

Università degli studi di Napoli 'Federico II'

Facoltà di Ingegneria Aerospaziale

CORSO DI PROGETTO GENERALE DI
VELIVOLI

Boeing 777

Marco Magnifico, Matricola 335/363
Andrea Melchiorre, Matricola 335/361
Valerio Pisacane, Matricola 335/390
Salvatore Tuosto, Matricola 335/409

ANNO ACCADEMICO 2010/2011

Indice

1	Introduzione	3
1.1	<i>Triple Seven</i> : il Boeing 777	3
1.2	Specifica	6
2	Stima preliminare dei pesi	8
2.1	Introduzione	8
2.2	Stima dei pesi	8
2.2.1	Stima del carico pagante	8
2.2.2	Stima del carico d'equipaggio	8
2.2.3	Stima del carico dei lubrificanti	9
2.2.4	Stima del carico del combustibile	9
2.2.5	Risoluzione del sistema	11
2.2.6	Nota sul combustibile	13
3	Punto di progetto	14
3.1	Introduzione	14
3.2	Scelta dei dati geometrici	14
3.3	Requisiti normativa	15
3.4	Distanza di decollo	15
3.5	Distanza di atterraggio	15
3.6	Crociera	16
3.7	Salita	17
3.8	Scelta del punto di progetto	22
4	Ala	23
4.1	Configurazione alare	23
4.2	Geometria alare	23
4.3	Analisi dell'ala	25
4.4	Ipersostentazione	28
4.5	Alettoni	29
5	Fusoliera	32
5.1	Determinazione del layout	32
5.2	Analisi Aerodinamica	35
6	Piani di coda	37
6.1	Piano di coda orizzontale	37
6.1.1	Introduzione	37
6.1.2	Dimensionamento	37
6.2	Piano di coda verticale	40
6.2.1	Introduzione	40
6.2.2	Dimensionamento	40

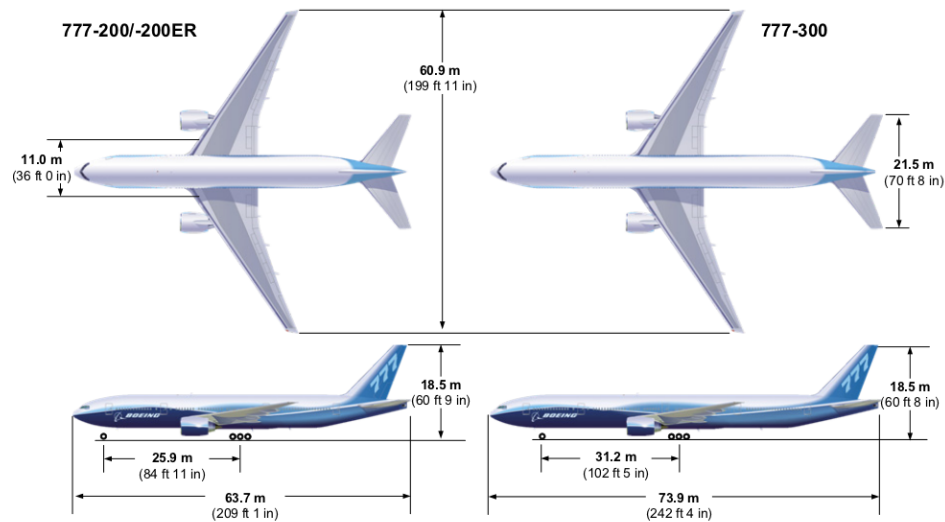
7 Polare	43
7.1 Introduzione	43
7.2 Resistenza parassita	43
7.3 Resistenza indotta	44
7.4 Resistenza di trim	44
7.5 Resistenza dovuta alla compressibilità	44
7.6 Polare	45
Bibliografia e Strumenti	47

Capitolo 1

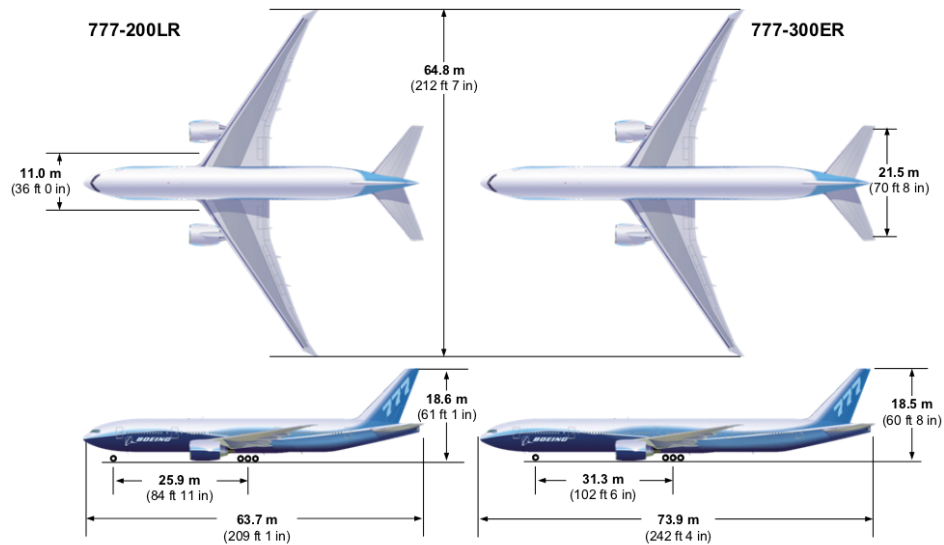
Introduzione

1.1 *Triple Seven*: il Boeing 777

Il Boeing 777 è l'aereo commerciale tecnologicamente più avanzato al mondo [1], in grado di trasportare da 301 a 368 passeggeri – in tre classi di servizio – a distanze comprese tra i 9.650 e i 17.450 km.



(a) 777 – 200/ – 200ER & 777 – 300



(b) 777 – 200LR & 777 – 300ER

Figura 1.1: forma in pianta dei modelli del Boeing 777

Il Boeing 777, comunemente rinominato *Triple Seven* [3], è un aereo ideato nel 1986 per venire incontro alle esigenze delle compagnie di linea che richiedevano un velivolo che avesse una capacità a metà tra quella del Boeing 767-300 e del 747-400. Il programma fu lanciato nel 1990 con un ordine della *United Airlines*, il primo velivolo di serie è stato consegnato alla *United Airlines* il 15 maggio del 1995.

Il suo progetto rappresenta un qualcosa di rivoluzionario e unico: il 777 è infatti il primo aeromobile ad essere stato ideato e progettato interamente tramite CAD e il primo velivolo della Boeing interamente *fly-by-wire* [2]. Per riuscire a realizzare un prodotto unico e perfetto, l'industria di Seattle ha radunato e interpellato le maggiori compagnie aeree del mondo, e consultandole, ha cercato di ottenere il miglior risultato possibile e, soprattutto, il più conveniente sia per la stessa aviolinea, che per il passeggero. Si tratta dunque di un aeromobile studiato non solo attorno al guadagno, ma è in tutto e per tutto, costruito intorno al passeggero. La cabina del *wide-body* 777 sarà dunque realizzata per essere la più confortevole possibile: la più larga della famiglia dei *wide-body* (Figura 1.2). Inoltre i finestrini più ampi (i più grandi di qualsiasi velivolo commerciale da trasporto passeggeri prima del 787) rendono la cabina più luminosa e spaziosa.

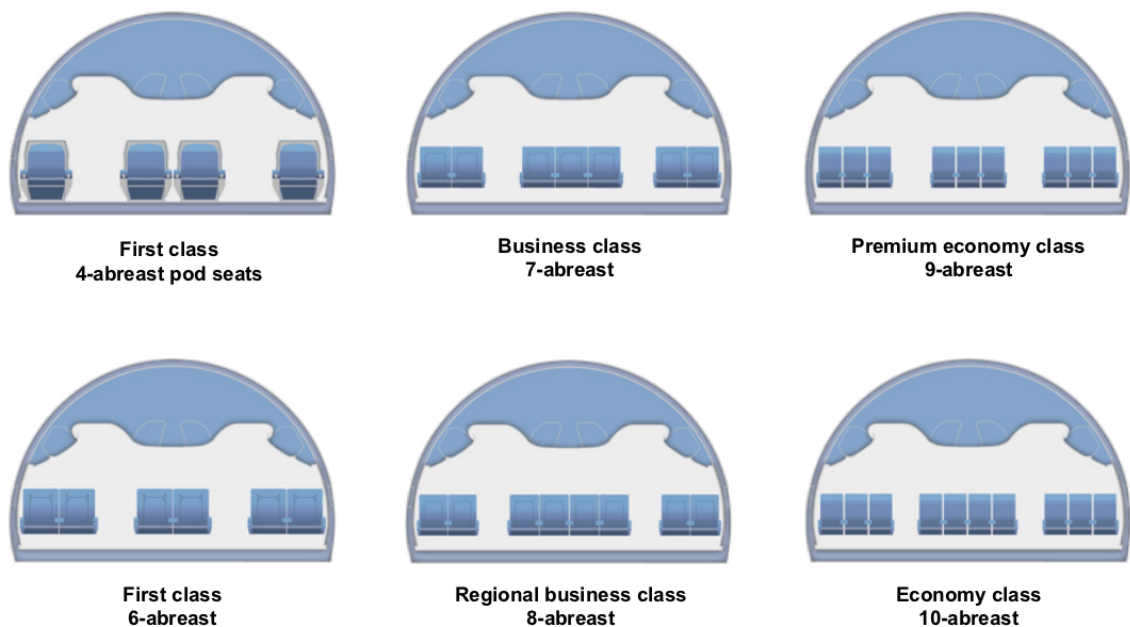


Figura 1.2: distribuzione dei posti per fila per le varie classi

Dal momento che il progetto del 777 risponde alle richieste di mercato ed alle preferenze dei clienti, il risultato finale è un aereo con una cabina molto spaziosa e che consente la massima flessibilità nel determinare la sua configurazione, secondo le esigenze di ogni singola compagnia. L'aereo assicura la massima produttività e affidabilità abbinate a bassi costi operativi. Un aereo più efficace, meno rumoroso e meno inquinante dei suoi concorrenti. La *Federal Aviation Administration* (FAA) ha nominato il 777 "Aereo dell'anno 2005", per il successo ottenuto in tutto il mondo e per il record stabilito sulla lunga distanza. L'anno prima il titolo era andato all'Airbus A340. Il 777 è stato aereo dell'anno anche nel 1998.

Il più grande bimotore del mondo è offerto in sei modelli: 777-200, 777-200ER (*Extended Range*), 777-300, 777-300ER, 777-200LR (*Longer Range*) e 777 F (solo merci).

La Boeing fa uso di due caratteristiche per definire i vari modelli: la lunghezza della fusoliera e il range [4]. La Figura 1.3 mette in evidenza le specifiche tecniche dei vari modelli.

	777-200	777-200ER	777-200LR	777 Freighter	777-300	777-300ER
Piloti	2					
Capacità passeggeri configurazione tipica	305 (3-classi) 400 (2-classi)	301 (3-classi) 400 (2-classi)	301 (3-classi)	N/A	368 (3-classi) 451 (2-classi)	365 (3-classi)
Config. posti	Classe turistica: 3-4-3 (o 3-3-3), Prima classe: 2-2-2, Lusso:2-1-2					
Lunghezza	63,7 m				73,9 m	
Apertura alare	60,9 m		64,8 m		60,9 m	64,8 m
Angolo dell'ala	31,64°					
Altezza della coda	18,5 m		18,8 m	18,6 m	18,5 m	18,7 m
Diametro cabina	5,86 m					
Diametro fusoliera	6,19 m					
Capacità Cargo	150 m³			636 m³	200 m³	
Peso a vuoto	139.225 kg	142.900 kg	148.181 kg		160.120 kg	166.881 kg
Peso massimo al decollo	247.210 kg	297.560 kg	347.450 kg		299.370 kg	351.534 kg
Velocità di crociera	0.84 Mach (905 km/h, 490 Nodi) a 10.668 m ^[4]					
Velocità massima	0.89 Mach (945 km/h, 510 nodi) a 10.668 m di altitudine					
Raggio massimo	9.695 km	14.260 km	17.500 km	9.065 km	11.135 km	14.685 km
Capacità carburante	31.000 US gal	45.220 US gal	53.440 US gal	47.890 US gal	45.220 US gal	47.890 US gal
Altitudine di servizio	13.140 m					
Motori (x 2)	PW 4077 RR 877 GE90-77B	PW 4090 RR 895 GE90-94B	GE90-110B GE90-115B	GE90-110B	PW 4098 RR 892 GE90-94B	GE90-115B
Spinta (x 2)	PW: 77,000 lbf (330 kN) RR: 77,000 lbf (330 kN) GE: 77,000 lbf (330 kN)	PW: 90,000 lbf (400 kN) RR: 95,000 lbf (420 kN) GE: 94,000 lbf (410 kN)	GE: 110,000 lbf (480 kN) GE: 115,000 lbf (510 kN)	GE: 110,000 lbf (480 kN)	PW: 98,000 lbf (430 kN) RR: 92,000 lbf (400 kN) GE: 94,000 lbf (410 kN)	GE: 115,000 lbf (510 kN)

Figura 1.3: specifiche tecniche dei modelli del 777

La Figura 1.4 mostra come il Boeing 777 si inquadra tra i velivoli precedenti.

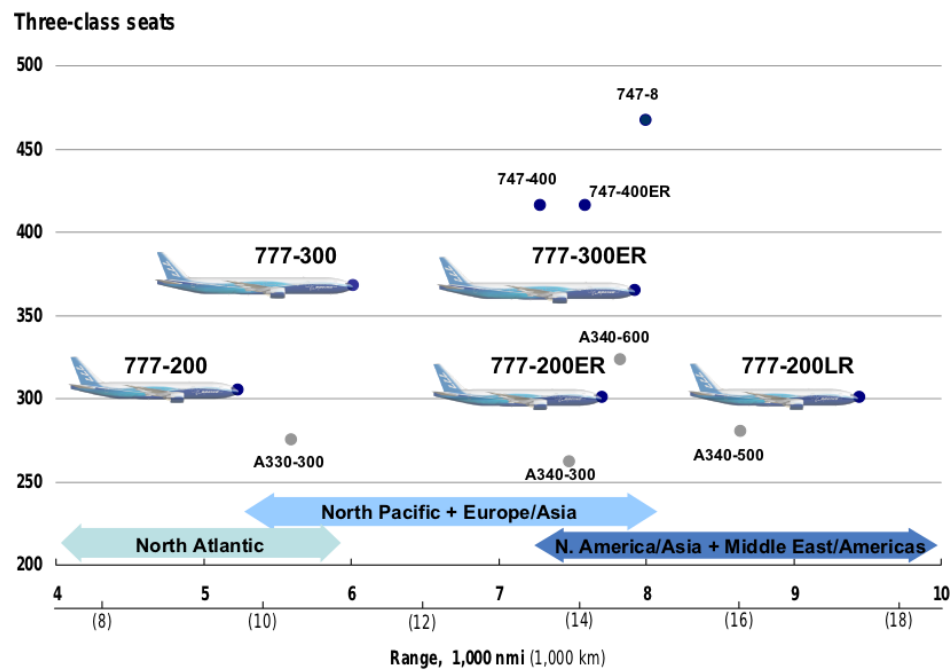


Figura 1.4: specifiche tecniche dei modelli del 777

In conclusione le principali modifiche alle prime versioni del B777 e confronto con le prestazioni dei concorrenti sono:

- ciascuna semiala è stata allungata di 6.5 ft al fine di migliorare l'efficienza aerodinamica, la corsa di decollo, le prestazioni ala salita e il consumo del carburante;
- fusoliera, ala e impennaggi sono stati rinforzati è stato installato un nuovo carrello con nuove ruote, pneumatici e freni;
- il velivolo è dotato esclusivamente di propulsori General Electric GE90-115B, il più grande e potente propulsione commerciale che produce una spinta pari a 115000 pounds.

Tutto ciò, dal punto di vista commerciale si traduce in:

- il modello 777-300ER realizza un costo per passeggero e per miglio dal 16 al 20% inferiore ai modelli Airbus A340-500 e A340-600;
- il consumo di carburante per passeggero risulta inferiore dal 22 al 24% rispetto ai medesimi modelli Airbus;
- la tecnologia avanzata con la quale stato progettato questo aereo ha ridotto i costi di manutenzione e ha reso la manutenzione stessa più efficiente;
- la fase stessa del progetto è stata notevolmente semplificata dall'utilizzo della tecnologia computazionale e di simulazione dell' assemblaggio, che ha ridotto del 50% gli errori e le modifiche da apportare al progetto.

1.2 Specifica

Il velivolo analizzato in questo elaborato è un bimotore turbofan, con costruzione classica in alluminio e 20% delle parti in composito, basato sul modello 777-300ER, con riferimento alla normativa FAR25. La specifica prevede il trasporto di 400 passeggeri, 13 persone di equipaggio, 2 piloti e profilo di missione mostrato in Figura 2.1.

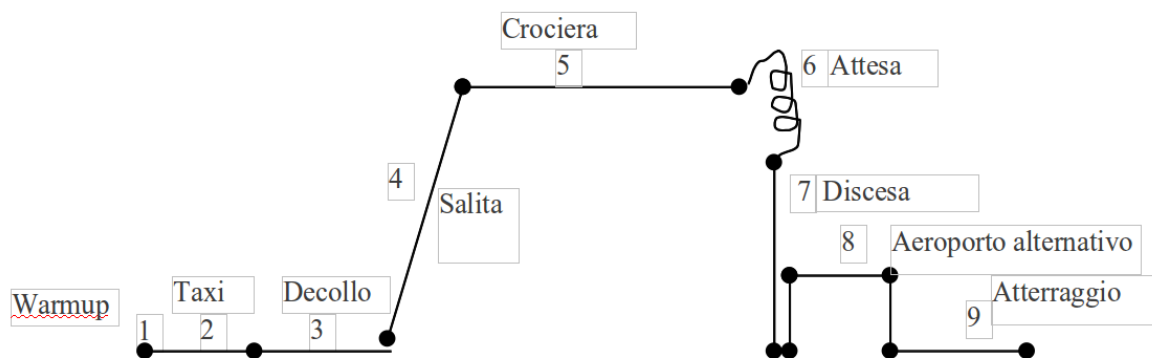


Figura 1.5: profilo di missione

Il velivolo adopera due motori *GE_nX*, della stessa famiglia dei propulsori adoperati sul B787 e utilizzati per rimotorizzare il Jumbo. Il GE_nX è il turbofan di ultima generazione della *General Electric Aviation* destinato a velivoli *long range*. Rappresenta un passo da gigante nella tecnologia di propulsione: materiali di ultima generazione, progettato per ridurre il peso, ottimizzare le performance, ridurre la manutenzione, il consumo di carburante, nonché le emissioni inquinanti [7]. La specifica completa è mostrata in Tabella 1.1.

Tabella 1.1: specifica del velivolo in esame

Tipo di velivolo	Bimotore Turbofan da trasporto passeggeri (VERY long range). Costruzione classica in alluminio (con 20% parti in composito)
Carico pagante	400 passeggeri
Normativa	FAR 25
Autonomia di percorso (fase 5)	8000 nm alla quota di 35000 ft a $M=0.84$, 100 nm per aeroporto alternativo. $E=16-18$, $Cd_0=0.016-0.017$, $e=0.80$, $C_j=0.45-0.50$ lb/lbh
Velocità massima di crociera	0.89 Mach a 35000 ft
Quota di crociera	35000 ft
Lunghezza di decollo fino ai 10.7 m (35 ft) (T-O field lenght)	10500 ft at S/L
Lunghezza di atterraggio dai 15 m (50 ft) al max Landing Weight (assumere $MLW=0.70*MTOW$)	6500 ft at S/L
Riserva di carburante - Attesa (fase 6)	45 minuti di attesa
Riserva - Diversion(fase 8)	100 nm a 20000 ft
Velivoli simili	B747-400, A380

Capitolo 2

Stima preliminare dei pesi

2.1 Introduzione

Delineata la specifica di progetto, il passo successivo da compiere, è la stima preliminare dei pesi del velivolo. Le quantità da stimare quindi saranno:

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

2.2 Stima dei pesi

La metodologia per la determinazione dei pesi è di natura semi-empirica e basata su un sistema (2.1) di 2 equazioni in 2 incognite W_{TO} ed W_E .

$$\begin{cases} W_{TO} = W_E + W_{pl} + W_f + W_{crew} + W_{tfo} & \text{(a)} \\ \log W_{TO} = a + b \cdot \log W_E & \text{(b)} \end{cases} \quad (2.1)$$

Stimando i singoli termini che compaiono nel sistema, vengono determinate le due incognite e dunque tutti i pesi del velivolo.

2.2.1 Stima del carico pagante

Dalla specifica di missione si apprende che il nostro velivolo è preposto per il trasporto di 400 passeggeri. Per il calcolo del peso del carico pagante si terrà conto di un peso medio per ogni passeggero di $175 \text{ lb} + 40 \text{ lb}$ per il corrispettivo bagaglio. In definitiva si avrà:

$$W_{pl} = 400(175 + 40) = 86000 \text{ lb} = 39009 \text{ Kg}$$

2.2.2 Stima del carico d'equipaggio

Secondo la normativa è necessario assumere 1 assistente di volo ogni 30 passeggeri; nel caso analizzato quindi, essendo il velivolo capace di trasportare 400 persone, saranno necessari almeno 13 assistenti di volo. In base a questa considerazione e tenendo in conto dei 2 piloti presenti, il W_{crew} è stimato come:

$$W_{crew} = (13 + 2)(175 + 40) = 3225 \text{ lb} = 1463 \text{ Kg}$$

2.2.3 Stima del carico dei lubrificanti

Per i velivoli che trasportano oltre $100 \div 120$ passeggeri (ossia per velivoli con un $W_{TO} \geq 100000$) si assume come carico dovuto ai lubrificanti una percentuale del peso massimo al decollo:

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

2.2.4 Stima del carico del combustibile

Per stimare il peso del combustibile necessario, si ricorre al *Fuel Fraction Method*. Il metodo prevede di determinare il peso come prodotto delle frazioni di combustibile utilizzato per le singole fasi della missione. Per un aereo di questa categoria, è possibile suddividere il profilo di missione come in Figura 2.1.

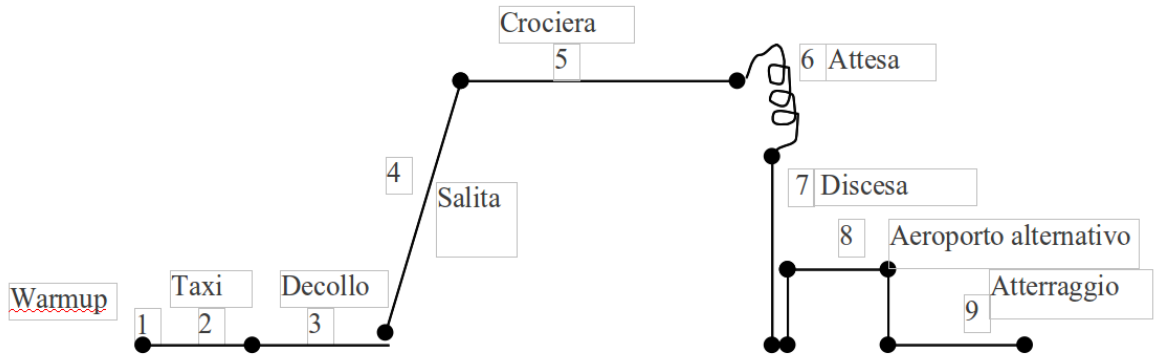


Figura 2.1: profilo di missione

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

Facendo un rapporto tra il peso dell'aeromobile tra una generica fase e quella precedente, si ottiene una stima del combustibile usato in quella fase. Basandosi su dati statistici è possibile ricavare i rapporti secondo la formula (2.2).

$$\frac{W_1}{W_{TO}} = 0.990 \quad \frac{W_2}{W_1} = 0.990 \quad \frac{W_3}{W_2} = 0.995 \quad \frac{W_4}{W_3} = 0.980 \quad \frac{W_7}{W_6} = 0.990 \quad \frac{W_9}{W_8} = 0.992 \quad (2.2)$$

Per le fasi 5, 6 e 8, invece che ricorrere ad un approccio statistico, vanno adoperate le formule di Breguet, in base al profilo di missione. Essendo noto il range, per determinare il combustibile utilizzato in fase di crociera, è possibile invertire la forma per l'autonomia di distanza (2.3).

$$R = \frac{VL}{c_j D} \ln \frac{W_4}{W_5} \quad (2.3)$$

Ricordando i dati della specifica

- autonomia di percorso $R = 8000nm$;
- numero di Mach di crociera $M = 0.84$;
- quota di crociera $h = 35000ft$;
- velocità di crociera $V = 484kts$
- efficienza $E = 16$.

Ipotizzando di adoperare motori *GEnX*, della stessa famiglia dei propulsori adoperati sul B787 e utilizzati per rimotorizzare il Jumbo, il consumo specifico c_j si abbassa dal valore $0.5lb/lbh$, tipico per motori a getto con *High Bypass Ratio*, a $0.45lb/lbh$. Sostituendo e invertendo la relazione (2.3) ottengo

$$\frac{W_4}{W_5} = 0.628$$

Il procedimento è analogo per la fase d'attesa, in cui, tuttavia, si ricorre alla formula di Breguet d'autonomia oraria (2.4), considerando come fase d'attesa un tempo di 45 minuti.

$$E = \frac{1L}{c_j D} \ln \frac{W_5}{W_6} \quad (2.4)$$

Sostituendo e invertendo la relazione (2.4) ottengo

$$\frac{W_6}{W_5} = 0.979$$

Nella fase di volo verso un eventuale aeroporto alternativo, per la stima del rapporto si ricorre nuovamente alla formula dell'autonomia di distanza. Ponendo un consumo specifico leggermente maggiore pari a $0.46lb/lbh$ per via della diminuzione della quota, e un range di $100nm$ si ha

$$\frac{W_8}{W_7} = 0.994$$

Conoscendo tutte le frazioni posso infine determinare il coefficiente M_{ff} con la catena di rapporti (2.5)

$$M_{ff} = \frac{W_9}{W_{TO}} = \frac{W_1}{W_2} \frac{W_2}{W_3} \frac{W_3}{W_4} \frac{W_4}{W_5} \frac{W_5}{W_6} \frac{W_6}{W_7} \frac{W_7}{W_8} \frac{W_8}{W_9} \quad (2.5)$$

Grazie al quale è possibile stimare il peso del combustibile in funzione del peso massimo al decollo

$$W_{Fused} = W_{TO} \cdot (1M_{ff})$$

Definito il peso del carburante usato, posso definire il peso del carburante di riserva come una sua percentuale

$$W_{Freserve} = W_{res} \cdot W_{Fused}$$

2.2.5 Risoluzione del sistema

Riprendendo il sistema (2.1)

$$\begin{cases} W_{TO} = W_E + W_{pl} + W_f + W_{crew} + W_{tfo} & \text{(a)} \\ \log W_{TO} = a + b \cdot \log W_E & \text{(b)} \end{cases}$$

è possibile riscrivere l'equazione (a) in maniera più compatta

$$W_E = c \cdot W_{TO} - d$$

dove i parametri c e d sono rispettivamente

$$c = 1(1 + M_{res})(1 - M_{ff}) - M_{tfo}d = M_{PL} + M_{crew}$$

Per la stima dei coefficienti a e b invece di ricorrere a valori convenzionalmente usati per i velivoli *Transport Jet*, si è preferito raccogliere dati su una serie di velivoli simili per ricalcolare i valori. La Tabella 2.1 mostra i velivoli con le rispettive prestazioni.

Tabella 2.1: Prestazioni dei velivoli simili al B777

<i>Velivolo</i>	<i>Range[nm]</i>	<i>Passeggeri</i>	<i>Quota[m]</i>	<i>MACHCruise</i>
AIRBUS 340-600	7500	380	12500	0.83
AIRBUS 380	8000	555	13100	
AIRBUS 330-300	5600	295	12000	0.82
BOEING 787	8200	250	11000	0.85
BOEING 747	7260	524	12000	0.85
ILYUSHIN II-96	4050	318	12000	

La Tabella 2.2 mostra i pesi dei velivoli considerati.

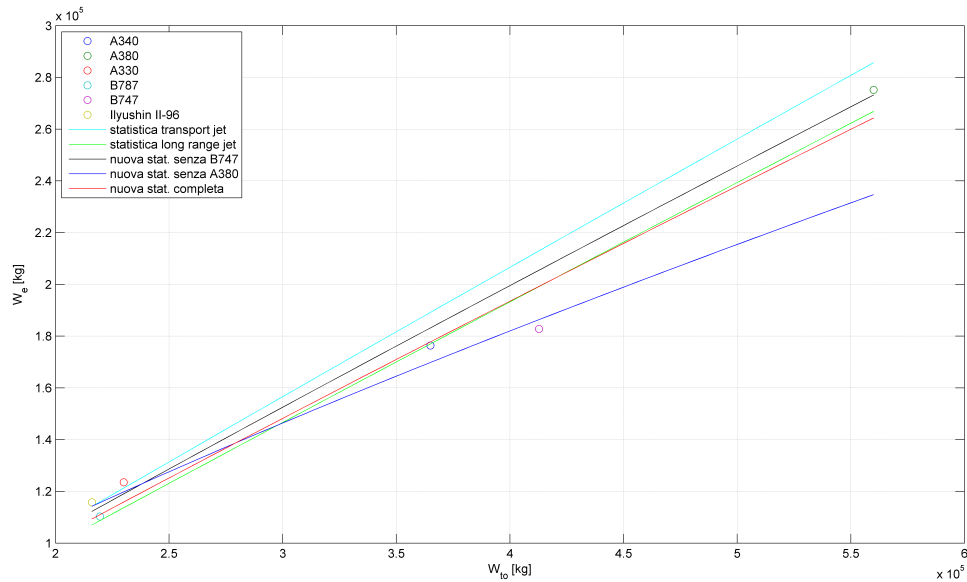
Tabella 2.2: Pesi dei velivoli simili al B777

<i>Velivolo</i>	$W_{TO}^{max}[kg]$	$W_{OE}[kg]$	$W_E[kg]$	W_{pl}	$W_{land}^{max}[kg]$
AIRBUS 340-600	365000	177700	176400	67200	256000
AIRBUS 380	560000	277000	275200	84000	386000
AIRBUS 330-300	230000	124600	123500	48400	185000
BOEING 787	219540	111300	110300		
BOEING 747	412770	184485	182785	67175	295745
ILYUSHIN II-96	216000	117000	115800	40000	175000

La Tabella 2.3 mostra le caratteristiche propulsive e geometriche dei velivoli considerati.

Tabella 2.3: Caratteristiche propulsive e geometriche dei velivoli simili al B777

<i>VELIVOLO</i>	MOTORI		GEOMETRIA			
	<i>Motori</i>	<i>Spinta[kN]</i>	<i>Wingspan[m]</i>	$S_{wing}[m^2]$	<i>AR</i>	<i>MaxW/S</i>
AIRBUS 340-600	4	260	63.45	437.0	9.21	835.24
AIRBUS 380	4	302	79.80	845.0	7.54	662.72
AIRBUS 330-300	2	316	60.30	361.6	10.06	636.06
BOEING 787	2	284	60.00	541.5	6.65	405.43
BOEING 747	4	270	64.44	541.0	7.68	762.98
ILYUSHIN II-96	4	156	60.11	391.6	9.23	551.58

**Figura 2.2:** curve di fitting

La nuova curva statistica completa (Figura 2.2) è molto prossima a quella long range, ma rispetto a quest'ultima è più vantaggiosa in termini di peso, poichè sono considerati soprattutto velivoli di ultima costruzione nei quali filosofie progettuali e materiali innovativi contribuiscono a raggiungere migliori prestazioni con pesi contenuti.

I coefficienti a e b , calcolati attraverso un best fitting tra i dati di peso massimo al decollo e peso a vuoto, considerata l'equazione (2.1), sono rispettivamente

$$a = -0.1023b = 1.079$$

ottenuti con un coefficiente di correlazione pari a

$$\rho^2 = 0.97$$

Si giunge così alla stima finale dei pesi mostrati nella Tabella 2.4, riportati sia in libbre che in chilogrammi.

Tabella 2.4: stima finale dei pesi

	[lbs]	[kg]
Maximum Take-off Operating Weight W_{TO}	815656	369976
Operating Empty Weight W_{OE}	381845	173202
Empty Weight W_E	374542	169889
Trapped Fuel and Oil Weight W_{tfo}	4078	11850
Crew Weight W_{crew}	3225	1463
Fuel Weight W_f	347811	157764
Payload W_{pl}	86000	39009

La Figura 2.3 mostra graficamente i vari contributi.

Appare subito evidente che una metà circa del peso massimo al decollo, il 46,4% è costituito dal peso a vuoto del velivolo. La restante parte (che rappresenta il carico utile) è costituita per la maggior parte dal combustibile, 42,3%, e solo per il 10,5% dal carico pagante.

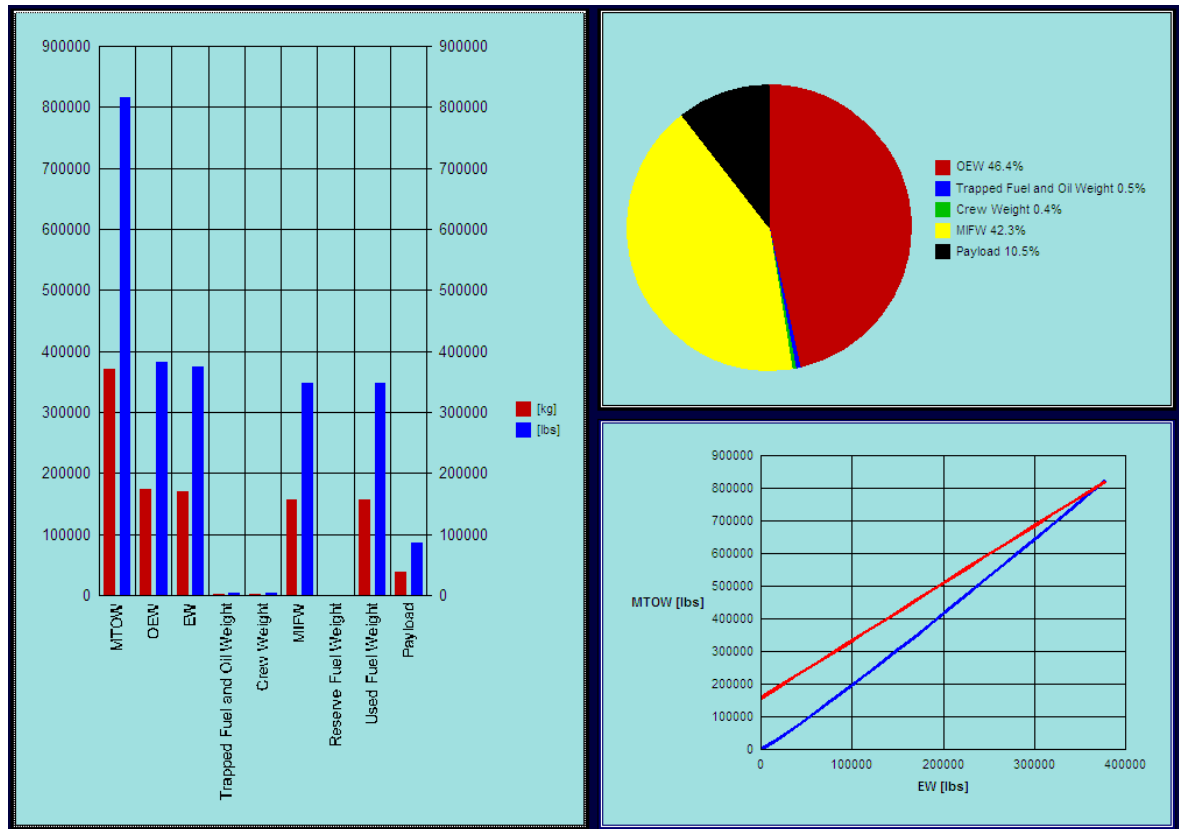


Figura 2.3: grafico riassuntivo sulla stima preliminare dei pesi

2.2.6 Nota sul combustibile

Il combustibile utilizzato per questo velivolo sarà, come prevede la normativa, il *Jet A-1* [5]. Si tratta di un combustibile dal colore giallino a base di kerosene, formato da una complessa miscela di idrocarburi, con un valore di densità a $15^{\circ}C$ variabile tra $0.775kg/lt$ e $0.840kg/lt$ [6]. Dal peso del combustibile portato a bordo dal nostro velivolo è $157764kg$, si ricava che la capacità dei serbatoi di carburante è di circa 200.000 litri. Per dare un'idea dell'ordine di grandezza delle quantità di combustibile in gioco, il combustibile necessario equivale a un carico di 9 autocisterne da 22000 litri l'una (Figura 2.4), oppure, se si preferisce, al pieno di carburante di ben 4000 automobili di media cilindrata!



Figura 2.4: abbiamo bisogno di 9 autocisterne per coprire la capacità di carburante necessario

Capitolo 3

Punto di progetto

3.1 Introduzione

Il passo successivo alla determinazione preliminare dei pesi è la ricerca del punto di progetto. Assunti i requisiti di normativa, i requisiti di specifica e il profilo di missione, per poter procedere alla determinazione del punto di progetto è necessario l'utilizzo delle formule della meccanica del volo, per quanto riguarda le prestazioni di decollo, atterraggio, salita e crociera, unitamente ad andamenti statistici di alcuni parametri. Ciò ci fornirà un metodo semi-empirico per la costruzione di un *carpet plot* all'interno del quale andremo a scegliere il carico alare massimo e il rapporto spinta-peso, necessari per il soddisfacimento dei requisiti. In questa fase sarà necessario assumere approssimativamente alcuni dati geometrici, quali l'*aspect ratio* e la freccia. Tale scelta verrà fatta considerando valori comuni per la categoria e in base alla soluzione aerodinamicamente più efficiente. L'importanza delle relazioni statistiche appare dunque fondamentale, non avendo dati sull'aeroplano da progettare ci si basa quindi su velivoli della stessa categoria e con lo stesso livello di sviluppo tecnologico. E' inoltre necessario assumere le polari teoriche del velivolo in condizioni di crociera e salita in diverse configurazioni operative, scegliendo i valori da dati statistici e tenendo conto dello stato dell'arte dell'aerodinamica. Presumibilmente l'utilizzo di materiali compositi potrà permettere valori di resistenza più bassi della media, sia per l'assenza di rivetti, sia per la possibilità di creare soluzioni più efficienti aerodinamicamente.

3.2 Scelta dei dati geometrici

Per il calcolo del punto di progetto bisogna assegnare preliminarmente alcuni parametri geometrici come:

- *aspect ratio*, AR ;
- angolo di freccia, Λ ;
- carico alare, W/S ;
- peso massimo all'atterraggio, W_{maxL} .

Dovendo progettare un velivolo a getto capace di volare in crociera ad un numero di Mach di 0.84 la resistenza indotta generata non sarà molto significativa. Non serviranno dunque allungamenti dell'ala molto spinti, ma la scelta potrà ricadere su valori più contenuti in modo da ridurre il termine di resistenza parassita che è preponderante. Il valore dunque scelto per l' AR è di 7.5. L'angolo di freccia è stato scelto pari a 35° in modo da porre il numero di Mach di divergenza della resistenza maggiore del numero di Mach di crociera. Il carico alare ipotizzato, necessario per la fase di crociera, è stato assunto in maniera statistica basando sui dati della stessa categoria. Il peso massimo all'atterraggio W_{maxL} è posto pari al 70% del peso massimo al decollo W_{TO} . Questa scelta è stata fatta per poter dimensionare i carrelli

a sopportare un carico minore in fase d'atterraggio, e minimizzare il peso a vuoto riducendo così le sollecitazioni dinamiche di elevata intensità sull'ala.

3.3 Requisiti normativa

I requisiti che il velivolo deve soddisfare affinché sia certificabile secondo normativa FAR 25 *jet* sono:

- distanza di decollo;
- lunghezza di atterraggio;
- prestazioni di salita;
- velocità di crociera.

L'impostazione del soddisfacimento di ciascun requisito si traduce in un vincolo per la scelta del punto di progetto.

3.4 Distanza di decollo

Per stabilire la limitazione legata alla distanza di decollo, posso far riferimento al parametro TOP_{25} , formule (3.1)–(3.2), che per velivoli certificati con normativa FAR25, può essere determinato attraverso una relazione statistica, conoscendo la distanza di decollo bilanciata S_{TO} indicata nella specifica e pari a 10500ft.

$$TOP_{25} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}{\frac{\rho}{\rho_0} C_{Lmax_{TO}} \left(\frac{T}{W}\right)_{TO}} \quad (3.1)$$

$$(S_{TO})_{FL} = 37.5 \cdot TOP_{25} \quad (3.2)$$

Fissando la distanza di decollo bilanciato, si vanno a bloccare anche i $C_{Lmax_{TO}}$ del velivolo pari a 1.7 e 1.8. Andando a sostituire quindi nell'espressione (3.1) i valori di $C_{Lmax_{TO}}$ e del TOP_{25} calcolato dalla (3.2), ottengo un'espressione $\left(\frac{T}{W}\right)_{TO}$ in funzione di $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$.

3.5 Distanza di atterraggio

Nelle specifiche di missione un parametro da considerare è la lunghezza della pista d'atterraggio S_{FL} . Essa è legata alla velocità di massima autonomia di distanza V_A dalla relazione statistica

$$V_A = \sqrt{\frac{S_{FL}}{0.394}} \quad (3.3)$$

Sapendo che V_A è legata alla velocità di stallo V_{SL} [8], è possibile dunque, calcolare tale velocità e determinare così il rapporto $\left(\frac{W}{S}\right)_L$ attraverso le relazioni (3.4) e (3.5).

$$V_{SL} = \frac{V_A}{1.3} \quad (3.4)$$

$$V_{SL} = \sqrt{\frac{2}{\rho} \left(\frac{W}{S}\right)_L \frac{1}{C_{Lmax_L}}} \quad (3.5)$$

Tenendo presente che il rapporto $\left(\frac{W}{S}\right)_L$ in atterraggio è circa l'70% di quello in salita $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$, posso, sostituendo nella (3.5), il valore di V_{SL} e i valori di C_{Lmax_L} di 2.2 e 2.3, ottenere l'andamento di $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$, notando che esso risulta essere costante rispetto il rapporto $\left(\frac{T}{W}\right)_{TO}$. Risulta evidente che si considera assente l'inversione di spinta (cosa comune poiché la certificazione va fatta anche in caso di *failure* del *reverse thrust*) in modo da considerare la condizione più critica possibile.

3.6 Crociera

Unitamente alle prestazioni di decollo ed atterraggio, la specifica impone anche la prestazione in crociera del velivolo, richiedendo un numero di Mach di crociera pari a 0.84 ed una quota operativa di 35000 *ft*. In questa circostanza bisogna assumere la polare in configurazione *clean*, e ovviamente è necessario individuare il C_L di crociera del velivolo, nonché la correzione della polare dovuta alla compressibilità.

Dall'equilibrio delle forze alla condizione di massima velocità di crociera è verificata la seguente espressione

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{cr} = qC_{D0} \left(\frac{S}{W}\right)_{cr} + \left(\frac{W}{S}\right)_{cr} \frac{1}{q\pi ARe} \quad (3.6)$$

I termini C_D ed e sono determinati dalla polare in configurazione *clean*, mentre considerando i rapporti di spinta (3.7) e la riduzione del 10% del peso del velivolo in condizioni di crociera (3.8), si può andare a sostituire il tutto nella relazione (3.6), portandola così nel piano d'interesse, Figura 3.1.

$$\frac{T_{max}^{M_{cr}, z_{cr}}}{T_0} = 0.23 \quad T_{cr} = 0.8 \cdot T_{max}^{M_{cr}, z_{cr}} \quad \frac{T_{cr}}{T_0} = 0.184 \quad (3.7)$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{cr} = 0.9 \left(\frac{W}{S}\right)_{T_0} \quad (3.8)$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{T_0} = \left[qC_{D0} \left(\frac{S}{W}\right)_{T_0} \frac{1}{0.9} + \left(\frac{W}{S}\right)_{T_0} 0.9 \frac{1}{q\pi ARe} \right] \frac{0.9}{\frac{T_{cr}}{T_0}} \quad (3.9)$$

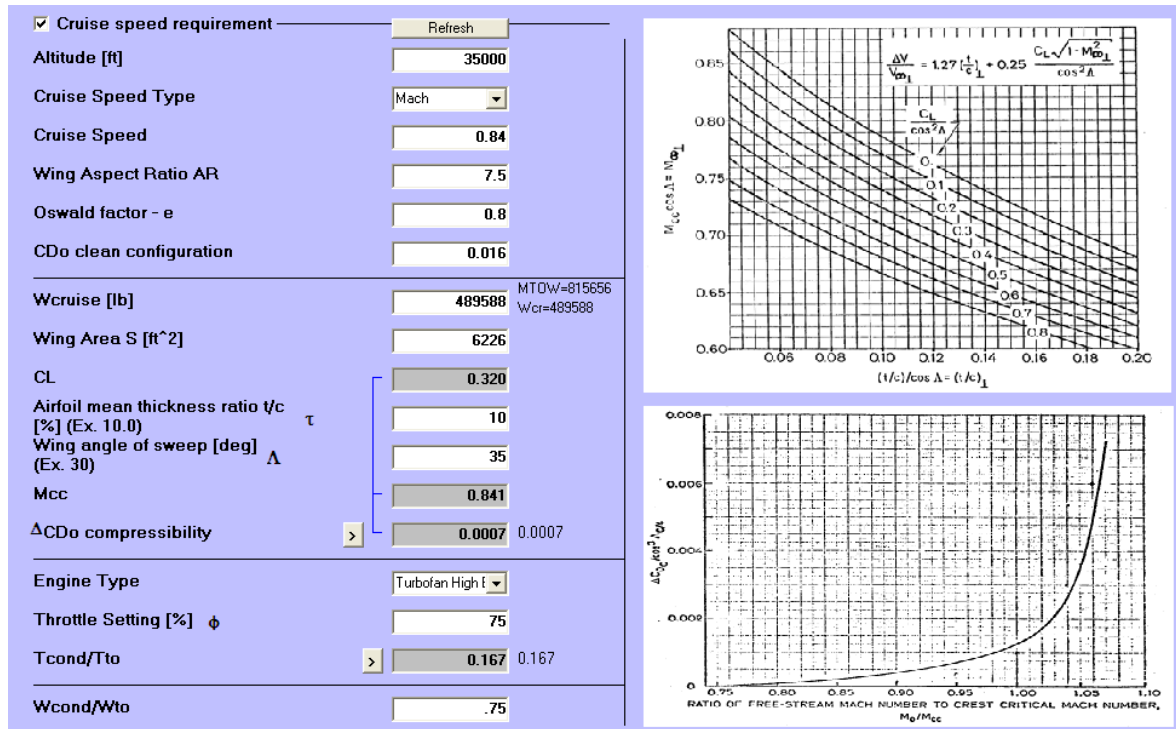


Figura 3.1: tabella riassuntiva per la fase di crociera

Gli equilibri verticale e longitudinale hanno portato a scrivere un'espressione del rapporto $\left(\frac{T}{W}\right)$ in cui il peso del carico alare è per una piccola parte lineare (data dalla resistenza indotta e inversamente proporzionale alla pressione dinamica) e per una parte più consistente risulta invece inversamente proporzionale. Il tutto comporta una curva decrescente col carico alare.

3.7 Salita

Per quanto riguarda le prestazioni di salita, in questo caso la limitazione è data dalla normativa che impone requisiti minimi al *Climb Gradient* in diverse configurazioni e per diverse situazioni operative. Nuovamente è necessario assumere la polare del velivolo in tutte queste configurazioni e ciò viene fatto su base statistica, Figura 3.2.

Aircraft Category		Transport jet																									
MTOW [lb]	815656	815656																									
Swet [ft ²]	> 29433	29433																									
Eq. Friction Coefficient	? ? 0.0031																										
Eq. Parasite Area [ft ²]	> 91	90.61																									
[W/S] [lb/ft ²]	144																										
Wing Area S [ft ²]	> 5664.28																										
Wing Aspect Ratio AR	8.5																										
Wing Span [ft]	> 219.4																										
Wing Δ_{LE} [deg] (Ex. 30)	35																										
CDo clean configuration		> 0.0161	0.0161																								
Oswald Factor - e		0.80	?																								
DCDo T0 flap config.		0.012																									
Oswald Factor - e		0.79																									
DCDo L flap config.		0.063																									
Oswald Factor - e		0.73																									
DCDo gear down		0.020																									
DCDo OEI		0.0050																									
CLmax clean configuration		1.3																									
CLmax T0 configuration		1.8																									
CLmax L configuration		2.2																									
Wland/Wto		0.7																									
Tmax continuous/Tto (sugg. 0.94)		0.94																									
Tto(50°F)/Tto (sugg. 0.80)		0.80																									
Number of Engines		2																									
<input checked="" type="checkbox"/> FAR 25.111 - (OEI - Gear up - Takeoff flap - Takeoff Thrust or Power - Ground effect - Altitude=SL) <input checked="" type="checkbox"/> FAR 25.121 - (OEI - Gear down - Takeoff flap - Takeoff Thrust or Power - Ground Effect - Altitude=SL) <input checked="" type="checkbox"/> FAR 25.121 - (OEI - Gear up - Takeoff flap - Takeoff Thrust or Power - Altitude=SL) <input checked="" type="checkbox"/> FAR 25.121 - (OEI - Gear up - no flap - Max continuous thrust or power - Altitude=SL) <input checked="" type="checkbox"/> FAR 25.119 - (AEO - Gear down - Landing flap - Max landing weight - Altitude=SL) <input checked="" type="checkbox"/> FAR 25.121 - (OEI - Gear down - Approach flap - Takeoff thrust or power - Max landing weight - Altitude=SL)																											
<table border="0"> <thead> <tr> <th></th> <th>Engines</th> <th>Flap</th> <th>Gear</th> <th>T/Tto ?</th> <th>W/Wto</th> <th>Alt [ft]</th> <th>RC [ft/min]</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td><input type="checkbox"/> Requirement - Climb Rate or Ceiling</td> <td>AEO</td> <td>No flap</td> <td>Up</td> <td>1</td> <td>1</td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td><input type="checkbox"/> Requirement - Time to climb</td> <td>AEO</td> <td>No flap</td> <td>Down</td> <td>1</td> <td>1</td> <td></td> <td>Time [min] Ceiling [ft]</td> </tr> </tbody> </table>					Engines	Flap	Gear	T/Tto ?	W/Wto	Alt [ft]	RC [ft/min]	<input type="checkbox"/> Requirement - Climb Rate or Ceiling	AEO	No flap	Up	1	1			<input type="checkbox"/> Requirement - Time to climb	AEO	No flap	Down	1	1		Time [min] Ceiling [ft]
	Engines	Flap	Gear	T/Tto ?	W/Wto	Alt [ft]	RC [ft/min]																				
<input type="checkbox"/> Requirement - Climb Rate or Ceiling	AEO	No flap	Up	1	1																						
<input type="checkbox"/> Requirement - Time to climb	AEO	No flap	Down	1	1		Time [min] Ceiling [ft]																				

Figura 3.2: tabella riassuntiva per la fase di salita

I requisiti minimi del *Climb Gradient* sono fissati dai paragrafi [9] FAR 25.111, FAR 25.119, FAR 25.121, i quali specificano le configurazioni del velivolo in salita nelle fasi successive al decollo e all'atterraggio mancato. Tali paragrafi sono riportati di seguito (Figura 3.3, Figura 3.4, Figura 3.5), evidenziando in particolare le parti del testo in cui vengono specificati i requisiti da rispettare.

▼ Sec. 25.111

Part 25 AIRWORTHINESS STANDARDS: TRANSPORT CATEGORY AIRPLANES	
Subpart B--Flight	Performance

Sec. 25.111

Takeoff path.

- (a) The takeoff path extends from a standing start to a point in the takeoff at which the airplane is 1,500 feet above the takeoff surface, or at which the transition from the takeoff to the en route configuration is completed and V_{FTO} is reached, whichever point is higher. In addition--
- (1) The takeoff path must be based on the procedures prescribed in Sec. 25.101(f);
- (2) The airplane must be accelerated on the ground to V_{EF} , at which point the critical engine must be made inoperative and remain inoperative for the rest of the takeoff; and
- (3) After reaching V_{EF} , the airplane must be accelerated to V_2 .
- (b) During the acceleration to speed V_2 , the nose gear may be raised off the ground at a speed not less than V_R . However, landing gear retraction may not be begun until the airplane is airborne.
- (c) During the takeoff path determination in accordance with paragraphs (a) and (b) of this section--
- (1) The slope of the airborne part of the takeoff path must be positive at each point;
- (2) The airplane must reach V_2 before it is 35 feet above the takeoff surface and must continue at a speed as close as practical to, but not less than V_2 , until it is 400 feet above the takeoff surface;
- (3) At each point along the takeoff path, starting at the point at which the airplane reaches 400 feet above the takeoff surface, the available gradient of climb may not be less than--
- (i) 1.2 percent for two-engine airplanes;
- (ii) 1.5 percent for three-engine airplanes; and
- [(iii) 1.7 percent for four-engine airplanes.]
- (4) The airplane configuration may not be changed, except for gear retraction and automatic propeller feathering, and no change in power or thrust that requires action by the pilot may be made until the airplane is 400 feet above the takeoff surface; and
- (5) If Sec. 25.105(a)(2) requires the takeoff path to be determined for flight in icing conditions, the airborne part of the takeoff must be based on the airplane drag:
- (i) With the takeoff ice accretion defined in appendix C, from a height of 35 feet above the takeoff surface up to the point where the airplane is 400 feet above the takeoff surface; and
- (ii) With the final takeoff ice accretion defined in appendix C, from the point where the airplane is 400 feet above the takeoff surface to the end of the takeoff path.]
- (d) The takeoff path must be determined by a continuous demonstrated takeoff or by synthesis from segments. If the takeoff path is determined by the segmental method--
- (1) The segments must be clearly defined and must be related to the distinct changes in the configuration, power or thrust, and speed;
- (2) The weight of the airplane, the configuration, and the power or thrust must be constant throughout each segment and must correspond to the most critical condition prevailing in the segment;
- (3) The flight path must be based on the airplane's performance without ground effect; and
- (4) The takeoff path data must be checked by continuous demonstrated takeoffs up to the point at which the airplane is out of ground effect and its speed is stabilized, to ensure that the path is conservative relative to the continuous path.
- The airplane is considered to be out of ground effect when it reaches a height equal to its wing span.
- (e) For airplanes equipped with standby power rocket engines, the takeoff path may be determined in accordance with section II of appendix E.

Figura 3.3: FAR25-111

Code of Federal Regulations

▼ Sec. 25.121

Part 25 AIRWORTHINESS STANDARDS: TRANSPORT CATEGORY AIRPLANES	
Subpart B--Flight	Performance

Sec. 25.121

Climb: One-engine-inoperative.

- (a) Takeoff, landing gear extended. In the critical takeoff configuration existing along the flight path (between the points at which the airplane reaches V_{LOF} and at which the landing gear is fully retracted) and in the configuration used in Sec. 25.111 but without ground effect, the steady gradient of climb must be positive for two-engine airplanes, and not less than 0.3 percent for three-engine airplanes or 0.5 percent for four-engine airplanes, at V_{LOF} and with--
- (1) The critical engine inoperative and the remaining engines at the power or thrust available when retraction of the landing gear is begun in accordance with Sec. 25.111 unless there is a more critical power operating condition existing later along the flight path but before the point at which the landing gear is fully retracted; and
- (2) The weight equal to the weight existing when retraction of the landing gear is begun, determined under Sec. 25.111.
- (b) Takeoff, landing gear retracted. In the takeoff configuration existing at the point of the flight path at which the landing gear is fully retracted, and in the configuration used in Sec. 25.111 but without ground effect:
- (1) The steady gradient of climb may not be less than 2.4 percent for two-engine airplanes, 2.7 percent for three-engine airplanes, and 3.0 percent for four-engine airplanes, at V_2 with:
- (i) The critical engine inoperative, the remaining engines at the takeoff power or thrust available at the time the landing gear is fully retracted, determined under Sec. 25.111, unless there is a more critical power operating condition existing later along the flight path but before the point where the airplane reaches a height of 400 feet above the takeoff surface; and
- (ii) The weight equal to the weight existing when the airplane's landing gear is fully retracted, determined under Sec. 25.111.
- (2) The requirements of paragraph (b)(1) of this section must be met:
- (i) In non-icing conditions; and
- (ii) In icing conditions with the takeoff ice accretion defined in appendix C, if in the configuration of Sec. 25.121(b) with the takeoff ice accretion:
- (A) The stall speed at maximum takeoff weight exceeds that in non-icing conditions by more than the greater of 3 knots CAS or 3 percent of VSR; or
- (B) The degradation of the gradient of climb determined in accordance with Sec. 25.121(b) is greater than one-half of the applicable actual-to-net takeoff flight path gradient reduction defined in Sec. 25.115(b).]
- (c) Final takeoff. In the en route configuration at the end of the takeoff path determined in accordance with Sec. 25.111:
- (1) The steady gradient of climb may not be less than 1.2 percent for two-engine airplanes, 1.5 percent for three-engine airplanes, and 1.7 percent for four-engine airplanes, at VFTO with--
- (i) The critical engine inoperative and the remaining engines at the available maximum continuous power or thrust; and (ii) The weight equal to the weight existing at the end of the takeoff path, determined under Sec. 25.111.
- (2) The requirements of paragraph (c)(1) of this section must be met:
- (i) In non-icing conditions; and
- (ii) In icing conditions with the final takeoff ice accretion defined in appendix C, if in the configuration of Sec. 25.121(b) with the takeoff ice accretion:
- (A) The stall speed at maximum takeoff weight exceeds that in non-icing conditions by more than the greater of 3 knots CAS or 3 percent of VSR; or
- (B) The degradation of the gradient of climb determined in accordance with Sec. 25.121(b) is greater than one-half of the applicable actual-to-net takeoff flight path gradient reduction defined in Sec. 25.115(b).]
- [Approach. In a configuration corresponding to the normal all-engines-operating procedure in which VSR for this configuration does not exceed 110 percent of the VSR for the related all-engines-operating landing configuration:
- (1) The steady gradient of climb may not be less than 2.1 percent for two-engine airplanes, 2.4 percent for three-engine airplanes, and 2.7 percent for four-engine airplanes, with--
- (i) The critical engine inoperative, the remaining engines at the go-around power or thrust setting;
- (ii) The maximum landing weight;
- (iii) A climb speed established in connection with normal landing procedures, but not exceeding 1.4 VSR; and
- (iv) Landing gear retracted.
- (2) The requirements of paragraph (d)(1) of this section must be met:
- (i) In non-icing conditions; and
- (ii) In icing conditions with the approach ice accretion defined in appendix C. The climb speed selected for non-icing conditions may be used if the climb speed for icing conditions, computed in accordance with paragraph (d)(1)(iii) of this section, does not exceed that for non-icing conditions by more than the greater of 3 knots CAS or 3 percent.]

Figura 3.4: FAR25-121

Part 25 AIRWORTHINESS STANDARDS: TRANSPORT CATEGORY AIRPLANES	
Subpart B--Flight	Performance

Sec. 25.119

Landing climb: All-engines-operating.

- [In the landing configuration, the steady gradient of climb may not be less than 3.2 percent, with the engines at the power or thrust that is available 8 seconds after initiation of movement of the power or thrust controls from the minimum flight idle to the go-around power or thrust setting--
- (a) In non-icing conditions, with a climb speed of V_{REF} determined in accordance with Sec. 25.125(b)(2)(i); and
- (b) In icing conditions with the landing ice accretion defined in appendix C, and with a climb speed of V_{REF} determined in accordance with Sec. 25.125(b)(2)(ii).]

Figura 3.5: FAR25-119

Dalla definizione di CGR

$$CGR = \frac{T - D}{W} \quad (3.10)$$

Con successive elaborazioni si arriva ad esplicitare $\left(\frac{T}{W_{TO}}\right)$

$$\frac{T}{W_{TO}} = \left(CGR + \frac{1}{E}\right) \left(\frac{W_{cond}}{W_{TO}} \frac{T_{TO}}{T_{cond}}\right) \quad (3.11)$$

I termini

- CGR ;
- $\left(\frac{W_{cond}}{W_{TO}}\right)$;
- $\left(\frac{T_{TO}}{T_{cond}}\right)$;

sono stabiliti da normativa mentre l'efficienza E è determinata a partire dalle polari, Figura 3.7.

Aircraft Category

Transport jet

MTOW [lb]

815656

815656

Swet [ft^2]

>

29433

29433

Eq. Friction Coefficient

?

?

0.0031

Eq. Parasite Area [ft^2]

>

91

90.61

[W/S] [lb/ft^2]

131

?

Wing Area S [ft^2]

>

6226.38

Wing Aspect Ratio AR

7.5

Wing Span [ft]

>

216.1

Wing Δ_{LE} [deg] (Ex. 30)

35

CD0 clean configuration

>

0.0146

0.0146

Oswald Factor - e

0.80

?

ΔCD_0 TO flap config.

0.012

Oswald Factor - e

0.79

ΔCD_0 L flap config.

0.063

Oswald Factor - e

0.73

ΔCD_0 gear down

0.020

ΔCD_0 OEI

0.0050

CLmax clean configuration

1.5

CLmax TO configuration

1.8

CLmax L configuration

2.2

Wland/Wto

0.7

Tmax continuous/Tto (sugg. 0.94)

0.94

Tto(50°F)/Tto (sugg. 0.80)

0.80

Number of Engines

2

☒ FAR 25.111 - (OEI - Gear up - Takeoff flap - Takeoff Thrust or Power - Ground effect - Altitude=SL)

☒ FAR 25.121 - (OEI - Gear down - Takeoff flap - Takeoff Thrust or Power - Ground Effect - Altitude=SL)

☒ FAR 25.121 - (OEI - Gear up - Takeoff flap - Takeoff Thrust or Power - Altitude=SL)

☒ FAR 25.121 - (OEI - Gear up - no flap - Max continuous thrust or power - Altitude=SL)

☒ FAR 25.119 - (AEO - Gear down - Landing flap - Max landing weight - Altitude=SL)

☒ FAR 25.121 - (OEI - Gear down - Approach flap - Takeoff thrust or power - Max landing weight - Altitude=SL)

Figura 3.6: tabella riassuntiva salita

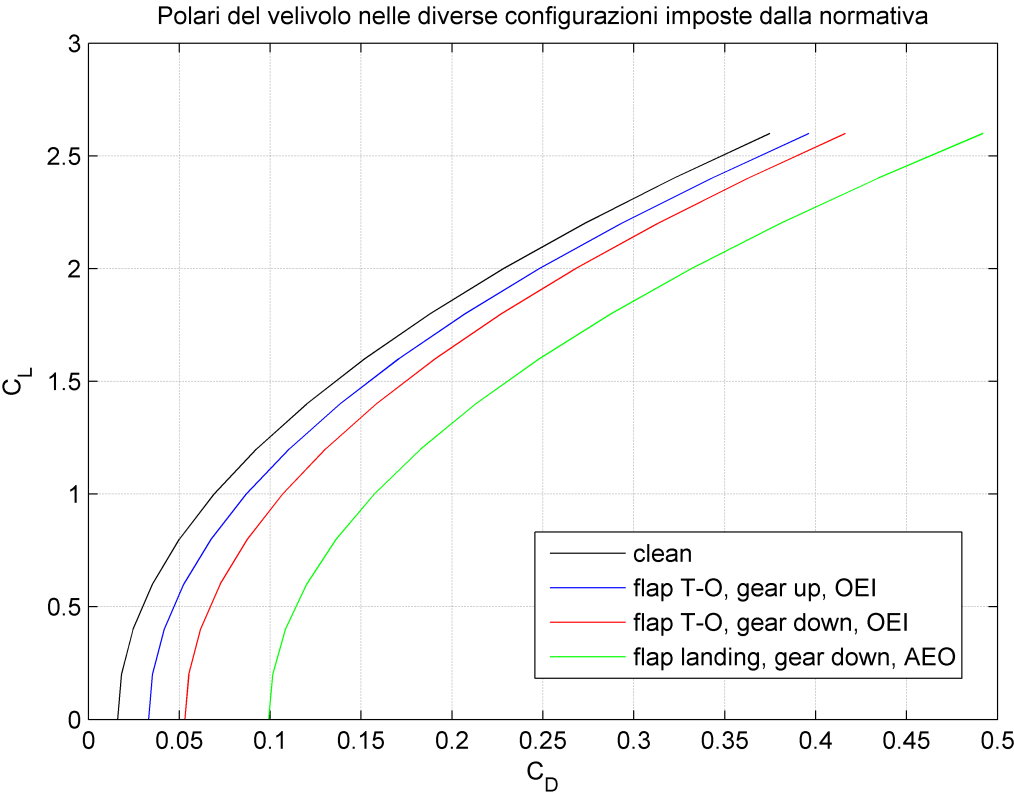


Figura 3.7: polari del velivolo nelle varie configurazioni imposte dalla normativa

Dalla formula (3.11) si nota come la limitazione imposta dalla normativa sulla salita, è rappresentata da una retta orizzontale sul *carpet plot*, che limita il valor minimo di spinta installabile.

3.8 Scelta del punto di progetto

Unendo tutte le limitazioni calcolate nei singoli paragrafi si giunge così alla determinazione finale del *carpet plot*, Figura 3.8, in cui è possibile individuare così il punto di progetto.

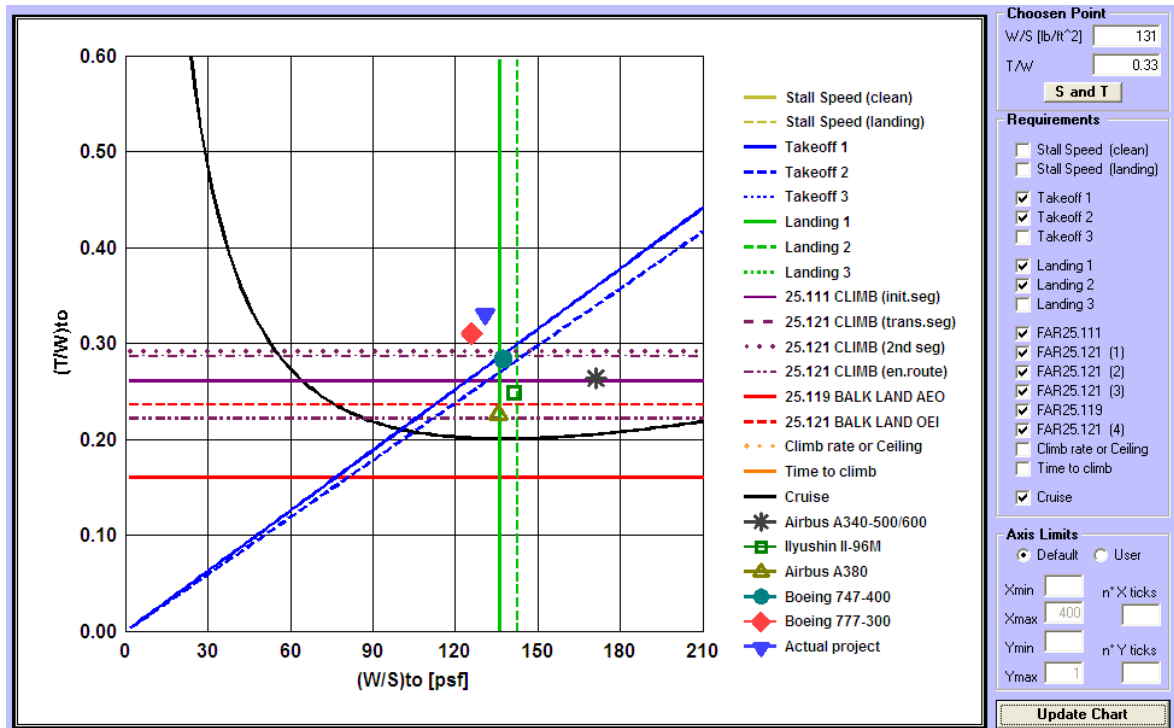


Figura 3.8: carpet plot per la ricerca del punto di progetto

È interessante notare come la scelta del punto di progetto cada molto vicina a quello reale del velivolo, nonostante si ottenga una superficie alare più grande, a fronte anche di un peso di circa 20 tonnellate maggiore.

Inoltre, poiché si vuole produrre un velivolo innovativo, con consumi minori, bassi costi di manutenzione, competitivo con i più moderni velivoli, la scelta del rapporto $\left(\frac{T}{W}\right)$ non è subordinata alla disponibilità degli impianti propulsivi, anzi verrà fatta ipotizzando che l'azienda fornitrice dei motori del *Dreamliner*, la *General Electric*, progetti e realizzi un motore *ad hoc* per il nostro progetto del B777, della stessa famiglia dei *GE* *EnX*.

Si sceglie quindi un rapporto $\left(\frac{T}{W} = 0.33\right)$, non elevato per contenere il peso ed i costi del motore e al contempo rientrare nell'area del carpet plot in cui la specifica è rispettata. In base al carpet plot tuttavia si nota che il valore $\left(\frac{T}{W}\right)$ potrebbe anche essere più contenuto, tuttavia si preferisce scegliere un valore lievemente superiore a quello minimo possibile. Questa scelta è compiuta per ragioni di sicurezza; in caso di piantata motore in un bimotore, infatti, si avrebbe una riduzione della spinta del 50%. Per evitare ciò, si sceglie di sovradimensionare leggermente il rapporto $\left(\frac{T}{W}\right)$. Inoltre sempre in caso di piantata motore, il valore $\left(\frac{T}{W}\right)$ scelto garantisce un margine di sicurezza maggiore anche sulla corsa di decollo. I valori di superficie alare e spinta risultanti da tale scelta sono riportati in alto a destra del *carpet plot*, (Figura 3.8).

Capitolo 4

Ala

4.1 Configurazione alare

Dai requisiti di *range* dettati nella specifica, la configurazione del velivolo che permette di minimizzare il peso a vuoto consentendo di imbarcare il carburante sufficiente ad una lunga tratta, garantendo DOC contenuti, è quella di ala bassa con motori sub-alari. Questo permette di far passare il *carry through* sotto la pavimentazione della cabina, senza dover incrementare il peso con una struttura aggiuntiva. Inoltre permette un uso di carrelli di dimensioni più contenute, con una maggiore carreggiata e alloggiabili alla radice alare, senza usufruire di *pods*. Il motore sub-alare consente di avere un'ala più scarica, ed è vantaggiosa per questioni aeroelastiche; inoltre riduce i costi e i tempi di manutenzione, poichè più accessibile, ed è maggiormente sicuro in caso di incendio del motore. Questi vantaggi ce lo fanno preferire pur dovendo accettare una maggiore resistenza aerodinamica ed un maggior momento imbarante in caso di piantata del motore.

4.2 Geometria alare

Determinato il massimo peso al decollo e fissato il punto di progetto, si può procedere alla stima della superficie alare del velivolo, la quale risulta essere pari a $578.5m^2$. Per aumentare la rigidità strutturale e innalzare il numero di Mach critico inferiore, inoltre si è proceduto al progettare un ala di tipo *cranked*, ponendo la sezione di *crank* al 30% dell'allungamento alare. L'allungamento alare AR è posto pari a 7.5, calcolato come il rapporto tra il quadrato dell'apertura b e la superficie alare, dove l'apertura alare è determinata per via statistica, basandosi su dati di velivoli simili. La scelta del valore di AR risulta essere un compromesso tra prestazioni; per minimizzare la resistenza indotta converrebbe avere AR elevati, ma essendo il 777 un velivolo che vola ad assetti veloci e poco cabrati, dal punto di vista progettuale conviene ridurre l'aria bagnata in modo da minimizzare la resistenza parassita. Riducendo AR inoltre, dal punto di vista strutturale, l'ala risulta più leggera poiché sottoposta a carichi flessionali minori ($b = 65.87m$). L'angolo di freccia, necessario per minimizzare gli effetti negativi della comprimibilità a velocità considerevoli è pari a 34° (*leading edge*). In questo modo viene innalzato, come detto nel capitolo precedente, il numero di Mach critico e quindi il numero di Mach di divergenza della resistenza, (4.1).

$$M_{div} = \frac{M_{cr_{unswept}}}{\cos \Lambda_{LE}} [1.02 + 0.08 (1 - \cos \Lambda_{LE})] \quad (4.1)$$

Considerando M_{cr} del profilo di 0.70, si ottiene dalla (4.1) un M_{div} di 0.87. Assumendo un rapporto di rastremazione $\lambda = 0.175$, si ottiene un'ala strutturalmente più leggera in quanto risulta un momento flettente alla radice minore. Tuttavia con la rastremazione si va ad aumentare il pericolo di stallo alle estremità, diminuendo le corde dei profili infatti si riduce il numero di Re_{locale} e dunque diminuisce il C_l di stallo dei profili al *tip*. Si ricorre quindi ad uno svergolamento geometrico variabile linearmente da 0° a -5° dalla sezione di *crank* all'estremità. Avendo determinato l'apertura alare, la superficie e la rastremazione è possibile

così definire in modo più accurato la geometria dell'ala equivalente (Figura 4.3), attraverso il calcolo della corda alla radice e di quella al *tip*, (4.2).

$$c_r = \frac{2}{1 + \lambda} \frac{S}{b} = 14.67m = 48.9ft \quad c_t = c_r \lambda = 2.93m = 9.77ft \quad (4.2)$$

Per ottimizzare le prestazioni in crociera si sceglie un angolo di calettamento alla radice pari a 1.5° , grazie al quale è possibile raggiungere quel C_L di progetto mantenendo in piano la fusoliera durante il volo orizzontale. La configurazione ad ala bassa scelta, necessita dell'imposizione di un angolo di diedro, sia per ragioni di stabilità laterale sia per garantire la *clearance* tra i motori e il suolo. Il profilo scelto per l'ala è il laminare $63_a - 210$ modificato per il transonico, Figura 4.1; questa scelta è stata fatta con l'intento di mantenersi il più vicino possibile alle prestazioni di un profilo super critico, pur non conoscendo i dati del profilo modificato.

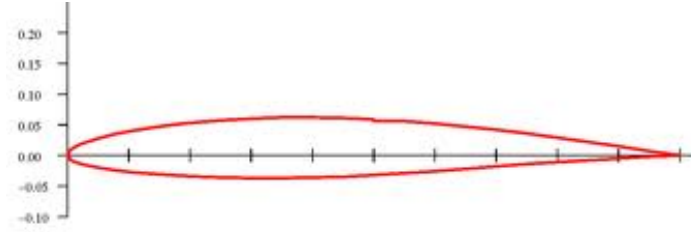


Figura 4.1: NACA $63_a - 210$

Il profilo alare non modificato ha le caratteristiche [11] mostrate in figura Figura 4.2.

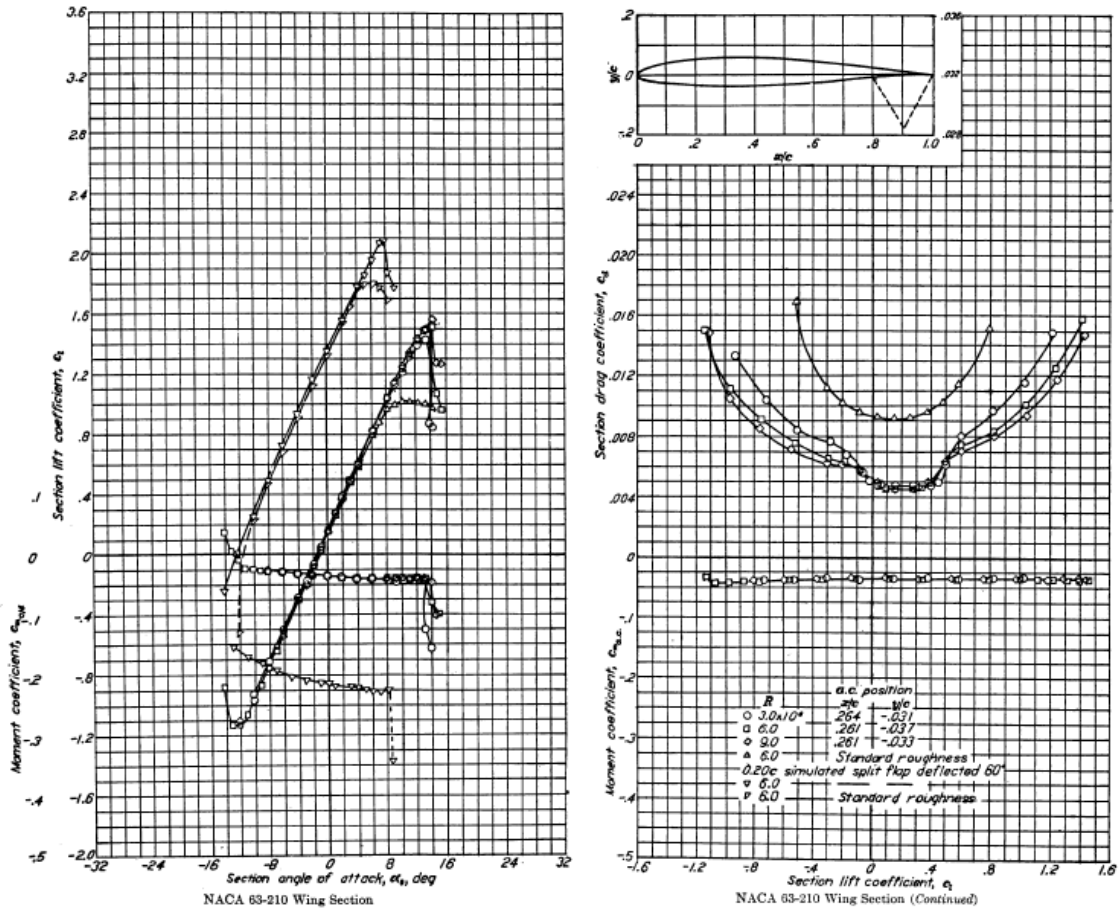


Figura 4.2: curve aerodinamiche, NACA $63_a - 210$

$$C_{mac} = -0.04; \quad C_{l_\alpha} = 0.11; \quad C_{l_{max}} = 1.6$$

Lungo tutta l'apertura alare, il profilo adoperato non è stato fatto variare, evitando quindi di svergolare l'ala aerodinamicamente. Gli spessori percentuale adottati sono stati dell'11% dalla radice al *crank*; e diminuisce linearmente fino a sette per cento al *tip*. L'utilizzo del *crank* incrementa la corda di radice dell'ala effettiva rispetto a quella equivalente; ciò ci permette di avere un'altezza del cassone alare di $0.11 \cdot 13m = 1.43m$ utili per assorbire il momento torcente e per stivare carburante.

4.3 Analisi dell'ala

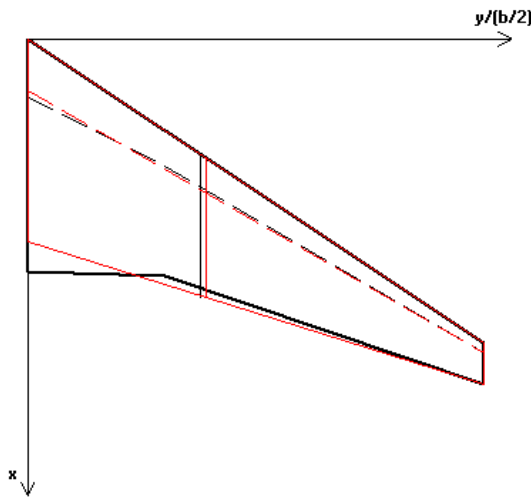
Per calcolare le prestazioni dell'ala, si fa riferimento all'ala equivalente ovvero un'ala con la stessa superficie, la stessa apertura alare e la stessa corda di estremità, ma differenti corda di radice ed angolo di freccia, calcolati da Roskam [13] grazie alle formule riportate di seguito.

$$c_{root_{eqv}} = \frac{\frac{S_{net}}{0.5 \cdot b(1-\eta_{root})} - 2 \cdot c_{tip}}{0.5 \cdot b(1-\eta_{root})} \cdot 0.5 \cdot b \eta_{root} + \frac{S_{net}}{0.5 \cdot b(1-\eta_{root})} - c_{tip} \quad (4.3)$$

$$S_{net} = \sum_{i=1}^{n-1} [0.5 \cdot b(\eta_{i+1} - \eta_i)(c_{i+1} - c_i)] \quad (4.4)$$

$$\Lambda_{LE_{eqv}} = atan \left[\frac{b(x_{l.e.tip} - x_{l.e.root})(1 - \eta_{root}) - 0.5b \sum_{i=1}^{n-1} (x_{l.e.i} + x_{l.e.i+1} - e \cdot x_{l.e.root})(\eta_{i+1} - \eta_i)}{0.5 \cdot b(1 - \eta_{root})^2} \right] \quad (4.5)$$

I parametri dell'ala equivalente calcolati da ADAS, sono riportati nella Figura 4.3 sottostante.



(a) ala equivalente

Equivalent Wing Data			
Wing Area [m^2]	578.48	Sweep Angle (0.25c) [°]	30.0
Aspect Ratio	7.50	Sweep Angle (LE) [°]	33.7
Wing Span [m]	66	M.G.C. [m]	8.78
Root Chord [m]	14.64	M.A.C. [m]	10.07
Tip Chord [m]	2.93	Xmac [m]	8.56
Taper Ratio = cr/ct	0.20	Ymac [m]	12.84
Equiv aerod Twist [°]	-1.7	y/[b/2] mac	0.390

(b) parametri ala equivalente

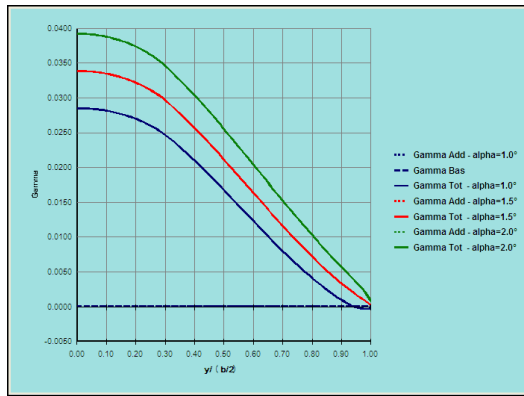
Figura 4.3: ala equivalente

Ponendoci ad un numero di Mach di volo pari a $M = 0.84$, possiamo analizzare le prestazioni aerodinamiche dell'ala equivalente. La funzione $C_L(\alpha)$ viene ricavata dalla unione di due curve: la retta di portanza, da α_{zl} ad α (angolo di fine linearità) ed una curva polinomiale di terzo grado, che si ottiene imponendo il passaggio per i punti (α, C_L) ed $(\alpha_{C_{L_{max}}}, C_{L_{max}})$, nonché le condizioni di tangenza orizzontale nel punto $\alpha_{C_{L_{max}}}$, e la pendenza della tangente nel punto α sia pari a C_{L_α} [12]. La Figura 4.4 ricapitola i risultati aerodinamici restituiti da Adas:

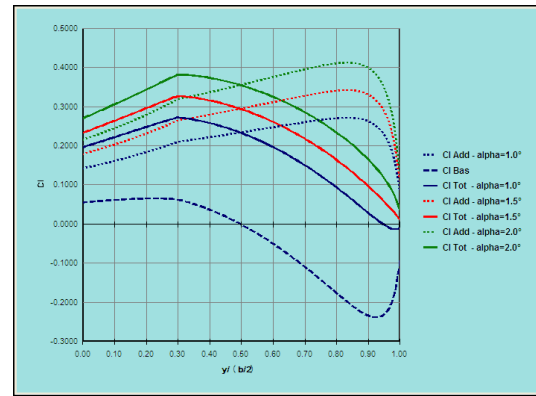
Aerodynamic Results			
No Fuselage Effect		Fuselage Effect	
$C_{L\text{ wing}}^*$	1.30	s Factor	0.978 ?
$C_{L\text{ max wing}}$	1.65		
$C_{L\alpha\text{ wing}} [1/^\circ]$	0.078	$C_{L\alpha\text{ wing}} [1/^\circ]$	0.081
$\alpha_{z.l.} [^\circ]$	-1.4		
$\alpha_{CL\text{ max}} [^\circ]$	26.5	$\alpha_{CL\text{ max}} [^\circ]$	25.6
$\alpha_{\text{ wing}}^* [^\circ]$	15.3	$\alpha_{\text{ wing}}^* [^\circ]$	14.6
CM_1 (int. Cmac)	-0.0400	<div>u factor ($\Lambda=0$) 0.976</div> <div>u factor (Λ) 0.989 ?</div>	
CM_2 (Aer. twist)	0.0357 ?		
CMac wing	-0.0043		

Figura 4.4: parametri aerodinamici dell'ala equivalente

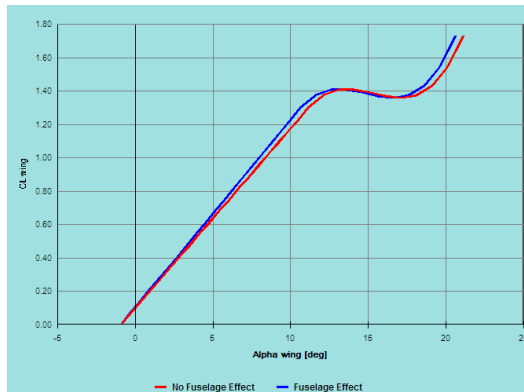
Di seguito sono riportate le curve aerodinamiche caratteristiche dell'ala in esame.



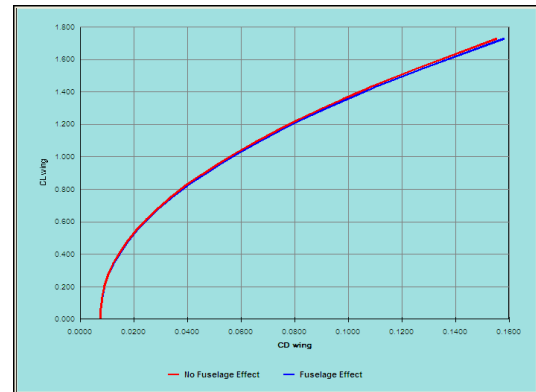
(a) distribuzione di carico



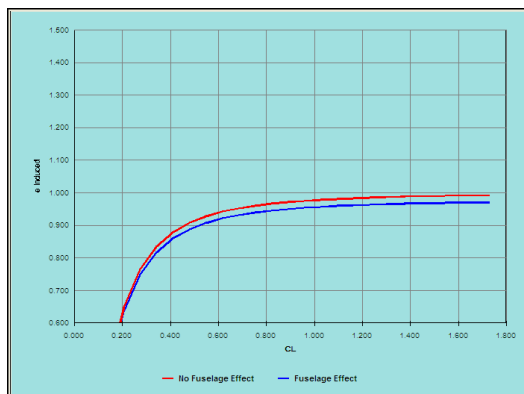
(b) distribuzione di portanza



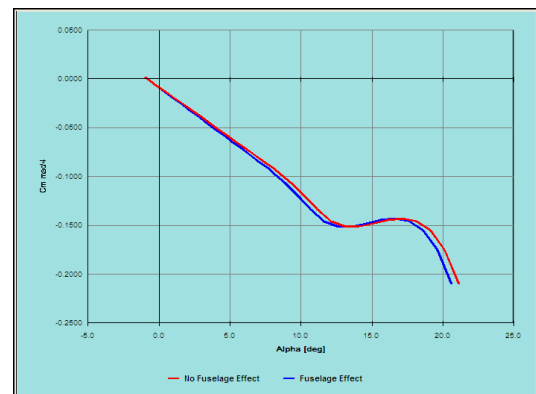
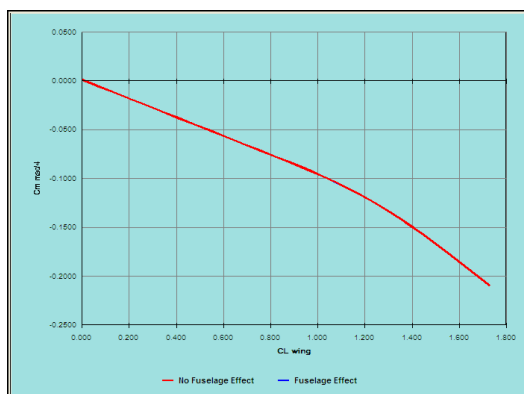
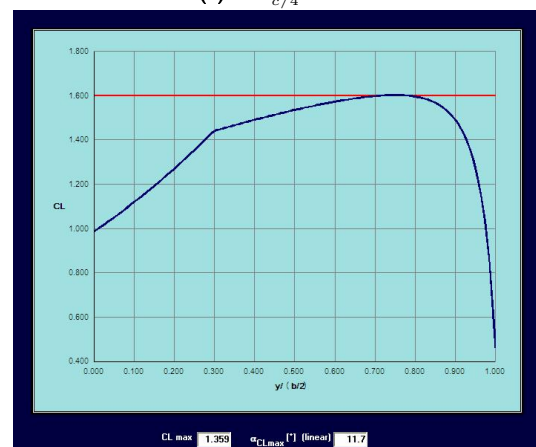
(c) curva di portanza



(d) polare



(e) fattore di Oswald

(f) $C_{M_{c/4}}$ vs α (g) $C_{M_{c/4}}$ vs C_L 

(h) sentiero di stallo

Figura 4.5: curve caratteristiche aerodinamiche

La scelta dello svergolamento, consente di avere in crociera un'estremità alare scarica

(Figura 4.4 (a)), in modo da mantenere scarica la zona d'interesse degli alettoni. Il $C_{L_{max}}$ considerato nella Figura 4.4 (h) appare costante poiché non è stato considerato l'effetto della rastremazione sul numero di Re_{locale} .

4.4 Ipersostentazione

La progettazione dei sistemi di sostentazione è la naturale prosecuzione della progettazione dell'ala. La finalità della progettazione di tali sistemi è quella di raggiungere le prestazioni in termini di portanza per il decollo e l'atterraggio identificate nel punto di progetto. La configurazione scelta comprende due *flap* di tipo *fowler* e uno *slat* per semiala (Figura 4.6) le cui dimensioni sono riportate in Tabella 4.1.

Tabella 4.1: Sistemi di ipersostentazione

	$c_f/\bar{c}[\%]$	$y_{in}/b/2[\%]$	$y_{fin}/b/2[\%]$
Primo flap	20	10	32
Secondo flap	20	28	75
Slat	10	32	90

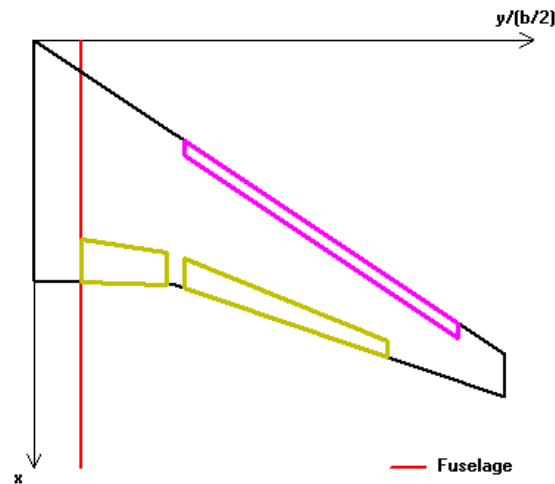


Figura 4.6: disposizione sistemi di ipersostentazione

La scelta del *fowler* come tipo di *flap* permette di incrementare sia la superficie alare che la curvatura, in questo modo possiamo deflettere in modo minore il *flap* e minimizzare così la resistenza al decollo. Per la presenza del *crank* si è dovuto optare per una configurazione a due *flap*; scegliendo una distanza tra i due ipersostentatori è possibile garantire una porzione d'ala libera in corrispondenza degli scarichi del motore. Alla radice alare non è stato posto lo *slat* per favorire lo stallo alla radice, allontanando così il rischio di stallo all'estremità.

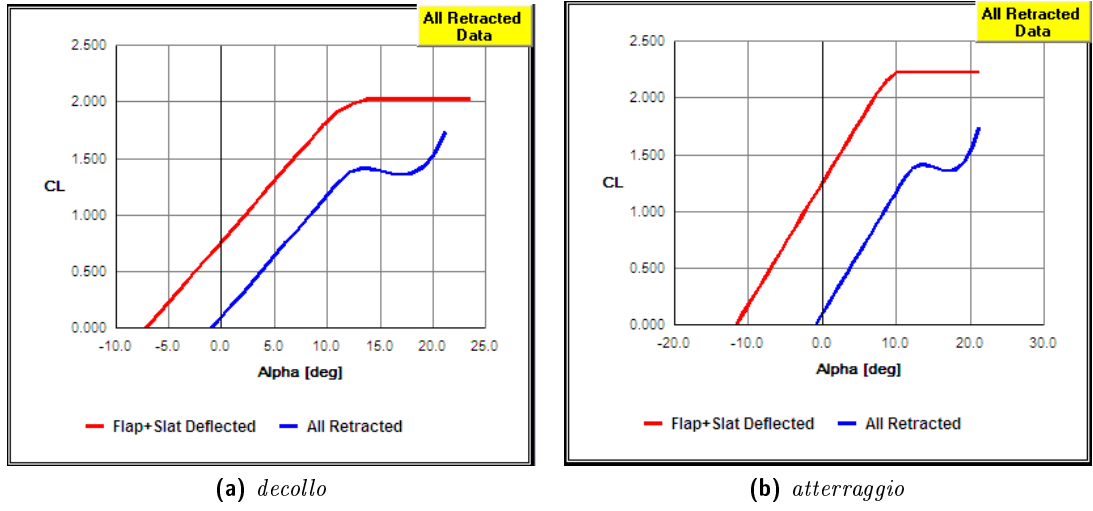


Figura 4.7: curva di portanza durante decollo e atterraggio considerando i sistemi di ipersostentazione

Tabella 4.2: Coefficienti di portanza e resistenza a decollo e atterraggio

	DECOLLO	ATTERRAGGIO
ΔC_{L_0}	0.692	1.180
$\Delta \alpha_0$	-6.24	-10.78
C_{L_α}	0.107	0.107
$\Delta C_{L_{max}}$	0.66	0.90
$C_{L_{max}}$	2.02	2.26
ΔC_{D_0}	0.003	0.014
ΔC_M	-0.323	-0.553

La variazione del coefficiente di portanza massimo $\Delta C_{L_{max}}$ e quindi del nuovo $C_{L_{max}}$ sono calcolati come

$$\Delta C_{L_{max}} = \frac{2}{3} \Delta C_{L_0} \quad (4.6)$$

dove

$$\Delta C_{L_0} = C_{L_{\alpha}} \cdot \Delta \alpha_0 \quad \Delta \alpha_0 = -\frac{d\alpha}{d\delta_f} \delta_f$$

Con δ_f angolo di deflessione dei *flap* di 25° in fase di atterraggio e di 17° in fase di decollo.

4.5 Alettoni

Gli alettoni sono stati posizionati nella parte esterna dell'ala subito dopo il *flap*, precisamente dal 76% dell'apertura alare al 95%. L'estensione lungo la corda dell'alettone è stata fissata pari a quella del *flap* ovvero al 20% della corda, Figura 4.8.

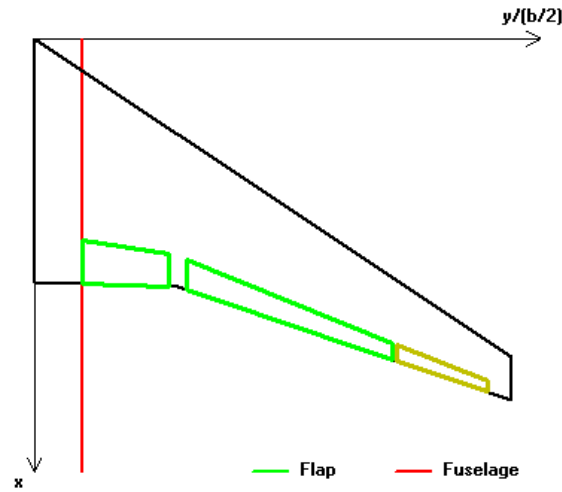
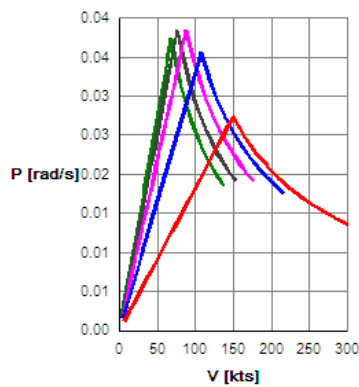
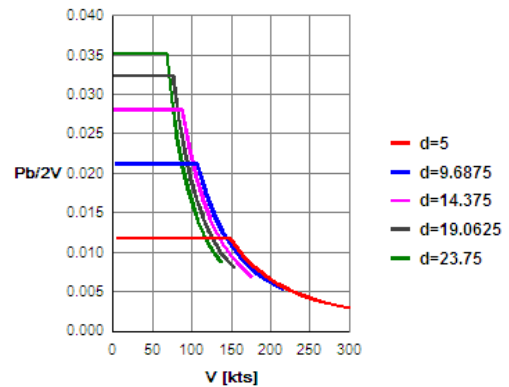


Figura 4.8: disposizione degli alettoni

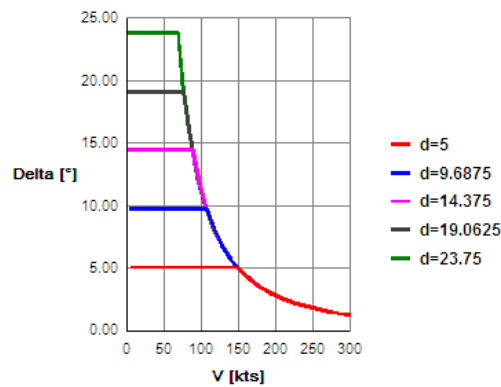
Sono state calcolate le prestazioni degli alettoni, per vari angoli di deflessione, considerando una deflessione massima di $\delta_{max} = 25^\circ$, come mostrato in Figura 4.9. Le curve sono parametrizzate per angoli di deflessione δ_a a $V = 0$; la prima parte lineare dei grafici è dovuta ad un angolo δ_a costante e ad uno sforzo di barra F_a crescente. Il tratto lineare termina quando lo sforzo sostenibile diventa massimo. Mantenendo costante lo sforzo e aumentando ulteriormente la velocità, la deflessione dell'alettone non può che diminuire e il grafico assume un andamento di tipo parabolico.



(a) velocità di rollio



(b) efficacia alettone



(c) deflessione alettoni

Figura 4.9: curve caratteristiche degli alettoni parametrizzate per angoli di deflessione

L'indice d'efficacia τ dell'alettone diminuisce all'aumentare dell'angolo δ_a , Figura 4.10. La deflessione delle due superfici mobili è di tipo differenziale, l'alettone deflesso verso l'alto avrà infatti un indice d'efficacia minore a parità di δ_a poiché deflesso maggiormente. Questa soluzione è stata attuata per ridurre l'effetto d'imbardata inversa al rollio.

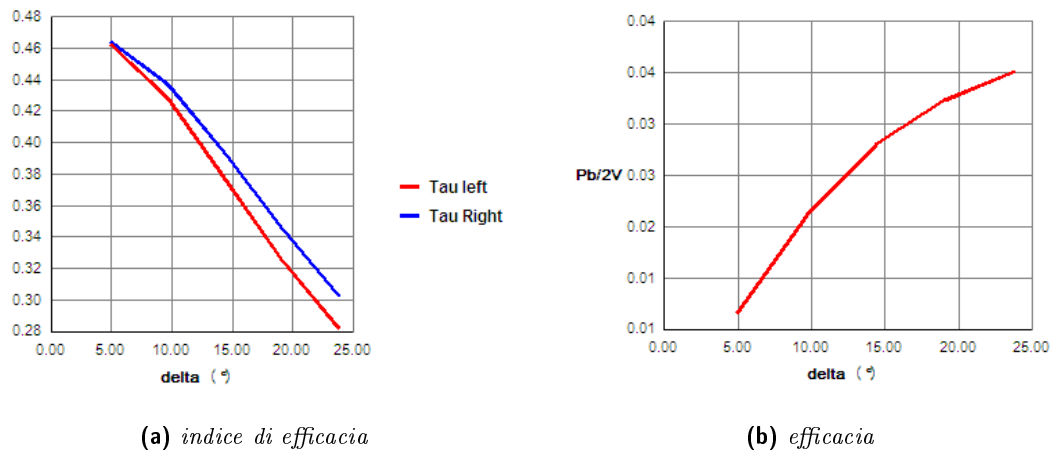


Figura 4.10: curve caratteristiche degli alettoni

Capitolo 5

Fusoliera

5.1 Determinazione del layout

Abbiamo la necessità di alloggiare nella fusoliera il carico pagante, costituito da 400 passeggeri, l'equipaggio necessario e tutti i servizi necessari a prua ed a poppa del velivolo.

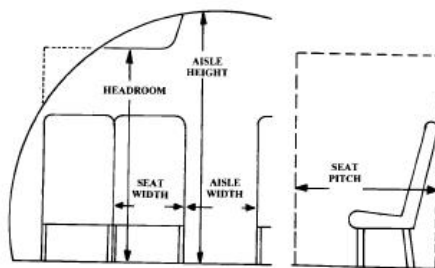


Fig. 9.3 Commercial passenger allowances.

Figura 5.1: layout

Il *layout* adottato per la fusoliera deve necessariamente rispettare i requisiti dettati dalla normativa, in particolare è utile far riferimento alla Figura 5.1 per comprendere le limitazioni imposte dalla FAR 25 nelle sottoparti relative a “*Personnel and cargo accomodation*” ed “*Emergency provisions*”.

Sono stati adottati 2 corridoi (*aisles*) la cui larghezza è stata scelta di 49cm, l'altezza di 320cm, e 9 *seats abreast*, con una configurazione 2-5-2. Di conseguenza sono presenti 45 file, in un' unica classe economy.

Trattandosi di un *long range*, si è optato per fornire un certo comfort ai passeggeri, benché si tratti di una classe economy, con delle poltrone aventi le seguenti dimensioni:

- *seat width* = 49cm;
- *seat height* = 100cm;
- *seath depth* = 60cm;
- *seat pitch* = 85cm.

La sezione della fusoliera è rappresentata in Figura 5.2.

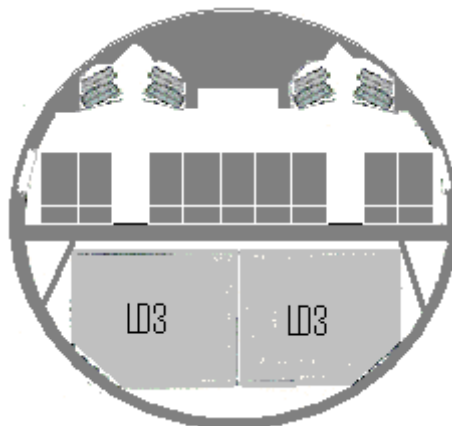


Figura 5.2: sezione trasversale della fusoliera

Sono stati inoltre lasciati $2m$ a poppa e $2m$ a prua per le uscite di emergenza di prua e poppa, che saranno quindi due coppie di uscite Tipo A. Insieme a due coppie di uscite Tipo I lungo la fusoliera e due coppie Tipo III sulle ali coprono 399 passeggeri. Un'ulteriore uscita *single tailcone* fornisce la copertura per l'intero carico pagante. Inoltre qui andranno posizionate le 13 poltroncine retrattili dell'equipaggio, le *galleys* ed i servizi. Secondo Torenbeek [10], deve essere previsto un bagno ogni 50/60 passeggeri, pertanto un numero di 7 toilets deve essere alloggiato in questi spazi. La pianta di questi disimpegni è stata disegnata considerando le dimensioni standard delle uscite di sicurezza e dei bagni, come è mostrato in Figura 5.3.

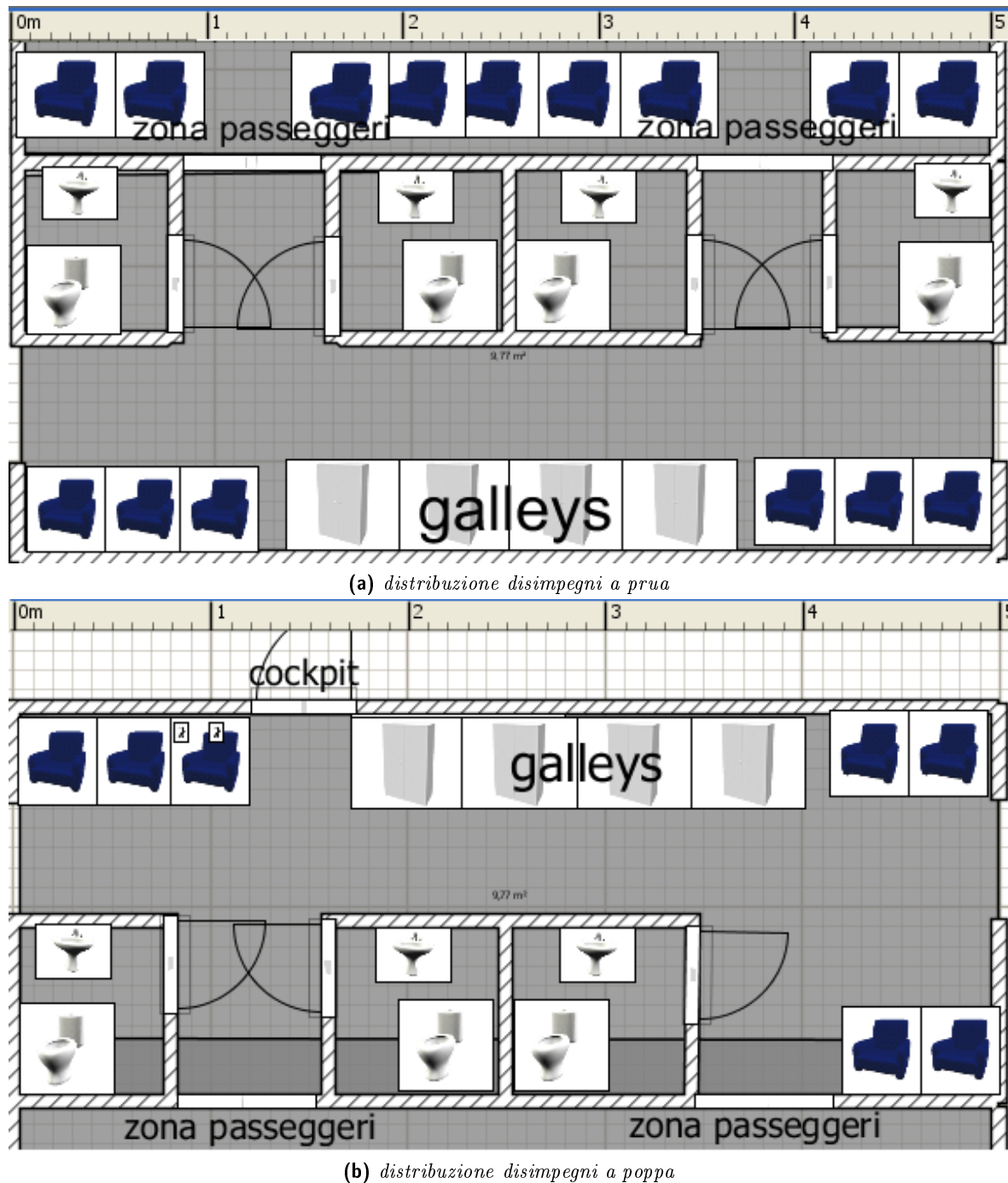


Figura 5.3: distribuzione di *toilets* e *galleys* a prua e a poppa

Infine il design del naso e del cono di coda è vincolato da questioni aerodinamiche. L'influenza della snellezza del naso è individuabile sul numero di Mach di divergenza della resistenza. Il cono di coda invece modifica sensibilmente il peso della resistenza di scia, come riportato nei grafici in Figura 5.4.

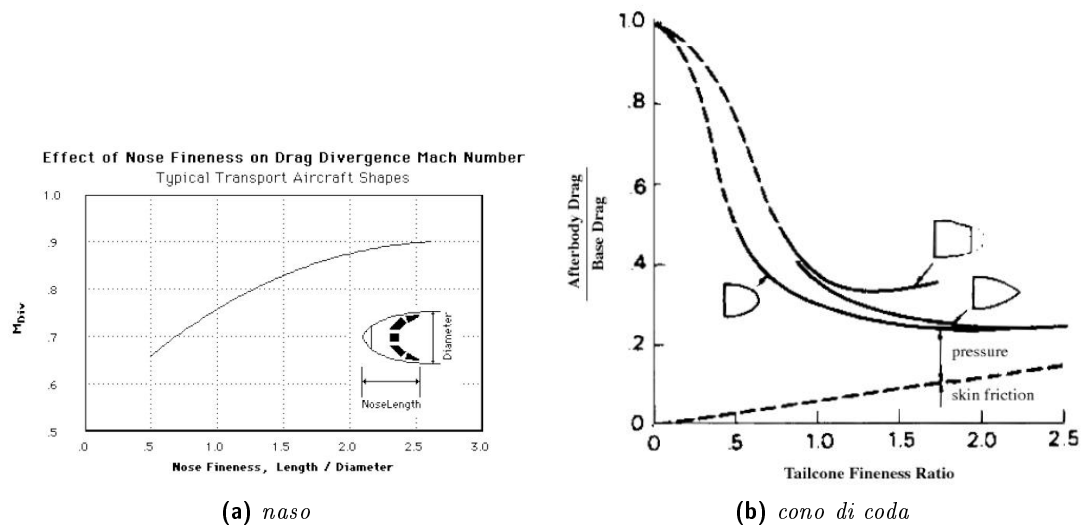


Figura 5.4: design del naso e del cono di coda

La scelta di questi valori è comunque un compromesso tra aerodinamica, peso strutturale e necessità di mantenere la *clearance* in coda durante la fase di rotazione al decollo. Considerando tali dati e considerazioni, la Figura 5.5 mostra il *layout* della fusoliera.

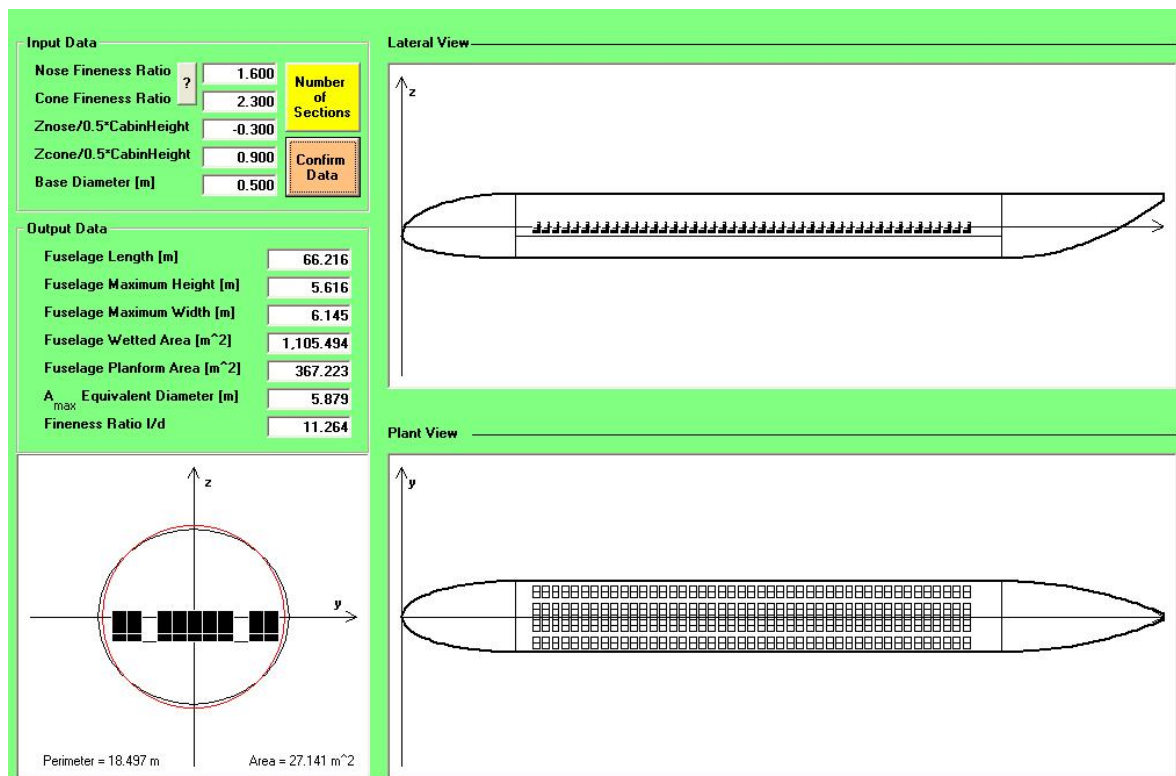


Figura 5.5: layout fusoliera

Si vede che il rapporto di snellezza è pari ad 11.26, accettabile per la categoria di *transport jet*. Inoltre si nota un abbondante spazio nel *nose*, che potrebbe alloggiare i posti dell'equipaggio e le *galleys*, liberando dello spazio in cabina, necessario per le uscite di sicurezza distribuite lungo la fusoliera.

Un esempio potrebbe essere quello riportato nella Figura 5.6 e 5.7.

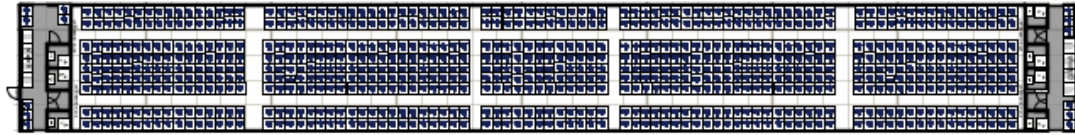


Figura 5.6: pianta della fusoliera

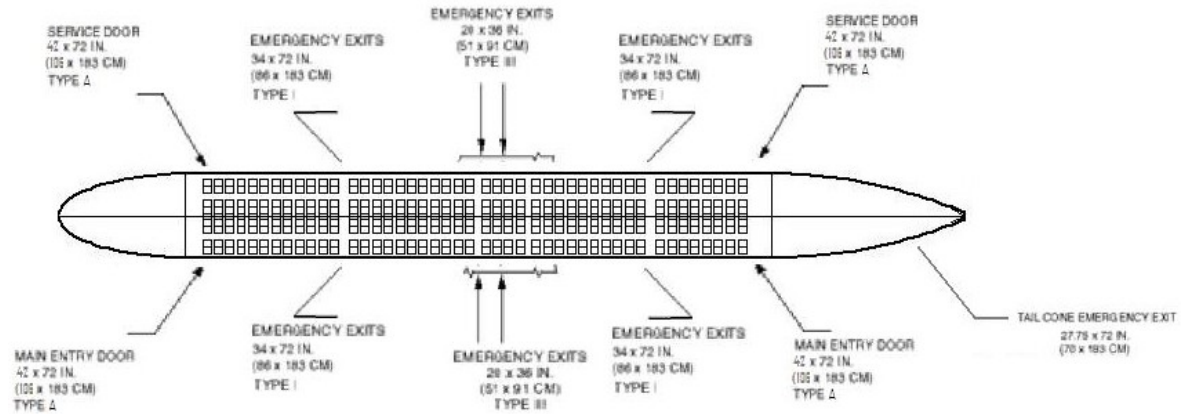


Figura 5.7: disposizioni uscite di emergenza

5.2 Analisi Aerodinamica

Per effettuare l'analisi della fusoliera utilizzando il metodo di Munk, è necessario stabilire la posizione longitudinale dell'ala rispetto alla fusoliera per valutare l'estensione delle parti di fusoliera in *upwash* e in *downwash*. In seguito bisogna suddividere le due parti in strisce per il calcolo del coefficiente di momento a portanza nulla e del C_{M_α} . Tale suddivisione è mostrata in Figura 5.8.

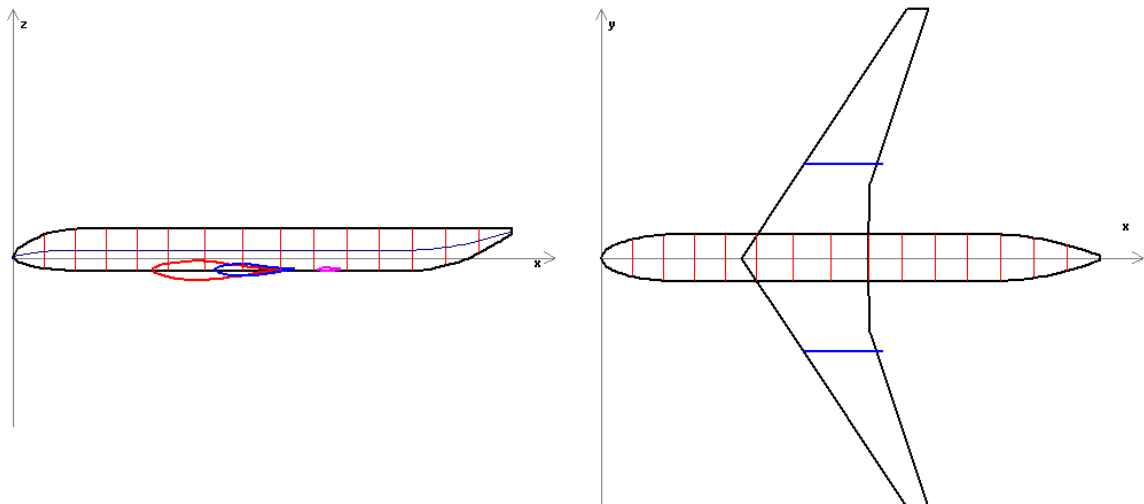


Figura 5.8: suddivisione in strisce secondo il metodo di Munk

Con tale suddivisione il metodo di Munk implementato nel codice fornisce dati molto simili a quelli semiempirici noti in letteratura, ad eccezione del $C_{M_{0L}}$. Comunque in questo caso il metodo adottato si avvicina maggiormente ai dati auspicabili statisticamente (Figura 5.9).



Figura 5.9: analisi della fusoliera con il metodo di Munk

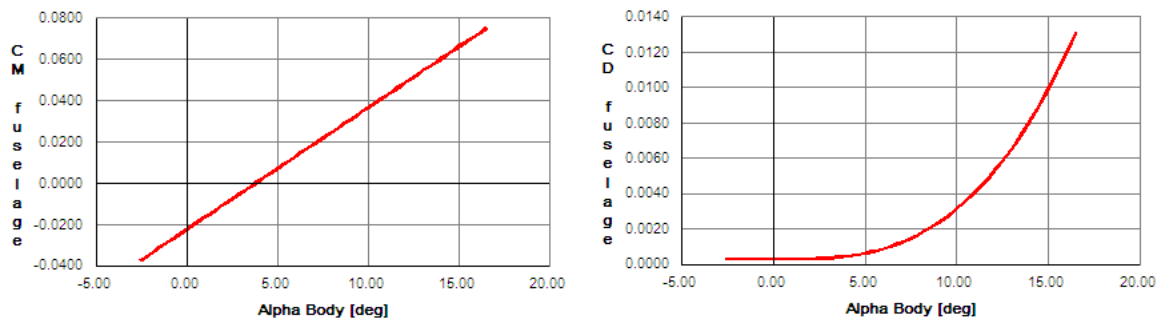


Figura 5.10: coefficiente di momento e resistenza della fusoliera

La fusoliera risulta poco instabilizzante rispetto alle statistiche, con uno *shift* in avanti del centro aerodinamico minore dell'8%. Per quanto riguarda la stabilità direzionale, il contributo è quello atteso, dell'ordine del millesimo per grado, e ciò è supportato anche dai dati semiempirici.

Capitolo 6

Piani di coda

La configurazione del piano di coda scelta è quella convenzionale con i due piani di coda collegati direttamente alla fusoliera. In questo modo si possono utilizzare le stesse ordinate di forza, risparmiando in termini di peso e di complessità costruttiva. Avremo un piano di coda verticale maggiore in superficie perchè non potremo avvantaggiarci degli effetti di *end-plates* dato da un piano di coda a T.

6.1 Piano di coda orizzontale

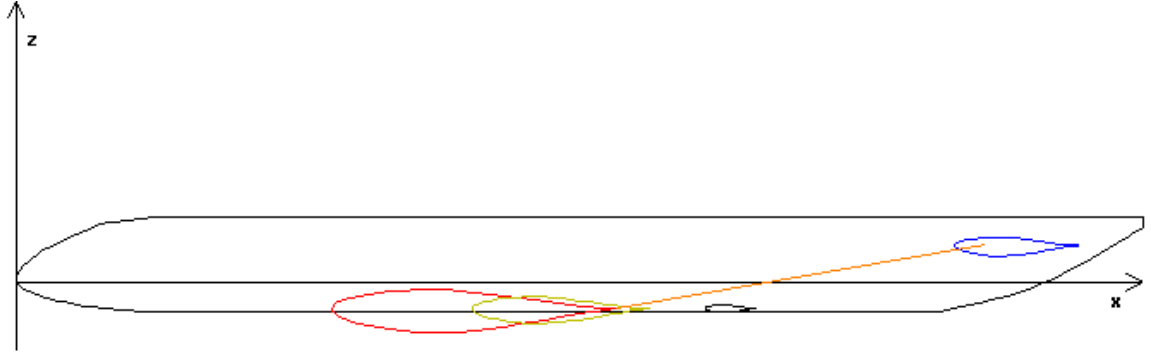
6.1.1 Introduzione

Il dimensionamento della superficie dello stabilizzatore-equilibratore viene fatto tenendo conto di due requisiti stringenti: il minimo margine di stabilità statica a comandi liberi e l'equilibrabilità all'atterraggio nella condizione più gravosa. Nel primo caso bisogna considerare la posizione del baricentro massima arretrata possibile e valutare la minima superficie orizzontale in grado di assicurare il minimo margine di stabilità a comandi liberi assegnato. Nel secondo caso si deve considerare la situazione più stabile, e quindi difficilmente equilibrabile, per valutare se con l'equilibratore alla massima deflessione si riesce a controllare il velivolo; tale situazione è quella di atterraggio, con flap deflessi in effetto suolo e baricentro massimo avanzato.

6.1.2 Dimensionamento

Premesso ciò, bisogna partire da dati statistici per scegliere l'allungamento del piano di coda, lo spessore e la freccia. Considerando i velivoli simili della categoria *long range jet* è stato scelto un $AR_h = 4.95$, uno spessore percentuale del 9% e una freccia pari a $\Lambda_{c/4} = 32^\circ$. Tali dati sono necessari per valutare preliminarmente la capacità portante del piano.

Posizioneremo il piano di coda il più lontano possibile dal baricentro del velivolo, cercando così di ottenere la minore superficie possibile; ovviamente dovremo tenere in conto che posizionare la superficie troppo in coda comporta un aggravio in peso nelle ordinate di forza sulle quali è montata. Il centro aerodinamico del piano di coda è all'86% della lunghezza della fusoliera e al 70% dell'altezza (Figura 6.1). Assegniamo l'escursione del baricentro dal 28% al 35%. L'equilibratore si estende per il 23% della corda del piano orizzontale, è del tipo *gap closed* e ha una deflessione massima di 25° . Il minimo valore del margine di stabilità statica a comandi liberi è stato posto pari al 10%.

**Figura 6.1:** posizionamento del pannello di coda orizzontale

Consideriamo le due limitazioni citate. La prima può essere compresa osservando l'equazione (6.1)

$$\left(C_{M_{C_L}}\right)_{FREE} = -\frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \left(1 - \tau \frac{C_{h_\alpha}}{C_{h_\delta}}\right) \frac{S_t}{S_w} \frac{l'_t}{\bar{c}} + X_a = \frac{X_{cg} - X_N}{\bar{c}} < 0 \quad (6.1)$$

in cui inserendo la posizione massima arretrata del baricentro in X_a e ponendo $\left(C_{M_{C_L}}\right)_{FREE}$ pari al valore minimo assegnato cambiato di segno, si trova il rapporto $\frac{S_t}{S_w}$ che soddisfa il requisito di minima stabilità statica a comandi liberi. Per quanto riguarda il secondo requisito, l'equazione di interesse è la (6.2).

$$\delta_{ee} = \frac{\alpha_{0w} - i_{h0}}{\tau} - \frac{C_{M_{0w}}}{C_{M_\delta}} - \frac{C_{M_{C_L}}}{C_{M_\delta}} C_{L_e} \quad (6.2)$$

Sostituendo in essa i parametri imposti si ottiene la (6.3),

$$\delta_{ee_{MAX}} = \delta_{ee0} - \frac{C_{M_{C_L_{FIX}}}}{C_{M_\delta}} C_{L_{MAX_{landing}}} \quad (6.3)$$

in cui è nuovamente il valore $\frac{S_t}{S_w}$ ad essere determinato per il soddisfacimento del requisito.

Si possono riportare queste due curve limitanti in un diagramma $\frac{S_t}{S_w}$ vs $\frac{b_t}{b_w}$ (Figura 6.2),

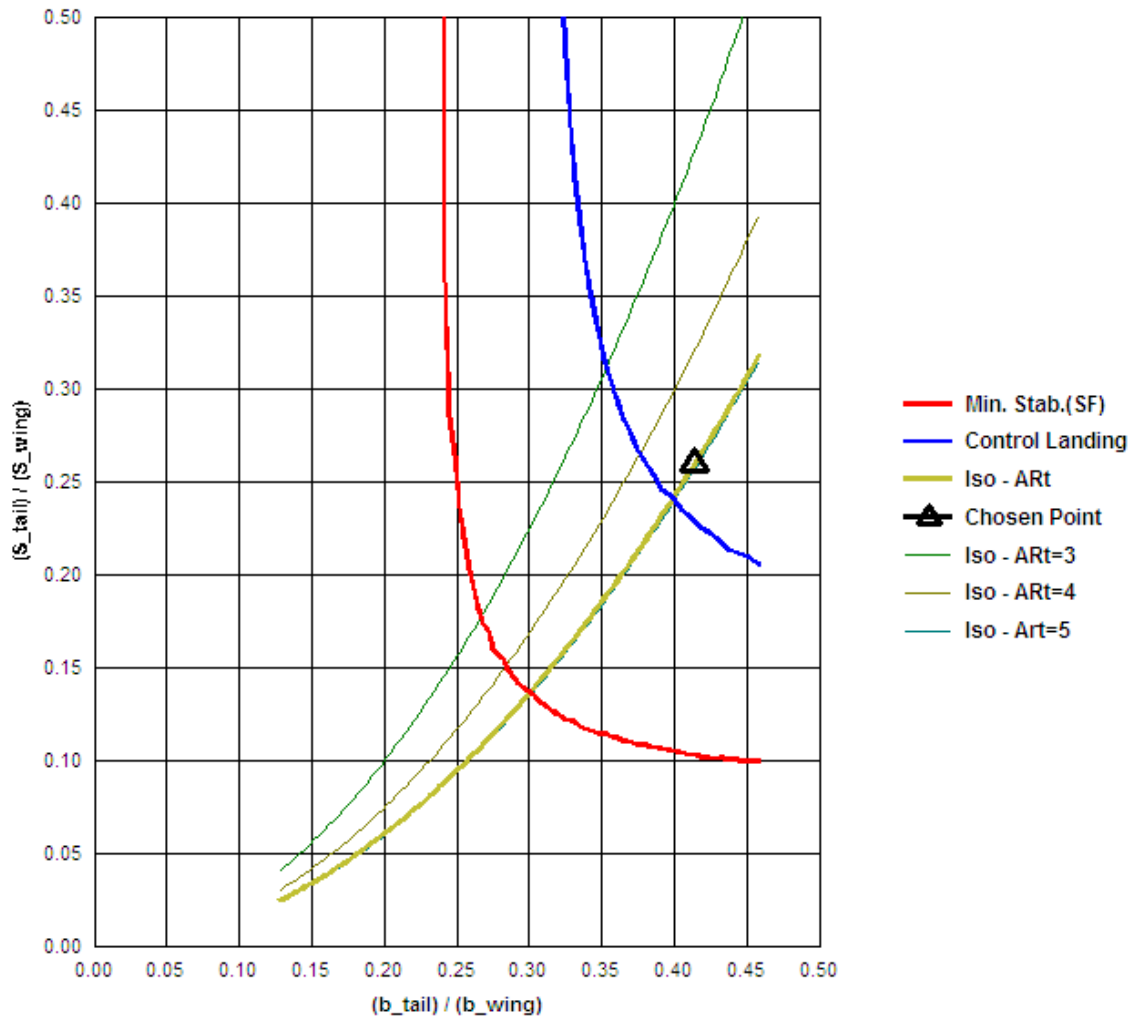


Figura 6.2: dimensionamento piano orizzontale

è mostrato anche il luogo dei punti a apertità di AR_t . Il punto scelto deve trovarsi al di sopra delle due curve limite. Come si vede in Figura 6.2 la condizione dimensionante è quella di controllabilità all'atterraggio. Il rapporto $\frac{S_t}{S_w}$ scelto è 0.26 al quale corrisponde una superficie del piano di coda orizzontale di $150m^2$. In Figura 6.3 sono riassunti i risultati ottenuti per il piano di coda orizzontale.

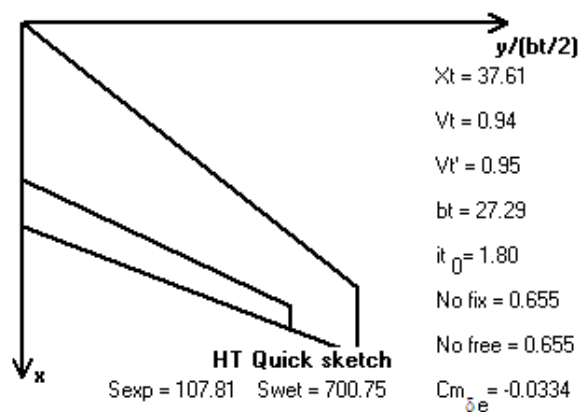


Figura 6.3: pianta del piano di coda orizzontale

6.2 Piano di coda verticale

6.2.1 Introduzione

Per dimensionare il piano verticale bisogna tenere in conto che il velivolo deve essere equilibrato, e quindi controllato, alla velocità minima di controllo in caso di piantata del motore. In questo caso, infatti, il momento di imbardata aerodinamico, crescente con il quadrato della velocità, deve essere tale da equiparare il momento generato dall'unico motore funzionante. La Figura 6.4 evidenzia il contributo del piano verticale al controllo direzionale del velivolo in caso di *One Engine Inoperative*.

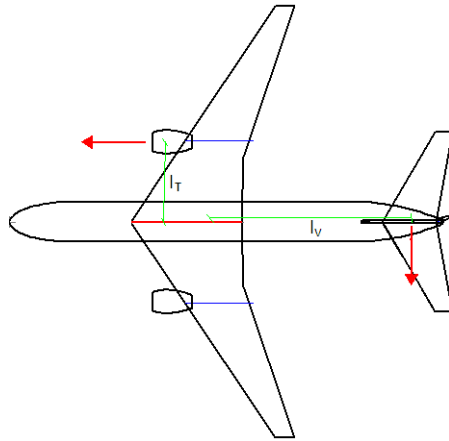


Figura 6.4: controllo direzionale in condizioni OEI

6.2.2 Dimensionamento

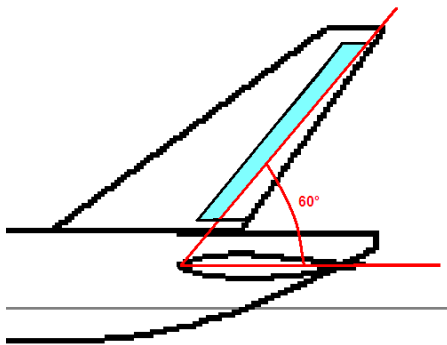


Figura 6.5: piano verticale in vite

Premesso ciò, bisogna partire da dati statistici per scegliere l'allungamento del piano di coda, lo spessore e la freccia. Considerando i velivoli simili della categoria *long range jet* è stato scelto un $AR_v = 1.9$, uno spessore percentuale del 9% e una freccia pari a $\Lambda_{c/4} = 38^\circ$.

Tali dati sono necessari per valutare preliminarmente la capacità portante del piano. Per il posizionamento del piano verticale valgono le stesse considerazioni fatte per lo stabilizzatore; tuttavia bisogna considerare che in caso di vite il piano deve trovarsi almeno per il 50% fuori dalla scia dello stabilizzatore (Figura 6.5). Pertanto la posizione scelta è leggermente più avanzata rispetto a quest'ultimo. Si tro-

va posizionato sopra la fusoliera, all'81% della sua lunghezza. La Figura 6.6 mostra la collocazione della deriva.

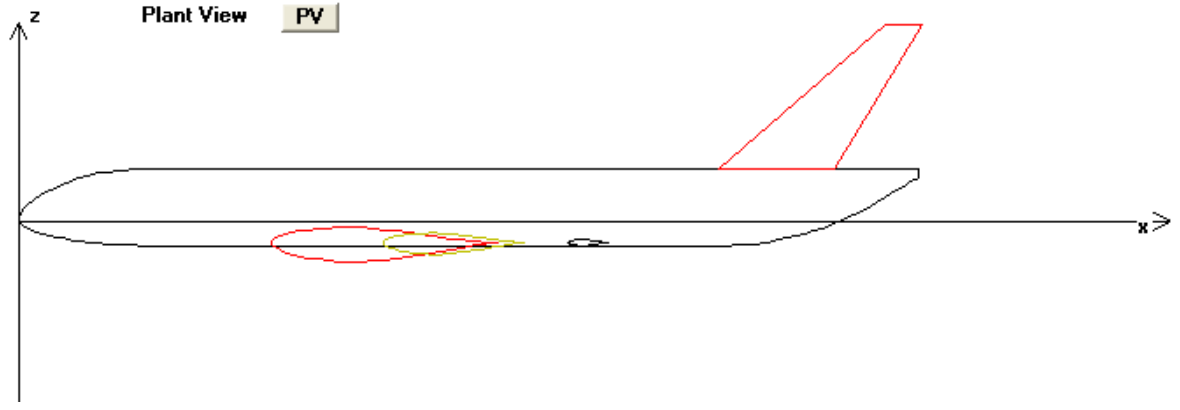


Figura 6.6: posizionamento del piano di coda verticale

Come per l'equilibratore, si è scelto un tipo *gap closed* per il timone, con una deflessione massima di 25° . La normativa impone che la velocità minima di controllo sia del 10% maggiore della velocità di stallo.

$$\frac{T}{2} \cdot l_T = \frac{1}{2} \rho V_{mc}^2 S_{tv} C_{L_{\alpha T}} \tau \delta_{r_{MAX}} l_v \quad (6.4)$$

Dalla (6.4) è facile ricavare la superficie S_{tv} necessaria al controllo del velivolo alla massima deflessione del timone. Nella Figura 6.7 è riportato il momento del motore, leggermente decrescente con la velocità, ed i momenti aerodinamici relativi a diverse superfici del piano verticale. E' evidenziato il punto in cui, alla velocità minima di controllo, i due momenti si eguagliano. Questo avviene con una superficie di $44.1m^2$. Si è scelta una superficie S_{tv} di $60m^2$ per ottenere un risultato conservativo.

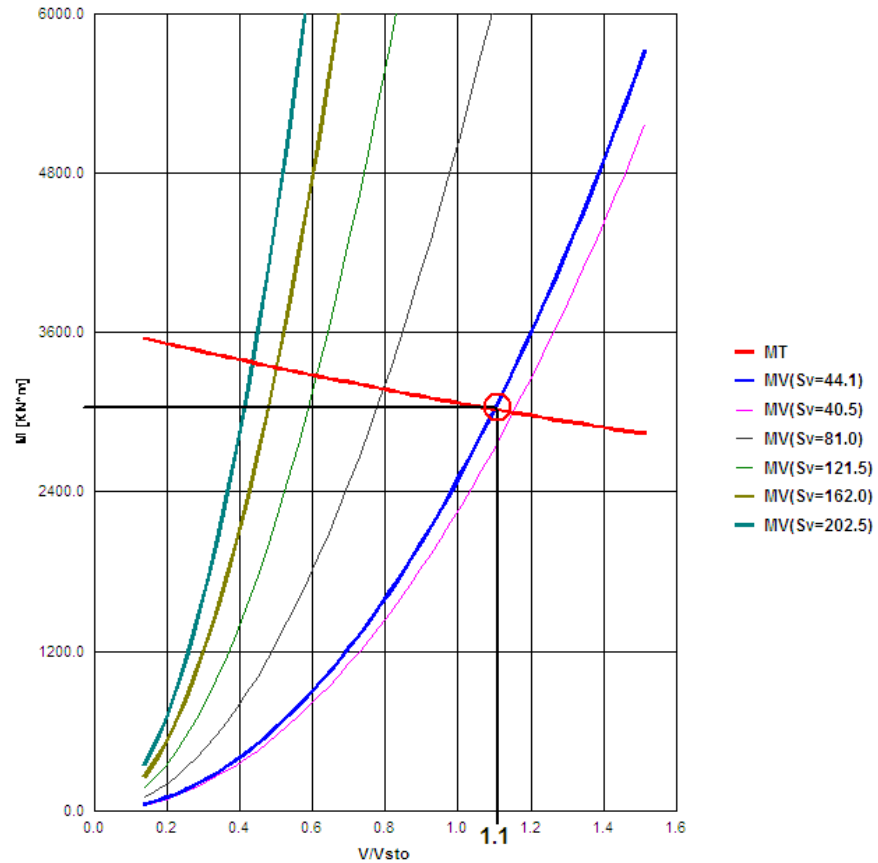


Figura 6.7: dimensionamento piano verticale

In Figura 6.8 sono riassunti i risultati ottenuti per il piano di coda verticale.

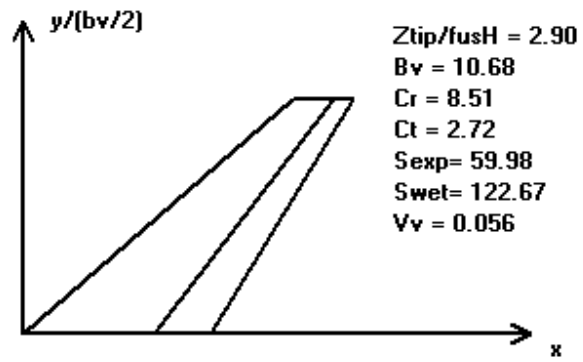


Figura 6.8: pianta del piano di coda verticale

Capitolo 7

Polare

7.1 Introduzione

In base al principio di sovrapposizione degli effetti, nella stima della polare, vanno tenuti in conto tutti i contributi delle varie parti che costituiscono il velivolo. I termini che dunque contribuiscono alla resistenza totale saranno:

- resistenza parassita C_{D_p} ;
- resistenza indotta C_{D_i} ;
- resistenza di trim $C_{D_{trim}}$;
- resistenza dovuta alla compressibilità $C_{D_{compr}}$.

7.2 Resistenza parassita

La resistenza parassita di un velivolo completo può essere considerata, con buona approssimazione, come la somma dei seguenti contributi:

- resistenza di attrito dell'ala;
- resistenza di attrito della fusoliera;
- resistenza di attrito del piano verticale di coda;
- resistenza di attrito del piano orizzontale di coda;
- resistenza di scia della fusoliera;
- resistenza di scia della gondola motore;
- resistenza di attrito di altri elementi.

I contributi di resistenza viscosa dovuti ad ala, fusoliera, piano orizzontale di coda, piano verticale di coda e gondole dei motori possono essere ricavati mediante un approccio basato sulla valutazione del coefficiente di attrito C_f , dell'area bagnata S_{wet} e di un fattore di forma k_{ff} relativi a ciascuno di essi. Una valutazione approssimativa del C_f può essere ottenuta attraverso il noto diagramma di Moody, considerando il numero di Re relativo a ciascun elemento e supponendo la scabrezza di una superficie verniciata [14].

$$C_{D_p} = K_{ff} \cdot C_f \cdot \frac{S_{wet}}{S} \quad (7.1)$$

7.3 Resistenza indotta

Stimato il fattore di *Oswald* e dall'analisi dell'ala, possiamo stimare la resistenza indotta, riferendoci alla nota espressione parabolica

$$C_D = \frac{C_L^2}{(\pi A Re)} \quad (7.2)$$

7.4 Resistenza di trim

La resistenza di *trim* è la resistenza indotta dal carico del piano di coda orizzontale, necessario ad equilibrare il velivolo nelle diverse condizioni di volo. Per stimare il suo contributo bisogna impostare il sistema di equazioni di equilibrio (7.3) alla traslazione lungo l'asse normale ed alla rotazione intorno all'asse di beccheggio.

$$\begin{cases} C_{L_w} + C_{L_h} \cdot \frac{S_h}{S} = C_L \\ C_{L_w} \cdot \frac{x_w}{c_w} - C_{L_h} \cdot \frac{l_t - x_w}{c_w} \cdot \frac{S_h}{S} + C_{m_{ac}}^{wb} \end{cases} \quad (7.3)$$

Impostando tre valori possibili per il baricentro vengono ottenute tre curve relative alle tre configurazioni, in particolare si considera:

- baricentro massimo avanzato $x_{cg} = 0.28$;
- valore medio del baricentro $x_{cg} = 0.30$;
- baricentro massimo arretrato $x_{cg} = 0.35$.

7.5 Resistenza dovuta alla compressibilità

Il contributo alla resistenza del velivolo completo dovuto agli effetti della compressibilità del campo di moto può essere in prima approssimazione considerato coincidente con la resistenza di compressibilità dell'ala. Assegnati i valori dello spessore massimo percentuale medio dei profili che costituiscono l'ala, dell'angolo di freccia dei punti ad 1/4 delle corde della stessa e del coefficiente di portanza C_L , è possibile effettuare una stima del valore del numero di Mach critico inferiore M_{crit} . Determinato tale valore, si procede alla valutazione del numero di Mach di divergenza della resistenza M_{div} .

$$M_{div} = M_{cc} \cdot [1.02 + 0.08 \cdot (1 - \cos \Lambda_{c/4})] \quad (7.4)$$

L'incremento del coefficiente di resistenza aerodinamica $\Delta C_{D_{compr}}$ viene, infine, determinato in funzione del rapporto tra il valore del numero di Mach di volo ed il valore del numero di Mach critico inferiore, con l'ausilio del diagramma riportato nella Figura 7.1 e che rappresenta un andamento medio riferito a velivoli da trasporto esistenti [15].

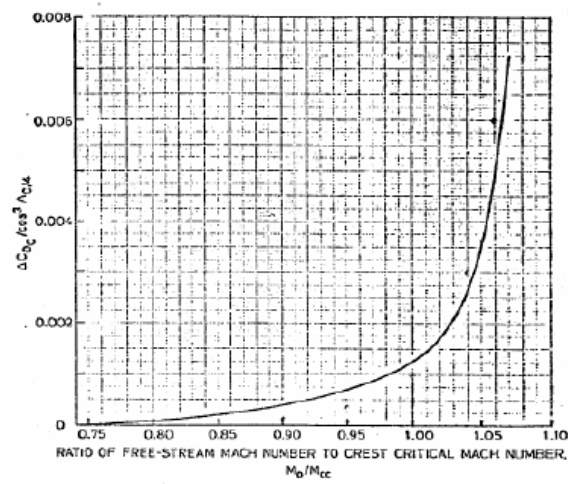


Figura 7.1: $\Delta C_{D_{compr}}$ vs M_0/M_{crinf}

7.6 Polare

La Figura 7.2 mostra le polari aerodinamiche. In tal modo è evidenziato come i contributi di resistenza non indotta discostino la polare effettiva da quella parabolica, calcolata con il fattore di *Oswald* determinato per l'ala.

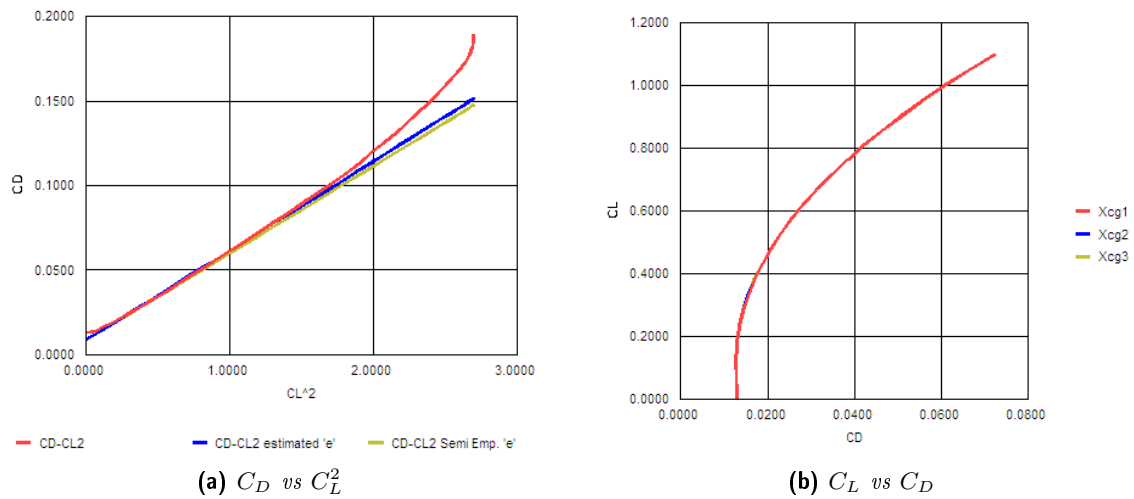


Figura 7.2: polari aerodinamiche

Si può notare come l'escursione del baricentro incide in maniera minima sulla polare. La resistenza indotta dal carico di bilanciamento è trascurabile rispetto a quella alare. Si nota inoltre come il peso della resistenza d'onda diventa eccessivo solo per C_L elevati in corrispondenza del numero di Mach di crociera. Il problema dell'elevata resistenza non si pone comunque per assetti veloci e conferma come ottima la scelta della geometria alare, in quanto il Mach di divergenza della resistenza risulta essere superiore al Mach di volo in crociera. Un ragionamento analogo può essere fatto in caso di *diversion*, per la quale è stato supposto un numero di Mach di volo pari a 0.70.

Bibliografia

- [1] <http://www.boeingitaly.it> URL consultato il 15/04/2011
- [2] <http://en.wikipedia.org> URL consultato il 15/04/2011
- [3] David Robertson, *Workhorse jet has been huge success with airlines that want to cut costs*, London: The Times 20/03/2009
- [4] Paul Eden, *Civil Aircraft Today: The World's Most Successful Commercial Aircraft*, Amber Books, London, 2008
- [5] Aviation Fuel - Jet Fuel Information, <http://www.csgnetwork.com/jetfuel.html> URL consultato il 01/06/2011
- [6] <http://www.tamoil.it/Prodotti/Carburanti+e+combustibili/Kerosene/Kerosene+per+turboreattori+-+Jet+A-1/> URL consultato il 01/06/2011
- [7] Avio, <http://www.aviogroup.com/it/catalog/civil/engines/genx> URL consultato il 01/06/2011
- [8] Courtland D. Perkins, *Airplane Performance, Stability and Control*, Jhon Wiley & Sons INC., New York, London, 1949
- [9] <http://www.faa.gov> URL consultato il 05/09/2011
- [10] Egbert Torenbeek, *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Delft University Press, 1976
- [11] H. Abbot-A. E. von Doenhoff, *Theory of Wing Sections*, Dover, 1958
- [12] F.Nicolosi, *ADAS-Analisi dell'Ala*, Università degli Studi 'Federico II', Napoli
- [13] J. Roskam, *Airplane Design*, Roskam Aviation and Engineering Corp., Ottawa (KS), 1985
- [14] F.Nicolosi, *ADAS-Polari Aerodinamiche del Velivolo Completo*, Università degli Studi 'Federico II', Napoli
- [15] F.Nicolosi, *ADAS-Analisi delle Prestazioni*, Università degli Studi 'Federico II', Napoli