

Università degli Studi di Napoli “Federico II”  
Facoltà di Ingegneria

---

Corso di laurea in Ingegneria Aerospaziale ed Astronautica

Corso di Progetto Generale dei Velivoli

Docente: Prof. F. Nicolosi

# BOEING 737-700

---



Emilio Di Lorenzo (335/330)  
Mario Dell'Aversana (335/386)

---

# Indice

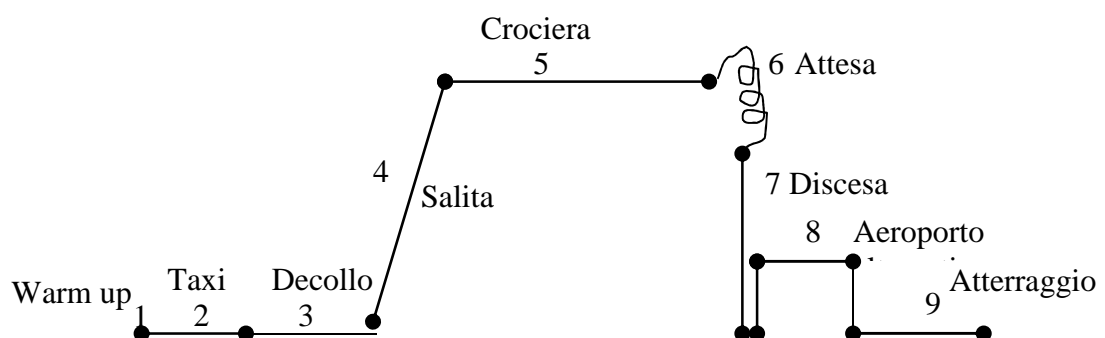
---

<b>Specifica di progetto</b>	<b>Pag. 1</b>
<b>Valutazione dei pesi</b>	<b>Pag. 2</b>
<b>Valutazione del punto di progetto</b>	<b>Pag. 8</b>
<b>Progetto dell'ala</b>	<b>Pag. 17</b>
<b>Progetto della fusoliera</b>	<b>Pag. 31</b>
<b>Polare del velivolo completo</b>	<b>Pag. 42</b>
<b>Analisi delle prestazioni</b>	<b>Pag. 55</b>

# 1. Specifica di progetto

---

<i>Tipo velivolo</i>	Velivolo da trasporto a getto.
<i>Carico pagante</i>	150 passeggeri (+ 2 piloti e 5 assistenti di volo)
<i>Normativa</i>	FAR 25
<i>Autonomia di percorso (fase5)</i>	al 80% della potenza 3200 nm
	Assumere : E=14-15   Cj=0.50-0.55 lb/(lb h)
<i>Riserva (attesa) (fase 6)</i>	45 min
<i>Diversion(fase 8)</i>	200 nm
<i>Velocità di crociera</i>	Mach = 0.78
<i>Quota di tangenza pratica</i>	
<i>Lunghezza di decollo at S/L</i>	TO Field lenght (at MTOW , S/L) 6700 ft
<i>Lunghezza di atterraggio at S/L</i>	Landing field lenght at Max Land weight , S/L 4500 ft Assumere Max land Weight=0.96 MTOW



## 2. Valutazione dei pesi

Al fine di determinare i pesi caratteristici del velivolo si calcolano:

- $W_{pl}$ , peso del carico pagante ovvero passeggeri con bagaglio
- $W_{crew}$ , peso dell'equipaggio ovvero pilota ed assistenti di bordo con relativo bagaglio
- $M_{ff}$ , rapporto tra peso all'atterraggio e al decollo
- $W_{tfo}$ , peso dei lubrificanti non consumabili

che consentono di definire :

- $W_{TO}$ , peso al decollo indicato anche come MTOW, Maximum Take-Off Operating Weight
- $W_e$ , peso a vuoto
- $W_f$ , peso del combustibile
- $OEW$ , Operative Empty Weight, Peso A Vuoto Operativo,  $OEW = W_e + W_{crew} + W_{tfo}$ .

### 1) Carico pagante

In base alla specifica di missione si riporta la tabella relativa al carico pagante con i relativi pesi:

$N^o$ di passeggeri	Peso medio passeggero (lbs)	Peso medio bagaglio (lbs)
150	175	30

Tab. 1

Si ricava  $W_{pl}=30750$  lbs, ovvero 13948 kg.

### 2) Equipaggio

In base alla specifica di missione si riporta la tabella relativa all'equipaggio con i relativi pesi

Equipaggio	Quantità	Peso medio (lbs)	Peso medio bagaglio (lbs)
Piloti	2	175	30
Assistenti	5	175	30

Tab. 2

Si ricava  $W_{crew}=1435$  lbs, ovvero 651 kg.



### 3) Carburante

In base alla specifica assegnata si assegnano i seguenti valori per il consumo specifico e l'efficienza aerodinamica del velivolo:

Consumo specifico ( $\frac{lb}{lb \cdot h}$ )	Efficienza aerodinamica
0.50	14

Tab. 3

Per quanto riguarda  $W_f$ , peso del carburante, esso viene calcolato mediante il “*fuel fraction method*” che prevede di impostare un determinato profilo di missione e per il velivolo proposto è stato scelto il seguente:

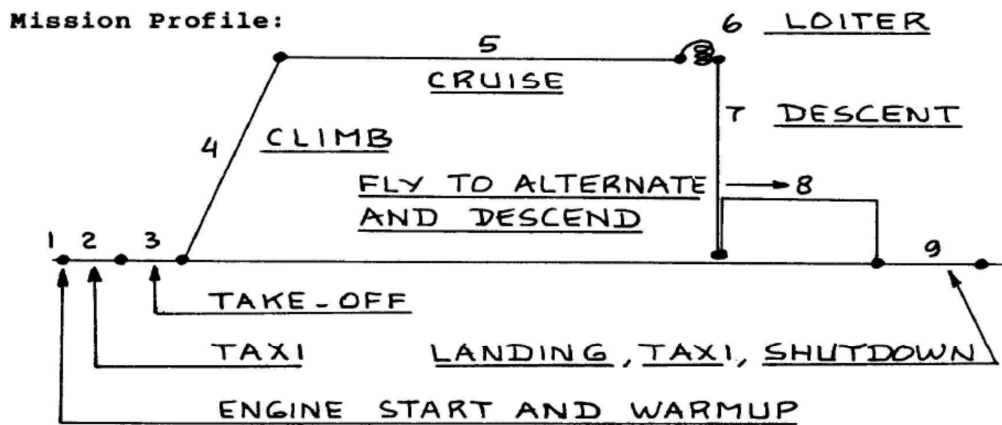


Fig. 1 – Profilo di missione scelto per il velivolo

Adesso si calcolano le frazioni di peso raggiunte al termine di ogni fase del profilo di missione.

#### 1. Accensione del motore e riscaldamento (Warm Up)

Attraverso un metodo statistico che tiene conto del fatto che il velivolo che si sta analizzando rientra nella categoria dei velivoli da trasporto a getto si ricava

$$\frac{w_1}{w_{to}} = 0.990$$

#### 2. Rullaggio al suolo (Taxi)

Statisticamente si ricava

$$\frac{w_2}{w_1} = 0.990$$

3. Decollo (Take Off)

Statisticamente si ricava

$$\frac{W_3}{W_2}=0.995$$

4. Salita alla quota di crociera (Climb)

Statisticamente si ricava

$$\frac{W_4}{W_3}=0.980$$

5. Crociera (Cruise)

Utilizzando la formula di Breguet per l'autonomia di un velivolo a getto  $R = \left(\frac{V}{c_j} \frac{L}{D}\right)_{cr} \ln \left(\frac{W_4}{W_5}\right)$  e utilizzando i parametri presenti nella tabella 3 risolta per il rapporto dei pesi considerati fornisce

$$\frac{W_5}{W_4}=0.776$$

6. Attesa (Loiter)

Utilizzando la formula di Breguet per l'autonomia oraria  $T_{lt} = \left(\frac{1}{c_j} \frac{L}{D}\right)_{lt} \ln \left(\frac{W_5}{W_6}\right)$  e utilizzando i parametri presenti nella tabella 3 risolta per il rapporto dei pesi considerati, argomento del logaritmo, fornisce

$$\frac{W_6}{W_5}=0.974$$

7. Discesa (Descent)

Statisticamente si ricava

$$\frac{W_7}{W_6}=0.990$$

8. Atterraggio in aeroporto alternativo (Alternate)

Tenuto conto delle specifiche e delle caratteristiche di tabella 3, si inseriscono per la formula di Breguet per l'autonomia di distanza i dati necessari e si risolve all'inverso ottenendo

$$\frac{W_8}{W_{7alt}}=0.984$$

9. Atterraggio (Landing)

Statisticamente si ricava

$$\frac{W_8}{W_7}=0.992$$

Effettuando il prodotto di tutte le frazioni di peso, si ricava il fattore  $M_{ff} = \frac{W_8}{W_{T0}} = 0.698$  che fornisce la frazione di peso al decollo pari al carburante usato

$$W_{Fused} = W_{T0}(1 - M_{ff}) = 0.698 * W_{T0}$$

Il diagramma di crociera risulta



Fig. 2 – Profilo di missione ricavato.

#### 4) Lubrificanti non consumabili

Dal momento che il carico pagante è di 150 passeggeri e dunque il peso al decollo è superiore alle 100000 lbs su base statistica si pone  $W_{tfo} = M_{tfo} * W_{T0}$  posto  $M_{tfo} = 0.5\%$ .

#### 5) Stima finale dei pesi

Utilizzando le formule empiriche di peso a vuoto e di peso al decollo si risolve il sistema

$$\begin{cases} W_E = CW_{T0} - D \\ \log_{10} W_{T0} = A + B \log_{10} W_E \end{cases}$$

in cui:  $C = [1 - (1 - M_{ff}) - M_{tfo}]$

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

i coefficienti A e B si ricavano in maniera statistica in base alla categoria di velivolo che in questo caso è di velivolo da trasporto a getto: A=0.0833; B=1.0383.

Infine si ricava:

- (Maximum Take-Off Operating Weight) = MTOW = 197621 lbs, pari a 89640 kg.
- (Operating Empty Weight) = OEW = 107198 lbs pari a 48624 kg.
- (Empty Weight) = EW = 107198 lbs pari a 47525 kg.
- $W_{Fused} = 59673$  lbs pari a 27067 kg ( pari al MIFW, Maximum Internal Fuel Weight, considerando le riserve inglobate in esso) .
- $W_{tfo} = 988$  lbs pari a 448 kg.
- $W_{pl} = 30750$  lbs pari a 13948 kg.
- $W_{crew} = 1435$  lbs pari a 651 kg.

Di seguito si riportano alcuni fattori di crescita relativi ai pesi caratteristici del velivolo

$\frac{OEW}{MTOW}$	$\frac{MIFV}{MIOW}$	$\frac{PL}{MTOW}$	$\frac{\partial MTOW}{\partial PL}$	$\frac{PL}{OEW}$	$\frac{MIFV}{PL}$	$\frac{\partial MTOW}{\partial EW}$	$M_{ff}$
0.542	0.302	0.156	5.482	0.287	1.941	1.958	0.698

Tab. 4

Da tali parametri è possibile avere informazioni circa la variazione del peso massimo al decollo in funzione di una variazione unitaria di carico pagante, ovvero di passeggeri, oppure di peso a vuoto, intendendo masse strutturali o altro.

Di seguito si riporta un istogramma che considera i pesi considerati e calcolati in precedenza

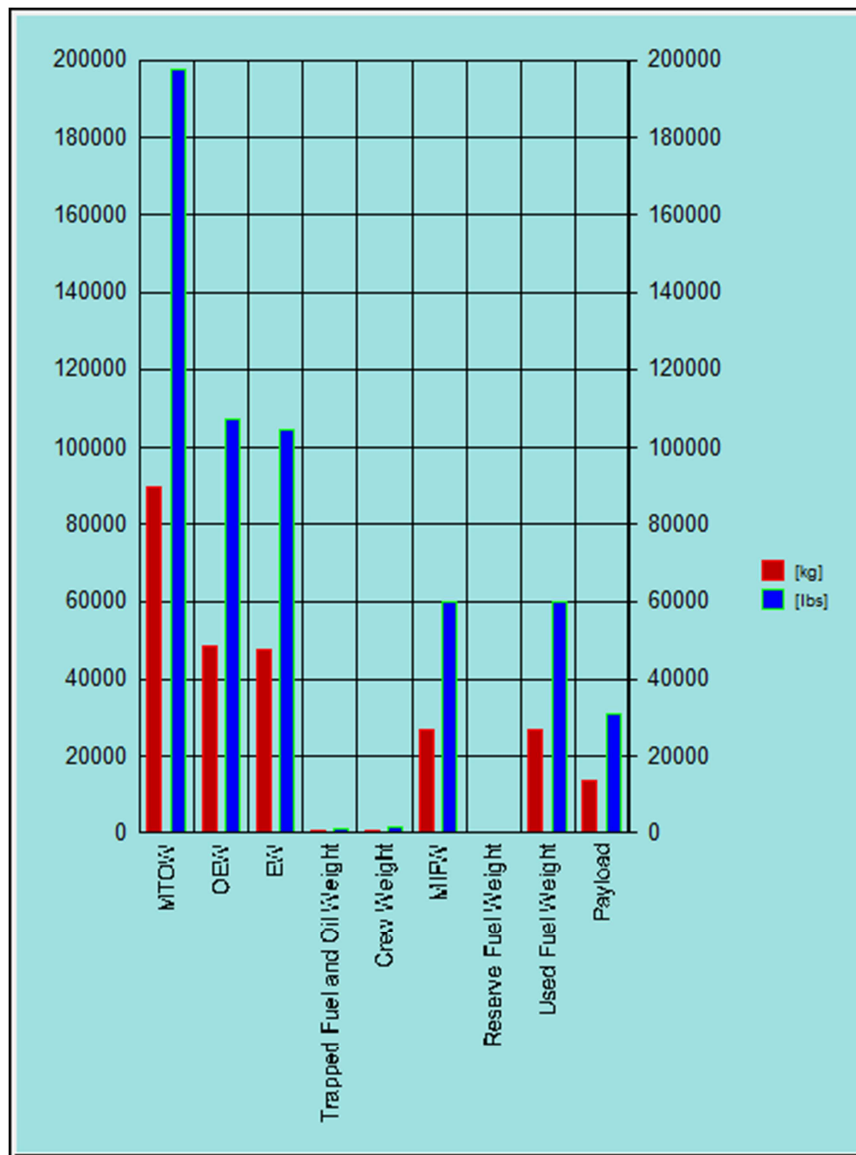


Fig. 3 – Istogramma dei pesi

Si riporta anche la distribuzione percentuale sull'MTOW

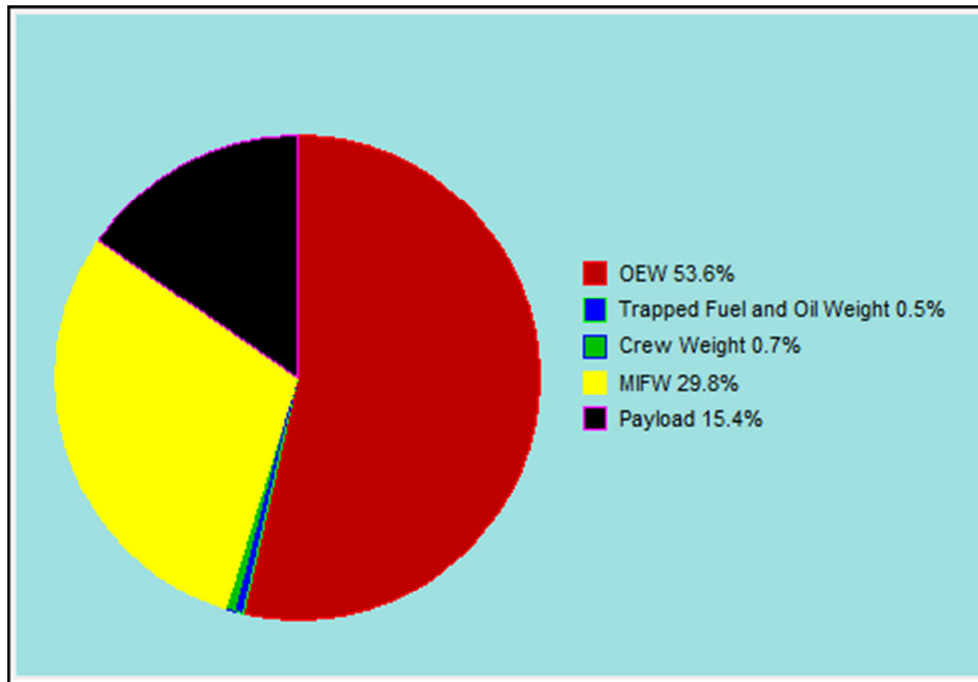


Fig. 4 - Distribuzione percentuale sull'MTOW

In basso si riportano le due rette di regressione dalla cui intersezione si ricavano  $EW = W_e$  e MTOW.

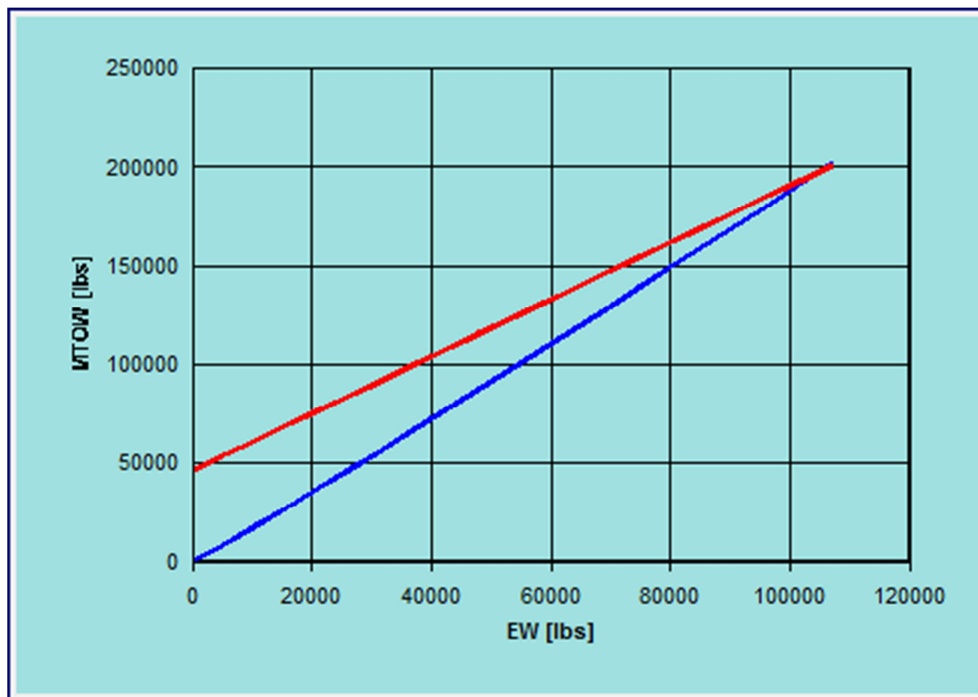


Fig. 5 – Diagramma MTOW – EW

### 3. Valutazione del punto di progetto

La determinazione del punto di progetto avviene attraverso la determinazione di

1. Distanza di decollo
2. Distanza di atterraggio
3. Prestazioni in salita
4. Velocità di crociera

Determinare il punto di progetto vuol dire determinare il carico alare  $W/S$  e il rapporto spinta-peso  $T/W$  massimi.

Come primo obiettivo bisogna stabilire la normativa cui fare riferimento. In questo caso, dato il velivolo, si considera la normativa FAR25. Si esaminano ciascuna delle fasi (decollo, atterraggio, salita e crociera) per capire come esse condizionano il punto di progetto.

#### 1) Decollo

La distanza di decollo viene calcolata in base al parametro  $TOP_{25}$  di seguito indicato

$$TOP_{25} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{to}}{\sigma C_{L_{max to}} \left(\frac{T}{W}\right)_{to}}$$

Per velivoli certificati attraverso la normativa FAR25, il  $TOP_{25}$  si misura tramite una relazione statistica con la distanza al decollo  $S_{TOFL}$  (che al livello del mare consente di scrivere  $\sigma = \frac{\rho}{\rho_0} = 1$ ):

$$S_{TOFL} = 37.5 TOP_{25}$$

La specifica impone una distanza di decollo pari a  $S_{TOFL}$  (at MTOW, S/L) = 6700 ft ; ponendo il  $C_{L_{max TO}}$  pari a 2, 2.2 e 2.5 si ottengono le limitazioni relative alla distanza di decollo riportate in Fig.7.

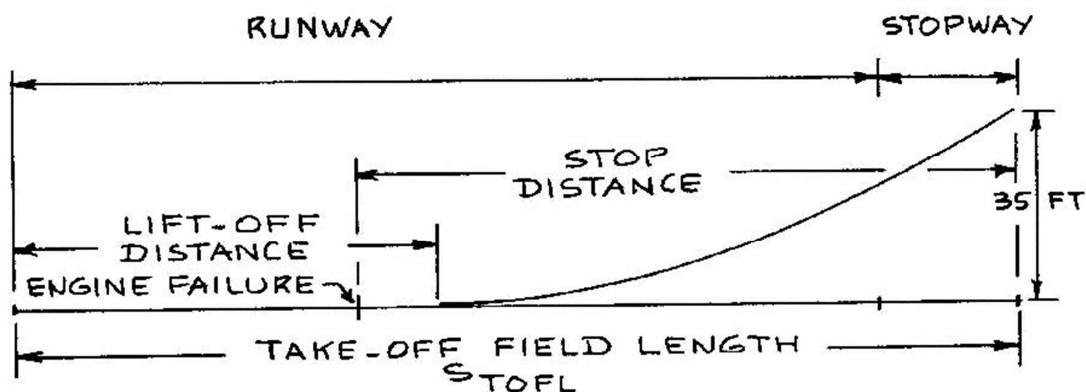


Fig.6 – Distanza di decollo

Take-off 1  $\rightarrow C_{LmaxTO} = 2$

Take-off 2  $\rightarrow C_{LmaxTO} = 2.2$

Take-off 3  $\rightarrow C_{LmaxTO} = 2.5$

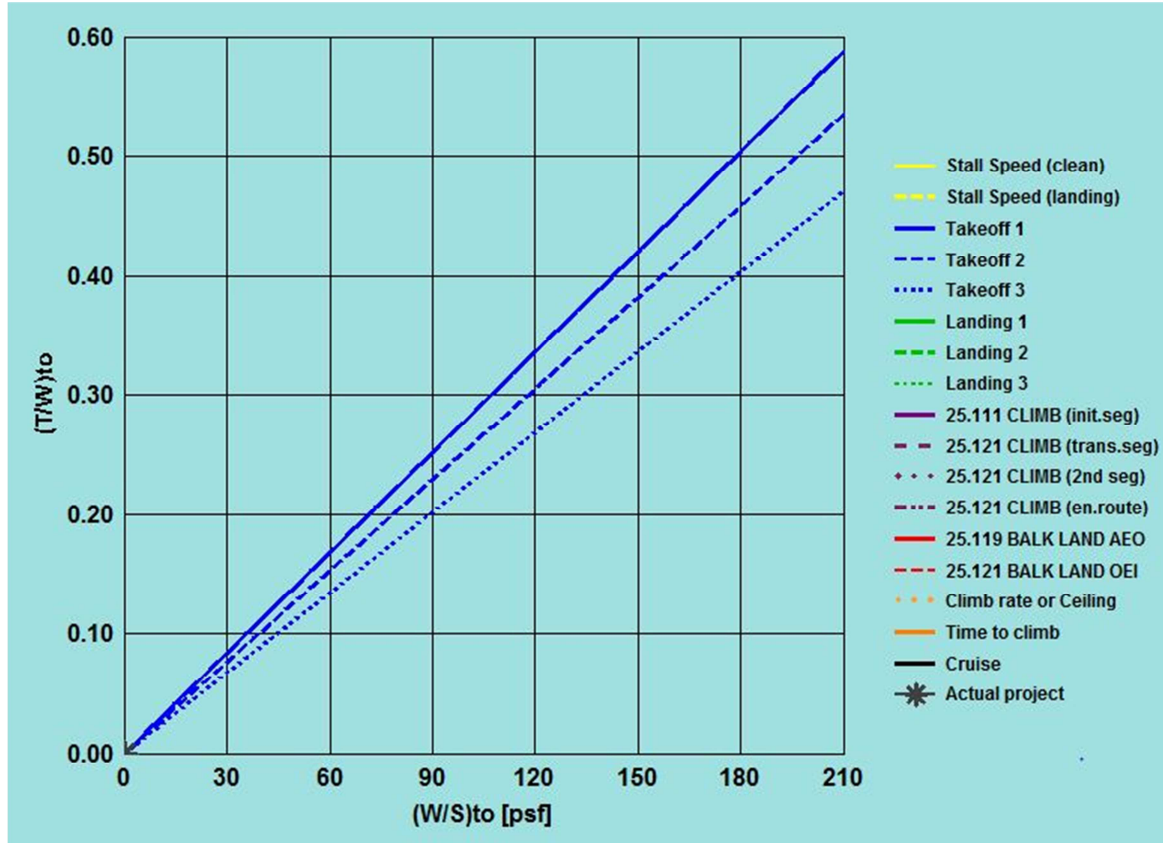


Fig. 7 – Diagramma limitazioni (fase di decollo)

## 2) Atterraggio

La velocità di stallo in configurazione di atterraggio  $V_{SL}$  si lega con la lunghezza del campo di atterraggio,  $S_{FL}$  mediante la seguente formulazione  $S_{FL} = 0.507 * V_{SL}^2$ . Dalla specifica di progetto si osserva come  $S_{FL}$  è pari a 4500 ft al livello del mare (S/L).

La  $V_{SL}$  è esprimibile anche come  $V_{SL} = \sqrt{\frac{2}{\rho} \left(\frac{W}{S}\right)_L \frac{1}{C_{LmaxL}}}$ ; tenuto conto che in condizioni di atterraggio il rapporto peso-superficie del velivolo è pari al 96% dello stesso rapporto in condizioni di decollo  $\left(\frac{W}{S}\right)_L = 0.96 \left(\frac{W}{S}\right)_{to}$ , assegnati per  $C_{LmaxL}$  i valori 2.5, 2.7 e 3 si indica in Fig.9 il diagramma di  $\left(\frac{T}{W}\right)_{to}$  in funzione di  $\left(\frac{W}{S}\right)_{to}$ .

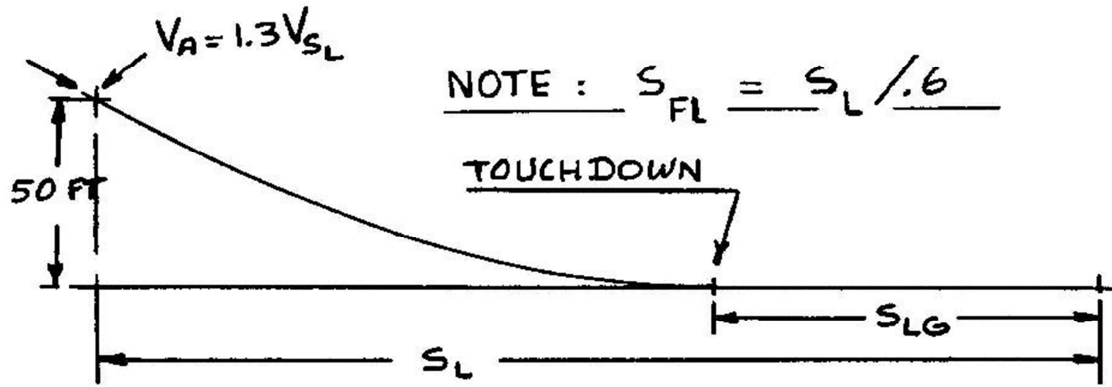


Fig. 8 – Distanza di atterraggio

Landing 1  $\rightarrow C_{L_{maxTO}} = 2.5$

Landing 2  $\rightarrow C_{L_{maxTO}} = 2.7$

Landing 3  $\rightarrow C_{L_{maxTO}} = 3$

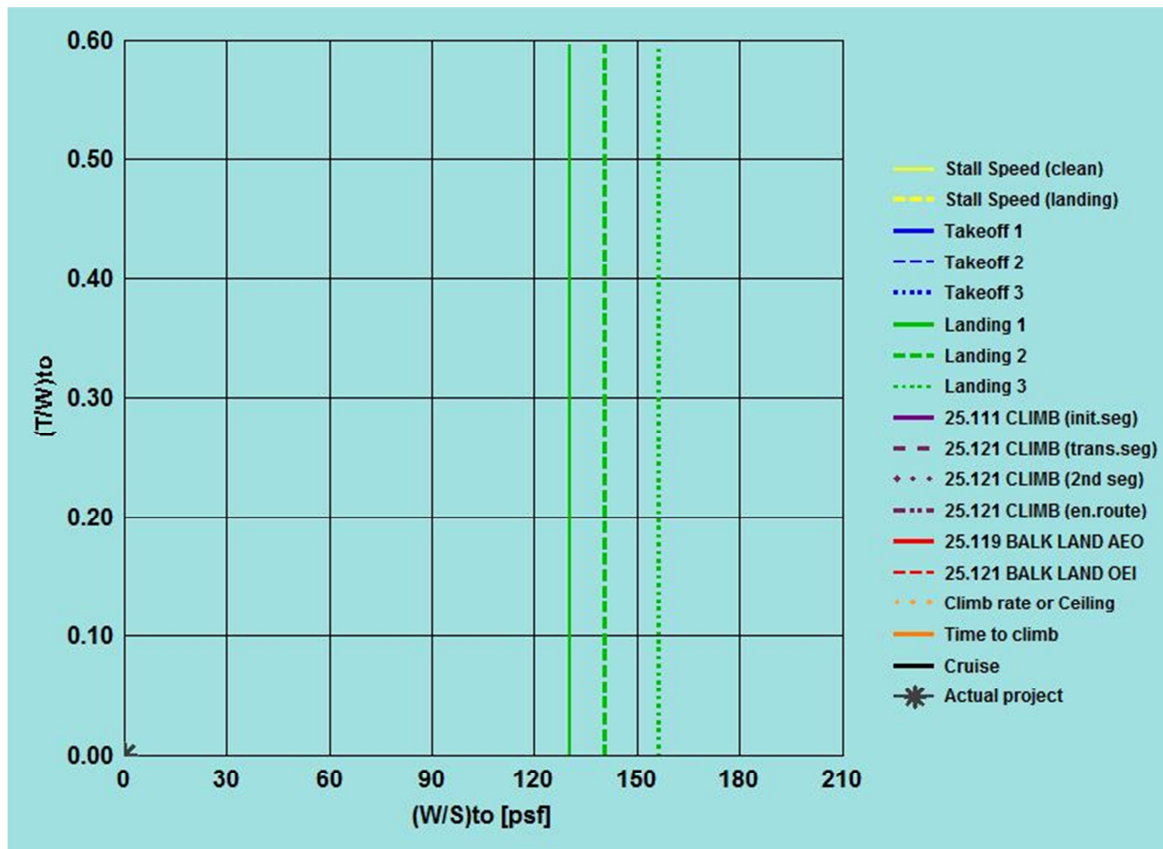


Fig. 9 – Diagramma limitazioni (fase di atterraggio)



### 3) Salita

Le limitazioni per questa fase derivano dalla direttiva FAR 25 che dispone sei normative che fanno tutte riferimento a condizioni da rispettare circa l'angolo di salita  $\gamma$ , per differenti configurazioni come la posizione dei flap, la posizione del carrello, la quota, la spinta utilizzata, eventuale motore critico inoperativo.

Il gradiente di salita, CGR, per un velivolo a getto, dipende dall'efficienza e si indica come

$$\text{CGR} = \gamma \cong \sin \gamma = \frac{T-D}{W} = \frac{T}{W} - \frac{1}{E}$$

Bisogna dunque effettuare una valutazione delle sei polari relative alle sei configurazioni stabilite dalla normativa e attraverso l'uso della polare parabolica si valutano il  $C_{D0}$ , il  $C_{Di}$ , e di conseguenza il fattore di Oswald (e), per configurazione clean, decollo e atterraggio, e l'allungamento alare AR. Inoltre, si valutano i  $\Delta C_{D0}$  legati all'apertura del carrello e/o flap. A partire dai valori di  $C_{L_{maxto}}$  e di  $C_{L_{maxL}}$  si ottengono valori verosimili di  $C_L$  nelle sei differenti configurazioni.

Fatto questo bisogna imporre le sei limitazioni indicate dalla normativa nell'equazione del CGR, tenuto conto che si possono relazionare statisticamente T/W nel caso di motore inoperativo a T/W al decollo e si ricavano sei curve orizzontali, in quanto, come si vede dall'espressione del CGR, l'angolo di salita avendo assegnato l'efficienza, è funzione del solo rapporto T/W.

La valutazione del  $C_{D0}$  viene effettuata come di seguito proposto:

1. Posto  $f = C_{D0}S = C_{feq}S_{wet}$ .
2. Si ricava  $S_{wet}$  dalla relazione  $\log_{10} S_{wet} = c + d \log_{10} W_{TO}$ .
3. Si ricava f con legge statistica  $\log_{10} f = a + b \log_{10} S_{wet}$ .
4. Si valuta la superficie alare S assegnato un dato valore di W/S statistico preso da altri velivoli della medesima categoria.
5. Si ricava  $C_{D0} = f/S$ .

Un errore riguardo la valutazione del  $C_{D0}$  non influenza particolarmente in salita, mentre ha molta importanza l'accuratezza del coefficiente di resistenza indotta.

Dopo aver effettuato le precedenti valutazioni, sono stati assegnati in input per il Boeing 737-700 i seguenti parametri:

MTOW	197622 lb
$C_{feq}$	0.0030
AR	9.4
W/S	110 lb/ft <sup>2</sup>

Da questi parametri si ricavano

$S_{wet}$	10127 ft <sup>2</sup>
f	30 ft <sup>2</sup>
S	1796.56 ft <sup>2</sup>
Wing Span	130 ft
$C_{D0}$ clean	0.0167

Si assegnano i  $\Delta C_{D0}$ , i  $C_{Lmax}$  e i fattori di Oswald relativi alle configurazioni clean, decollo e atterraggio:

	Clean	decollo	atterraggio
e	0.81	0.80	0.73
$\Delta C_{D0}$	-	0.013	0.061
$C_{Lmax}$	1.8	2.5	3

Tab. 5

Di seguito vengono assegnati ulteriori parametri

$\Delta C_{D0 \text{ gear down}}$	0.020
$\Delta C_{D0 \text{ OEI}}$	0.0060
$W_{land}/W_{TO}$	0.96
$T_{max \text{ cont}}/T_{TO}$	0.94
$T_{TO (50^\circ F)}/T_{TO}$	0.8
Number of engines	2

Si ottengono le sei limitazioni riportate in Fig.10.

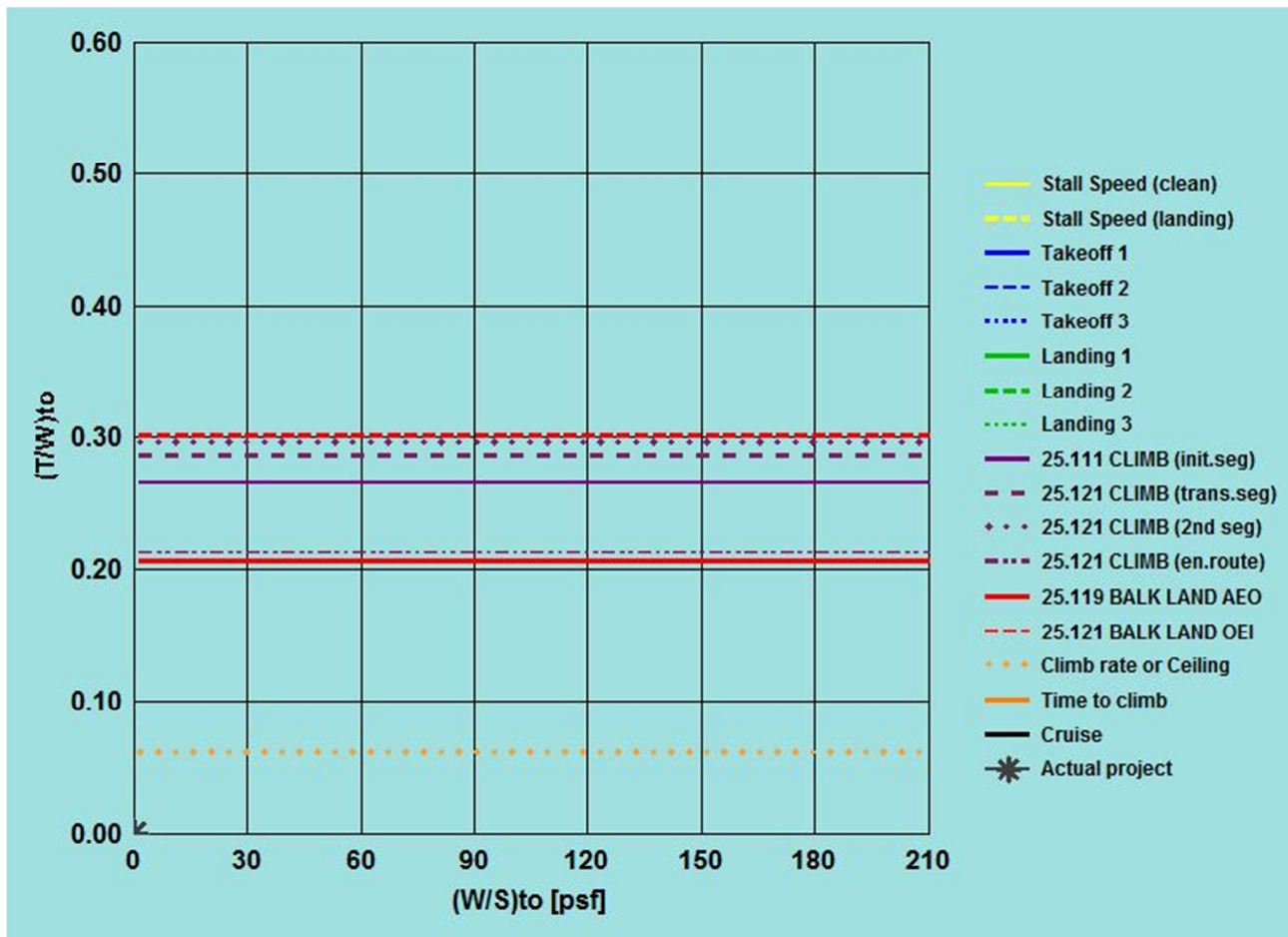


Fig. 10 – Diagramma limitazioni (fase di salita)

#### 4) Crociera

Le condizioni limiti per tale fase si ottengono dalle equazioni di equilibrio verticale ed orizzontale nel volo rettilineo orizzontale.

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{cond} = C_{D0} \cdot q \cdot \left(\frac{S}{W}\right)_{cond} + \frac{1}{\pi AR \cdot e} \left(\frac{W}{S}\right)_{cond}$$

Il pedice “cond” specifica la condizione attuale del velivolo.

La curva nel piano  $(T/W)_{TO} - (W/S)_{TO}$  è simile ad un'iperbole in quanto ci si trova in crociera e il primo termine è dominante rispetto al secondo.

Si assume un peso pari al  $W_{TO}$  sottratto di metà peso del combustibile, nell'ipotesi che ci si trovi a metà crociera,  $C_{D0}$  è lo stesso della salita in condizioni clean, anche se la stima deve essere più accurata;  $T_{cond}$  si pone all'incirca al 20% di  $T_{TO}$ .

Poichè sono note sia la quota che il numero di Mach, è possibile ricavare la pressione dinamica  $q$  stando però attenti ad aggiungere un  $\Delta C_{D0}$  legato alla comprimibilità, valutato a partire dall'angolo di freccia e dallo spessore percentuale medio dei profili, entrambi valutati su base statistica.

I parametri impostati per il velivolo in analisi sono:

Quota	35000 ft
Mach	0.78
AR	9.4
e	0.81
$C_{D0\ clean}$	0.0167
$W_{TO}$	197622 lb
S	1796.56 ft <sup>2</sup>
t/c medio	10
Angolo di freccia	25 (valore provvisorio)
$C_L$	0.386

Da tali valori, utilizzando i grafici di seguito riportati in Figg. 11-12, si ricavano  $M_{cc} = 0.774$  e  $\Delta C_{Dcompr} = 0.0011$ .

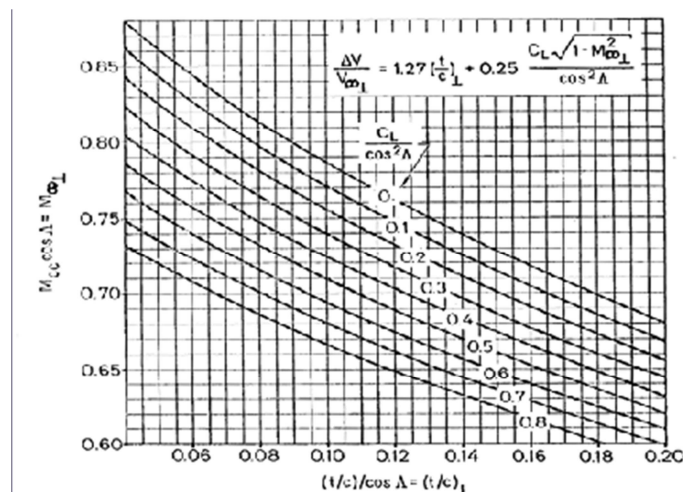


Fig. 11

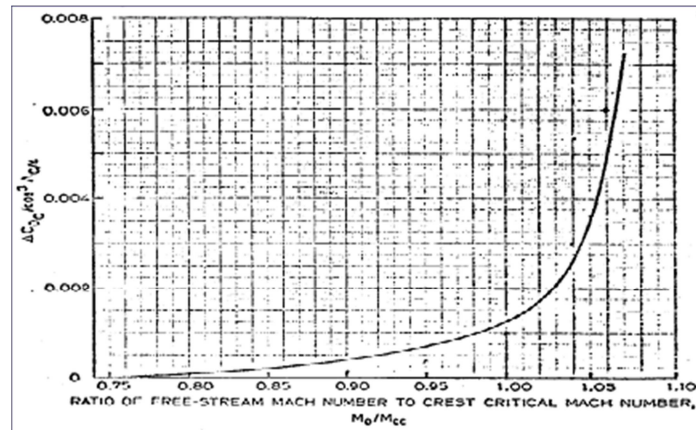


Fig. 12

Inoltre in base alla specifica si sceglie:

Tipo di motore	Turbofan High BPR
Throttle Setting %	80%
$T_{cond}/T_{TO}$	0.178

Si ottiene la limitazione riportata in Fig.13.

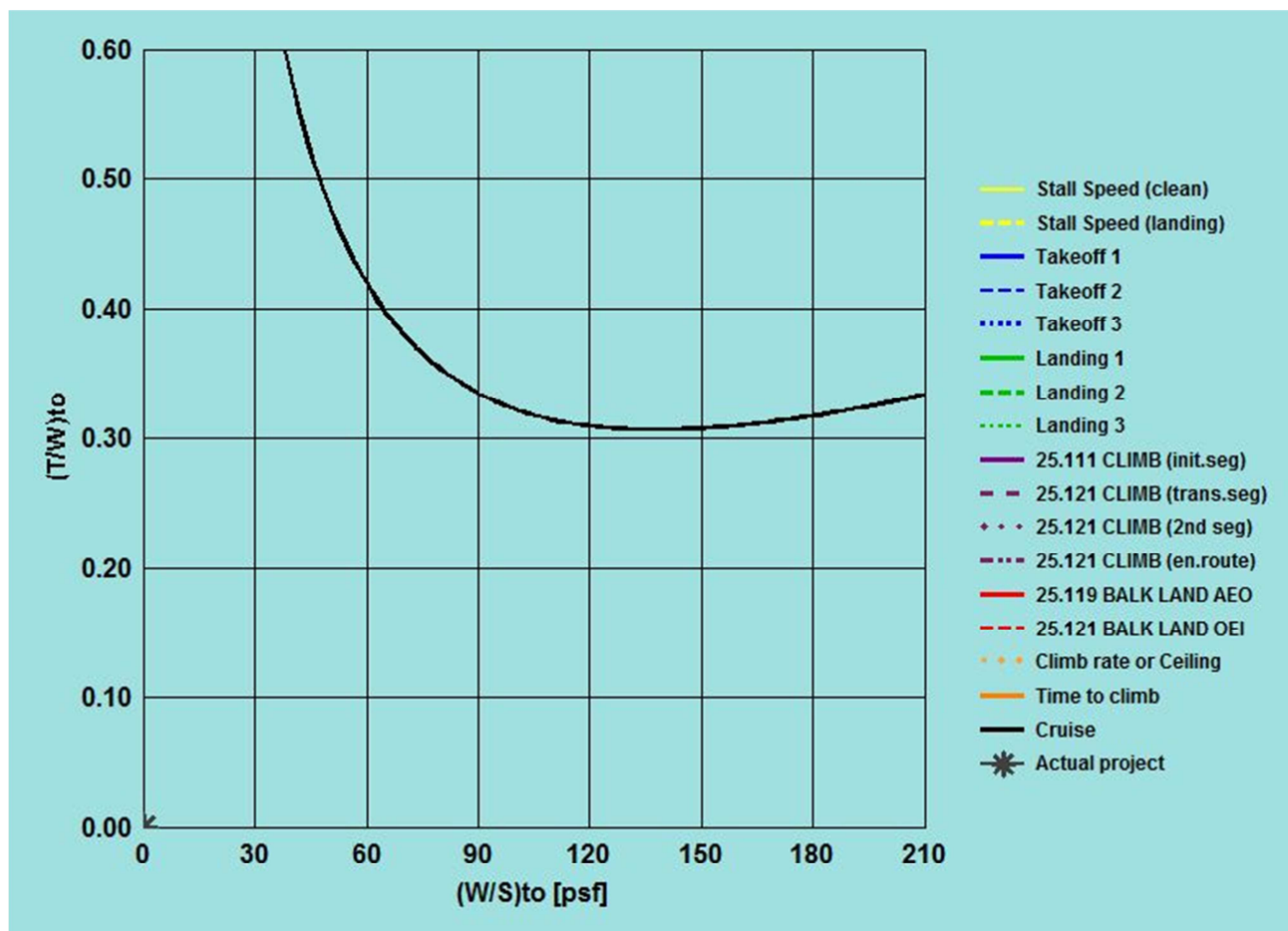


Fig. 13 – Diagramma limitazioni (fase di crociera)

Riportando le curve relative alle varie prestazioni analizzate sul diagramma  $(T/W)_{TO} - (W/S)_{TO}$  si ottiene il grafico riportato in Fig.14.

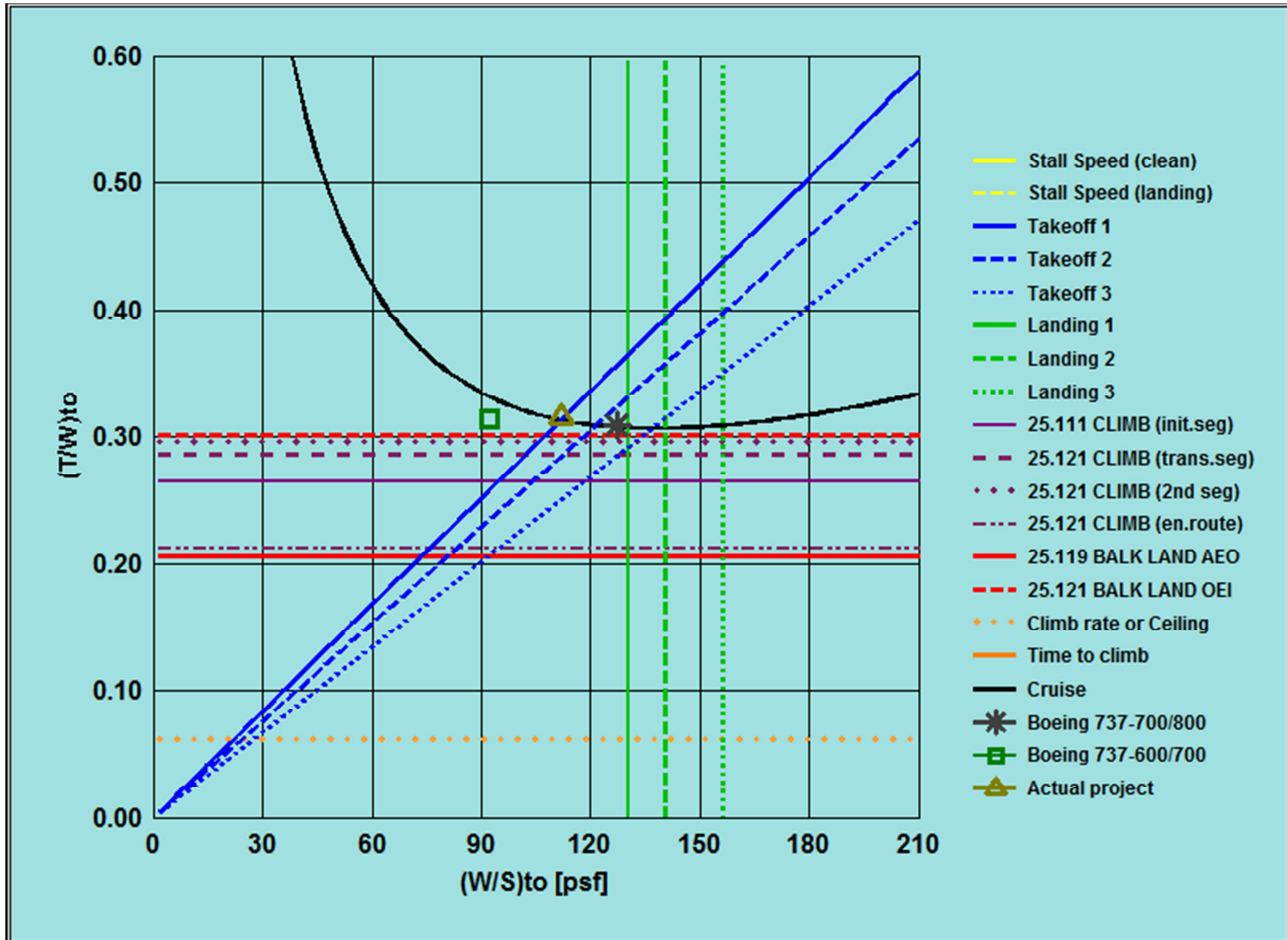


Fig. 14 – Diagramma  $(T/W)_{TO} - (W/S)_{TO}$  per la determinazione del punto di progetto

In tale grafico sono stati riportati anche due punti di progetto relativi al Boeing 737 come valori di confronto.

A valle del calcolo delle condizioni relative ai diversi requisiti, è possibile individuare quale sia il campo di valori accessibile per la scelta del punto di progetto e quali siano le prestazioni che più delle altre limitano l'area che rappresenta il campo di valori consentiti per l'effettuazione della scelta.

Nel caso in esame si può notare come le prestazioni di decollo, atterraggio e crociera racchiudano la zona scelta per individuare il punto di progetto; le prime due potrebbero essere ancora più restrittive nel caso in cui si riducessero le distanze di decollo ed atterraggio. Per alleggerire i vincoli, invece, si potrebbe ad esempio operare sui sistemi di ipersostentazione aumentando i valori del  $C_{L_{max}}$  in fase di decollo ed atterraggio.

I criteri che sono alla base della scelta del punto di progetto sono:

- Realizzare una superficie alare che sia la più piccola possibile e, quindi, avere un elevato carico alare;
- Avere la più bassa spinta necessaria al decollo e, quindi il più basso rapporto possibile  $\left(\frac{T}{W}\right)_{TO}$ .

I valori individuati sono di seguito riportati:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = 112 \text{ lb/ft}^2$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = 0.315$$

A partire da questi valori (essendo noto il peso massimo al decollo) si ha

$$S = 1764.48 \text{ ft}^2 = 163.93 \text{ m}^2$$
$$T_{TO} = 62250.9 \text{ lb} = 28236.6 \text{ kg}$$

Da quanto detto si comprende la fondamentale importanza della specifica di progetto e, quindi, della conoscenza delle prestazioni desiderate per il prodotto in fase di ideazione.

## 4. Progetto dell'ala

---

Determinato il punto di progetto e fissato il massimo peso al decollo, si ricava la superficie alare. In analogia ai velivoli simili, si adotta una configurazione strutturale ad ala bassa ed incastrata, come tipicamente accade per i velivoli a getto.

Il passo successivo riguardante il disegno dell'ala, consiste nell'assegnare un valore dell'allungamento alare  $AR$  per poi determinare con la relazione riportata nella seguente tabella il valore dell'apertura alare  $b$ . Bisogna dimensionare l'ala cercando di ottimizzare vari parametri quali il rapporto di rastremazione, l'angolo di freccia (a  $1/4$  della corda) e l'apertura alare. E' necessario definire le caratteristiche geometriche, aerodinamiche e strutturali dell'ala allo scopo di determinarne il contributo sulle curve polari aerodinamiche del velivolo completo.

La rastremazione di un'ala influenza in maniera significativa la distribuzione di carico lungo l'apertura, favorendone una significativa riduzione in corrispondenza delle estremità con notevoli vantaggi dovuti alla riduzione del momento flettente alla radice ed all'aumento della rigidità torsionale complessiva. Tuttavia la rastremazione comporta un incremento del coefficiente di portanza verso le estremità alari che favorisce la nascita del fenomeno dello stallo di estremità e cioè della zona di competenza degli alettoni; si ha quindi una perdita di efficacia dei comandi.

Si hanno i seguenti dati di input:

MTOW [kg]	89640
Wing area: $S$ [ $m^2$ ]	163.93
$AR$	9.4
Wing span: $b = \sqrt{AR * S}$ [m]	39.25
Wing-Fuselage $d/b$	0.1

Tab. 6

Sono poi state scelte le caratteristiche dei profili alari di estremità, di radice e di una sezione posta al 35% dell'apertura alare; si è ottenuto il seguente diagramma relativo alla distribuzione della corde, dove la corda di radice è stata posta pari a 8.5 m, mentre quella di estremità a 1.5 m. Utilizzando una disposizione delle corde come riportata in Fig. 15, si è ottenuto un rapporto di rastremazione pari a  $\lambda = c_t/c_r = 0.176$ .



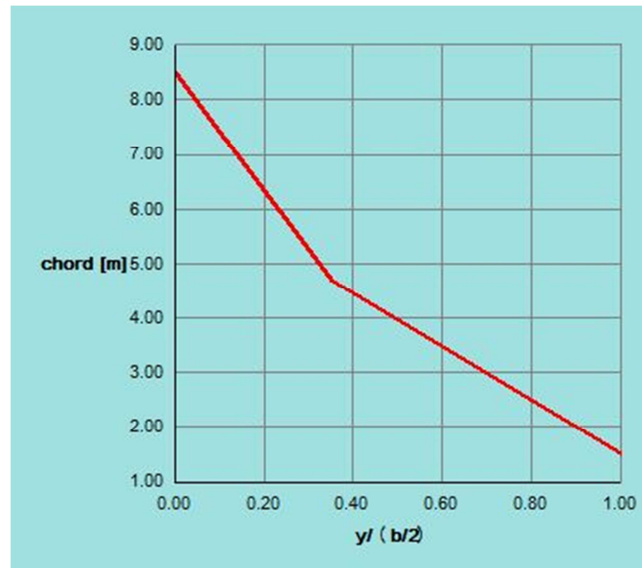


Fig. 15 – Distribuzione corde lungo l'apertura alare

	Pannello 1	Pannello 2
Panel area [m <sup>2</sup> ]	45.33	39.54
Taper ratio	0.553	0.319
Sweep angle L.E. [°]	33.2	30.5
Sweep angle 0.25c [°]	27.3	27.7

Tab. 7

Si ottengono i seguenti risultati:

Rapporto di rastremazione ( $\lambda$ )	0.176
Spessore massimo percentuale medio (t/c)	12.2
Corda media geometrica (M.G.C.) [m]	4.33
Corda media aerodinamica (M.A.C.) [m]	5.20
$X_{MAC}$ [m]	4.63
$Y_{MAC}$ [m]	7.32
$Y/(b/2)_{MAC}$	0.373
Angolo di portanza nulla dell'ala [°]	-3.5
$C_L^*$	1.03
$C_{Lmax}$	1.31
$C_{La}$ [1/°]	0.078
$\alpha_{CLmax}$ [°]	20.6
$\alpha^*$ [°]	9.8
$C_{La}$ con effetto fusoliera [1/°]	0.0081
$\alpha_{CLmax}$ con effetto fusoliera [°]	19.9
$\alpha^*$ con effetto fusoliera [°]	9.2
$C_{mac}^{wing}$	-0.067

Tab. 8



Sulla base dei dati precedentemente assegnati si è ricavata la forma in pianta dell'ala (la parte in celeste è relativa all'ala equivalente) riportata in Fig. 16.

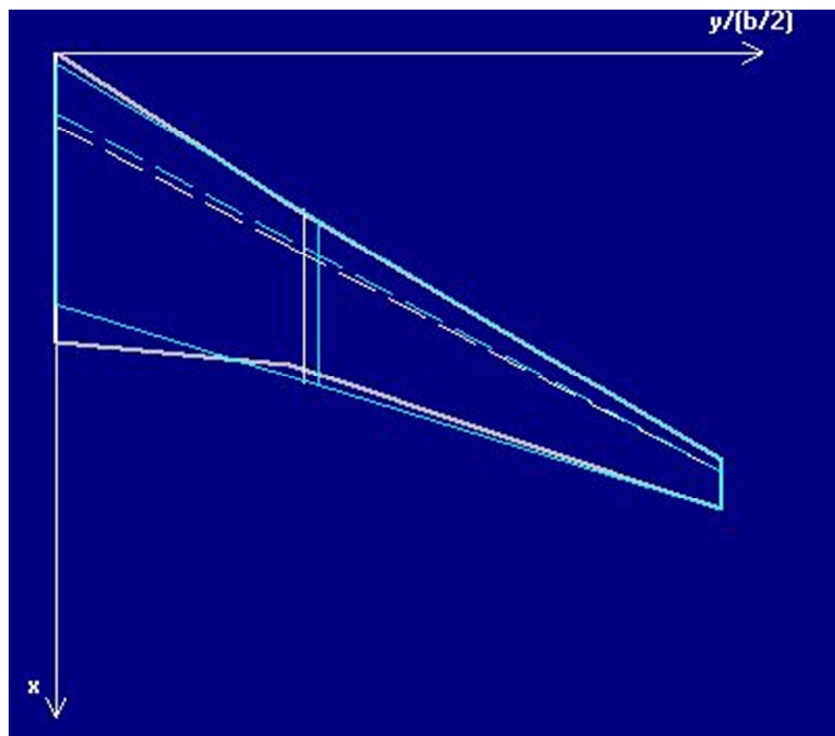


Fig. 16 – Forma in pianta dell'ala e dell'ala equivalente

Si possono elencare i dati ottenuti relativi all'ala equivalente (ala avente la stessa superficie, la stessa apertura alare e la stessa corda di estremità dell'ala reale, ma differenti corda di radice ed angolo di freccia):

Superficie alare [m <sup>2</sup> ]	169.76
Apertura alare [m]	39
Corda di radice [m]	7.15
Corda di estremità [m]	1.5
Rapporto di rastremazione	0.21
Angolo di freccia (25%c) [°]	27.7
Angolo di freccia (l. e.) [°]	30.8
Corda media geometrica [m]	4.33
Corda media aerodinamica [m]	4.93
X <sub>MAC</sub> [m]	4.89
Y <sub>MAC</sub> [m]	7.70
y/(b/2) <sub>MAC</sub>	0.392

Tab. 9

Si riportano in Fig.17 le varie curve aerodinamiche ottenute per l'ala.

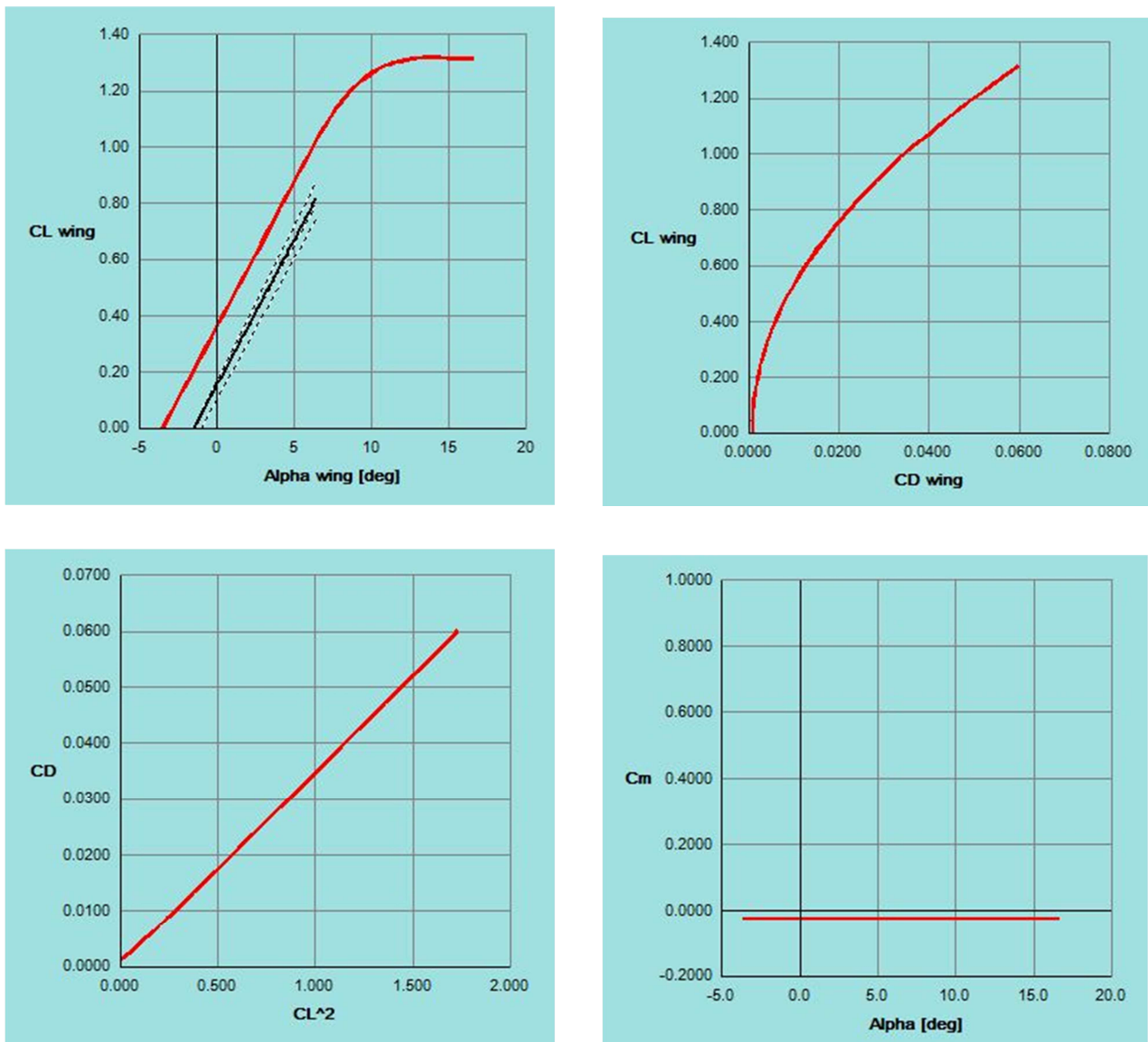


Fig. 17 – Curve aerodinamiche (in alto a sinistra:  $c_{Lw}(\alpha)$ ; in alto a destra:  $c_{Lw}(c_{Dw})$ ; in basso a sinistra:  $c_{Dw}(c_{Lw}^2)$ ; in basso a destra:  $c_{mw}(\alpha)$  ( $0.25c$ ))

Si possono plottare anche le curve che permettono di notare l'effetto di interferenza della fusoliera sui risultati aerodinamici, sia per le curve di portanza che per quelle di resistenza (Figg. 18-19-20).

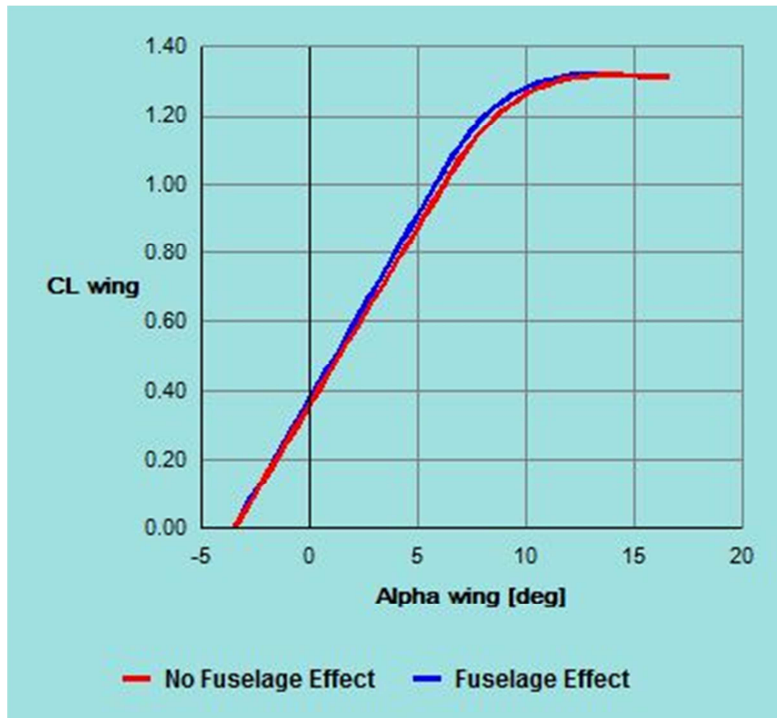


Fig. 18 -  $c_{Lw}(\alpha)$  con e senza effetto fusoliera

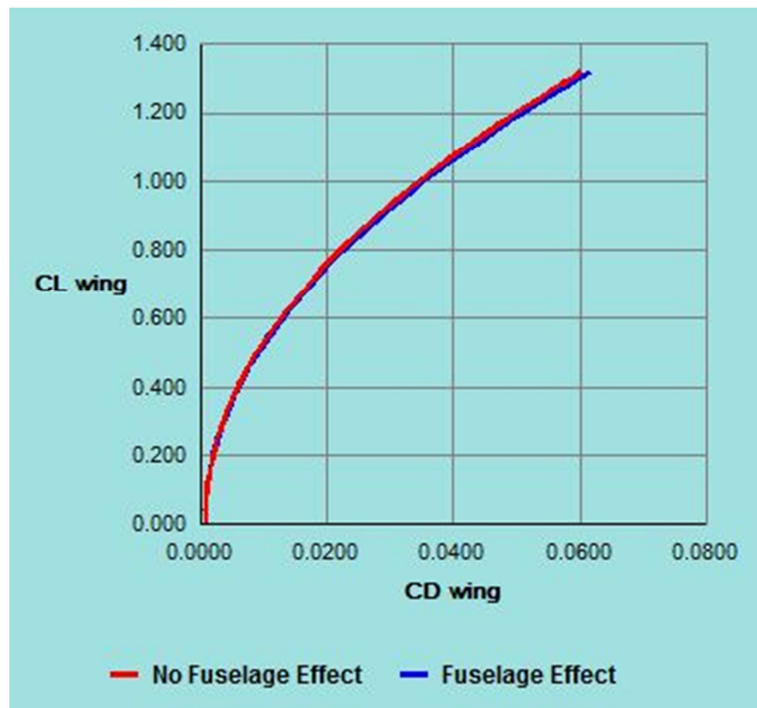
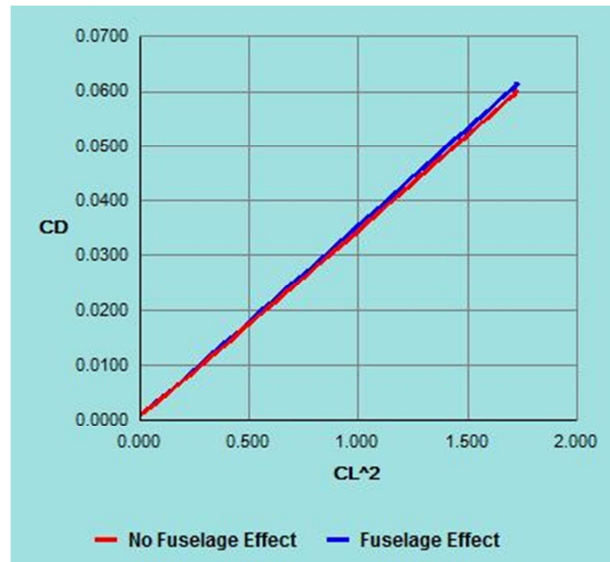


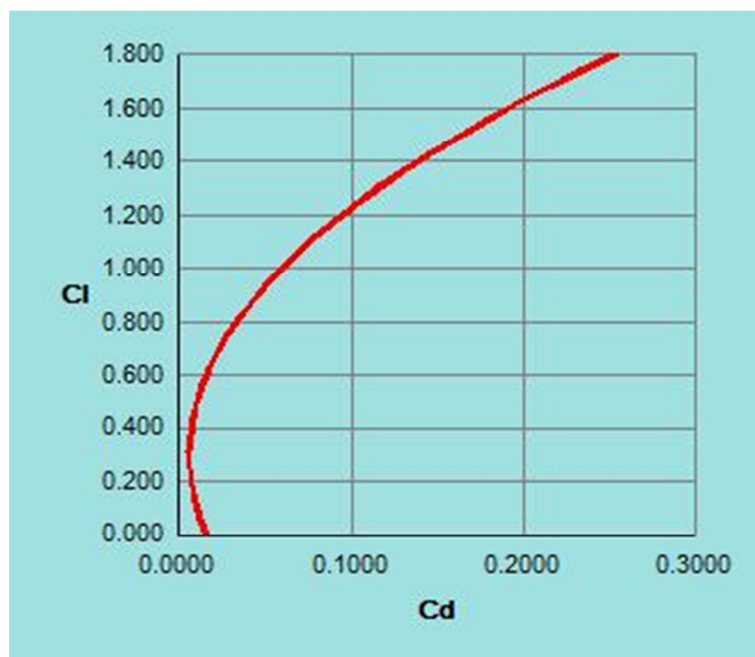
Fig. 19 -  $c_{Lw}(c_{Dw})$  con e senza effetto fusoliera


 Fig. 20 -  $c_{Dw}(c_{Lw}^2)$  con e senza effetto fusoliera

Possono inoltre essere introdotte le informazioni concernenti la resistenza viscosa dei singoli profili; è necessario specificare le seguenti grandezze:

Coefficiente di resistenza minimo $C_{Dmin}$	0.006
Coefficiente di portanza ideale $C_{Lid}$	0.3
Fattore di resistenza $k$	0.11

Tab. 10


 Fig. 21 -  $c_{Lw}(c_{Dw})$  con effetti viscosi

La conoscenza di tali parametri permette di generare per ognuno dei profili una curva polare  $C_l=f(C_d)$  che ne simuli il comportamento aerodinamico con un grado di approssimazione sufficiente.

Avendo utilizzato profili convenzionali (privi di sacca laminare), la legge che descrive l'andamento del coefficiente di resistenza parassita in funzione del coefficiente di portanza è la seguente:

$$C_d = C_{d\min} + k * (C_l - C_{l\text{id}})^2$$

Una volta note le curve polari dei singoli profili, è possibile ricavare la polare aerodinamica del profilo medio con la tecnica delle aree di influenza e dei relativi coefficienti  $K_i = 2*S_i/S$  come mostrato in Fig. 22.

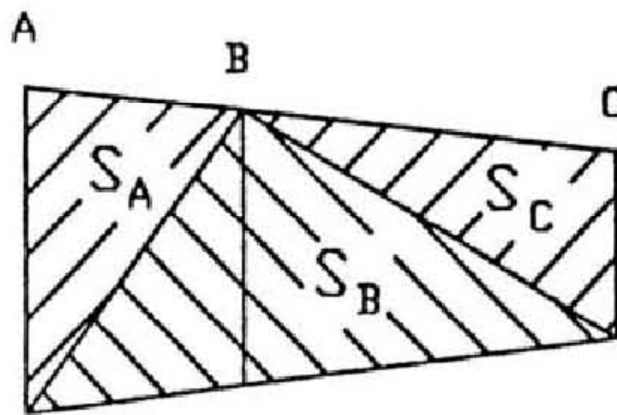


Fig. 22 – Tecnica delle aree di influenza

Allo stesso modo è stato ricavato in precedenza lo spessore massimo percentuale medio dell'ala così come tutti i vari parametri medi riferiti ai profili.

Si può poi effettuare un'analisi dell'ala di maggiore dettaglio e precisione attraverso l'utilizzo di codici di calcolo quali il metodo di Multhopp (teoria della linea portante di Prandtl) che fornisce risultati validi nell'ambito delle ipotesi di campo potenziale incompressibile, ali di grande allungamento e con angolo di freccia trascurabile, dotate di piccole variazioni di corda e svergolamento, nonché di profili sottili, poco ricurvi e posti a piccole incidenze; oppure il metodo del tipo Vortex-Lattice che, invece, fornisce risultati validi anche per ali dotate di un angolo di freccia non trascurabile come l'ala in esame.

In questo caso, quindi, si è scelto chiaramente di utilizzare questo secondo metodo; sono stati specificati tre valori dell'angolo di attacco per il calcolo ( $0^\circ$  ;  $7^\circ$  ;  $15^\circ$ ).

Si è ottenuto il diagramma relativo alla distribuzione del carico lungo l'apertura alare  $\gamma(y)$  per i tre valori indicati riportato in Fig. 23; assegnando valori dell'angolo di attacco compresi tra  $-3^\circ$  e  $15^\circ$  si sono poi ottenute le curve dei coefficienti di portanza, resistenza e momento dell'ala finita rispetto al centro aerodinamico riportate in Figg. 24-25-26.

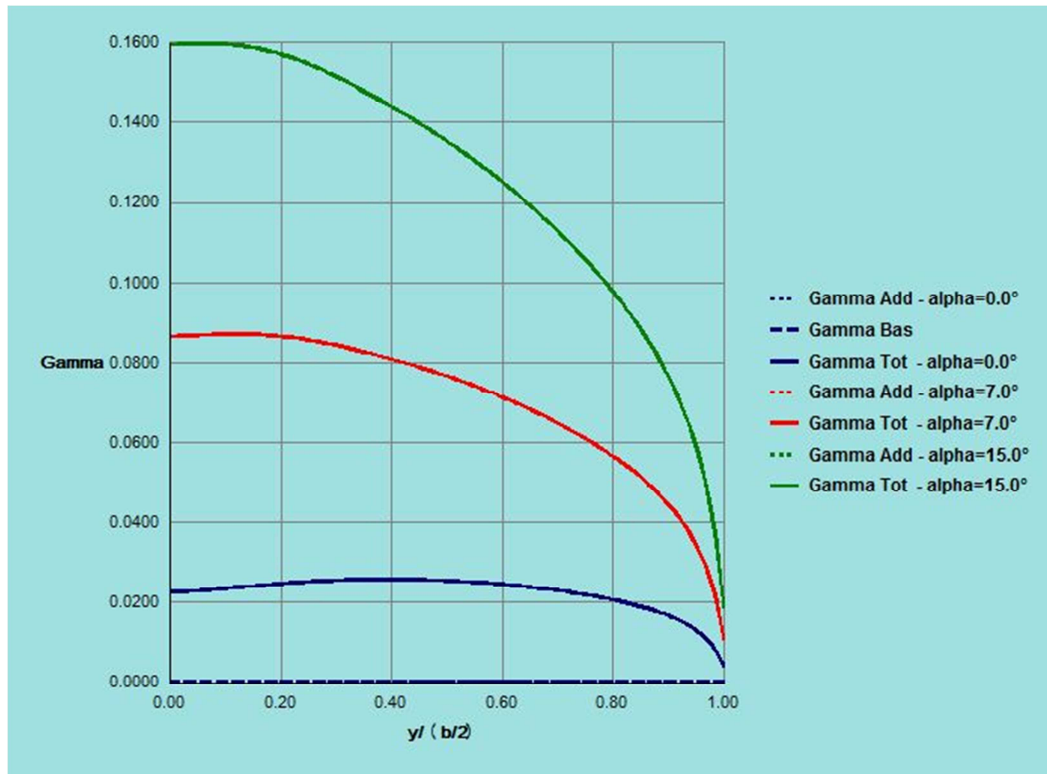


Fig. 23 – Distribuzione del carico lungo l'apertura alare

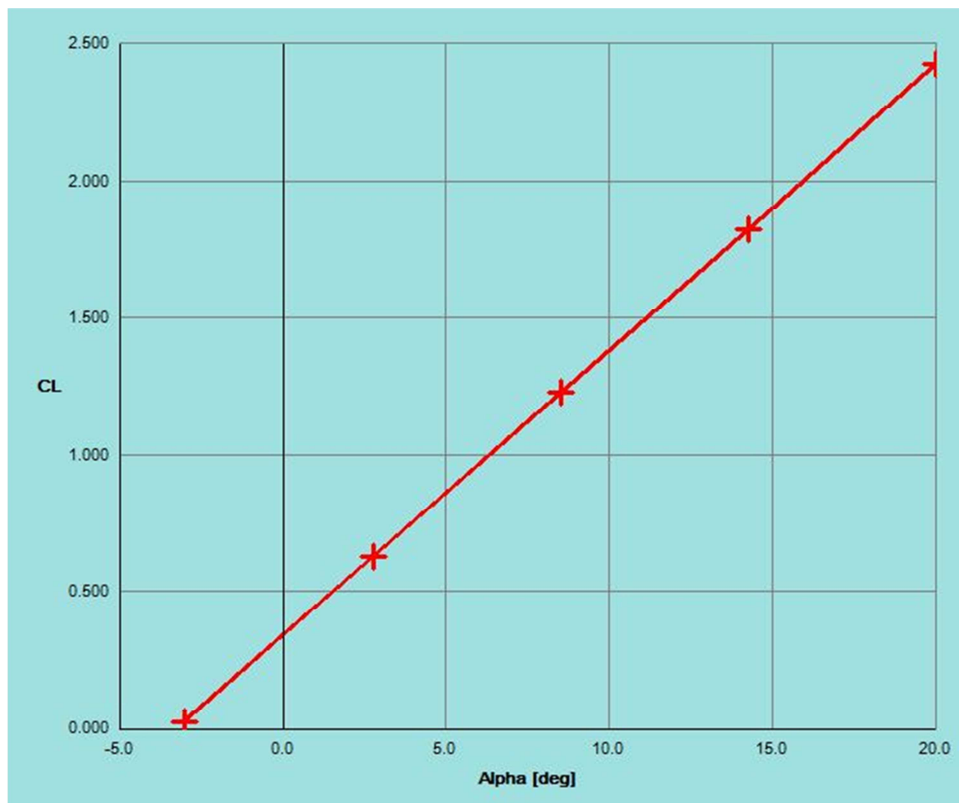


Fig. 24 -  $c_{Lw}(\alpha)$  dell'ala finita

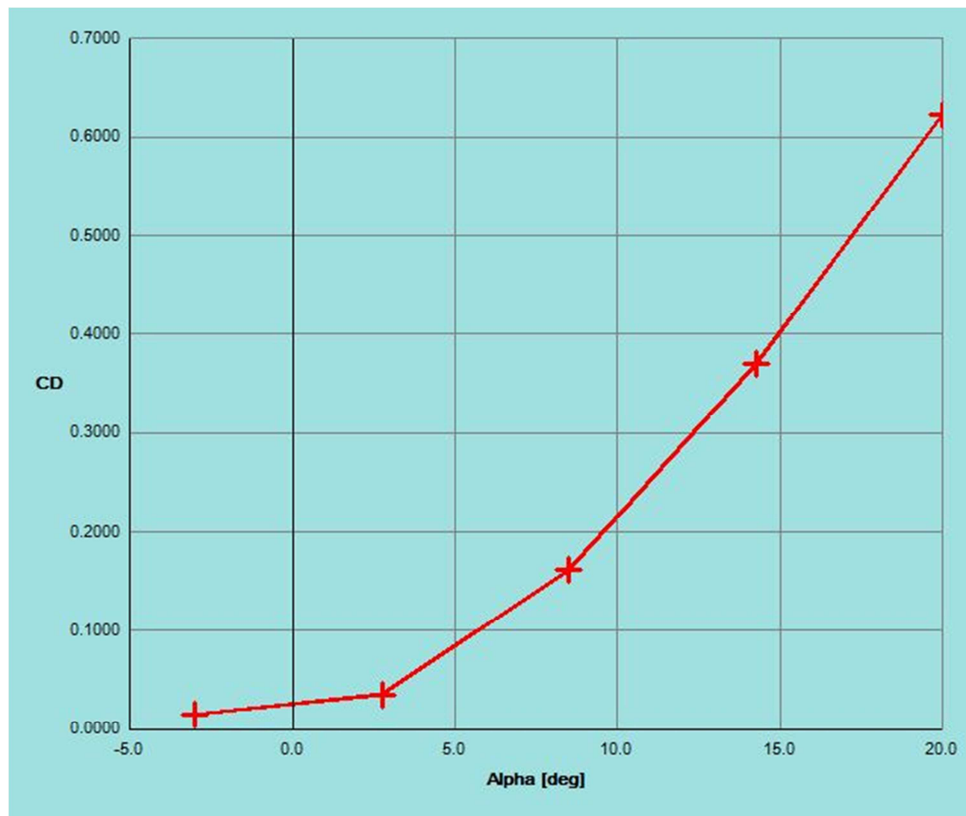


Fig. 25 –  $c_{Dw}(\alpha)$  dell'ala finita

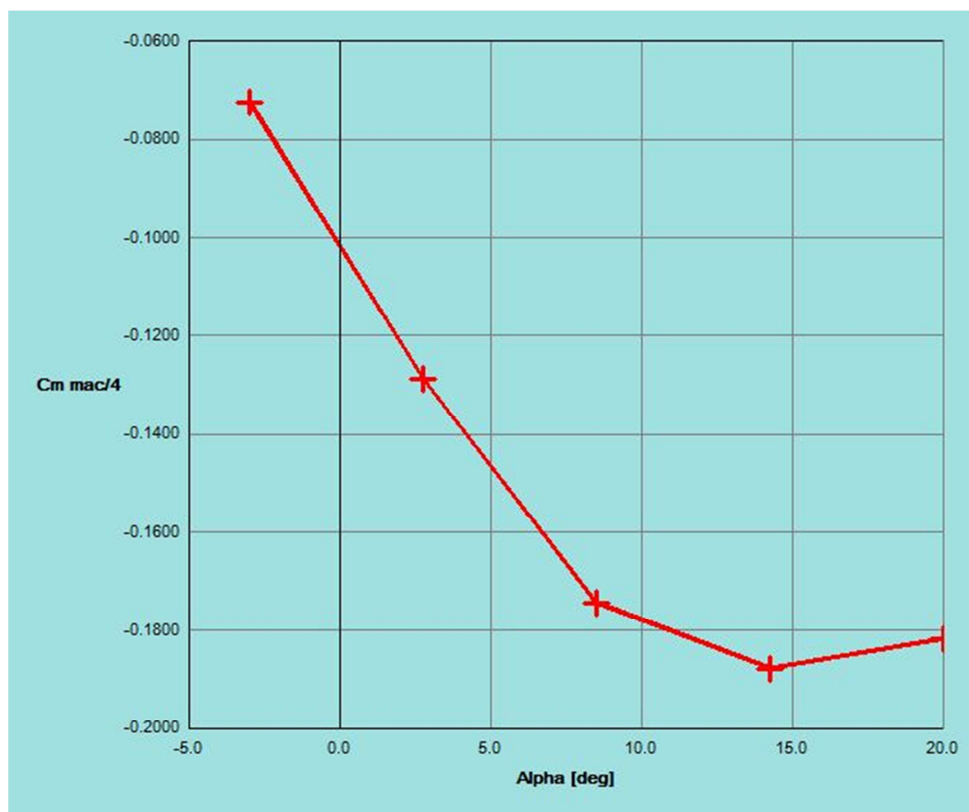


Fig. 24 -  $c_{mw}(\alpha)$  dell'ala finita (mac/4)



Un diagramma estremamente utile dal punto di vista progettuale è quello relativo alla determinazione della cosiddetta barriera di buffet ottenuta in seguito al calcolo dei valori del numero di Mach critico inferiore e del numero di Mach della divergenza della resistenza; in tal modo può essere verificata l'aderenza delle caratteristiche dell'ala alle esigenze imposte dalla barriera di buffet. E' necessario introdurre le informazioni quali la superficie alare, il peso del velivolo, la quota di volo, il numero di Mach di volo, lo spessore massimo percentuale medio, l'angolo di freccia a c/4 dell'ala equivalente e la famiglia di profili da utilizzare per il calcolo:

Wing area [m <sup>2</sup> ]	169.76
Weight [kg]	89640
Altitude [m]	10668
Mach	0.78
t/c wing [%]	12.20
Sweep angle c/4 [°]	27.7
Airfoil	Aggressive Supercritical

Tab. 11

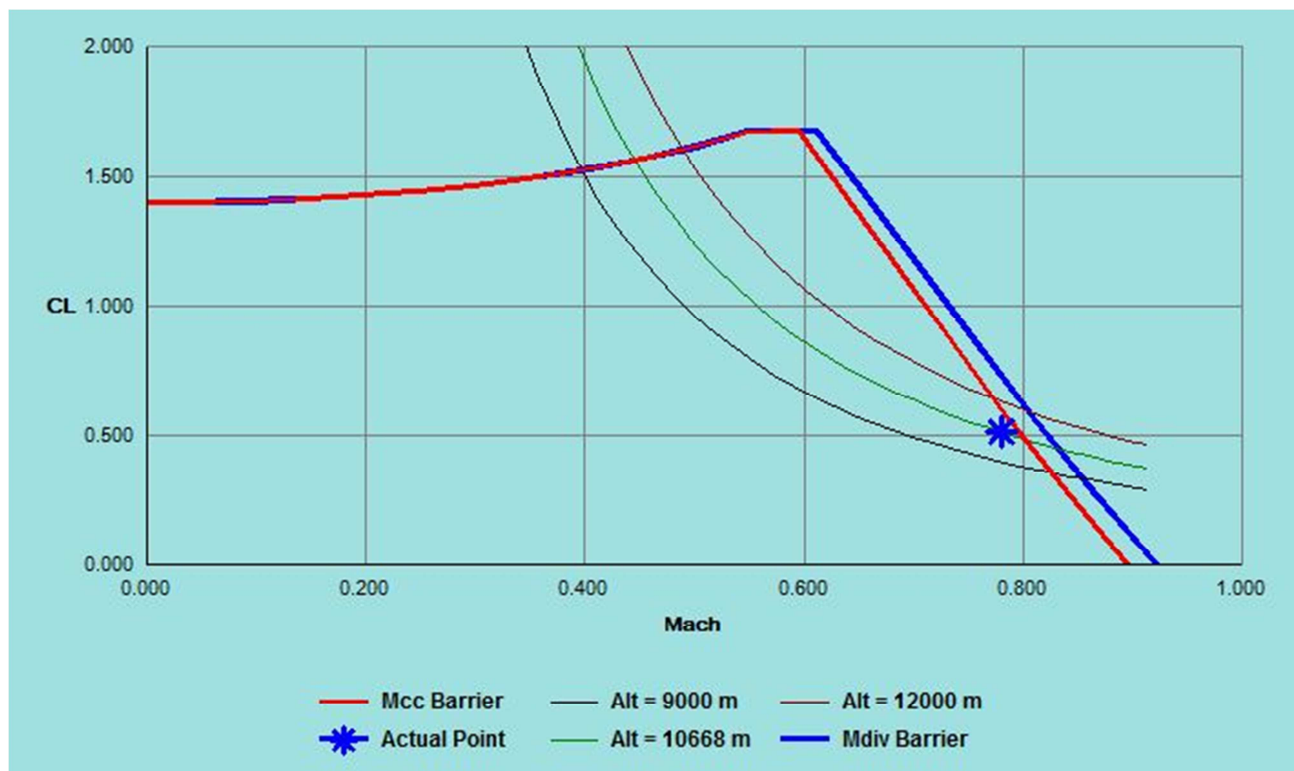


Fig. 27 – Diagramma M-CL

Si sono ottenuti i seguenti valori relativamente al numero di Mach critico inferiore ed al numero di Mach di divergenza della resistenza:

$$M_{cc}=0.796$$

$$M_{div}=0.819$$



Quindi volando a  $M=0.78$ , come si può vedere dal precedente diagramma, ci si trova all'interno della zona di piano  $M-C_L$  delimitata dalla barriera di buffet che non deve essere oltrepassata.

Allo scopo di tenere bassa la resistenza, è importante scegliere profili con numero di Mach critico inferiore maggiore del numero di Mach massimo di progetto. Di fatto lo spessore del profilo gioca un ruolo fondamentale nel determinare il numero di Mach critico inferiore.

Si è utilizzato un profilo supercritico in quanto un tale profilo è progettato per ritardare l'incremento transonico di resistenza dovuto sia al forte urto normale che alla separazione dello strato limite indotta dall'urto. Rispetto ad un profilo convenzionale, un profilo supercritico presenta un ridotto valore della curvatura, un maggior raggio del bordo di attacco ed una concavità nella parte posteriore del lato in pressione.

L'angolo di freccia dell'ala è usato principalmente per aumentare il numero di Mach critico inferiore dei vari profili e, quindi, posticipare l'incremento della resistenza in condizioni transoniche.

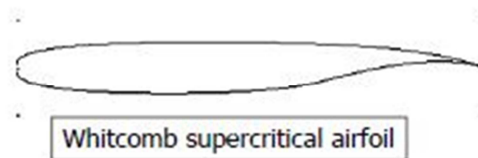


Fig. 28 – Tipico profilo alare supercritico

Infine, relativamente all'ala, è possibile scegliere di posizionare sulla stessa sia gli alettoni che dispositivi di ipersostentazione quali i flap ( trailing edge) e gli slat (leading edge).

Gli alettoni sono tipicamente collocati tra il 50% e il 90% dell'apertura alare; infatti la loro posizione migliore è sicuramente vicina all'estremità a causa del grande braccio che consente un controllo efficace del rollio senza la necessità di avere grandi superfici di governo.

Determiniamo innanzitutto la posizione dei flap e degli slat che, una volta note le caratteristiche dell'ala e la posizione della stazione in cui è presente l'angolo al 35% dell'apertura alare, possono essere posizionati come riportato nella seguente figura assegnando la stazione iniziale e finale per ognuno di essi, il rapporto tra la loro corda e quella dell'ala e la deflessione massima (relativamente ai soli flap).

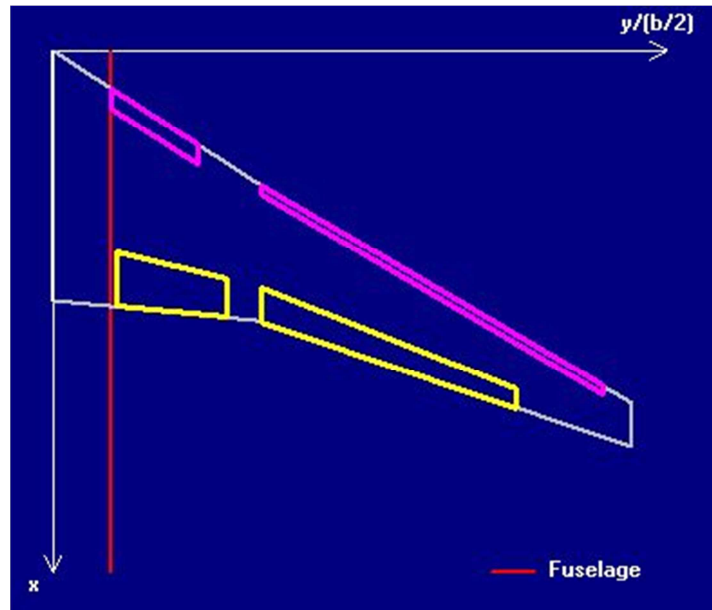


Fig. 29 – Forma in pianta alare con flap (giallo) e slat (viola)

Analizziamo, poi, il posizionamento degli alettoni che va determinato una volta noti i dati relativi all'ala per poi assegnare i seguenti dati di input:

Rapporto tra corda alettone e corda ala	0.3
Posizione interna ( $y/b/2$ )	0.82
Posizione esterna ( $y/b/2$ )	0.96
Deflessione massima [ $^{\circ}$ ]	25

Tab. 12

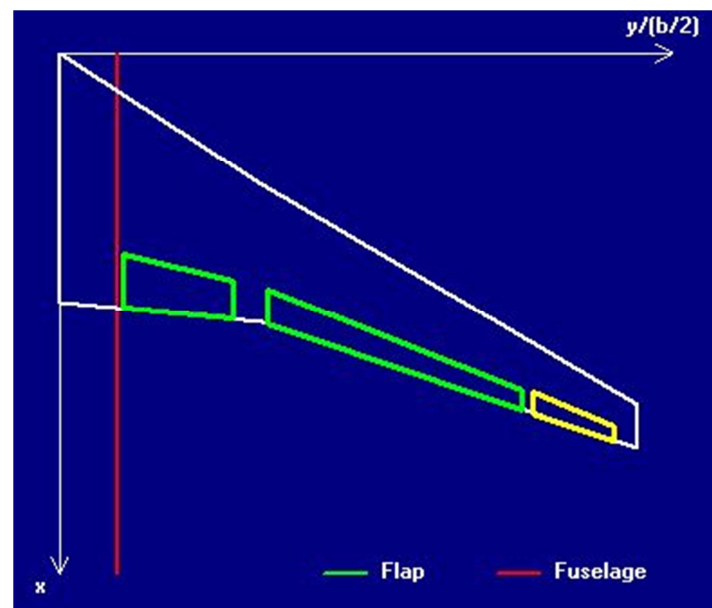


Fig. 30 – Forma in pianta alare con flap (verde) e alettone (giallo)

In Fig. 30, l'alettone è indicato con il colore giallo, mentre in verde sono riportati i flap assegnati in precedenza; la linea rossa è indicativa della posizione della fusoliera.

Una volta che sono stati dimensionati gli alettone si possono valutare le varie curve relative alla velocità angolare di rollio  $p$ , all'indice di efficacia  $pb/2v$  e alla deflessione  $\delta_a$  al variare della velocità  $v$  per vari valori della deflessione stessa; si ottengono gli andamenti tipici riportati nelle Fig. 31-32-33.

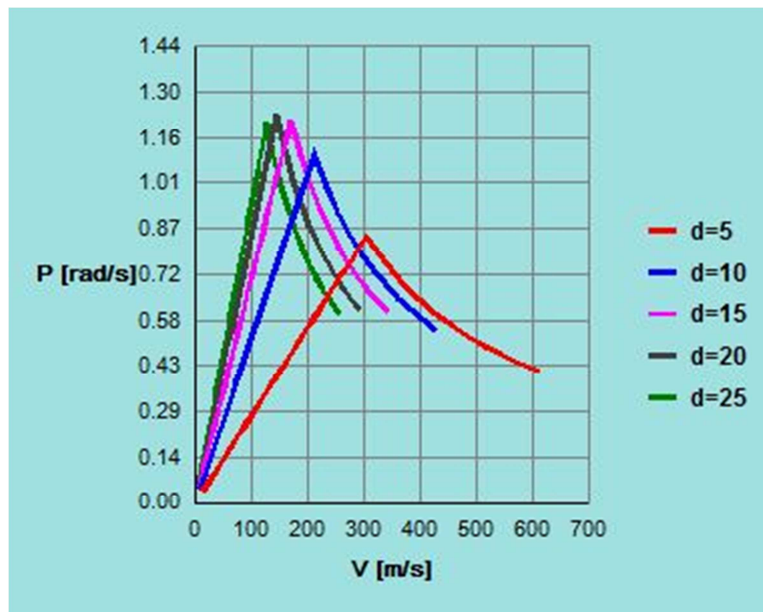


Fig. 31 –  $p(v)$  per vari valori di  $\delta_a$

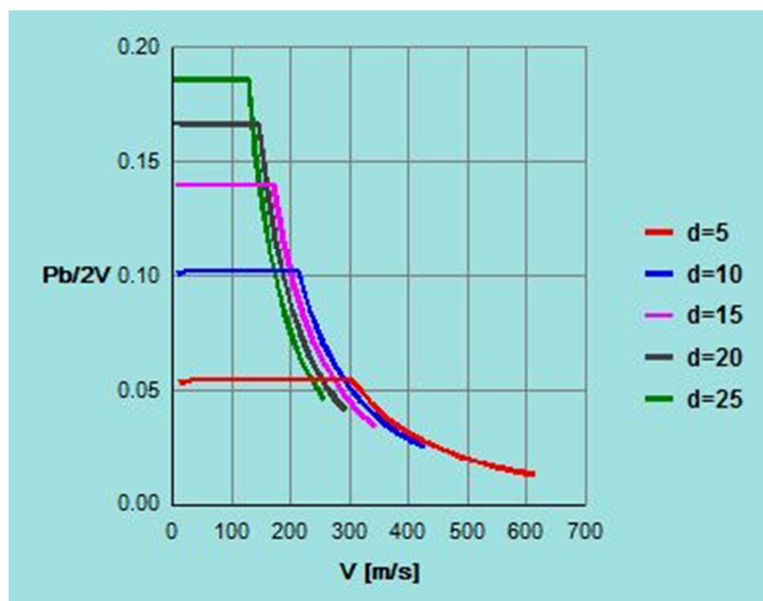
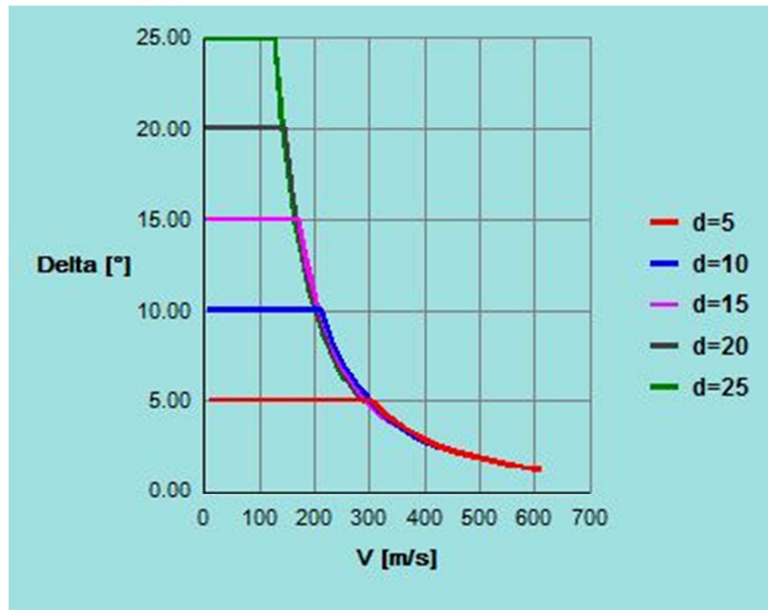


Fig. 32 –  $pb/2v$  ( $v$ ) per vari valori di  $\delta_a$

Fig. 33 -  $\delta_a(v)$  per vari valori della deflessione massima

Nei vari grafici con  $d$  si indica la deflessione degli alettoni  $\delta_a$ ; si può notare come, ad esempio, nel caso in cui  $\delta_a = 5^\circ$ , fino alla velocità di 300 m/s, il pilota è in grado di mantenere gli alettoni totalmente deflessi mentre la velocità di rollio aumenta linearmente con la velocità stessa ed il termine  $pb/2v$  resta costante. Oltre tale velocità, la deflessione  $\delta_a$  che il pilota può ottenere con il suo sforzo massimo diminuisce così come  $p$  e  $pb/2v$ .

## 5. Progetto della fusoliera

La fusoliera è tipicamente progettata dall'interno verso l'esterno; in volo subsonico i requisiti del carico pagante determinano principalmente la forma della fusoliera, anche se una opportuna distribuzione del carico pagante deve essere trovata per minimizzare le penalizzazioni aerodinamiche e strutturali. Fusoliere grandi consentono di trasportare una maggiore quantità di carico pagante fornendo un comfort più elevato; d'altra parte, fusoliere più piccole producono una minore resistenza e, quindi, consumi e costi più bassi.

La forma circolare della sezione trasversale di fusoliera è molto comune per due motivi principali:

- Per un uso più efficiente del materiale nel sopportare carichi di pressurizzazione;
- Per evitare angoli causa di possibili separazioni anche a piccoli angoli di attacco o derapata.

Deviazioni dalla configurazione con forma circolare della sezione trasversale sono comunque comuni e possono essere giustificate da vari motivi quali la semplicità costruttiva vale la seguente relazione:

$$\alpha_{overnose} = \alpha_{approach} + 0.04 * v_{approach}$$

Dunque, maggiore è la velocità di approccio al suolo, maggiore dovrà essere l'angolo di visuale in prua per fornire sufficiente visibilità al pilota. Ai fini del progetto della fusoliera si hanno dei requisiti aerodinamici che dipenderanno principalmente dal rapporto di snellezza  $l/d$ , dove  $d$  è il diametro della sezione rappresentativa della fusoliera, mentre  $l$  è la lunghezza della stessa.

Per trovare il rapporto di snellezza ottimale si fa riferimento al grafico di Fig. 34, che riporta il coefficiente di resistenza al variare del rapporto  $l/d$ .

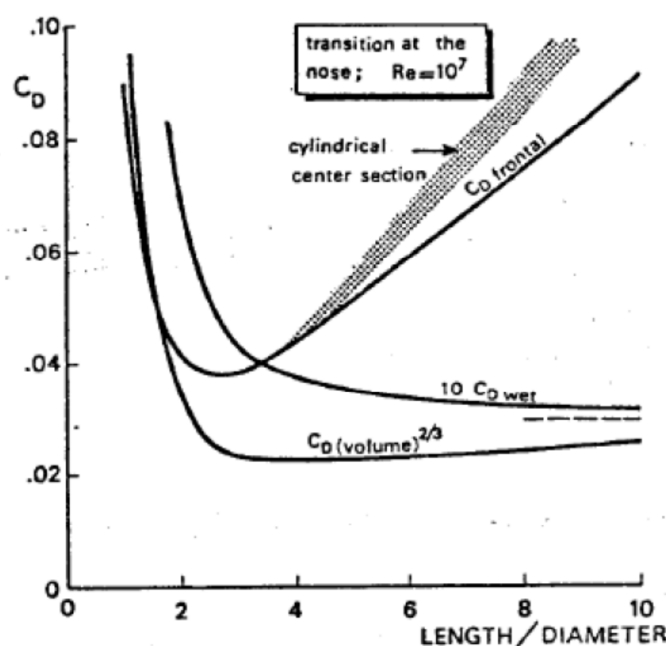


Fig. 34 –  $c_D(l/d)$

Poiché il progetto si basa sul volume da alloggiare, allora come superficie di riferimento non si sceglie quella frontale, che darebbe un rapporto di snellezza ottimale per  $l/d \cong 2.5$ , ma il  $(volume)^{2/3}$  che è una grandezza avente le dimensioni di una superficie.

In questo caso il rapporto ottimale si ha per  $l/d \cong 4$  e l'aumento di coefficiente di resistenza dopo tale valore è molto più blando.

Tuttavia per un velivolo da trasporto vengono scelti per la fusoliera valori di  $l/d = 8 \div 9$  mentre, per i business jet, in cui spesso sono utilizzati motori caudali, viene scelto  $l/d = 6 \div 7$ ; questo al fine di avere una lunghezza di fusoliera non troppo piccola che comporterebbe superfici di coda troppo elevate. Non si sceglie però un rapporto di snellezza troppo elevato perché si avrebbero problemi strutturali e, a parità di volume, delle sezioni troppo piccole.

Nell'analisi di una fusoliera è necessario individuare un corpo centrale cilindrico preceduto da una sezione di prua e seguito da una sezione di coda.

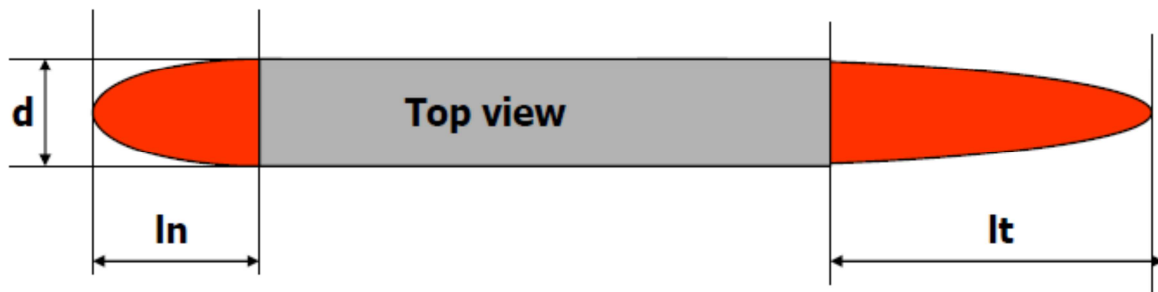
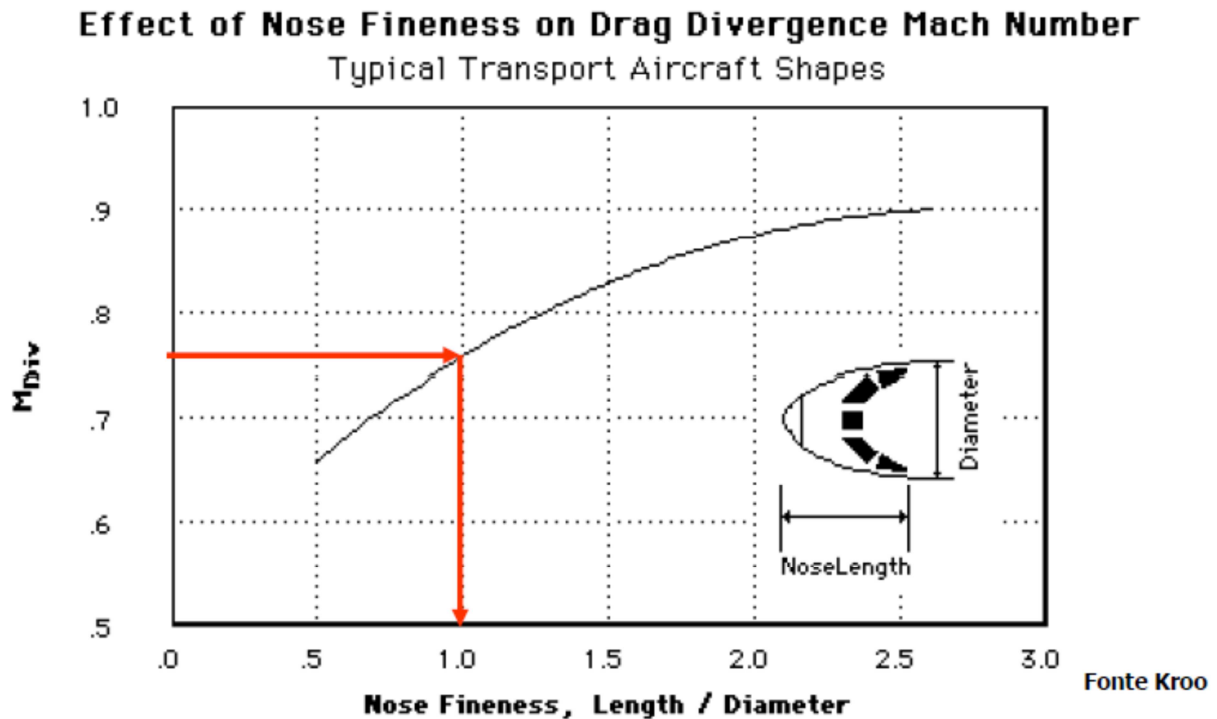


Fig. 35 – Vista dall'alto di un generico corpo fusiforme

La valutazione del rapporto di snellezza deve essere accurata particolarmente al nose e in coda. Per quanto riguarda il nose, bisogna scegliere un rapporto di snellezza  $ln/d \cong 1.2 \div 2.5$  in modo da avere un Mach di divergenza della resistenza sufficientemente elevato (tale valore deve essere superiore a quello dell'ala). Nella scelta di tale valore bisogna anche considerare che il pilota deve avere una certa visibilità minima.


 Fig. 36 –  $M_{div}(l/d)$ 

Per quanto riguarda la parte di coda della fusoliera, anche in questo caso si avrà un rapporto  $l/d$  ottimale intorno a 2. Oltre alla resistenza, è necessario tenere conto del fatto che per rapporti di snellezza troppo elevati si potrebbero avere problemi nella fase di rotazione dell'aeroplano.

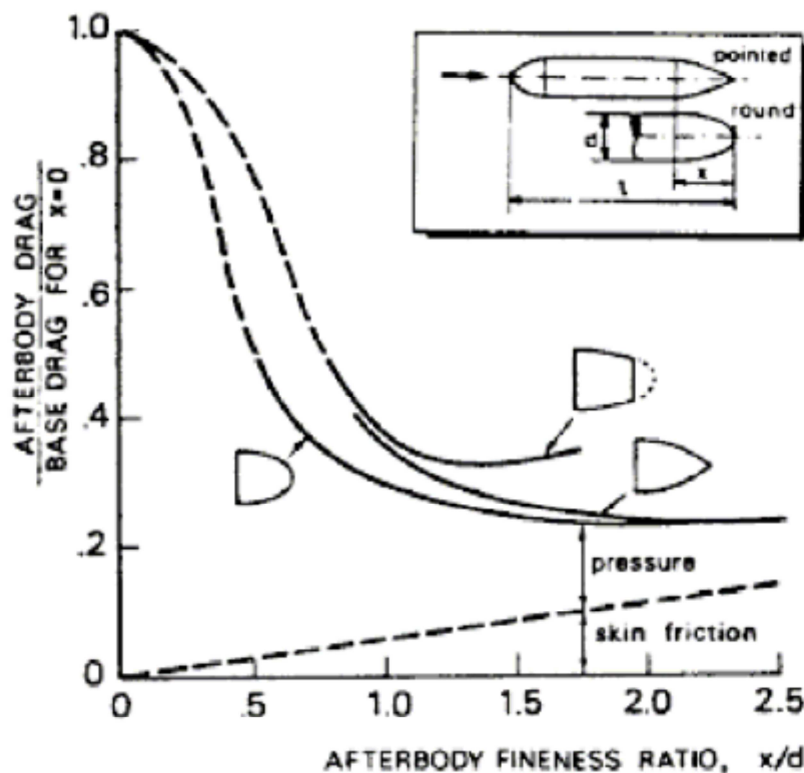


Fig. 37 – Resistenza cono di coda in funzione del rapporto di snellezza

Tornando all'aeroplano in esame, come primo passo si è scelta la configurazione della sezione rappresentativa di fusoliera. Si è scelto di posizionare 6 file con un corridoio (configurazione 3-3). Le normative stabiliscono le distanze minime da rispettare per garantire un certo livello di comfort e sicurezza.. I valori assegnati, tenendo conto dei valori tipici per velivoli appartenenti alla stessa classe in configurazione economy sono riportati in Tab. 13.

Numero posti	150
Configurazione	3-3
Larghezza sediolino	48 cm
Altezza sediolino	100 cm
Profondità sediolino	60 cm
Passo sediolini	98 cm
Larghezza corridoio	48 cm
Altezza corridoio	195 cm
Aft space	150 cm
Forward space	150 cm
Altezza caibina cargo	124 cm

Tab. 13

In output, dai precedenti valori, si ottiene:

Numero di file	25
Lunghezza cabina	27.5 m
Larghezza cabina	3.66 m
Altezza cabina	3.19 m

Tab. 14

Si aggiungono poi i dati relativi al nose e al cone (riferiti agli assi nelle figure sottostanti)

L/D nose	1.2
L/D cone	2.0
$Z_{\text{nose}}/(0.5 * \text{altezza cabina})$	-0.2
$Z_{\text{cone}}/(0.5 * \text{altezza cabina})$	0.7
Diametro alla base	0.5

Tab. 15



Da tali dati si ottengono i seguenti dati di output:

Lunghezza fusoliera	40.15 m
Altezza massima	3.45 m
Larghezza max	3.95 m
Area bagnata	428.64 m <sup>2</sup>
Area in pianta	145.54 m <sup>2</sup>
Diametro equivalente	3.69 m
l/d	10.88

Tab. 16

Di seguito sono riportate le tre viste della fusoliera ottenuta (la sezione in rosso nella vista frontale è la sezione circolare equivalente).

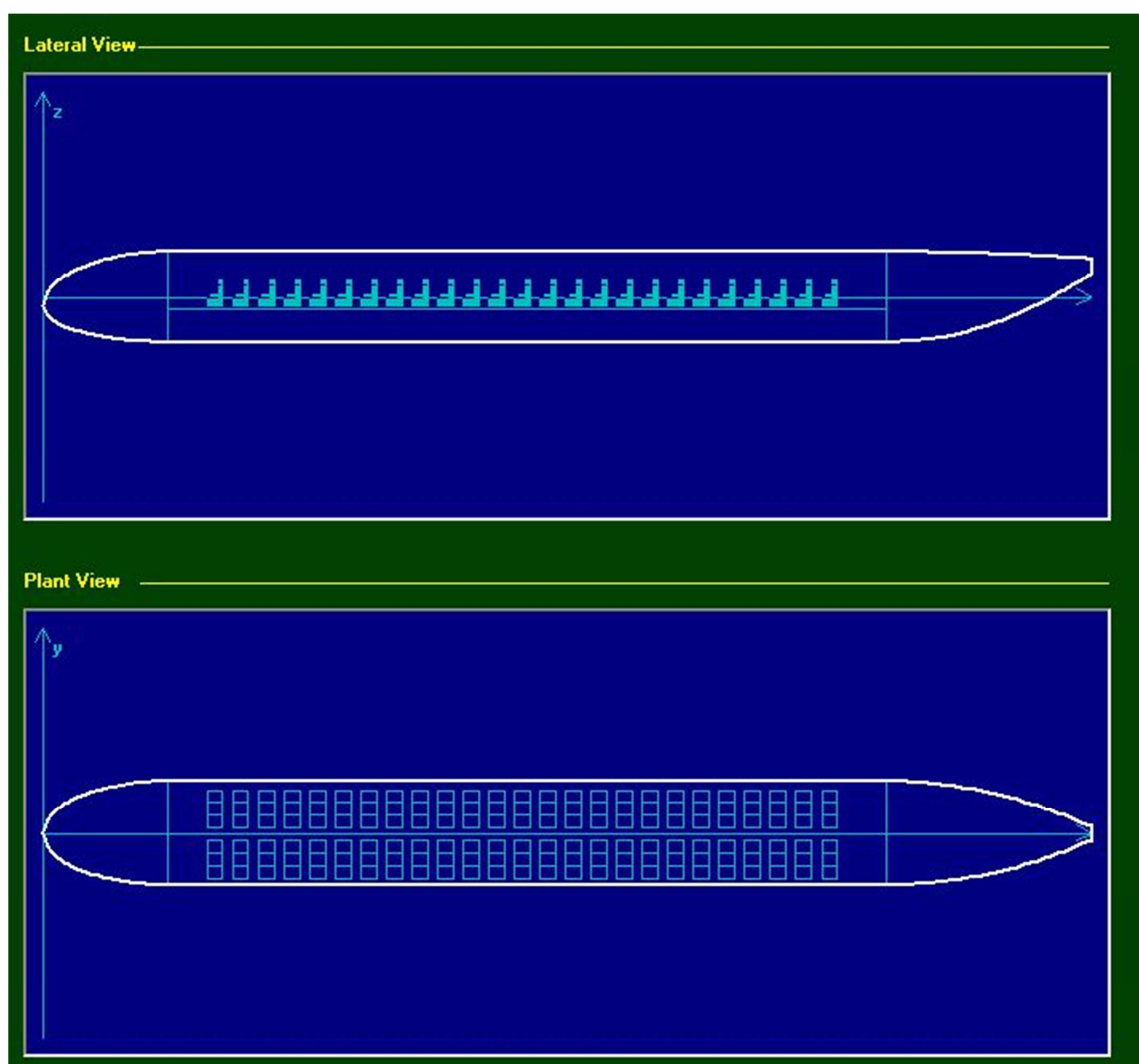


Fig. 38 – Viste laterali e dall'alto della fusoliera

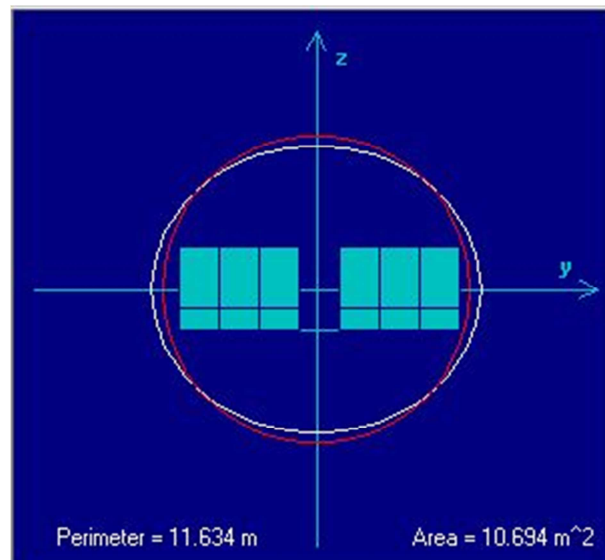


Fig. 39 – Vista frontale della fusoliera

Si deve, poi, scegliere la posizione dell'ala rispetto alla fusoliera. Considerando valori tipici per la classe di velivoli cui appartiene il Boeing 737, sono stati impostati i seguenti valori:

$x_{l.e.wing}/L_F$ (%)	36%
$z_{l.e.wing}/L_F$ (%) (dal pt più basso della fusoliera)	3.3%
Calettamento alla radice	4°

Tab. 17

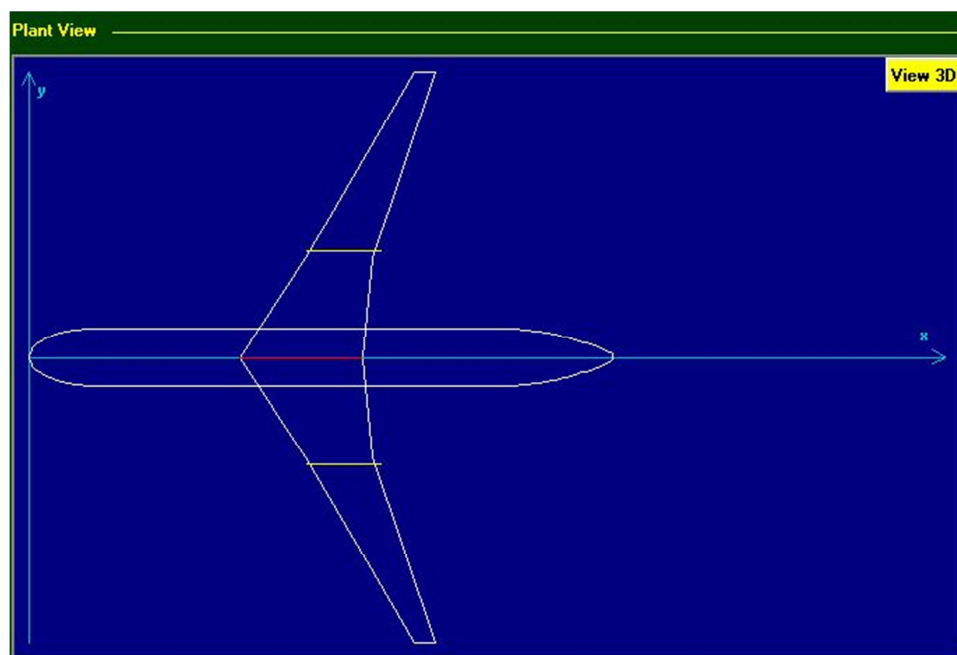


Fig. 39 – Vista in pianta del velivolo

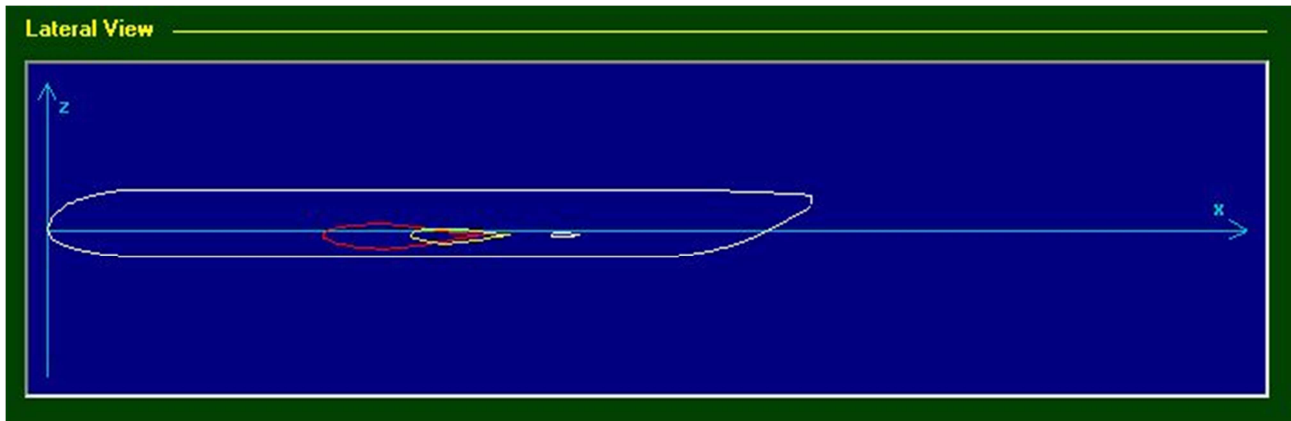


Fig. 39 – Vista laterale del velivolo

Come ultimo passo si può calcolare l'influenza aerodinamica della fusoliera. Per fare ciò, si sono impostati i parametri indicati in Tab. 18.

Lunghezza di riferimento	40.15m
Altitudine	10668 m (35000 ft)
Mach	0.78
$x_{transizione\ fusoliera}$	0
Numero di Reynolds	245 628 145
$C_f$	0.00180
$C_{L_{0w}}(M=0)$	0.078

Tab. 18

Con questi dati è possibile calcolare il downwash all'estremità posteriore della fusoliera. Tale valore è stato stimato pari a 0.397.

Inoltre, al variare dell'angolo d'attacco dell'ala, utilizzando il metodo delle strisce, sono stati tracciati i seguenti diagrammi relativi ai coefficienti di momento e di resistenza sulla fusoliera.

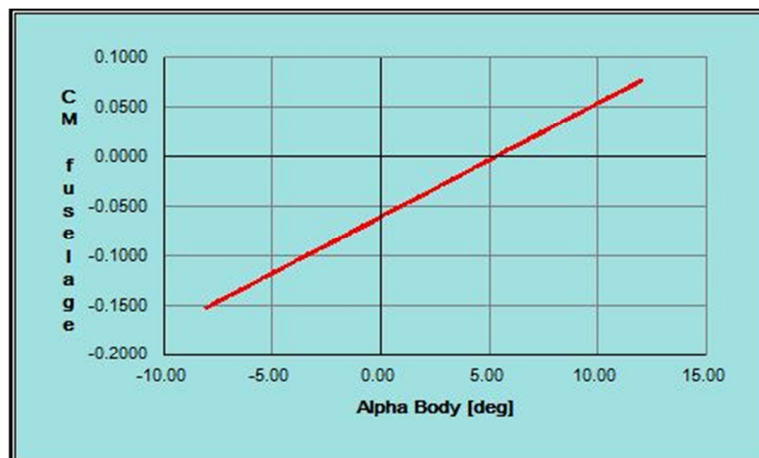
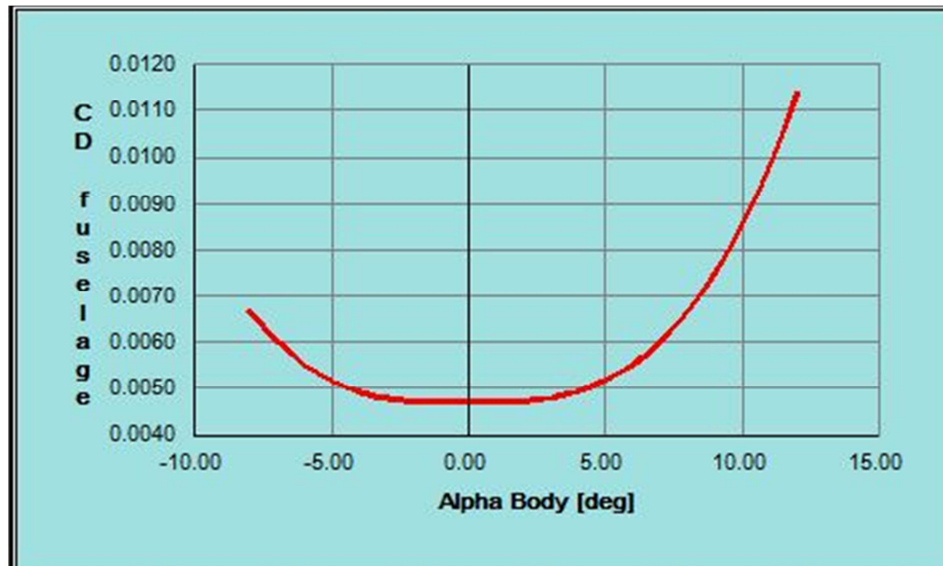


Fig. 40 – Andamento  $c_{m\ fus}(\alpha)$

$c_{m0}$	-0.144
$c_{m\alpha}$	0.0115
$c_{n\beta}$	0.0014
$\Delta x_{ac}/m.a.c.$	-0.147

Tab. 19


 Fig. 41 – Andamento  $c_{m\text{ fus}}(\alpha)$ 

E' stata utilizzata la seguente schematizzazione della fusoliera nell'applicazione del metodo delle strisce; come si può vedere dalla figura seguente, sono state considerate 5 strisce a monte dell'ala, 2 strisce in corrispondenza dell'ala e altre 5 strisce a valle della stessa ala. Le strisce che assumono maggiore importanza sono quelle poste tra il muso del velivolo e l'ala; infatti la parte posteriore di fusoliera è molto meno influente rispetto a quella anteriore.

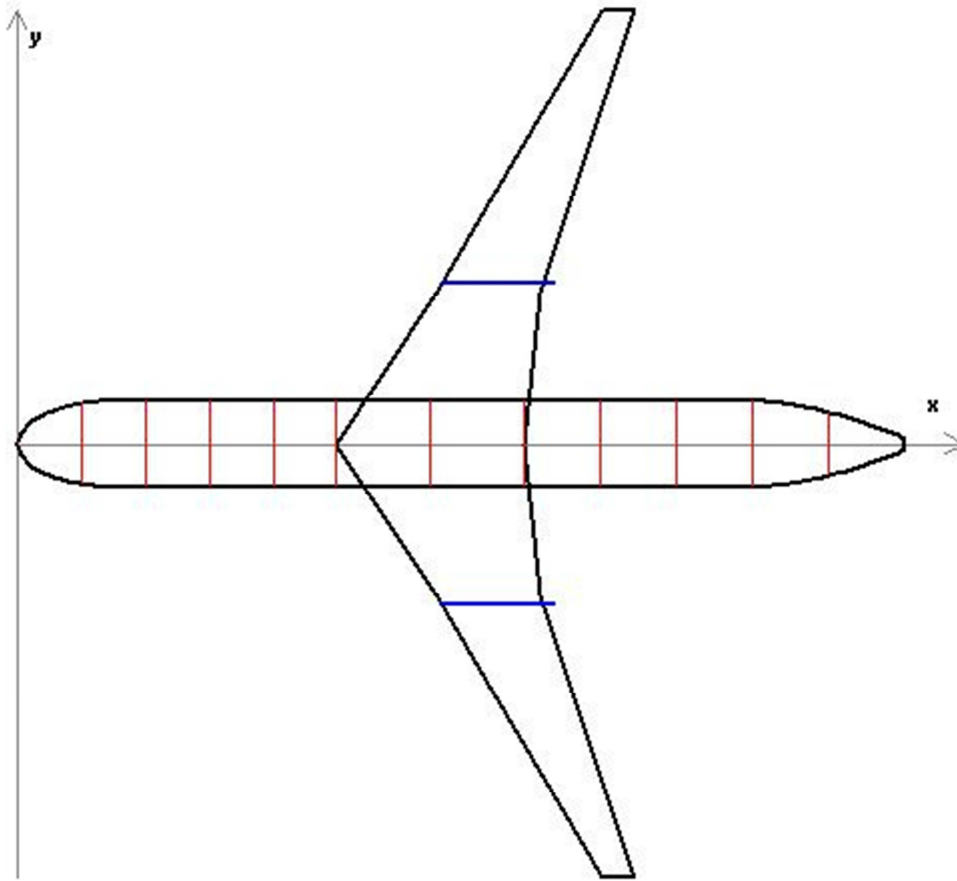
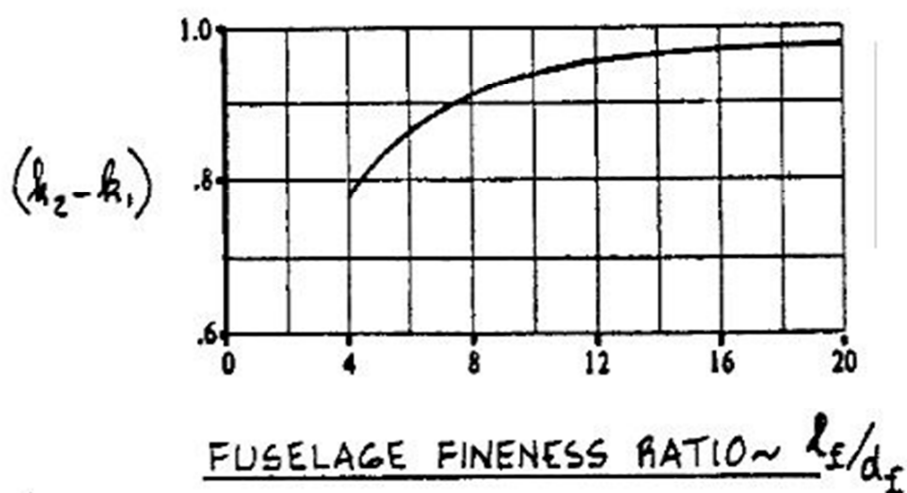


Fig. 42 – Vista in pianta del velivolo con indicazione delle strisce

La differenza  $K_2-K_1=0.941$  è stata stimata considerando il grafico seguente che esprime la variazione di tale differenza con il rapporto  $l/d$  relativo alla fusoliera.


 Fig. 43 – Andamento del coefficiente  $(K_2-K_1)$  in funzione di  $l/d$

La fusoliera presenta quindi un comportamento instabilizzante sia nei confronti della stabilità longitudinale (come testimonia il valore positivo del termine  $c_{m\alpha}$  che esprime appunto la pendenza nel piano  $c_m-\alpha$ ) sia nei confronti della stabilità direzionale come si può notare dal fatto che  $c_{n\beta} > 0$ . Dal momento che la fusoliera è instabilizzante longitudinalmente, essa è tale da spostare il fuoco del velivolo parziale (ala+fusoliera) in avanti rispetto alla posizione occupata dal fuoco dell'ala; ciò vuol dire che il punto neutro dell'intero velivolo si sposta in avanti per cui si riduce la stabilità statica dello stesso velivolo.

Per quanto riguarda il dimensionamento ed il posizionamento delle gondole motore, consideriamo una configurazione bimotore sub-alare in cui sono presenti due motori Turbofan ad alto rapporto di compressione; ogni motore sviluppa una spinta pari a 31125.45 lb in modo tale che complessivamente sia raggiunta la spinta richiesta di 62250.9 lb.

Si è scelto di posizionare le nacelles nella configurazione classica in posizione avanzata rispetto al bordo di attacco dell'ala ed all'altezza opportuna, come riportato in Fig. 44.

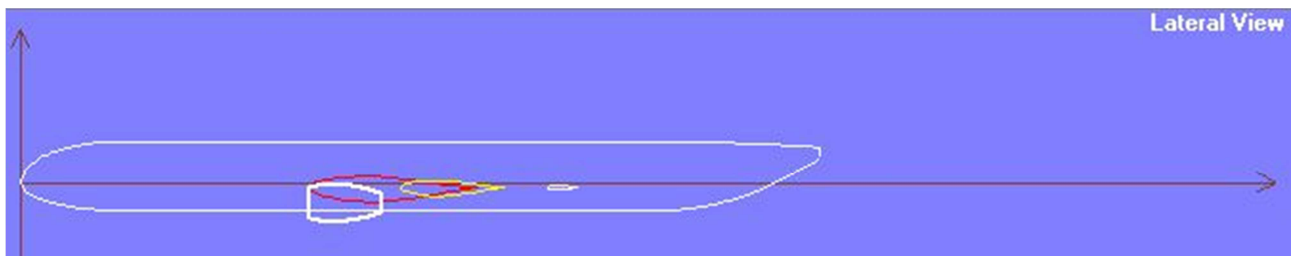


Fig. 44 – Vista laterale della fusoliera con indicazione della gondola motore

Anche il contributo delle gondole motore è instabilizzante sia longitudinalmente che direzionalmente trattandosi ancora di un corpo affusolato.

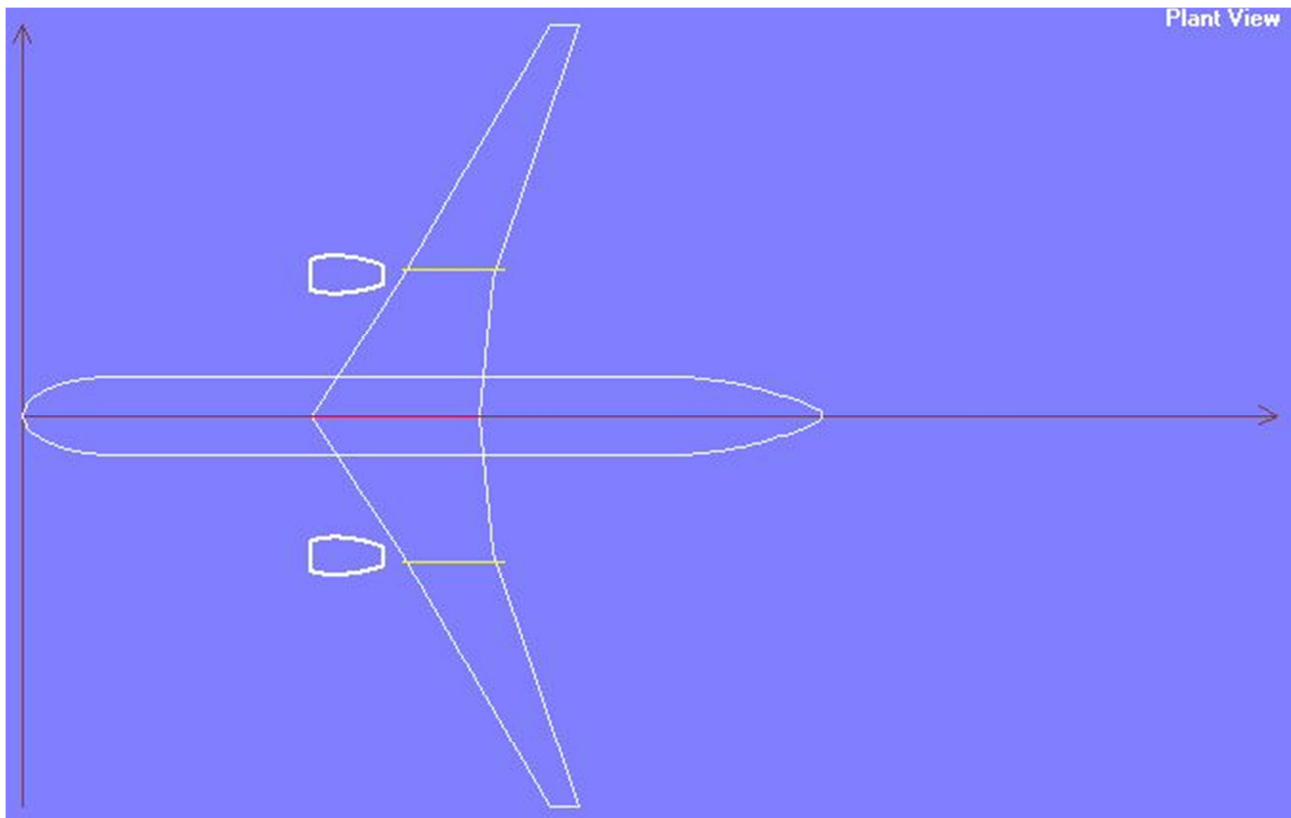


Fig. 45 – Vista in pianta del velivolo con indicazione delle gondole motore

Si ottengono i seguenti valori dall'analisi aerodinamica delle nacelles:

$c_{m0}$	-0.0022
$c_{m\alpha}$	0.0005
$c_{n\beta}$	0.00002
$\Delta x_{ac}/m.a.c.$	-0.004

Tab. 20

I valori dei vari termini riportati in Tab. 20 è molto inferiore rispetto alla tabella precedente relativa alla fusoliera (Tab.19).

## 6. Polare del velivolo completo

---

La determinazione delle prestazioni di un velivolo richiede necessariamente la conoscenza preliminare di alcune delle sue curve polari di riferimento.

Si procede quindi con il calcolo dei diversi contributi alla resistenza del velivolo completo, dovuti a ciascuno dei suoi maggiori componenti (ala, piani di coda, motori, etc.)

Il coefficiente di resistenza può essere calcolato come somma di diversi contributi; si considera, quindi, che esso sia dovuto alla sovrapposizione degli effetti della resistenza parassita, della resistenza indotta non viscosa (dovuta alla vorticità sviluppata dall'ala), della resistenza indotta viscosa, della resistenza di trimmaggio e della resistenza dovuta agli effetti di comprimibilità.

$$C_D = C_D^P + C_{Di}^{Vortex} + C_{Di}^{Visc} + C_D^{Trim} + C_D^{Compr}$$

Ognuno dei termini riportati necessita di un metodo opportuno per la sua valutazione.

### 1) Resistenza parassita

Il termine  $C_D^P$  (parasite drag) è dato dalla somma dei seguenti contributi:

- Resistenza di attrito dell'ala
- Resistenza di attrito della fusoliera
- Resistenza di upsweep della fusoliera
- Resistenza di base della fusoliera
- Resistenza di attrito della gondola motore
- Resistenza di base della gondola motore
- Resistenza di attrito del piano verticale di coda
- Resistenza di attrito del piano orizzontale di coda
- Resistenza di attrito dei carrelli
- Resistenza dei gap delle superfici di comando
- Resistenza di attrito di altri elementi

La resistenza di attrito di tutti i componenti viene valutata con la seguente formula generale:

$$C_{D0\_comp} = (k_{ff})_{comp} * (C_f)_{comp} * \left( \frac{S_{wet}}{S} \right)_{comp}$$

cioè dal prodotto tra:

- 1) Coefficiente di attrito  $C_f$  di lastra piana relativo al componente (funzione di Re e M, assumendo come velocità sempre la presunta velocità di crociera).
- 2) Fattore di forma  $k_{ff}$  che tiene conto del fatto che il componente non è una lastra piana ed è caratterizzato da un flusso a velocità non costante, ma con recuperi di pressione che possono portare ad avere uno strato limite più spesso e, quindi, a  $C_f$  diversi da quello di lastra piana.



- 3) Area bagnata del componente  $S_{wet}$  che viene valutata approssimativamente conoscendo le caratteristiche geometriche del componente.

### Resistenza di attrito dell'ala

Si utilizza la relazione appena presentata; come detto il coefficiente di attrito dipende dai numeri di Reynolds e Mach. Esso può ottenersi sulla base del grafico riportato in Fig. 46 ottenuto per una lastra piana investita da un flusso incomprimibile ( $M=0$ ); le diverse curve sono relative a differenti posizioni del punto di transizione da flusso laminare a flusso turbolento.

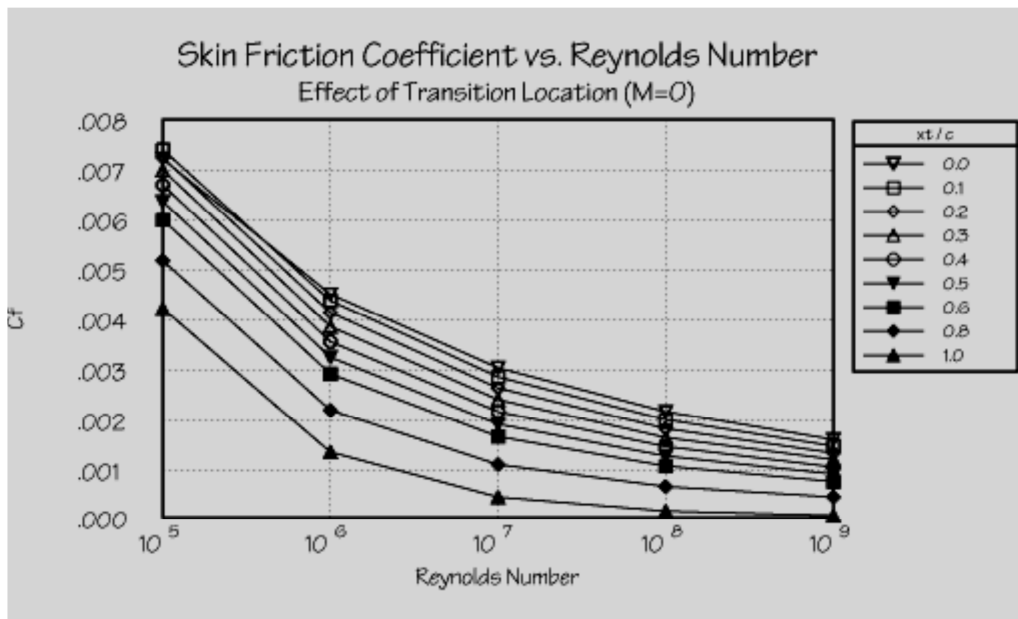


Fig. 46 – Coefficiente di attrito in funzione del numero di Reynolds

Considerando un flusso completamente turbolento ( $x_t/c=0$ ), la relativa curva può essere bene approssimata dalla seguente relazione:

$$C_f = \frac{0.455}{(\log Re)^{2.58}}$$

Per l'ala determinata nel Capitolo 4, considerando questa relazione, si ottiene:

$$C_f = 0.00241$$

La rugosità superficiale ha l'effetto di incrementare il  $C_f$  appena ricavato che ovviamente si basa sull'ipotesi di superficie liscia; generalmente gli effetti della rugosità si tengono in conto incrementando il valore del coefficiente di attrito del 6÷9% in caso di flusso turbolento. Tale incremento percentuale tende ad essere tanto più ampio quanto più piccolo è il velivolo.

La rugosità può essere tenuta in conto in alternativa con un metodo proposto da Raymer determinando preliminarmente il numero di Reynolds di cut-off:

$$Re_{cut-off} = 44.62 * \left(\frac{l}{k}\right)^{1.053} * M^{1.16}$$

dove  $l$  è la lunghezza caratteristica dell'ala (corda media aerodinamica), mentre  $k$  è la rugosità superficiale che dipende dal tipo di materiale; ad esempio scegliendo smooth paint si ha:  $k=0.00000634$ .

Determinato il  $Re_{cut-off}$ , esso viene confrontato con il numero di Reynolds relativo al componente ed il più piccolo dei due viene utilizzato per determinare il  $C_f$ .

Il coefficiente di attrito così determinato si riferisce ad una lastra piana per cui va corretto con l'utilizzo di un fattore di forma  $k_{ff}$  che tenga conto della reale geometria dell'ala.

Vengono, quindi, utilizzati dei diagrammi correttivi riportati in Fig. 47 ed ottenuti al variare dello spessore percentuale e dell'angolo di freccia. Essendo:  $(t/c)_{max}=12.2$  e  $\Lambda=27.7^\circ$ ; si ottiene:

$$k_{ff} = 1.15.$$

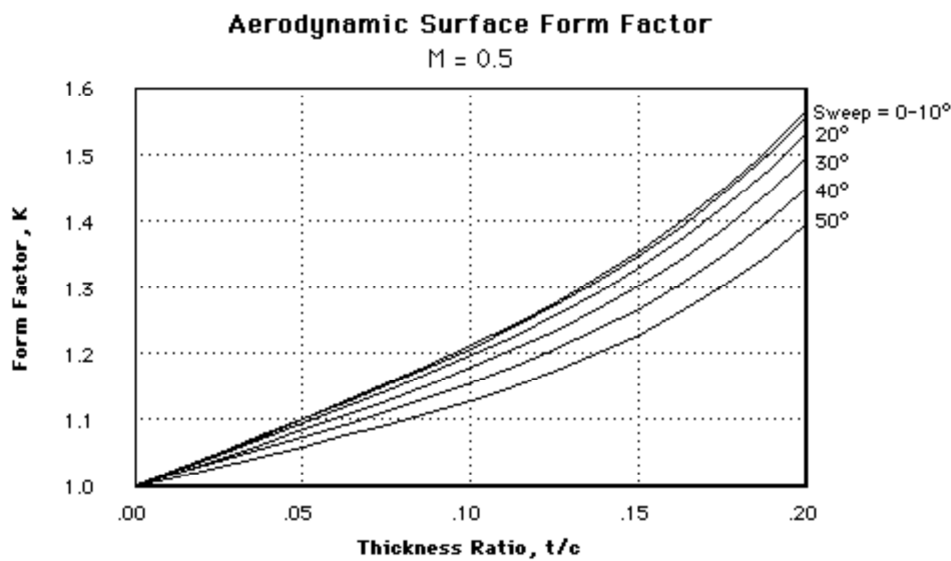


Fig. 47 – Fattore di forma  $k_{ff}$  in funzione dello spessore percentuale  $t/c$  al variare di  $\Lambda$

Infine, l'area bagnata può determinarsi una volta nota la superficie esposta, ovvero la superficie alare di riferimento meno la parte che ricade internamente alla fusoliera:

$$S_{wet} = 310.52 \text{ m}^2$$

In definitiva si ottiene:

$$C_{D0\_wing} = (k_{ff})_{wing} * (C_f)_{wing} * \left( \frac{S_{wet}}{S} \right)_{wing} = 0.0051$$

### Resistenza di attrito della fusoliera

Si procede analogamente tenendo conto che in tal caso il coefficiente di attrito può essere determinato basandosi su di un valore del numero di Reynolds riferito alla lunghezza di fusoliera. Anche in tal caso è lecito ipotizzare che il flusso sia completamente turbolento.

Il fattore di forma, invece, deve tenere conto degli effetti dovuti al rapporto di snellezza tra la lunghezza di fusoliera ed il diametro massimo effettivo (diametro della sezione circolare equivalente); si è notato che per valori elevati del rapporto  $l/d$  si hanno valori contenuti del fattore di forma.

Infine, l'area bagnata può essere ottenuta come somma di tre contributi (parte anteriore, parte centrale e parte posteriore).

Considerando nuovamente lo stesso valore della rugosità superficiale, si ottengono i seguenti risultati:

$$C_f = 0.00182 \qquad k_{ff} = 1.26 \qquad S_{wet} = 428.64 \text{ m}^2$$

da cui:

$$C_{D0\_fus} = (k_{ff})_{fus} * (C_f)_{fus} * \left( \frac{S_{wet}}{S} \right)_{fus} = 0.0056$$

### Resistenza di upsweep della fusoliera

L'esistenza di un angolo di upsweep in coda alla fusoliera è necessaria per una corretta esecuzione delle manovre di decollo ed atterraggio; tale inclinazione, però, è causa di un ulteriore contributo alla resistenza totale del velivolo.

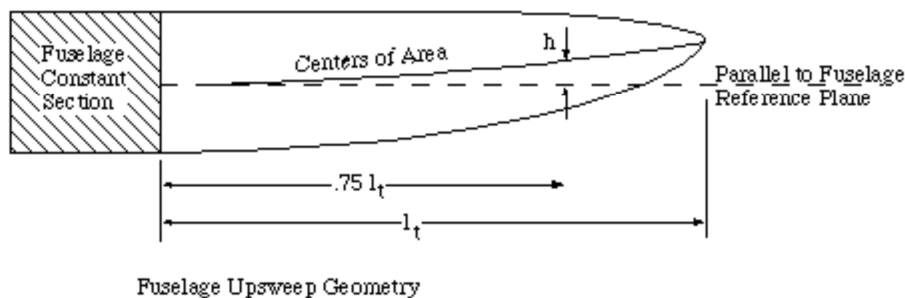


Fig. 48 – Schema per la definizione delle grandezze presenti nell'espressione relativa a  $C_{Dupsweep}$

Il valore del coefficiente di resistenza è:

$$C_{D\_upsweep} = 0.075 * \frac{A_{max}}{S} * \left( \frac{h}{l} \right)^{0.75 l} = 0.0010$$

dove  $A_{max}$  è la sezione massima di fusoliera.

Resistenza di base della fusoliera

Questo contributo può essere determinato specificando i valori della superficie frontale massima della fusoliera  $S_{body}$ , del diametro equivalente  $d_{eq}$ , del diametro della sezione di base  $d_{base}$ , della superficie alare di riferimento  $S$  e del coefficiente di resistenza di attrito della fusoliera.

Dunque:

$$C_{D fus base} = 0.000015$$

Resistenza di attrito della gondola motore

La resistenza di attrito di una gondola motore può essere determinata con il metodo del coefficiente di attrito e del fattore di forma già adoperato per la determinazione dei contributi di resistenza di attrito di ala e fusoliera. In tal caso il  $Re$  deve essere riferito alla lunghezza della gondola; anche in tal caso è lecito ipotizzare che il flusso sia completamente turbolento.

Si ottiene:

$$C_{D nac} = 0.0005$$

Resistenza di base della gondola motore

La resistenza di base della gondola si origina da una “corona di flusso separato” dovuto al gap presente tra l’ugello di scarico e la nacelle. Il gap è in media pari a circa  $\frac{1}{2}$  inch (1.25 cm) per usuali nacelle di motori di turbofan.

Si ottiene:

$$C_{D nac base} = 0.00023$$

Resistenza di attrito dei piani di coda

Il contributo di resistenza di attrito dovuto agli impennaggi orizzontale e verticale può essere stimato attraverso la stessa tecnica adottata per la resistenza di attrito dell’ala, trattandosi anche in questo caso di superfici portanti.

I valori dei numeri di Reynolds vanno riferiti alle rispettive corde medie aerodinamiche ed i flussi possono essere consid

erati con buona approssimazione completamente turbolenti.

Anche in tal caso è necessario tenere conto del Reynolds di cut-off per il calcolo del  $C_f$ .

I fattori di forma possono essere determinati ancora una volta in funzione dello spessore percentuale medio e dell’angolo di freccia, attraverso il grafico riportato nella precedente Fig. 47.

Si ottengono i seguenti risultati:

$$C_{D horizontal tail} = 0.0020$$

$$C_{D vertical tail} = 0.0011$$

Prima di fare ciò è necessario determinare statisticamente, in base alla conoscenza di velivoli simili, le dimensioni dei piani di coda orizzontale e verticale.

### Resistenza di attrito di altri elementi

Si possono poi aggiungere ulteriori contributi al coefficiente di resistenza:

$$C_{D\ excrescences} = 0.00113$$

$$C_{D\ flap} = 0.0001$$

$$C_{D\ elevator} = 0.0001$$

$$C_{D\ rudder} = 0.0001$$

$$C_{D\ windshield} = 0.00132$$

In definitiva, sommando i vari contributi si ottiene il seguente valore del coefficiente di resistenza parassita dell'intero velivolo:

$$C_D^P = 0.0190$$

Si può riportare l'istogramma in Fig. 49 ed il diagramma a torta in Fig.50 in cui si notano le percentuali dei contributi della resistenza parassita.

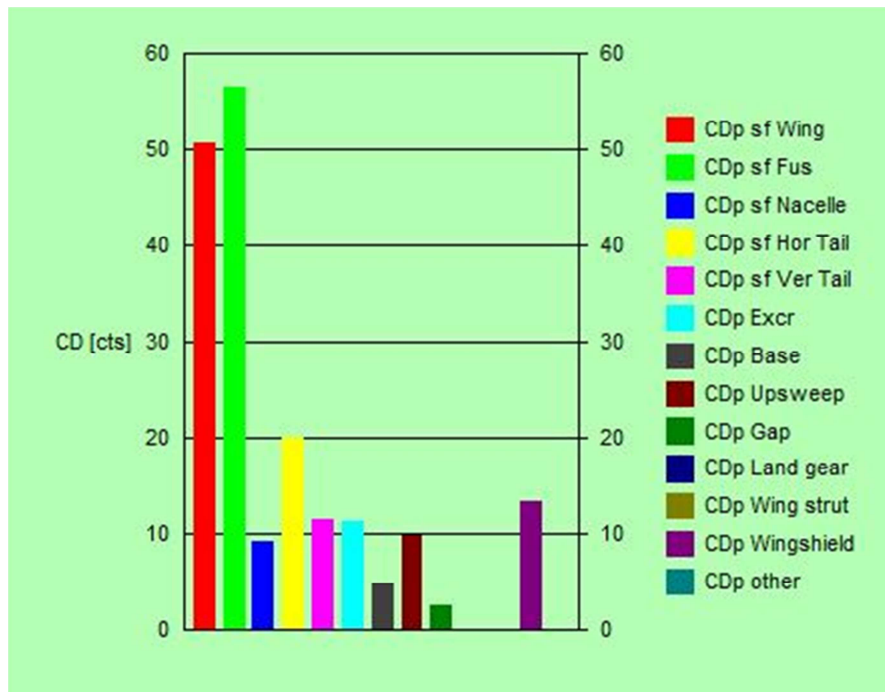


Fig. 49 – Iistogramma che riporta i vari contributi della resistenza parassita

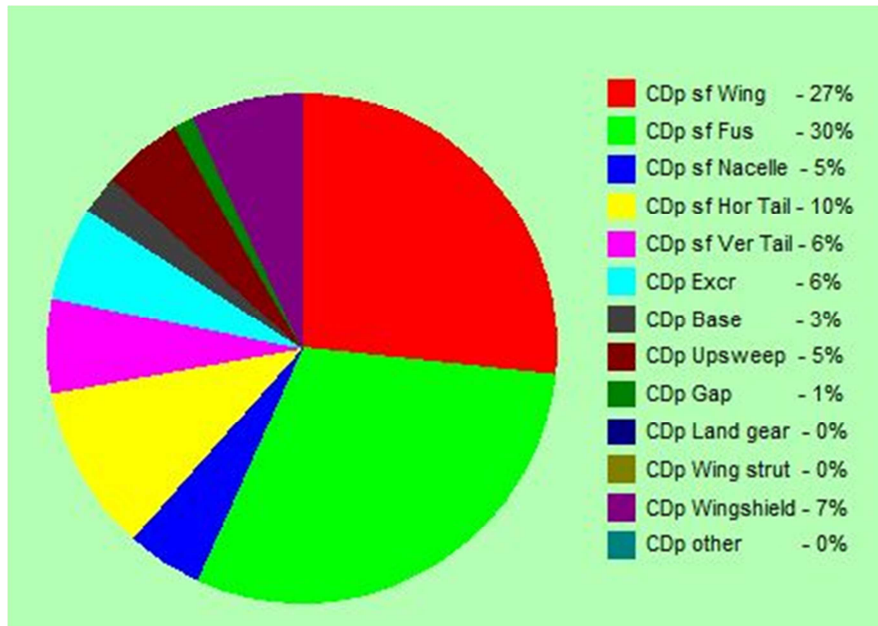


Fig. 50 – Diagramma a torta che riporta i vari contributi della resistenza parassita

## 2) Resistenza dovuta alla portanza

La resistenza dovuta alla portanza comprende la vortex drag (la cosiddetta resistenza indotta) e l'incremento di resistenza parassita dovuto all'aumento di incidenza.

### Resistenza indotta (non viscosa) – vortex drag

La resistenza indotta non viscosa (vortex drag) può essere stimata con la seguente relazione:

$$C_{Di} = \frac{C_{Lw}^2}{\pi * AR * u * s} + 2 * \pi * C_{Lw} * \varepsilon_t * v + (2 * \pi * \varepsilon_t)^2 * w$$

dove  $\varepsilon_t$  è lo svergolamento dell'ala,  $C_{Lw}$  è il  $C_L$  dell'ala e dove i parametri  $u$ ,  $v$ ,  $w$  dipendono dalla geometria dell'ala in termini di rapporto di rastremazione, allungamento alare e forma in pianta; la quantità  $s$  rappresenta il termine attraverso cui si può includere l'effetto di interferenza della fusoliera.

Si può quindi, una volta determinati i vari parametri attraverso l'utilizzo di una serie di grafici, andare a determinare l'andamento della resistenza indotta al variare del  $C_{Lw}$  come si può vedere in Fig. 51.

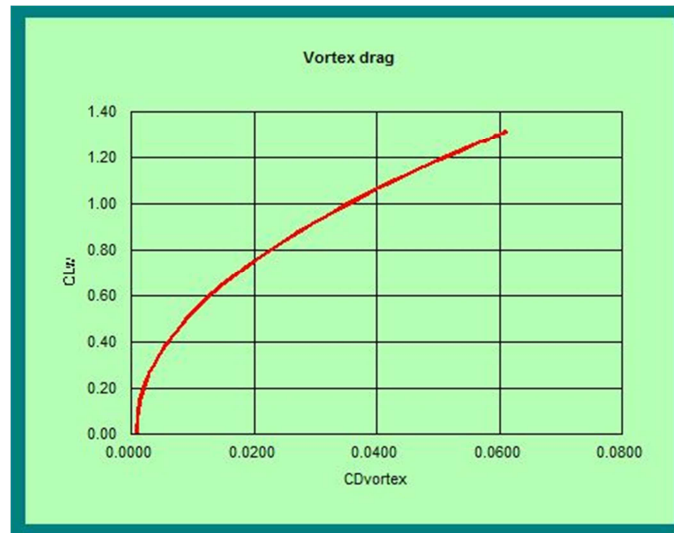


Fig. 51 – Andamento della vortex drag in funzione del  $C_L$  dell'ala

### Resistenza parassita dovuta alla portanza

Tale contributo può essere valutato mediante la seguente relazione:

$$C_{Dv} = K * C_{Dp} * C_{Lw}^2$$

dove  $K$  è un fattore moltiplicativo e vale circa 0.15 per velivoli moderni, mentre  $C_{Dp}$  è il coefficiente di resistenza parassita determinato in precedenza.

Nel caso in esame si ottiene l'andamento riportato in Fig. 52.

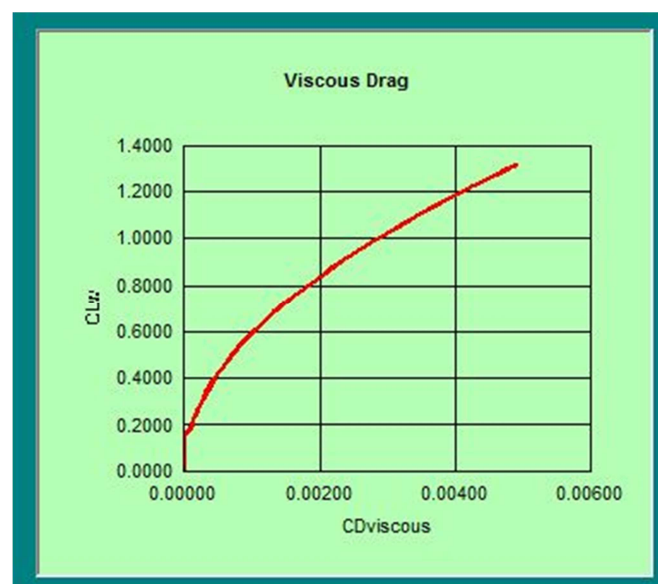


Fig. 52 – Andamento della viscous drag in funzione del  $C_L$  dell'ala

In definitiva, sommando i due contributi relativi alla resistenza dovuta alla portanza si può scrivere la nota relazione:

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi * AR * e}$$

in cui compare il noto fattore di Oswald  $e$  che viene definito come un indicatore dello scostamento del carico alare da quello ellittico (ottenuto per un'ala immersa in un fluido ideale), dovuto alla particolare geometria dell'ala esaminata, all'interferenza aerodinamica che si crea in virtù della presenza della fusoliera e alla variazione della resistenza di profilo delle varie parti dell'aereo con l'assetto. Il fattore  $e$  vale circa 0.85.

### 3) Resistenza di trim

Per valutare questo contributo è necessario determinare innanzitutto la portanza offerta dall'impennaggio orizzontale al variare dell'incidenza; quest'ultima quantità può essere calcolata attraverso la risoluzione del sistema di equazioni di equilibrio alla traslazione verticale lungo l'asse normale al velivolo ed alla rotazione intorno all'asse di beccheggio:

$$\begin{cases} C_{Lw} + C_{Lh} * \frac{S_h}{S} = C_L \\ C_{Lw} * \frac{x_w}{c_w} - C_{Lh} * \frac{(l_t - x_w)}{c_w} * \frac{S_h}{S} + C_{mac}^{wb} = 0 \end{cases}$$

In tali equazioni compaiono:

- $C_{Lw}$  = coefficiente di portanza dell'ala
- $C_{Lh}$  = coefficiente di portanza del piano orizzontale di coda
- $S_h$  = superficie del piano orizzontale di coda
- $C_{mac}^{wb}$  = coefficiente di momento rispetto al centro aerodinamico del velivolo parziale (wb)
- $x_w$  = distanza del centro aerodinamico del wing body dal baricentro del velivolo completo
- $l_t$  = distanza del centro aerodinamico del wing body dal centro aerodinamico del piano orizzontale di coda.

Per valutare il  $C_{mac}^{wb}$  si devono considerare i seguenti contributi:

- $C_{m0}^{fus} = -0.144$  (Tab.19)
- $C_{m0}^{nac} = -0.0022$  (Tab.20)
- $C_{mac}^{wing} = -0.067$  (Tab.8)

da cui:  $C_{mac}^{wb} = C_{m0}^{fus} + C_{m0}^{nac} + C_{mac}^{wing} = -0.213$

Invece, per valutare la posizione del centro aerodinamico del velivolo parziale, in percentuale della corda media aerodinamica dell'ala  $c_w$  si utilizza la seguente relazione:



$$x_{ac}^{wb} = x_{ac}^w - \frac{C_{ma}^{fus+nac}}{C_{L\alpha}^w} = x_{ac}^w + \frac{\Delta x_{ac}}{m} \cdot \text{a. c. (fus + nac)} = 0.282 - 0.151 = 0.131$$

I valori che compaiono in questa relazione sono stati valutati in precedenza.

Ne risulta uno spostamento in avanti del centro aerodinamico del velivolo parziale rispetto al centro aerodinamico dell'ala a causa della presenza della fusoliera e delle gondole motore.

Bisogna poi stimare necessariamente la posizione del baricentro del velivolo completo; si schematizza l'aeroplano come un sistema di masse concentrate: noto il peso di ciascun elemento e fissata una plausibile posizione dei rispettivi baricentri sulla vista in pianta del velivolo, si può ricavare la posizione del baricentro ricercata.

Per una eventuale analisi delle proprietà di stabilità e controllo del velivolo, è necessario considerare le posizioni più avanzata e più arretrata assunte dal baricentro; tali posizioni dipendono dalle differenti condizioni di carico possibili:

- Posizione massima arretrata = 30 % della corda media aerodinamica
- Posizione massima avanzata = 18 % della corda media aerodinamica
- Posizione di pieno carico = 25 % della corda media aerodinamica

Note a questo punto tutte le grandezze che figurano all'interno delle equazioni di sistema scritto in precedenza, si possono procedere alla sua risoluzione allo scopo di ricavare i valori dei coefficienti di portanza del piano orizzontale di coda  $C_{Lh}$  e del velivolo completo  $C_L$  per ciascun valore fissato del coefficiente di portanza dell'ala e, quindi, dell'angolo di attacco  $\alpha$ .

A partire da tali valori si determina l'entità del coefficiente di resistenza di trim mediante la seguente relazione:

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

in cui compaiono l'allungamento alare dell'impennaggio orizzontale e la sua superficie che possono essere stimati statisticamente ( $b_h=17.05$  m;  $S_h=59.35$  m<sup>2</sup>;  $AR=4.9$ ).

Il fattore  $u$  è stato già incontrato in precedenza ( $u=1.011$ )

Si ottiene quindi una tabella di valori relativa al  $C_{Di}^h$  per i tre differenti valori della posizione del baricentro (18% - 25% - 30%).

CLwing	Xcg[%]	CLtail	CL	CDtrim
0.0000	0.18	-0.1734	-0.00606	0.000676
0.0380	0.18	-0.1719	-0.02211	0.000664
0.0760	0.18	-0.1704	0.01641	0.000653
0.1140	0.18	-0.1689	0.05494	0.000641
0.1520	0.18	-0.1673	0.09348	0.000630
0.1900	0.18	-0.1658	0.13201	0.000618

Tab. 21

CLwing	Xcg[%]	CLtail	CL	CDtrim
0.0000	0.25	-0.1770	-0.0618	0.000704
0.0380	0.25	-0.1732	0.0225	0.000674
0.0760	0.25	-0.1695	0.0167	0.000645
0.1140	0.25	-0.1657	0.0561	0.000617
0.1520	0.25	-0.1619	0.0954	0.000589
0.1900	0.25	-0.1582	0.1347	0.000562

Tab.22

CLwing	Xcg[%]	CLtail	CL	CDtrim
0.0000	0.30	-0.1796	-0.0627	0.000725
0.0380	0.30	-0.1742	-0.0229	0.000682
0.0760	0.30	-0.1687	0.0169	0.000640
0.1140	0.30	-0.1633	0.0569	0.000600
0.1520	0.30	-0.1579	0.0968	0.000561
0.1900	0.30	-0.1525	0.1367	0.000523

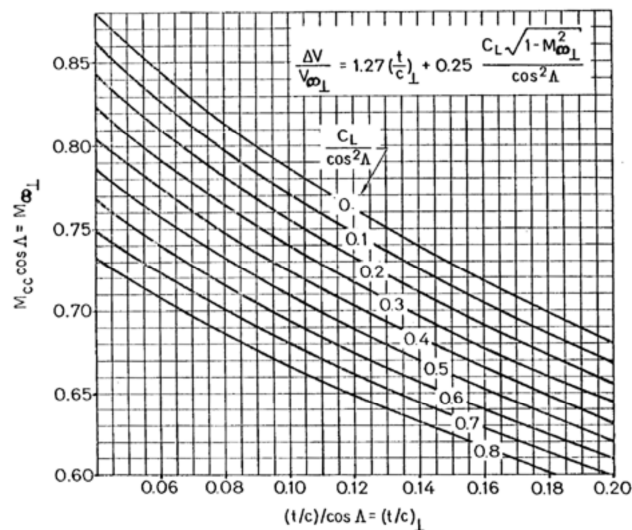
Tab.23

#### 4) Resistenza di 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 e, quindi, può essere valutato secondo i seguenti passaggi logici:

- 1) Valutare  $M_{cc} = f[(t/c)_{medio}, \Lambda, C_L]$  dalla Fig. 53;

Il diagramma vale per profili peaky; avendo scelto nel caso in esame un profilo aggressivo supercritico, allora è necessario considerare un aumento di  $M_{cc}$  di una quantità pari a 0.06.


 Fig. 53 – Andamento di  $M_{cc}$  in funzione di  $(t/c)$  al variare di  $\Lambda$  e  $C_L$

- 2) Valutare  $M_{dd}$  che è pari a circa  $1.03 \cdot M_{cc}$  per angoli di freccia intorno a  $25^\circ$ - $30^\circ$  come per l'ala determinata nel Capitolo 4.
- 3) Valutazione dell'incremento di resistenza di compressibilità per ogni valore del numero di Mach di volo previsto secondo il grafico riportato in Fig. 54

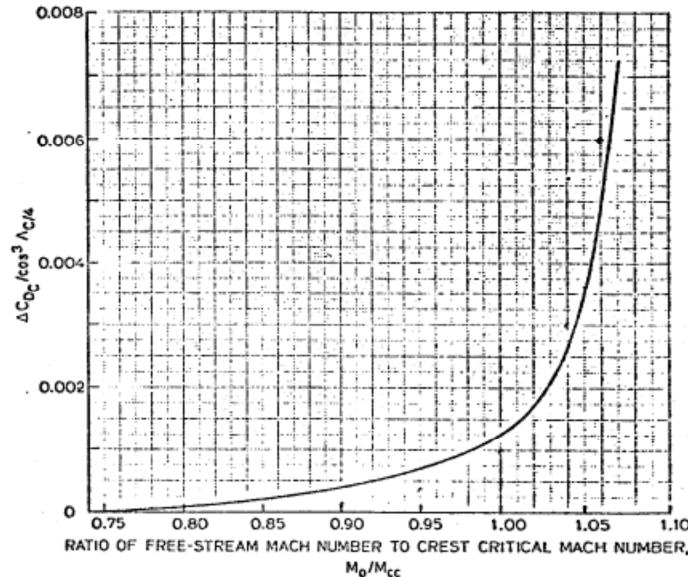


Fig. 54 – Andamento del  $C_{D \text{ compr}}$  in funzione del rapporto  $M_0/M_{cc}$

In tal caso si ottengono valori tabellati sia in funzione delle posizioni scelte per il baricentro sia del numero di Mach di volo.

### Polari aerodinamiche

La conoscenza di tutti i principali contributi alla portanza ed alla resistenza del velivolo completo, in corrispondenza di una fissata posizione del baricentro nonché di una fissata condizione di volo caratterizzata da una certa quota e da una certa velocità, consente di costruire la curva polare atta a descriverne il comportamento aerodinamico nelle condizioni scelte:

$$C_D = C_D^P + C_{Di}^{Vortex} + C_{Di}^{Visc} + C_D^{Trim} + C_D^{Compr}$$

$$C_L = C_L^w + C_L^h * \frac{S_h}{S}$$

Si riporta in Fig. 55 l'andamento della polare al variare del numero di Mach fissando la posizione del baricentro al 25%:

- 1st Mach = 0.70
- 2nd Mach = 0.78
- 3rd Mach = 0.80

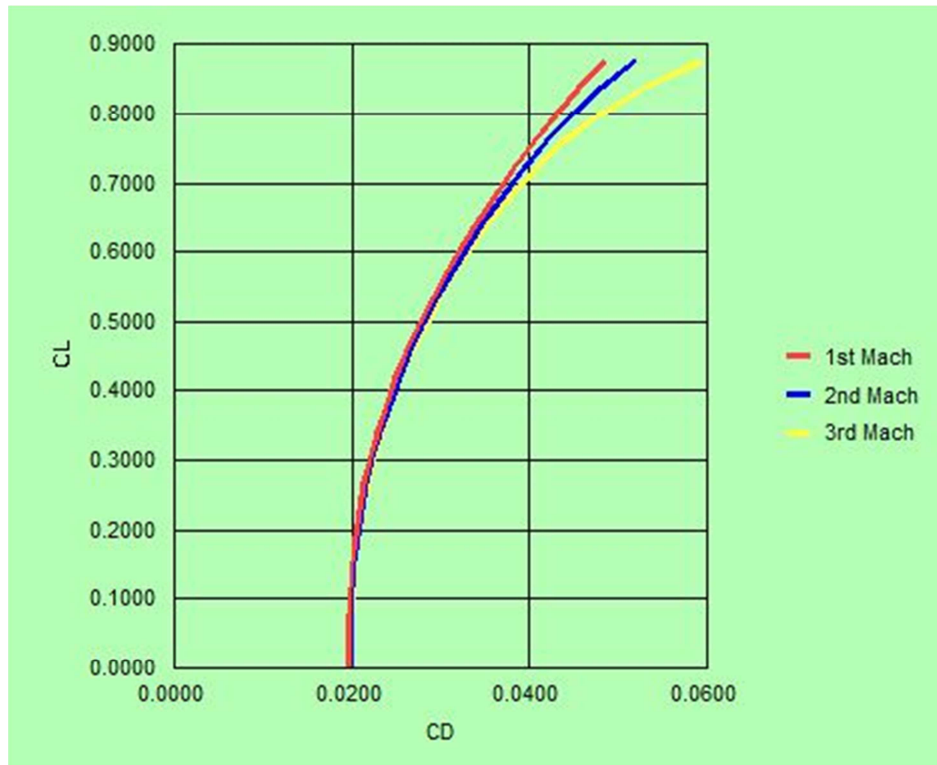


Fig. 55 – Polare aerodinamica del velivolo complete al variare del numero di Mach

Si può poi riportare il valore del  $C_{D0}$  per le tre posizioni analizzate del baricentro CG. I risultati sono riportati in Tab.24.

$X_{CG}$ % c.m.a.	$C_{D0}$	e	Equazione della polare
18	0.01968	0.85	$C_D = 0.01968 + 0.0398 C_L^2$
25	0.01971	0.85	$C_D = 0.01971 + 0.0398 C_L^2$
30	0.01973	0.85	$C_D = 0.01973 + 0.0398 C_L^2$

## 7. Analisi delle prestazioni

---

Il calcolo delle prestazioni di volo di un aereo viene effettuata con il confronto tra le caratteristiche necessarie al volo e le caratteristiche propulsive disponibili. Le caratteristiche necessarie al volo possono essere determinate partendo dalle curve polari aerodinamiche relative, per semplicità, ad una sola posizione del baricentro; la posizione cui è opportuno riferirsi è quella posta a metà strada tra la posizione massima avanzata e quella massima arretrata. Dunque si considera il baricentro posto al 25% della corda media aerodinamica.

Le caratteristiche necessarie al volo vengono esplicitate attraverso i diagrammi della spinta e della potenza necessaria in funzione della velocità di avanzamento; tali diagrammi si determinano a partire dalle polari aerodinamiche ottenute in precedenza.

La prima fase si occupa della determinazione degli andamenti funzionali parametrizzati rispetto al numero di Mach, quali:

$$a) \quad C_L = f(C_D)$$

$$b) \quad C_D = f(C_L^2)$$

$$c) \quad C_L^{3/2} / C_D = f(C_L)$$

$$d) \quad C_L^{1/2} / C_D = f(C_L)$$

$$e) \quad E = C_L / C_D = f(C_L)$$

Tali valori si determinano facilmente a partire dalle polari aerodinamiche; infatti, per un fissato valore del numero di Mach, in corrispondenza di ciascun valore del coefficiente di portanza è possibile ricavare tutti i valori indicati.

La seconda fase si occupa di determinare gli andamenti funzionali parametrizzati rispetto alla quota, quali:

$$a) \quad E = C_L / C_D = f(V)$$

$$b) \quad C_L^{3/2} / C_D = f(V)$$

$$c) \quad C_L^{1/2} / C_D = f(V)$$

$$d) \quad T_{nec} = f(V)$$

- e)  $P_{nec} = f(V)$
- f)  $T_{disp} = f(V)$
- g)  $P_{disp} = f(V)$
- h)  $RC = f(V)$
- i)  $\theta = f(V)$

Si individua un intervallo di velocità per ogni fissato valore della quota e si determinano il coefficiente di portanza  $C_L$  e quello di resistenza  $C_D$  attraverso un opportuno processo di interpolazione delle polari aerodinamiche assegnate.

La conoscenza di tali coefficienti permette di valutare l'efficienza aerodinamica  $E$ , i rapporti  $C_L^{3/2}/C_D$  e  $C_L^{1/2}/C_D$ , la spinta e la potenza necessarie al volo livellato.

I valori della spinta e della potenza disponibili, in corrispondenza delle velocità e delle quote di volo assegnate, vengono ricavati mediante l'applicazione delle leggi relative al sistema propulsivo adottato; nel caso in esame si tratta di due motori Turbofan ad alto rapporto di compressione.

Si ottengono, dunque, i diagrammi delle spinte e delle potenze necessarie e disponibili in funzione sia della velocità che della quota.

Assegnando le seguenti quote, si ottengono i grafici riportati in Fig. 56-57-58.

- 1)  $z = 0$  (linea rossa)
- 2)  $z = 4000$  m; (linea blu)
- 3)  $z = 8000$  m; (linea verde)
- 4)  $z = 10000$  m; (linea gialla)

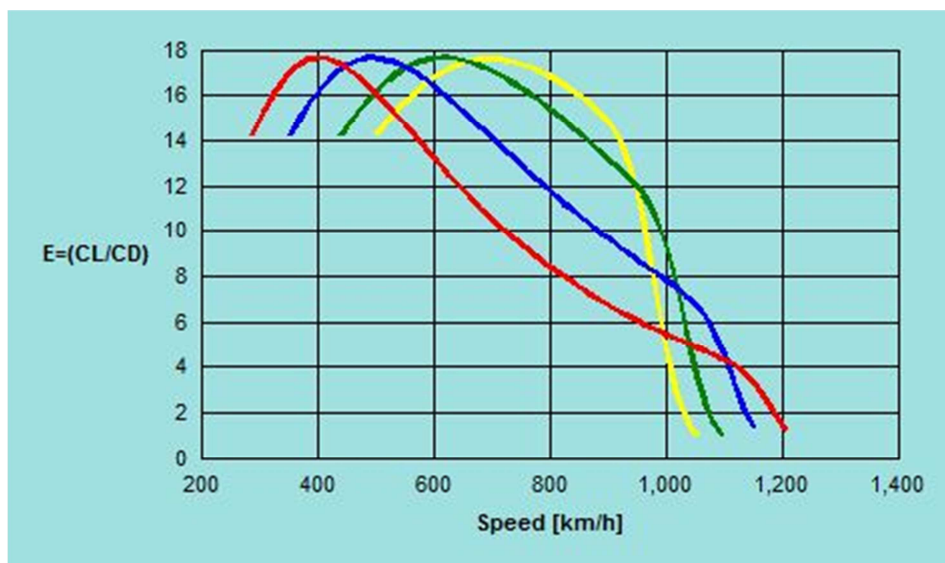


Fig. 56 – Diagramma dell'efficienza aerodinamica in funzione della velocità per differenti quote

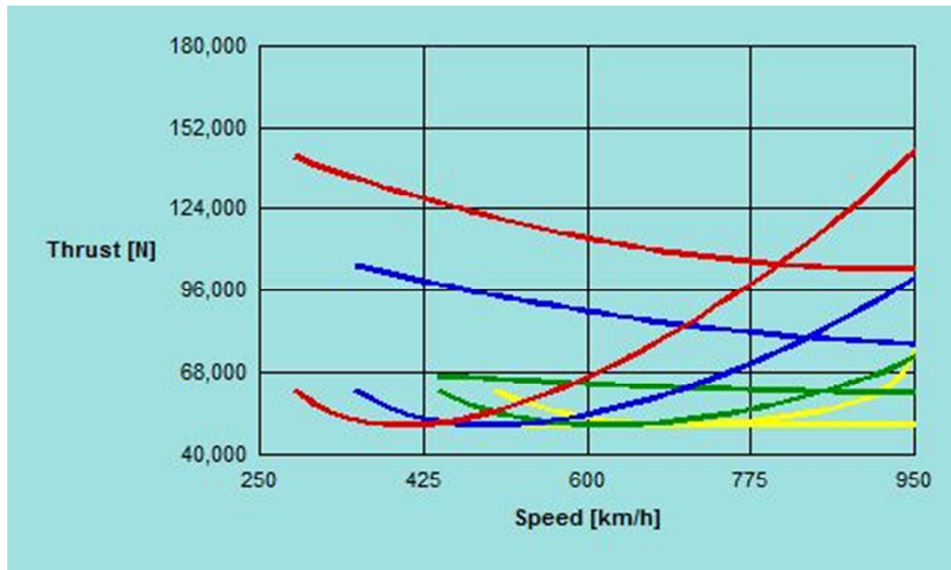


Fig. 57 – Diagramma della spinta necessaria e della spinta disponibile in funzione della velocità di volo per differenti quote

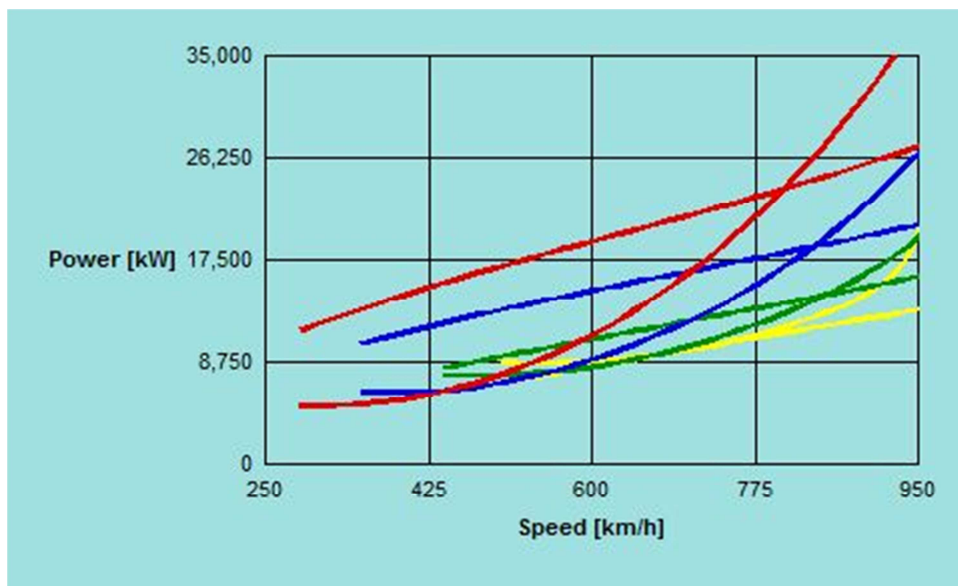


Fig. 58 – Diagramma della potenza necessaria e della spinta disponibile in funzione della velocità di volo per differenti quote

La determinazione di tali diagrammi consente il successivo calcolo del rateo di salita RC (rate of climb) e dell'angolo di salita  $\theta$  secondo le relazioni classiche, i cui diagrammi sono riportati in Fig. 59-60.

$$RC \approx \frac{P_{disp} - P_{nec}}{W}$$

$$\theta \approx \frac{T_{disp} - T_{nec}}{W}$$



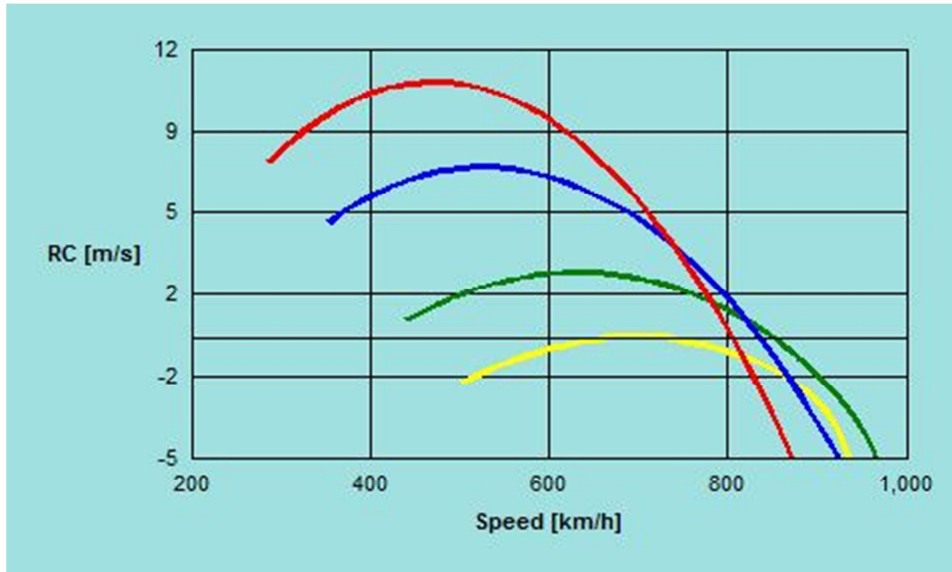


Fig. 59 – Diagramma del rateo di salita in funzione della velocità di volo per differenti quote

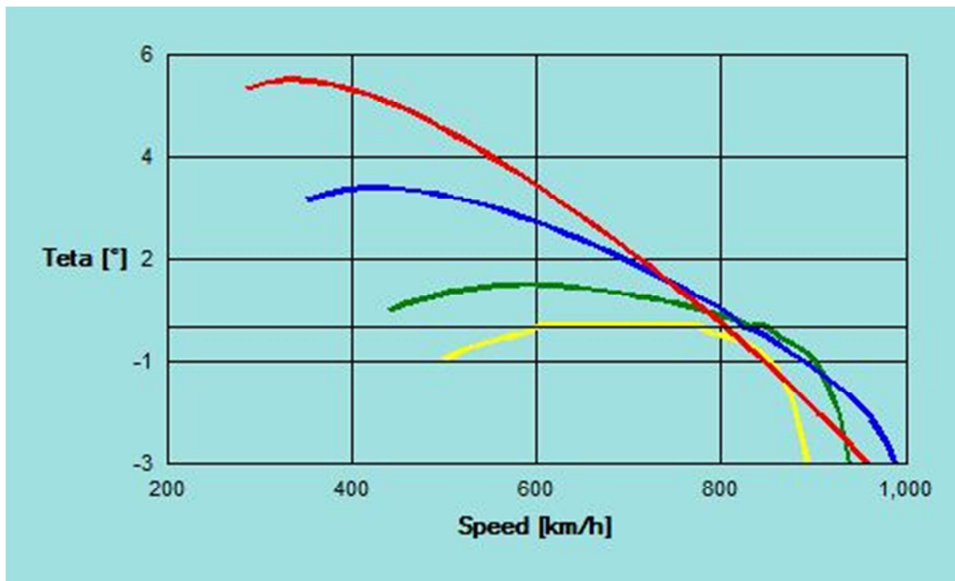


Fig. 60 – Diagramma dell'angolo di salita in funzione della velocità di volo per differenti quote

Si possono poi riportare nelle seguenti figure degli ulteriori diagrammi relativi all'inviluppo di volo; si possono diagrammare il rateo di salita massimo  $RC_{max}$ , l'angolo di salita massimo  $\theta_{max}$ , la velocità di salita rapida  $V_{RCmax}$  e la velocità di salita ripida  $V_{\theta max}$ ; infine si può valutare il tempo di salita in quota con il seguente integrale:

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



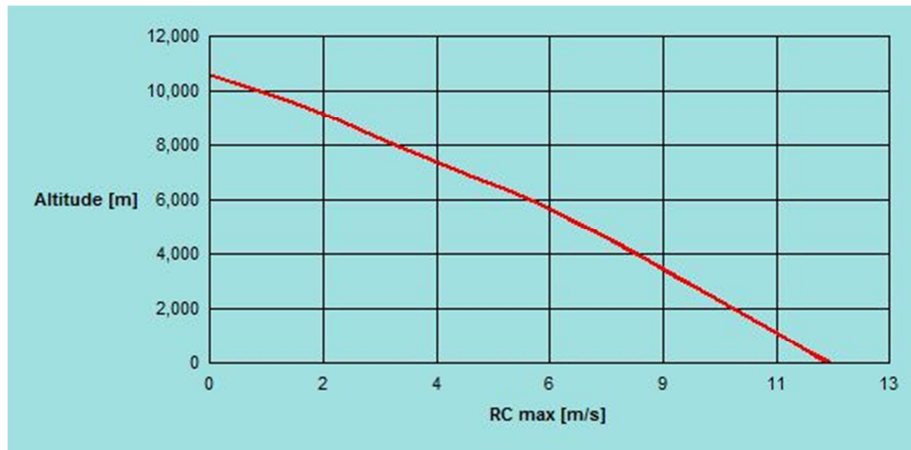


Fig. 61 – Diagramma del rateo di salita massimo in funzione della quota



Fig. 62 – Diagramma dell'angolo di salita massimo in funzione della quota

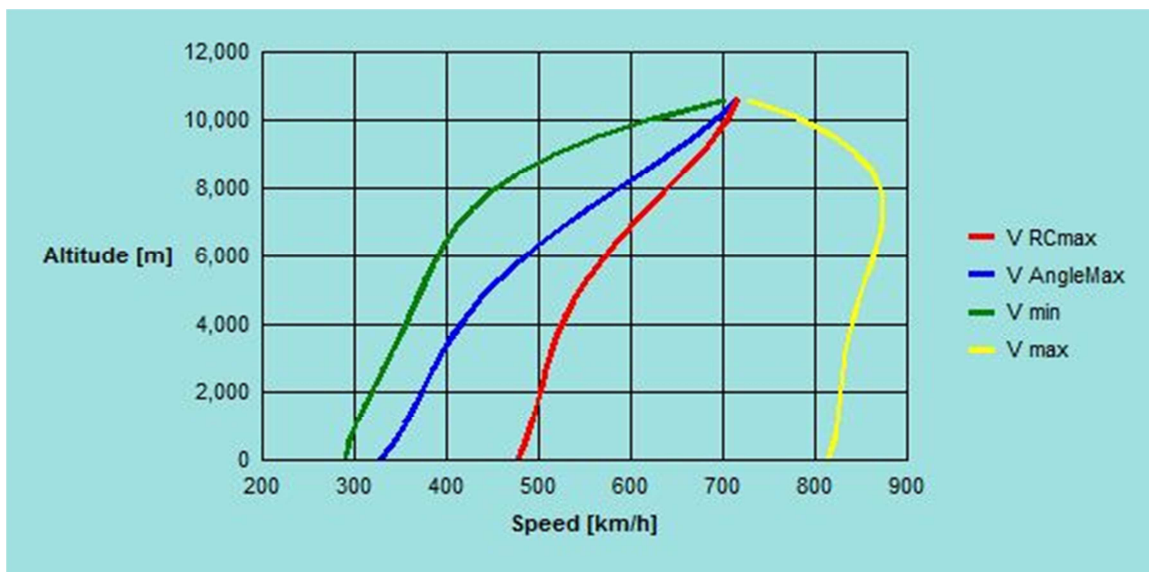


Fig. 63 – Involuppo di volo

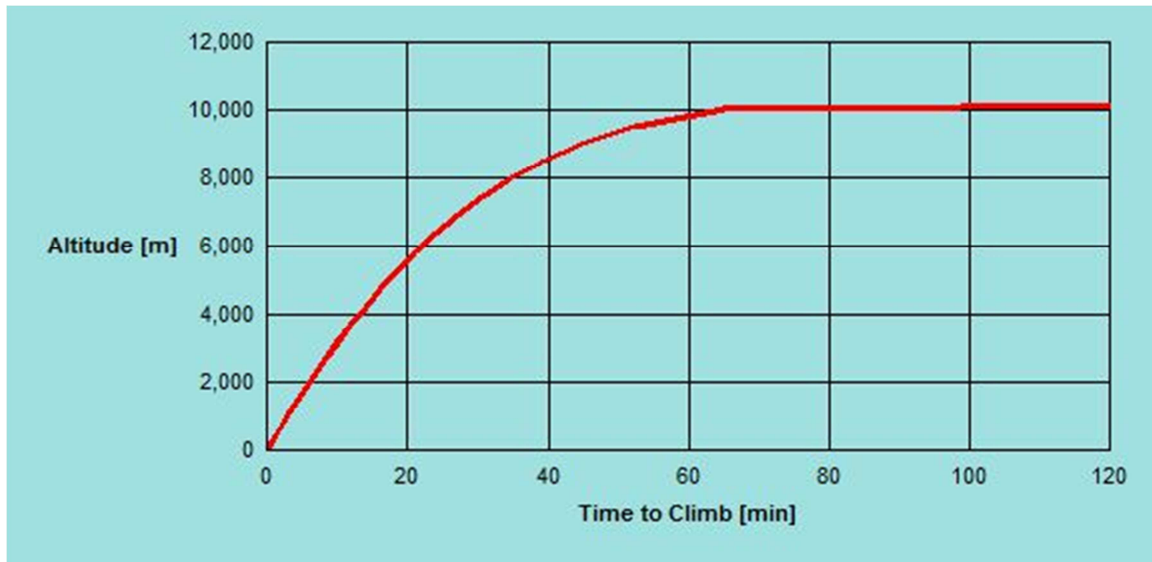


Fig. 64 – Diagramma del tempo minimo di salita in quota

Si possono infine riportare nelle Fig. 65-66 i diagrammi relativi al range  $R$  e all'endurance  $En$  del velivolo in esame che si possono ottenere a partire dalle classiche formule di Breguet relative all'autonomia oraria espressa in h ed a quella di distanza espressa in Km.

$$R = 11.27 * \frac{2}{c_j} * \sqrt{\frac{2}{\rho S}} * \frac{C_L^{\frac{1}{2}}}{C_D} * [\sqrt{W_i} - \sqrt{W_f}]$$

$$En = \frac{1}{c_j} * \frac{C_L}{C_D} * \ln\left(\frac{W_f}{W_i}\right)$$

In tali formule compaiono i pesi iniziale  $W_i$  e finale  $W_f$  in Kg, la superficie alare  $S$  in  $m^2$ , la densità  $\rho$  in  $Kg/m^3$  ed il consumo specifico  $c_j$  espresso in  $[lb/(lb * h)]$ .

Vengono sempre prese in considerazione le seguenti quote:

- 1)  $z = 0$  (linea rossa)
- 2)  $z = 4000$  m; (linea blu)
- 3)  $z = 8000$  m; (linea verde)
- 4)  $z = 10000$  m; (linea gialla)

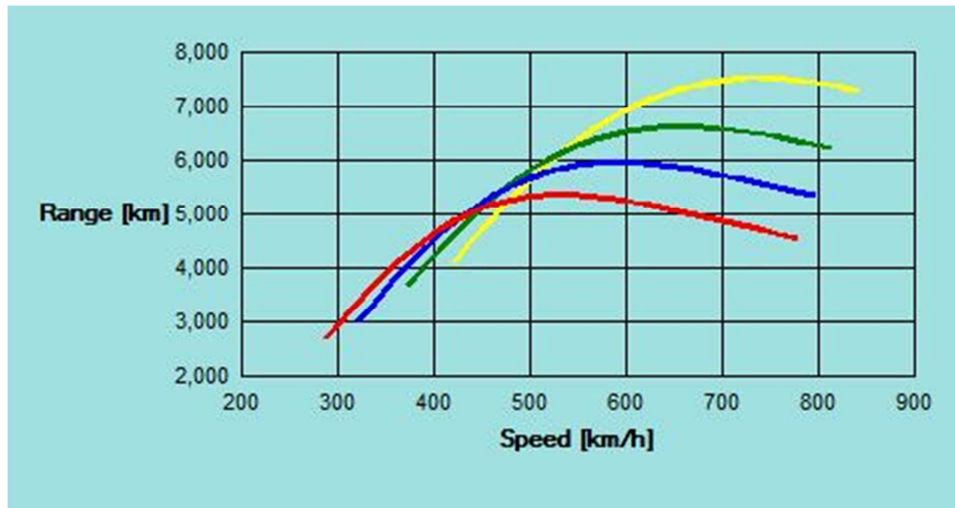


Fig. 65 – Diagramma dell'autonomia di distanza in funzione della velocità e della quota

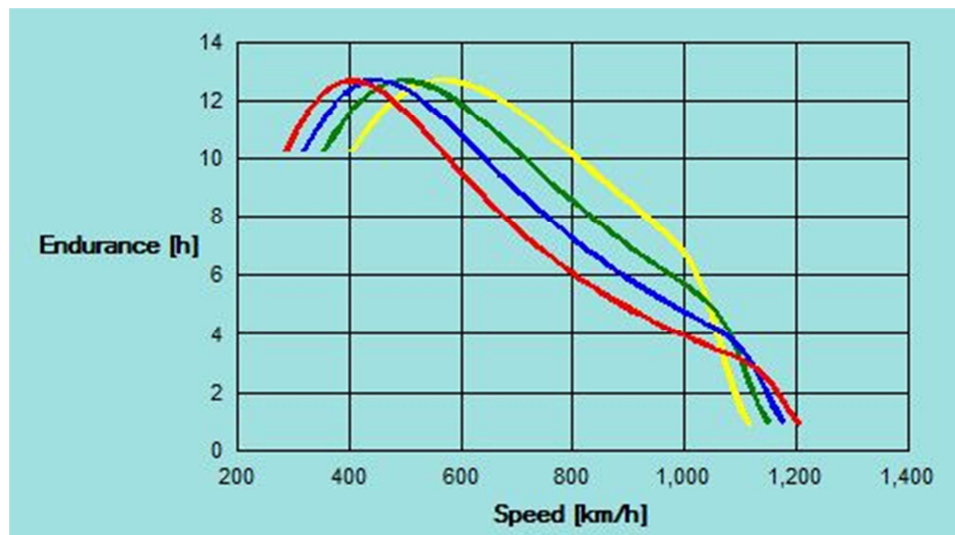


Fig. 66 – Diagramma dell'autonomia di durata in funzione della velocità e della quota