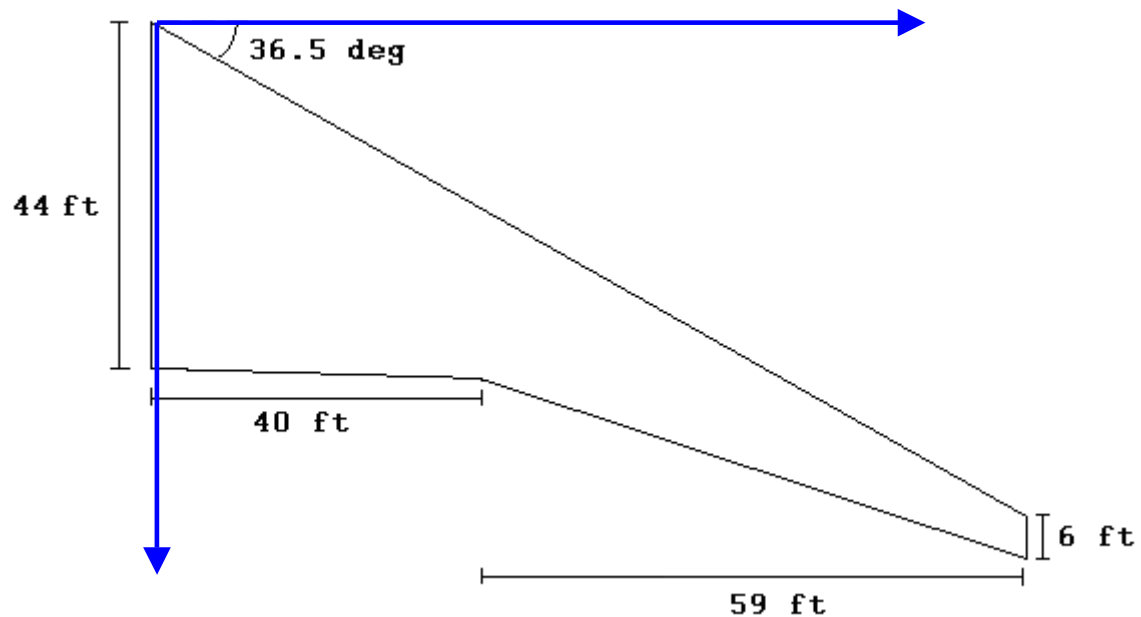


Fig. 8.1

La legge di variazione delle corde riferita alla prima parte è:

$$c(y) = -0.74y + 29.6;$$

La legge di variazione delle corde riferita alla seconda parte è:

$$c(y) = -0.705y + 13.7.$$

Quindi si è ricavato un valore finale della corda media aerodinamica pari a

$$CMA = 21.2 \text{ ft.}$$

Coefficienti di momento dell'ala e della fusoliera

Dalle informazioni ricavate sul profilo medio dell'ala si può quindi calcolare il $C_{m_{acW}}$ secondo la formula:

$$C_{m_{acW}} = E * C_{m_{pm}} - G * \varepsilon * (C_{l\alpha})_{pm} * \left(\frac{b}{p}\right) * A * \tan \beta = -0.0417$$

i cui valori sono riportati nella tabella di seguito alcuni dei quali sono stati ricavati dall'Abbott:

E	1.18
G	0.023
P	393.7 ft
Tg β	0.6
Downwash medio ε	2°

Tab. 8.1

Si può quindi procedere con il calcolo del $C_{m_{\alpha Fus_gond}} = C_{m_{\alpha Fus}} + C_{m_{\alpha gondole}}$ ognuno dei quali ricavati dalla formula:

$$C_{m_{\alpha}} = \frac{1}{36.5 S_w CMA} \sum_{i=1}^7 (w_f)_i^2 \left(\frac{d\varepsilon}{d\alpha} + 1 \right) \Delta x_i$$

Per applicare tale formula è stata effettuata una discretizzazione della fusoliera in 7 parti in cui le dimensioni della sezione trasversale possono essere considerate approssimativamente costanti, infatti w_f indica la larghezza orizzontale massima. Inoltre è stato calcolato il downwash dell'ala con angolo di freccia da opportuni grafici ottenendo un valore pari a 0.566. Ecco rappresentata una modellizzazione di come è stato affrontato il problema:

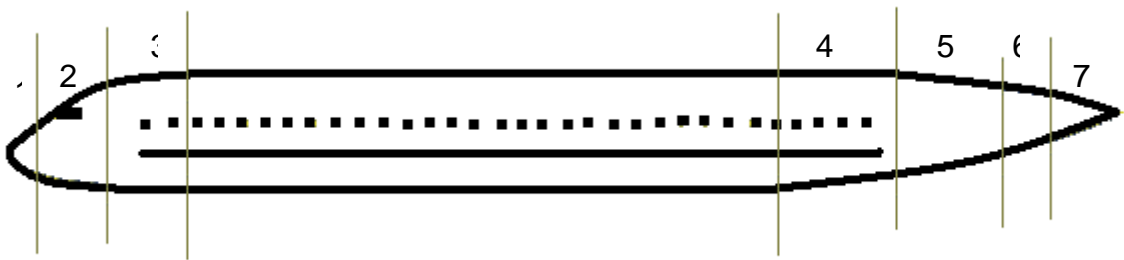


Fig. 8.2

L'analogo procedimento è stato applicato per il calcolo del $C_{m_{\alpha}}$ delle gondole che sono state modellizzate come due cilindri di dimensioni:

diametro $d = 12$ ft;

lunghezza $l = 18.6$ ft.

Quindi il valore totale che si è ottenuto è pari a : $C_{m_{\alpha Tot}} = 0.0136$.

Si può quindi definire la posizione lungo l'asse X del centro aerodinamico del velivolo parziale:

$$X_{acWB} = X_{acW} - C_{m_{\alpha Fus_gond}} / Cl_{\alpha W} = 9.923 \text{ ft}$$

Infine si può passare al calcolo del $C_{m_{0f}}$ sempre considerando la discretizzazione della fusoliera sopra rappresentata secondo la formula:

$$C_{m_{0FUS}} = \frac{K_2 - K_1}{36.5 S CMA} \sum_1^7 (w_i)_f^2 (\alpha_{0w} + i_{0i}) \Delta x_i = -0.077$$

In questo caso il valore della costante $K_2 - K_1 = 0.92$ è stato ricavato da opportuni grafici in funzione della snellezza di fusoliera mentre con i_{t0} si indica l'inclinazione dell' i -esimo volumetto rispetto alla linea di riferimento del velivolo totale.

In conclusione si è definito

$$C_{m_{acWB}} = C_{m_{acW}} + C_{m_{0f}} = -0.127$$

8.1.2 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	10.5 ft
Distanza longitudinale fuoco ala - fuoco piano orizzontale l	81.5 ft
C_{eq}/C_t	0.3
AR	5
$\Lambda_{1/4c}$	36°
C_{tab}/C_{eq}	0.15
BR	0.112
t/c (equilibratore)	0.11
Corda alla radice	23.22 ft
Rapporto di rastremazione λ	0.22
Rapporto di superfici S_{eq}/S_t	0.2

Tab. 8.2

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

Ch_α	-0.0065
Ch_δ	-0.013
τ	0.4
$d\varepsilon/d\alpha$	0.556

Tab. 8.3

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

$$a_t = \frac{a_0}{1 + \frac{57.3a_0}{\pi AR_t}} = 0.0759/^\circ$$

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:

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

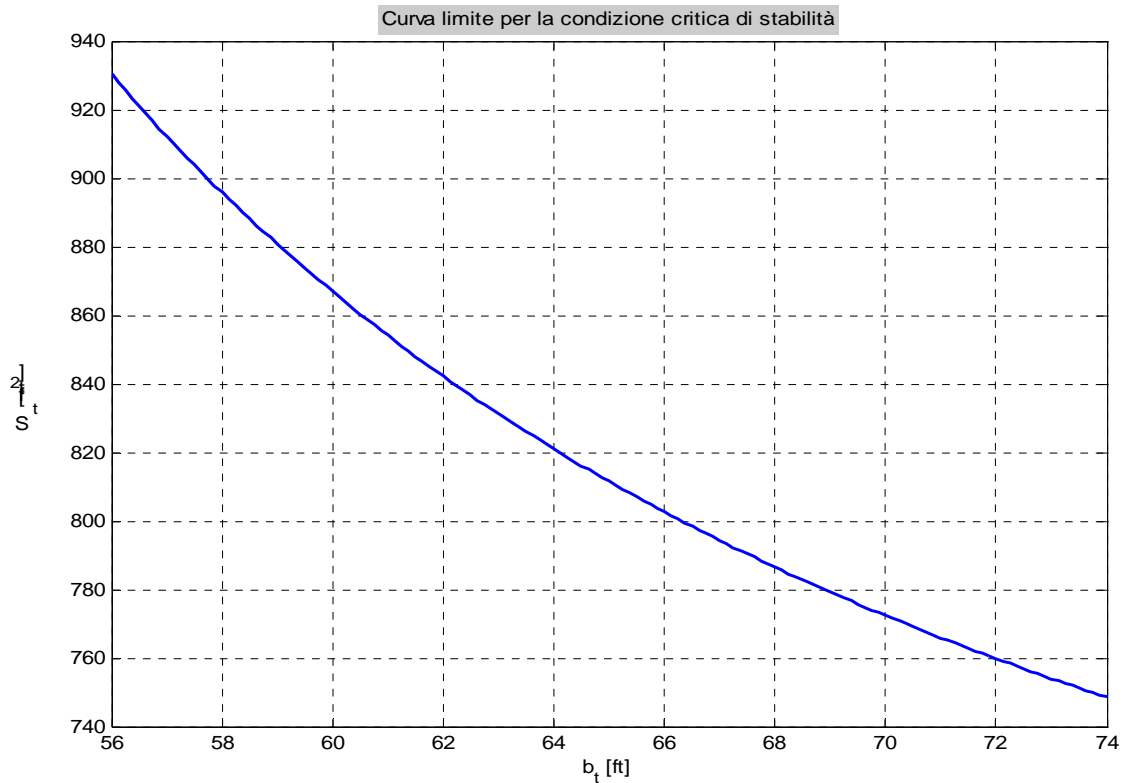


Fig. 8.3

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:

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

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:

- $\alpha_{0L_w} = \alpha_{0L_w}(\delta_F = 0^\circ) + \Delta\alpha_{0L_w}(\delta_F = 45^\circ) = -4.2^\circ - 2.8^\circ = -7^\circ$
- $C_{m_{acW}} = -0.0497 - 0.42 = -0.47$
- $\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0.556 \bullet 0.9 = 0.5$
- $\frac{a_{t_{ground}}}{a_t} = 1.03$
- $C_{Le} = 2.7$
- $\delta_e = -25^\circ$

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 $i_{t0} = -0.59^\circ$.

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:

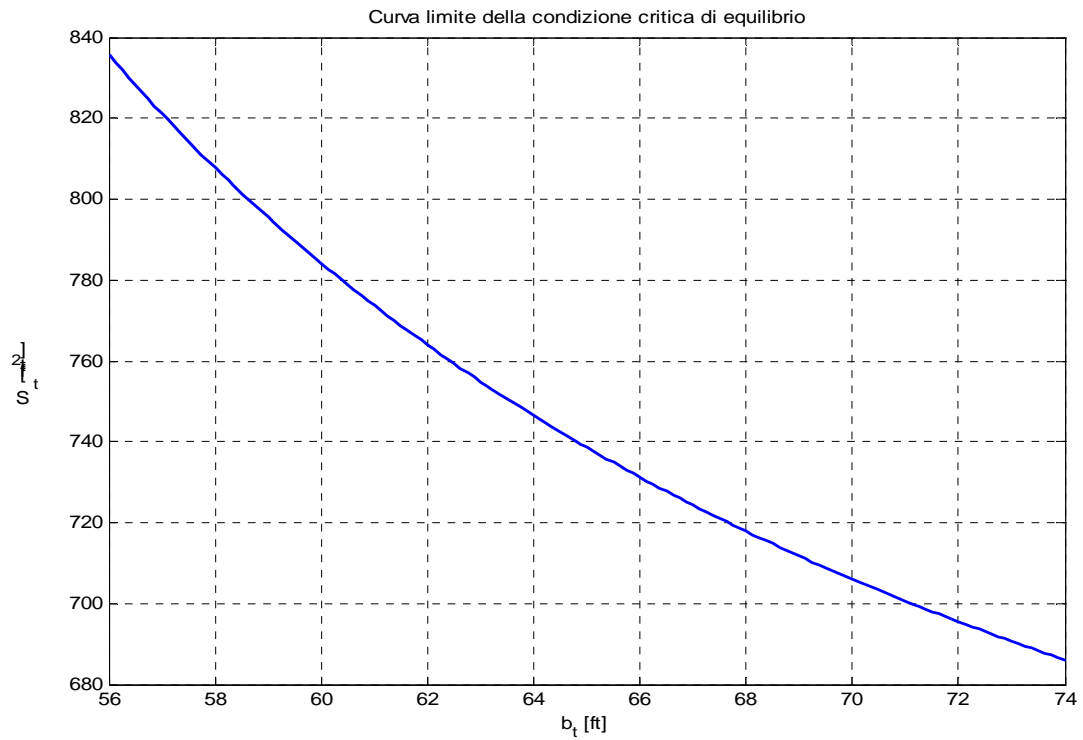


Fig. 8.4

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

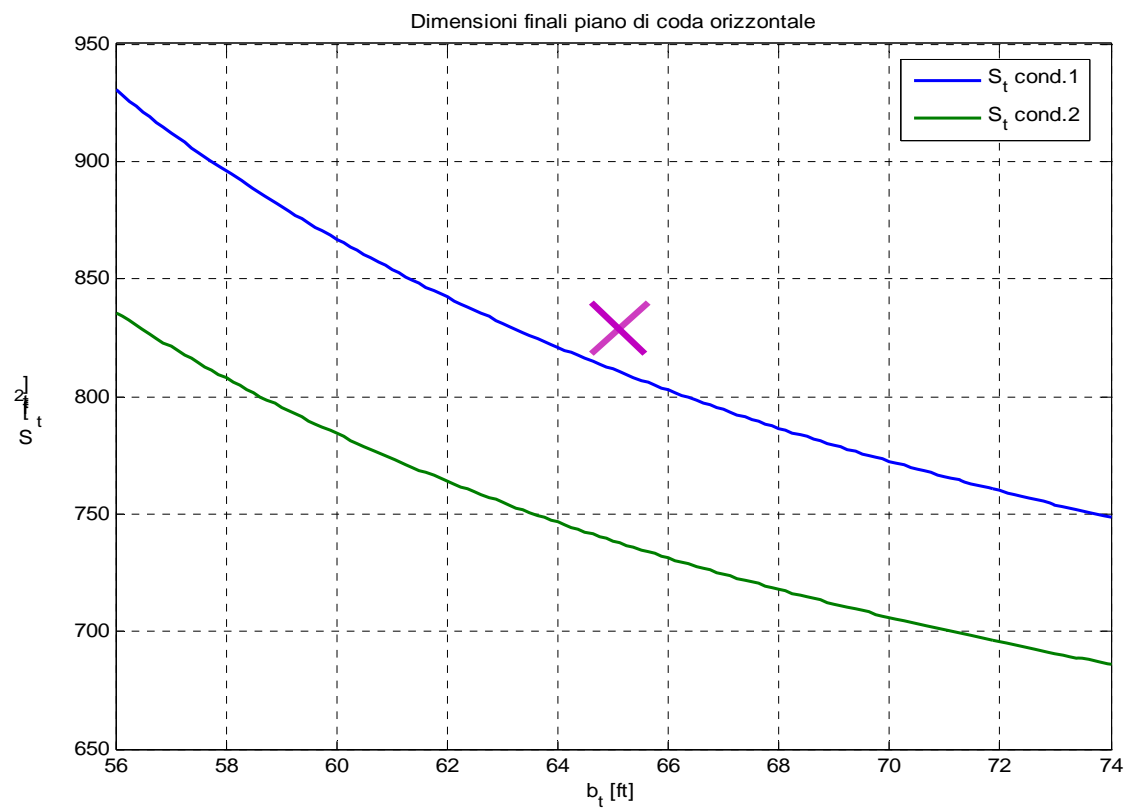


Fig. 8.5

Quindi le dimensioni finali sono:

S_t	840 ft²
b_t	65 ft
CMA_t	12.9 ft

Tab. 8.4

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

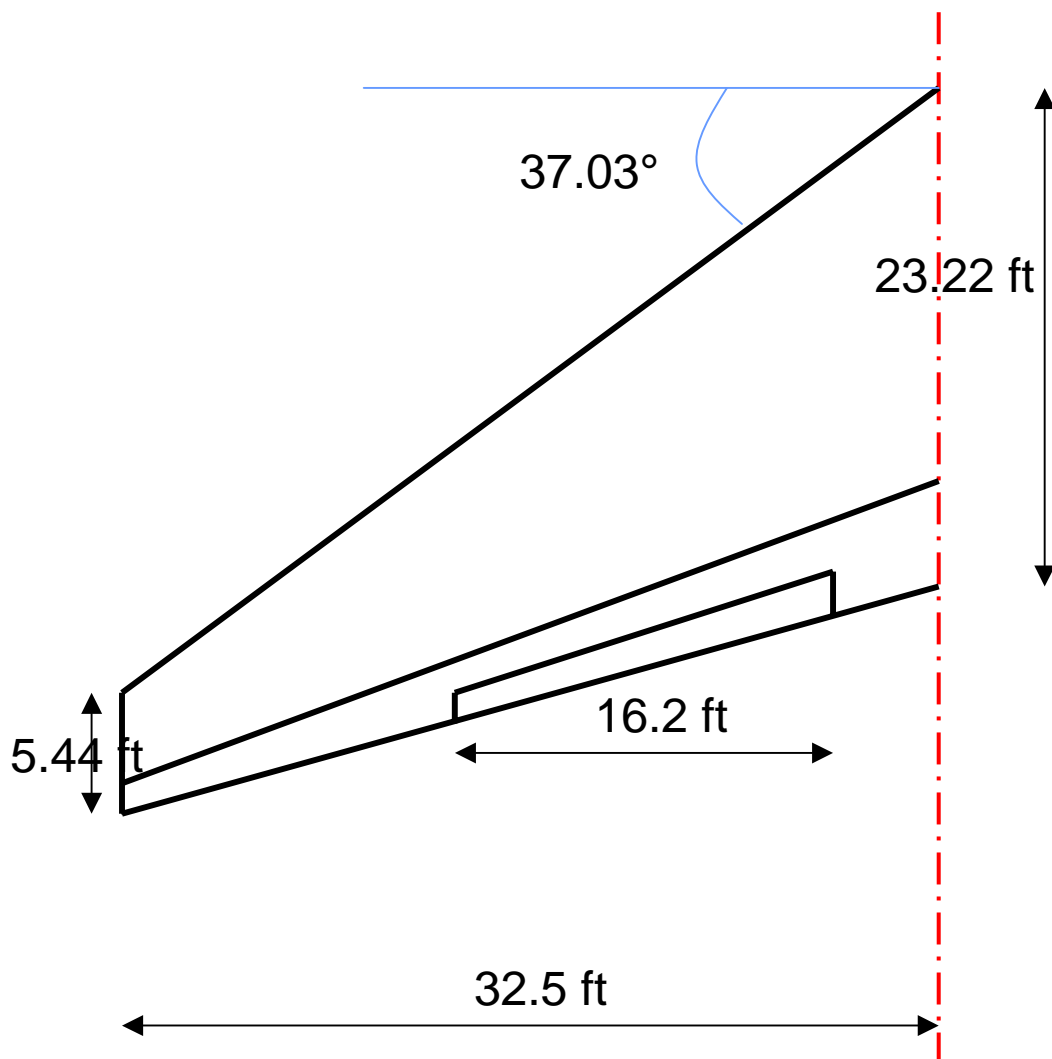


Fig. 8.6

8.2 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

$$X_{CG} = 0.18 \rightarrow \left(\frac{\partial C_m}{\partial C_L} \right)_{Bl} = X_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \bar{V}_t' = -0.5$$

$$X_{CG} = 0.30 \rightarrow \left(\frac{\partial C_m}{\partial C_L} \right)_{Bl} = X_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \bar{V}_t' = -0.387$$

da cui si ottiene:

$$N_0 = 0.45 CMA$$

Margine a comandi liberi

$$X_{CG} = 0.18 \rightarrow \left(\frac{\partial C_m}{\partial C_L} \right)_{Free} = X_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \left(1 - \tau \frac{C_{h_\alpha}}{C_{h_\delta}} \right) \bar{V}_t' = -0.419$$

$$X_{CG} = 0.30 \rightarrow \left(\frac{\partial C_m}{\partial C_L} \right)_{Free} = X_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \left(1 - \tau \frac{C_{h_\alpha}}{C_{h_\delta}} \right) \bar{V}_t' = -0.299$$

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

$$N_0' = 0.377 CMA$$

Volo manovrato

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

$$N_m = N_0 - \frac{63 g l_t C_{m_\delta} \rho}{2 \frac{W}{S} \tau} = 0.56$$

$$N_m' = N_0' - 57.3 \frac{C_{m_\delta}}{C_{h_\delta}} \frac{S}{W} \left[\frac{\rho}{2} g l_t \left(C_{h_\alpha} - 1.1 \frac{C_{h_\delta}}{\tau} \right) \right] = 0.459$$

8.3 Sforzi di barra

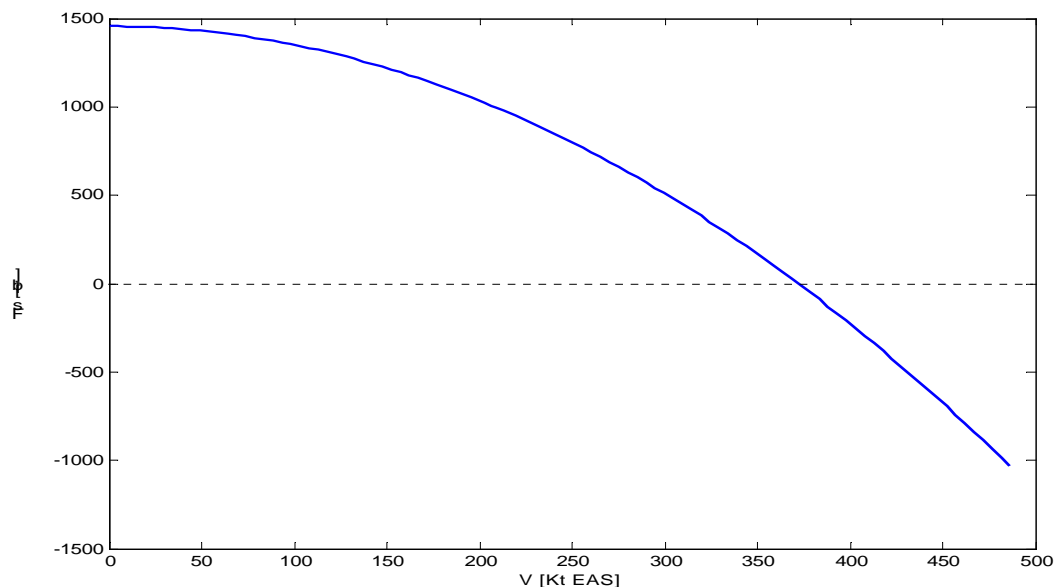
In ultima analisi si è effettuato il calcolo degli sforzi di barra necessario per il dimensionamento del TAB dell'impennaggio orizzontale. Si tabellano di seguito i valori dei parametri necessari al calcolo dei suddetti sforzi:

τ	0.4
$C_{m\delta}$	-0.028
S_{eq}	167.2 ft ²
C_{eq}	3.87 ft
$C_{balance}$	0.774 ft
Rapporto cinematico G	0.3
C_{mCl_FREE}	0.359
$C_{h\delta}/C_{m\delta}$	0.464

Tab. 8.5

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:

$$\delta_t = \frac{1}{C_{h_{\delta}}} \left[\frac{2W/S}{\rho V_{trim}^2} \frac{C_{h_{\delta}}}{C_{m_{\delta}}} C_{m_{CL_{FREE}}} - \left(C_{h_{\alpha}} (\alpha_{0L_W} - i_W + i_t) + C_{h_{\delta}} \delta_{e0} \right) \right] = 0.67^\circ$$

8.4 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	24.5 ft
Rapporto di rastremazione λ	0.35
Distanza asse di spinta - asse longitudinale del velivolo l_p	31.5 ft
Distanza orizzontale $\frac{1}{4}$ corda alare - $\frac{1}{4}$ corda piano verticale l_v	93.96 ft
Allungamento alare AR_v	1.7
Angolo di freccia ad $\frac{1}{4}$ della corda $\Lambda_{1/4c}$	40.4°
Peso massimo al decollo MTOW	559000 lb
Potenza massima per un motore Π_a	27449 lbf
Rapporto pressioni dinamiche η_v	0.95
Velocità di crociera V_c	372 kt EAS
Velocità di stallo in configurazione di decollo V_{s1}	102 kt EAS

Tab. 8.6

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:

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

$$M_V = q \eta_v S_v C_{N_{\dot{\gamma}_v}} l_v$$

di cui $C_{N_{\dot{\gamma}_v}} = a_v \tau \delta_r = 0.409$, per $\tau = 0.4$, $\delta_r = 25^\circ$ ed $a_v = 0.0608/^\circ$, calcolato considerando l'allungamento effettivo $AR_{e_v} = 1.55 AR_v = 2.635$.

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

$$S_V = \frac{16 * T_0 * (1 - 2.52 * 10^{-3} * V_\infty + 4.34 * 10^{-6} * V_\infty^2) l_p}{C_{N_V} l_V \eta_V} \cdot \frac{1}{V_\infty^2}$$

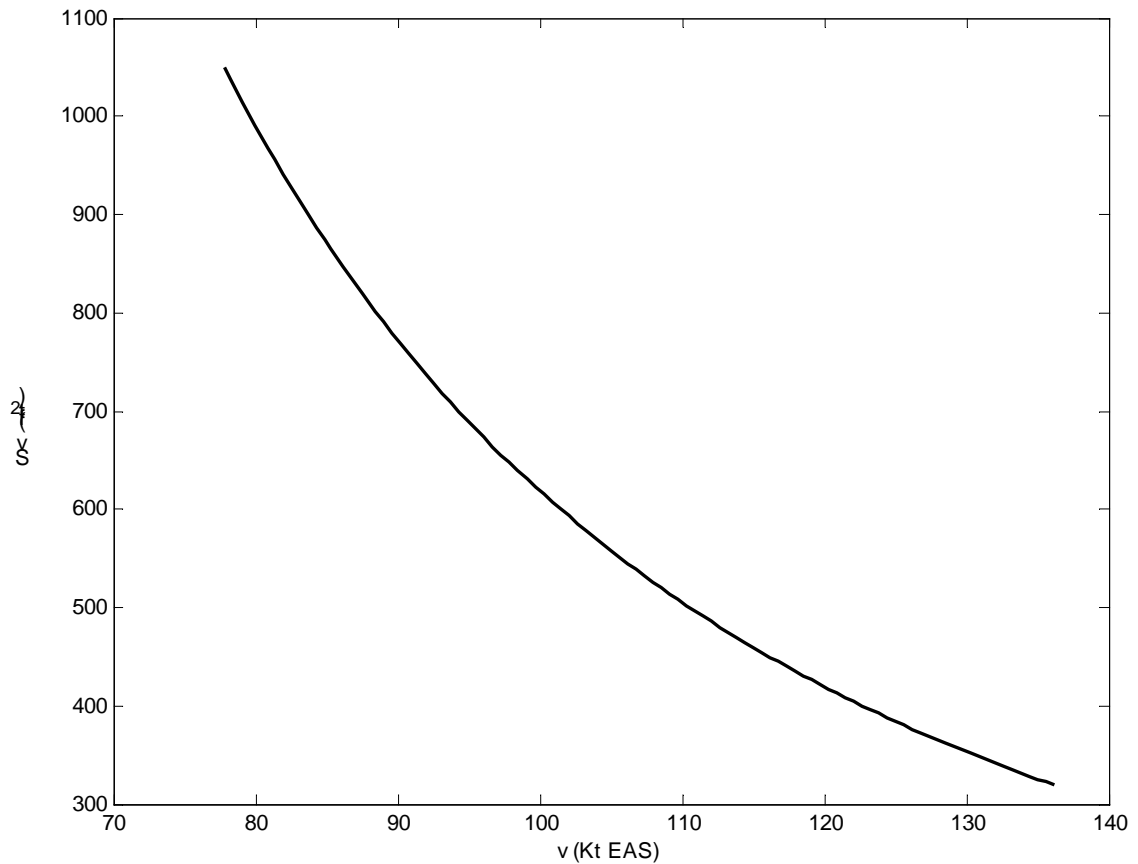


Fig. 8.7

Imponendo che la velocità di volo sia pari a quella di minimo controllo all'imbardata $V_{MC} = 1.2 V_{S1} = 122.4 \text{ kt EAS}$ si ottiene:

$$S_{V_{\min}} = 407.6 \text{ ft}^2$$

Lasciando un allungamento pari a quello scelto e imponendo un'apertura del piano $b_v = 27 \text{ ft}$ si è ottenuta infine una superficie $S_v = 428.8 \text{ ft}^2$. Si riporta di seguito la geometria del piano verticale ed una sua rappresentazione grafica:

S_v	428.8 ft²
b_v	27 ft
CMA_v	15.88 ft

Tab. 8.7

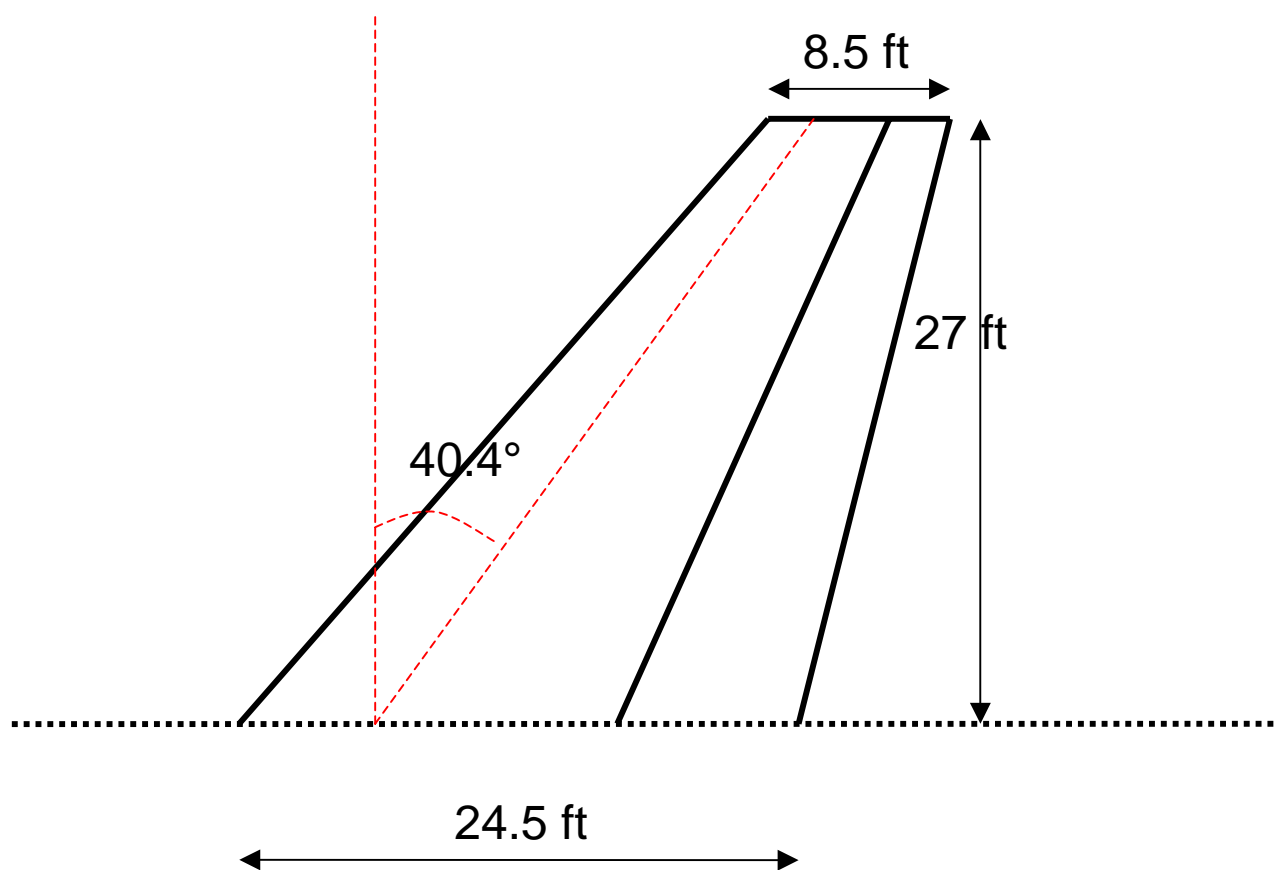


Fig. 8.8