

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI NAPOLI FEDERICO II



Corso di Laurea Specialistica in Ingegneria Aerospaziale ed Astronautica

Corso di Progetto Generale Velivoli

A.a. 2008/2009

Docente: Ch.mo Prof. Vincenzo Giordano

Ch.mo Prof. Fabrizio Nicolosi



Alunni: Mautone Mario
Memoli Aniello
Romano Diego Giuseppe
Serino Gennaro
Tafuro Girolamo

matr. 335/227
matr. 335/240
matr. 335/228
matr. 335/219
matr. 335/255

INDICE DEGLI ARGOMENTI

Specifica di progetto.....	pag.1
Stima dei pesi.....	pag.4
Punto di progetto.....	pag.10
Progetto della fusoliera.....	pag.20
Progetto del piano orizzontale di coda.....	pag.24
Appendice.....	pag.36

I-SPECIFICA DI PROGETTO

La specifica del velivolo che si intende studiare è la seguente

Tipo velivolo:	Velivolo da trasporto passeggeri a lungo raggio, realizzato prevalentemente in composito, dotato di due motori turbofan.
Carico pagante:	250 passeggeri + 2 piloti + 9 assistenti di volo.
Normativa:	FAR 25.
Autonomia di percorso:	9000 nm (16666 Km) al 75% della potenza e ad una quota di 35000 ft + 100 nm Per la fase di diversion. Si assume: $E = 18$ $C_s = 0.5 \text{ lb}/(\text{lb h})$ $e = 0.8$ $C_{D0} = 0.015$
Attesa (Loiter):	45 minuti.
Velocità di crociera: (75% della potenza a 35000 ft.)	$Mach = 0.8$
Quota di tangenza teorica:	13100 m (43000 ft)
Lunghezza di decollo: (sea level)	1700 m (5576 ft)
Lunghezza di atterraggio: (sea level)	1300 m (4264 ft)
Rateo di salita:	1500 m/min (4929 ft/min)
riserva di carburante:	100 nm per volo su aeroporto
Velivoli simili:	Boeing 787-8 DREAMLINER

Profilo di missione:

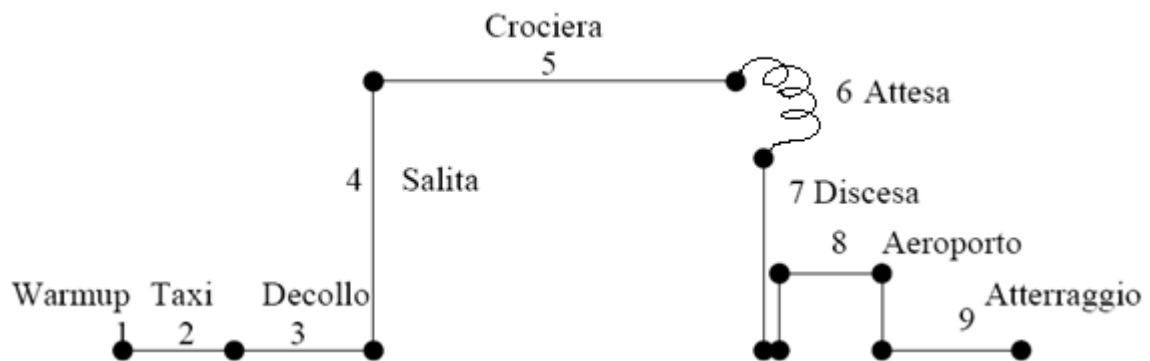


Figura I-1: profilo di missione.

La suddetta specifica di progetto nasce dall'idea di collegare aeroporti lontani senza effettuare scali intermedi, investendo sulla tecnologia in composito per ridurre al minimo il peso a vuoto del velivolo e quindi il consumo di combustibile.

II-STIMA DEI PESI

La stima dei pesi consiste nel determinare il peso massimo al decollo (W_{to}) ed il peso a vuoto (W_e). Il peso al decollo è dato dai seguenti contributi

$$W_{to} = W_e + W_{crew} + W_{pl} + W_f + W_{tfo} \quad (II-1)$$

dove

- W_e è il peso a vuoto cioè l'altra incognita che si vuole determinare;
- W_{crew} è il peso dell'equipaggio;
- W_{pl} è il peso del carico pagante costituito dai passeggeri e dai relativi bagagli nel caso di un velivolo di linea;
- W_f è il peso del carburante;
- W_{tfo} è il peso dei liquidi non consumabili (oli lubrificanti...);

Determiniamo i vari contributi :

Peso Equipaggio

Il personale di equipaggio comprende un pilota, un copilota ed un assistente ogni 30 passeggeri. In relazione alla specifica di progetto i passeggeri sono 250 per cui sono necessari 9 assistenti di volo. Per la determinazione del peso dell'equipaggio si assume un peso medio a persona di 175 lbs ed un peso medio di bagaglio pari a 30 lbs per individuo. Si ricava un peso totale di equipaggio pari a

$$W_{crew} = 2255 \text{ lbs}$$

Peso Carico Pagante

Con gli stessi criteri adottati per il calcolo precedente con un peso medio di bagaglio pari però a 40 lbs si ricava

$$W_{pl} = 53750 \text{ lbs}$$

Peso Carburante

In relazione al profilo di missione definito in specifica di progetto si utilizzano i seguenti rapporti ricavabili in letteratura relativi ai tratti di

- 1) Warm – up, Engine Start;
- 2) Taxi;
- 3) Take off;
- 4) Salita;
- 5) Crociera;
- 6) Attesa;
- 7) Discesa;
- 8) Diversion;
- 9) Atterraggio.

i	1	2	3	4	7	9
W_i / W_{i-1}	0.99	0.99	0.995	0.98	0.99	0.992

Tabella II-1: riepilogo dei rapporti dei pesi del metodo delle frazioni di combustibile.

Per le fasi 5) e 8) si utilizzano le formule di Breguet dell'autonomia kilomtrica per il calcolo della frazione di combustibile consumata. Nel caso di velivoli a getto la formula è

$$R_i = \frac{V_i}{c_{j,i}} E_i \ln \left(\frac{W_{i-1}}{W_i} \right) \quad (\text{II-2})$$

dove

- R_i è l'autonomia di distanza della fase di interesse;
- $c_{j,i}$ il consumo specifico della fase di interesse;
- E_i l'efficienza della fase di interesse.

L'obiettivo è il calcolo del rapporto dei pesi per cui la relazione si applica in modo inverso. Per la fase di crociera si assumono i valori

- $c = 0.5 \text{ lb/lbh}$;
- $R = 9000 \text{ Nautic Miles}$;
- Numero di Mach = 0.8 ;
- $E = 18$;

ottenendo

$$W_5 / W_4 = 0.581.$$

Per la fase di “diversion” si assumono i valori

- $c = 0.55 \text{ lb/lbh}$;
- $R = 100 \text{ Nautic Miles}$;
- Numero di Mach = 0.4, metà di quello di crociera ;
- $E = 18$;

ottenendo

$$W_8 / W_7 = 0.992$$

Per la fase di attesa si dovrà invece utilizzare la formula di Breguet per l'autonomia oraria in quanto tale fase è realizzata nell'assetto che massimizza tale valore. Nel caso di velivoli a getto la formula è

$$En = \frac{1}{c_j} E \ln \left(\frac{W_{in}}{W_{fin}} \right) \quad (\text{II-3})$$

dove

- En è l'”Endurance”, cioè l'autonomia oraria;
- c_j il consumo specifico;
- E l'efficienza.

Assumendo

- $c = 0.55 \text{ lb/lbh}$;
- $En = 45 \text{ min}$, tempo di attesa in “loitering” ;
- $E = 18$;

si ottiene

$$W_6 / W_5 = 0.999$$

Dal prodotto di ogni termine si ottiene , infine, il rapporto tra il peso di combustibile e quello al decollo

$$W_f / W_{to} = 0.541$$

Soluzione del sistema

Per determinare i pesi di interesse è necessario risolvere il sistema di 2 equazioni

$$\begin{cases} \log_{10}(W_{to}) = A + B \log_{10}(W_E) \\ W_E = CW_{to} - D \end{cases} \quad (\text{II-4})$$

Dove le costanti A e B della relazione statistica si considerano pari a quelle caratteristiche dei velivoli in composito da trasporto

$$A = 0.0810 \quad B = 1.0730$$

mentre le costanti C e D sono date da

$$C = 1 - \frac{W_f}{W_{to}} - \frac{W_{tfo}}{W_{to}} \quad ; \quad D = W_{pay} + W_{crew} \quad (\text{II-5})$$

Dove, supponendo che il peso atteso sia superiore alle 10000 lbs, si pone

$$\frac{W_{tfo}}{W_{to}} = 0.005$$

ottenendo

$$C = 0.4539 \quad ; \quad D = 56005 \text{ lbs}$$

Pertanto si ricava la soluzione dall'intersezione grafica delle 2 curve riportata nella pagina seguente

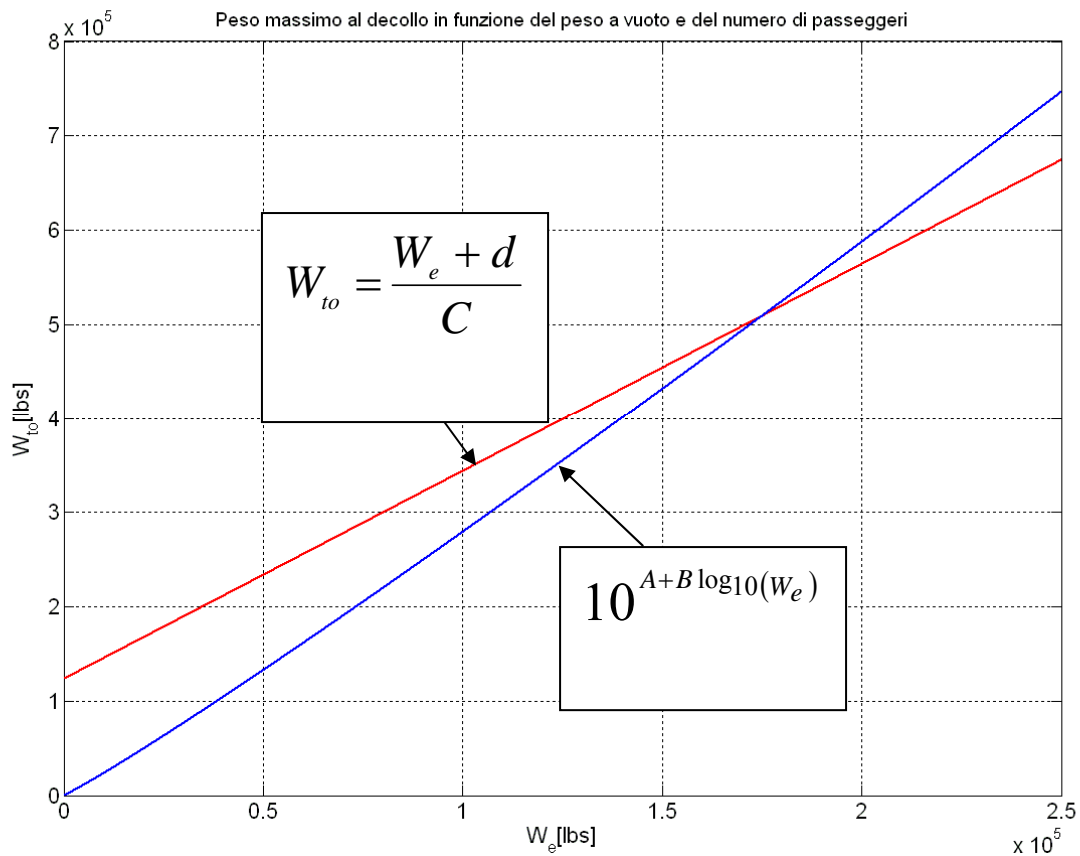


Figura II-1: soluzione grafica del sistema per la determinazione dei pesi.

La soluzione del sistema è pertanto data da

$$W_{to} = 508750 \text{ lbs} = 230765 \text{ Kg}$$

$$W_e = 174900 \text{ lbs} = 79333 \text{ Kg}$$

Il peso massimo al decollo risulta così ripartito

$$\frac{W_{oe}}{W_{to}} = 0.349 \quad \frac{W_{pl}}{W_{to}} = 0.105 \quad \frac{W_f}{W_{to}} = 0.541 \quad \frac{W_{tfo}}{W_{to}} = 0.005$$

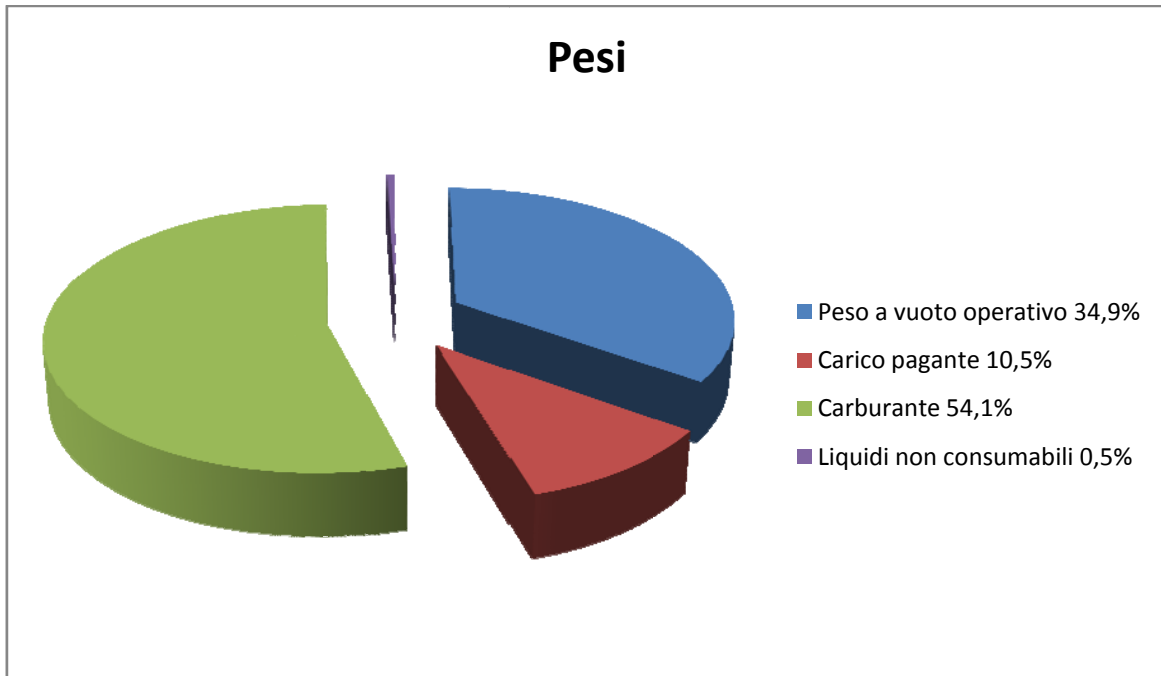


Figura II-2: diagramma a torta per la visualizzazione dei risultati.

Prevedendo delle versioni derivate del velivolo si può tracciare l'andamento del peso massimo al decollo in funzione del numero di passeggeri

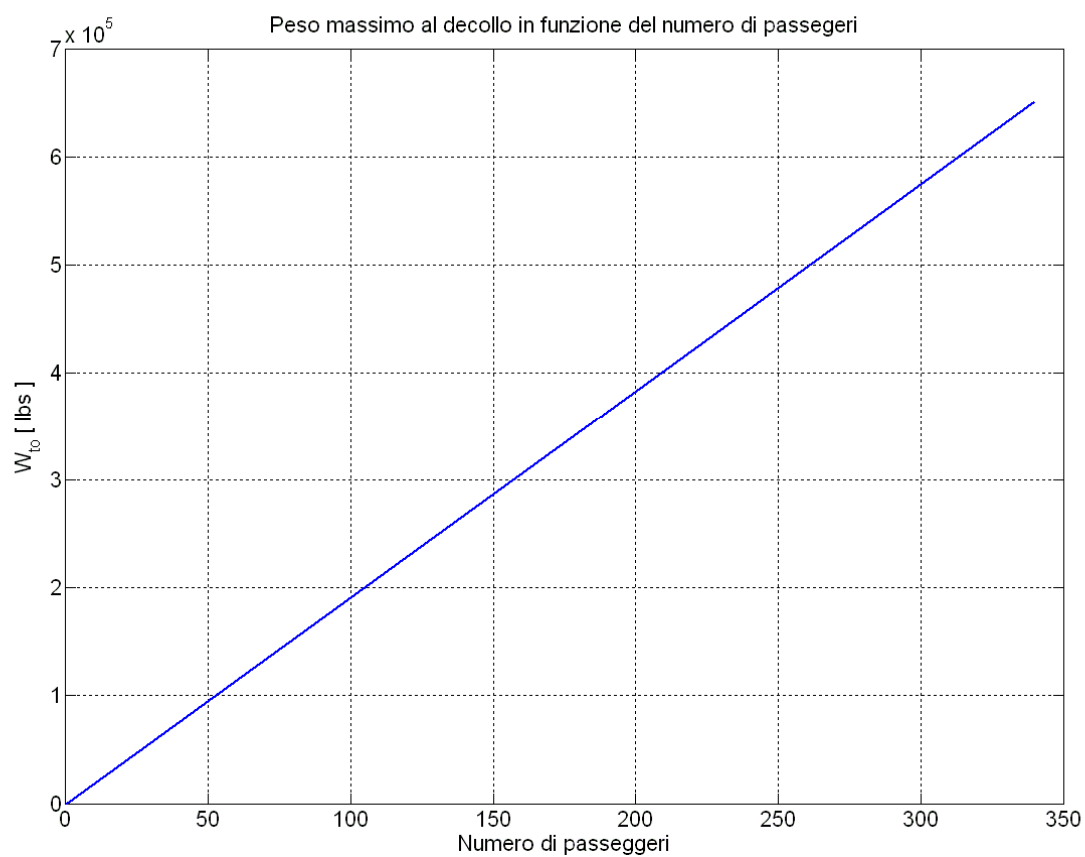


Figura II-3: peso massimo al decollo in funzione del numero di passeggeri.

III-PUNTO DI PROGETTO

La determinazione del punto di progetto consiste nel determinare il rapporto spinta/peso ed il carico alare necessari al soddisfacimento dei requisiti indicati nella specifica e nelle normative. Il velivolo scelto è dotato di propulsione a getto per cui si farà riferimento alla normativa FAR 25 per le varie condizioni.

Distanza di decollo

La distanza di decollo è legata al parametro TOP25 [*psf*] definito dalla normativa

$$TOP_{25} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{to}}{\sigma C_{L_{MAX,to}} \left(\frac{T}{W}\right)_{to}} \quad (III-1)$$

secondo la relazione statistica [*feet*]

$$S_{to_{FL}} = 37.5 TOP_{25} \quad (III-2)$$

La specifica impone una distanza di decollo pari a 1800 m per cui per diversi valori del $C_{L_{max,TO}}$ (2.0, 2.2, 2.4) si ricavano le limitazioni sul carico alare ed il rapporto spinta/peso riportate nella seguente figura

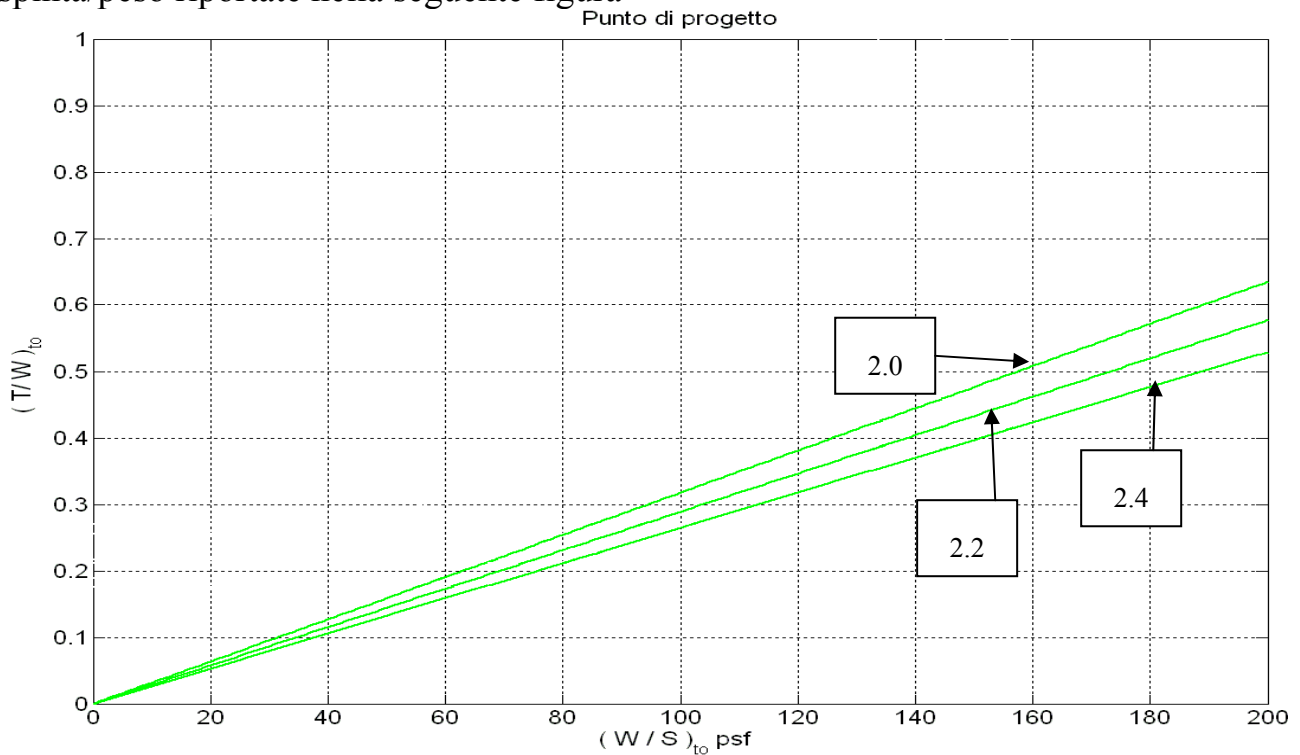


Figura III-1: limitazione sulla distanza di decollo.

Distanza di atterraggio

La limitazione dettata dalla distanza di atterraggio si traduce in una limitazione sulla velocità di stallo. Infatti, è necessario considerare il legame tra la velocità di approccio e la velocità di stallo in atterraggio

$$V_A = 1.3V_{s_L} \quad (\text{III-3})$$

che è relazionata alla distanza di atterraggio di sicurezza mediante la relazione statistica

$$S_{F_L} = 0.394V_A^2 \quad (\text{III-4})$$

La distanza di atterraggio di sicurezza è a sua volta connessa alla distanza di atterraggio definita dalla specifica mediante la relazione

$$S_{F_L} = \frac{S_L}{0.6} \quad (\text{III-5})$$

La velocità di stallo in atterraggio risulta pertanto

$$V_{s_L} = \sqrt{\frac{2}{\rho} \left(\frac{W}{S} \right)_L \frac{1}{C_{L_{\max,L}}}} \quad (\text{III-6})$$

Da cui si ricava la sola limitazione sul carico alare in atterraggio che si relaziona a quella al decollo supponendo

$$\left(\frac{W}{S} \right)_L = 0.85 \left(\frac{W}{S} \right)_{to} \quad (\text{III-7})$$

La specifica pone la distanza di atterraggio pari a 1300 m per cui per diversi valori del $C_{L_{\max,L}}$ (2.4, 2.6, 2.8) si ottengono le limitazioni riportate nella figura proposta nella pagina seguente

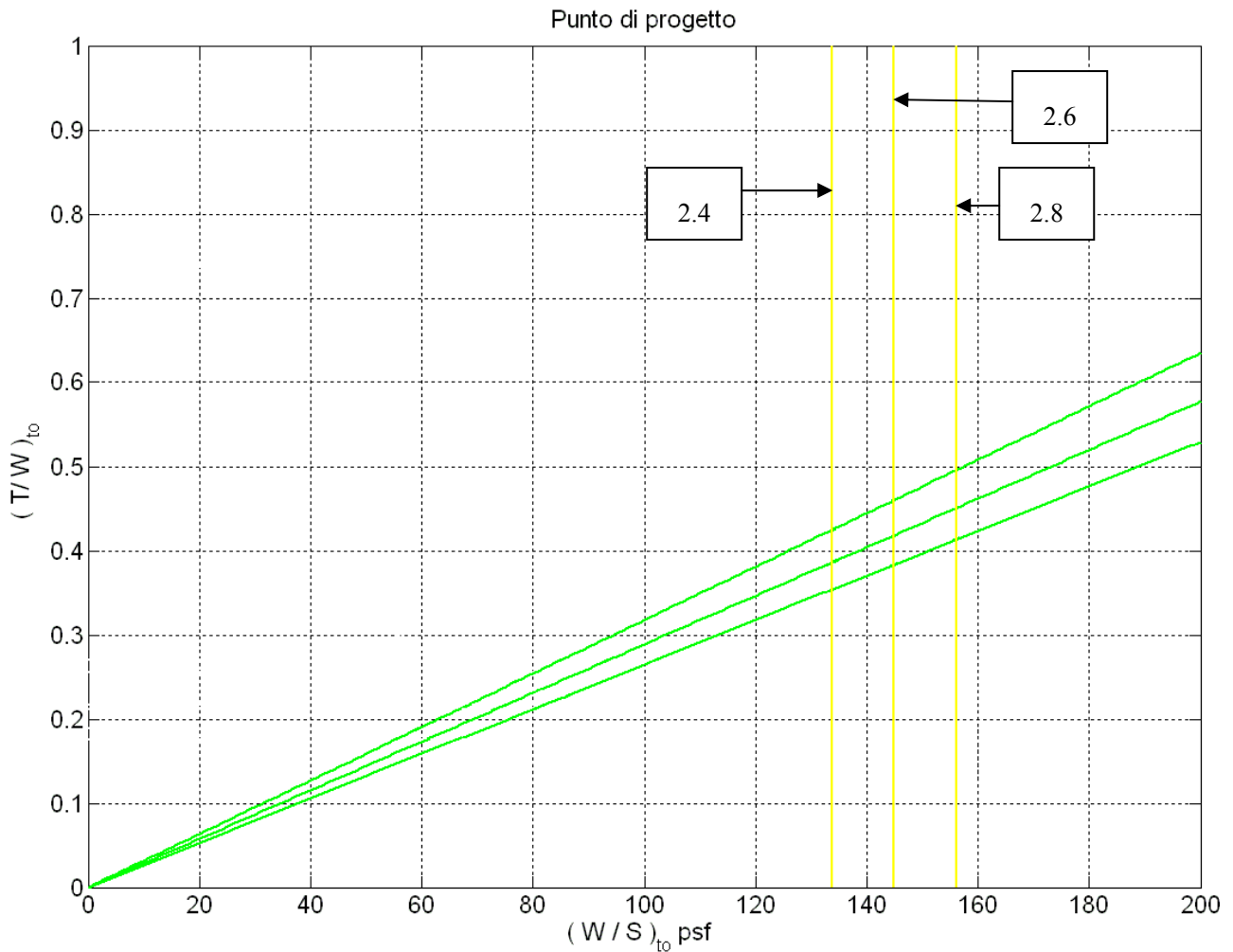


Figura III-2: limitazioni sulla distanza di atterraggio.

Requisiti di salita

Per trovare le condizioni che soddisfino i requisiti di salita è necessario conoscere le polari del velivolo nelle varie configurazioni definite secondo il modello analitico

$$C_D = C_{D_{min}} + \frac{C_L^2}{\pi A Re} \quad (III-8)$$

Dove il $C_{D_{min}}$ è dato dalla somma del C_{D0} e dei contributi additivi legati alla particolare configurazione. Il calcolo del C_{D0} è dato dalla risoluzione delle equazioni statistiche nelle incognite f (coefficiente di attrito) e S_{wet} (area bagnata) noto il peso massimo al decollo $W_{to} = 508750$ lbs (cfr. 'Stima Pesi')

$$\begin{cases} \log_{10}(S_{wet}) = c + d \log_{10}(W_{to}) \\ \log_{10}(f) = a + b \log_{10}(S_{wet}) \end{cases} \quad (III-9)$$

dove si assumono i coefficienti statistici pari a

$$a = -2.5229 \quad b = 1 \quad c = 0.0199 \quad d = 0.7531$$

In relazione ai dati disponibili su velivoli simili si pone

$$(W/S)_{to} = 136$$

da cui si ricava una superficie bagnata approssimata pari a

$$S = W_{to} / (W/S)_{to} = 3750 \text{ feet}^2 = 348 \text{ m}^2$$

ed un C_{D0}

$$C_{D0} = \frac{f}{S} = 0.0166$$

Per le varie configurazioni si assumono i coefficienti

	CROCIERA	DECOLLO	ATTERRAGGIO	GEAR OUT
ΔC_{D0}	0	0.015	0.065	0.02
e	0.85	0.8	0.7	$0.8 \div 0.7$

Tabella III-1: riepilogo dei fattori notevoli per la determinazione delle curve polari.

Per determinare le polari è necessario assumere un certo allungamento alare che in analogia a velivoli simili si pone

$$AR=10$$

Ciò comporterebbe in prima approssimazione un'apertura alare di

$$b = \sqrt{AR \cdot S} = 59 \text{ m}$$

Si ricavano, infine , le varie polari, riportate nella pagina seguente

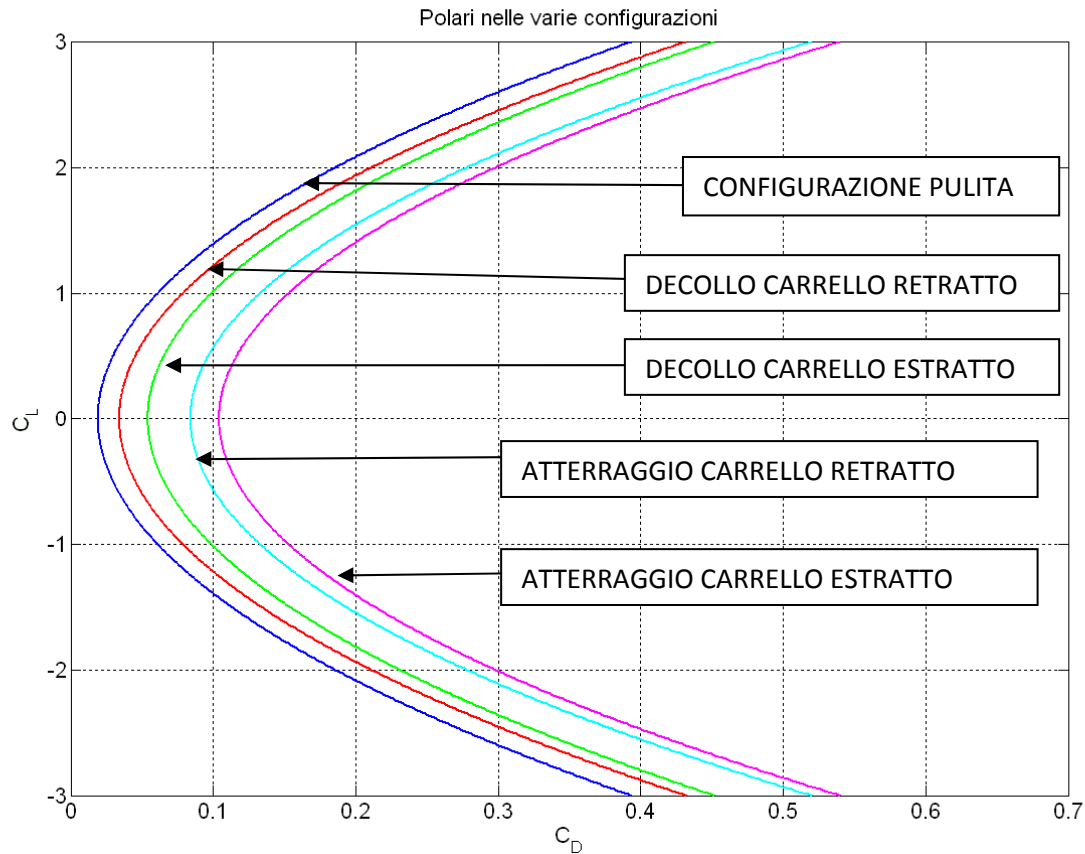


Figura III-3: polari nelle varie configurazioni.

La polare in configurazione pulita consente di soddisfare ampiamente la condizione per cui nella stima dei pesi è stata posta l'efficienza in crociera pari a 18. Infatti per tale configurazione si ricava

$$E_{\max} = \sqrt{\frac{\pi A Re}{4c_{D0}}} = 20$$

da cui l'efficienza in crociera è

$$E_A = \frac{\sqrt{3}}{2} E_{\max} = 17.3$$

quindi l'ipotesi è quasi soddisfatta .

I requisiti di salita nella FAR25 sono imposti in termini di gradiente di salita (CGR)

$$CGR = \frac{T}{W} - \frac{1}{E} \quad (III-10)$$

per le varie configurazioni di peso e spinta definite nelle normative. Inoltre è necessario stabilire i coefficienti di portanza massima in decollo, atterraggio e crociera per la stima del coefficiente di resistenza e quindi dell'efficienza dalle polari ricavate

$$C_{L\max} = 1.6 \quad C_{L\max,TO} = 2.2 \quad C_{L\max,L} = 2.6$$

Nella normativa è indicata la condizione di avvicinamento in cui si considera

$$C_L = \frac{C_{L\max,to} + C_{L\max,L}}{2} \quad e = \frac{e_{to} + e_{,L}}{2} \quad C_{D\min} = C_{D_0} + \frac{\Delta C_{D_0,to} + \Delta C_{D_0,l}}{2} \quad (\text{III-11})$$

Mentre in presenza di effetto suolo si considera la polare così modificata

$$C_D = C_{D\min} + K_{ES} \frac{C_L^2}{\pi A Re} \quad (\text{III-12})$$

dove $K_{ES} = 0.9$ è la correzione dovuta alla diminuzione della resistenza indotta per effetto del raddrizzamento del flusso in prossimità del suolo. Infine, in condizioni di OEI (“One Engine Inoperative”) si assume la spinta pari alla metà di quella ordinaria. Le condizioni da rispettare, allora, sono indicate dalle seguenti normative.

FAR 25.111 Transizione in salita

$$CGR \geq 0.012 \quad V = 1.15V_{S,to} \quad T \geq 0.5T_{\max} (OEI) \quad W = W_{to}$$

configurazione di decollo, carrello retracts, effetto suolo

FAR 25.121 Transizione in salita

$$CGR \geq 0 \quad V = 1.15V_{S,to} \quad T \geq 0.5T_{\max} (OEI) \quad W = W_{to}$$

configurazione di decollo, carrello estratto, effetto suolo

FAR 25.111 Secondo tratto di salita

$$CGR \geq 0.024 \quad V = 1.2V_{S,to} \quad T \geq 0.5T_{\max} (OEI) \quad W = W_{to}$$

configurazione di decollo, carrello retracts

FAR 25.121 Salita in rotta

$$CGR \geq 0.012 \quad V = 1.2V_S \quad T \geq 0.8 \cdot 0.5T_{\max} (OEI) \quad W = W_{to}$$

configurazione pulita, spinta massima continuativa

FAR 25.119 Atterraggio mancato

$$CGR \geq 0.032 \quad V = 1.3V_{S,L} \quad T = T_{\max} \quad W = 0.9W_{to}$$

configurazione di atterraggio, carrello estratto

FAR 25.111 Atterraggio mancato

$$CGR \geq 0.021 \quad V = 1.5V_{S,A} \quad T = 0.5T_{\max} (OEI) \quad W = 0.9W_{to}$$

configurazione di avvicinamento

Si ricavano pertanto le limitazioni, tra le quali quella più stringente è quella sull'atterraggio mancato definito dalla FAR25.111, come è possibile notare dalla seguente figura.

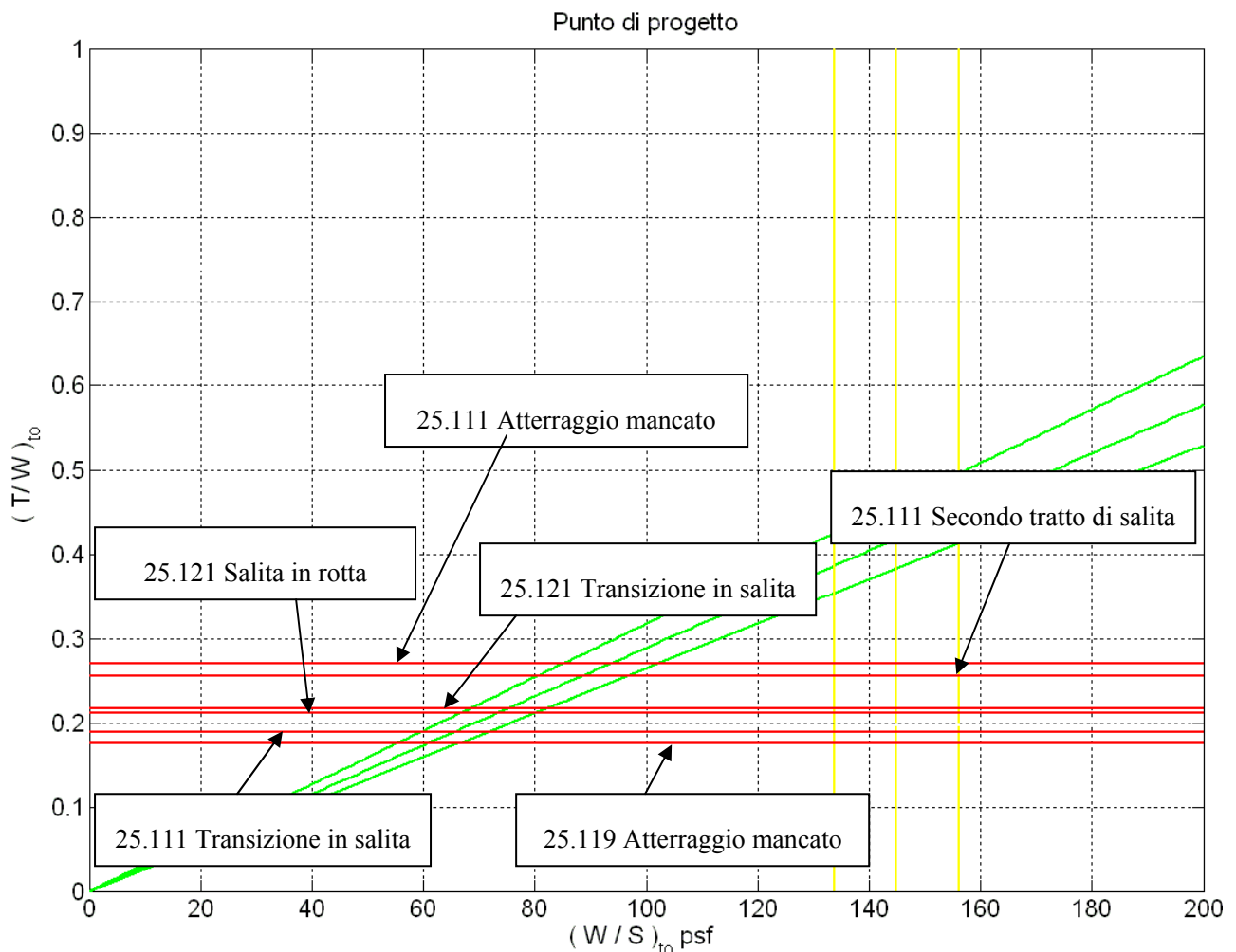


Figura III-1: limitazioni sulla salita.

Crociera

Per la crociera è necessario che sia verificata la relazione

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{cr} = C_{D_0} q \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)_{cr}} + \frac{1}{q \pi A Re} \left(\frac{W}{S}\right)_{cr} \quad (\text{III-13})$$

da cui è necessario riportarsi alla condizione di decollo per cui si dovrà porre

$$T_{cr} = 0.8 T_{\max, to} \varepsilon(h_{cr})^{0.827} \quad (\text{III-14})$$

$$W_{cr} = 0.83 W_{to} \quad (\text{III-15})$$

Avendo tenuto conto della spinta massima continuativa, del degrado di prestazioni con la quota e del consumo di carburante che si verificano in crociera. Secondo le specifiche il numero di Mach di volo è pari a 0.80 per cui è necessario tenere in conto dell'incremento di resistenza dovuta alla comprimibilità.

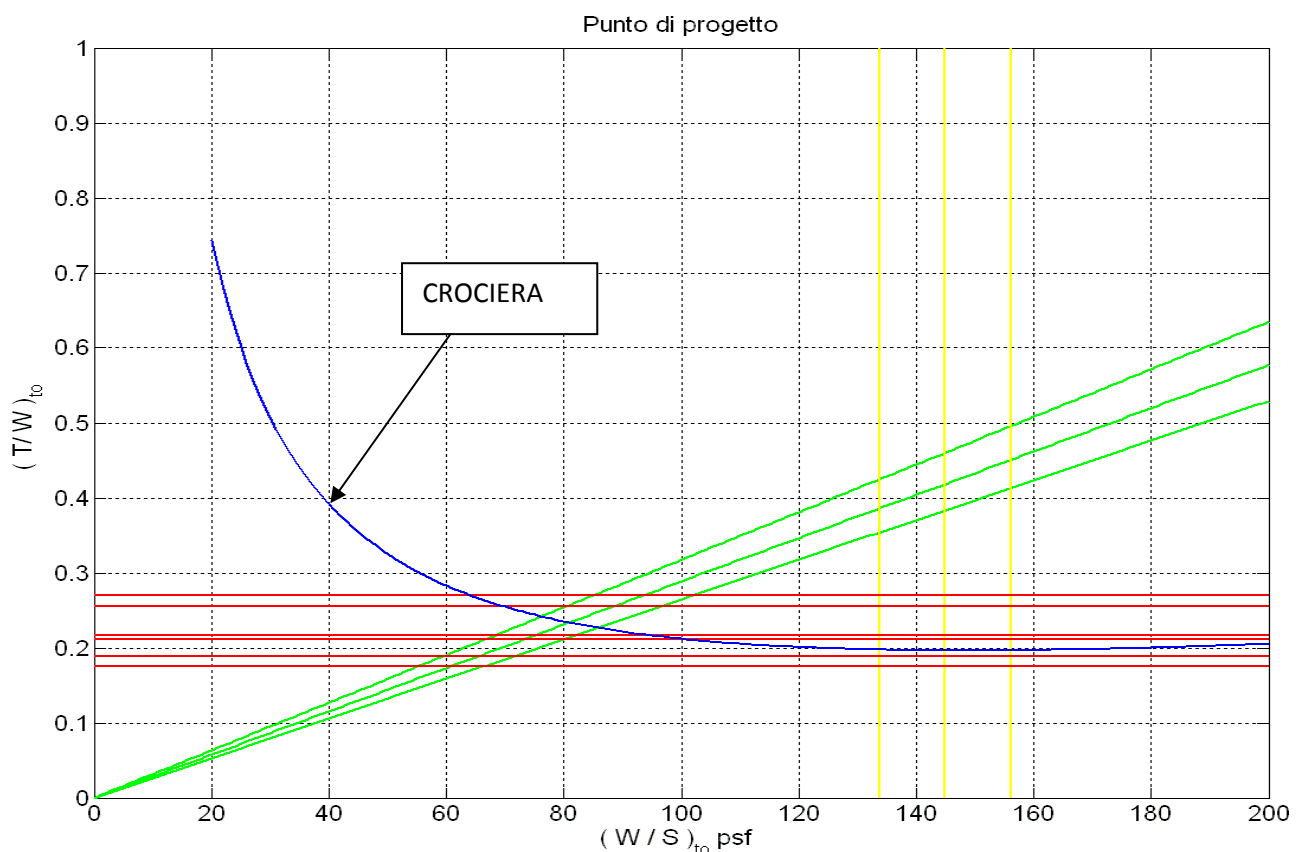


Figura III-2: limitazione sulla velocità di crociera.

Determinazione del punto di progetto

Per determinare il punto di progetto si considera che il velivolo sia dotato di un sistema di ipersostentazione in grado di garantire

$$C_{Lmax, TO} = 2.4$$

$$C_{Lmax, L} = 2.8$$

Il sistema da adottare sarà costituito almeno da un flap con doppio slot e da uno slat sul bordo d'attacco.

La limitazione più stringente sulla salita è quella relativa al requisito FAR 25.111 per l'atterraggio mancato, per cui combinando tutte le limitazioni si ricava una certa area disponibile per la scelta del punto di progetto.

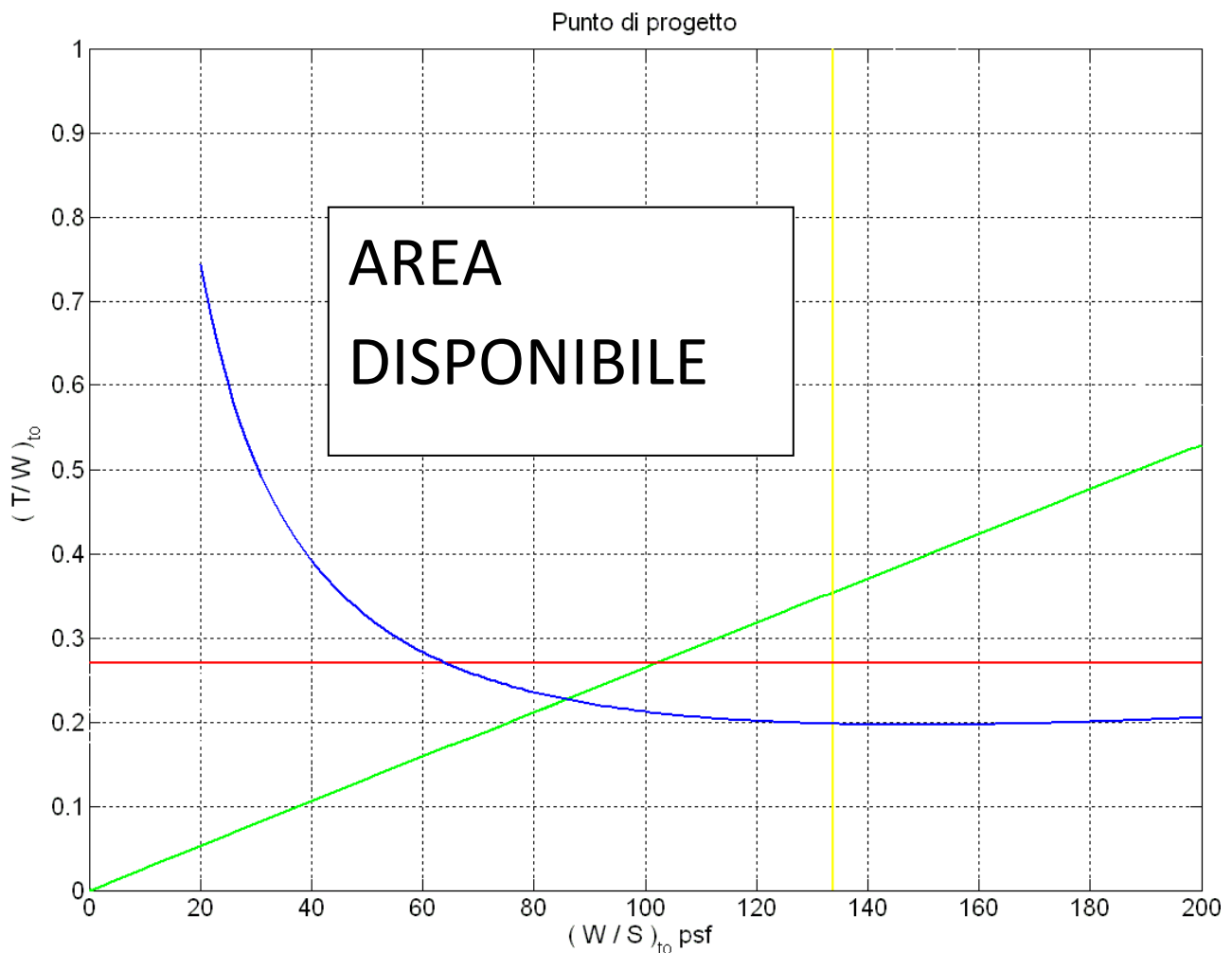


Figura III-3: area disponibile per la scelta del punto di progetto.

In relazione a dati riguardanti velivoli simili si sceglie un punto di progetto caratterizzato da

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{To} = 132 \text{ psf} \quad \left(\frac{T}{W}\right)_{To} = 0.35$$

Confrontando la scelta con i punti di progetto di altri velivoli si ha

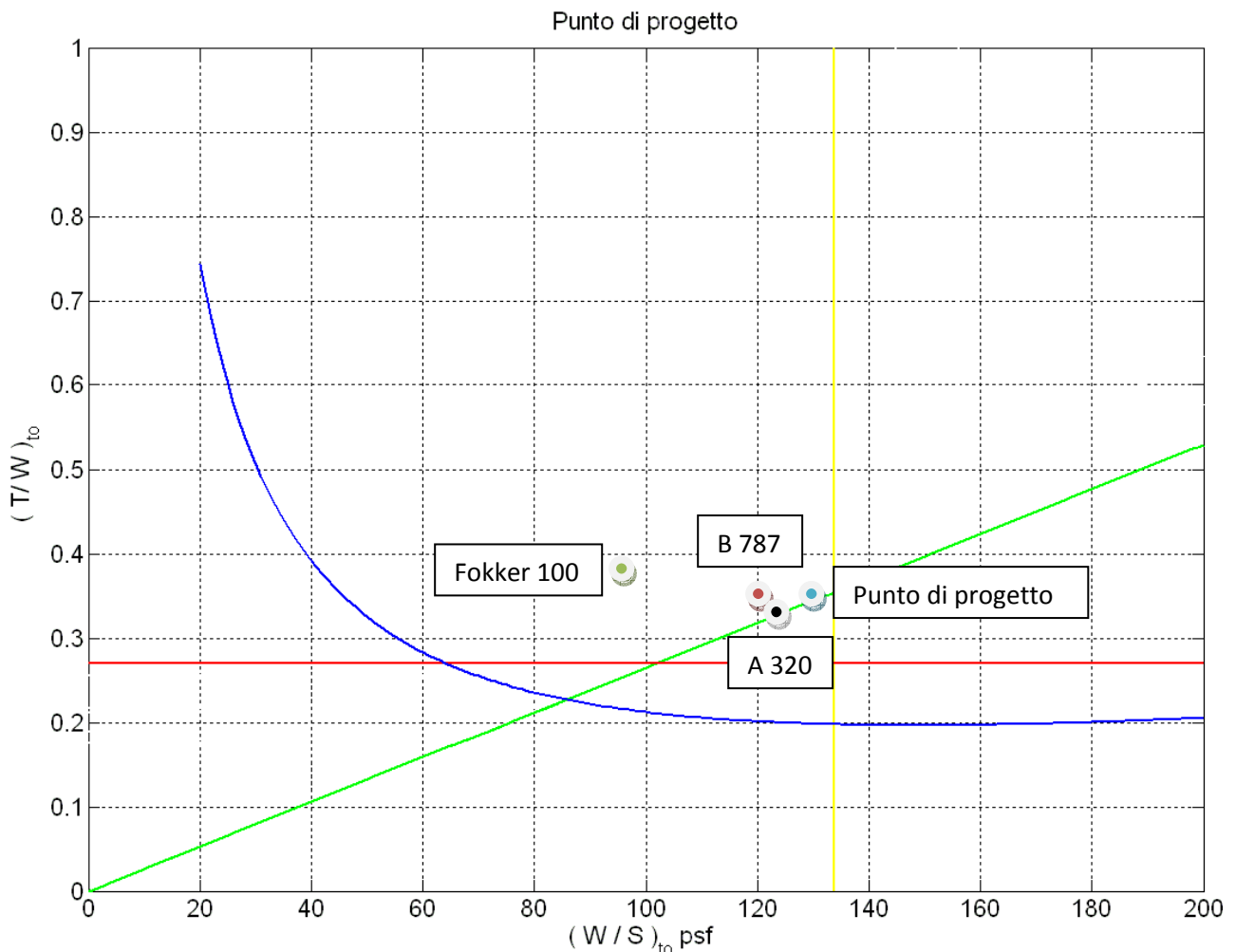


Figura III-7: punti di progetto.

Il velivolo progettato garantisce rispetto al concorrente B787 un carico alare maggiore pur avendo lo stesso rapporto spinta/peso. Il successo del velivolo sarà però determinato fondamentalmente dai costi complessivi di realizzazione e produzione.

IV-PROGETTO DELLA FUSOLIERA

La specifica di progetto prevede che la fusoliera alloggi 250 passeggeri, che si è deciso di disporre in due classi differenti

- 1) **prima classe:** può ospitare 15 passeggeri, disposti su tre file, di cui quelle laterali sono costituite da due sedili e quella centrale da uno solo;
- 2) **seconda classe:** può ospitare 235 passeggeri, disposti su tre file, di cui quelle laterali sono composte da due sedili ciascuna e quella centrale da tre. La prima riga di sedili è costituita solo dalle file laterali.

Tenendo conto che ogni sedile di prima classe occupa 102 cm di lunghezza (considerando anche la distanza dal sedile seguente), che quelli di seconda classe ricoprono una lunghezza di 90cm comprensiva della distanza tra un sedile e quello successivo e che si intendono lasciare 40cm tra la prima e la seconda classe si ricava che la lunghezza del corpo centrale della fusoliera deve essere di 34.06m. Considerando che si intende lasciare 1.5m nella zona anteriore e 1.4m nella seconda classe per il bagno, si può dire che la lunghezza totale del corpo centrale della fusoliera è 36.56m.

Si è deciso, poi, di adottare una sezione maestra delle seguenti dimensioni

- 1) altezza di 5.76m;
- 2) larghezza di 5.33m.

Per determinare la lunghezza del “nose” della fusoliera si è sfruttato il seguente grafico

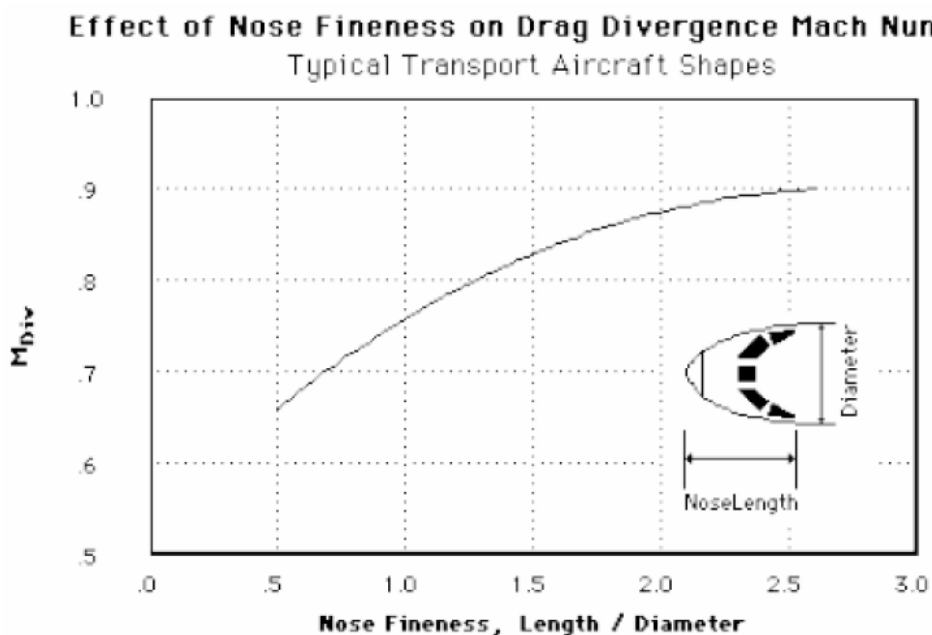


Figura IV-1: effetti della snellezza della fusoliera sul numero di Mach di divergenza.

Assumendo come numero di Mach di divergenza un valore pari a 0.87 si ricava che il rapporto di snellezza del “nose” è pari a 2. Assumendo come diametro equivalente della fusoliera uno pari a 5.6m, si ottiene che la lunghezza del “nose” è di 11.2m.

Avendo scelto un rapporto di snellezza della fusoliera pari a 11.5, si ricava che la lunghezza della fusoliera è pari a 64.4m, per cui il cono di coda è lungo 16.64m.

Vale la pena notare che si è scelto un rapporto di snellezza piuttosto elevato per ridurre le superfici degli impennaggi e per ridurre l’angolo di seduta del velivolo, così da ridurre il coefficiente di resistenza dell’aereo. L’aggravio di peso connesso all’elevata lunghezza del velivolo, infatti, non è notevole, dato che il velivolo verrà costruito in materiale composito.

L’angolo di seduta del velivolo è stato posto pari a 11.34° .

Di seguito si riporta una tabella riassuntiva delle principali caratteristiche geometriche della fusoliera

altezza [m]	5.76
larghezza [m]	5.33
diametro equivalente [m]	5.6
lunghezza “nose” [m]	11.2
lunghezza corpo centrale [m]	36.56
lunghezza cono di coda [m]	16.64
lunghezza totale della fusoliera [m]	64.4
angolo di seduta [$^\circ$]	11.34

Tabella IV-1: riepilogo dei dati geometrici della fusoliera.

Nella pagina seguente si riportano le rappresentazioni delle tre viste della fusoliera, in cui le varie unità di misura sono espresse in metri

V-PROGETTO DEL PIANO ORIZZONTALE DI CODA

Il piano orizzontale di coda deve garantire

- 1) il raggiungimento delle condizioni di equilibrio;
- 2) il raggiungimento delle condizioni di non equilibrio e transitorio;
- 3) il raggiungimento della stabilità;

dato che esso deve garantire il governo del velivolo.

Per dimensionare l'impennaggio orizzontale si devono considerare le seguenti condizioni

- 1) **minimo margine di stabilità a comando libero con baricentro massimo arretrato**: in questo caso si deve considerare l'equazione

$$\left(\frac{\partial c_m}{\partial c_L} \right)_{CL} = x_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \left(1 - \tau \frac{c_{h\alpha}}{c_{h\delta}} \right) \bar{V}_t \quad (V-1)$$

dove

- x_a è la distanza tra il baricentro del velivolo ed il centro aerodinamico del velivolo parziale. Si può considerare che il baricentro del velivolo sia posto al 30% della corda, mentre il centro aerodinamico del velivolo parziale al 13%, per cui si ricava

$$x_a = x_{cg} - x_{acWB} = .17$$

- a_t è il gradiente della retta di portanza del piano orizzontale di coda. Esso è dato dalla seguente relazione

$$a_t = \frac{a_0}{1 + \frac{57.3a_0}{\pi \frac{b_t^2}{S_t}}} \quad (V-2)$$

in cui a_0 rappresenta il gradiente della retta di portanza del profilo medio dell'impennaggio orizzontale. Supponendo di adoperare un profilo NACA 0009, si può scrivere

$$a_0 = 0.107/\text{deg}$$

- a è il gradiente della retta di portanza del velivolo parziale. Si può porre inizialmente $a=0.15/\text{deg}$;
- $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$ è l'effetto del downwash. In prima approssimazione si può porre

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = .33$$

- τ è l'indice di efficacia dell'equilibratore. Per ricavare il suo valore si può sfruttare il grafico riportato nella pagina seguente, tratto dal "Perkins" (fig.5-33 pag.250)

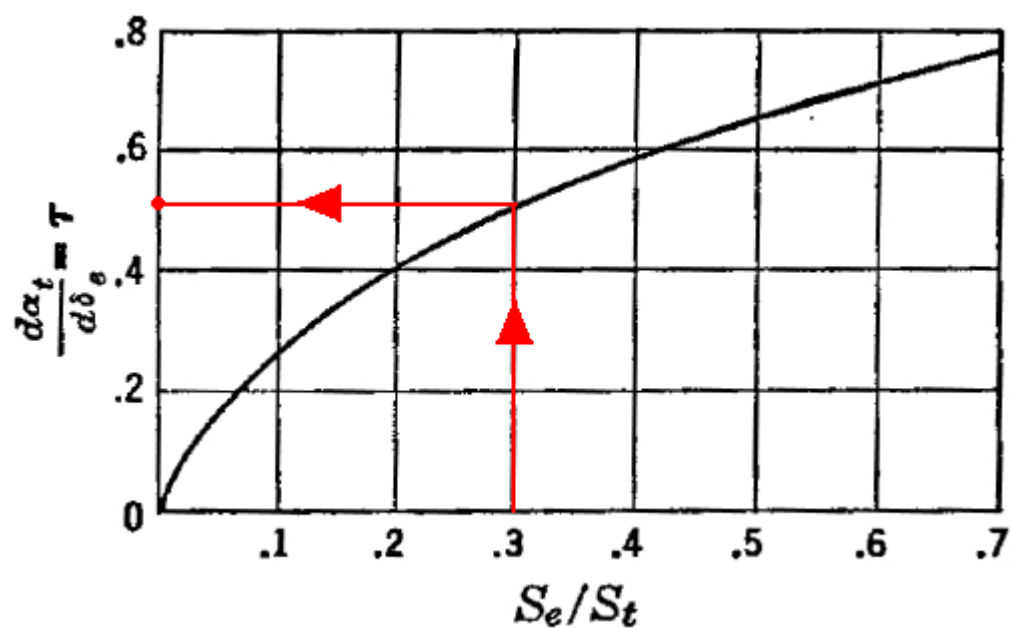


Figura V-1: indice di efficacia dell'equilibratore.

Avendo posto un rapporto tra la superficie dell'equilibratore e del piano orizzontale di coda pari a 0.3, si ricava

$$\tau=0.5$$

- c_{ha} è la derivata del coefficiente di momento di cerniera rispetto all'angolo d'attacco e $c_{h\delta}$ è la derivata del coefficiente di momento di cerniera rispetto all'angolo di deflessione dell'equilibratore. Avendo scelto come profilo di riferimento un NACA 0009, si può sfruttare il grafico 6-7 di pag .275 del Perkins, riportato di seguito, per stimare i loro valori

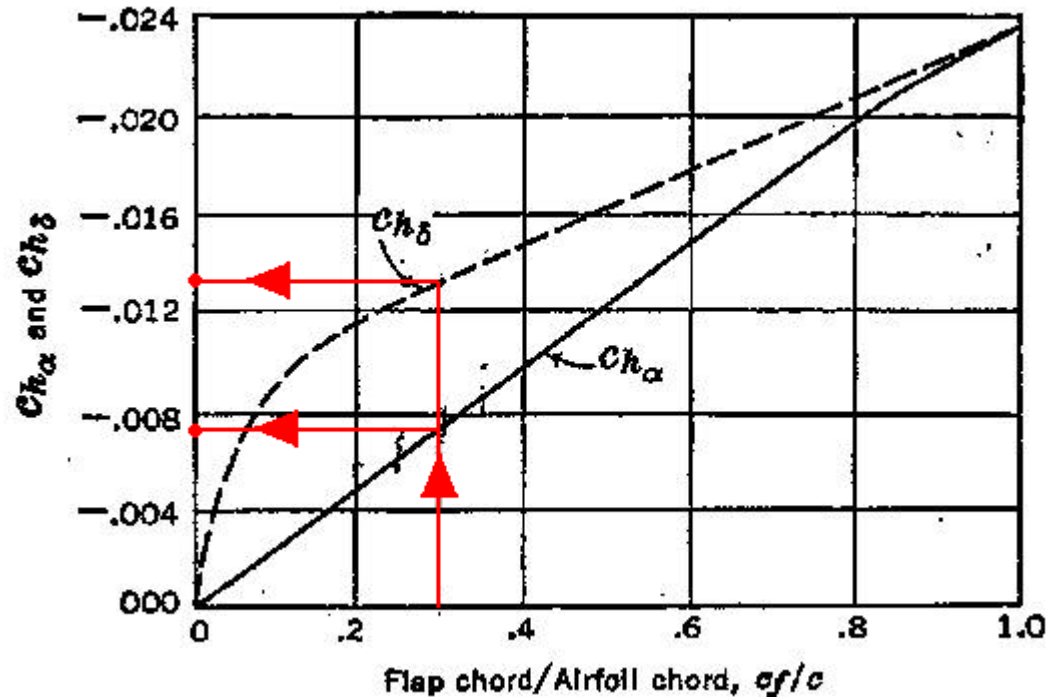


Figura V-2: Ch_α e Ch_δ .

- $\bar{V}_t = \frac{lS_t}{cS_w}$ è il rapporto volumetrico del piano orizzontale di coda in cui
- l è la distanza del fuoco del piano orizzontale di coda da quello del velivolo parziale. Come valore orientativo di prima analisi si può porre

$$l=29m$$

- S_t è la superficie del piano orizzontale di coda;
 - \bar{c} è la corda media aerodinamica, posta pari a 5.6m;
 - S_w è la superficie di riferimento del velivolo, pari a 350m².
- $\left(\frac{\partial c_m}{\partial c_L}\right)_{CL}$ è la derivata di stabilità a comandi liberi. Essa può essere posta pari a -0.05.

Sviluppando la (II.1) si ricava che l'espressione della superficie del piano orizzontale di coda in funzione della sua apertura è quella riportata nella pagina seguente

$$S_t = \frac{\frac{\left[x_a - \left(\frac{\partial c_m}{\partial c_L} \right)_{CL} \right] \bar{c} S_w a}{a_0 l \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \left(1 - \tau \frac{c_{h\alpha}}{c_{h\delta}} \right)} b_t^2}{b_t^2 - \frac{57.3 a_0}{\pi} \frac{\left[x_a - \left(\frac{\partial c_m}{\partial c_L} \right)_{CL} \right] \bar{c} S_w a}{a_0 l \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \left(1 - \tau \frac{c_{h\alpha}}{c_{h\delta}} \right)}} \quad (V-3)$$

Di seguito si riporta il grafico della limitazione connessa alla prima condizione di progetto

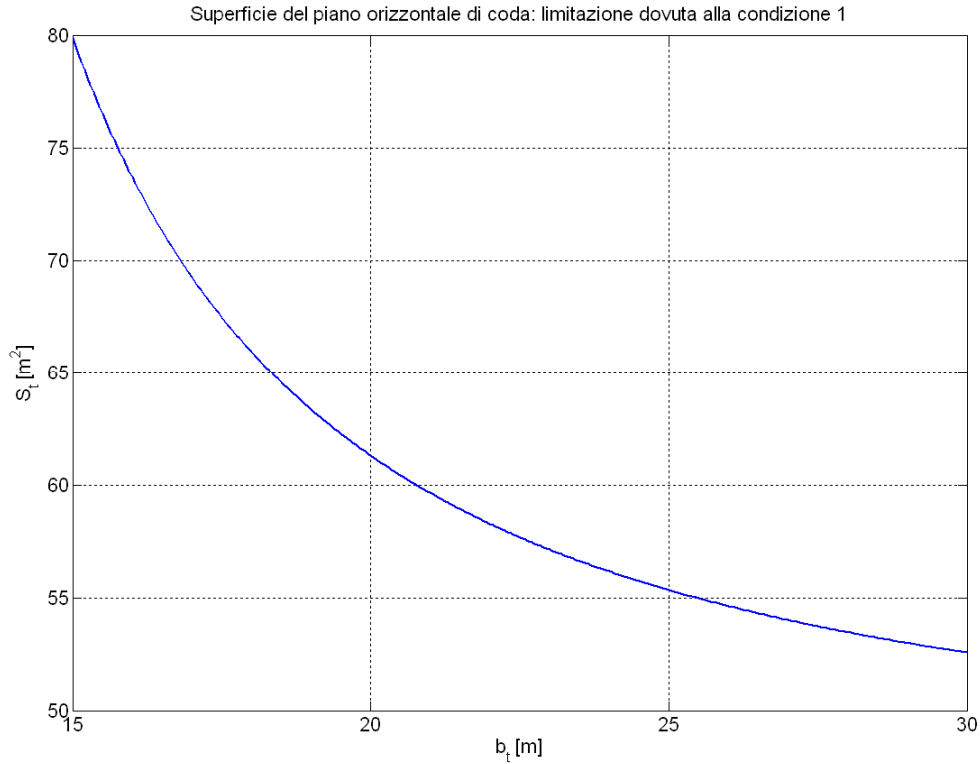


Figura V-3: condizione 1.

- 2) **equilibrio all'atterraggio con baricentro massimo avanzato con flap deflessi ed effetto suolo:** in questo caso si deve considerare l'equazione

$$c_m^{cg} = c_{m_{ac}}^{wb} + \left[x_a - \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \bar{V}_t' \right] c_{Le} - 0.9 a_t \bar{V}_t' (i_{t0} + \tau \delta_e - \alpha_{0w}) \quad (V-4)$$

dove

- $c_{m_{ac}}^{wb}$ è il coefficiente di momento focale del velivolo parziale in configurazione di atterraggio, esprimibile come

$$c_{m_{ac}}^{wb} = (c_{m_{ac}}^{wb})_{\delta_f=0} + (\Delta c_{m_{ac}}^{wb})_{\delta_f \neq 0} \quad (V-5)$$

in cui, sfruttando dati statistici, si può porre in via preliminare

- $(c_{m_{ac}}^{wb})_{\delta_f=0} = -0.0403$;
- $(\Delta c_{m_{ac}}^{wb})_{\delta_f \neq 0} = 0.690$;

per cui risulta

$$c_{m_{ac}}^{wb} = -0.7303$$

- per determinare la distanza x_a si può considerare che il baricentro è posto 28% della corda, mentre il centro aerodinamico del velivolo parziale al 13%, per cui si ricava

$$x_a = x_{cg} - x_{acWB} = .15$$

- a_t è il gradiente della retta di portanza del piano orizzontale di coda. Esso è pari a

$$a_t = 1.032 \frac{a_0}{1 + \frac{57.3a_0}{\pi \frac{b_t^2}{S_t}}} \quad (V-6)$$

dove il coefficiente 1.032 è un termine correttivo che tiene conto dell'effetto suolo. Per stabilire tale parametro, imponendo che la distanza del centro aerodinamico del piano di coda rispetto al suolo sia pari a 7.3m, valore ottenuto supponendo che l'altezza del carrello sia di 1.7m e che la distanza tra il centro aerodinamico dell'impennaggio rispetto al fono della fusoliera sia pari a 5.6m, e considerando un valore dell'allungamento del piano di coda orizzontale pari a 8, si può sfruttare il grafico 5-39 di pag.257 del "Perkins", riportato di seguito

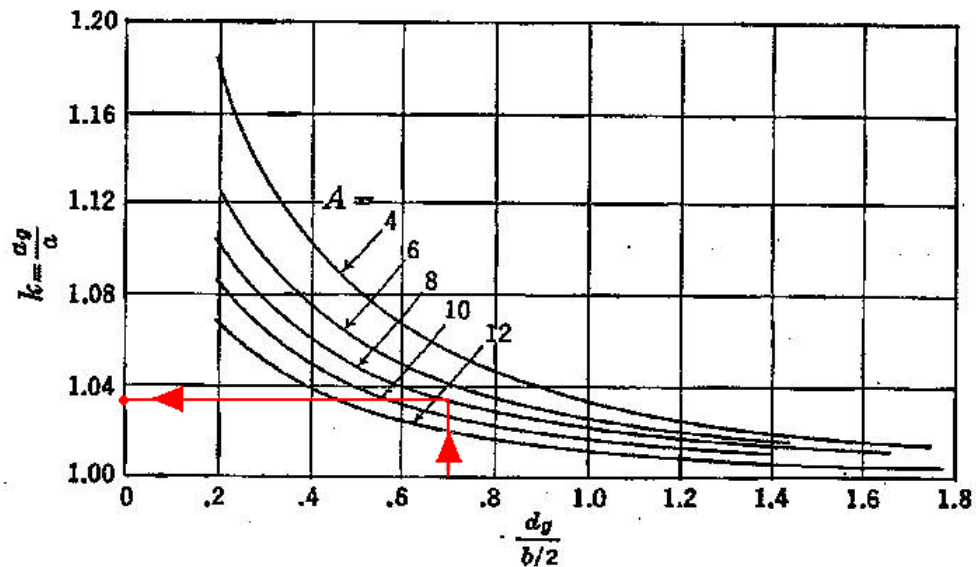


Figura V-4: correzione di a_i per l'effetto suolo.

- a è il gradiente della retta di portanza del velivolo parziale. Per correggere il valore di cui si è discusso nella condizione 1 per tener conto dell'effetto suolo si può sfruttare lo stesso grafico introdotto nel punto precedente, imponendo che la distanza tra l'ala ed il suolo sia pari a 2m (di cui 1.7m è l'altezza del carrello e 0.30m è la distanza del centro aerodinamico dell'ala dal fondo della fusoliera) e che l'allungamento alare sia pari a 10. Si ottiene, così che il fattore moltiplicativo è pari a 1.12;

- l'effetto del downwash $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$ va corretto per considerare l'effetto suolo.

In particolare si può supporre che il $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$ si riduca del 10%, per cui si ha

$$\frac{d\epsilon}{d\alpha} = 0.9 \cdot 0.33 = 0.297$$

- c_{Le} è il coefficiente di portanza di equilibrio del velivolo completo in fase di atterraggio. Esso è molto prossimo a quello massimo, che è stato posto pari a 2.8, per cui si può porre

$$c_{Le} = 2.7$$

- δ_e è l'angolo massimo di deflessione dell'equilibratore e può essere posto pari a -25° ;

- α_{0w} è l'angolo di portanza nullo dell'ala con flap deflessi in configurazione di atterraggio, da considerarsi positivo nei calcoli. Esso è stato posto pari a -6° ;
- i_{t0} è l'angolo di calettamento del piano orizzontale di coda rispetto alla linea di riferimento della fusoliera. Per calcolarlo bisogna imporre che l'angolo di deflessione dell'equilibratore in crociera sia nullo, il che conduce alla seguente relazione

$$i_{t0} = \alpha_{0w} - \tau \left(\frac{c_{m_{ac}}^{wb}}{c_{m_{\delta}}} + \frac{c_{m_{cl}}}{c_{m_{\delta}}} c_{L_{cr}} \right) \quad (V-7)$$

dove

- α_{0w} è l'angolo d'attacco di portanza nulla dell'ala in crociera. Esso può essere posto pari a -3° ;
- $c_{m_{\delta}}$ è calcolabile mediante la relazione seguente

$$c_{m_{\delta}} = -a_t \bar{V}_t' k \tau \quad (V-8)$$

in cui, avendo posto in fase preliminare $S_t=60m^2$ e $b_t=20m$, si ha

$$\begin{aligned} \blacksquare a_t &= \frac{a_0}{1 + \frac{57.3a_0}{\pi \frac{b_t^2}{S_t}}} = \frac{0.0825}{\text{deg}} \\ \blacksquare \bar{V}_t' &= \frac{l S_t}{c S_w} = 0.888 \\ \blacksquare k &= 0.9; \\ \blacksquare \tau &= 0.5; \end{aligned}$$

e pertanto risulta

$$c_{m_{\delta}} = -0.0330$$

- il $c_{m_{ac}}^{wb}$ è calcolabile come segue

$$(c_m)_{ac}^{wb} = (c_m)_{ac}^w + c_{L\alpha w} (x_{ac}^{wb} - x_{ac}^w) \alpha + c_{m0 fus} + c_{m\alpha fus} \alpha + c_{m0 nac} + c_{m\alpha nac} \alpha \quad (V-9)$$

in cui

- in prima approssimazione si può porre

$$(c_m)_ac^w + c_{L\alpha w}(x_{ac}^{wb} - x_{ac}^w)\alpha \approx 0.055$$

- per determinare i termini $c_{m0 fus}$ e $c_{m\alpha fus}$ si può sfruttare il metodo di Multhopp, secondo cui

$$c_{m0 fus} = \frac{K_2 - K_1}{36.5 S_w \bar{c}} \sum_{j=1}^n W_f^2 (\alpha_{0Lw} + i_{clfus}) \Delta x \quad (V-10)$$

$$c_{m\alpha fus} = \frac{1}{36.5 S_w \bar{c}} \left\{ \sum_{j=1}^{n1} W_f^2 \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \Delta x_j + \sum_{j=n1}^{n2} W_f^2 \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \Delta x_j \right\} \quad (V-11)$$

dove

- $K_2 - K_1$ è una costante che si determina sfruttando il seguente grafico

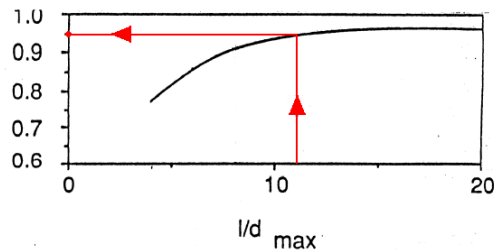


Figura V-5: grafico per la determinazione della costante $K_2 - K_1$.

dal quale si vede che essa vale 0.95;

- S_w è la superficie alare ($350m^2$);
- \bar{c} è la corda media aerodinamica (5.83m);
- W_f è la larghezza del tronco di fusoliera j-esimo;
- $\alpha_{0Lw}(-3^\circ)$ è l'angolo di portanza nulla dell'ala riferito alla retta di costruzione della fusoliera;
- i_{clfus} è l'angolo di incidenza della linea media della fusoliera in corrispondenza del tronco j-esimo rispetto alla retta di costruzione della fusoliera;
- Δx è la lunghezza del tronco di fusoliera j-esimo;
- $\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1$ è l'upwash che si manifesta in corrispondenza dei tronchi di fusoliera che si trovano a monte dell'ala. Esso si calcola con la relazione analitica

$$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)_1 = \left(\overline{\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}}\right) \frac{c_{L\alpha w}}{0.0785} \quad (V-12)$$

dove il $c_{L\alpha w}$ è pari a 0.083/deg ed il termine $\left(\overline{\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}}\right)$ è ricavabile per ciascun tronco di fusoliera sfruttando i grafici seguenti

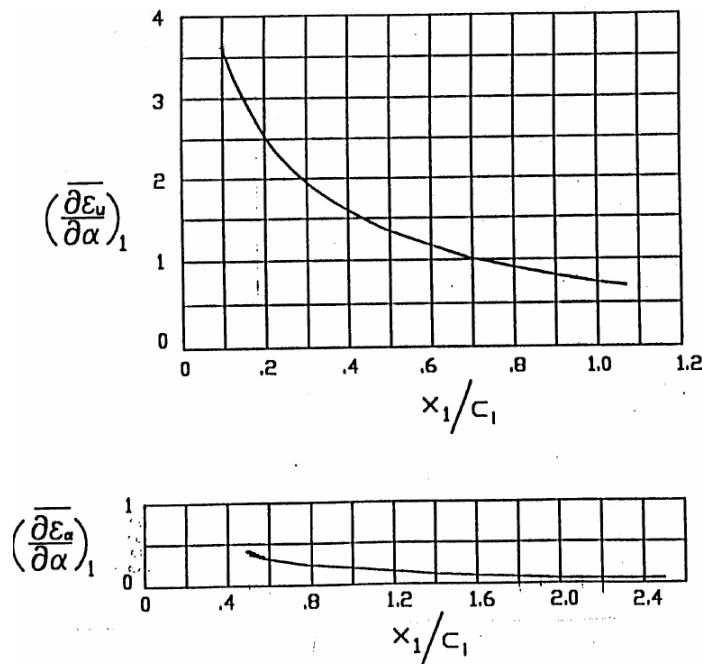


Figura V-6: grafici per la stima dell'upwash.

in cui il primo è relativo al tronco di fusoliera posto immediatamente a monte dell'ala ed il secondo vale per i restanti tronchi di fusoliera.

- $\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)_2$ è il downwash calcolato in corrispondenza di ciascun tronco di fusoliera a valle dell'ala. Esso si calcola mediante la relazione

$$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)_2 = \frac{x_2}{l_f} \left(1 - \overline{\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}}\right) - 1 \quad (V-13)$$

dove x_2 e l_f sono le distanze riportate nella figura proposta nella pagina seguente


$$c_{m0\,fus} + c_{m\alpha fus} \alpha = -0.0819 + 0.00248\alpha \quad (\text{V-14})$$

- $$c_{m0nac} + c_{monac}\alpha = -0.08 + 0.00185\alpha \quad (\text{V-15})$$

$$(c_m)_{ac}^{wb} = 0.04540$$

- Risulta, pertanto

A questo punto, è possibile determinare la curva limite, sfruttando la relazione proposta nella pagina seguente, ricavata a partire dalla (II.3)

$$S_t = \frac{\left(\frac{c_{mac}^{wb}}{c_{Le}} + x_a \right) \frac{1}{a \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) + \frac{0.9}{c_{Le}} (i_{t0} + \tau\delta_e - \alpha_{0w})} \frac{S_w \bar{c}}{1.032 a_0 l} b_t^2}{b_t^2 - 2 \frac{57.3 a_0}{\pi} \left(\frac{c_{mac}^{wb}}{c_{Le}} + x_a \right) \frac{1}{a \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) + \frac{0.9}{c_{Le}} (i_{t0} + \tau\delta_e - \alpha_{0w})} \frac{S_w \bar{c}}{1.032 a_0 l}} \quad (V-16)$$

Di seguito si riporta il grafico della limitazione connessa alla seconda condizione di progetto

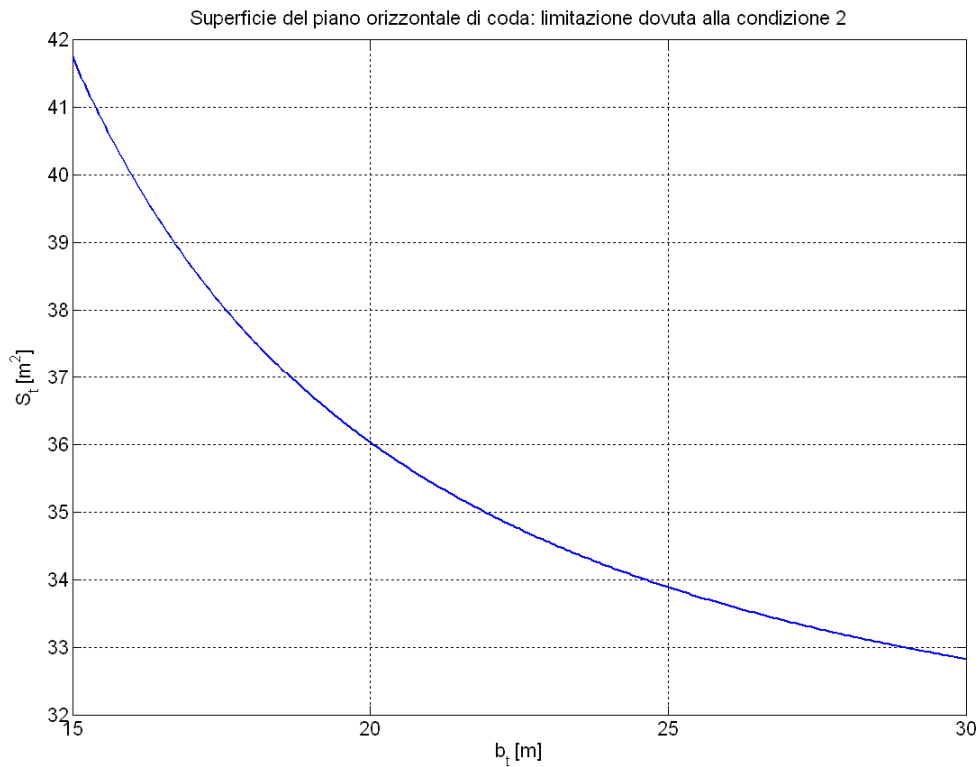


Figura V-8: condizione 2.

A questo punto è possibile dimensionare l'impennaggio orizzontale riportando le limitazioni connesse alle due condizioni su esaminate sullo stesso diagramma e scegliendo un punto di progetto situato nel semipiano posto alla destra della curva limite più esterna

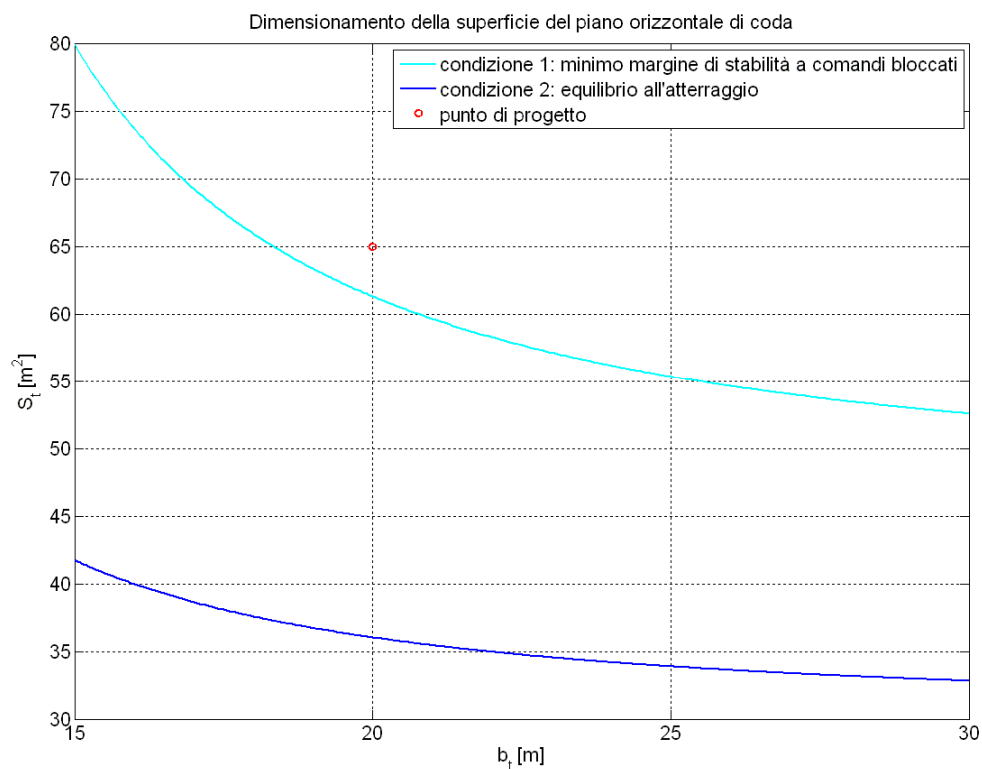


Figura V-9: dimensionamento del piano orizzontale di coda.

I valori scelti sono i seguenti

- 1) $S_t = 65 m^2$;
- 2) $b_t = 20 m$.

Di seguito si riportano la tabella delle caratteristiche geometriche del piano orizzontale di coda e la vista in pianta dell'impennaggio orizzontale, in cui le varie lunghezze sono espresse in metri

Profilo	NACA 0009
Distanza verticale fuoco ala-fuoco piano orizzontale [m]	7.3
Distanza longitudinale fuoco ala-fuoco piano orizzontale [m]	29
c_{eq}/c_{tail}	0.3
Allungamento alare	6.15
Λ_{LE} [°]	25
c_r [m]	5
Λ	0.3
S_{eq}/S_{tail}	0.3
Lunghezza tab [m]	4
Calettamento [°]	-3.44

Tabella V-1: riepilogo dei dati geometrici del piano orizzontale di coda.

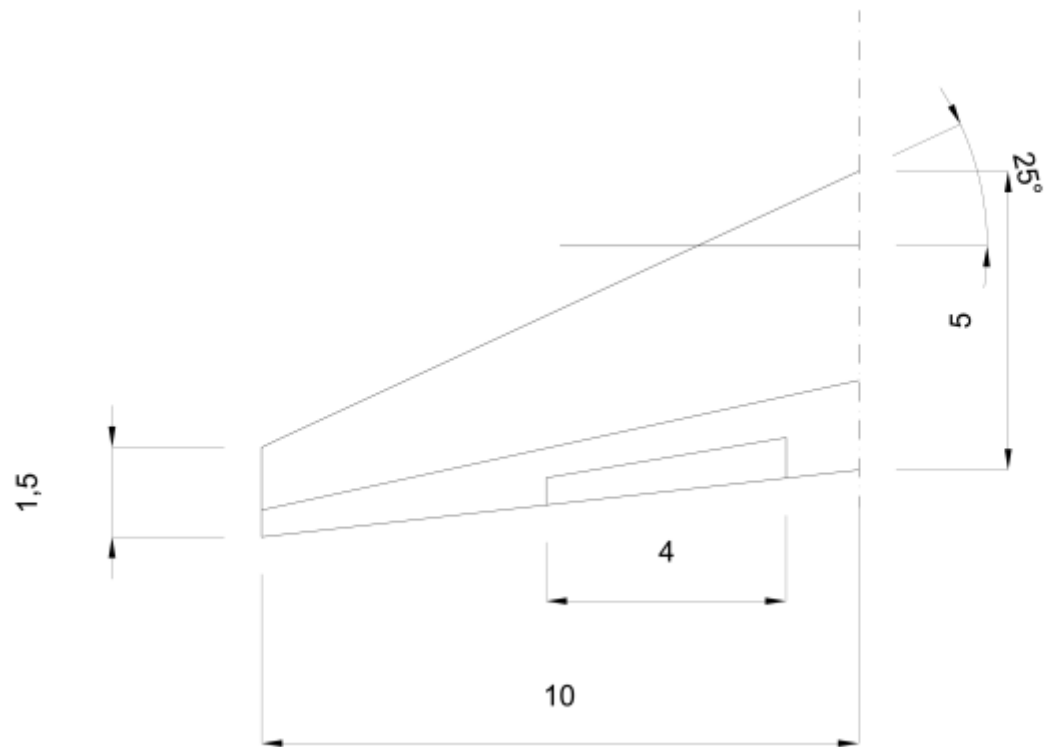
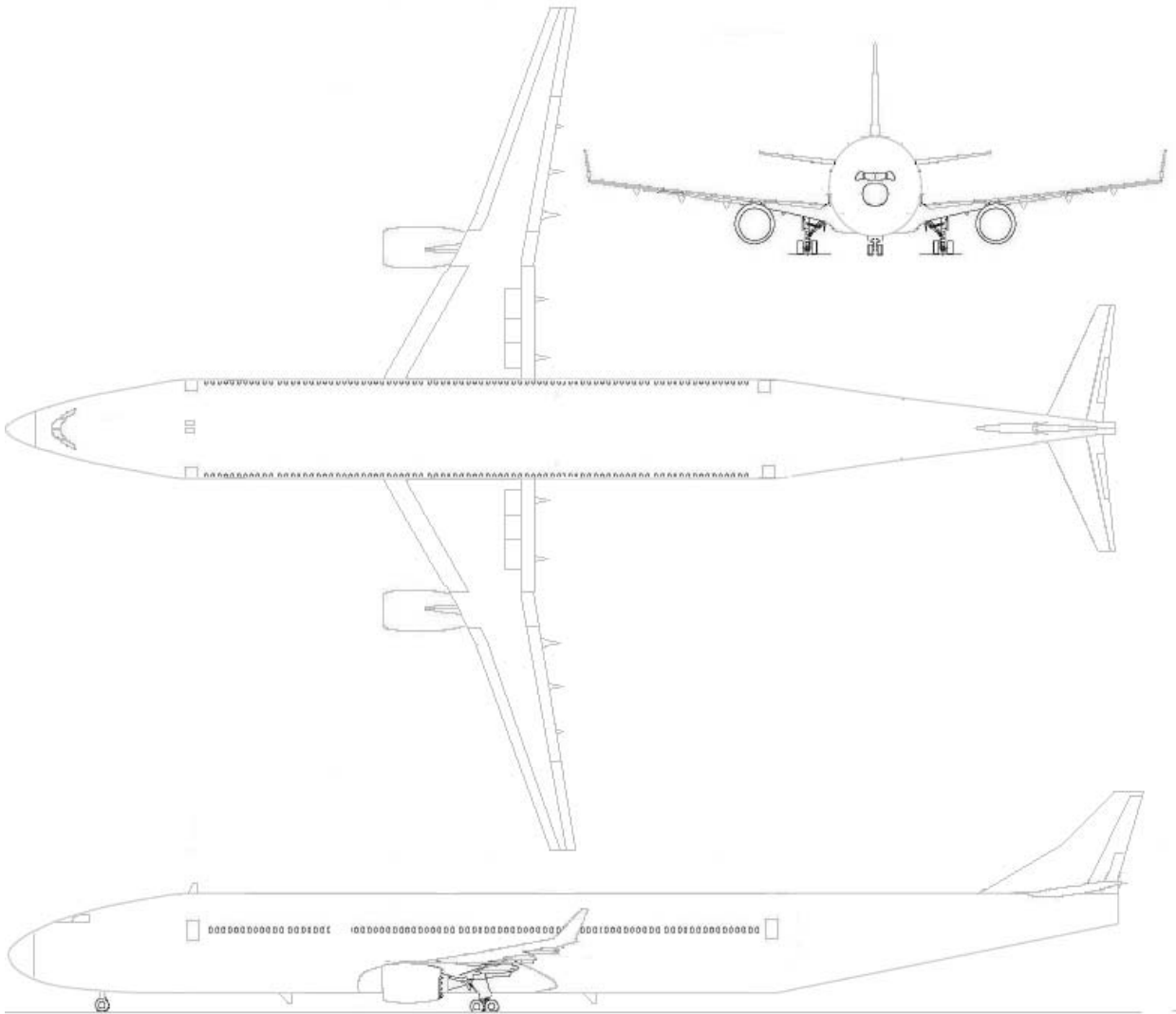


Figura V-10: geometria del piano orizzontale di coda.

APPENDICE

1. Trittico dell'aeroplano progettato:



2. Codice numerico nel linguaggio di programmazione *MATLAB R2007a* utilizzato nelle varie fasi di progetto.

```
% -----STIMA DEI PESI-----  
-----  
  
clc,clear all  
  
%STIMA DEI PESI  
  
%PESO EQUIPAGGIO E CARICO PAGANTE  
  
for k = 1:4 % Per ricavare il grafico Wto(We) relativo a 250 passeggeri porre k  
= 1:1  
  
P_p = 175; %Peso passeggero/membro equipaggio(lbs)  
P_b = 40; %Peso bagaglio(lbs)  
P_b_c = 30; %Peso bagaglio crew (lbs)  
N_p = 220+30*k; %Numero di passeggeri  
N_P=zeros(1); % allocazione memoria  
N_P(1,k) = N_p; %Salvataggio dati grafico Wto(Numero passeggeri)  
N_e = 11; %Numero membri equipaggio : pilota, copilota e 1 assistente ogni 30  
passeggeri  
  
W_pay = N_p*(P_p+P_b); % Peso carico pagante(lbs)  
W_crew = N_e*(P_p+P_b_c); %Peso equipaggio(lbs)  
  
%PESO DEL COMBUSTIBILE  
  
%Per il profilo di missione si adottano i valori statistici della letteratura  
  
W1_Wto = 0.99; %Warm-up,Engine Start  
W2_W1 = 0.99; %Taxi  
W3_W2 = 0.995; %Take off  
W4_W3 = 0.98; %Salita  
W7_W6 = 0.99; %Discesa  
W9_W8 = 0.992; %Atterraggio  
%Per le fasi di crociera,di diversion e di attesa è necessario applicare la  
formula  
%di Breguet  
  
%CROCIERA ( 5 )  
c = 0.5; %Consumo specifico(lb/lb*h)  
c = c/3600; %Consumo specifico ( lb/lb*s)  
R_max = 9000; %Range massimo( nautic miles )  
R_max = R_max*1852; %Range massimo ( m )  
M_cruise = 0.80; %Numero di Mach in crociera  
z_cruise = 36000; %Quota di crociera( feet )  
T_cruise = 218.15; %Temperatura in crociera (°Kelvin )  
a_cruise = sqrt(1.4*287.05*T_cruise); %Velocità del suono in crociera ( m/s )  
V_cruise = M_cruise*a_cruise; %Velocità di crociera ( m/s )  
% V_cruise = V_cruise/1.85; %Velocità di crociera ( Kts )  
E_cruise = 18; %Efficienza in crociera da aggiungere nella specifica  
W5_W4 =exp(-( ( R_max*c)/(V_cruise*E_cruise)) );  
  
%DIVERSION ( 8 )  
c = 0.55; %Consumo specifico(lb/lb*h)  
c = c/3600; %Consumo specifico ( lb/lb*s)
```

```

R_d = 100; %Range diversion( nautic miles )
R_d = R_d*1852; %Range diversion ( m )
M_d = 0.70; %Numero di Mach diversion
z_d = 25000; %Quota di diversion( feet )
T_d = 253.15; %Temperatura di diversion (°Kelvin )
a_d = sqrt(1.4*287.05*T_cruise); %Velocità del suono in diversion ( m/s )
V_d = M_d*a_d; %Velocità di diversion ( m/s )
% V_d = V_d/1.85; %Velocità di diversion ( Kts )
E_d = E_cruise; %Efficienza in diversion
W8_W7 = 1/(exp(( R_d*c)/(V_d*E_d)));

%ATTESA ( 6 ) : Massima autonomia oraria
c = 0.55;
c = c*(1/745.7)*(1/3600)*(0.453)*9.81; %Consumo specifico ( m^-1)
E_a = 18;
ToW = 45; %Tempo di attesa ( min );
ToW = ToW*60; %Tempo di attesa ( sec );
W6_W5 = 1/(exp((c*ToW)/E_a));

%CALCOLO DEL RAPPORTO Wf/Wto

Wf_Wto = W1_Wto*W2_W1*W3_W2*W4_W3*W5_W4*W6_W5*W7_W6*W8_W7*W9_W8;

%EQUAZIONI PER LA STIMA DEI PESI

%Per la classe di velivoli Transport jet si ricava

A = 0.0810;
B = 1.0730;

%Gli altri coefficienti sono :

Wtfo_Wto = 0.005; %Peso liquidi non consumabili ( Peso atteso>10000lbs )
C = 1-Wf_Wto-Wtfo_Wto;
D = W_pay+W_crew;

%Relazioni
We= 0:0.5:0.25*10^6;
Wto1 = (We+D)/C;
Wto2 = 10.^(A+B*log10(We));

figure (1)
plot(We,Wto1,'r','linewidth',2);
hold on
plot(We,Wto2,'b','linewidth',2);
grid on
xlabel('W_e[lbs]','fontsize',16);
ylabel('W_t_o[lbs]','fontsize',16);
if k>1
title('Peso massimo al decollo in funzione del peso a vuoto e del numero di
passengeri ( curve più esterne = incremento di 30 passeggeri ciascuna
)','fontsize',14)
else
title('Peso massimo al decollo in funzione del peso a vuoto e del numero di
passengeri','fontsize',14)
end
set(gca,'fontsize',16)

```



```

i=find( (Wto1-Wto2)<0.2&(Wto1-Wto2)>-0.2);
Wto=Wto2(i); %[lbs]
We=Wto2(i)*C-D; %[lbs]
fprintf('\nIl peso massimo al decollo è:\n%g',Wto);
fprintf('\nIl peso a vuoto è:\n%g\n',We);
WTO=N_P; % allocazione memoria
WTO(1,k)=Wto; %Salvataggio dati grafico Wto(Numero passeggeri)

end

if k>1
figure(2)
plot(N_P,WTO,'linewidth',2);
title('Peso massimo al decollo in funzione del numero di
passeggeri','fontsize',16);
xlabel('Numero di passeggeri','fontsize',16);
ylabel('W_t_o [ lbs ]','fontsize',16);
set(gca,'fontsize',16)
grid on
end

%% -----PUNTO DI PROGETTO-----
-----

%Distanza di decollo

rho_sl = 1.225; %kg/m^3
sigma = 1; %Rapporto densità
Sto_fl = 1800*3.28; %Distanza di decollo [ feet ]
TOP_25 = Sto_fl/37.5; %Distanza normativa FAR 25 [ lb/feet^2 ]

CLmax_tol=2.0;
CLmax_to2=2.2;
CLmax_to3=2.4;

W_S_to=0:200;%Carico alare in psf

T_W_to1 = (1/(sigma*TOP_25*CLmax_tol))*W_S_to;
T_W_to2 = (1/(sigma*TOP_25*CLmax_to2))*W_S_to;
T_W_to3 = (1/(sigma*TOP_25*CLmax_to3))*W_S_to;

figure(2)
plot(W_S_to,T_W_to1,'g','linewidth',2);
hold on
plot(W_S_to,T_W_to2,'g','linewidth',2);
hold on
plot(W_S_to,T_W_to3,'g','linewidth',2);
grid on
xlabel('( W / S )_t_o psf ','fontsize',16);
ylabel('( T / W )_t_o ','fontsize',16);
set(gca,'fontsize',16)

%Distanza di atterraggio

SL=1300*3.28; %Distanza di decollo in atterraggio [ feet ]
SFL = SL/0.6; %Distanza di decollo di sicurezza [ feet ]
VA = sqrt(SFL/0.3); %Velocità di approccio in atterraggio [ kts ]

```

```

VSL = 0.5139*VA/1.3; %Velocità di stallo in atterraggio [ m/s ]

CLmax_L1=2.4;
CLmax_L2=2.6;
CLmax_L3=2.8;

W_S_to1 = 0.205*((VSL^2)*rho_sl*CLmax_L1*1/1.7)/9.81;
W_S_to2 = 0.205*((VSL^2)*rho_sl*CLmax_L2*1/1.7)/9.81;
W_S_to3 = 0.205*((VSL^2)*rho_sl*CLmax_L3*1/1.7)/9.81;

T_Wto=0:1:1;

figure (2)
hold on
plot(W_S_to1*ones(length(T_Wto)),T_Wto,'y','linewidth',2);
hold on
plot(W_S_to2*ones(length(T_Wto)),T_Wto,'y','linewidth',2);
hold on
plot(W_S_to3*ones(length(T_Wto)),T_Wto,'y','linewidth',2);
%Salita

c=0.0199;
d=0.7531; %Coefficienti calcolo area parassita
Wto=5.100e+005; %Peso massimo al decollo
Swet=10^(c+d*log10(Wto)); %Area parassita (feet^2)
a=-2.5229;
b=1;
f=10^(a+b*log10(Swet));
W_S_to_vs=136;%Peso massimo al decollo velivoli simili [ lbs ]
S=Wto/W_S_to_vs;%Superficie alare approssimata [ feet^2 ]
Cd0=f/S; %Cdo stimato per la fase di progetto

dCd0_c = 0; %Delta cd0 in fase di crociera
dCd0_to =0.015; %Delta cd0 in decollo
dCd0_l = 0.065; %Delta cd0 in atterraggio
dCd0_g=0.02; %Delta cd0 con carrello estratto
dCd0_A=(dCd0_to+dCd0_l)*0.5;%Delta cd0 in approccio

e_c=0.85;%Fattore di Oswald in crociera
e_to=0.8;%Fattore di Oswald in decollo
e_l=0.7;%Fattore di Oswald in atterraggio
e_A=0.5*(e_to+e_l);%Avvicinamento

AR_vs=10; %Allungamento alare velivoli simili

%Calcolo efficienza massima in crociera
Emax=sqrt(pi*AR_vs*e_c/(4*Cd0));
E_cruise=sqrt(3)/2*Emax;%I risultati consentono ampiamente di soddisfare le
specifiche del peso

%CLmax nelle varie configurazioni
CLmax_to=2;%Take-off
CLmax_l=2.6;%Landing
CLmax_c=1.6;%Crociera
CLmax_A=(CLmax_to+CLmax_l)/2;%Avvicinamento

%FAR 25.111 Transizione in salita
CGR=0.012;%Gradiente di salita

```

```

Kes=0.9;%Correzione effetto suolo
CL=CLmax_to/(1.2)^2;%V=1.15Vs_to
N=2;%Numero motori
CD=Cd0+dCd0_to+Kes*(CL^2/(pi*AR_vs*e_to));%CD della condizione
E_cond=CL/CD;%Efficienza della condizione
T_W_cond=1/E_cond+CGR;%Spinta/peso della condizione
K1=1;%Rapporto peso massimo al decollo/peso della condizione
K2=1;%Rapporto spinta massima al decollo/spinta della condizione
K3=N/(N-1);%Rapporto motori operativi/totali
K4=0.80;%Fattore di temperatura
T_W_to=(K1/(K2*K4))*T_W_cond*K3;%Peso massimo al decollo FAR 25.111
figure(2)
W_S_to=0:200;%Carico alare in psf
plot(W_S_to,T_W_to*ones(length(W_S_to)), 'r', 'linewidth', 2);

%FAR 25.121 Transizione in salita
CGR=0;%Gradiente di salita
Kes=0.9;%Correzione effetto suolo
CL=CLmax_to/(1.2)^2;%V=1.15Vs_to
N=2;%Numero motori
CD=Cd0+dCd0_to+dCd0_g+Kes*(CL^2/(pi*AR_vs*e_to));%CD della condizione
E_cond=CL/CD;%Efficienza della condizione
T_W_cond=1/E_cond+CGR;%Spinta/peso della condizione
K1=1;%Rapporto peso massimo al decollo/peso della condizione
K2=1;%Rapporto spinta massima al decollo/spinta della condizione
K3=N/(N-1);%Rapporto motori operativi/totali
K4=0.80;%Fattore di temperatura
T_W_to=(K1/(K2*K4))*T_W_cond*K3;%Peso massimo al decollo FAR 25.111
figure(2)
W_S_to=0:200;%Carico alare in psf
plot(W_S_to,T_W_to*ones(length(W_S_to)), 'r', 'linewidth', 2);

%FAR 25.121 Secondo tratto di salita
CGR=0.024;%Gradiente di salita
Kes=1;%Correzione effetto suolo
CL=CLmax_to/(1.2)^2;%V=1.15Vs_to
N=2;%Numero motori
CD=Cd0+dCd0_to+Kes*(CL^2/(pi*AR_vs*e_to));%CD della condizione
E_cond=CL/CD;%Efficienza della condizione
T_W_cond=1/E_cond+CGR;%Spinta/peso della condizione
K1=1;%Rapporto peso massimo al decollo/peso della condizione
K2=1;%Rapporto spinta massima al decollo/spinta della condizione
K3=N/(N-1);%Rapporto motori operativi/totali
K4=0.80;%Fattore di temperatura
T_W_to=(K1/(K2*K4))*T_W_cond*K3;%Peso massimo al decollo FAR 25.111
figure(2)
W_S_to=0:200;%Carico alare in psf
plot(W_S_to,T_W_to*ones(length(W_S_to)), 'r', 'linewidth', 2);

%FAR 25.121 Salita in rotta
CGR=0.012;%Gradiente di salita
Kes=1;%Correzione effetto suolo
CL=CLmax_c/(1.25)^2;%V=1.15Vs_to
N=2;%Numero motori
CD=Cd0+Kes*(CL^2/(pi*AR_vs*e_c));%CD della condizione
E_cond=CL/CD;%Efficienza della condizione
T_W_cond=1/E_cond+CGR;%Spinta/peso della condizione

```

```

K1=1;%Rapporto peso massimo al decollo/peso della condizione
K2=0.95;%Rapporto spinta massima al decollo/spinta della condizione
K3=N/(N-1);%Rapporto motori operativi/totali
K4=0.80;%Fattore di temperatura
T_W_to=(K1/(K2*K4))*T_W_cond*K3;%Peso massimo al decollo FAR 25.111
figure(2)
W_S_to=0:200;%Carico alare in psf
plot(W_S_to,T_W_to*ones(length(W_S_to)),'r','linewidth',2);

%FAR 25.119 Atterraggio mancato
CGR=0.032;%Gradiente di salita
Kes=1;%Correzione effetto suolo
CL=CLmax_l/(1.3)^2;%V=1.15Vs_to
%N=2;%Numero motori
CD=Cd0+dCd0_l+dCd0_g+Kes*(CL^2/(pi*AR_vs*e_l));%CD della condizione
E_cond=CL/CD;%Efficienza della condizione
T_W_cond=1/E_cond+CGR;%Spinta/peso della condizione
K1=0.9;%Rapporto peso massimo al decollo/peso della condizione
K2=1;%Rapporto spinta massima al decollo/spinta della condizione
K3=1;%Rapporto motori operativi/totali
K4=0.80;%Fattore di temperatura
T_W_to=(K1/(K2*K4))*T_W_cond*K3;%Peso massimo al decollo FAR 25.111
figure(2)
W_S_to=0:200;%Carico alare in psf
plot(W_S_to,T_W_to*ones(length(W_S_to)),'r','linewidth',2);

%FAR 25.121 Atterraggio mancato
CGR=0.021;%Gradiente di salita
Kes=1;%Correzione effetto suolo
CL=CLmax_A/(1.5)^2;%V=1.15Vs_to
N=2;%Numero motori
CD=Cd0+dCd0_A+Kes*(CL^2/(pi*AR_vs*e_A));%CD della condizione
E_cond=CL/CD;%Efficienza della condizione
T_W_cond=1/E_cond+CGR;%Spinta/peso della condizione
K1=0.9;%Rapporto peso massimo al decollo/peso della condizione
K2=1;%Rapporto spinta massima al decollo/spinta della condizione
K3=N/(N-1);%Rapporto motori operativi/totali
K4=0.80;%Fattore di temperatura
T_W_to=(K1/(K2*K4))*T_W_cond*K3;%Peso massimo al decollo FAR 25.111
figure(2)
W_S_to=0:200;%Carico alare in psf
plot(W_S_to,T_W_to*ones(length(W_S_to)),'r','linewidth',2);

%Crociera

dCd0_comp=0.0010;%delta Cd0 dovuto alla comprimibilità
W_S_cr=20:200;
V_cr=236.8702;%Velocità di crociera (m/s)
z_cr=36000;%Quota di crociera(feet)
rho_cr=0.36946;%Densità in crociera(kg/m^3)
q=0.205*(0.5*rho_cr*(V_cr^2))/9.81;%Pressione dinamica in crociera
T_W_cr=((Cd0+dCd0_comp)*q)/(W_S_cr)+(W_S_cr/(q*pi*AR_vs*e_c));
RT=(rho_cr/rho_sl)*0.8*0.9;%Spinta in crociera / Spinta al decollo
RW=0.83;%Peso in crociera/Peso al decollo
T_W_to_cr=(RW/RT)*T_W_cr;%Rapporto spinta/peso fase di crociera
figure(2)
title('Punto di progetto')
hold on
plot(W_S_cr,T_W_to_cr,'linewidth',2)

```

```

%Polari nelle varie configurazioni

CL=-3:0.01:3;

%Configurazione pulita(senza effetti comprimibilità)
CD=Cd0+(CL.^2/(pi*AR_vs*e_c));
figure(3)
plot(CD,CL,'linewidth',2);
xlabel(' C_D ','fontsize',16 );
ylabel(' C_L ','fontsize',16 );
grid on
set(gca,'fontsize',16)
hold on

%Configurazione decollo con carrello retratto
CD=Cd0+dCd0_to+(CL.^2/(pi*AR_vs*e_to));
plot(CD,CL,'r','linewidth',2);
hold on

%Configurazione decollo con carrello estratto
CD=Cd0+dCd0_to+dCd0_g+(CL.^2/(pi*AR_vs*e_to));
plot(CD,CL,'g','linewidth',2);
hold on

%Configurazione atterraggio con carrello retratto
CD=Cd0+dCd0_l+(CL.^2/(pi*AR_vs*e_l));
plot(CD,CL,'c','linewidth',2);
hold on

%Configurazione atterraggio con carrello estratto
CD=Cd0+dCd0_l+dCd0_g+(CL.^2/(pi*AR_vs*e_l));
plot(CD,CL,'m','linewidth',2);
title('Polari nelle varie configurazioni');

%% -----PROGETTO FUSOLIERA-----
-----

% Cm Fusoliera
% calcolo del cm0
k=.945; % costante k2-k1, determinata sfruttando il grafico 7.4 degli appunti
in funzione del rapporto di snellezza della fusoliera
S=350; % superficie alare di riferimento in m^2
cma=5.8; % corda media aerodinamica in m

W_nose=[2.6;4.8]; % larghezze del nose della fusoliera in m
W_corpo=5.76*ones(7,1); % larghezze del tronco di fusoliera in m
W_cono=[5;3.6;2.4;1.2]; % larghezze del cono di coda della fusoliera in m

W=[W_nose; W_corpo; W_cono]; % larghezze dei tronchi di fusoliera in m

alfa_0_L=-3; % angolo di portanza nulla dell'ala in gradi
i_cl_nose=[-5;-3]; % angolo di incidenza della linea media della
fusoliera in corrispondenza della sezione j-esima del nose in gradi
i_cl_corpo=0*ones(7,1); % angolo di incidenza della linea media della
fusoliera in corrispondenza della sezione j-esima del corpo in gradi

```

```

i_cl_cono=[-6;-6;-6;-6]; % angolo di incidenza della linea media della
fusoliera in corrispondenza della sezione j-esima del cono di coda in gradi
i_cl_fus=[i_cl_nose; i_cl_corpo; i_cl_cono]; % angolo di incidenza della linea
media della fusoliera in corrispondenza della sezione j-esima in rad

delta_x=4.95385; % lunghezza dei tronchi di fusoliera
c_m0_fus=zeros(length(W),1); % allocazione della memoria
for j=1:length(W) % ciclo per calcolare i vari termini della sommatoria
    c_m0_fus(j)=W(j)^2*(alfa_0_L+i_cl_fus(j))*delta_x;
end
c_m0_fus=k/(36.5*S*cma)*sum(c_m0_fus); % formula del cm0

fprintf('Il cm0 della fusoliera è pari a:\ncm0fus=%g\n',c_m0_fus) % output
grafico

% calcolo del cmalfa
depsu_dalfa_1_m=zeros(5,1); % allocazione memoria
depsu_dalfa_1_m(1:end-1)=0.8; % assegnazione del valore del
depsu_dalfa_1_m(end)=1.8; % assegnazione del valore del
depsu_dalfa_1_m(5)=0.8; % assegnazione del valore del
depsu_dalfa_1_m(5)=0.8; % assegnazione del valore del
depsu_dalfa_1_m(5)=0.8; % assegnazione del valore del
cm_alfa_avanti_j=zeros(length(depsu_dalfa_1),1); % allocazione memoria
for j=1:5 % ciclo per il calcolo dei vari termini
    cm_alfa_avanti_j(j)=W(j)^2*(depsu_dalfa_1(j))*delta_x;
end
cm_alfa_avanti=1/(36.5*S*cma)*sum(cm_alfa_avanti_j); % calcolo del cmalfa per la
zona prodiera

x_2=[.1432;.1432+delta_x;.1432+2*delta_x;.1432+3*delta_x;.1432+4*delta_x;.1432+5
*delta_x]; % distanza da sfruttare nella formula
l_f=delta_x*13-(delta_x*5+7.2875); % lunghezza da sfruttare nella
formula
depsu_dalfa=0.8*ones(6,1); % vettore del depsu_dalfa da
sfruttare per il calcolo al rigo successivo
depsu_dalfa(1)=5;
depsu_dalfa_2=x_2./l_f.*(1-depsu_dalfa)-1; % depsu_dalfa per i tronchi a
valle dell'ala
cm_alfa_dietro_j=zeros(length(depsu_dalfa_2),1); % allocazione memoria
for j=1:6 % ciclo per il calcolo dei vari termini
    cm_alfa_dietro_j(j)=W(7+j)^2*(depsu_dalfa_2(j))*delta_x;
end
cm_alfa_dietro=1/(36.5*S*cma)*sum(cm_alfa_dietro_j); % calcolo del cmalfa per la
zona poppiera
cm_alfa=cm_alfa_avanti+cm_alfa_dietro; % calcolo del cmalfa totale

fprintf('Il cmalfa della fusoliera è pari a:\ncm0alfa=%g\n',cm_alfa) % output
grafico

%% -----PROGETTO PIANO ORIZZONTALE DI CODA-----
%% -----

% DIMENSIONAMENTO P.O.C.
% CONDIZIONE 1
x_cg=.30; % posizione del baricentro
x_ac_wb=.13; % posizione del centro aerodinamico dell'ala
a_0=.107; % gradiente della retta di portanza del p.o.c. [1/deg]

```

```

a=.15; % gradiente della retta di portanza del velivolo parziale
[1/deg]
tau=0.5; % indice di efficacia dell'equilibratore
depsilon_dalfa=0.33; % variazione del downwash
dcm_dcl=-.05; % derivata di stabilità a comandi liberi
S_w=350; % superficie alare
cma=5.6; % corda media aerodinamica
l=27.73; % distanza dei centri aerodinamici

% calcolati
c_h_alfa=-0.00308; % derivata del coefficiente di momento di cerniera
rispetto all'angolo d'attacco [1/deg]
c_h_delta=-0.00496; % derivata del coefficiente di momento di cerniera
rispetto all'angolo di deflessione dell'equilibratore [1/deg]

x_a=x_cg-x_ac_wb;
% costanti per il calcolo
k1=x_a-dcm_dcl;
k2=57.3*a_0/pi;
k3=a_0*1*(1-depsilon_dalfa)*(1-tau*c_h_alfa/c_h_delta)/(cma*S_w*a);
k4=k1/k3;

b_t=15:.05:30;
S_t_1=k4*b_t.^2./(b_t.^2-k2*k4);

figure(4)
plot(b_t,S_t_1,'linewidth',2)
title('Superficie del piano orizzontale di coda: limitazione dovuta alla
condizione 1','fontsize',16)
xlabel('b_t [m]','fontsize',16)
ylabel('S_t [m^2]','fontsize',16)
set(gca,'fontsize',16)
grid

% CONDIZIONE 2
x_cg=.28; % posizione del baricentro
x_ac_wb=.13; % posizione del centro aerodinamico dell'ala
a_0=.107; % gradiente della retta di portanza del p.o.c. [1/deg]
c_m_cg=0; % condizione di equilibrio alla rotazione
a=.15*1.02; % gradiente della retta di portanza del velivolo
parziale [1/deg] in effetto suolo
depsilon_dalfa=0.33*.9; % downwash in effetto suolo
C_L_e=3; % coefficiente di portanza di equilibrio (è prossimo al
massimo)
delta_e=-25; % deflessione massima dell'equilibratore [deg]
alfa_0_w=6; % angolo d'attacco di portanza nulla [deg], da
considerare in modulo
i_t_0=-3.44; % angolo di calettamento del p.o.c. [deg]
c_m_ac_wb=-0.0454-.690; % coefficiente di momento intorno al centro aerodinamico
del velivolo parziale

% dati calcolati
x_a=x_cg-x_ac_wb;

% costanti
c=(c_m_ac_wb/C_L_e+x_a)*1/(1/a*(1-depsilon_dalfa)+.9/C_L_e*(i_t_0+tau*delta_e-
alfa_0_w));
k=57.3*a_0/pi;

```

```

g=c*S_w*cma/(1.032*a_0*1);
S_t_2=g*b_t.^2./(b_t.^2-k*g);

% plottaggio della condizione 2
figure(5)
plot(b_t,S_t_2,'linewidth',2)
title('Superficie del piano orizzontale di coda: limitazione dovuta alla
condizione 2','fontsize',16)
xlabel('b_t [m]','fontsize',16)
ylabel('S_t [m^2]','fontsize',16)
set(gca,'fontsize',16)
grid

% dimensionamento

% plottaggio della condizione 2
figure(6)
plot(b_t,S_t_1,'c','linewidth',2)
hold on
plot(b_t,S_t_2,'linewidth',2)
hold on
plot(20,65,'or','linewidth',2)
title('Dimensionamento della superficie del piano orizzontale di
coda','fontsize',16)
xlabel('b_t [m]','fontsize',16)
ylabel('S_t [m^2]','fontsize',16)
legend('condizione 1: minimo margine di stabilità a comandi
bloccati','condizione 2: equilibrio all''atterraggio','punto di progetto')
set(gca,'fontsize',16)
grid

```