

Università degli studi di Napoli
“Federico II”



Progetto Generale dei Velivoli

Prof. Vincenzo Giordano

Ing. Fabrizio Nicolosi

VOLTRON



Velivolo Turboelica da Trasporto Regionale

Allievi

Lenguito Giovanni
Lerro Angelo
Montesano Antonio
Petraroli Marina
Puglia Alessandro
Vannini Lucio
Vivolo Marianna

Matr.

335/045
335/046
335/067
335/068
335/064
335/069
335/077

INDICE

SPECIFICA

TRITTICO

I) STIMA DEI PESI

1. Velivoli esistenti da trasporto regionale bimotore turboelica
2. Stima dei pesi
 - 2.1. Peso del carico pagante (W_{PL})
 - 2.2. Peso dell'equipaggio (W_{crew})
 - 2.3. Peso dei lubrificanti non consumabili (W_{tfo})
 - 2.4. Peso del combustibile (W_F)
3. Nuovi coefficienti A e B - Stima finale dei pesi
4. Riassumendo
5. Conclusioni

II) PUNTO DI PROGETTO

1. Dimensionamento in base alla velocità di stallo
2. Dimensionamento in base alla distanza di decollo
3. Dimensionamento in base alla distanza di atterraggio
4. Stima preliminare delle polari aerodinamiche
5. Dimensionamento in base ai requisiti di salita
6. Dimensionamento in base alla velocità di crociera
7. Scelta del punto di progetto

III) PROGETTO DELL'ALA

1. Scelta dei profili delle sezioni di riferimento
2. Calcolo delle caratteristiche aerodinamiche del profilo medio
3. Determinazione della geometria dell'ala
4. Calcolo delle caratteristiche aerodinamiche dell'ala
5. Corda media aerodinamica e coefficiente di momento
6. Curva Polare

IV) PROGETTO DELLA FUSOLIERA

1. Aspetti generali
2. Sezione di fusoliera
3. Dimensioni della fusoliera
4. Conclusione

V) POLARI DEL VELIVOLO COMPLETO

1. Introduzione
2. Resistenza parassita
3. Resistenza indotta
4. Resistenza di trim
5. Coefficiente di momento della fusoliera e delle gondole
6. Centro aerodinamico del velivolo parziale
7. Posizione del baricentro
8. Resistenza indotta viscosa
9. Polare del velivolo completa

VI) PRESTAZIONI

1. Generalità del velivolo
2. Polari tecniche (V, T_{no}) e (V, Π_{no})
3. Potenza disponibile (V, Π_d)
4. Velocità di crociera
5. Involuppo di volo
6. Prestazioni di salita (quota di tangenza)
7. Volo planato
8. Autonomie
9. Prestazioni di decollo
10. Prestazioni di atterraggio
11. Prestazioni di virata

VII) IMPENNAGGIO ORIZZONTALE

1. Prima condizione - Stabilità
2. Seconda condizione – Equilibrio
3. Risultati

VIII) IMPENNAGGIO VERTICALE

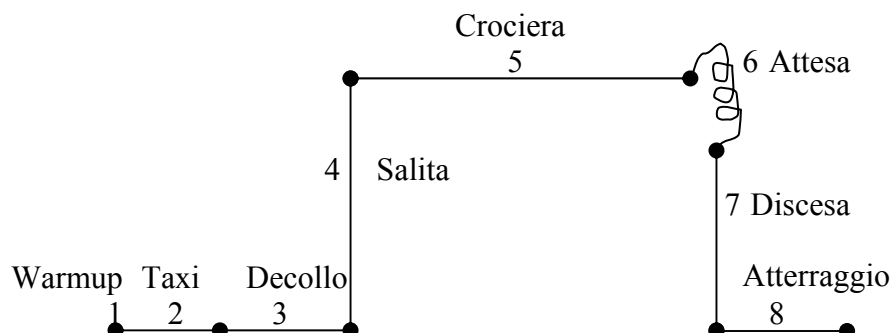
1. Dimensionamento
2. Stabilità statica direzionale a comandi liberi
3. Controllo direzionale
4. Raffica laterale
5. Effetto Diedro
6. Risultati

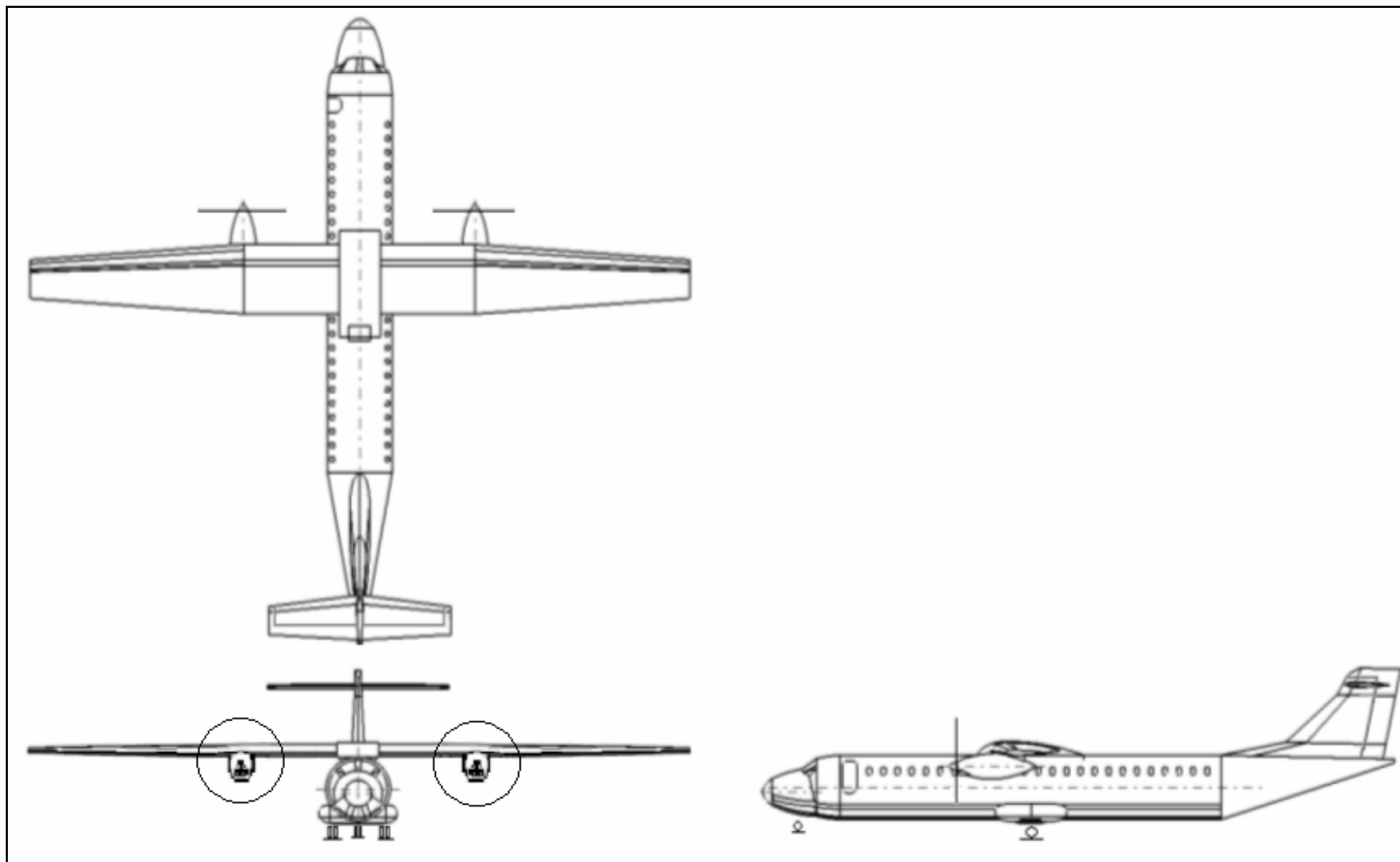
TRITTICO DI CONFRONTO VOLTRON ATR72**BIBLIOGRAFIA**

Velivolo da trasporto regionale bimotore turboelica

Specifica di missione

<i>Tipo velivolo</i>	Velivolo da trasporto regionale bimotore turboelica
<i>Carico pagante</i>	120 passeggeri (+ 2 pilota)
<i>Normativa</i>	FAR 25
<i>Autonomia di percorso (fase5)</i>	al 75% della potenza 1000 nm (1850 km) Assumere : $E=13$ $C_p=0.50 \text{ lb}/(\text{hp h})$ $\eta_p=0.82$
<i>Riserva (attesa) (fase 6)</i>	45 min
<i>Velocità di crociera</i>	556 km/h (300 kts) alla quota di crociera di 20000 ft ed al 75% della potenza massima
<i>Quota di tangenza pratica</i>	7620m (25000 ft)
<i>Lunghezza di decollo at S/L</i>	Totale(fino a 15 m (50 ft)): 1223 m (4015 ft)
<i>Lunghezza di atterraggio at S/L</i>	Totale (da 15 m (50 ft)): 1048 m (3438 ft)
<i>Rateo di salita medio fino a 20000 ft</i>	1400 ft/min
<i>Riserva di carburante</i>	5% del peso totale del carburante di missione
<i>Velivoli simili</i>	





SCALA 1:300

Trittico del VOLTRON

I

STIMA DEI PESI

INDICE

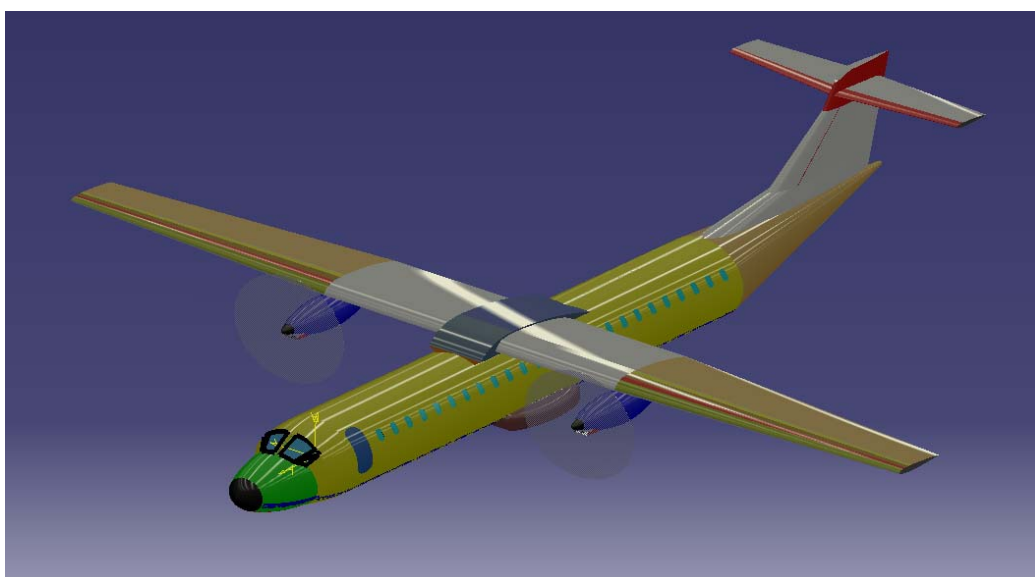
1. Velivoli esistenti da trasporto regionale bimotore turboelica
2. Stima dei pesi
 - 2.1. Peso del carico pagante (W_{PL})
 - 2.2. Peso dell'equipaggio (W_{crew})
 - 2.3. Peso dei lubrificanti non consumabili (W_{tfo})
 - 2.4. Peso del combustibile (W_F)
3. Nuovi coefficienti A e B - Stima finale dei pesi
4. Riassumendo
5. Conclusioni

1. VELIVOLI ESISTENTI DA TRASPORTO REGIONALE BIMOTORI TURBOELICA

Dai dati dei velivoli regionali con motori turboelica selezionati per la statistica, si veda tabella I.1, ci aspettiamo una stima del peso di circa $W_{TO} = 45000$ kg.

Pesi e Carichi						
[Kg]	ATR 42	ATR 72	Bombardier D-8	Ilyushin II-114	Ilyushin II-18 (quadrimotore)	Lockheed L-188 (quadrimotore)
Operative empty Weight	11250	12950	17108	15000	35000	27895
Max fuel W.	4500	5000		6500	6500	
Max payload	5450	7050	8747	6500	6500	12000
Peso max al rullaggio	18770	22170		23600	23600	53000
Max WTO	18600	22000	29000	23500	64000	52664
Max landing Weight	18300	21850	28000			50000
Max zero fuel Weight	16700	20000	25855			
Max carico alare [Kg/m ²]	341.3	360.7	460	287	287	436
Max carico di potenza [Kg/KW]	5.2	5.36	3.84	6.39	6.39	4.7
PASSEGGERI	50	70	70	65	100	104

tabella I.1



2. STIMA DEI PESI

Sulla base dei valori forniti dalla specifica di progetto e del profilo di missione assegnato seguiamo una stima dei pesi del velivolo.

Le quantità da determinare sono le seguenti :

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

Tra i termini sopra elencati sussistono le seguenti relazioni :

$$WOE = W_E + W_{tfo} + W_{crew}$$

$$W_{TO} = WOE + W_F + W_{PL}$$

Determiniamo il valore degli addendi.

2.1 PESO DEL CARICO PAGANTE (W_{PL})

Per carico pagante intendiamo i passeggeri più i rispettivi bagagli. Assumiamo un peso di 175 lbs per ogni passeggero più un peso di 30 lbs per il rispettivo bagaglio.

Dalla specifica sappiamo che il numero dei passeggeri è 120. Il peso del carico pagante sarà il seguente :

$$W_{PL} = 24600 \text{ lbs}$$

2.2 PESO DELL'EQUIPAGGIO (W_{CREW})

Il peso dell'equipaggio comprende il peso dei piloti, degli assistenti di volo e dei loro bagagli. Prendiamo un numero dei componenti dell'equipaggio pari a 6. Per il peso di ogni singolo individuo e del rispettivo bagaglio utilizziamo gli stessi valori considerati per i passeggeri. Il risultato è il seguente :

$$W_{crew} = 1230 \text{ lbs}$$

2.3 PESO DEI LUBRIFICANTI NON CONSUMABILI (WTFO)

Poiché il nostro velivolo ha un numero di passeggeri superiore a 100 si assume :

$$W_{tfo} = 0.5\% W_{TO}$$

2.4. PESO DEL COMBUSTIBILE (WF)

Per la determinazione della quantità di combustibile che deve essere imbarcata (e che sia in grado di soddisfare i requisiti della specifica di progetto) utilizziamo il “*FUEL FRACTION METHOD*”.

Consideriamo il profilo di missione presente nella specifica.

E' costituito dalle seguenti fasi :

- | | |
|-------------------|-----------------------|
| 1. <i>Warmup</i> | 5. <i>Crociera</i> |
| 2. <i>Taxi</i> | 6. <i>Attesa</i> |
| 3. <i>Decollo</i> | 7. <i>Discesa</i> |
| 4. <i>Salita</i> | 8. <i>Atterraggio</i> |

Consideriamo i rapporti tra i pesi alla fine ed all'inizio di ogni fase.

Fasi (1) – (2) – (3) – (4) – (7) – (8)

I valori dei rapporti relativi alle fasi 1-2-3-4-7-8 li determiniamo da tabelle di tipo statistico.

Prendiamo i valori relativi ai velivoli da trasporto regionale :

$$W_1/ W_{TO} = 0.990$$

$$W_2/ W_1 = 0.995$$

$$W_2/ W_3 = 0.995$$

$$W_4/ W_3 = 0.985$$

$$W_7/ W_6 = 0.982$$

$$W_8/ W_7 = 0.985$$

Fase (5) : Crociera

Per la crociera utilizziamo la *formula di Breguet* per l'autonomia di percorso.

Consideriamo i seguenti valori (forniti dalla specifica di progetto) :

$$R_{cr} = 1000 \text{ nm} = 11513 \text{ sm}$$

$$E = L/D = 13$$

$$C_p = 0.50 \text{ lb}/(\text{hp} \cdot \text{h})$$

$$\eta = 0.82$$

Otteniamo il seguente risultato :

$$W_5/ W_4 = 0.866$$

Fase (6) : Attesa

Per la crociera utilizziamo la *formula di Breguet per l'autonomia oraria*(relativa ai velivoli ad elica).

Consideriamo i seguenti valori (alcuni ottenuti dalla specifica, altri da tabelle di tipo statistico) :

$$V_a = 0.8 \cdot V_{cr} = 240 \text{ kts}$$

$$E_a = 45 \text{ min} = 0.75 \text{ h}$$

$$E = L/D = 13$$

$$C_p = 0.55 \text{ lb/(hp}\cdot\text{h)}$$

$$\eta = 0.82$$

Otteniamo il seguente risultato :

$$W_6 / W_5 = 0.981$$

A questo punto possiamo calcolare il rapporto del peso a fine missione su quello a inizio missione :

$$M_{ff} = \frac{W_8}{W_{TO}} = \frac{W_1}{W_{TO}} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_6}{W_5} \frac{W_7}{W_6} \frac{W_8}{W_7} = 0.81$$

Il peso del combustibile è dato da :

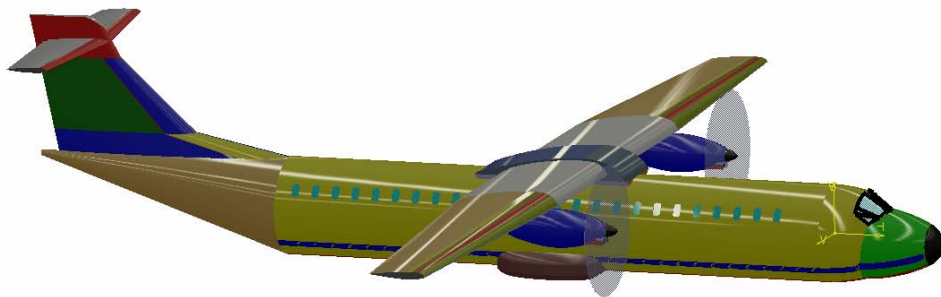
$$W_{Fused} = W_{TO} - W_8 = W_{TO} \cdot (1 - M_{ff})$$

$$W_F = W_{Fused} + W_{Fres}$$

$$W_{Fres} = M_{res} \cdot W_{Fused}$$

Poniamo $M_{res} = 5\% W_{TO}$ come da specifica. Quindi :

$$W_f / W_{TO} = 0.202$$



3. NUOVI COEFFICIENTI A E B - STIMA FINALE DEI PESI

Per la determinazione del peso massimo al decollo e del peso a vuoto sussistono le seguenti relazioni :

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

La seconda relazione è di tipo statistico dove :

$$A = 0.3774$$

$$B = 0.9647$$

$$C = 0.793$$

$$D = 25830$$

I coefficienti A e B sopra indicati sono di tipo statistico e ricavati dal “Airplane Performance Stability and Control, Perkins”.

Risolviamo il sistema di equazioni per via grafica :

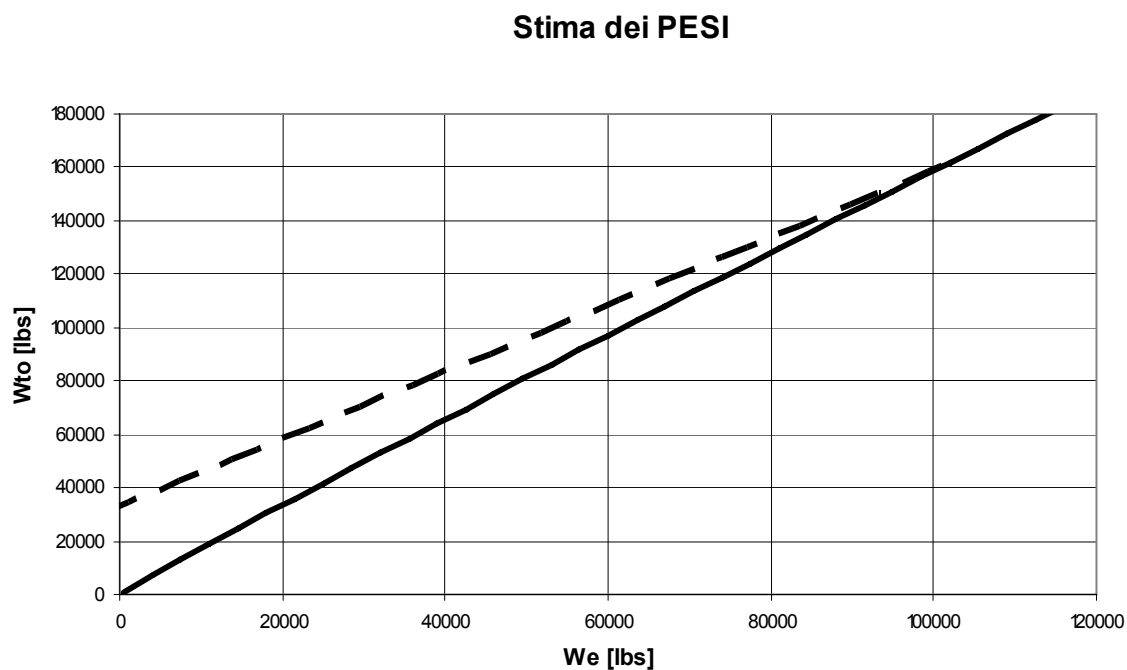


figura I.1. La curva tratteggiata rappresenta quella di natura statistica.

Si nota che la stima del peso al decollo è di circa 70 tonnellate (160000 lbs), che si discosta notevolmente dalla nostra prima previsione.

Il motivo della notevole discordanza risiede certamente nel fatto della novità del progetto, nel senso che i coefficienti A e B sono valutati in base ai velivoli regionali bimotori turboelica esistenti il cui numero massimo dei passeggeri è dell'ordine di 70.

Pertanto abbiamo ricavato i nuovi coefficienti A e B, facendo una regressione di tipo lineare per gli aerei considerati in tabella I.1, tenendo così conto anche dei velivoli che trasportano oltre 100 passeggeri.

La regressione ci ha condotti ai seguenti nuovi valori

$$A = 0.951$$

$$B = 0.859$$

Stima dei PESI

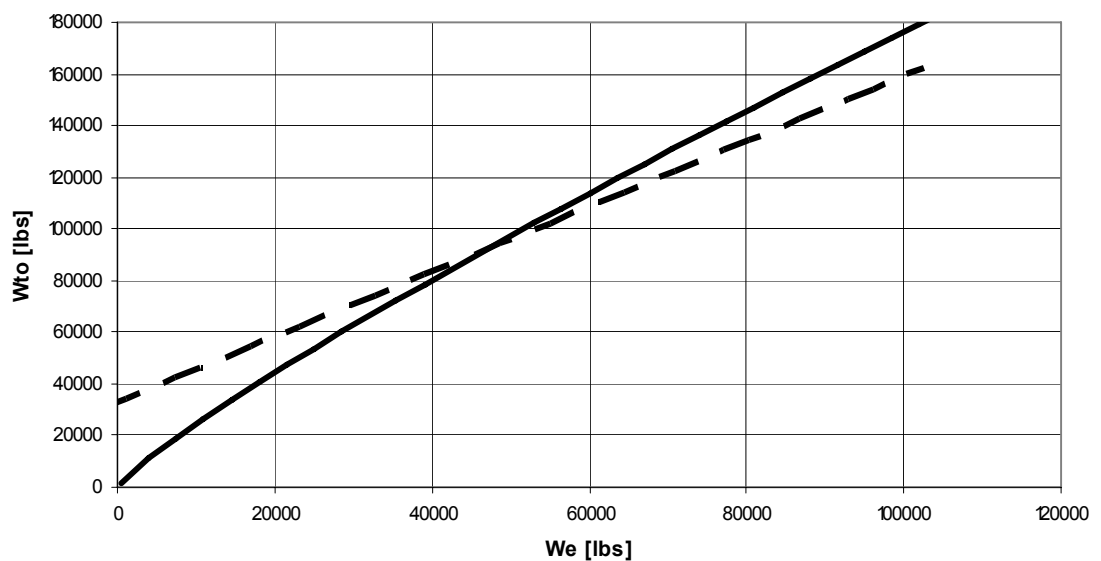


figura I.2. La curva tratteggiata rappresenta quella di natura statistica, con i nuovi coefficienti A e B.

In questo caso l'intersezione ci indica i seguenti valori

$$W_{TO} = 90000 \text{ lbs}$$

$$W_e = 46000 \text{ lbs}$$

4. RIASSUMENDO

Peso	lbs	Kg
W_{TO}	90000	40500
W_E	46000	20700
W_{CREW}	1230	554
W_{PL}	24600	11070
W_F	18000	8100

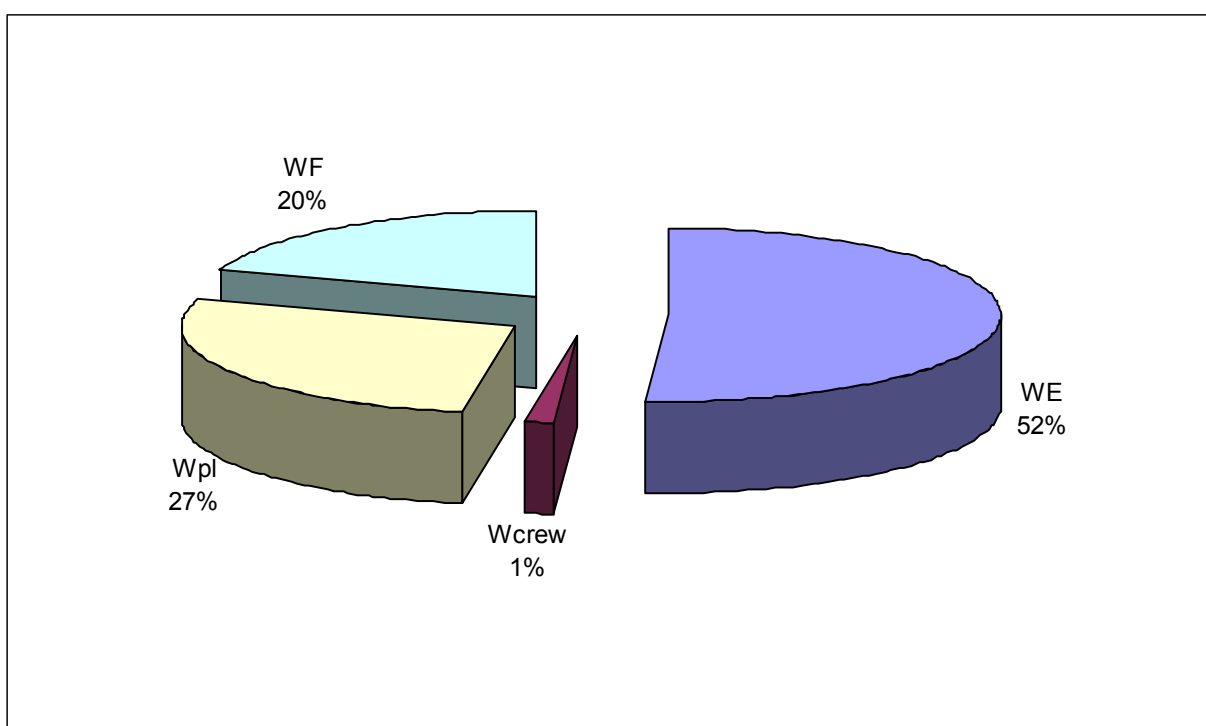


figura I.3. Distribuzione dei pesi.

Facciamo notare che i nuovi coefficienti A e B sono stati ricavati anche sulla base di velivoli che non prevedono l'uso di materiale composito. Pertanto siamo fiduciosi di una riduzione del peso a vuoto prevedendo l'utilizzo di materiale composito, da stimare in dettaglio in una fase del progetto più avanzata.

II

PUNTO DI PROGETTO

INDICE

1. Dimensionamento in base alla velocità di stallo
2. Dimensionamento in base alla distanza di decollo
3. Dimensionamento in base alla distanza di atterraggio
4. Stima preliminare delle polari aerodinamiche
5. Dimensionamento in base ai requisiti di salita
6. Dimensionamento in base alla velocità di crociera
7. Scelta del punto di progetto

1. DIMENSIONAMENTO IN BASE ALLA VELOCITA' DI STALLO

La velocità di stallo è data dalla seguente relazione :

$$V_s = \sqrt{\left(\frac{2}{\rho} \cdot \frac{W}{S} \cdot \frac{1}{C_{L_{\max}}} \right)}$$

Dobbiamo considerare due valori della velocità di stallo :

VS = Velocità di stallo in configurazione pulita

VSL = Velocità di stallo in configurazione di atterraggio (flaps estratti)

Vista la somiglianza del velivolo assegnato con l'ATR, si è pensato di utilizzare velocità di stallo simili a quelle dell'aereo sopra menzionato:

$$V_s = 97,7 Kts = 165,05 \frac{ft}{s}$$

$$V_{SL} = 72 Kts = 121,5 \frac{ft}{s}$$

Prendiamo i valori di CLmax e CLmax-L tipici che suggeriscono le tabelle per i velivoli appartenenti a questa categoria :

$$C_{L_{\max}} = 1,7$$

$$C_{L_{\max-L}} = 3,3$$

Imponiamo le due limitazioni per il carico alare :

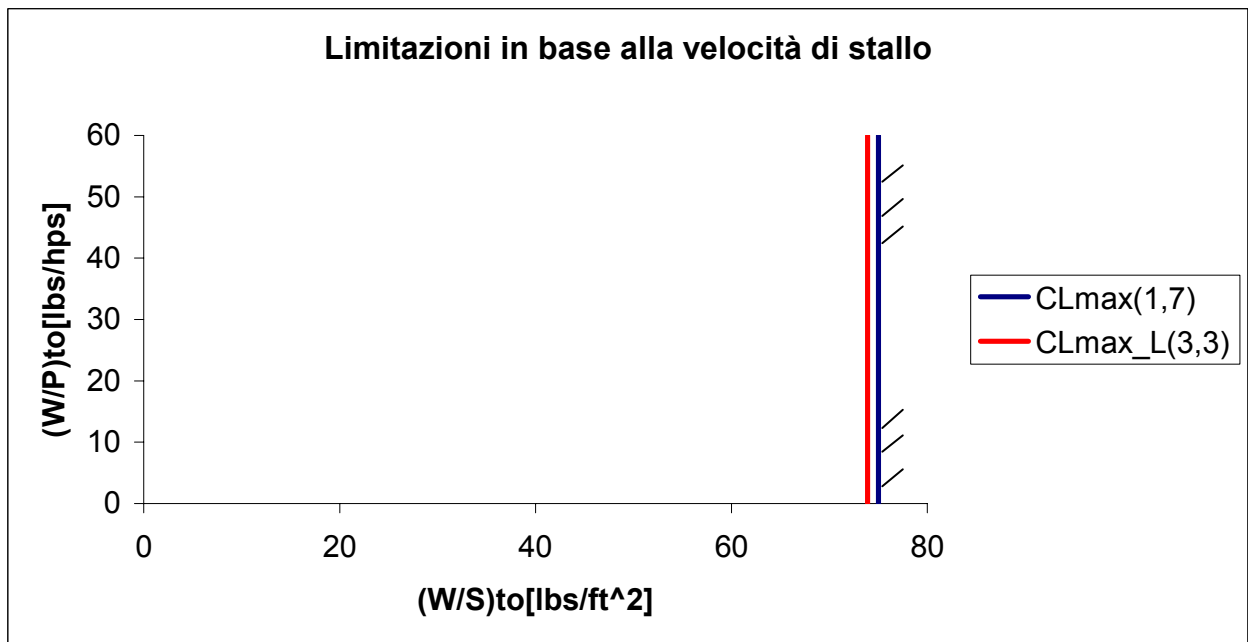
$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} < V_s^2 \cdot \frac{\rho}{2} \cdot C_{L\max}$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} < V_{SL}^2 \cdot \frac{\rho}{2} \cdot C_{L\max-L}$$

Otteniamo i seguenti valori :

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} < 75 \frac{lb}{ft^2} (configurazione_pulita)$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} < 73.9 \frac{lb}{ft^2} (configurazione_flaps)$$



2. DIMENSIONAMENTO IN BASE ALLA DISTANZA DI DECOLLO

La normativa prescritta dalla specifica del velivolo assegnato è la FAR 25.

Per i velivoli della FAR 25 esiste una relazione di tipo statistico fra la distanza di decollo STOFL (lunghezza di campo necessaria al decollo, tenendo in conto dell'eventuale decollo abortito) e i parametri $(W/S)_{TO}$ e $(W/P)_{TO}$:

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

$$TOP_{25} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \cdot \left(\frac{W}{P}\right)_{TO}}{2.8 \cdot \sigma \cdot C_{L_{max-TO}}}$$

Dove si deve aver cura di immettere le seguenti dimensioni per le grandezze che compaiono:

$$S_{TOFL} [ft]$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} [psf]$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} \left[\frac{lbs}{hp} \right]$$

Il valore della lunghezza di decollo ci è stato fornito dalla specifica :

$$S_{TOFL} = 4015 ft \quad (\text{sea level})$$

Poniamo $\sigma=1$ (stiamo considerando la condizione di decollo al livello del mare).

Determiniamo la limitazione dovuta alla lunghezza di decollo per tre diversi valori di CL_{max-TO} (1.8 ; 1.9 ; 2.1) .Nel seguente grafico sono riportate le tre curve corrispondenti ai coefficienti di portanza stabiliti che mostrano il tipico andamento parabolico di questo tipo di limitazione.

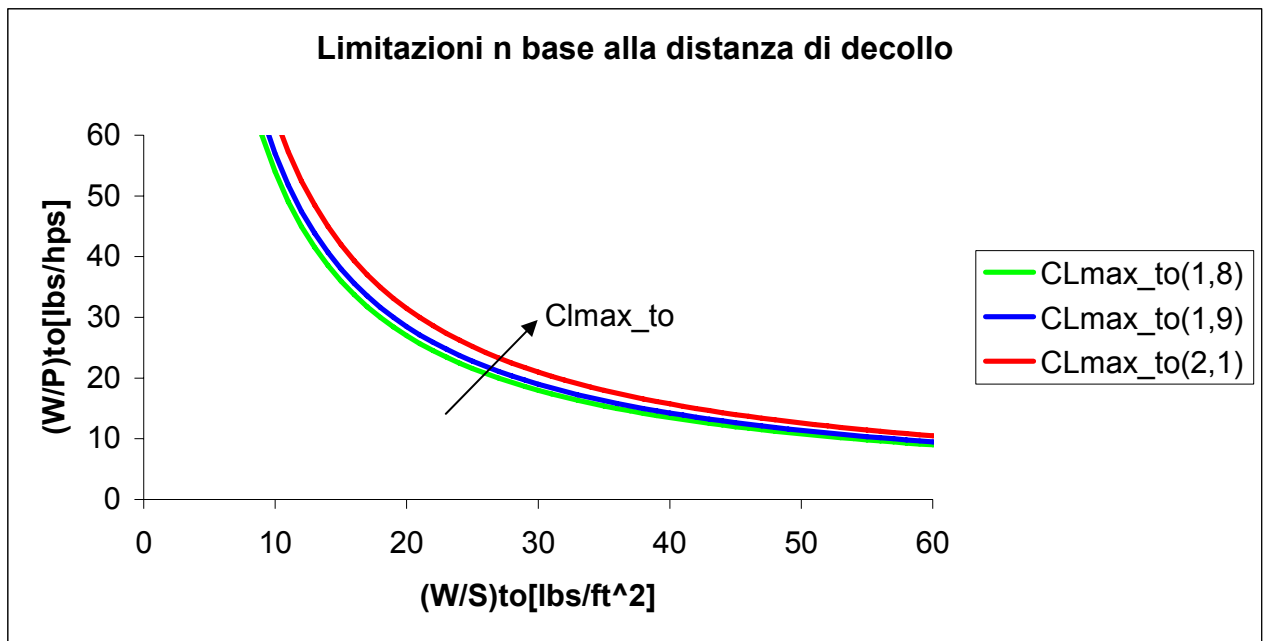
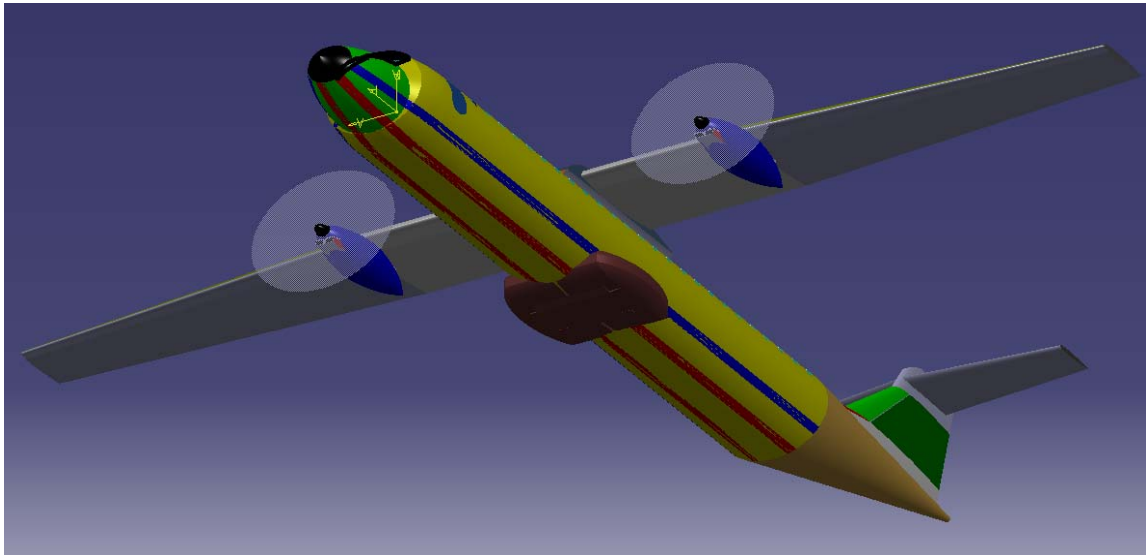


figura II.2. Limitazione per la distanza di decollo



3. DIMENSIONAMENTO IN BASE ALLA DISTANZA DI ATTERRAGGIO

Per la FAR 25 la lunghezza del campo di atterraggio è definita come la lunghezza della distanza totale di atterraggio (S_L) divisa per 0.6 :

$$S_{FL} = \frac{S_L}{0.6}$$

Su base statistica : $S_{FL} = 0.3 \cdot V_A^2$

$V_A = 1.3 \cdot V_{SL}$ viene fuori una limitazione per VSL e quindi per (W/S)_L e di conseguenza per (W/S)_{TO} .

La lunghezza di atterraggio totale è data dalla specifica :

$$S_L = 3438 \text{ ft}$$

$$S_{FL} = \frac{S_L}{0.6} = 5730 \text{ ft}$$

consultando le tabelle è stato stimato un rapporto tra il peso all'atterraggio e il peso massimo al decollo W_L / W_{TO} pari a 0.98.

$$\text{Da ciò deriva } \left(\frac{W}{S} \right)_L = 0.98 * \left(\frac{W}{S} \right)_{TO}$$

La velocità di stallo all'atterraggio è rappresentata dalla seguente formula

$$V_{SL} = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \left(\frac{W}{S} \right)_L \cdot \frac{1}{C_{L_{\max-L}}}}$$

Ne discende una limitazione per il carico alare all'atterraggio. In particolare, tenuto conto che $V_{SL}=121 \text{ ft/s}$ e considerando tre diversi valori per il $C_{L_{\max-L}}$ (2.6;2.8;3.0), si ottiene il grafico seguente:

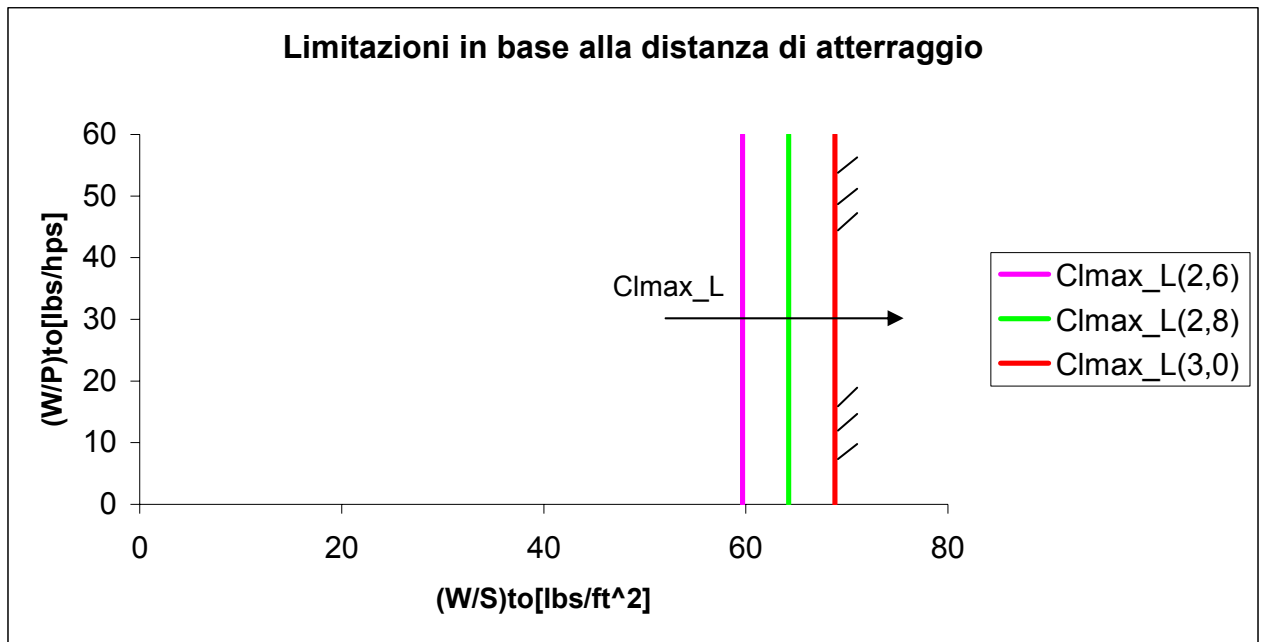
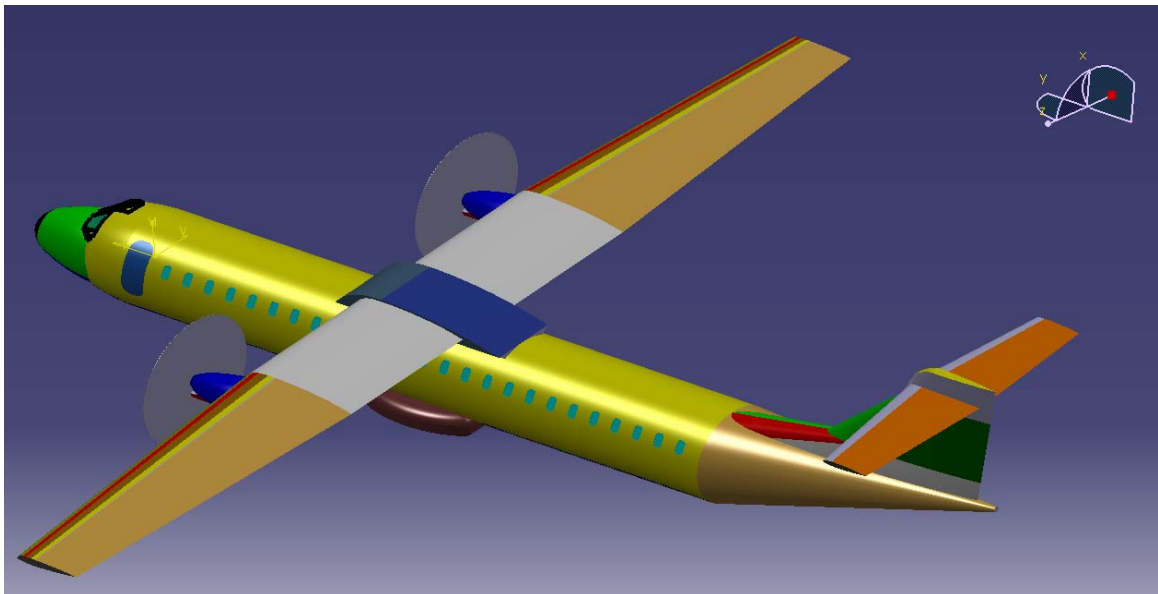


figura II.3. Limitazione per la distanza di atterraggio

Fra queste vedremo che verrà considerata quella relativa a $C_{L_{max-L}}=3$ per poter avere un rapporto peso potenza inferiore.



4. STIMA PRELIMINARE DELLE POLARI AERODINAMICHE

Ai fini del dimensionamento preliminare del velivolo in funzione delle caratteristiche di salita risulta necessario effettuare una prima stima delle polari aerodinamiche nelle diverse configurazioni di volo.

Si tratta di polari paraboliche, che analiticamente si presentano come un'equazione del tipo

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}$$

e caratteristici delle singole configurazioni di volo sono i valori assunti di volta in volta dai parametri C_{D_0} ed e .

Si noti che ad assetti molto spinti come quelli caratteristici della fase di salita, il peso di tale coefficiente sulle prestazioni del velivolo è molto minore rispetto a quello di resistenza indotta, per cui un eventuale errore sulla stima del C_{D_0} non crea grandi problemi sulla determinazione delle prestazioni di salita.

Facendo riferimento ai dati relativi a velivoli simili rispetto a quello in esame (proposti nella tabella seguente) e procedendo dunque, per via statistica, è stato scelto un valore per l'allungamento alare pari a

$$AR = 11$$

TABELLA VELIVOLI SIMILI				
VELIVOLO	N° PASSEGGERI	b [m]	S [m ²]	AR
ATR 42	50	24.57	54.5	11.1
ATR 72	70	27.05	61	12
Bombardier D-8	70	28.42	63.08	12.8
Fokker F27-500	52	29	70	12.01
Ilyushin II-114	65	30	81.9	11
Lockheed L-188	104	30.18	120.8	7.54

Tabella II.1. Allungamenti alari dei velivoli della stessa categoria

Polare parabolica in configurazione pulita

(carrello retracts, ipersostentatori-off)

Il coefficiente di resistenza a $C_L = 0$ sulla relativa polare parabolica, si determina a partire dall'area parassita equivalente, f , ricavabile mediante legge statistica validamente provata, e la superficie alare di riferimento, che in questa fase del percorso di progettazione si può assumere in base al valore del carico alare relativo a velivoli simili,

$$C_{Do} = \frac{f}{S}$$

Il valore di f è legato a quello dell'area bagnata, S_{WET} , anch'essa stimabile mediante una relazione statistica che la lega al peso massimo al decollo del velivolo, pari a $W_{T-O} = 40 \text{ tonn}$,

$$\text{Log}(f) = a + b \cdot \text{Log}(S_{WET}),$$

$$\text{Log}(S_{WET}) = c + d \cdot \text{Log}(W_{T-O})$$

Da quest'ultima relazione, esprimendo il peso in libbre ed utilizzando per c e d i valori relativi a velivoli simili (classe velivoli da trasporto regionali, bimotori turboelica) risulta

$$\begin{cases} c = -.0866; \\ d = .8099; \\ W_{T-O} = 88184 \text{ lbs;} \end{cases} \Rightarrow S_{WET} = 8292.2 \text{ ft}^2 = 770.4 \text{ m}^2$$

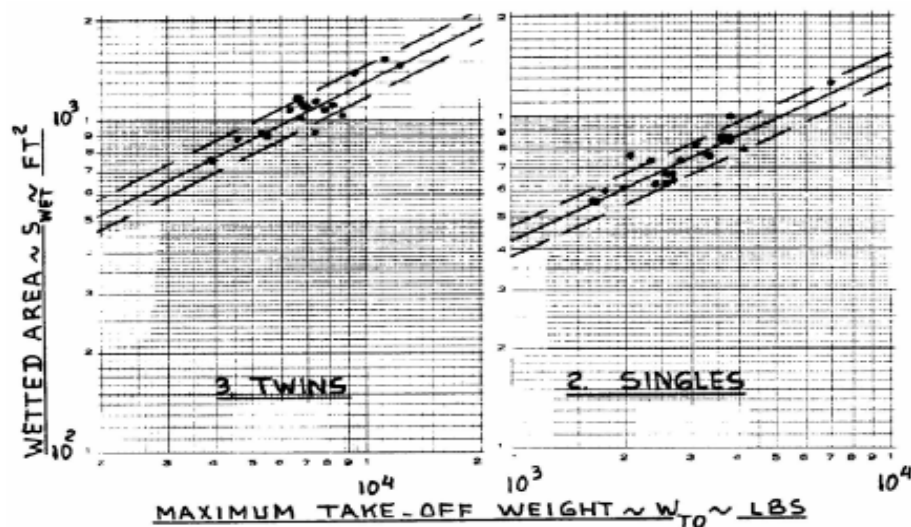


figura II.4. Legge statistica che lega l'area bagnata al peso massimo al decollo

A questo punto, in base ai valori dei coefficienti a e b (tabellati in funzione del coefficiente di attrito, scelto in base ai velivoli della stessa categoria pari a $C_F = .006$), è banale stimare l'area parassita

$$\begin{cases} a = -2.2218 \\ b = 1 \\ S_{WET} = 8292.2 \text{ ft}^2 \end{cases} \Rightarrow f = 49.7 \text{ ft}^2 = 4.62 \text{ m}^2$$

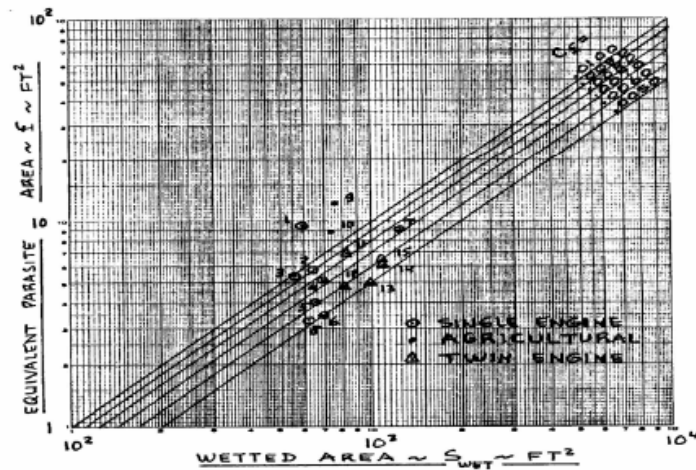


figura II.5. Legge statistica che lega l'area parassita a quella bagnata

Dai valori del carico alare relativi a velivoli simili e riportati nella tabella seguente, è stato possibile effettuare una stima preliminare della superficie alare del velivolo in esame

$$S = 110.3 \text{ m}^2,$$

che per $AR = 11$, vuol dire un'apertura alare pari a

$$b = 35 \text{ m}$$

TABELLA VELIVOLI SIMILI				
VELIVOLO	N° PASSEGGERI	W _{TO} [Kg]	S [m ²]	W _{TO} /S [Kg/m ²]
ATR 42	50	18600	54.5	341.3
ATR 72	70	22000	61	360.7
Bombardier D-8	70	29000	63.08	460
Fokker F27-500	52	20410	70	291.6
Ilyushin II-114	65	23500	81.9	287
Lockheed L-188	104	52664	120.8	436

Tabella II.2. Peso massimo al decollo per i velivoli simili

Il coefficiente di resistenza a $C_L = 0$ in configurazione di volo pulita è pari a

$$C_{D_0} = .0420 - \text{clear}$$

Il fattore di Oswald, e , deve essere scelto in base a dati statistici, comunque compreso tra .8 e .85

Per il nostro velivolo

$$e = .83$$

A questo punto è possibile tracciare le polari paraboliche necessarie.

In configurazione pulita la sua equazione è

$$C_D = .042 + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot .83}$$

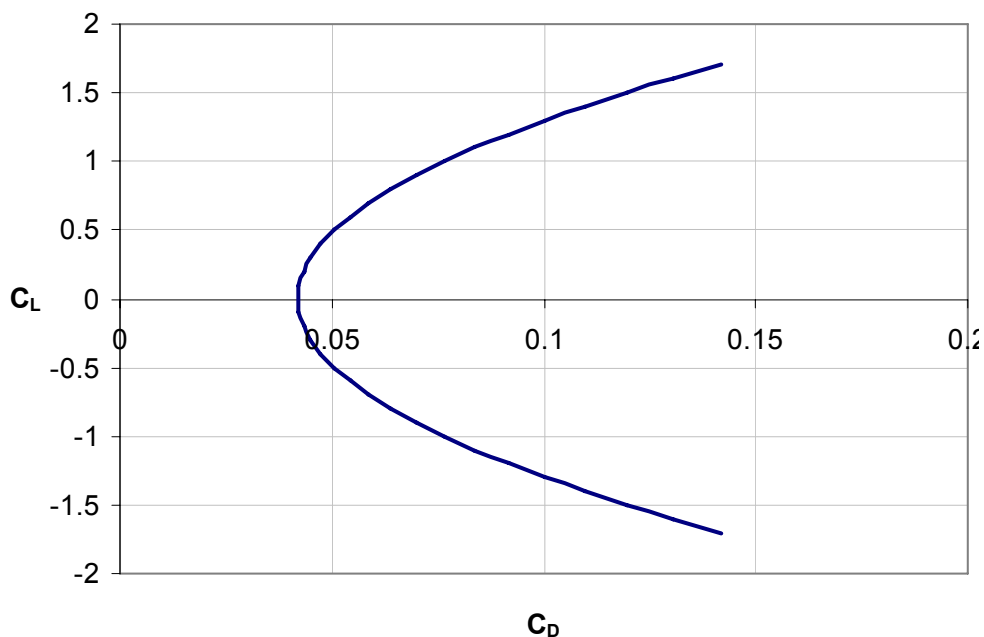


figura II.6. Stima preliminare della polare teorica del velivolo in configurazione pulita

Relativamente alle altre configurazioni, per ognuna di esse bisogna stimare un opportuno ΔC_{D_0} aggiuntivo ed un'opportuna variazione del fattore di Oswald rispetto ai valori relativi alla configurazione pulita, appena calcolati, in funzione delle peculiarità che la contraddistingue

Configuration	ΔC_{D_0}	e
Clean	0	0.80 - 0.85
Take-off flaps	0.010 - 0.020	0.75 - 0.80
Landing Flaps	0.055 - 0.075	0.70 - 0.75
Landing Gear	0.015 - 0.025	no effect

Polare parabolica in configurazione di decollo con carrello retrato

(carrello retrato, ipersostentatori parzialmente estratti)

Nel caso in esame bisogna considerare l'effetto del sistema di ipersostentazione, estratto in configurazione di decollo, sul carico alare (quindi sul fattore di Oswald, e) e sul coefficiente di resistenza parassita, C_{D0} .

Considerando

$$\begin{aligned} \Delta C_{D0_FLAP-T-O} &= .016; \\ e &= .78; \end{aligned} \quad \Rightarrow \quad C_D = .058 + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot .78}$$

Polare parabolica in configurazione di decollo con carrello estratto

(carrello estratto, ipersostentatori parzialmente estratti)

Ora bisogna considerare in contributo aggiuntivo al C_{D0} rispetto al caso precedente, dovuto alla presenza del carrello ancora estratto (che non influisce ovviamente sulla distribuzione di carico alare e dunque, sul valore di e).

Considerando

$$\Delta C_{D0_GEAR} = .021 \quad \Rightarrow \quad C_{D0} = .058 + .021 = .079 \quad \Rightarrow \quad C_D = .079 + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot .78}$$

Polare parabolica in configurazione di atterraggio con carrello retrato

(carrello retrato, ipersostentatori totalmente estratti)

Al C_{D0} stimato in configurazione pulita bisogna aggiungere il contributo dovuto al dispiegamento completo del sistema di ipersostentazione

$$\Delta C_{D0_FLAP-LANDING} = .067$$

Questo influenza ovviamente anche la distribuzione di carico alare rispetto al caso inizialmente analizzato, per cui il nuovo valore del fattore di Oswald con buona approssimazione è

$$e = .73$$

L'equazione della polare parabolica nella corrente configurazione è

$$C_D = .109 + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot .73}$$

Polare parabolica in configurazione di atterraggio con carrello estratto

(carrello estratto, ipersostentatori totalmente estratti)

Considerando il contributo aggiuntivo dovuto alla resistenza del carrello estratto al C_{D0} del caso precedente, risulta

$$C_{D0} = C_{D0_CLEAR} + \Delta C_{D0_FLAP-LANDING} + \Delta C_{D0_GEAR} = .042 + .067 + .021 = .130 ,$$

mentre il fattore di Oswald non è modificato dalla presenza del carrello estratto

$$C_D = .130 + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot .73}$$

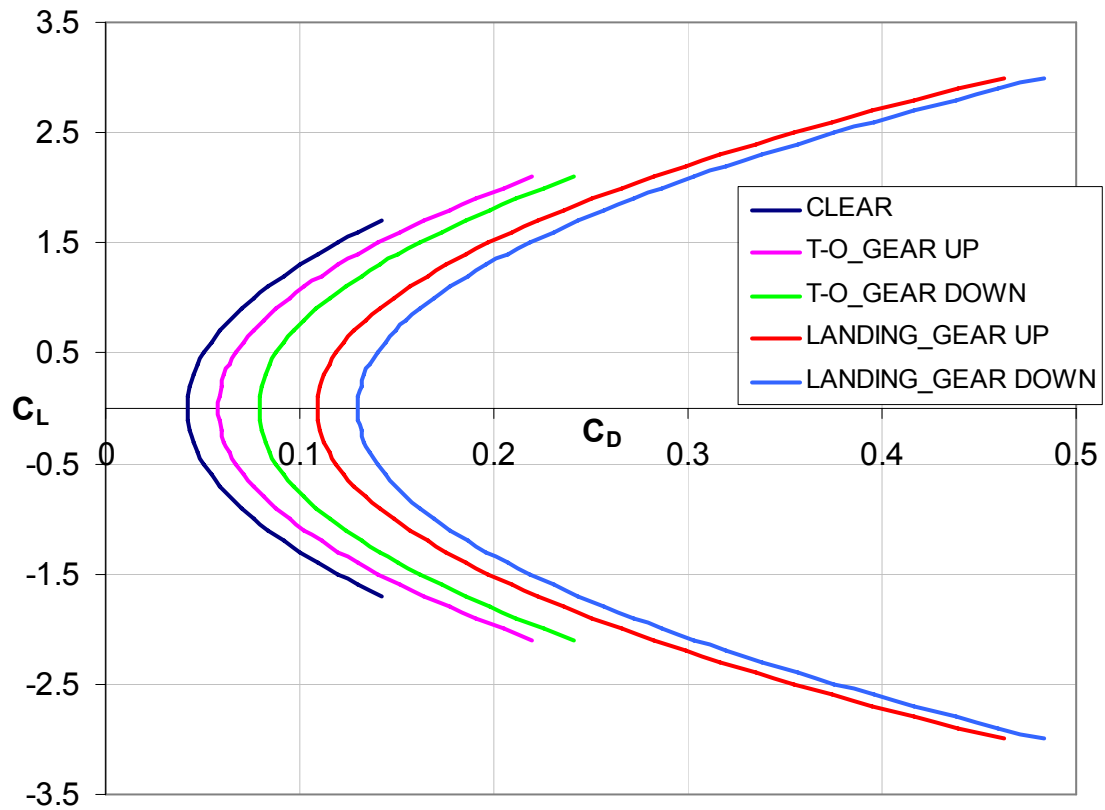


figura II.7. Polari teoriche del velivolo in diverse configurazioni di volo

Si noti che sono stati assunti preliminarmente valori del C_{L_MAX} tipici per questa categoria di velivoli

C_{L_MAX}	$C_{L_MAX\ T-O}$	$C_{L_MAX\ L}$
1.7	2.1	3

come riportato nella tabella che segue

Airplane Type	C_{L_max}	$C_{L_max_TO}$	$C_{L_max_L}$
1. Homebuilts	1.2 - 1.8	1.2 - 1.8	1.2 - 2.0*
2. Single Engine Propeller Driven	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9	1.6 - 2.3
3. Twin Engine Propeller Driven	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.5
4. Agricultural	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9
5. Business Jets	1.4 - 1.8	1.6 - 2.2	1.6 - 2.6
6. Regional TBP	1.5 - 1.9	1.7 - 2.1	1.9 - 3.3
7. Transport Jets	1.2 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 2.8
8. Military Trainers	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.2
9. Fighters	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.6
10. Mil. Patrol, Bomb and Transports	1.2 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 3.0
11. Flying Boats, Amphibious and Float Airplanes	1.2 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 3.4
12. Supersonic Cruise Airplanes	1.2 - 1.8	1.6 - 2.0	1.8 - 2.2

5. DIMENSIONAMENTO IN BASE AI REQUISITI DI SALITA (FAR 25)

FAR 25.111 (OEI) – Tratto iniziale di salita

- $CGR \geq 0.012$
- Ipersostentatori al decollo ($C_{L_{max-TO}} = 2.1$)
- Carrello retratto
- Velocità $V = 1.2 \cdot V_{STO}$ (uguale ad 1.2 volte la velocità di stallo al decollo)
- Potenza al decollo
- OEI (un motore in operativo)

$$CGRP = \frac{18.97 \cdot \eta_p \cdot \sqrt{\sigma}}{(W/P)_{TO} \sqrt{W/S}} = \left[CGR + \left(\frac{L}{D} \right)^{-1} \right] \frac{1}{\sqrt{C_L}}$$

$$C_L = 1.46 \quad C_D = 0.14 \quad \frac{L}{D} = 10.29 \quad \left(\frac{W}{P} \right)_{TO} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = 86.02$$

FAR 25.121 (OEI) – Transizione di salita

- $CGR \geq 0$
- Ipersostentatori al decollo ($C_{L_{max-TO}} = 2.1$)
- Carrello estratto
- Velocità $V_{LOF} = 1.1 \cdot V_{STO} < V < 1.2 \cdot V_{STO}$
- Potenza al decollo
- OEI (un motore in operativo)

$$C_L = 1.73 \quad C_D = 0.19 \quad \frac{L}{D} = 8.89 \quad \left(\frac{W}{P} \right)_{TO} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = 91.06$$

FAR 25.121 (OEI) – Secondo tratto di salita

- $CGR \geq 0.024$
- Ipersostentatori al decollo ($C_{L_{max-TO}} = 2.1$)
- Carrello retratto
- Velocità $V = 1.2 \cdot V_{STO}$
- Potenza al decollo
- OEI (un motore in operativo)

$$C_L = 1.46 \quad C_D = 0.14 \quad \frac{L}{D} = 10.29 \quad \left(\frac{W}{P} \right)_{TO} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = 77.50$$

FAR 25.121 (OEI) – Salita in rotta

- $CGR \geq 0.012$
 - Ipersostentatori retratti
 - Carrello retratto
 - Velocità $V = 1.25 \cdot V_S$
 - Potenza massima continua
 - OEI (un motore in operativo)
- $(C_{L_{\max-Clear}} = 1.7)$

$$C_L = 1.09 \quad C_D = 0.088 \quad \frac{L}{D} = 12.30 \quad \left(\frac{W}{P}\right)_{TO} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = 86.96$$

FAR 25.119 (AEO) – Atterraggio mancato

- $CGR \geq 0.032$
 - Ipersostentatori nella posizione di atterraggio
 - Carrello estratto
 - Velocità $V = 1.3 \cdot V_{SL}$
 - AEO – tutti i motori sono operativi
- $(C_{L_{\max-L}} = 3.3)$

$$C_L = 1.95 \quad C_D = 0.28 \quad \frac{L}{D} = 6.96 \quad \left(\frac{W}{P}\right)_{TO} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = 61.90$$

FAR 25.121 (OEI) – Atterraggio mancato

- $CGR \geq 0.021$
 - Ipersostentatori in configurazione di avvicinamento
- $$\left(C_{L_{\max-A}} = \frac{(C_{L_{\max-TO}} + C_{L_{\max-L}})}{2} = 2.7 \right)$$
- Carrello estratto
 - Velocità $V = 1.5 \cdot V_A$
 - OEI – un motore inoperativo

$$C_L = 1.2 \quad C_D = 0.16 \quad \frac{L}{D} = 7.28 \quad \left(\frac{W}{P}\right)_{TO} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = 53.83$$

L'ultima riportata è la condizione più restrittiva.

Riportiamo nella figura II.8 tutte le limitazioni determinate

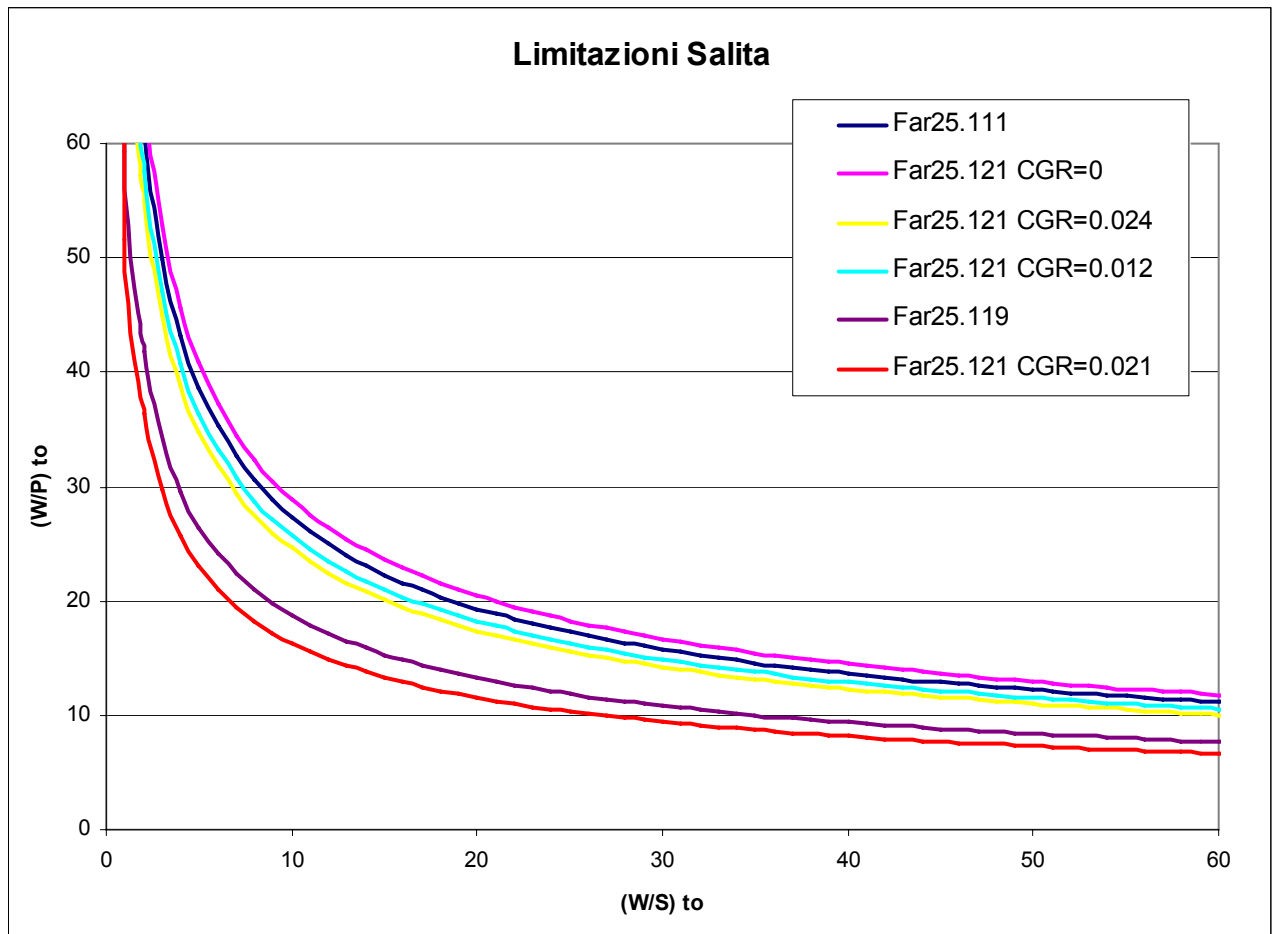


figura II.8. Limitazioni di salita



6. DIMENSIONAMENTO IN BASE ALLA VELOCITÀ DI CROCIERA

Al fine di individuare la limitazione dovuta alla crociera, per velivoli turboelica si considera la relazione lineare che lega la velocità di crociera al cosiddetto *indice di potenza* I_p , dato da:

$$I_p = \sqrt[3]{\frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{cr}}{\sigma_{cr} \cdot \left(\frac{W}{P}\right)_{cr}}}$$

Le grandezze con cui si è finora operato sono i carichi, alare e di potenza, in condizione di decollo:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{to} \quad ; \quad \left(\frac{W}{P}\right)_{to}$$

Per rapportarci alle caratteristiche di crociera si utilizzano le seguenti relazioni:

- $\left(\frac{W}{S}\right)_{cr} = \left(\frac{W}{S}\right)_{to}$; alternativamente si potrebbe considerare che il carico alare in crociera è circa il 90% di quello al decollo, ma la prima assunzione viene preferita poiché maggiormente conservativa;
- $\left(\frac{W}{P}\right)_{cr} = \left(\frac{W}{P}\right)_{to} \cdot \left(\frac{W_{cr}}{W_{to}}\right) \cdot \left(\frac{P_{to}}{P_{cr}}\right)$; laddove $P_{cr} = \varphi_{cr} \cdot K_v \cdot K_z \cdot P_{to}$

Utilizzando queste relazioni e considerando alcuni velivoli simili a quello oggetto dell'analisi, se ne è calcolato per ognuno l'indice di potenza; successivamente si è ricreata la retta di regressione relativa ai punti ricavati sul piano V- I_p .

Il risultato è riportato in figura (II.9).

Il punto evidenziato in rosso è quello relativo al velivolo analizzato, per cui la specifica prescrive una velocità di crociera di 300 Kt.

In tal maniera è stato possibile ricavare un valore di circa 2.12 per l'indice di potenza.

Velivolo	(W/S) _{to} [lbs/ft ²]	V _{cr} [kts]	(W/P) _{to} [lbs/hp]	σ	φ	K _z	K _v	I _p
Ilyushin Il-18	93.63	365	8.30	0.45	0.75	0.510	1.369	2.359
Lockheed L-188	86.44	352	7.73	0.45	0.75	0.510	1.342	2.337
ATR 72	73.87	284	8.82	0.45	0.75	0.510	1.221	2.057
Bombardier D-8	94.16	360	6.30	0.45	0.75	0.510	1.358	2.584
Ilyushin Il-114	58.77	254	9.25	0.45	0.75	0.510	1.176	1.852
Saab 2000	83.78	354	6.05	0.36	0.75	0.387	1.346	2.468

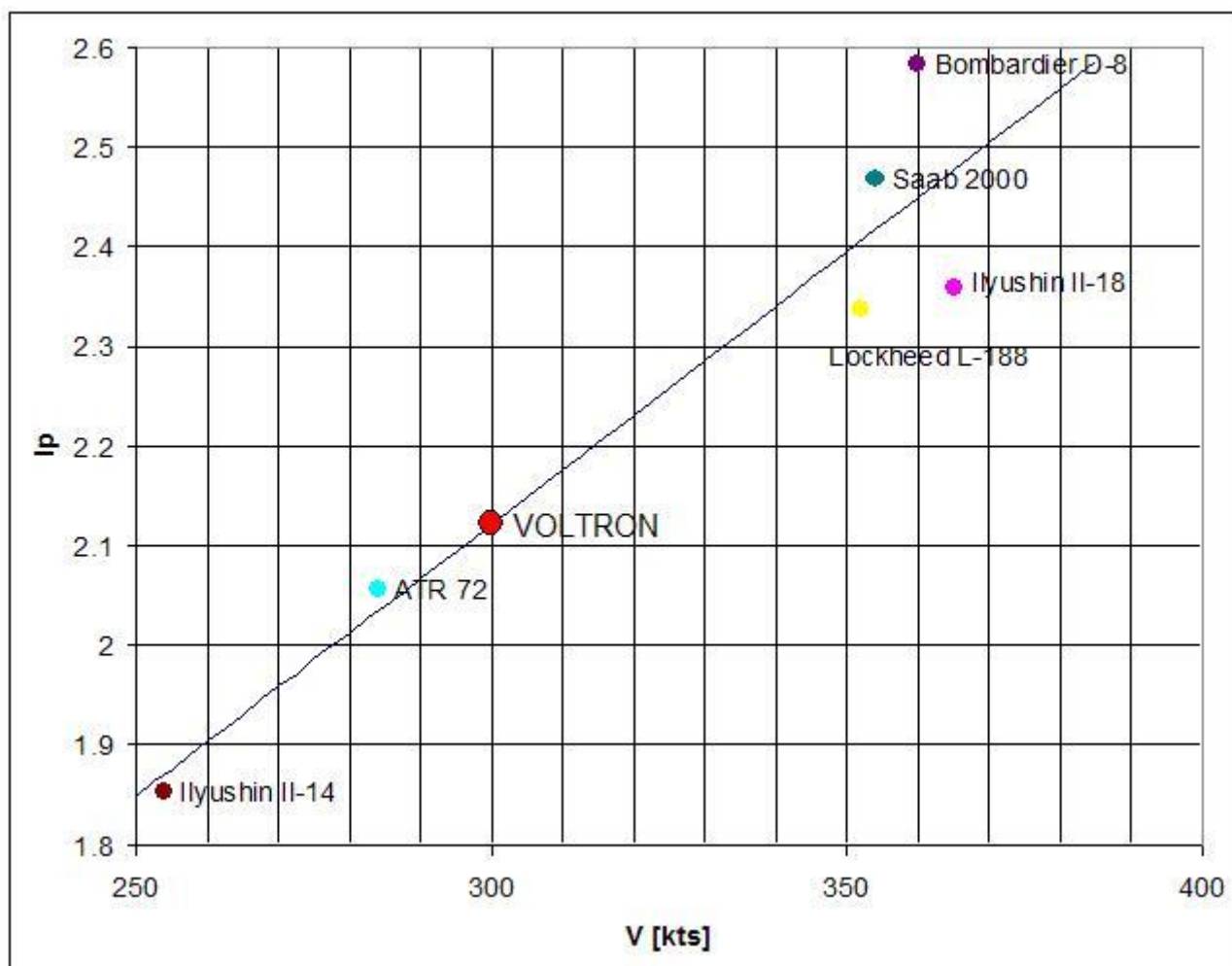


figura II.9. Indice di potenza

La limitazione dovuta alla crociera, quindi, è semplicemente data dalla relazione:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} = \frac{K_v \cdot K_z \cdot \varphi}{I_p^3 \cdot \sigma} \cdot \left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$$

La limitazione è diagrammata di seguito.

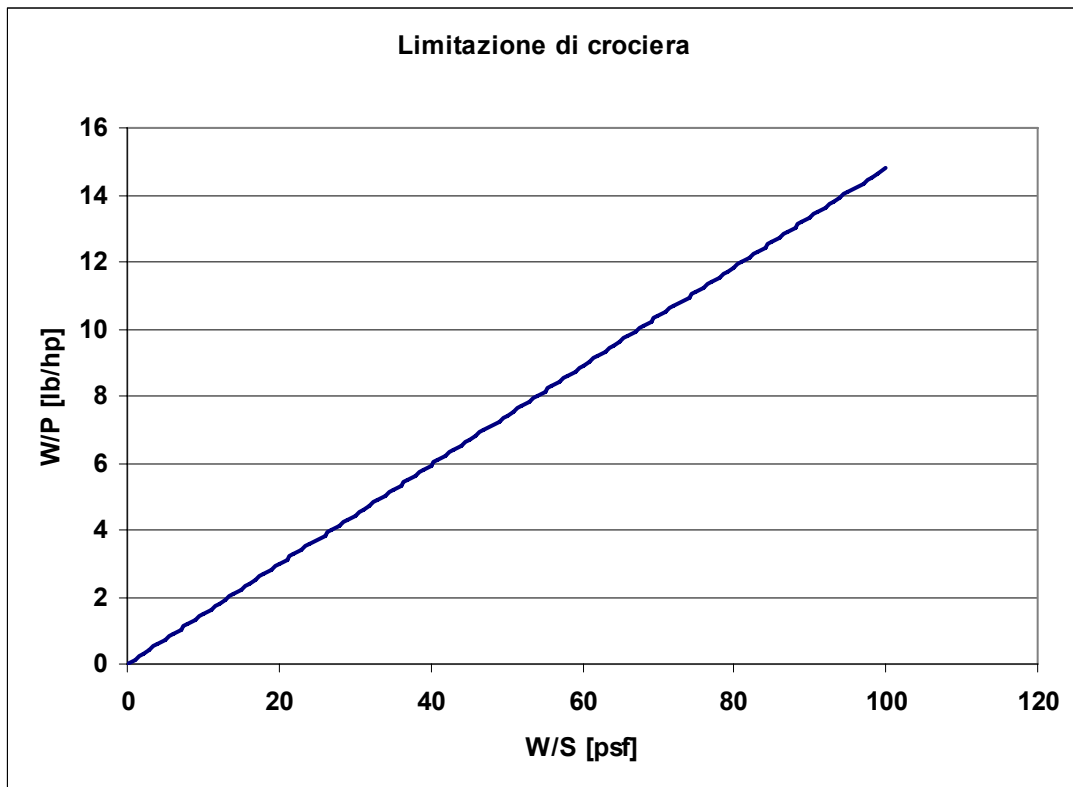
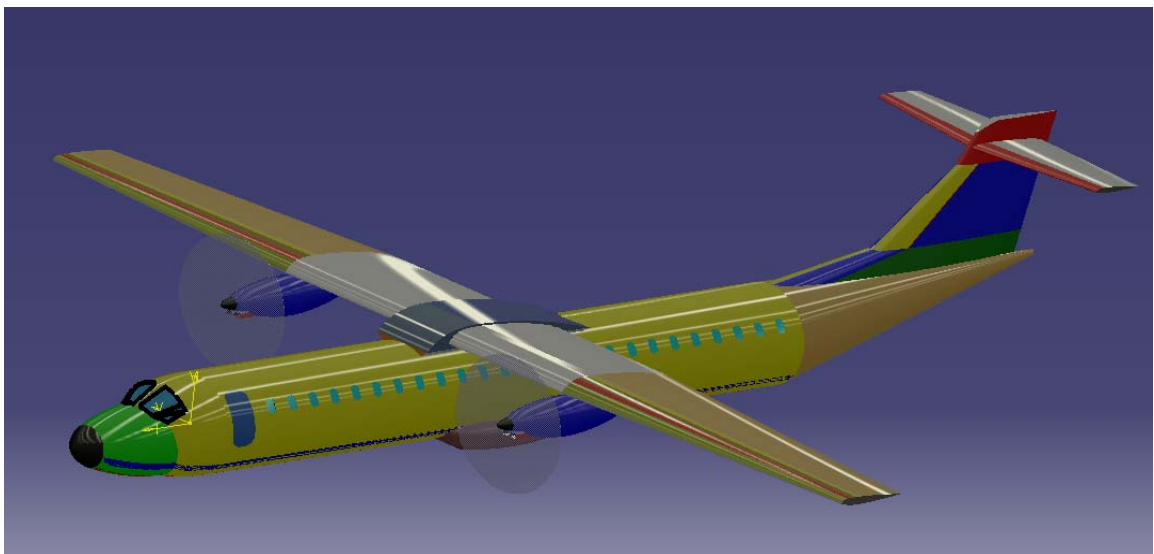


figura II.10. Limitazione di crociera



7. SCELTA DEL PUNTO DI PROGETTO

Sovrapponendo i diagrammi ottenuti otteniamo la zona entro la quale scegliere il punto di progetto.

In figura II.11 consideriamo le condizioni più restrittive e indichiamo il punto di progetto dei velivoli utilizzati per la statistica.

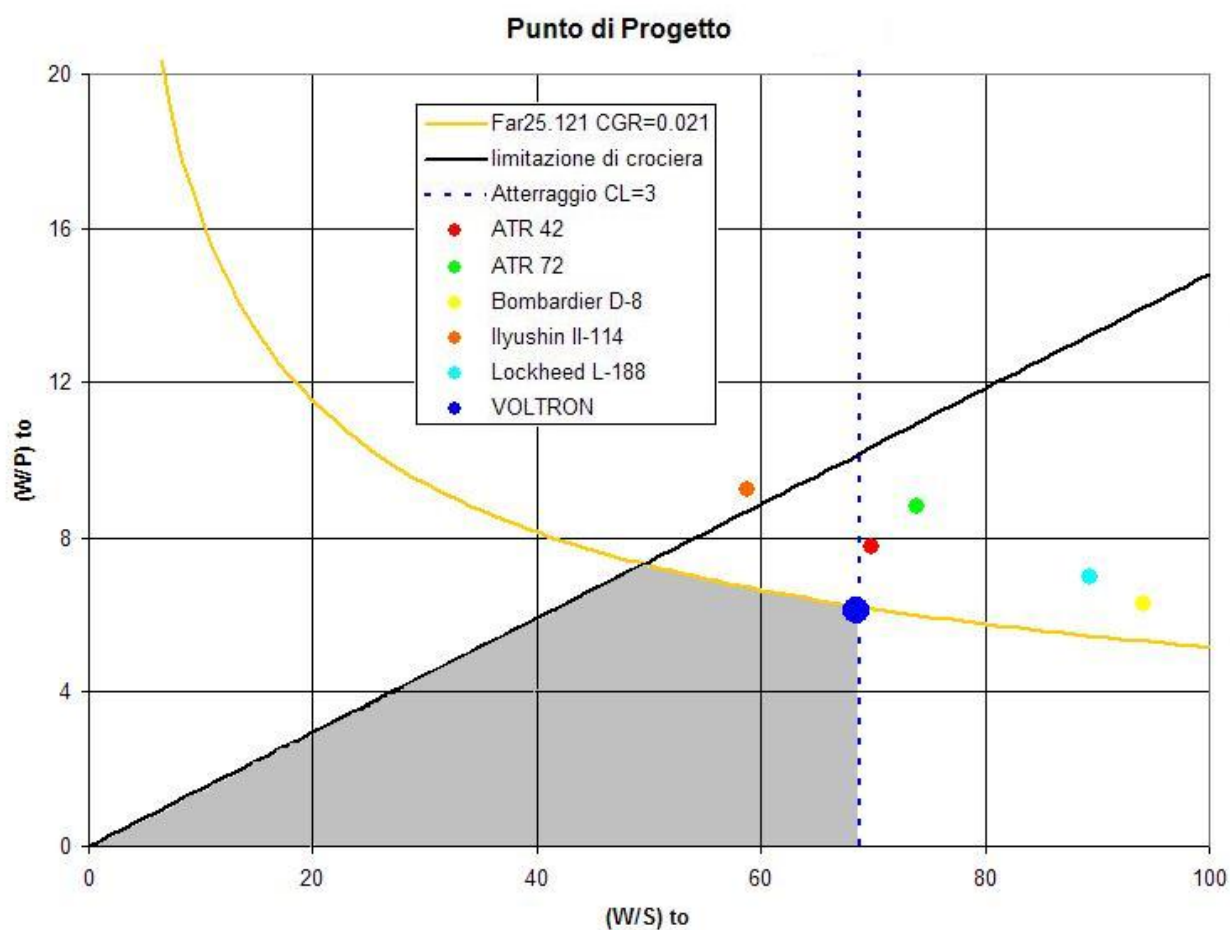


figura II.11. Limitazioni più restrittive - In grigio l'area in cui è possibile scegliere il punto di progetto

Nella figura II.12 riportiamo tutte le limitazioni.

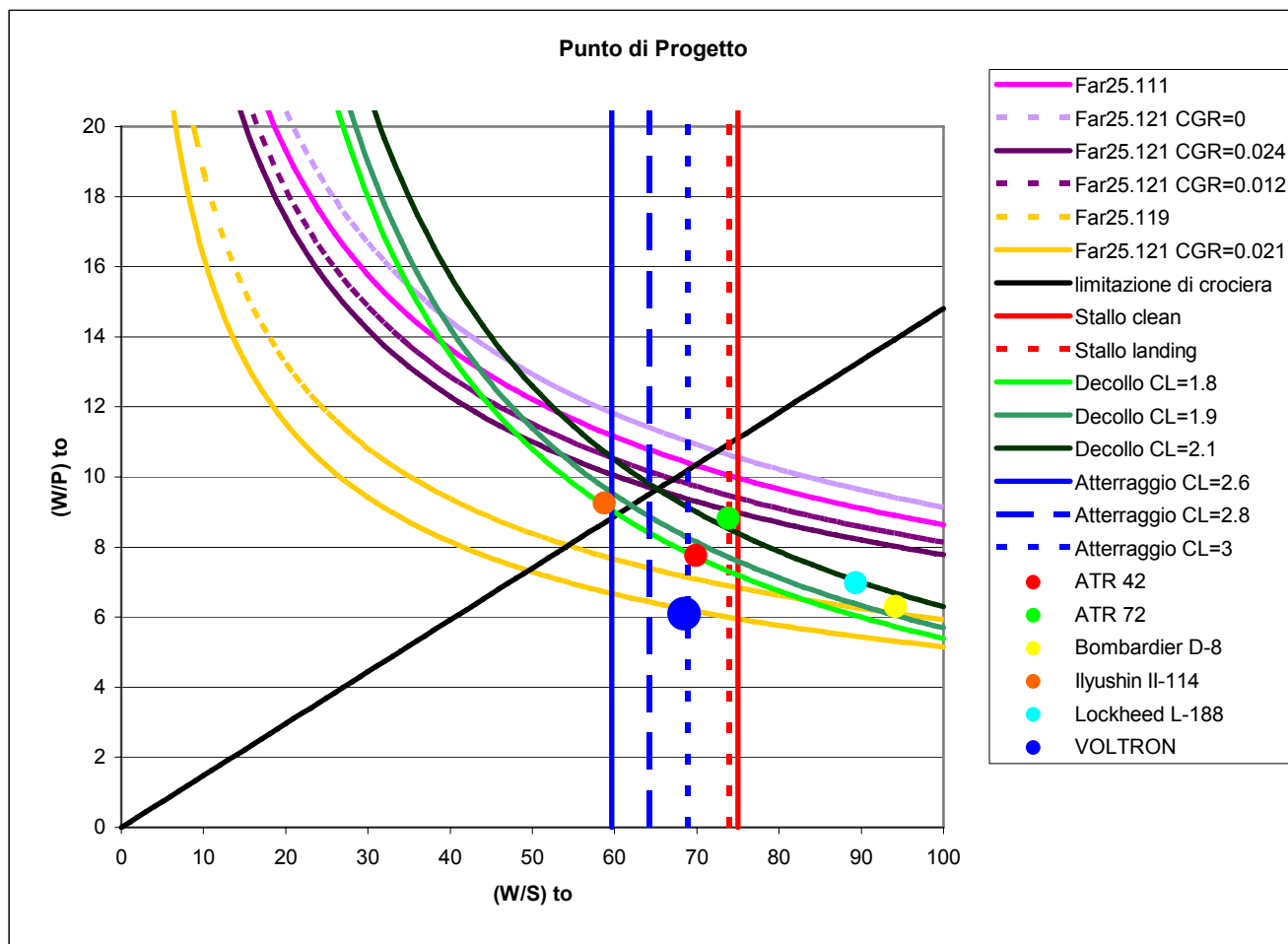


figura II.12. Limitazioni e scelta del punto di progetto del VOLTRON.

La scelta è stata fatta sulla base dei seguenti criteri :

1. Realizzare un elevato carico alare W/S (per avere una superficie alare quanto più piccola possibile)
2. Avere un elevato rapporto W/P (per ottenere la più bassa potenza necessaria)

Si può concludere osservando la figura II.12 che il nostro velivolo dovrà disporre di un impianto propulsivo superiore in termini di potenza rispetto ai velivoli già esistenti; la maggior parte di questa potenza è legata alla limitazione dovuta alla salita con un motore in avaria.

Abbiamo pertanto fissato il punto di progetto cercando di trovare un compromesso fra la potenza necessaria e la superficie alare.

$$W/S \text{ [psf]} = 68.5$$

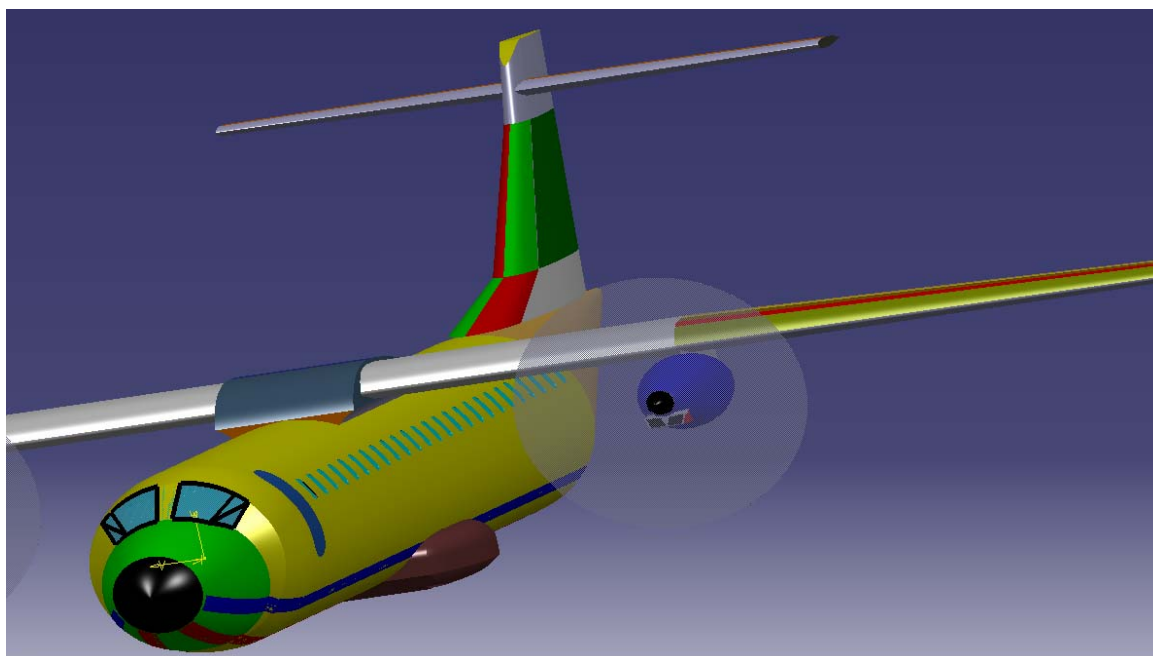
$$W/P \text{ [lb/hp]} = 6.1$$

RIASSUMENDO

In tabella II.2 riportiamo un sunto della scelta del punto di progetto ed un confronto con i velivoli esistenti.

	ATR 42	ATR 72	Bombardier D-8	Ilyushin Il-114	Lockheed L-188	VOLTRON
W [Kg]	18600	22000	29000	23500	52664	37000
S [m ²]	54.5	61	63.08	81.9	120.8	110.63049
P [KW]	3940	4102	7562	4176	12400	9971.71206
W [lb]	41005.932	48501.64	63933.98	51808.57	116104.1077	81570.94
S [ft ²]	586.6331	656.59851	678.9874428	881.564229	1300.280328	1190.81664
P [hp]	5283.6267	5500.8722	10140.80836	5600.107872	16628.6728	13372.2852
W/S [psf]	69.900475	73.868032	94.16076936	58.76891132	89.2915975	68.5
W/P [lb/hp]	7.7609442	8.8170817	6.304623626	9.25135215	6.982163224	6.1

Tabella II.2. Scelta del punto di progetto



III

PROGETTO DELL'ALA

INDICE

1. Scelta dei profili delle sezioni di riferimento
2. Calcolo delle caratteristiche aerodinamiche del profilo medio
3. Determinazione della geometria dell'ala
4. Calcolo delle caratteristiche aerodinamiche dell'ala
5. Corda media aerodinamica e coefficiente di momento
6. Curva Polare

1. SCELTA DEI PROFILI DELLE SEZIONI DI RIFERIMENTO

Le sezioni di riferimento considerate sono quelle di radice e di estremità.

Per quanto riguarda la scelta dei profili da analizzare, si è fatto riferimento alle sezioni alari adottate sul velivolo ATR 72.

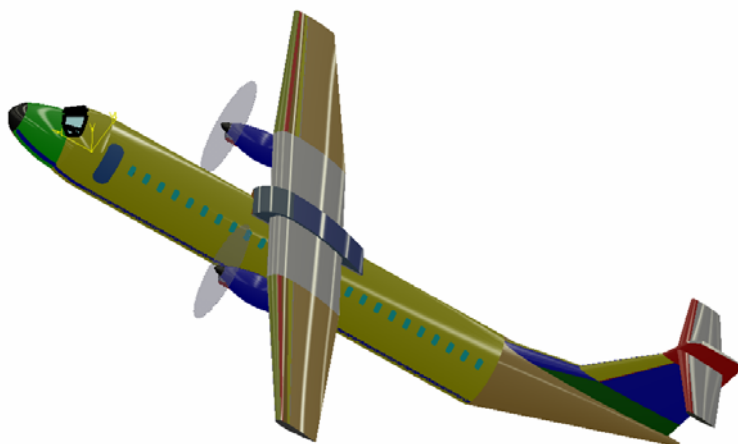
Il profilo di radice, che si estende invariato fino al 35% della semiapertura, è il NACA 43018-43, mentre quello di estremità è il NACA 43013-43.

Tali profili sono stati analizzati con l'ausilio dei software *Javafoil* e *Profili 2*.

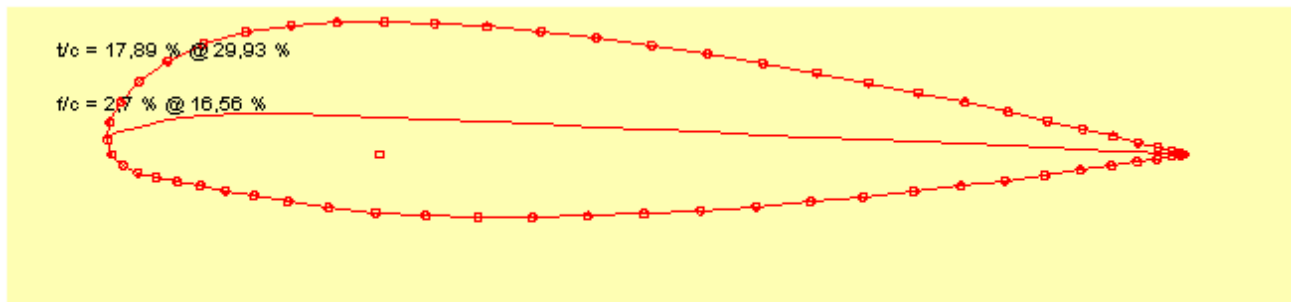
L'analisi è stata svolta, per ciascun profilo, per due valori del numero di Reynolds; quest'ultimi sono stati scelti in modo da essere rappresentativi dell'estensione del campo di Re operativi dell'ala ancora da configurare.

Per quanto riguarda la geometria in pianta dell'ala, ancora una volta ci si è riferiti all'ala dell'ATR 72. L'ala ha corda costante fino al 35% dell'apertura, come già anticipato; successivamente risulta rastremata linearmente fino all'estremità, con un rapporto di rastremazione $\lambda=5/9$.

I risultati ricavati con i due software summenzionati sono stati confrontati e sintetizzati nei grafici seguenti.



Profilo di radice



NACA 43018-43

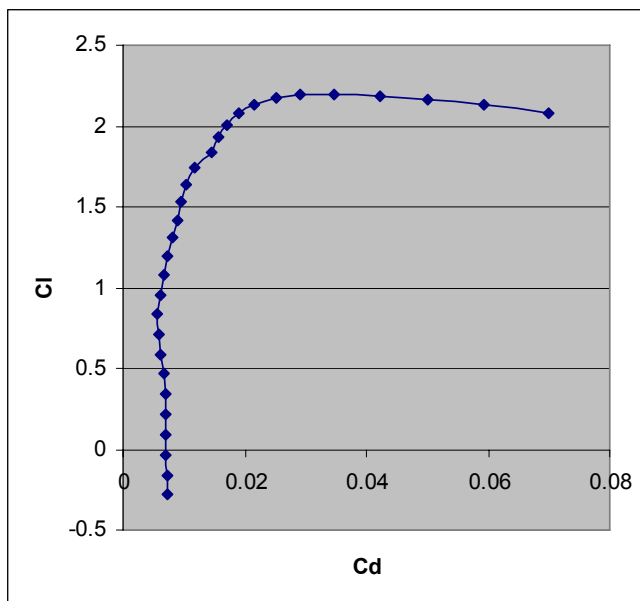
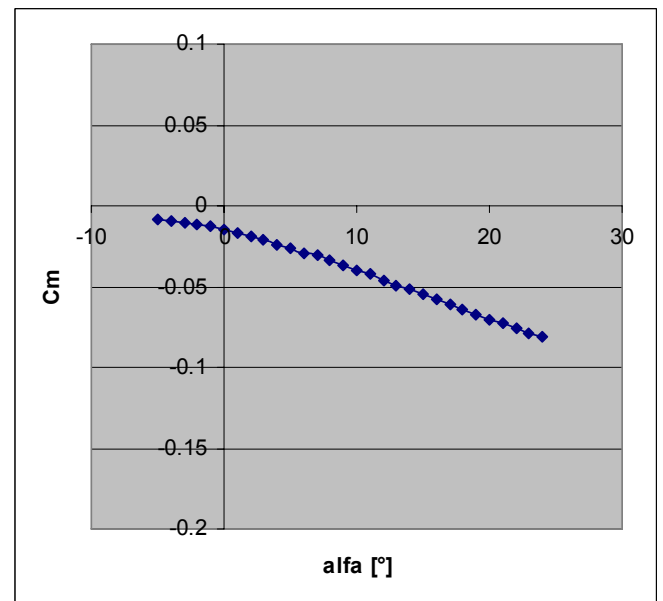
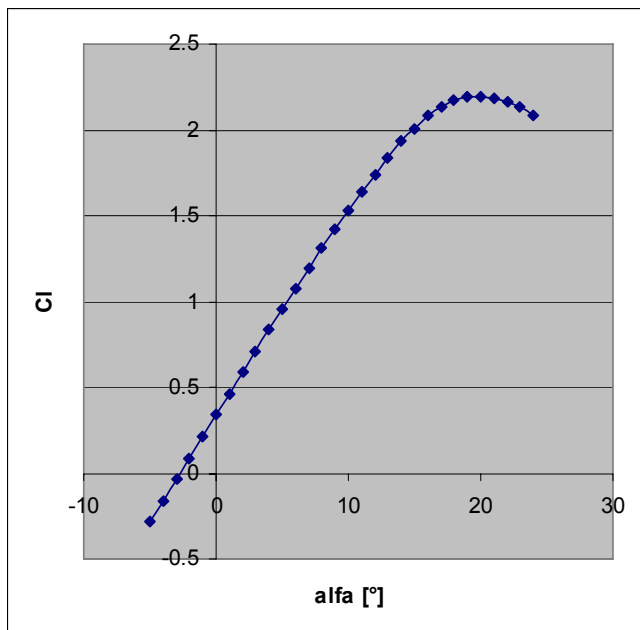


Fig. III.1 - Grafici del coefficiente di portanza e di momento (rispetto a $c/4$) e polare del profilo per $Re=14000000$ (NACA 43018-43)

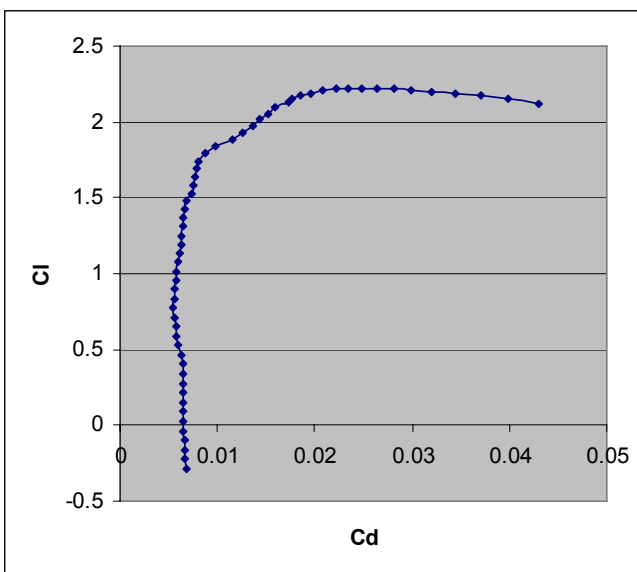
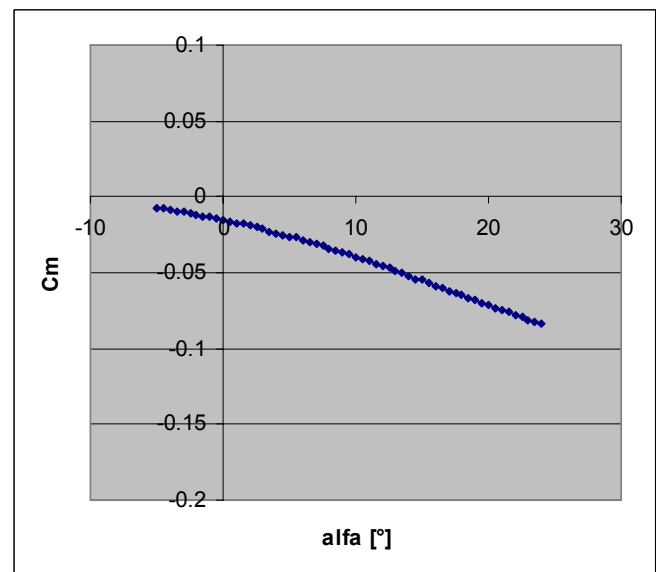
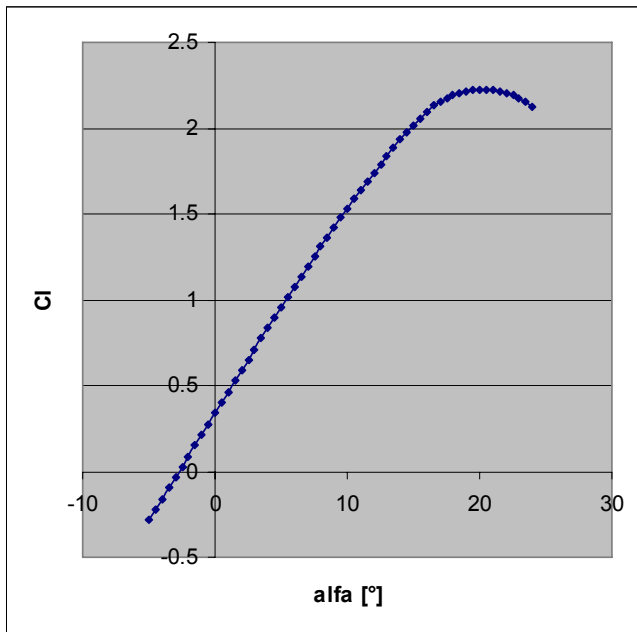


Fig. III.2 - Grafici del coefficiente di portanza e di momento (rispetto a $c/4$) e polare del profilo per $Re=28000000$ (NACA 43018-43)

Di seguito viene presentato il confronto per i due numeri di Re considerati.

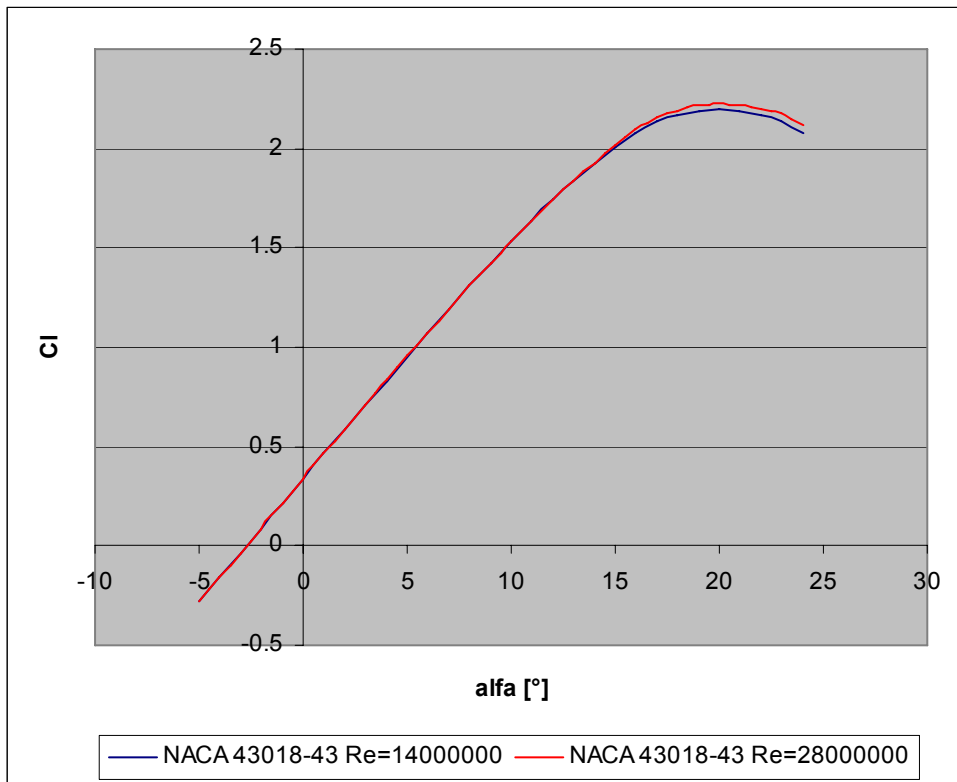


Fig. III.3

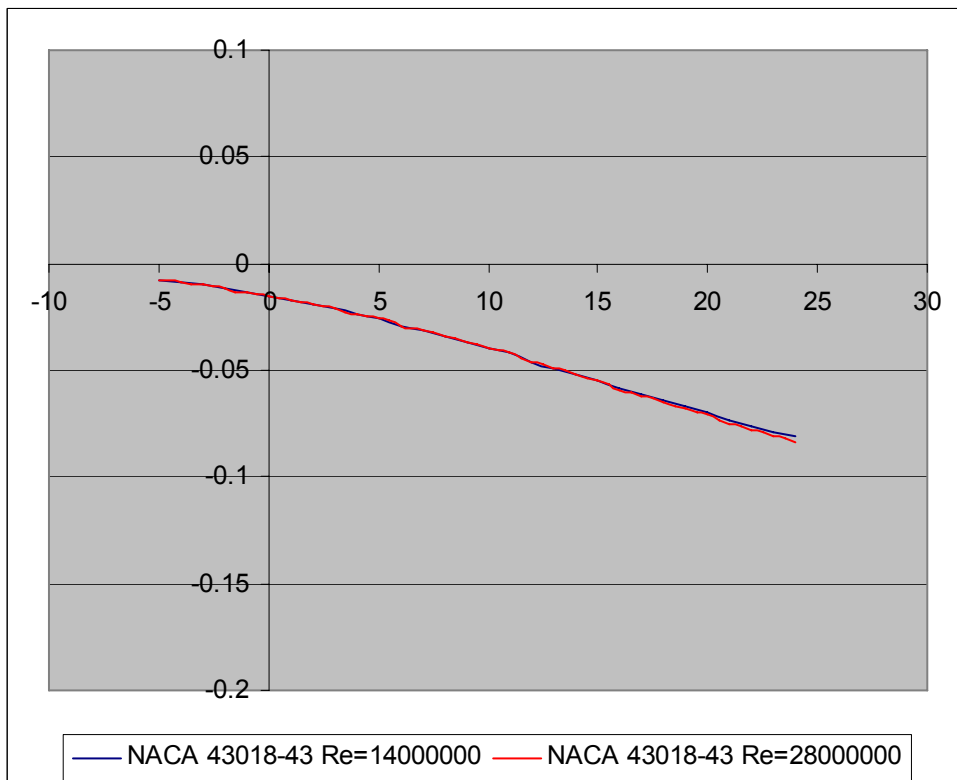


Fig. III.4

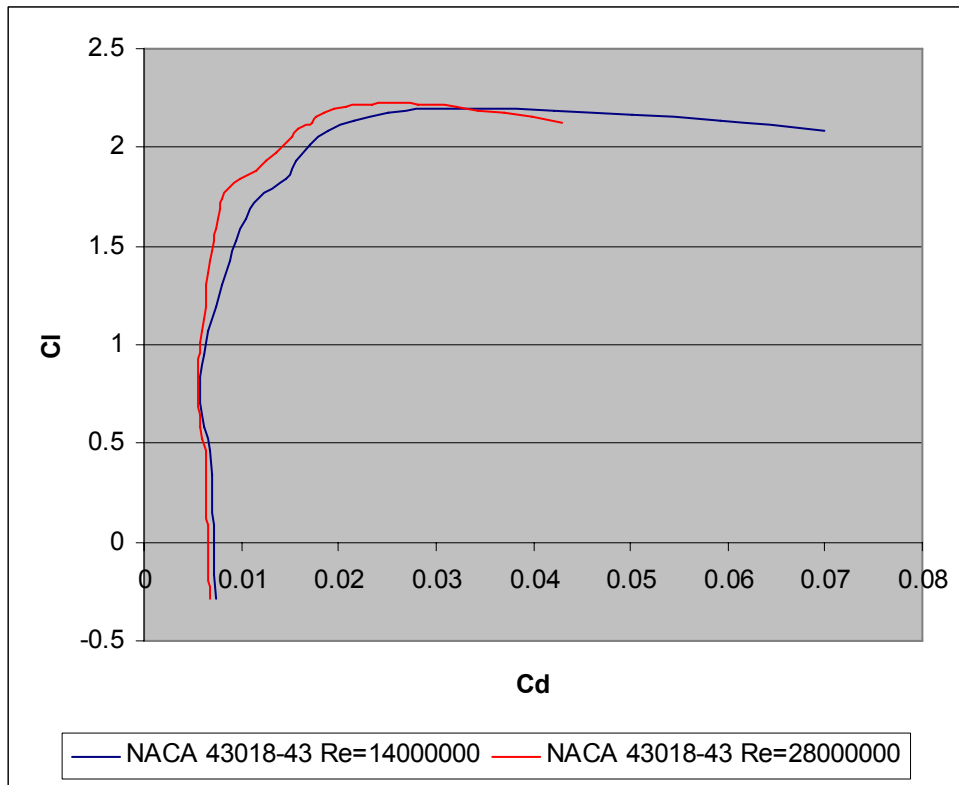
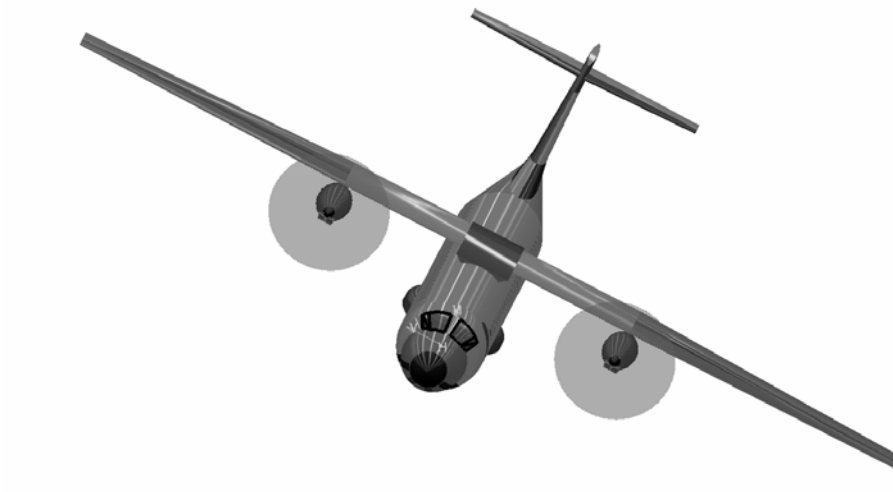
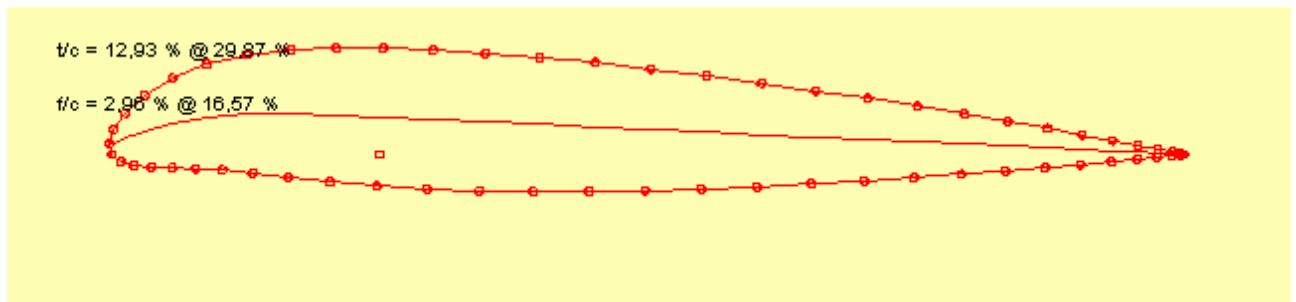


Fig. III.5



Profilo d'estremità



NACA 43013-43

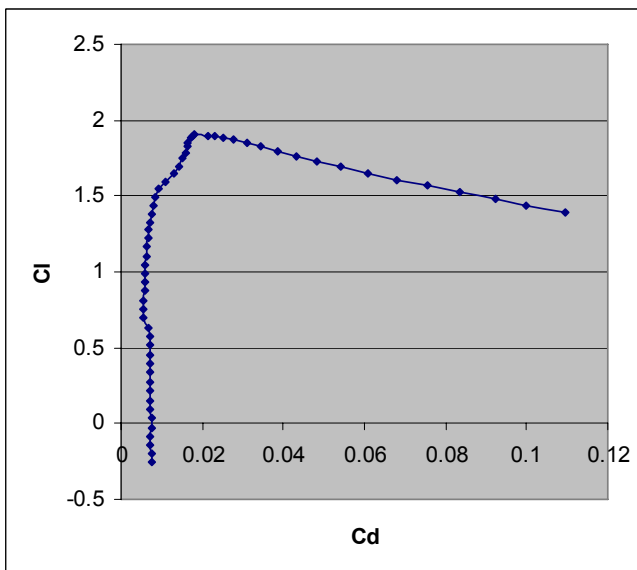
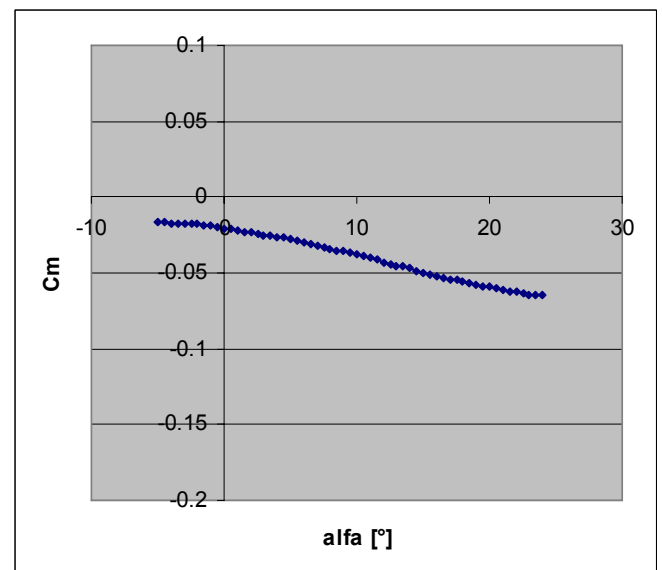
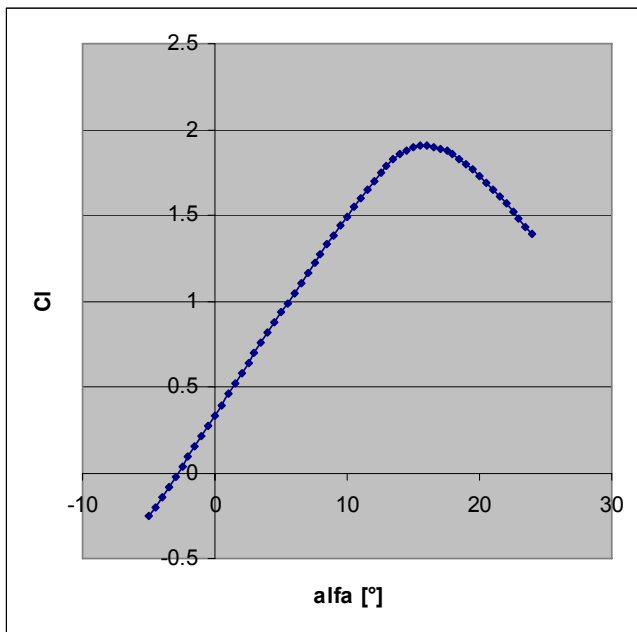


Fig. III.6 - Grafici del coefficiente di portanza e di momento (rispetto a $c/4$) e polare del profilo per $Re=8000000$ (NACA 43018-43)

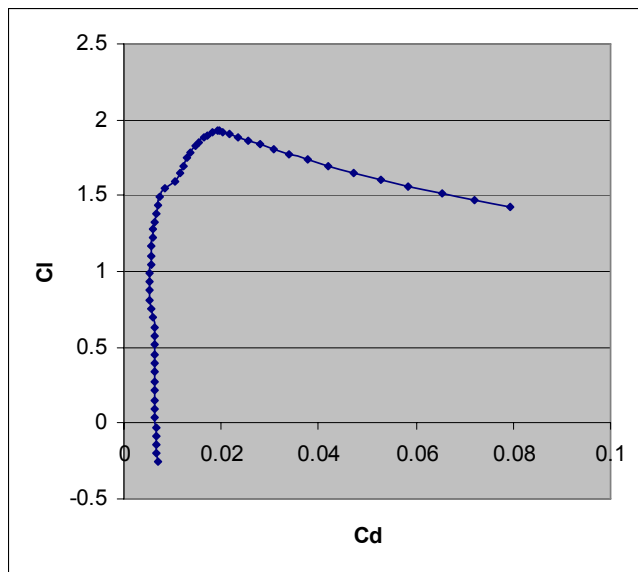
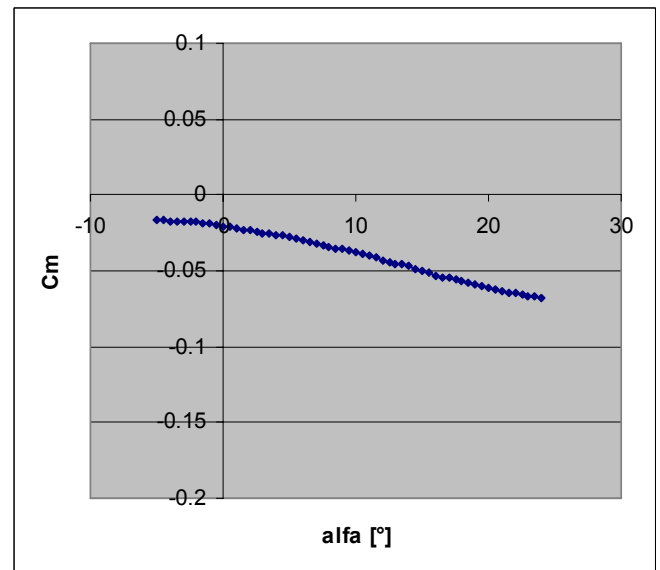
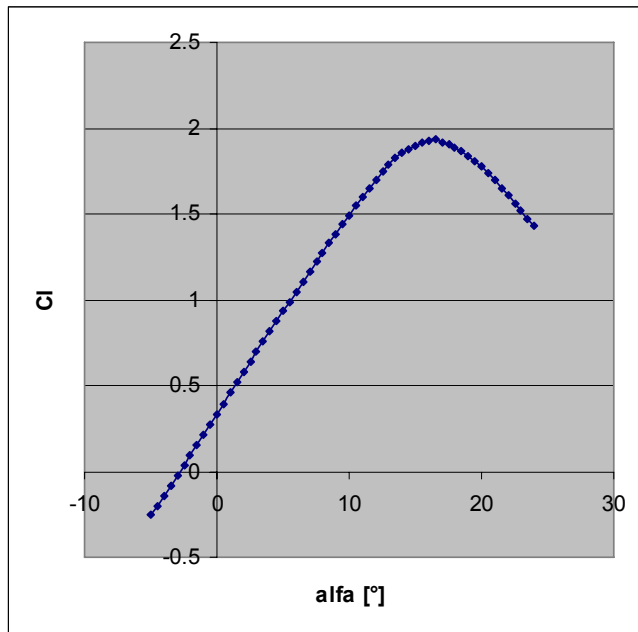


Fig. III.7 - Grafici del coefficiente di portanza e di momento (rispetto a $c/4$) e polare del profilo per $Re=16000000$ (NACA 43018-43)

Di seguito viene presentato il confronto per i due numeri di Re considerati.

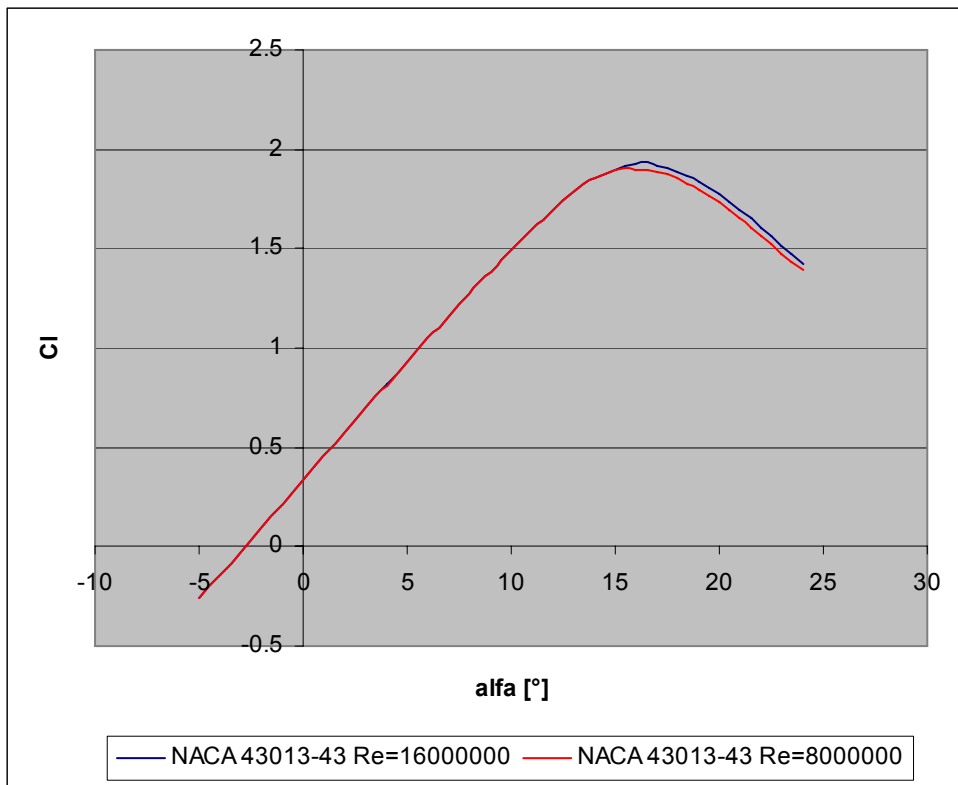


Fig. III.8

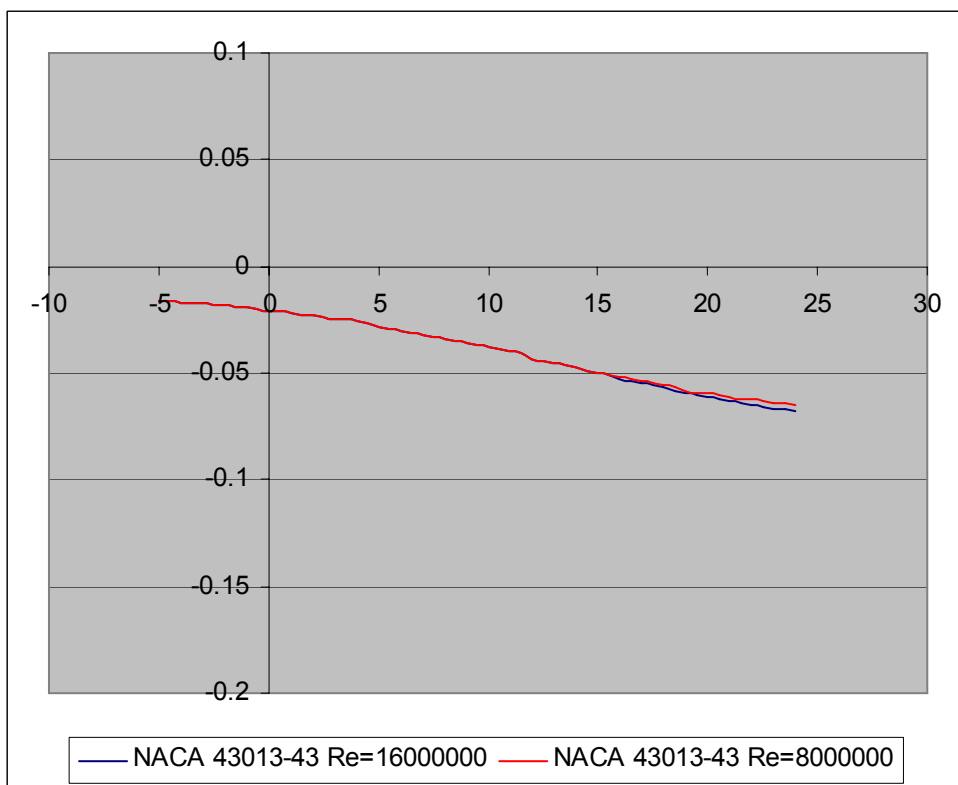


Fig. III.9

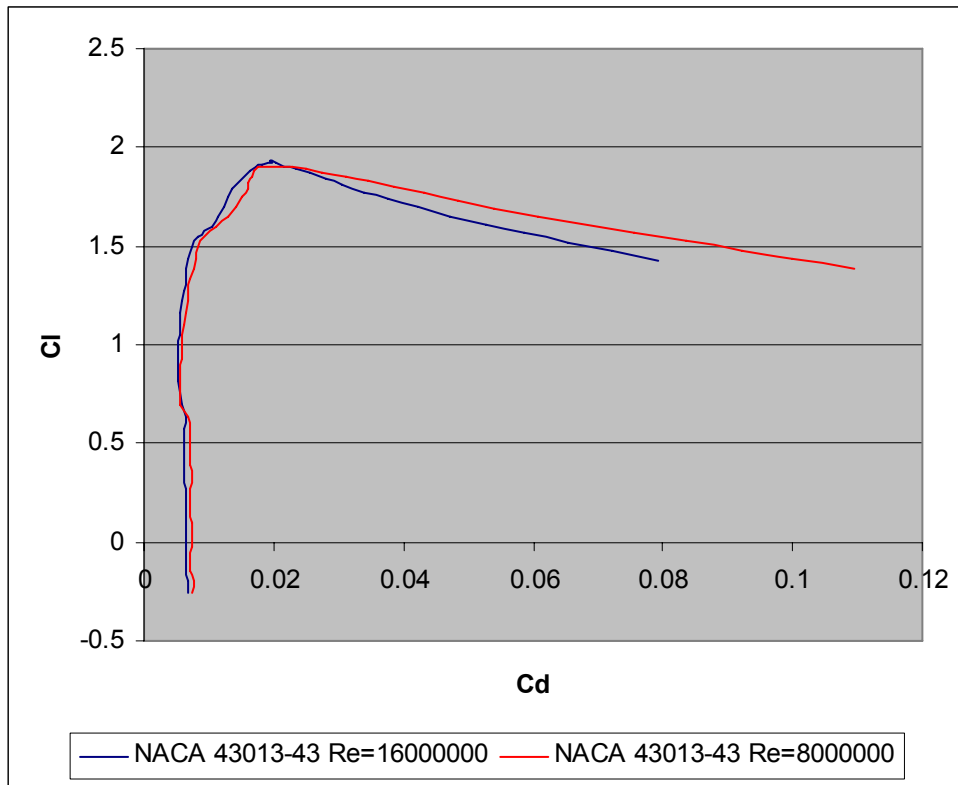


Fig. III.10

2. CALCOLO DELLE CARATTERISTICHE AERODINAMICHE DEL PROFILO MEDIO

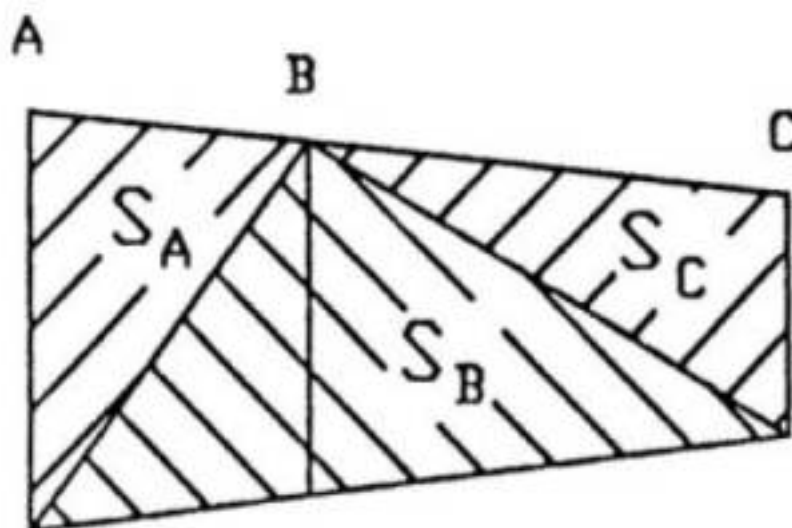


Fig. III.11 - Schema di suddivisione della semiala in aree di influenza delle tre sezioni di riferimento

Nel caso in esame, come anticipato, le sezioni contraddistinte dai pedici A, B e C, sono rispettivamente, quella di radice, quella posta al 35% dell'apertura e quella di estremità.

Le aree di influenza delle rispettive sezioni di riferimento sono le seguenti:

$$S_A = 12.27 \text{ [m}^2\text{]} \quad ; \quad S_B = 35.06 \text{ [m}^2\text{]} \quad ; \quad S_C = 12.66 \text{ [m}^2\text{]}$$

Da cui deriva:

$$K_A = \frac{2 \cdot S_A}{S} = 0.2045 \quad ; \quad K_B = \frac{2 \cdot S_B}{S} = 0.5844 \quad ; \quad K_C = \frac{2 \cdot S_C}{S} = 0.211$$

I coefficienti aerodinamici del profilo medio vengono ricavati tramite la seguente relazione generale:

$$C_{(*)PM} = K_A \cdot C_{(*)A} + K_B \cdot C_{(*)B} + K_C \cdot C_{(*)C}$$

Di seguito vengono presentati i risultati in forma grafica.

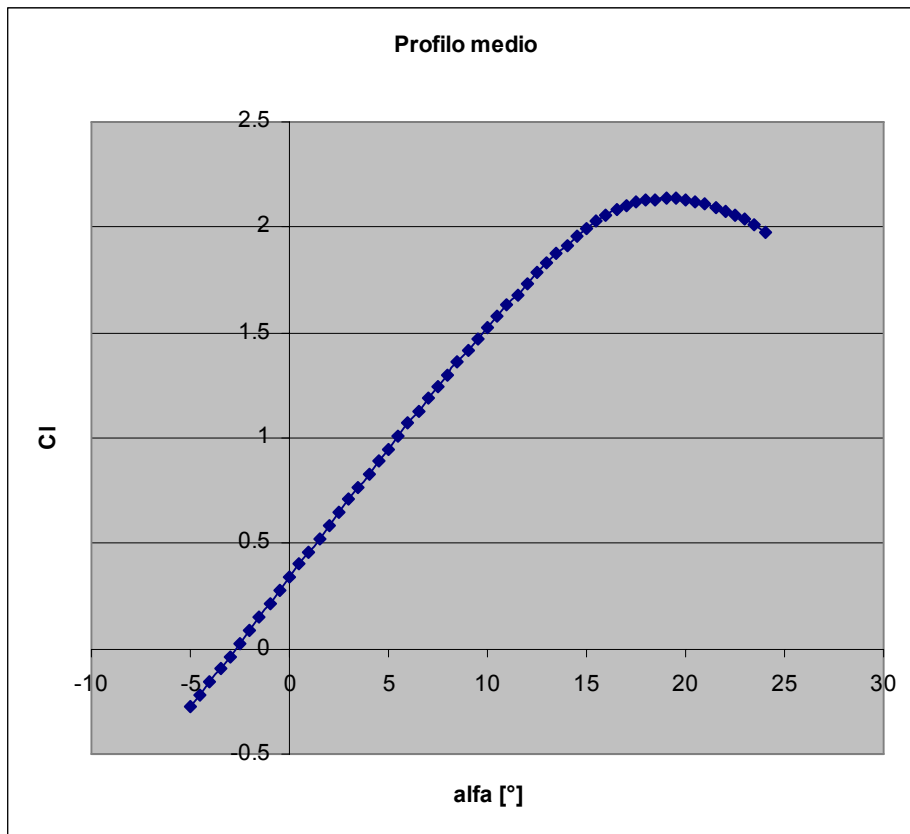


Fig. III.12

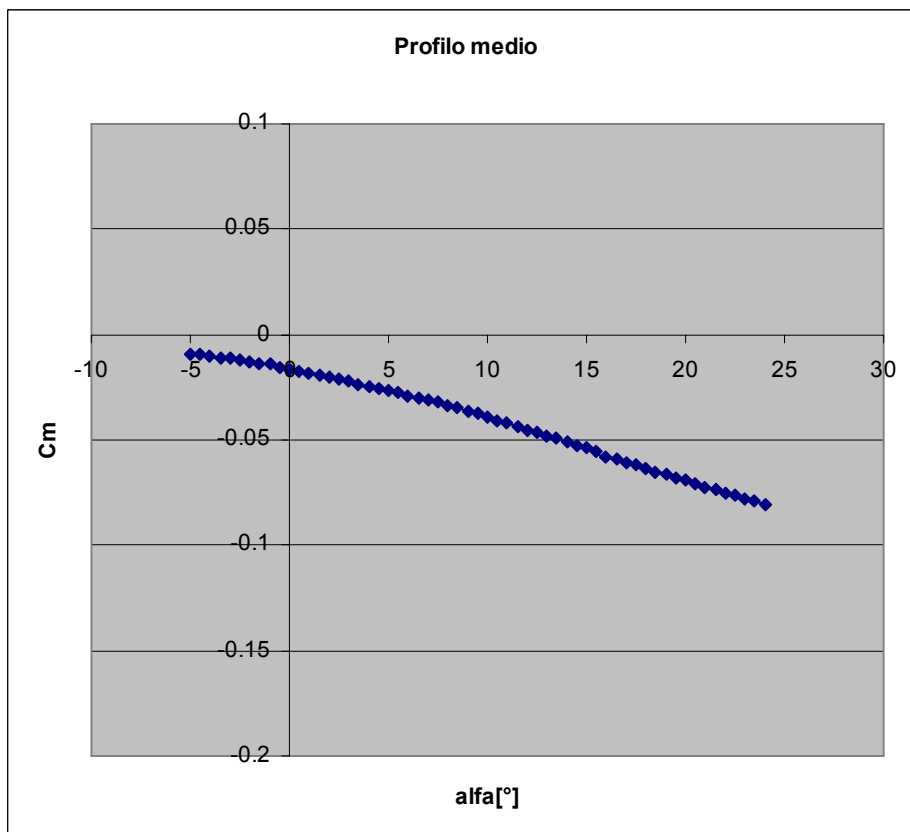


Fig. III.13

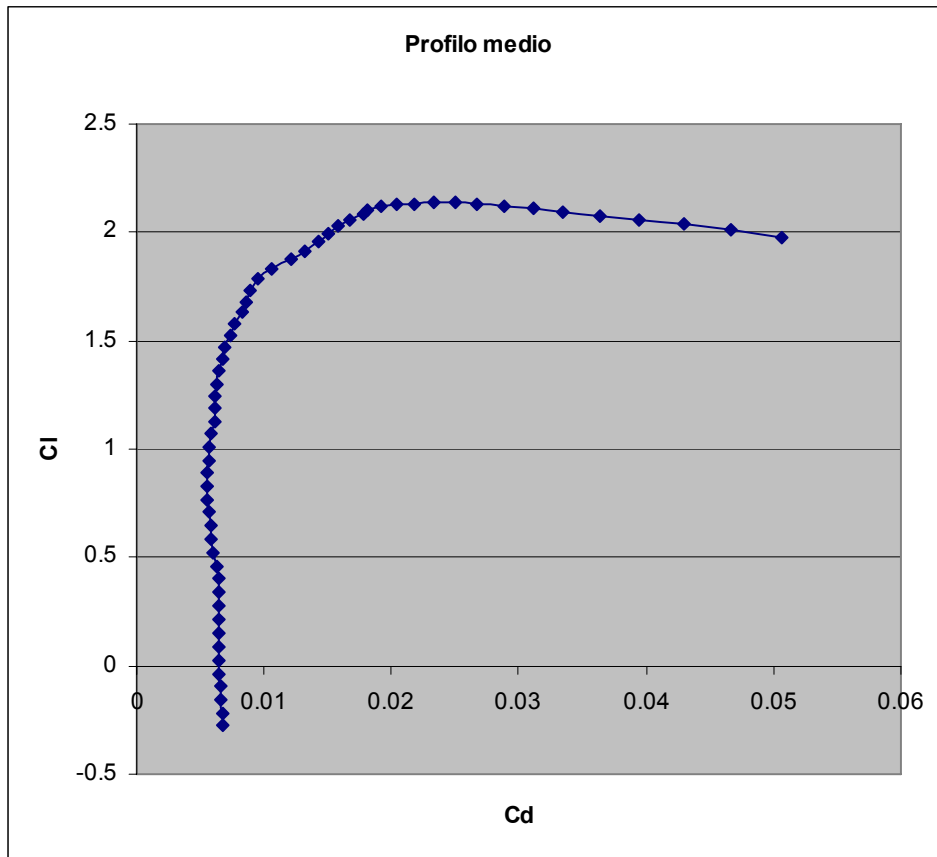


Fig. III.14

Lo spessore del profilo medio è ricavabile tramite la relazione seguente:

$$\tau_{PM} = K_A \cdot \tau_A + K_B \cdot \tau_B + K_C \cdot \tau_C \cong 0.17$$

Il profilo medio è quindi caratterizzato da uno spessore del 17%, un angolo di portanza nulla $\alpha_{zL} = -2.72[^\circ]$, un angolo di portanza massima $\alpha_{CL_MAX} = 19[^\circ]$ ed un coefficiente di portanza massimo pari a $CL_{MAX} = 2.136$.

3. DETERMINAZIONE DELLA GEOMETRIA DELL'ALA

Avendo determinato il punto di progetto e di conseguenza il valore del carico alare, è ora possibile procedere al progetto dell'ala

$$\frac{W}{S_{T_o}} = 68.5 \text{ psf} \quad \Rightarrow \quad S = 120 \text{ m}^2$$

Scegliendo come riferimento velivoli da trasporto regionali bimotori turboelica come gli ATR-42 e ATR-72, entrambi ad ala alta, ne risulta un'ala come descritta ed illustrata di seguito

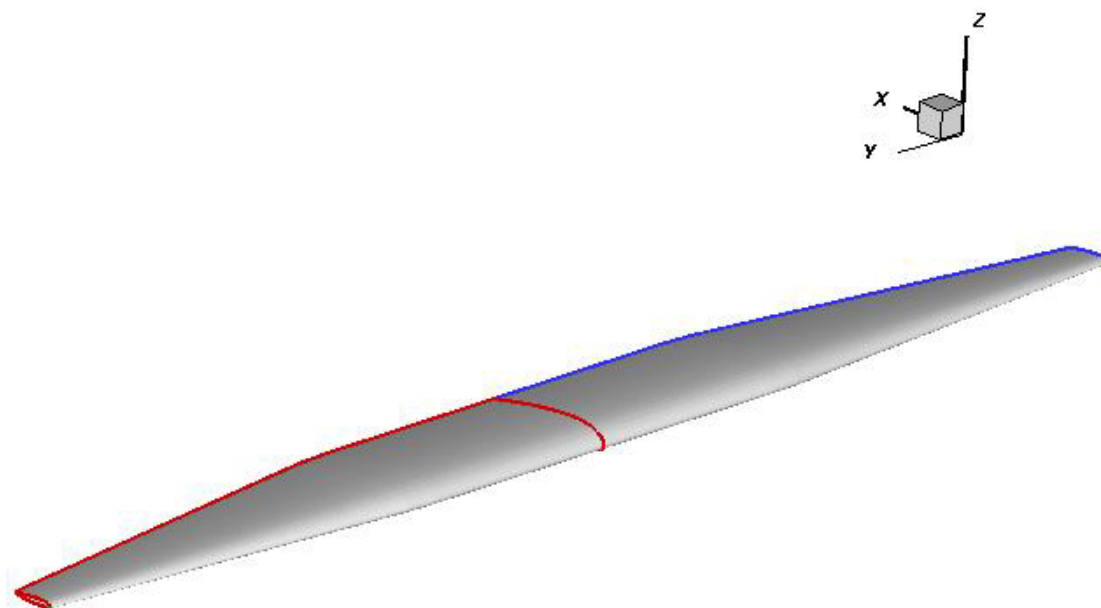
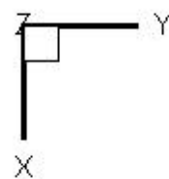


Fig. III.15: Geometria alare

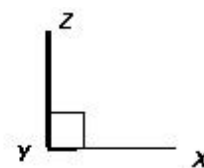
SUPERFICIE ALARE	120 m²
AR	11
b	36.66 m
PROFILO RADICE	NACA 43018-43
PROFILO TIP	NACA 43013-43
CORDA COSTANTE FINO ALLA SEZIONE IN APERTURA	6.36 m
y	
CORDA RADICE	3.86 m
CORDA TIP	2.14 m
SVERGOLAMENTO	NULLO



<VISTA DALL'ALTO>



<VISTA FRONTALE>



<VISTA LATERALE>

Fig. III.16

4. CALCOLO DELLE CARATTERISTICHE AERODINAMICHE DELL'ALA

La geometria alare rappresentata è caratterizzata da una distribuzione di corde costante fino al 35% della semi-apertura alare su ciascuna semiala, dopodichè la stessa distribuzione segue una legge di variazione lineare fino alle estremità alari, come mostrato.

Dall'analisi della distribuzione di carico, ricavata per via numerica, mediante l'applicazione del metodo di Multhopp, si evince che non è necessario svergolare anche geometricamente la superficie portante in esame

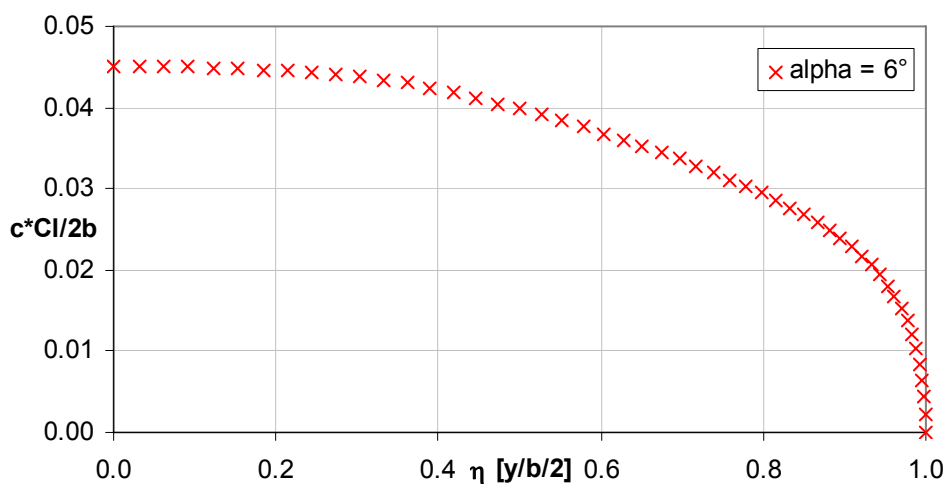


Fig. III.17: Distribuzione di carico dimensionale in apertura – analisi non viscosa – metodo di Multhopp $\alpha = 6^\circ$

Calcolato il *sentiero di stallo* si scopre che questo non ha inizio verso le estremità alari. La sezione che stalla prima si trova intorno al 70% in apertura e per velivoli come l'ATR42 gli alettoni si estendono a partire dal 75% dell'apertura alare



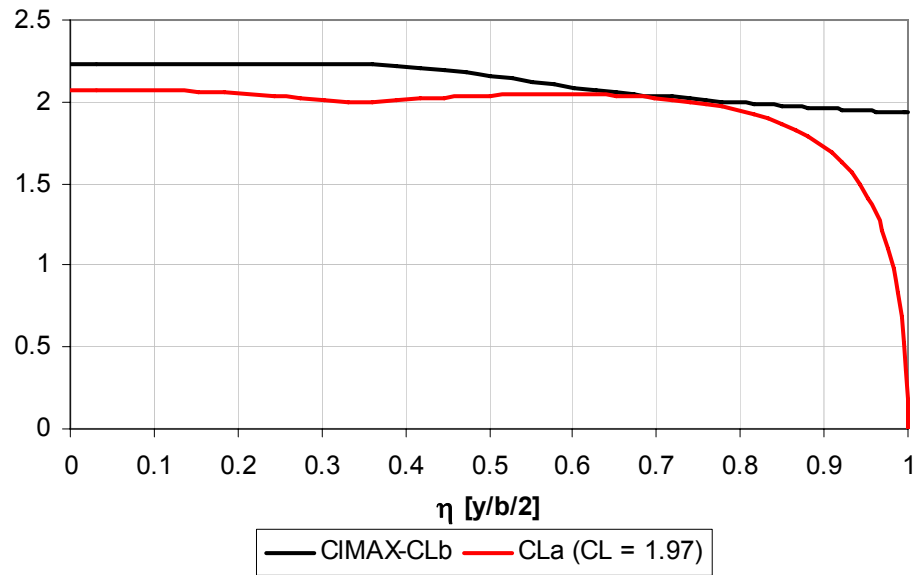


Fig. III.18: Individuazione della prima sezione che entra in stallo: in nero distribuzione di $Cl(2D) - CL_{BASIC}$; In rosso distribuzione di $CL_{ADDITIONAL} - METODO DI MULTHOPP$

Con lo stesso metodo numerico risulta un $C_{L_{max}} = 1.97$, mentre utilizzando leggi statistiche in base ai risultati ottenuti sul profilo medio risulta $C_{L_{max}} = 1.92$, cioè una caduta del 10% rispetto al coefficiente di portanza massimo dello stesso profilo medio ($C_{l_{max_pm}} = 2.13$)

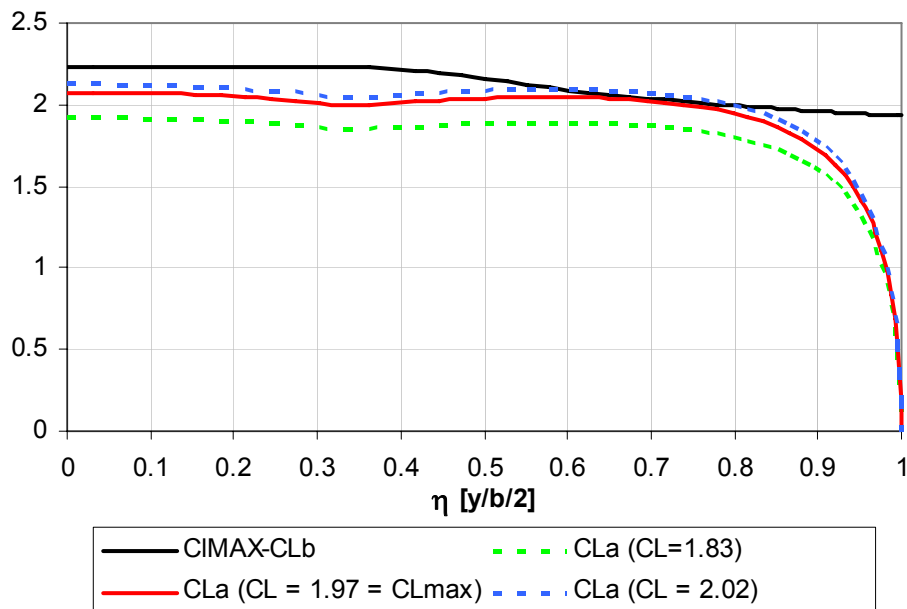


Fig. III.19: Determinazione del coefficiente di portanza massimo con il sentiero di stallo

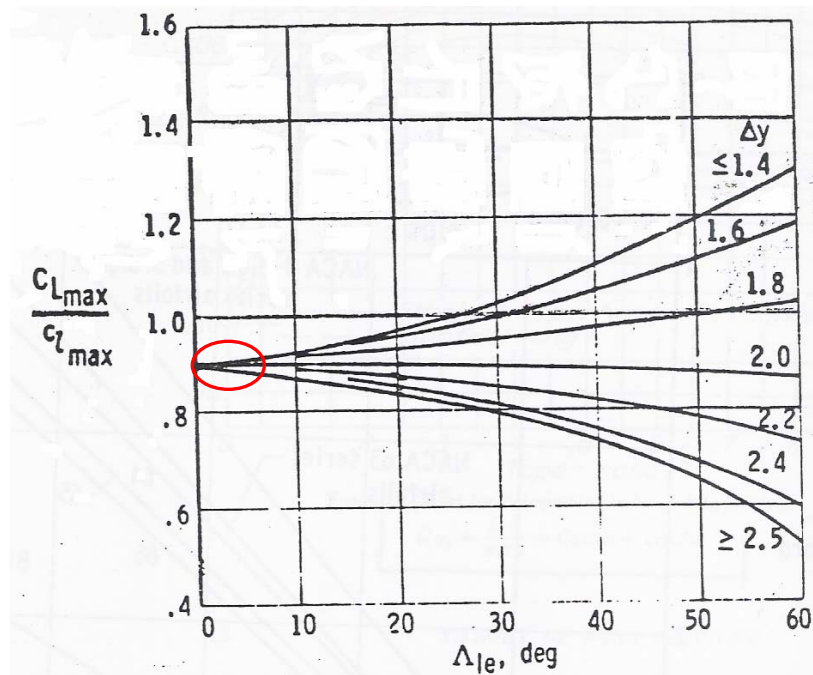


Fig. III.20: Coefficiente di portanza massimo per ali subsoniche ad elevati allungamenti alari, non svergolate né geometricamente né aerodinamicamente

Volendo essere conservativi, si è assunto

$$C_{L_{\max_WING_CLEAN}} = 1.92$$

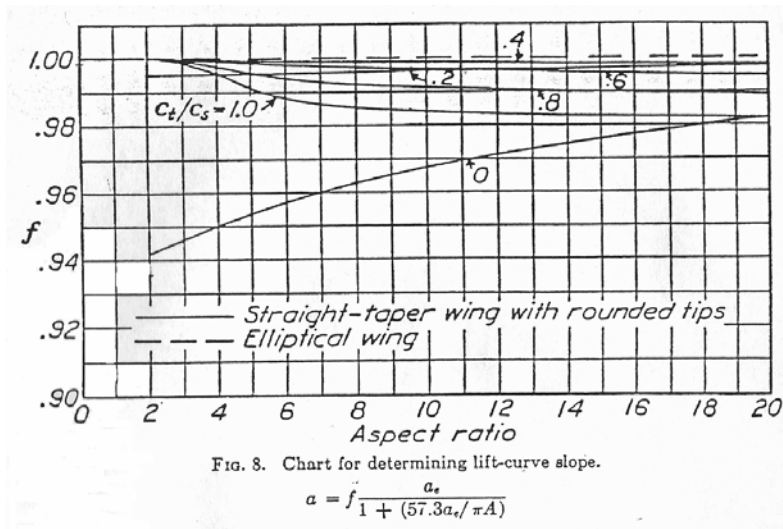
E' semplice ricavare anche l'angolo di portanza nulla dell'ala. Esso resta praticamente invariato rispetto a quello relativo al profilo medio (l'ala non è geometricamente svergolata ed i profili utilizzati hanno α_{Zl} praticamente coincidenti)

$$\alpha_{ZL_W} = -2.72^\circ$$

Per quanto riguarda il gradiente della retta di portanza dell'ala, a valle di un'analisi numerica derivante dall'applicazione di metodi di calcolo e formule diverse, riassunta nella tabella che segue, è stato stabilito un

$$CL_{\alpha_W} = .100 [1/^\circ]$$

METODO	CL_{α} [1/°]
$\frac{2\pi \cdot AR}{2 + AR}$ <i>lastra piana finita ellittica</i>	.093
MULTHOPP	.097
$\frac{Cl_{\alpha_{pm}}}{1 + \frac{57.3 \cdot Cl_{\alpha_{pm}}}{\pi \cdot AR \cdot e}}, e = .83$.098
$f \frac{Cl_{\alpha_{pm}}}{1 + \frac{57.3 \cdot Cl_{\alpha_{pm}}}{\pi \cdot AR}}, f = .98$ <i>avendo indicato con "f" un'opportuna funzione della forma in pianta dell'allungamento alare</i>	.100



Ora, noti il gradiente e l'angolo di portanza nulla, si può costruire la retta di portanza per l'ala esaminata e, noti il C_l di fine linearità per la curva di portanza del profilo medio ed il C_{Lmax} per l'ala, è molto semplice determinare l'angolo di portanza massima dell'ala isolata

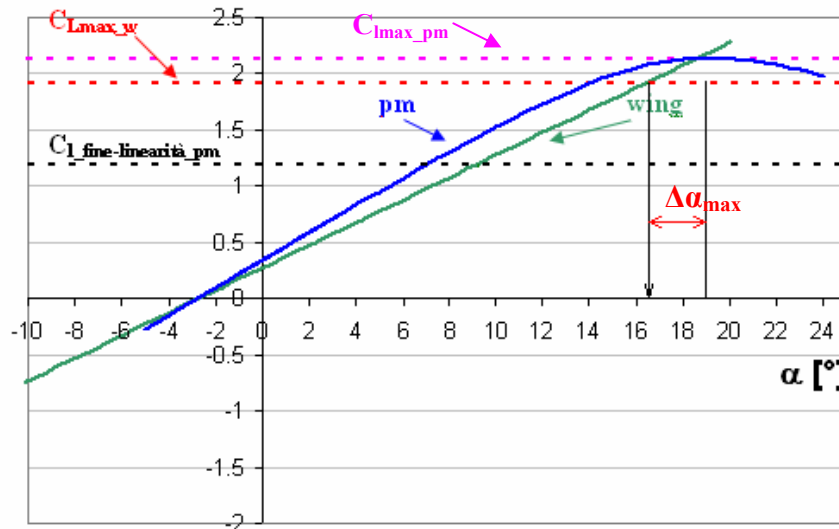
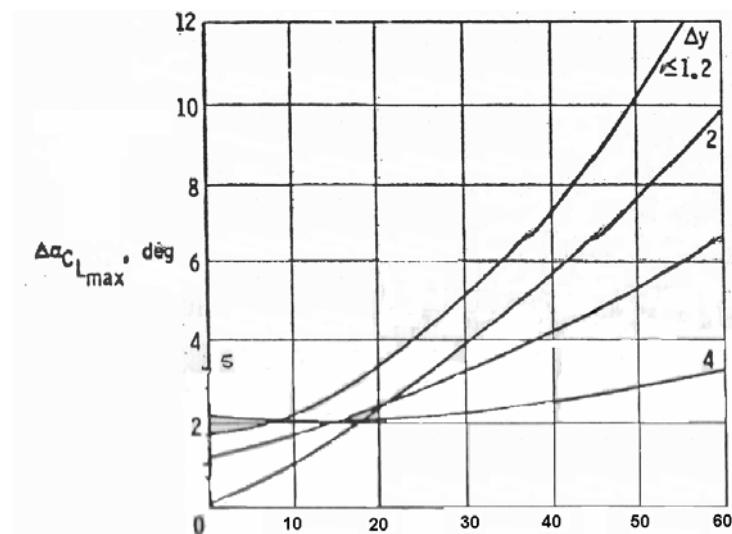


Fig. III.21: Determinazione dell'angolo di portanza massima dell'ala isolata

Al valore dell'angolo individuato in corrispondenza del $C_{L_{max_w}}$ sulla retta di portanza dell'ala bisogna sommare un opportuno $\Delta\alpha_{max}$, deducibile dal seguente grafico



L'angolo di portanza massima risulta pari ad

$$\alpha_{MAX_LIFT} = 18.9^\circ, \text{ per } \Delta\alpha_{max} = 2.2^\circ$$

Resta da definire il tratto non lineare della curva di portanza dell'ala. In prima approssimazione si può ipotizzare un andamento cubico della curva di portanza in tale regione, del tipo

$$y(x) = a_0 + a_1x + a_2x^2 + a_3x^3$$

I coefficienti dell'espressione appena proposta sono facilmente calcolabili imponendo le seguenti condizioni:

- la curva passi per il punto A (α^* , C_L^*) ed ivi, la sua derivata prima sia $C_{L\alpha}$;
(l'asterisco * indica la grandezza a fine linearità, $\alpha^* = 9.5$, $C_L^* = 1.23$)
- la curva passi per il punto B (α_{\max} , $C_{L\max}$) ed ivi la sua derivata prima sia zero.

In questo modo risultano

a_0	0,8540
a_1	-0,0650
a_2	0,0150
a_3	-0,0005

Ne deriva la seguente curva di portanza per l'ala in esame

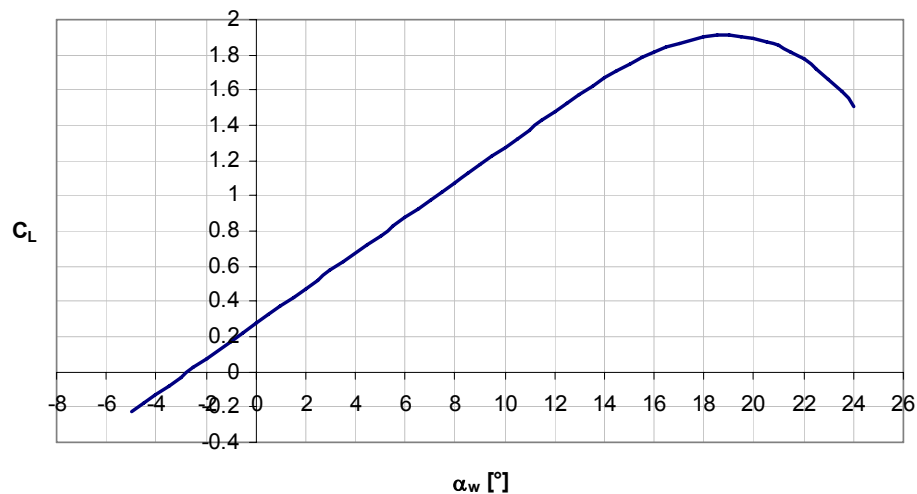


Fig. III.22: Curva di portanza dell'ala esaminata

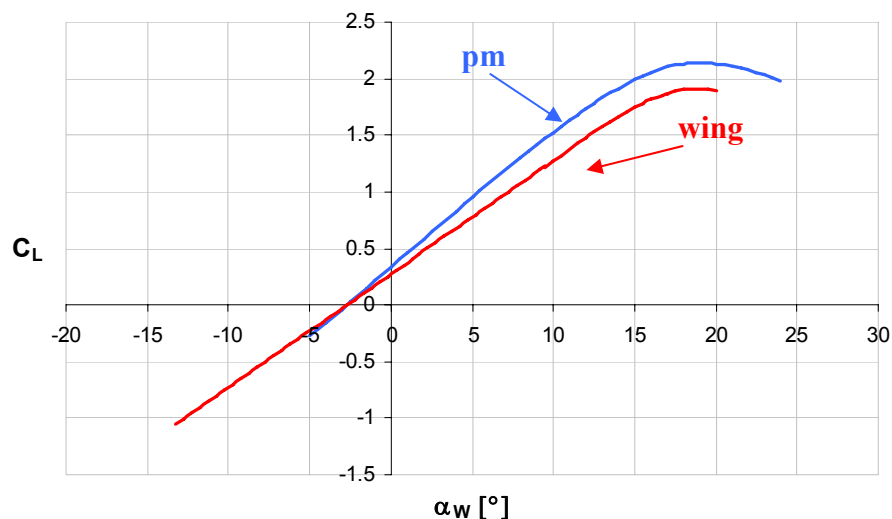


Fig. III.23: Confronto tra le curve di portanza del profilo medio dell'ala isolata

5. CORDA MEDIA AERODINAMICA E COEFFICIENTE DI MOMENTO

La corda media aerodinamica (MAC) risulta pari a

$$MAC = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c^2 dy \Rightarrow \mathbf{MAC = 3.4m}$$

e si trova in apertura alla stazione

$$y = \frac{b}{2} \cdot \frac{4}{3\pi} \Rightarrow \mathbf{y_{MAC} = 7.7m}, \text{ cioè al } \mathbf{42\%} \text{ della semiapertura alare}$$

I risultati ottenuti dalle formule proposte sono in accordo con i dati ricavati dall'applicazione del codice Multhopp

CODICE MULTHOPP	
MAC [m]	y _{MAC} [m]
3.49	7.9

In base ai dati ricavati dall'analisi del profilo medio, per l'ala risulta un centro aerodinamico posizionato al 27.5% MAC, in termini dimensionali

$$\mathbf{X_{ac_w} = .96m}$$

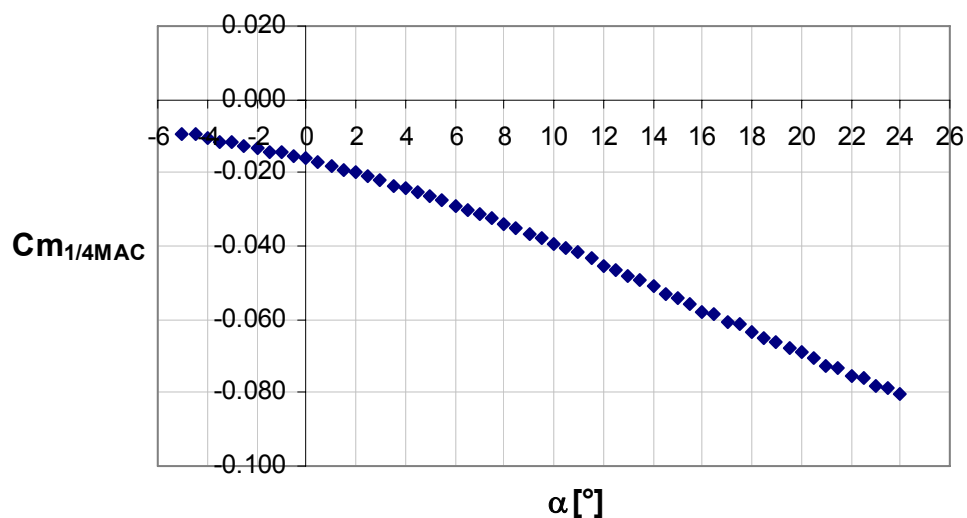


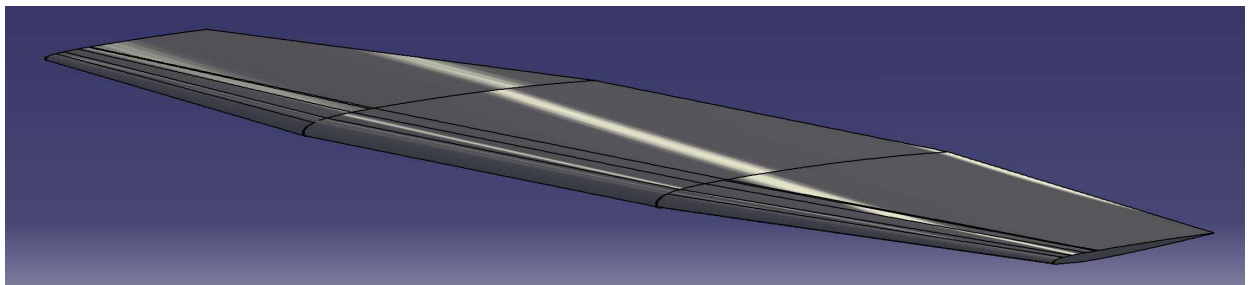
Fig. III.24: Analisi numerica del coefficiente di momento aerodinamico del profilo medio rispetto al punto ad 1/4 della corda

Dall'applicazione del metodo di Multhopp risulta un $X_{ac_w} = 1.08m$ (31.7%MAC), ma è stato scelto il precedente valore perché ottenuto in maniera analitica.

Il coefficiente di momento dell'ala rispetto al centro aerodinamico è pari a

$$C_{mo_w} = C_{m1} + C_{m2} = \frac{2}{S \cdot MAC} \cdot \left(\int_0^{b/2} Cl_{BASIC} \cdot x \cdot c(y) \cdot dy + \int_0^{b/2} Cm_{ac}(y) \cdot c^2(y) \cdot dy \right) =$$

$$= .00005 - .0129 = -.0130$$



6. CURVA POLARE

Il coefficiente di resistenza per l'ala può essere visto come la somma di due contributi fondamentali, il coefficiente di resistenza parassita e quello di resistenza indotta

$$C_{D_W} = C_{Do_W} + C_{Di_W}$$

Per il primo contributo si può prendere in prima approssimazione il coefficiente di resistenza del profilo medio, mentre per il secondo addendo si può utilizzare il codice Multhopp oppure direttamente la formula, valida nel caso di ali non svergolate come quella in esame

$$C_{Di_W} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot u},$$

nella quale “ u ” è un fattore funzione della forma in pianta dell'ala (distribuzione di corde e rapporto di rastremazione) e dell'allungamento alare (in particolare risulta $u = .982$).

In entrambi i casi si giunge allo stesso risultato

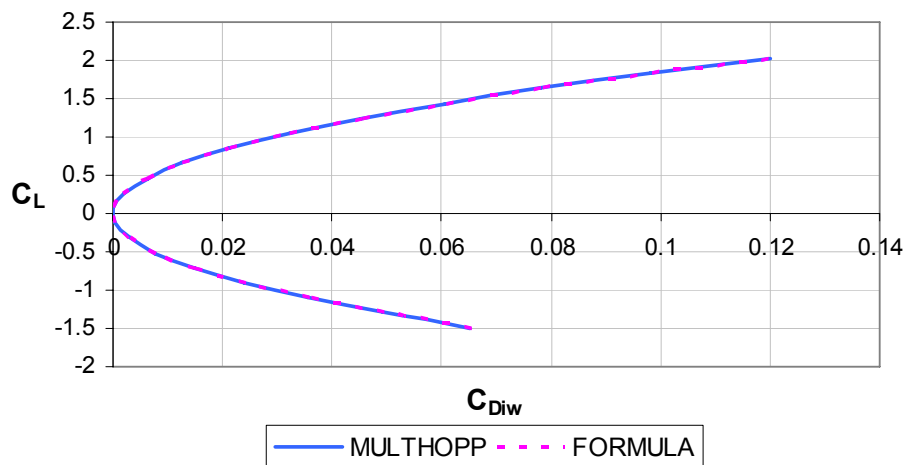
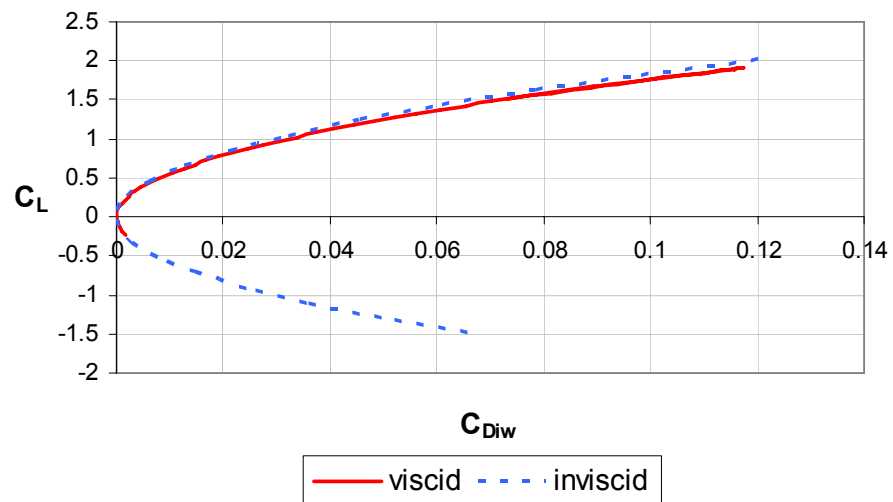
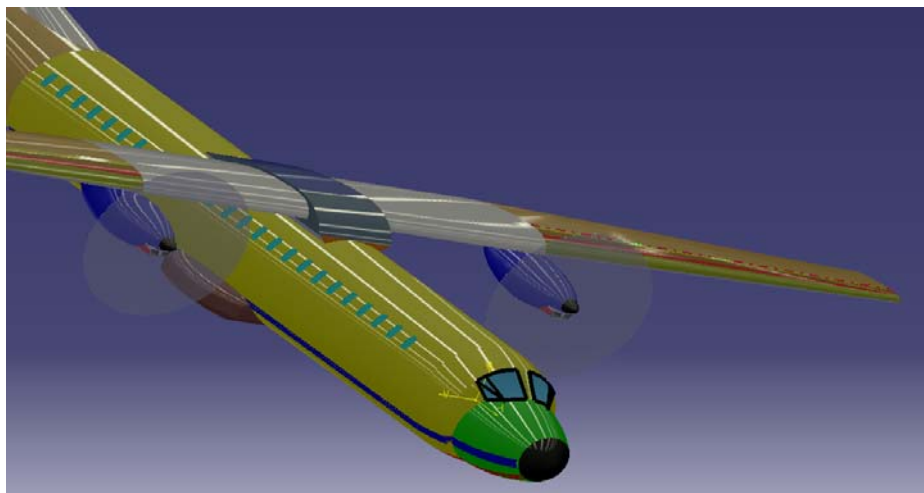
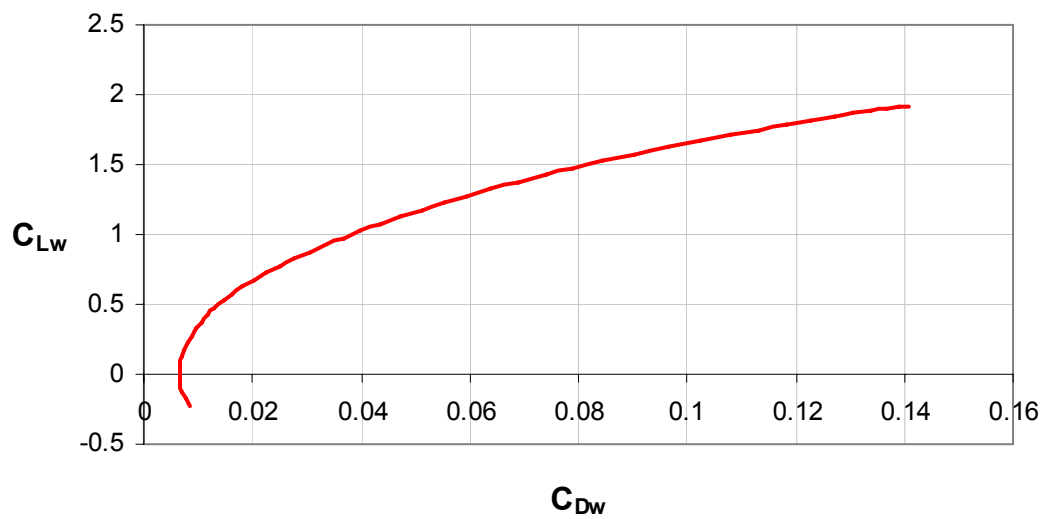


Fig. III.25: Coefficiente di resistenza indotta per l'ala isolata – calcolo non viscoso

Considerando il reale andamento del C_L , non lineare ad alti assetti, si può banalmente ricavare la correzione al grafico precedente, come proposto di seguito



A questo punto tutti i dati necessari per la definizione della curva polare dell'ala isolata sono disponibili



IV

PROGETTO FUSOLIERA

INDICE

1. Aspetti generali
2. Sezione di fusoliera
3. Dimensioni della fusoliera
4. Conclusione

1. ASPETTI GENERALI

Per il progetto della fusoliera bisogna tenere conto del numero di passeggeri, l'equipaggio ed i loro relativi pesi. E' necessario attenersi alle norme di sicurezza date dalle certificazioni FAR 25, ed in ogni caso avere la possibilità di effettuare con facilità tutte le operazioni di manutenzione, rifornimento, carico e scarico merci. In questo capitolo, utilizzando l'*applet dell'Università di Stanford*, definiamo le grandezze principali della fusoliera e della sua sezione.

2. SEZIONE DI FUSOLIERA

Per definire la sezione della fusoliera si tiene conto dell'altezza del corridoio, che deve permettere il comodo passaggio dei passeggeri, abbiamo adottato una configurazione ala-fusoliera come nell'ATR72. Per cui, con lo scopo di non aumentare troppo l'altezza della sezione per motivi di resistenza, si è prevista una sezione circolare con ala montata sopra la fusoliera.

Per definire la sezione abbiamo introdotto le seguenti variabili

Larghezza posti = 52.2 cm (20.54 ft)

Larghezza corridoio = 55 cm (21.65 ft)

Configurazione dei posti = 2 a sinistra + 3 a destra

Tipo sezione = circolare

altezza pavimento = 0.15

I risultati sono i seguenti

Larghezza = 3.56 m (11.68 ft)

Altezza = 3.56 m (11.68 ft)

Spessore parete = 14.2 cm (5.68 in)

2. DIMENSIONI DELLA FUSOLIERA

Un parametro fondamentale è certamente il rapporto di snellezza così definito L_f/d , in cui d rappresenta il diametro della sezione della fusoliera. Questa grandezza dipende dagli ingombri necessari interni ma influenza principalmente la resistenza dalla fusoliera stessa.

Nel confronto con velivoli simili abbiamo visto che questo rapporto varia nel range di $L_f/d = 8 \div 10$.

Con l'obiettivo di ottenere un rapporto di snellezza dell'ordine appena detto, introduciamo i seguenti dati

Numero di posti posti = 120

Distanza tra le file = 81 cm (32 in)

Rapporto finezza naso = 1.2

Rapporto finezza cono di coda = 2.74

Spazio extra avanti = 80 cm (Portellone anteriore)

Spazio extra dietro = 60 cm (Portellone posteriore)

I risultati sono i seguenti

Lunghezza fusoliera = 34.64 m (113.68 ft)

Area bagnata = 339.03 m² (3644.5 ft²)

Lunghezza muso = 4.27 m (14 ft)

Lunghezza cono di coda = 9.558 m (31.35 ft)

Lunghezza cabina passeggeri = 21 m (68.58 ft)

Numero di file = 24

Il rapporto di snellezza risulta

$$\frac{L_f}{d} = 9.7$$

in accordo con i velivoli esistenti.

Infine, l'angolo di *upsweep* del cono di coda è stato scelto in base ai velivoli scelti per la statistica, si veda tabella I.1; esso risulta di 20°.

4. CONCLUSIONE

Per concludere mostriamo alcune immagine della fusoliera

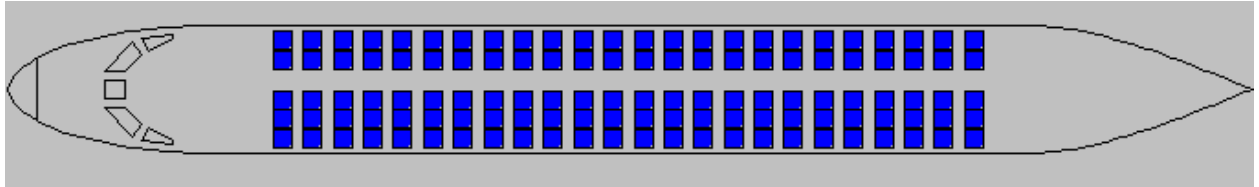


figura IV.1. Vista in pianta della fusoliera, con disposizione dei posti

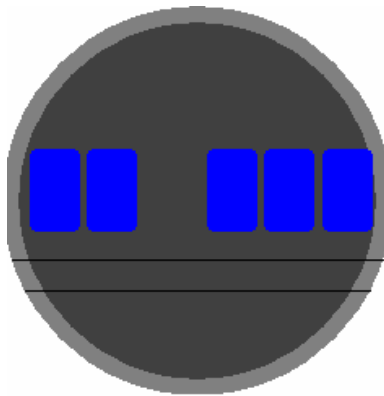
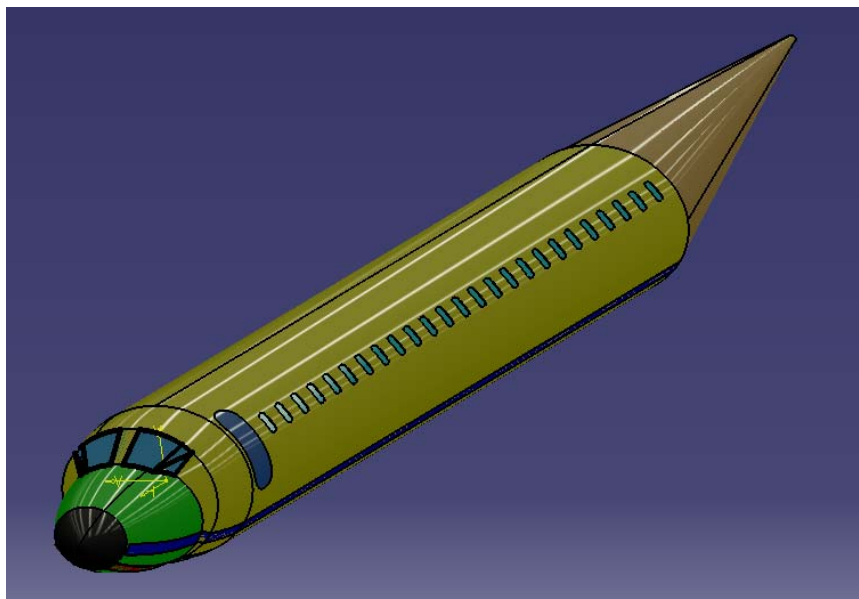


figura IV.2. Sezione della fusoliera con disposizione dei posti



V

POLARE DEL VELIVOLO COMPLETA

INDICE

1. Introduzione
2. Resistenza parassita
3. Resistenza indotta
4. Resistenza di trim
5. Coefficiente di momento della fusoliera e delle gondole
6. Centro aerodinamico del velivolo parziale
7. Posizione del baricentro
8. Resistenza indotta viscosa
9. Polare del velivolo completa

1. INTRODUZIONE

Dalla specifica di progetto è stata assegnata una velocità di crociera di 556 km/h (300 kts) alla quota di crociera di 20000 ft (6100m), per cui il velivolo in crociera dovrà realizzare un $CL_{cruise} = .42$, dato il suo peso massimo al decollo $W_{T-O} = 40\text{tonn}$, al fine di garantire un volo orizzontale equilibrato

$$C_L = \frac{W_{T-O}}{\frac{1}{2} \cdot \rho v^2 \cdot S}$$

Considerando il contributo del piano di coda

$$C_L = C_{LW} + C_{LH} \cdot \frac{S_H}{S},$$

tale valore del coefficiente di portanza si ottiene in corrispondenza di un $CL_W = .45$, cioè per $\alpha_w = 1.7^\circ$. Al fine di ridurre il coefficiente di resistenza dell'intero velivolo durante la fase di crociera, pur assicurando le condizioni di volo prima descritte, l'ala sarà calettata rispetto alla retta di costruzione della fusoliera di un angolo

$$i_w = 1.7^\circ,$$

così che ($\alpha_{body} = 0^\circ$) la fusoliera dà il minimo contributo di resistenza e la portanza è sufficiente a garantire le condizioni di volo dette

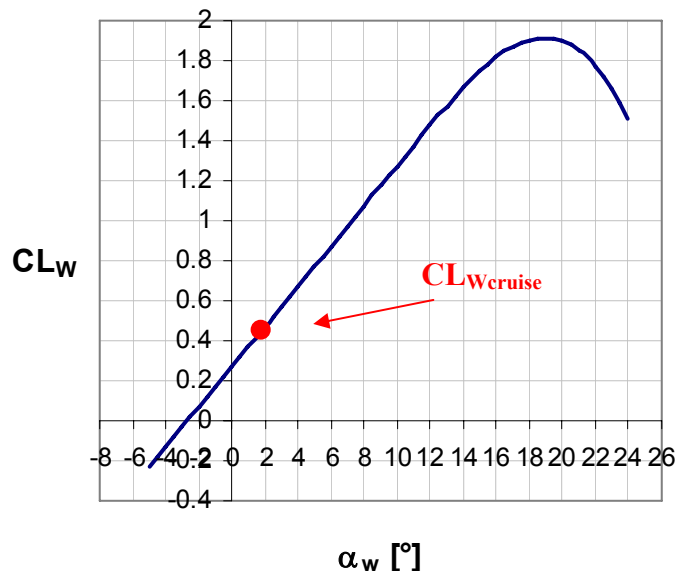


Fig. V.1: curva di portanza dell'ala isolata - in evidenza le condizioni di crociera

Da ora in poi sarà ovviamente

$$\alpha_w = \alpha_{body} + i_w$$

Il coefficiente di resistenza del velivolo completo si può scomporre con buona approssimazione nella somma di diversi contributi delle diverse parti che lo costituiscono

$$C_D = C_{DoW} + C_{DoH} + C_{DoV} + C_{DoF} + C_{DoN} + C_{Do_gap} + C_{Do_misc} + C_{DiW} + C_{DiH} + C_{DiF},$$

avendo indicato con

- C_{DoW} il C_{Do} dell'ala;
- C_{DoH} il C_{Do} del piano di coda orizzontale;
- C_{DoV} il C_{Do} del piano di coda verticale;
- C_{DoF} il C_{Do} della fusoliera;
- C_{DoN} il C_{Do} delle gondole;
- C_{Do_gap} il C_{Do} dovuto ai gap delle superfici di comando;
- C_{Do_misc} il C_{Do} dovuto ad altri elementi, come protuberanze, cerniere dei flep, sistemi di condizionamento, etc;
- C_{DiW} il C_D indotto dell'ala, funzione di C_{LW} ;
- C_{DiH} il C_D indotto del piano di coda orizzontale (TRIM DRAG), funzione di C_{LH} ;
- C_{DiF} il C_D viscoso della fusoliera posta ad incidenza, funzione di α_{body} .

Molti di questi contributi risultano costanti al variare dell'assetto. Essi sono

$C_{DoW}, C_{DoH}, C_{DoV}, C_{DoF}, C_{DoN}, C_{Do_gap}, C_{Do_misc}$

Contributi costanti con l'assetto

Per procedere alla stima dei termini qui elencati (si noti che non va considerato il termine di resistenza dovuto alla comprimibilità, date le “basse” velocità in gioco), bisogna avviare un'ampia e dettagliata ricerca sulle caratteristiche geometriche di velivoli simili.

Particolare attenzione va posta per i velivoli con configurazione degli impennaggi a T, quali gli ATR42 e ATR72, in quanto la nostra scelta progettuale volge proprio verso questo tipo di configurazione



Fig V.2: ILYUSHIN II 114



Fig V.3: ATR42



Fig V.4: BOMBARDIER D-8



Fig V.5: FOKKER F27-500

Nella tabella che segue sono elencati i parametri geometrici fondamentali relativi ai velivoli simili

VELIVOLO	ATR 42	ATR 72	Bombardier D-8	Fokker F27-500	Ilyushin Il-114	Lockheed L-188
N° PASSEGGERI	50	70	70	52	65	104
L_f [m]	22.67	27.17	32.84	25.06	26.875	31.81
S_w [m ²]	54.5	61	63.08	70	81.9	120.8
b [m]	24.57	27.05	28.4	29	30	30.18
c_w [m]	2.4	2.65	n.d.	2.9	2.76	n.d.
S_H [m ²]	15.65	15.65	13.94	14.8	19	n.d.
S_H/S_w	0.29	0.26	0.22	0.21	0.23	n.d.
S_v [m ²]	16.5	16.5	18.43	11.35	27.9	19
L_t [m]	10.5	13.1	n.d.	10.44	12.65	n.d.
L_v [m]	11.3	11.7	n.d.	10.15	12.6	n.d.
V_t	1.26	1.27	n.d.	0.76	1.06	n.d.
V_v	0.14	0.12	n.d.	0.06	0.14	n.d.
$\Lambda_{LE\ H}$ [°]	11	11	n.d.	10	11	n.d.
$\Lambda_{LE\ V}$ [°]	35	35	n.d.	21	32	n.d.
$(t/c)_H$ %	13	13	n.d.	19	17.6	n.d.
$(t/c)_V$ %	11	11	n.d.	15	10	n.d.
C_t [m]	1.512	1.13	n.d.	1.7	2	n.d.
C_v [m]	3.31	3.09	n.d.	3.19	2.87	n.d.
b_t [m]	7.32	7.32	n.d.	9.75	11.10	n.d.
λ_t	0.63	0.63	n.d.	0.38	0.47	n.d.
AR_t	3.42	3.42	n.d.	6.42	6.48	n.d.
b_v [m]	4.6	4.6	n.d.	5.28	5.1	n.d.
AR_v	1.28	1.28	n.d.	2.46	0.93	n.d.

Tab V.1: Dati geometrici relativi a velivoli simili

In base a tali valori è stato possibile ricavare una stima preliminare per i dati geometrici degli impennaggi del velivolo in esame

VELIVOLO ASSEGNATO -CONFIGURAZIONE IMPENNAGGI A "T"									
S_w [m ²]	c_w [m]	b [m]	L_f [m]	X_{CG} [m] (statistica)	L_t [m] (statistica)	L_v [m] (statistica)	S_H [m ²]	S_v [m ²]	S_H/S_w
120	3.4	36.33	34.64	14.90	15.93	15.588	27.839	31.887	0.232
C_t [m]	C_v [m]	$\Lambda_{LE\ H}$ [°]	$\Lambda_{LE\ V}$ [°]	$(t/c)_H$ %	$(t/c)_V$ %	AR_t	b_t [m]	λ_t	$C_{root\ H}$ [m]
1.50	3.00	11	35	14	11	3.5	9.871	0.6	3.52

(*)La X_{CG} riportata si consideri a partire dal nose del velivolo

Le superfici degli impennaggi sono state stimate in base ai valori dei rapporti volumetrici dei piani di coda verticale ed orizzontale

$$V_H = \frac{S_H \cdot L_t}{S_w \cdot c_w}; V_V = \frac{S_v \cdot L_v}{S_w \cdot b}$$

2. RESISTENZA PARASSITA

Per quanto riguarda i contributi di resistenza dovuta all'attrito, non variabili con l'assetto, una loro stima può essere effettuata con buona approssimazione utilizzando per la parte i-esima la legge

$$C_{D_friction}^{(i)} = k_{ff}^{(i)} \cdot C_f^{(i)} \cdot \frac{S_{WET}^{(i)}}{S}$$

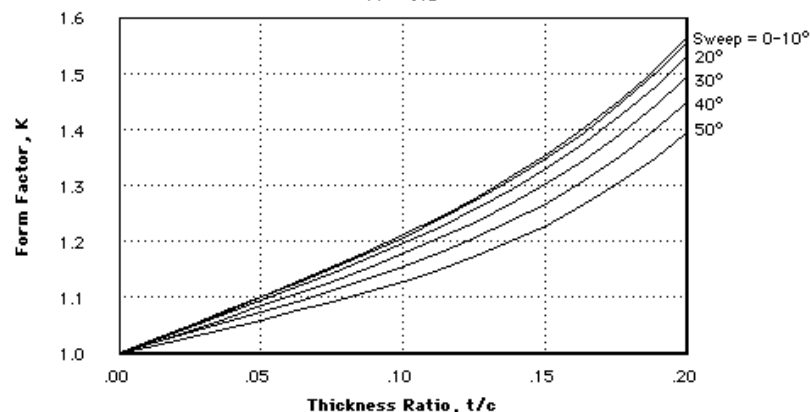
Per flussi completamente turbolenti una buona stima del $C_f^{(i)}$ si ottiene dall'espressione valida per la lastra piana investita da un flusso incomprimibile

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

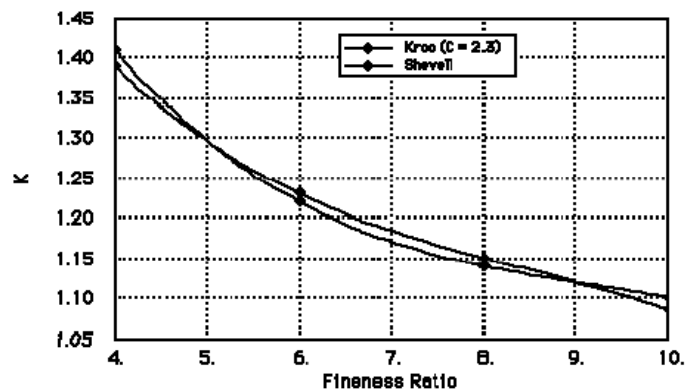
avendo indicato con $Re^{(i)}$ il numero di Reynolds relativo al componente i-esimo, nelle condizioni atmosferiche e di volo relative alla fase di crociera del velivolo in esame.

Essendo riferito alla lastra piana bisogna correggere questo valore con il fattore $k_{ff}^{(i)}$ che tiene conto della reale geometria del componente i-esimo.

Nel caso di superfici portanti come quella alare e quelle degli impennaggi, tale parametro è funzione direttamente dei corrispondenti angolo di freccia e spessore massimo percentuale



Nel caso di corpi allungati come la fusoliera e le gondole motori esso è invece funzione del rapporto di snellezza del componente secondo opportune leggi semiempiriche



Le superfici bagnate nel caso di superfici portanti possono essere accuratamente stimate in funzione delle superfici esposte

$$S_{WET}^{(i)} = 2 \cdot \left(1 + 0.2 \left(\frac{t}{c} \right)^{(i)} \right) \cdot S_{exp}^{(i)},$$

mentre per la fusoliera

$$S_{WET}^{fus} = S_{WET}^{nose} + S_{WET}^{central} + S_{WET}^{cone} = .75 \cdot \pi \cdot d \cdot l_{nose} + \pi \cdot d \cdot l_{central} + .72 \cdot \pi \cdot d \cdot l_{cone}$$

e per le gondole motori

$$S_{WET}^{nacelle} = \pi \cdot d \cdot l_{nacelle},$$

avendo indicato con “d” il diametro della sezione circolare equivalente alla sezione del tratto cilindrico di fusoliera nel primo caso e quello della sezione circolare equivalente alla sezione media della gondola.

In base ai dati geometrici finora noti ed a quelli preliminarmente stimati su base statistica abbiamo ottenuto i seguenti risultati

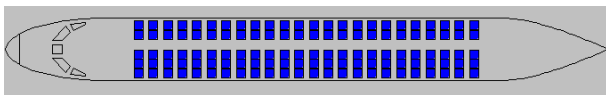


Fig V.6: Vista dall'alto della fusoliera

fusoliera	L_f [m]	d_{max} [m]	$R_{sn} = L_f / d_{max}$
	34.64	3.56	9.73

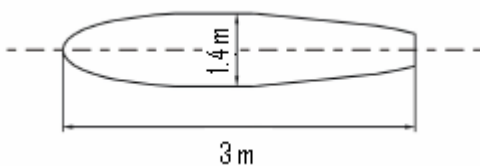


Fig V.7: Vista dall'alto di una gondola motore

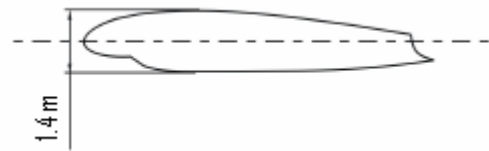


Fig V.8: Vista laterale di una gondola motore

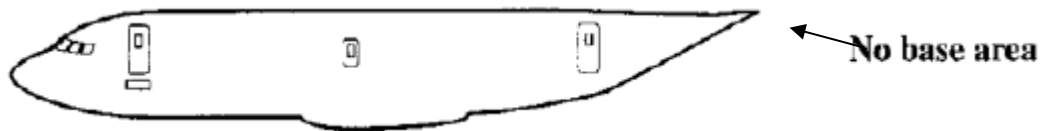
COMPONENTI	L_{rif} [m]	$Re \cdot 10^6$	C_f	k_{ff}	S_{wet} [m ²]	$C_{Do_friction}$
fusoliera	34.64	221	0.0022	1.09	339.0	0.0068
gondole	3	19	0.0030	1.32	13.2	0.0009
o-tail	1.5	10	0.0036	1.34	55.5	0.0022
v-tail	3	19	0.0032	1.18	63.4	0.0020
wing	3.4	22	0.0029	1.41	248.1	0.0040

I dati geometrici relativi alla gondola sono basati sulle dimensioni del motore Rolls-Royce Tyne RTy-20 Mk 21, in grado di fornire una potenza statica di 6035hp, attualmente uno dei motori turboelica più potenti al mondo (comunque insufficiente per i nostri obiettivi, che richiederebbero invece, almeno due motori da 7000hp circa).

La stima del C_{D0W} così effettuata è alternativa alla scelta di considerare il coefficiente di resistenza parassita dell'ala pari al coefficiente di resistenza del profilo medio (variabile con l'assetto).

Relativamente alla fusoliera ed alle gondole motori bisogna calcolare il contributo della resistenza di base.

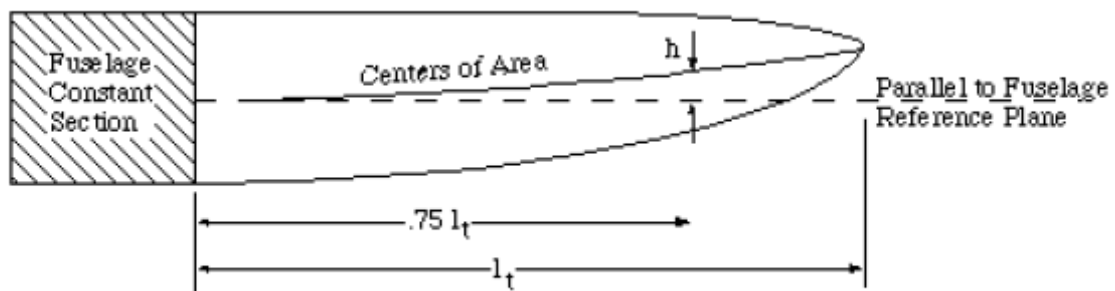
Nel caso della fusoliera supponiamo che l'area di base sia nulla



mentre per le gondole l'incremento dato al coefficiente di resistenza complessivo è praticamente trascurabile.

Di maggior peso risulta invece, il contributo al coefficiente di resistenza globale che si ha per effetto della forma non simmetrica del cono di coda. Per la fusoliera precedentemente descritta, l'angolo di upsweep risulta pari a 20° , il che determina un contributo pari a

$$C_{D_{upsweep}} = .075 \frac{S_{fus_constant_section}}{S} \cdot \left(\frac{h}{l} \right)_{.75l} = .00075$$



Fuselage Upsweep Geometry

In funzione dell'angolo di freccia delle varie superfici portanti è possibile stimare il contributo al coefficiente di resistenza globale apportato dai gap relativi alle corrispondenti superfici di controllo, mediante la seguente relazione di natura sperimentale

$$C_{Do_gap} = .0002 \cdot \cos^2(\Lambda) \cdot \frac{S_{affected}}{S},$$

indicando con $S_{affected}$ la parte di superficie interessata dalla superficie di controllo.

In pratica sono stati considerati gli effetti degli alettoni, del timone e dell'equilibratore

$$C_{Do_gap}^{TOT} = .00013$$

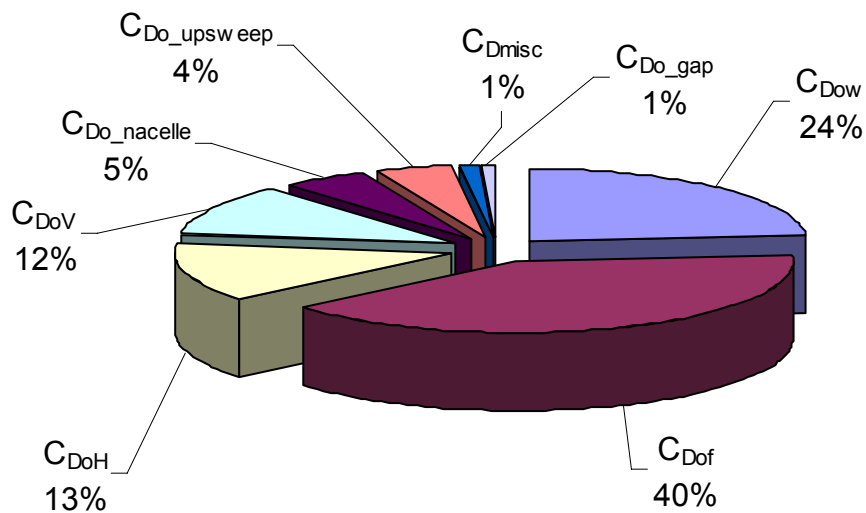
Per quanto riguarda l'effetto di altre protuberanze, sistemi di condizionamento dell'aria, etc, se ne è tenuto in conto apportando un ulteriore incremento al coefficiente di resistenza parassita complessivo dell'1.5% rispetto a quello finora calcolato

$$C_{D_{\text{misc}}} = .00019$$

Complessivamente risulta un coefficiente di resistenza parassita pari a

$$C_{D_0}^{\text{TOT}} = .01705,$$

ripartito come mostrato di seguito



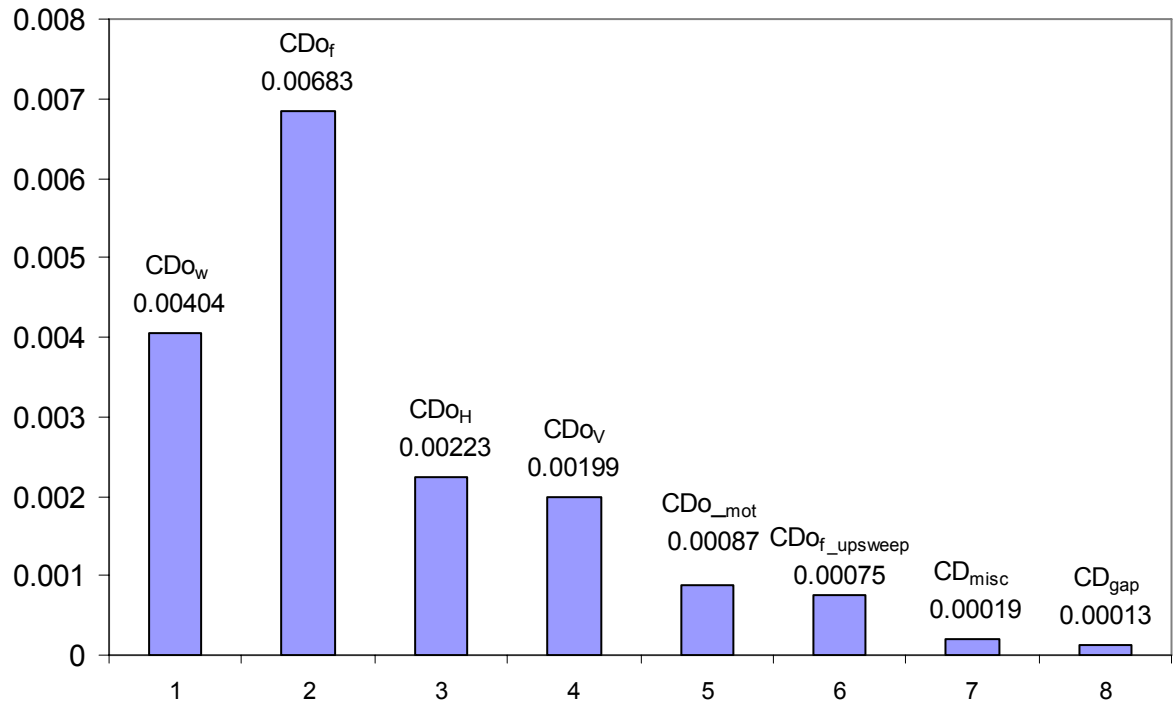
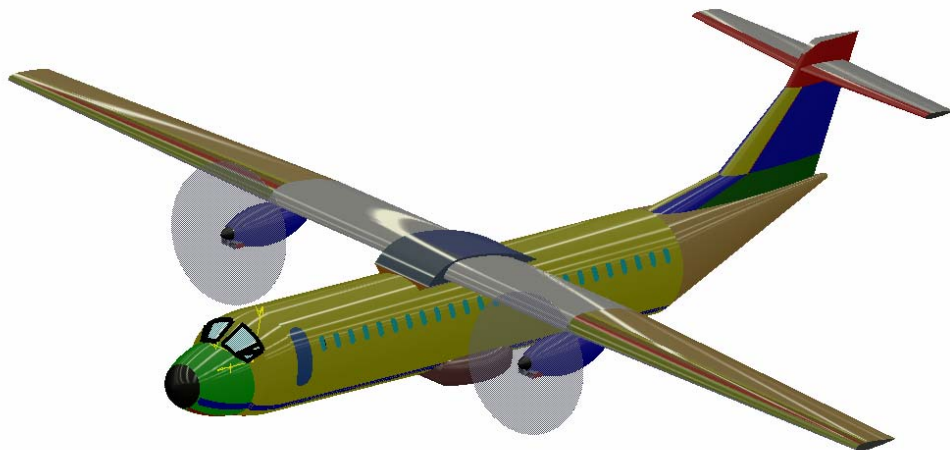


Fig V.9: Breakdown della resistenza parassita in condizioni di crociera



3. RESISTENZA INDOTTA

Per l'ala bisogna considerare un contributo di resistenza aggiuntivo, legato alla propria vorticità indotta. Con buona approssimazione questo si può valutare mediante la seguente espressione

$$C_{DiW} = \frac{C_{LW}^2}{\pi \cdot AR \cdot e},$$

nella quale il fattore di Oswald “ e ” tiene conto della differenza tra la distribuzione di carico effettivamente realizzata e quella ellittica (che determina il minimo valore del coefficiente di resistenza indotta). Può essere determinato come

$$e = \frac{1}{\frac{1}{u \cdot s} + \pi \cdot k \cdot AR \cdot C_{Do}},$$

cioè in funzione della geometria alare (AR, forma in pianta e rapporto di rastremazione, da cui dipende “ u ”), dell’interferenza fornita dalla presenza della fusoliera (mediante il parametro “ s ”).

“ k ” è un fattore moltiplicativo assunto in genere pari a 0.38.

Inoltre per velivoli propulsi ad elica, come nel caso in esame, sarà bene considerare un’ulteriore riduzione del 4% del fattore di Oswald

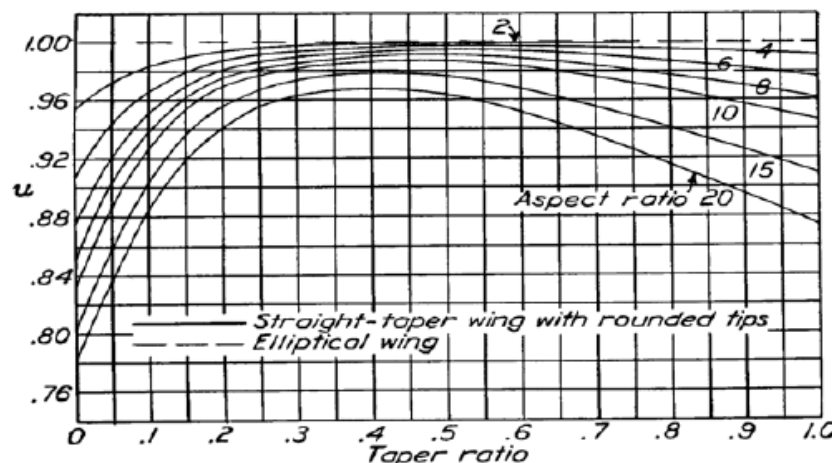


Fig V.10 Diagramma per il calcolo del fattore u

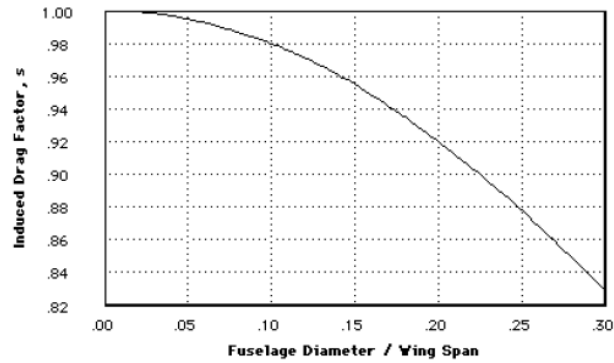


Fig V.11: Diagramma per il calcolo del fattore s

Nel caso in esame il rapporto tra il diametro massimo di fusoliera e l'apertura alare è pari a

$$\frac{d_{\max}^{\text{fus}}}{b} = \frac{3.56}{36.33} = .098 \Rightarrow s = .98 \Rightarrow \frac{1}{s} = 1.02, \text{ cioè il contributo dovuto all'interferenza ala-}$$

fusoliera è pari a circa il 2% di quello calcolato per la sola ala isolata, come mostrato nel seguente grafico

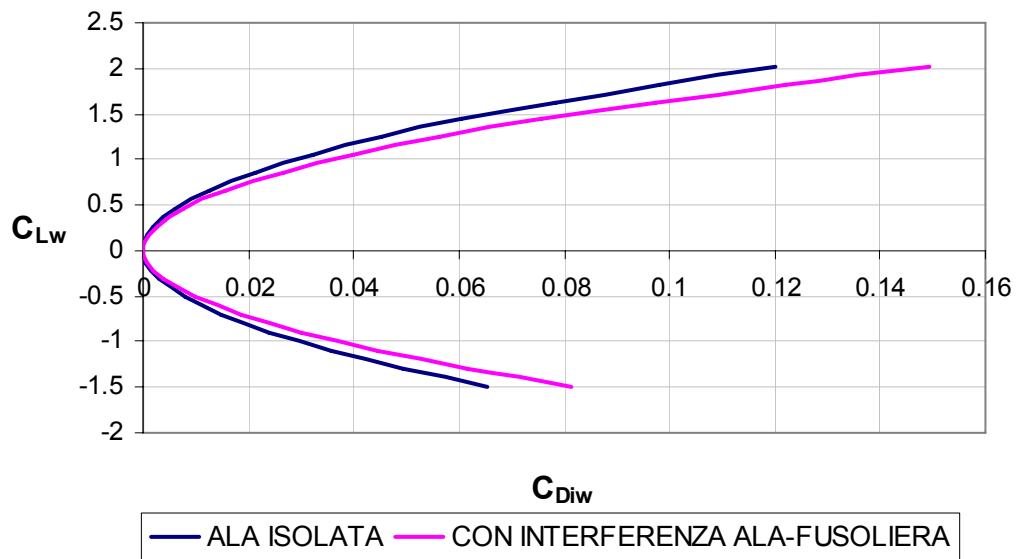


Fig V.12: Effetto interferenza ala-fusoliera sul coefficiente di resistenza indotta dell'ala



4. RESISTENZA DI TRIM

Scrivendo le equazioni dell'equilibrio alla traslazione lungo l'asse di imbardata e quello alla rotazione intorno all'asse di beccheggio del velivolo, si può stimare il carico sul piano di coda al variare dell'assetto, in termini di coefficiente di portanza, e di conseguenza il contributo di resistenza di trim ad esso associata

$$\begin{cases} C_L = C_{LW} + C_{LH} \cdot \frac{S_H}{S}; \\ C_{LW} \cdot \frac{x_W}{c_W} - C_{LH} \cdot \frac{L_t - x_W}{c_W} \cdot \frac{S_H}{S} + C_{mac}^{wb} = 0 \end{cases}$$

A tal fine bisogna preliminarmente valutare le quantità incognite presenti in queste equazioni oltre ai coefficienti di portanza dell'ala e dell'impennaggio orizzontale (le vere incognite rispetto alle quali si desidera risolvere il problema). Si tratta di

- x_W , distanza del centro aerodinamico del velivolo parziale (ala+fusoliera) dal baricentro;
- C_{mac}^{wb} , coefficiente di momento rispetto al centro aerodinamico del velivolo parziale (L_t è stato stimato in precedenza su base statistica).

Precedentemente è stata determinata la posizione del centro aerodinamico dell'ala isolata

$$X_{ac_w} = 27.5\%MAC,$$

ad essa bisogna aggiungere il contributo dovuto alla fusoliera, per cui il centro aerodinamico del velivolo parziale è dato da

$$X_{ac_wb} = X_{ac_w} - \frac{C_{m\alpha_fus}}{C_{L\alpha W}}$$

Il gradiente della retta di portanza dell'ala è stato calcolato ed è $C_{L\alpha W} = .100 [1/^\circ]$, per cui resta da valutare il $C_{m\alpha_fus}$.

Seguendo l'approccio indicato da *Perkins* si può stimare tale coefficiente come

$$C_{m\alpha_fus} = \frac{K_f \cdot w_f^2 \cdot L_f}{S \cdot c_w} = .021 [1/rad] \Rightarrow X_{ac_wb} = 27.1\%MAC,$$

essendo $L_f = 34.64\text{m}$ la lunghezza complessiva della fusoliera, $w_f = 3.56\text{m}$ il suo diametro massimo e $K_f = .02$

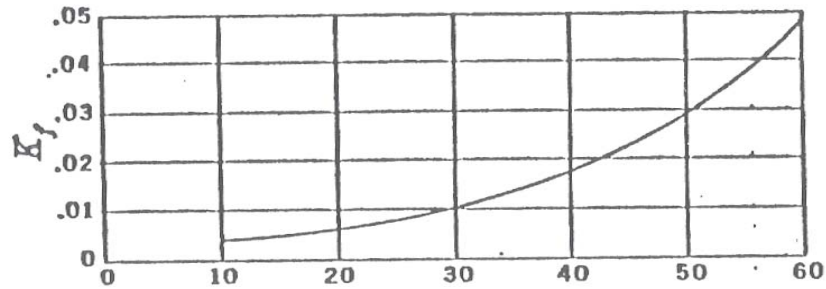


Fig V.13: Position of $\frac{1}{4}$ root chord on body in per cent body length

Il coefficiente di momento rispetto al centro aerodinamico del velivolo parziale è dato dal contributo dell'ala e da quello della fusoliera

$$C_{mac_wb} = C_{mac_w} + C_{mo_fus} = -.013 - .12 = -.133$$

Calcolato in precedenza

Su base statistica per questa categoria di velivoli

In realtà questo approccio non porta a risultati molto ben approssimati, per cui vale la pena confrontare quanto appena trovato con i risultati derivanti dall'applicazione del *metodo delle strisce*.

5. COEFFICIENTE DI MOMENTO DELLA FUSOLIERA E DELLE GONDOLE MOTORE

Facendo l'ipotesi di linearità si può scrivere

$$C_{mfus} = C_{mofus} + C_{m\alpha fus} \cdot \alpha_{body}$$

e le quantità presenti in questa espressione sono determinabili con il metodo delle strisce.

$$C_{mo}^{fus} = \frac{K_2 - K_1}{36.5 \cdot S \cdot MAC} \int_0^{L_f} w_f^2 \cdot (\alpha_{0L}^w + i_{cl}^{fus}) \cdot dx;$$

$$C_{m\alpha}^{fus} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot MAC} \left\{ \int_0^{L_{f1}} w_f^2 \cdot \left(\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right) \cdot dx_1 + \int_0^{L_{f2}} w_f^2 \cdot \left(\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right) \cdot dx_2 \right\}$$

Gli integrali presenti nelle precedenti espressioni si possono stimare in prima approssimazione mediante opportune sommatorie.

Per il C_{mo}^{fus} abbiamo diviso la fusoliera in 13 parti uguali dal nose fino alla coda, senza tener conto della presenza dell'ala, come mostrato in figura V.14

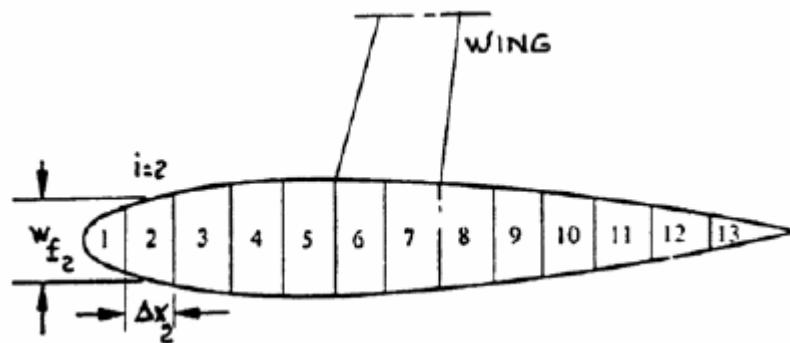


Fig. V.14

Per il $C_{m\alpha}^{\text{fus}}$ invece, abbiamo diviso in 5 parti uguali la parte anteriore all'ala (relativa al primo integrale) ed in 10 parti uguali la zona posteriore, come mostrato in figura V.15

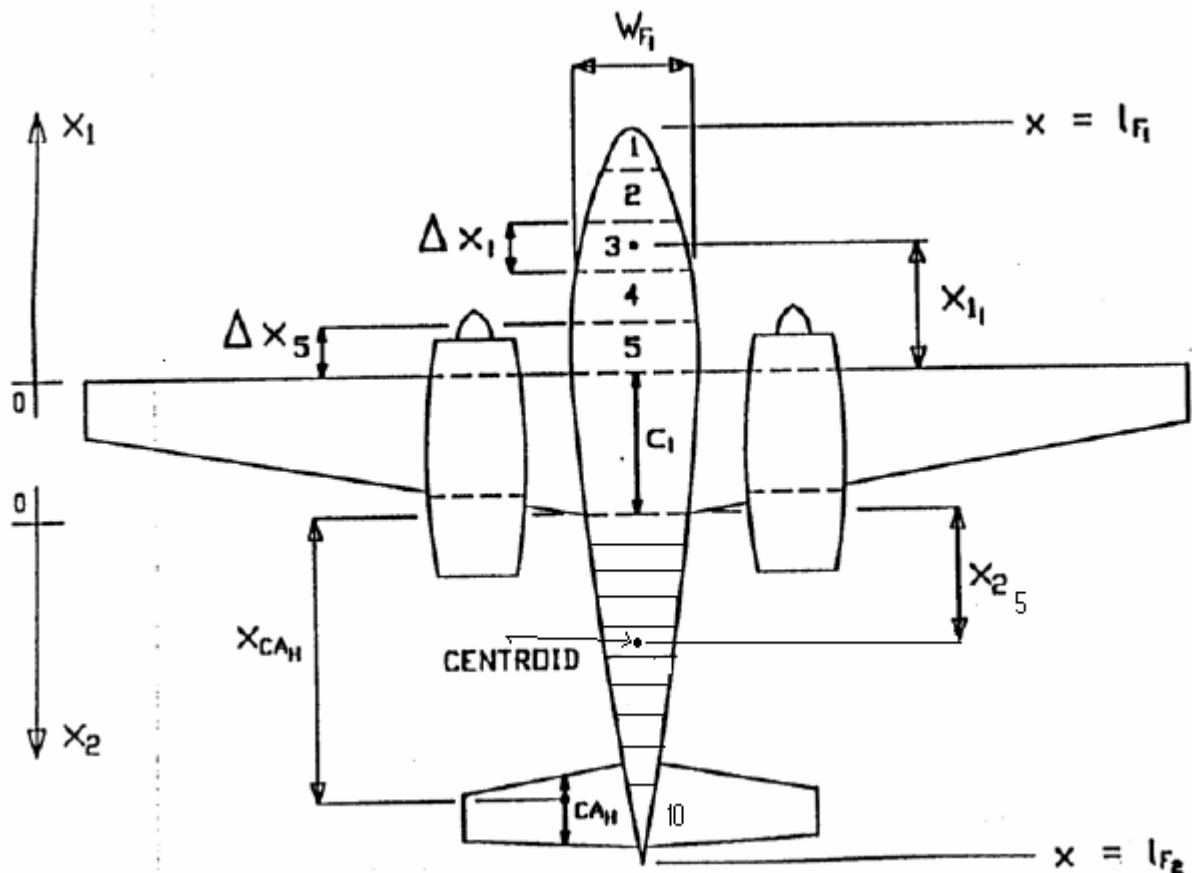


Fig. V.15

La quantità K_2-K_1 si può stimare in base al rapporto di snellezza della fusoliera, attraverso il seguente diagramma in figura V.16

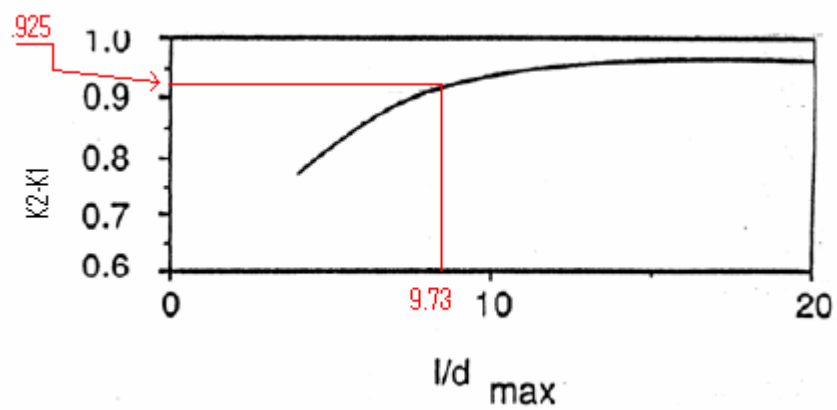


Fig. V.16

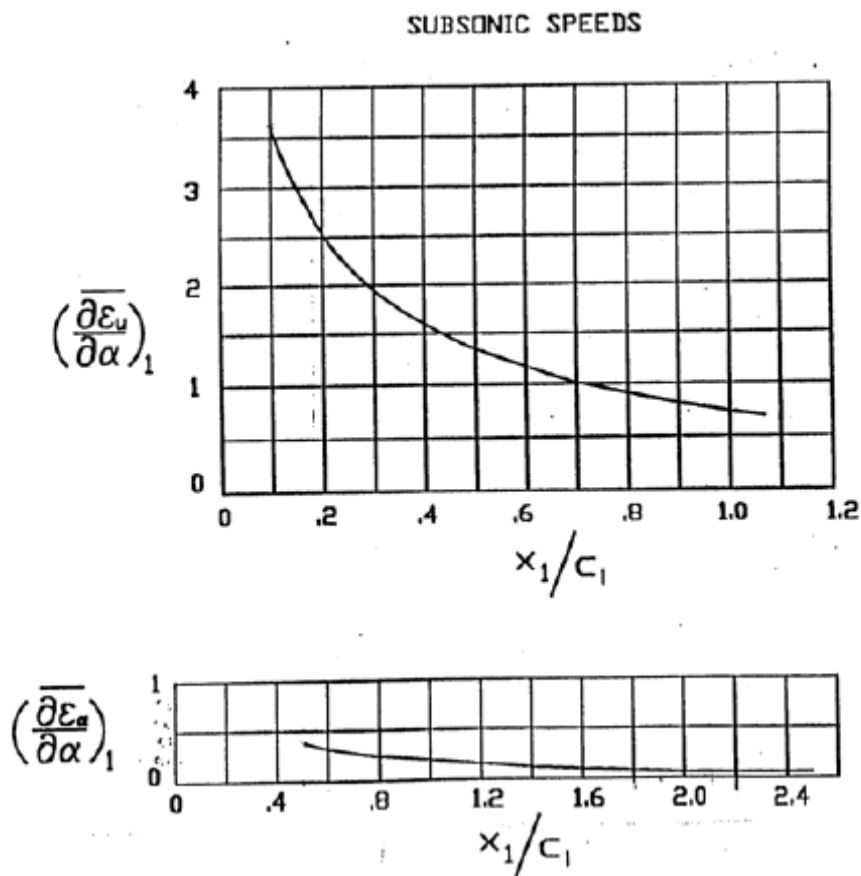
Si noti che α_{0LW} è l'angolo di portanza nulla dell'ala riferito alla retta di costruzione della fusoliera.

$i_{cl}^{fus(j)}$ è l'angolo di incidenza della linea media della fusoliera in corrispondenza della sezione j-esima, rispetto alla retta di costruzione della fusoliera.

$(\partial \varepsilon_u / \partial \alpha)_1$ è l'upwash che si realizza in corrispondenza delle sezioni di fusoliera posizionate anteriormente all'ala

$$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 = \overline{\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)}_1 \cdot \frac{C_{L\alpha}^w}{.0785}$$

La quantità tra parentesi al secondo membro è facilmente ricavabile dai seguenti grafici, il primo dei quali deve essere utilizzato per la sezione di fusoliera che si trova subito prima dell'ala, mentre il secondo per quelle anteriori



Per le sezioni di fusoliera poste posteriormente rispetto all'ala, il downwash si può calcolare come

$$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)_2 = \frac{X_2}{l_{f2}} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right) - 1,$$

in cui la quantità soprassegnata rappresenta il downwash sul piano di coda orizzontale, stimabile con buona approssimazione mediante appositi diagrammi, in funzione della posizione relativa *ala-o-tail*.

Per la geometria in esame i risultati a cui si perviene sono riassunti nella seguente tabella V.2

K_2-K_1 (grafico)	S_w [m ²]	MAC [m]	L_{fus} [m]	α_{oLw} [°] (rispetto ad α_{body})	CL_{α_w} [1/°]	C_{root} [m]	X_{LE_w} [m]	L_{f2} [m]
0.925	120	3.4	34.64	-4.42	0.100	3.86	13.3	17.48
	Dx [m]	STEP	W_F [m]	$X_{centroid}/C_{root}$	(Dε/Dα) grafico	Dε/Dα	sommatoria	Cm_{α fus} [1/rad]
zona anteriore	2.66	1	2.09	13.06	0.05	0.0637	12.36	0.0192
	2.66	2	3.23	10.18	0.06	0.0764	29.87	
	2.66	3	3.56	7.31	0.08	0.1019	37.15	
	2.66	4	3.56	4.43	0.25	0.3185	44.45	
	2.66	5	3.56	1.44	1.77	2.2548	109.72	
				$X_{centroid}/L_{f2}$				
zona posteriore	1.748	6	3.56	0.05	0.212	-0.9606	0.87	
	1.748	7	3.56	0.10	0.212	-0.9189	1.80	
	1.748	8	3.56	0.20	0.212	-0.8401	3.54	
	1.748	9	3.56	0.30	0.212	-0.7613	5.29	
	1.748	10	3.56	0.40	0.212	-0.6825	7.03	
	1.748	11	3.56	0.50	0.212	-0.6037	8.78	
	1.748	12	3.56	0.60	0.212	-0.5249	10.52	
	1.748	13	3.04	0.70	0.212	-0.4461	8.95	
	1.748	14	2.09	0.80	0.212	-0.3673	4.83	
	1.748	15	0.76	0.90	0.212	-0.2885	0.72	

Tab V.2: Tabella riassuntiva per il calcolo del Cm_{αf}

K2-K1 (grafico)	S_w [m ²]	MAC [m]	L_{fus} [m]	α_{oLw} [°] (rispetto ad α_{body})	Dx [m]
0.925	120	3.4	34.64	-4.42	2.66
STEP	W_F [m]	$i_{cl\ fus}$ [°]	Integrando	Cmof	
1	2.1	-6	-121.3	-0.133	
2	3.2	-6	-289.7		
3	3.6	0	-149.3		
4	3.6	0	-149.3		
5	3.6	0	-149.3		
6	3.6	0	-149.3		
7	3.6	0	-149.3		
8	3.6	0	-149.3		
9	3.6	0	-149.3		
10	3.6	0	-149.3		
11	3.6	0	-149.3		
12	3	-10	-355.1		
13	1	-11	-35.9		

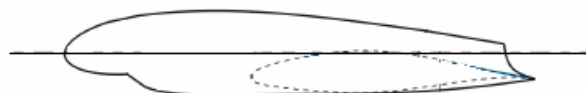
Tab V.3: Tabella riassuntiva per il calcolo del Cmof

E' banale notare che i risultati così ottenuti sono molto prossimi a quelli ricavati con il procedimento proposto dal Perkins.

E' possibile sviluppare un discorso del tutto analogo per le gondole motori. In tal caso si ottengono i seguenti risultati

K2-K1 (grafico)	S _w [m ²]	MAC [m]	L _{nac} [m]	α _{oLw} [°] (rispetto ad α _{body})	L _{G1} [m]	CL _{α.w} [1/°]	C _{root} [m]	
0.8	120	3.4	3	-4.42	3.00	0.1	3.86	
	Dx [m]	STEP	W _F [m]	X _{centroid} /C _{root}	(Dε/Dα) grafico	Dε/Dα	sommatoria	Cm _{α NAC} (2motori) [1/rad]
zona anteriore	0.00	1	0.55	0.03	0.8	1.02	0.0000	0.0002
	0.24	2	1.17	0.16	0.75	0.96	0.6424	
	0.24	3	1.25	0.32	0.5	0.64	0.6139	
	0.24	4	1.4	0.45	0.49	0.62	0.7640	
	0.24	5	1.4	0.58	1.2	1.53	1.1895	

NB: Il calcolo è stato effettuato solo per la zona di fusoliera anteriore all'ala assumendo che le nacelle dei motori non si estendano oltre come mostrato in figura V.17



6. CENTRO AERODINAMICO DEL VELIVOLO PARZIALE

A questo punto è possibile determinare la posizione del centro aerodinamico del velivolo parziale.

In percentuale della corda media aerodinamica essa è

$$X_{ac_wb} = X_{ac_w} - \frac{C_{m\alpha}^{fus+nac}}{C_{L\alpha}^w} = 27.2\%MAC,$$

il che attesta che l'effetto della fusoliera e delle gondole è quello di spostare in avanti il centro aerodinamico del velivolo parziale rispetto a quello dell'ala isolata ($X_{ac_w} = 27.5\%MAC$).

Il coefficiente di momento del velivolo parziale rispetto al centro aerodinamico dello stesso è

$$C_{mac_wb} = C_{mac_w} + C_{mo_fus} + C_{mo_nac} = -.146$$

7. POSIZIONE DEL BARICENTRO

In base alla posizione del baricentro si ottiene una diversa richiesta di carico in coda.

Su base statistica si stima un'escursione del baricentro tra le seguenti posizioni:

- **CG massimo avanzato** → **30%MAC;**
- **CG in condizioni di crociera** → **35%MAC;**
- **CG massimo arretrato** → **45%MAC.**

Per ognuna si può stimare la variazione di C_{LH} in funzione di α_{body} e quindi, del coefficiente di resistenza di trim

$$C_{DiH} = \frac{C_{LH}^2}{\pi \cdot AR_H \cdot u} \cdot \frac{S_H}{S}$$

8. RESISTENZA INDOTTA VISCOSA C_{DIF}

Bisogna infine tener conto del contributo di resistenza legato alla fusoliera posta ad incidenza

$$C_{Difus} = 2 \cdot \alpha_{body}^2 \cdot \frac{S_{b_fus}}{S} + \eta \cdot C_{dc} \cdot \alpha_{body}^3 \cdot S_{pln_fus}$$

Nella precedente espressione compaiono:

- S_{b_fus} , area di base della fusoliera;
- η , un fattore funzione del rapporto di snellezza della fusoliera;
- C_{dc} , funzione del numero di $M_c = M \cdot \sin(\alpha_{body})$, relativo al cross-flow;
- S_{pln_fus} , l'area della forma in pianta della fusoliera.

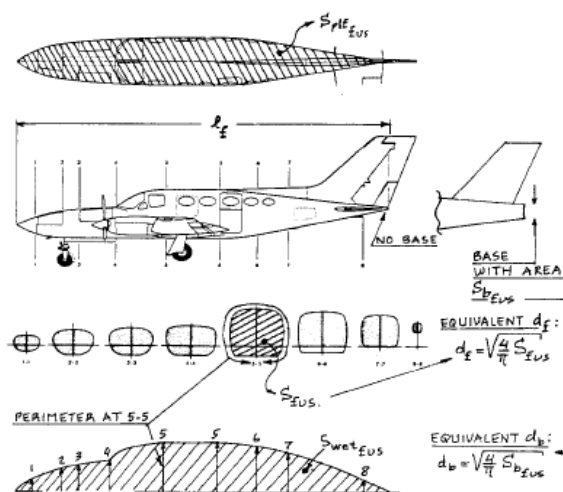


Figure 4.17 Definition of Fuselage Parameters

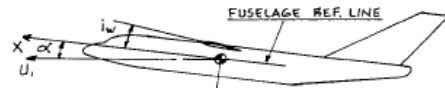
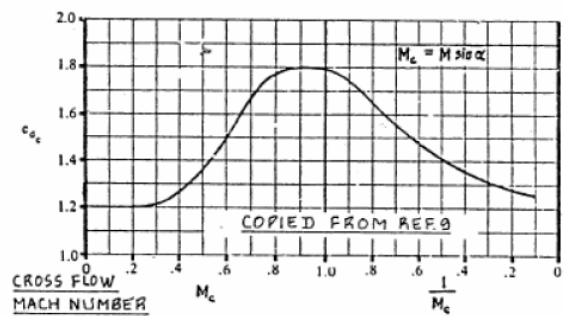
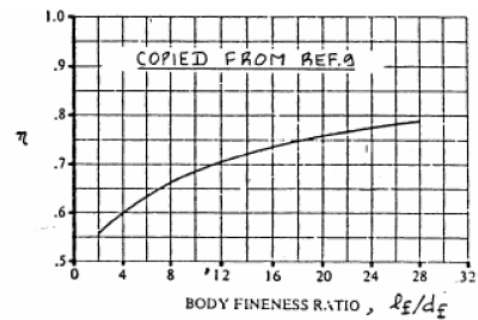


Figure 4.18 Definition of Fuselage Angle of Attack

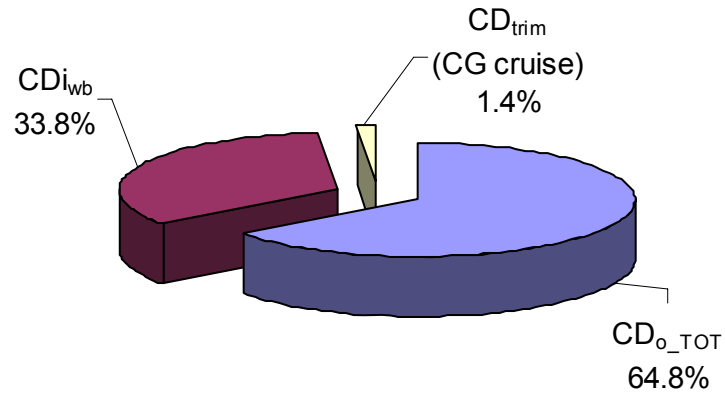


9. POLARE DEL VELIVOLO COMPLETO

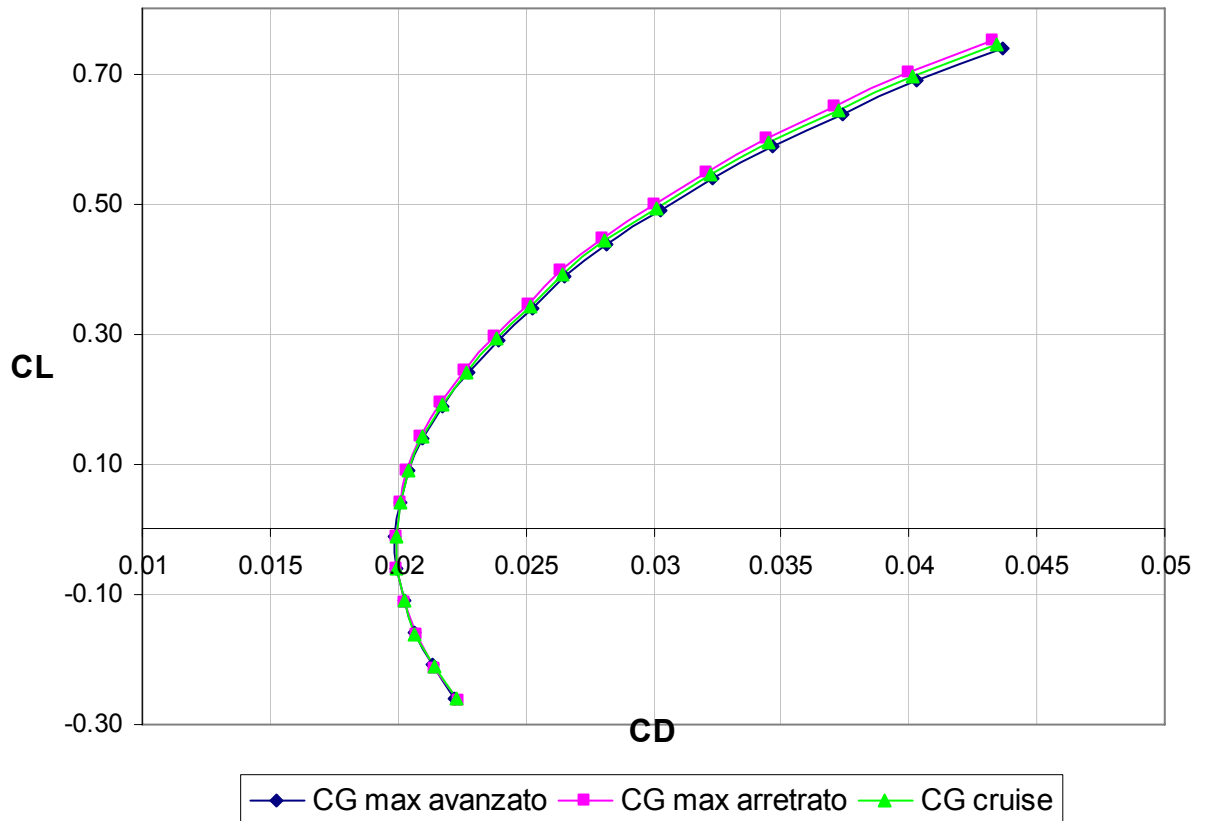
Noti tutti i contributi al coefficiente di resistenza totale del velivolo, è adesso possibile tracciare le curve polari, in corrispondenza delle diverse posizioni del baricentro.

$\alpha_{\text{body}} [^\circ]$	α_w	CL_w	CL_H	CL	CDo	CDi (ala+fus)	CD_{trim} (CG cruise)	CD_{TOT}
-6.7	-5	-0.23	-0.142	-0.26	0.0170	0.0021	0.00042	0.0195
-5.7	-4	-0.13	-0.140	-0.16	0.0170	0.0006	0.00041	0.0181
-4.7	-3	-0.03	-0.139	-0.06	0.0170	0.0000	0.00041	0.0175
-3.7	-2	0.07	-0.137	0.04	0.0170	0.0002	0.00040	0.0176
-2.7	-1	0.17	-0.136	0.14	0.0170	0.0011	0.00039	0.0186
-1.7	0	0.27	-0.134	0.24	0.0170	0.0029	0.00038	0.0203
-0.7	1	0.37	-0.132	0.34	0.0170	0.0055	0.00037	0.0229
0.3	2	0.47	-0.131	0.44	0.0170	0.0089	0.00036	0.0263
1.3	3	0.57	-0.129	0.54	0.0170	0.0132	0.00035	0.0306
2.3	4	0.67	-0.128	0.64	0.0170	0.0183	0.00035	0.0357
3.3	5	0.77	-0.126	0.74	0.0170	0.0244	0.00034	0.0418
4.3	6	0.87	-0.125	0.85	0.0170	0.0314	0.00033	0.0488
5.3	7	0.97	-0.123	0.95	0.0170	0.0394	0.00032	0.0568
6.3	8	1.07	-0.122	1.05	0.0170	0.0483	0.00031	0.0657
7.3	9	1.18	-0.120	1.15	0.0170	0.0583	0.00030	0.0756
8.3	10	1.27	-0.119	1.24	0.0170	0.0687	0.00030	0.0860
9.3	11	1.37	-0.117	1.35	0.0170	0.0809	0.00029	0.0983
9.8	11.5	1.43	-0.116	1.40	0.0170	0.0875	0.00029	0.1048
10.3	12	1.48	-0.116	1.45	0.0170	0.0942	0.00028	0.1115
10.8	12.5	1.53	-0.115	1.50	0.0170	0.1011	0.00028	0.1185
11.3	13	1.57	-0.114	1.55	0.0170	0.1082	0.00027	0.1255
11.8	13.5	1.62	-0.113	1.60	0.0170	0.1152	0.00027	0.1325
12.3	14	1.67	-0.113	1.64	0.0170	0.1223	0.00027	0.1396
12.8	14.5	1.71	-0.112	1.68	0.0170	0.1293	0.00026	0.1466
13.3	15	1.75	-0.111	1.72	0.0170	0.1361	0.00026	0.1534

Breakdown della resistenza in condizioni di crociera
(CL = .42)



Curve polari al variare della posizione del baricentro



Si possono calcolare i parametri “ e ” e “ C_{D0} ” utili per tracciare le polari paraboliche, secondo la relazione

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}$$

Per le condizioni di volo di crociera risultano

C_{Do}	e
0.0203	0.72

che portano all'approssimazione parabolica della polare costruita in precedenza, come mostrata in figura V.18

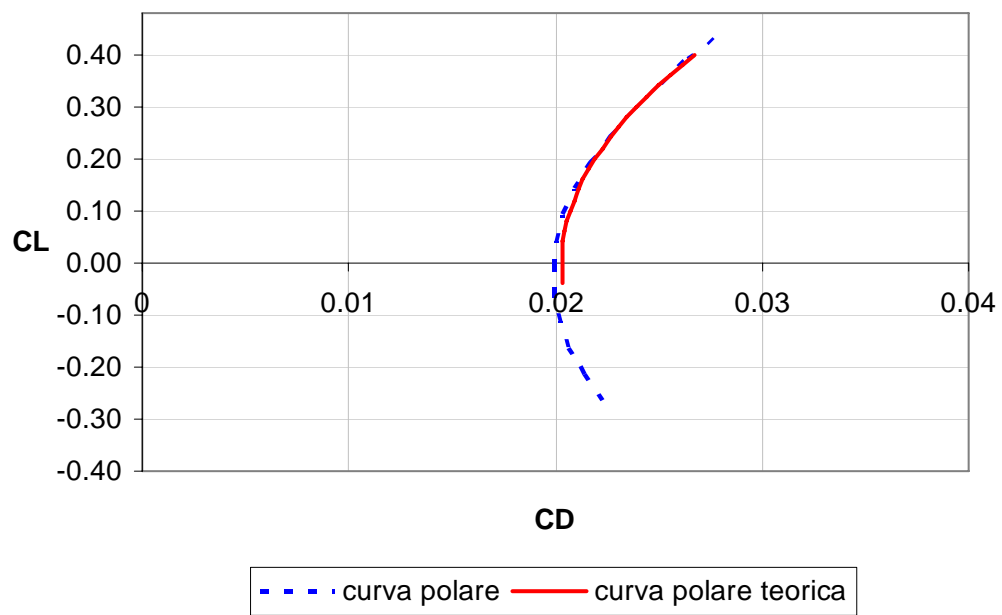


Fig V.18



VI

PRESTAZIONI

INDICE

1. Generalità del velivolo
2. Polari tecniche (V, T_{no}) e (V, Π_{no})
3. Potenza disponibile (V, Π_d)
4. Velocità di crociera
5. Inviluppo di volo
6. Prestazioni di salita (quota di tangenza)
7. Volo planato
8. Autonomie
9. Prestazioni di decollo
10. Prestazioni di atterraggio
11. Prestazioni di virata

1. GENERALITÀ DEL VELIVOLO

GEOMETRIA	PROPULSIONE	AERODINAMICA
$S = 120 \text{ m}^2$ $b = 36.3 \text{ m}$ $AR = 11$ $W_{TO} = 40000 \text{ kg}$ $W_F = 8039 \text{ kg}$ $W_{ZF} = 31961 \text{ kg}$	Due motori turboprop $\Pi_0 = 7228 \text{ Hp} \times 2 = 14456 \text{ Hp}$ $\eta_p = 0.82$	$e = 0.73$ $E_{MAX} = 17.75$ $C_{Lmax} = 1.5$ [flaps-up] $C_{Ltake-off} = 1.8$ [flaps-down] $C_{Llanding} = 3$ [flaps-down] $W_{TO}/S = 3281 \text{ N/m}^2$ [carico alare] $\Pi_0/W_{TO} = 0.164 \text{ hp/lb}$

2. POLARI TECNICHE

Mettiamo in evidenza come varia la polare di spinta necessaria e della potenza necessaria al volo livellato, al variare della quota

$$T_{no} = D$$

$$\Pi_{no} = DV$$

Considerando inoltre che per i punti caratteristici valgono le relazioni

$$E_{MAX} = \sqrt{\frac{\pi \cdot AR \cdot e}{4 \cdot C_{Do}}}$$

$$C_{LE} = \sqrt{\pi \cdot AR \cdot e \cdot C_{Do}}$$

$$D_{MIN} = \frac{W}{E_{MAX}}$$

$$\Pi_{MIN} = \Pi_P = \frac{W}{E_P} \cdot V_P$$

Punto	CD/CDo	CL/CL _E	E/E _{MAX}	V/V _E	T/T _E	Π/Π _P
P	4	$\sqrt{3} = 1.732$	$\sqrt{3}/2 = 0.866$	$1/\sqrt[4]{3} = 1/1.32$	$2/\sqrt{3}$	1
E	2	1	1	1	1	$\sqrt[4]{27}/2 = 1.14$
A	4/3	$1/\sqrt{3} = 0.577$	$\sqrt{3}/2 = 0.866$	$\sqrt[4]{3} = 1.32$	$2/\sqrt{3}$	$\sqrt{3} = 1.73$

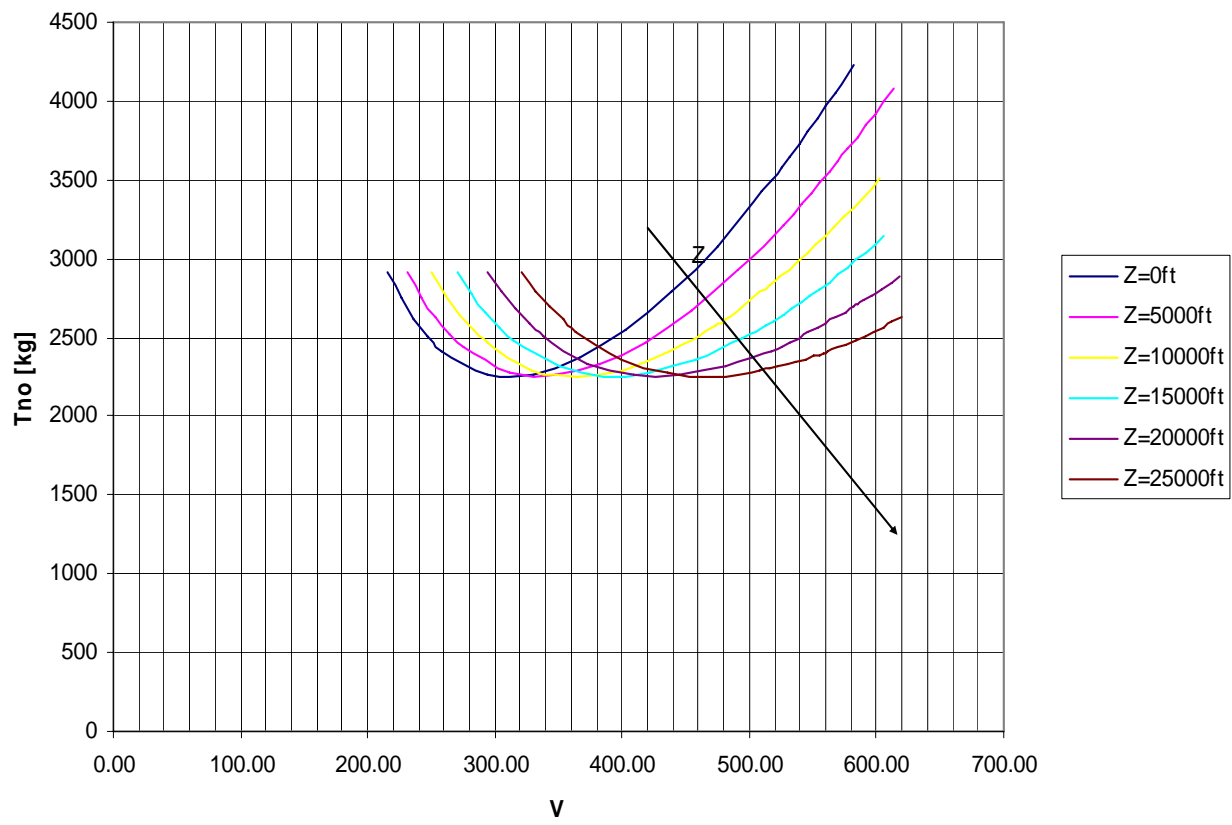


figura VI.1

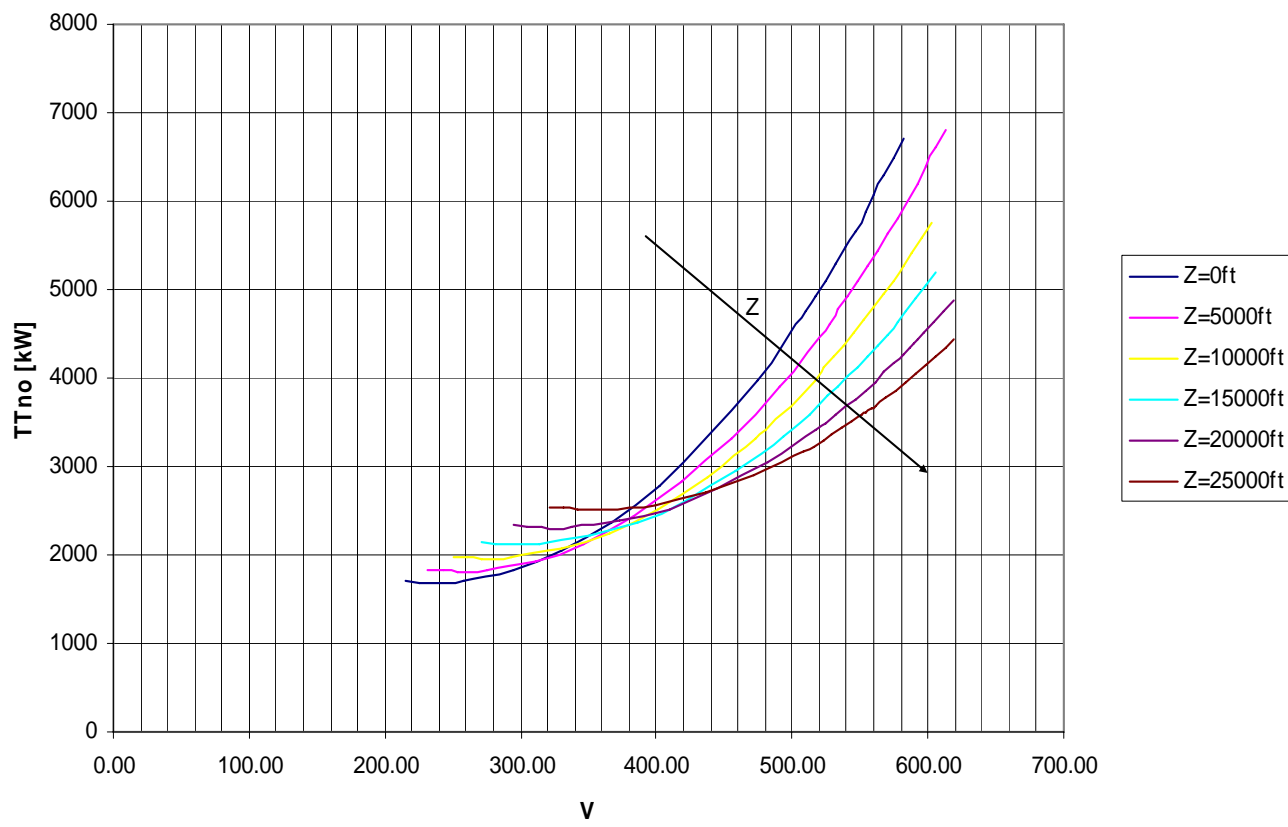


figura VI.2

3. POTENZA DISPONIBILE

Il VOLTRON è propulso da motori Turboprop, ciò implica che la potenza dipende sia dall'effetto della quota (K_Z) che dalla variazione della velocità per effetto RAM (K_V).

$$\begin{aligned} Z < 5000 \text{ ft} & \quad K_Z = \Pi / \Pi_0 = 1 - 0.36232 (1 - \sigma) \\ Z > 5000 \text{ ft} & \quad K_Z = \Pi / \Pi_0 = -0.202 + 1.8532 \sigma - 0.6013 \sigma^2 \end{aligned}$$

$$K_V = 1 - 0.00263513 (V/100) + 0.0283865 (V/100)^2 \quad [V \text{ in kts}]$$

Inoltre bisogna considerare che la potenza massima continuativa la si può utilizzare per pochi secondi nelle fasi di decollo; mentre in crociera si vola con un grado di ammissione che si aggira attorno a $\phi=0,75$.

$$\Pi = \Pi_0 \cdot K_V \cdot K_Z \cdot \phi$$

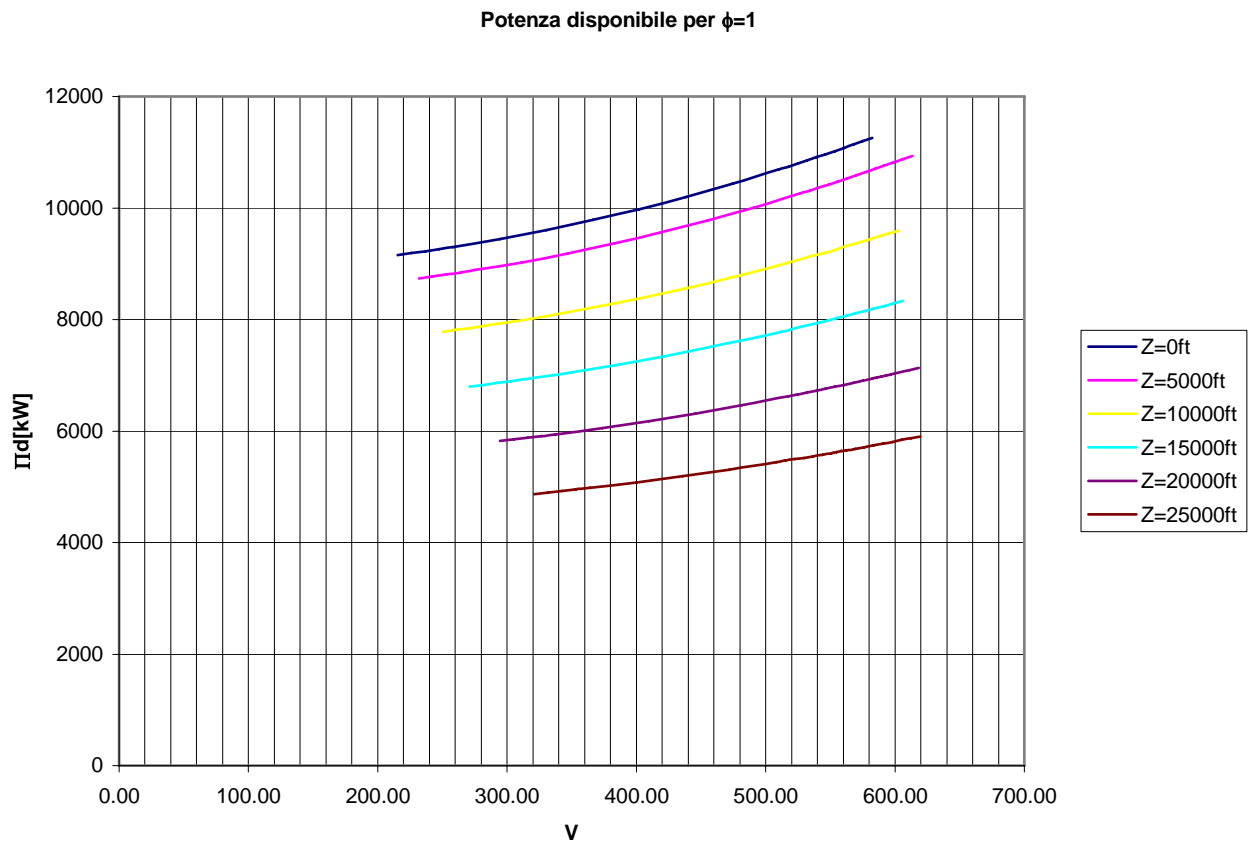


figura VI.3

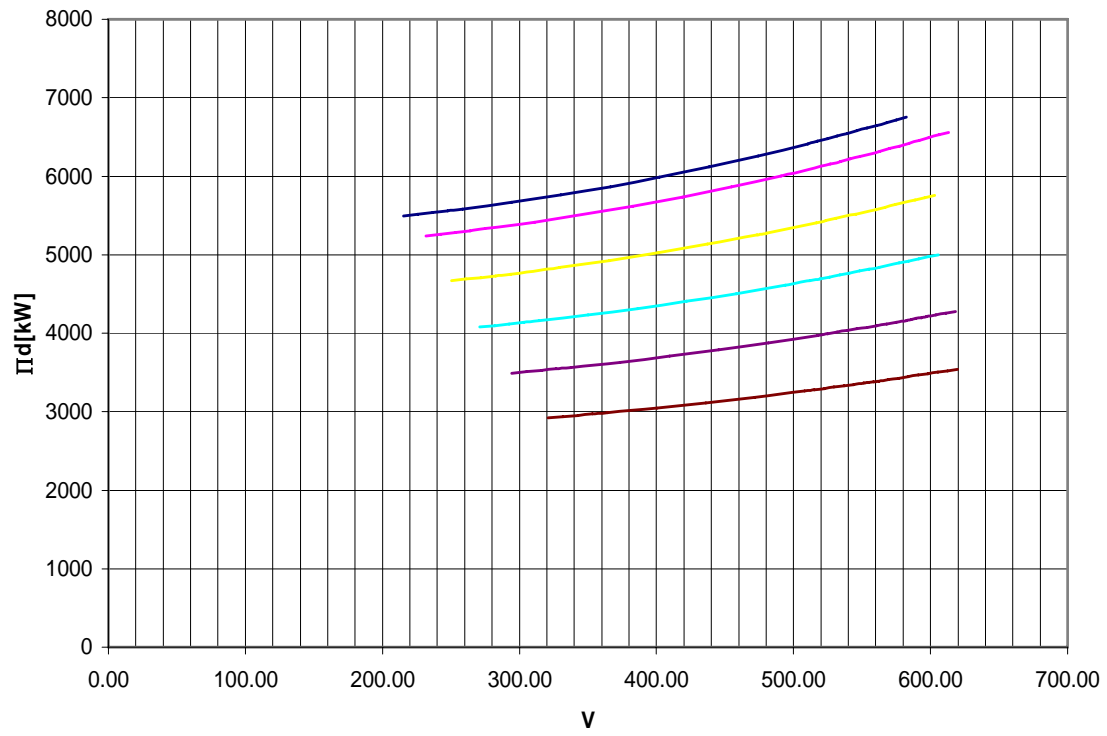
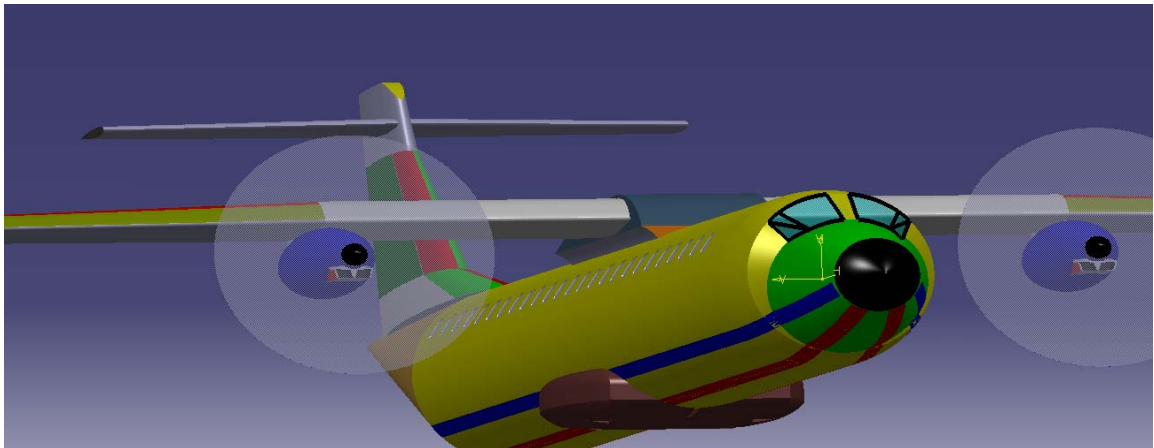
Potenza disponibile $\phi=0,75$ 

figura VI.4



4. VELOCITÀ DI CROCIERA

Ponendoci alla quota di 20000ft, dal diagramma potenza necessaria – potenza disponibile, possiamo apprendere la velocità di crociera.

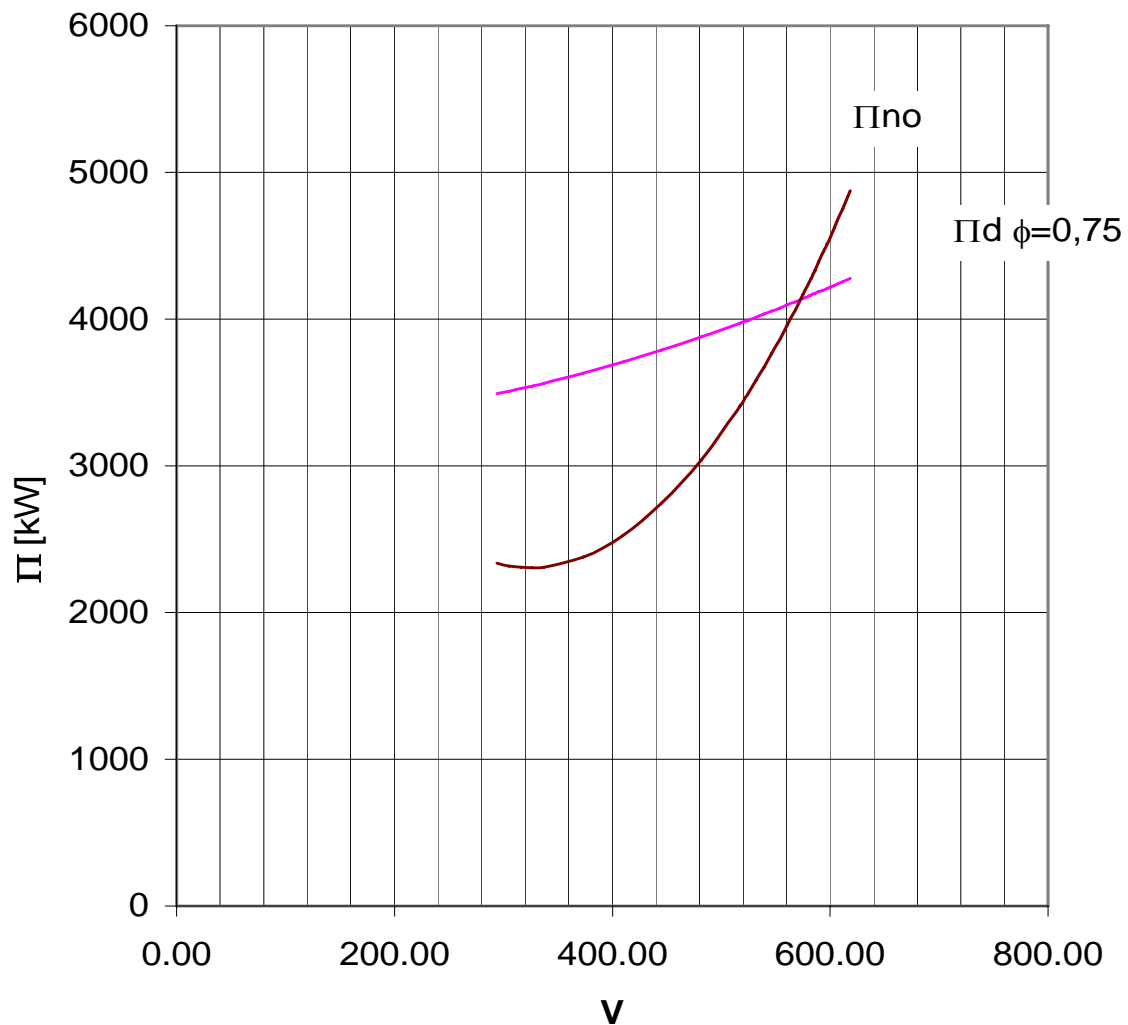


figura VI.5

Da specifica era richiesto ad una quota di 20000ft con $\phi=0.75$ una velocità di crociera pari a 556km/h. In questa prima fase di progetto noi siamo pervenuti ad una velocità pari a

$$V_{\text{cruise}} = 575 \text{ km/h.}$$

Volendo si potrebbe anche prevedere di far volare il velivolo con una $\phi=0.7$ ad una velocità di 546km/h ; oppure ad una quota di 25000ft con $\phi=0.75$ ad una velocità di 522km/h.

Problemi di compressibilità non se ne hanno visto che si vola ad un numero di Mach notevolmente inferiore a quello di divergenza

5. INVILUPPO DI VOLO

La curva inviluppo di volo delimita la regione entro la quale può volare il velivolo, mettendo in relazione la velocità necessaria per volare ad una certa quota in moto livellato. Nel caso di velivolo turbo-elica va affrontato un processo iterativo per il calcolo della velocità massima che si può raggiungere ad una certa quota.

Si assume un $C_D=1.1C_{D0}$ quindi si calcola una velocità di primo tentativo che ci permette di trovare il fattore K_V . A questo punto si può ricalcolare la velocità che ci permette di trovare il C_L e quindi un C_D corretto. Sono state necessarie tre iterazioni.

La quota di tangenza teorica la si trova ipotizzando una variazione lineare del rateo di salita massimo in funzione della quota (vedi paragrafo successivo), e ponendo $RC_{max}=0m/s$, mentre la quota di tangenza pratica la si trova ponendo $RC_{max}=0.5m/s$. Anche se per specifica era prevista una quota di tangenza pratica di 25000ft, è stato calcolato per il VOLTRON una

$$Z_{pratica}=26793ft,$$

mentre quella teorica sarebbe

$$Z_{teorica}=28053ft.$$

INVILUPPO	
z	V [km/h]
0	215
5000	232
10000	250
15000	271
20000	294
25000	321
28053	582
25000	598
20000	617
15000	630
10000	639
5000	645
0	649

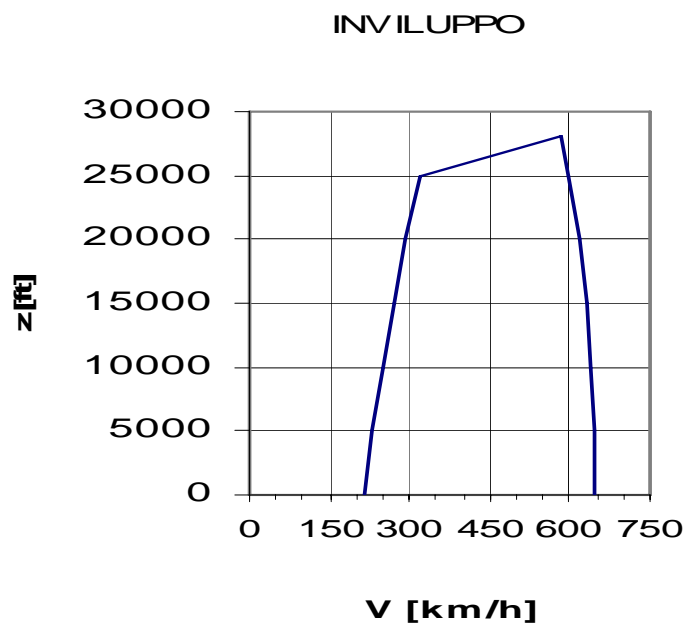


Figura VI.6

6. PRESTAZIONI DI SALITA

Calcoliamo il rateo di salita e l'angolo di rampa, considerando la potenza disponibile per $\phi=0.75$

$$\theta = \frac{T - D}{W}$$

$$RC = \frac{\Pi_d - \Pi_{no}}{W}$$

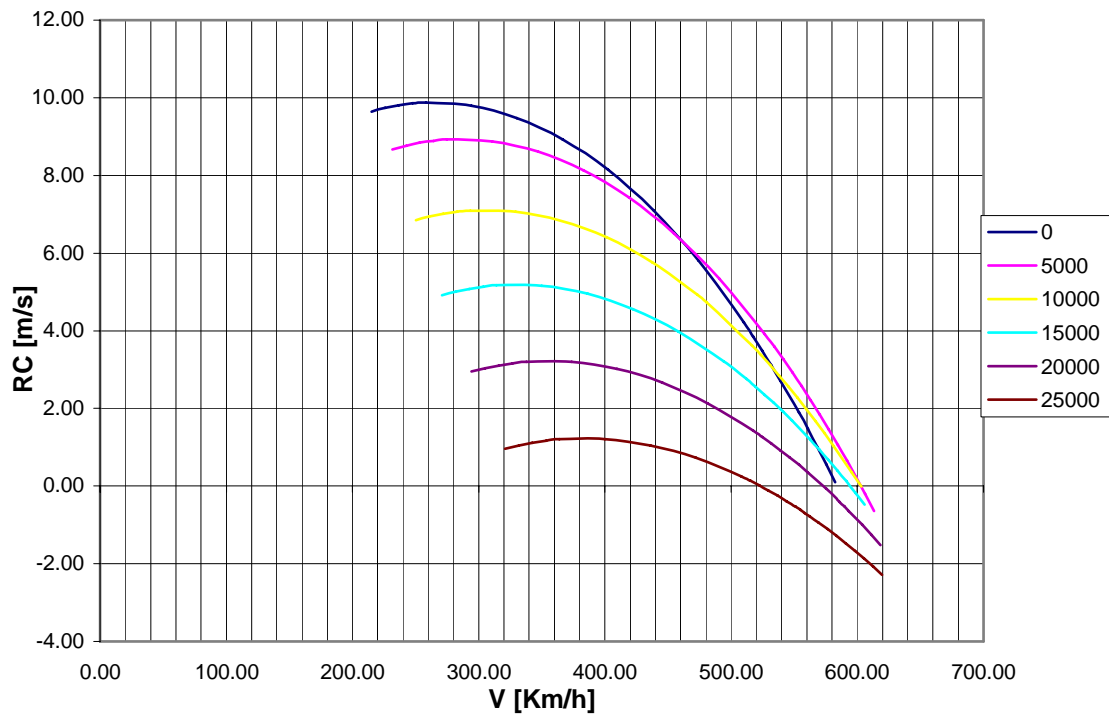


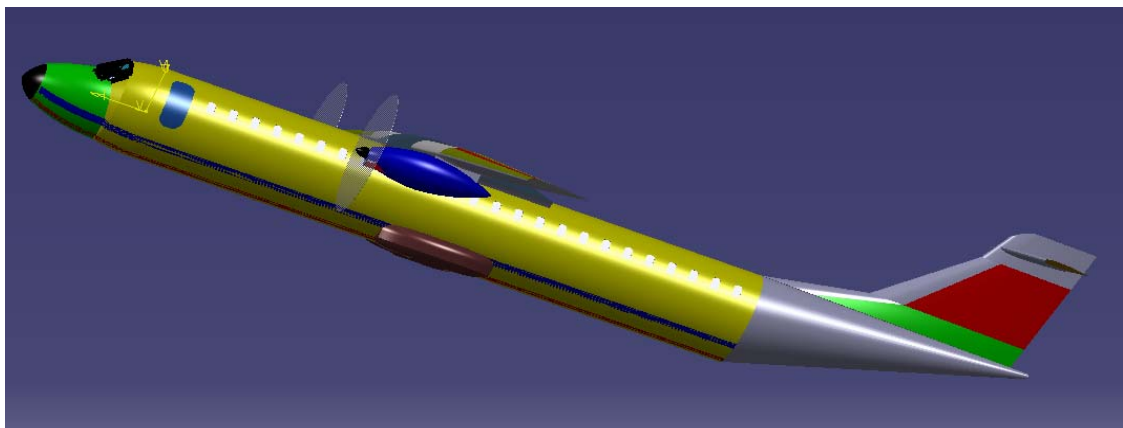
figura VI.7

a quota zero si ha il massimo rateo di salita

$$RC_{\max} = 9.9 \text{ m/s} = 1920 \text{ ft/min.}$$

in media salendo di quota il rateo massimo di salita è

$$RC = 6.85 \text{ m/s} = 1349 \text{ ft/min.}$$



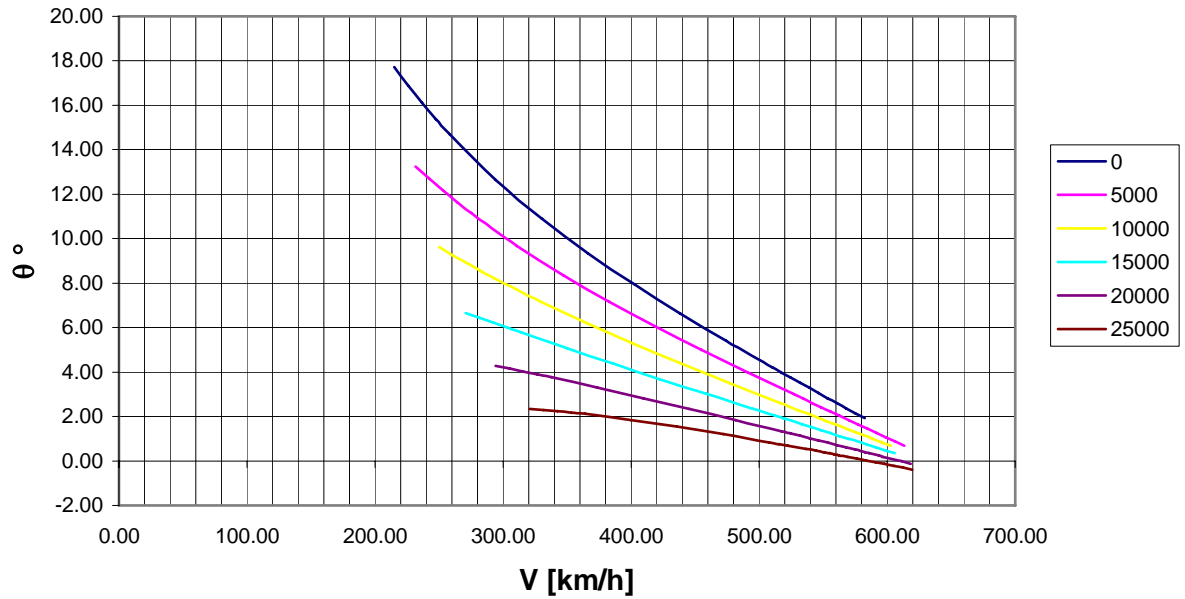


figura VI.8

Dal seguente grafico possiamo individuare le quote di tangenza

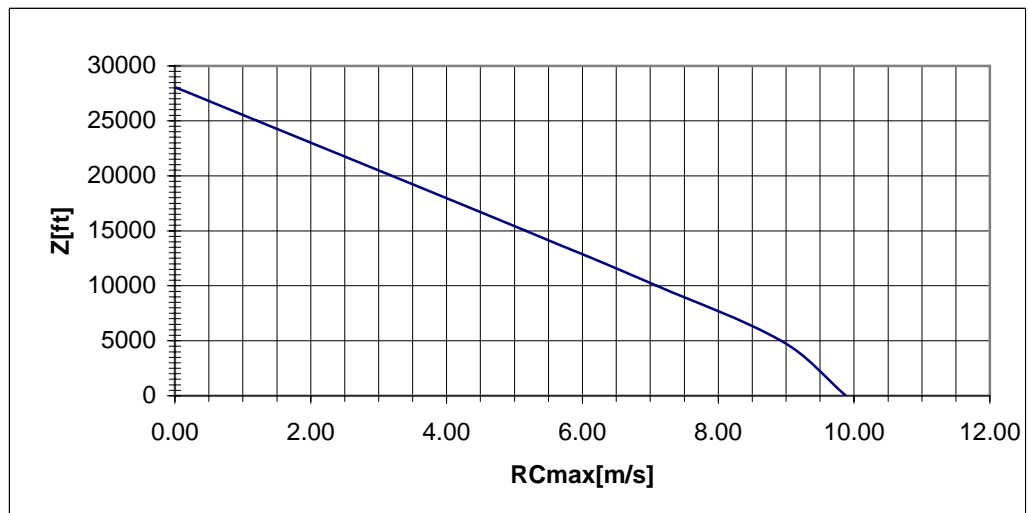


figura VI.9

La quota di tangenza teorica è $Z=28053$ ft.

La quota di tangenza pratica è $Z= 26793$ ft (quella per la quale $R_{cmax}=0,5$ m/s)

Assumendo l'andamento di RC_{max} lineare rispetto alla quota, possiamo calcolare il tempo minimo per raggiungere la quota (h) di crociera di 20000ft

$$RC_{MAX} = a + b \cdot h$$

$$t_{min} = \int_0^h \frac{dh}{RC_{MAX}} = \int_0^h \frac{dh}{a + b \cdot h} \quad t_{MIN} = \frac{1}{b} [\ln(a + b \cdot h) - \ln(a)]$$

$$a = 9.88$$

$$b = -0.0004$$

$$t_{min} = 708 \text{ s} = 11 \text{ min e } 48 \text{ sec}$$

7. VOLO PLANATO

Nell'ipotesi di piantata dei motori vediamo quali sono le caratteristiche del velivolo per volo planato, nell'ipotesi di piccoli angoli di planata θ

$$\begin{aligned} L &= W \cos \theta \\ D &= W \sin \theta \end{aligned} \quad \tan \theta = \frac{1}{L/D}$$

mentre l'andamento della velocità di discesa RD è retta dall'equazione

$$RD = \frac{DV_{\infty}}{W}$$

che praticamente è la curva di potenza necessaria ribaltata rispetto all'asse delle velocità

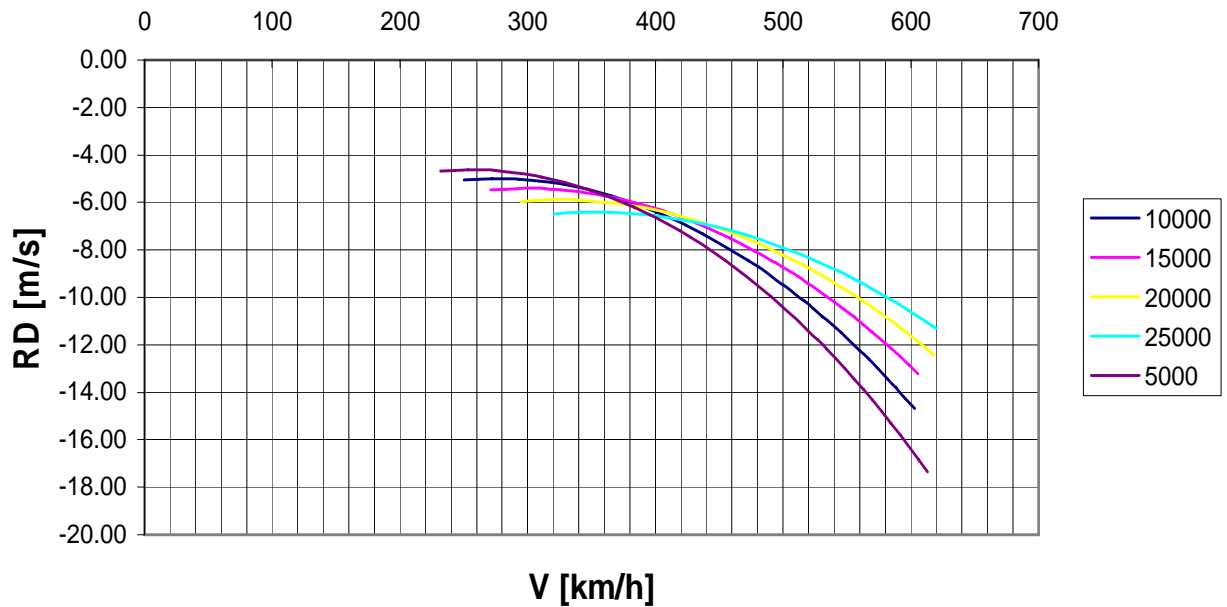
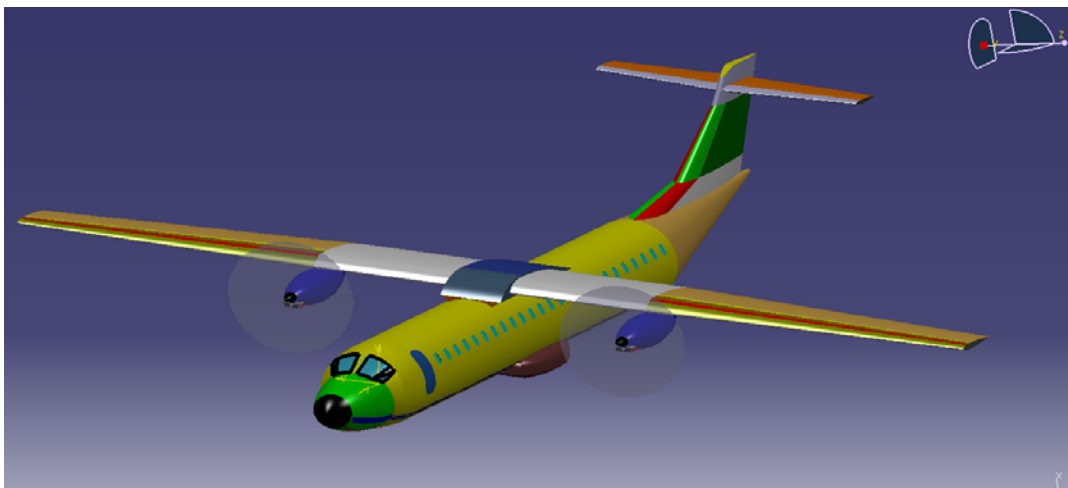


figura VI.10



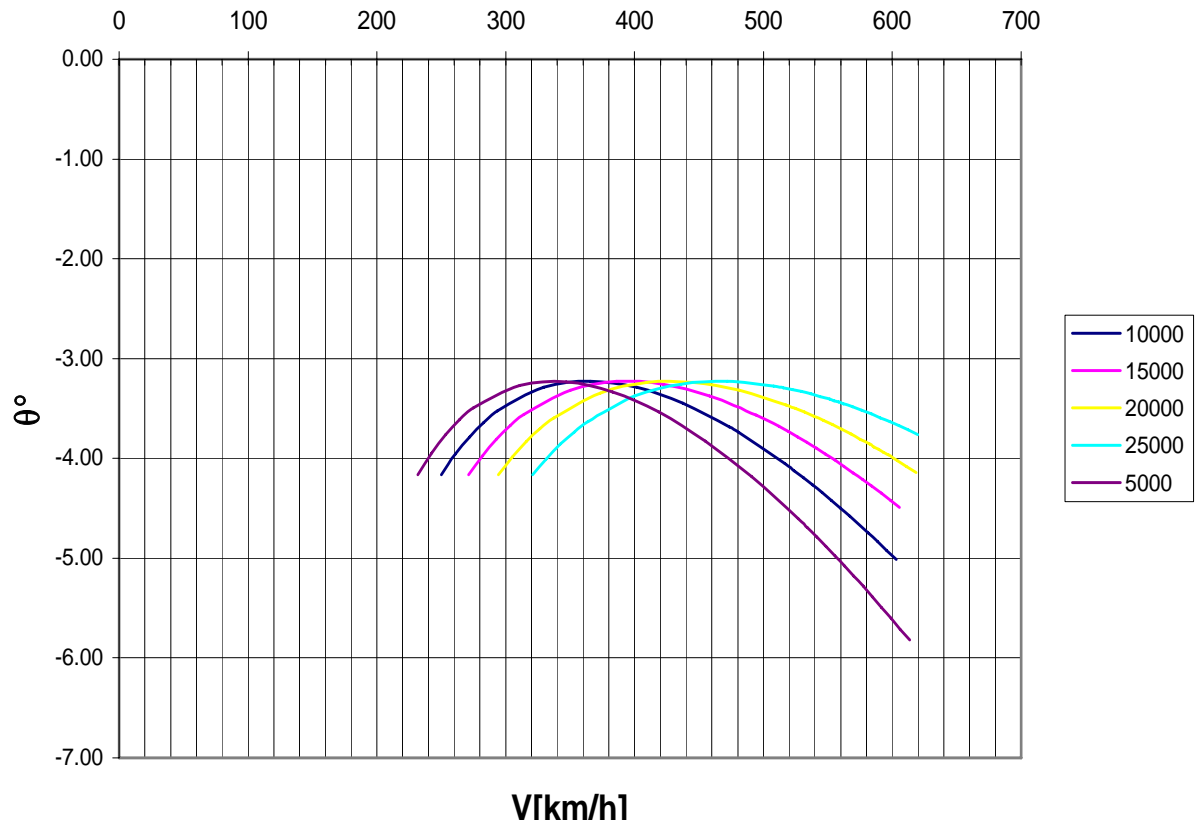


figura VI.11

$RD_{\text{MIN}} = -4.62 \text{ m/s}$ (trovato in corrispondenza del punto di minima potenza)

$\theta_{\text{MIN}} = -3.23^\circ$ (trovato in corrispondenza del punto di massima efficienza)



8. AUTONOMIE

Consideriamo come livelli di peso

all'inizio del volo $\gg W_{TO} = 40000 \text{ kg}$

alla fine del volo $\gg W_{ZF} = 31961 \text{ kg}$

l'autonomia massima di distanza sarà data da

$$R_{MAX} = 603.5 \frac{\eta_p}{SFC} E_{MAX} \ln \frac{W_0}{W_1}$$

SFC è il consumo specifico del velivolo in unità di misura non consistenti ed è pari a 0,5 lb/(hph), ed il peso in kg.

Mentre la massima autonomia oraria è data da

$$En_{MAX} = 53.5 \frac{\eta_p}{SFC} \left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right)_{MAX} \sqrt{2\rho S} \left[\frac{1}{\sqrt{W_1}} - \frac{1}{\sqrt{W_0}} \right]$$

per la quale prenderemo in considerazione una quota di 20000 ft.

Le curve C_L/C_D e $C_L^{3/2}/C_D$ in funzione della velocità risultano essere

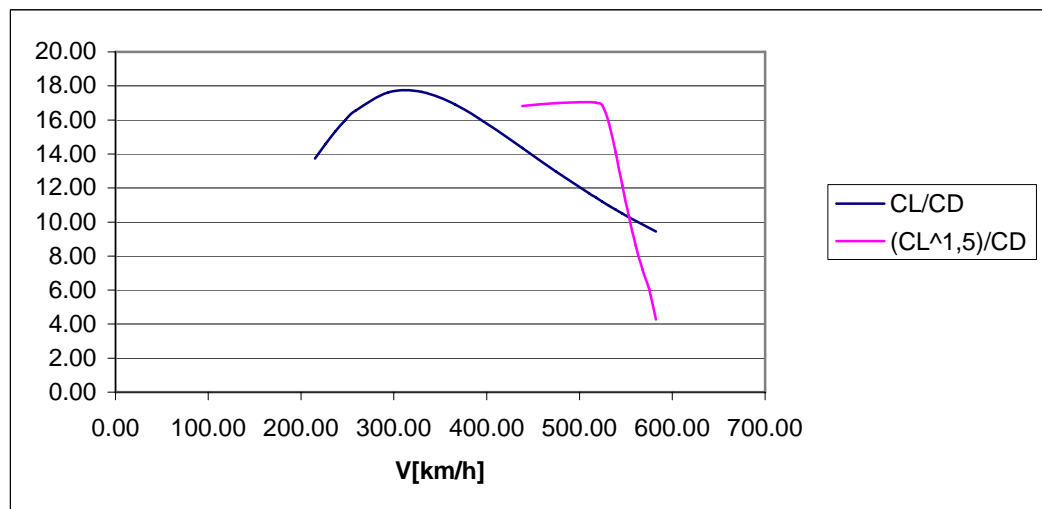


figura VI.12

essendo:

$$E_{max}=17.75 \quad \left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right)_{max} = 17$$

troveremo

$R_{max}=3942 \text{ km}=2130 \text{ nm}$ (quindi si rispetta abbondantemente la specifica)

$En=11 \text{ ore}$

9. PRESTAZIONI DI DECOLLO

La corsa di decollo è definita dalla corsa di rullaggio (S_G) più la corsa di involo (S_A).

$$S_G = \frac{1}{2g} \frac{2W}{\rho_0 \sigma S C_{D1}} \ln \left[\frac{\frac{\bar{T}}{W} - \mu}{\frac{\bar{T}}{W} - \mu - 1.44 \frac{C_{D1}}{C_{L_{\max-TO}}}} \right]$$

consideriamo la spinta costante e pari al valore che essa assume quando si raggiunge $V=0,7V_{LO}$ (dove V_{LO} è la velocità alla quale l'aeroplano si stacca da terra). Presi i seguenti valori:

$\rho[\text{kg/m}^3]$	$C_{L_{\max TO}}$	$V_{sTO}[\text{m/s}]$	$V_{LO}=1.1V_{sTO}[\text{m/s}]$	$\bar{T} = \left[\frac{\Pi_a \eta_p}{0.7V_{LO}} \right]$	\bar{T}/W
1.225	1.8	54.6	60	21460	0.536

$$C_{D1} = C_{Dg} - \mu C_{Lg}$$

$$C_{Dg} = C_{D0} + \Delta C_{D0_{FLAP}} + \Delta C_{D0_{CARR}} + \frac{C_{Lg}^2}{\pi A Re} \cdot K_{ES}$$

$$\Delta C_{D0_{FLAP}} = 0.016$$

$$\Delta C_{D0_{CARR}} = 0.021$$

$$C_{Lg} = 0.60 \quad (\text{coefficiente di portanza al suolo})$$

$$K_{ES} = 0.90 \quad (\text{per tenere conto dell'effetto suolo})$$

$$\mu = 0.03 \quad (\text{coefficiente di attrito volvente})$$

avremo, dunque

$$C_{Dg} = \mathbf{0.070}$$

$$C_{D1} = \mathbf{0.068}$$

$$S_G = \mathbf{456 \text{ m}}$$

Per calcolare la corsa di involo si fissa il superamento di un ostacolo virtuale di altezza $Z=15\text{m}$, in corrispondenza del quale l'aeroplano avrà raggiunto la velocità $V=1.2V_{sTO}$. Si suppone, quindi, che il velivolo affronti la traiettoria circolare (tra il momento nel quale lascia il suolo e il superamento dell'ostacolo) con una velocità costante $V=\mathbf{1.15V_{sTO}=62.7 \text{ m/s}}$.

Il fattore di carico $n=L/W$ al quale è soggetto l'aereo è quindi $n=1,19$.

Per cui il raggio di curvatura della traiettoria

$$R = \frac{V^2}{g(n-1)}$$

$$\mathbf{R=2112m}$$

Quindi l'angolo di inclinazione necessario a superare l'ostacolo $\theta_{OB} = \arccos\left(1 - \frac{Z}{R}\right)$ è

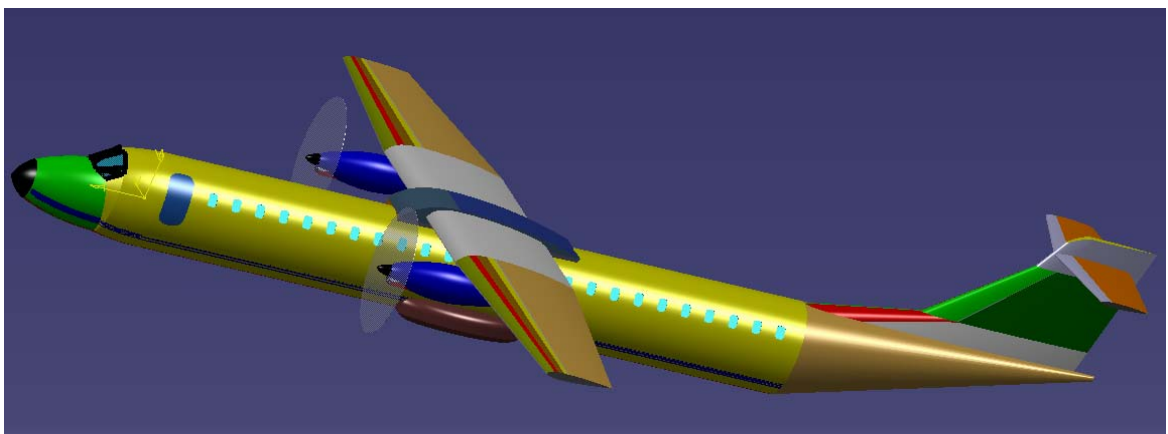
$$\theta_{OB} = \mathbf{6.8^\circ}$$

$$S_A = R \cdot \sin\theta_{OB}$$

$$\mathbf{S_A=251\ m}$$

La corsa di decollo sarà

$$\mathbf{S_G + S_A=707\ m}$$



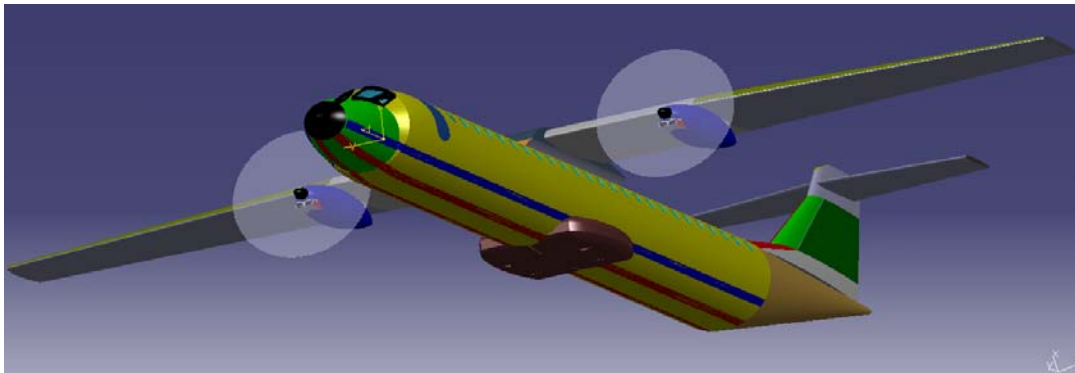
10. PRESTAZIONI DI ATTERRAGGIO

Facendo uso di spoiler, questi eliminano la forza portante che può così essere trascurata; la spinta si pone nulla (anche se in realtà i motori vengono azionati con spinta opposta alla direzione del moto per frenare ulteriormente); infine per tener conto dei freni sui carrelli si pone $\mu=0,4$. L'atterraggio avviene ad una velocità $V_T=1,3V_{sTo}=54,9\text{m/s}$ ($0,7V_T=38,6\text{ m/s}$) con la massima deflessione dei flap ($C_{Lmax-L}=3$); ponendoci a livello del mare (ISA), la corsa di atterraggio al suolo è data da

$$S_L = \frac{1,69W_{\max L}^2}{g\rho SC_{Landing}(D + \mu W_{\max L})_{0,7V_T}}$$

$$S_L=358\text{ m}$$

La corsa di atterraggio comprende anche la distanza al suolo da quando l'aeroplano si trova ad un'altezza di 50ft.



11. PRESTAZIONI DI VOLO IN VIRATA

Virata livellata

Avviene a quota costante grazie ad una rotazione del velivolo intorno all'asse di rollio, in modo che le ali formino un angolo di bank $\phi = \arccos(1/n)$ poiché in questa virata $L \cos \phi = W$.

Il raggio di virata è pari a

$$R = \frac{V_{\infty}^2}{g \sqrt{n^2 - 1}}$$

e sarà minimo al livello del mare con $C_{L_{\max}}$ e massimo fattore di carico $n=2,5$

$$R_{\min} = \frac{2n_{\max} W_{TO}}{\rho S C_{L_{\max}}} \frac{1}{g \sqrt{n_{\max}^2 - 1}} = \mathbf{397 \text{ m}}$$

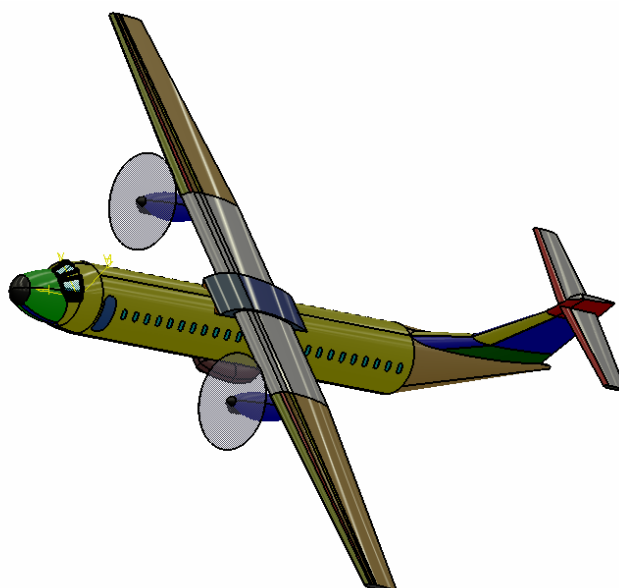
Il rateo di virata è pari a

$$\omega = \frac{g \sqrt{n^2 - 1}}{V_{\infty}}$$

e sarà massimo nelle stesse ipotesi di R_{\min}

$$\omega_{\max} = \sqrt{\frac{\rho S C_{L_{\max}}}{2n_{\max} W_{TO}}} g \sqrt{n_{\max}^2 - 1} = \mathbf{13,6^\circ/s}$$

quindi impiegherà **13 secondi** a compiere una virata di 180° , con $\phi = \mathbf{66,4^\circ}$.



Affondata

La traiettoria curva viene descritta nel piano verticale con $L=W+F_c$ (F_c : forza centrifuga)

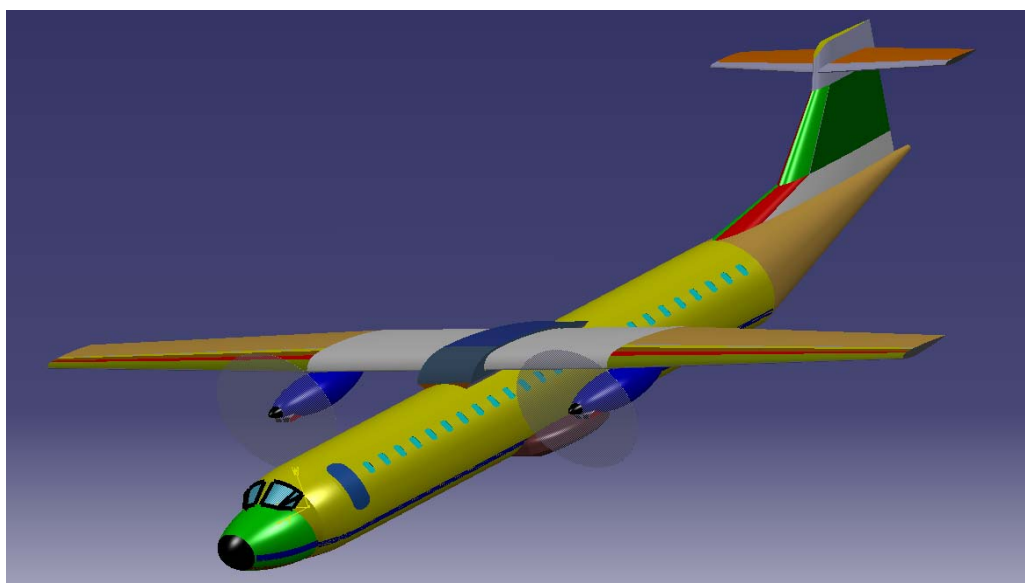
$$R = \frac{V_{\infty}^2}{g(n-1)}$$

nelle stesse ipotesi precedenti $R_{\min} = 607 \text{ m}$ (anche se poi andrebbero considerate le variazioni di V con la quota).

Il rateo di virata è invece definito come

$$\omega = \frac{g(n-1)}{V_{\infty}}$$

e supponendo sempre le stesse ipotesi, $\omega_{\max} = 8.9^\circ/\text{s}$.



Picchiata

Essendo $L+W=F_c$ valgono le relazioni

$$R = \frac{V_\infty^2}{g(n+1)} \quad \omega = \frac{g(n+1)}{V_\infty}$$

risultando $R_{\min}=260 \text{ m}$, e $\omega_{\max}=20.8^\circ/\text{s}$, considerando sempre le stesse condizioni.

La velocità sin qui considerata per calcolare R_{\min} ed ω_{\max}

$$V^* = \sqrt{\frac{2n_{\max}W_{TO}}{\rho S C_{L\max}}} = 94.5 \text{ m/s}$$

riveste una particolare importanza, in quanto definisce sia un limite aerodinamico sia un limite strutturale, poiché è quella velocità con $C_{L\max}$ ed n_{\max} , perciò è detta velocità critica; questa importanza viene meglio sottolineata nel diagramma V-n, che rappresenta la curva inviluppo delle possibili manovre dell'aeroplano, dove la velocità critica individua il cosiddetto punto di manovra.



Grafici spinta necessaria e potenza necessaria al variare di n

Ad una quota fissata, variando il fattore di carico le curve di T_{no} e Π_{no} cambiano secondo le

relazioni: $V = V_{no} \cdot \sqrt{n}$ $T = T_{no} \cdot n$ $\Pi = \Pi_{no} \cdot n^{3/2}$

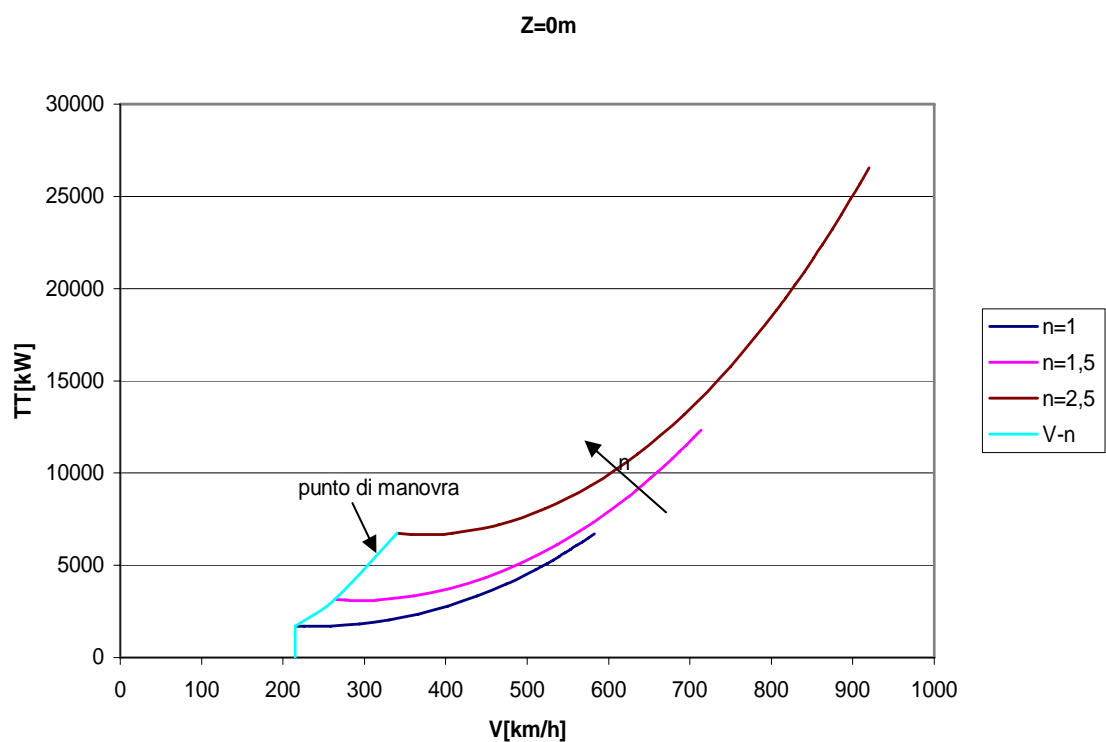


figura VI.13

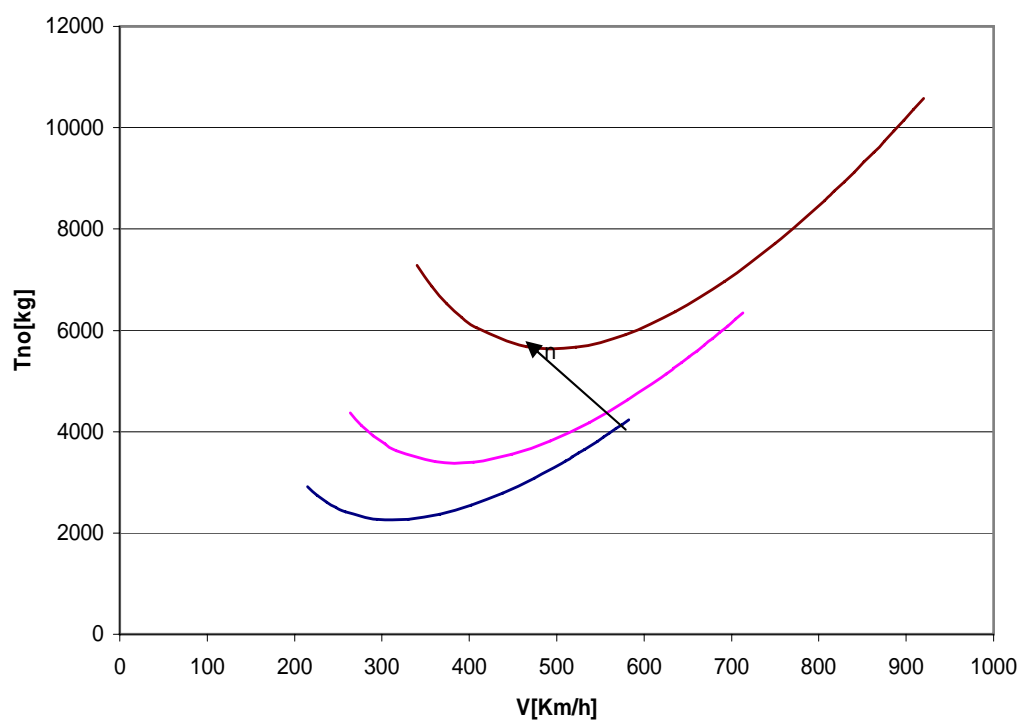


figura VI.14

VII

DIMENSIONAMENTO DELL'IMPENNAGGIO ORIZZONTALE

INDICE

1. Prima condizione - Stabilità
2. Seconda condizione – Equilibrio
3. Risultati

Per il dimensionamento del piano orizzontale ci riferiamo a due condizioni di progetto.

1. PRIMA CONDIZIONE - STABILITÀ

Minimo margine di stabilità statica longitudinale, a comandi liberi, con baricentro in posizione massima arretrata.

Considerando il baricentro del velivolo completo nella posizione massima arretrata che come stimato per il calcolo della polare risulta

$$X_{C.G.} = 45\%MAC$$

e imponendo la seguente condizione:

$$\frac{dC_M}{dC_L} = x_a - \frac{a_t}{a} V_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \left(a - \tau \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \right) \leq -0.05$$

otterremo una funzione delle due variabili b_t ed S_t .

Essendo un piano orizzontale avente configurazione a “T”, si è scelto come profilo di riferimento un NACA 0012.

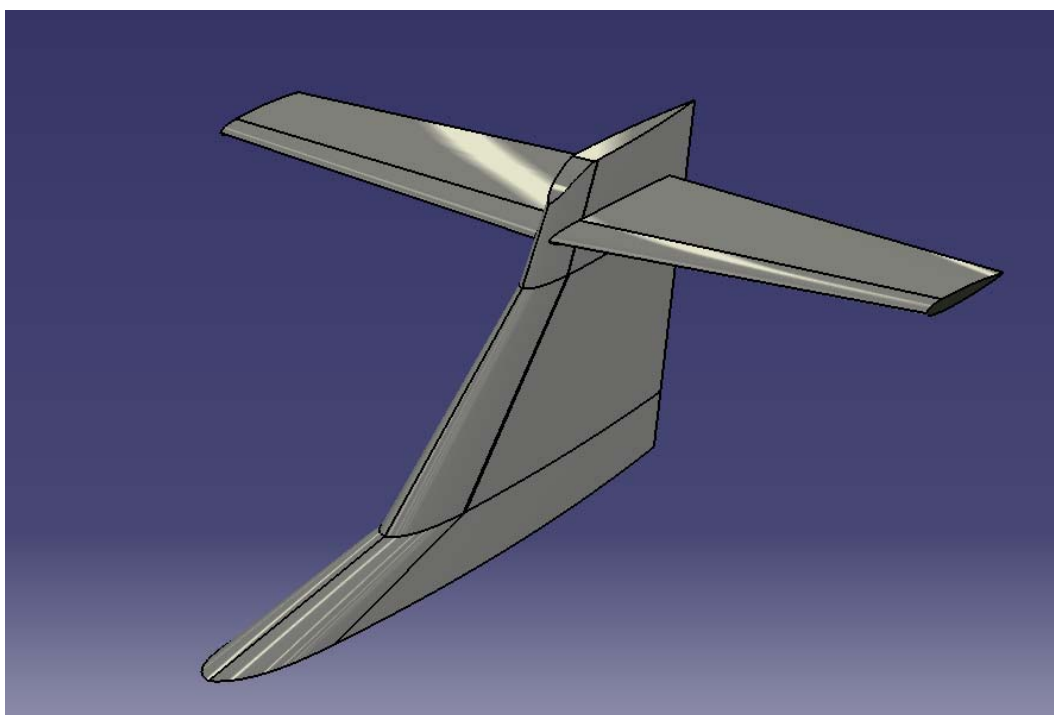
Avendo indicato

- $X_a = X_{C.G.} - X_{A.C.,WB}$ distanza adimensionale del baricentro del velivolo completo dal centro aerodinamico del velivolo parziale.
- $a_0 = 0.11 \text{ deg}^{-1}$ coefficiente della retta di portanza del profilo medio dell'impennaggio orizzontale.
- a_t coefficiente della retta di portanza dell'impennaggio orizzontale.
- $a = 0.1 \text{ deg}^{-1}$ coefficiente della retta di portanza del velivolo completo.

I seguenti coefficienti sono stati ricavati da grafici forniti

- $d\varepsilon/d\alpha = 0.3$ effetto del downwash a C_L di crociera.
- $S_e/S_t = 0.35$ per cui $\tau = 0.56$ fattore di efficacia dell'equilibratore
- $C_{h\alpha} = -0.007 \text{ deg}^{-1}$ valore 2D, utilizzando la formula proposta si ottiene il valore tridimensionale $C_{h\alpha} = -0.00462 \text{ deg}^{-1}$
- $C_{h\delta} = -0.013 \text{ deg}^{-1}$ valore 2D, utilizzando la formula proposta si ottiene il valore tridimensionale $C_{h\delta} = -0.0118 \text{ deg}^{-1}$

- $l = 16.64$ m distanza lungo l'asse longitudinale del velivolo tra il fuoco del velivolo parziale ed il fuoco dell'impennaggio orizzontale
- V'_t rapporto volumetrico del piano orizzontale di coda : $V'_t = \frac{S_t l}{S_w c_w}$



2. SECONDA CONDIZIONE - EQUILIBRIO

Equilibrio in condizioni di atterraggio e con baricentro nella posizione massima avanzata.

Considerando il baricentro nella posizione massima avanzata, che come visto per il calcolo della polare risulta

$$X_{C.G.} = 30\%MAC$$

Bisogna imporre uguale a zero la seguente espressione

$$C_M = C_{Mac,WB} + \left[X_a - V_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \frac{a_t}{a} \right] C_{Le} - a_t V_t' k [i_{t0} + \tau \delta_e - \alpha_{0,WB}]$$

Avendo indicato

- $C_{MacWB} = -0.385$, coefficiente di momento focale del velivolo parziale in configurazione di atterraggio $C_{Le} = 3$, con flap estesi
- $d\varepsilon / d\alpha$ effetto del downwash in condizioni di atterraggio
In condizioni di atterraggio il downwash si riduce del 10% rispetto al valore di crociera $(d\varepsilon/d\sigma)_{cr} = 0.3$ $(d\varepsilon/d\sigma)_{att} = 0.3 * 0.9 = 0.27$
- $C_{Le} = 3$ coefficiente di portanza di equilibrio del velivolo completo, in condizioni di atterraggio
- δ_e angolo di deflessione dell'equilibratore, assumiamo la condizione più critica $\delta_{e,max} = -25^\circ$
- $\alpha_{0w} = -7^\circ$ angolo di portanza nulla dell'ala con flap deflessi in configurazione di atterraggio
- $i_{t0} = -2.44^\circ$ calettamento del piano di coda rispetto alla linea di riferimento; il valore si è ottenuto imponendo che l'angolo di deflessione dell'equilibratore in condizioni di crociera sia nullo, in modo garantire la minore resistenza di profilo

$$\delta_e = \frac{\alpha_{0w} - i_{t0}}{\tau} - \frac{C_{MacWB}}{C_{M\delta}} - \frac{C_{MCL}}{C_{M\delta}} C_{Le,cr} = 0$$

con

$$C_{M\delta} = -a_t V_t' k \tau \quad C_{MCL} = x_a - \frac{a_t}{a} V_t' \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

3. RISULTATI

Riportiamo nella figura VII.1 le limitazioni ricavate dalle precedenti condizioni critiche e i valori dei velivoli scelti per la statistica.

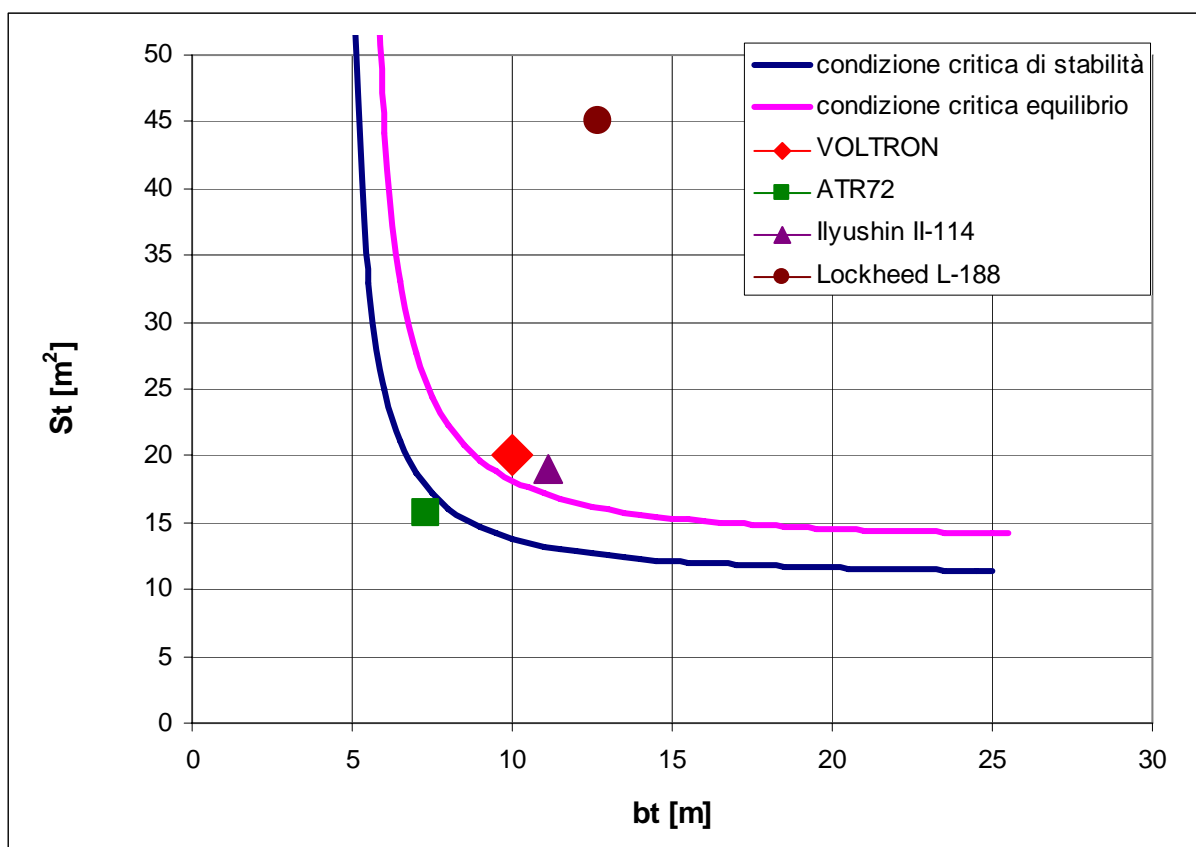


figura VII.1. Limitazioni e scelta del piano orizzontale

Le scelte sono state

$$b_t = 10 \text{ m}$$

$$S_t = 20 \text{ m}^2$$

Osservando il piano orizzontale dell'ATR72 possiamo fare un preliminare disegno del piano orizzontale, si veda figura VII.2.

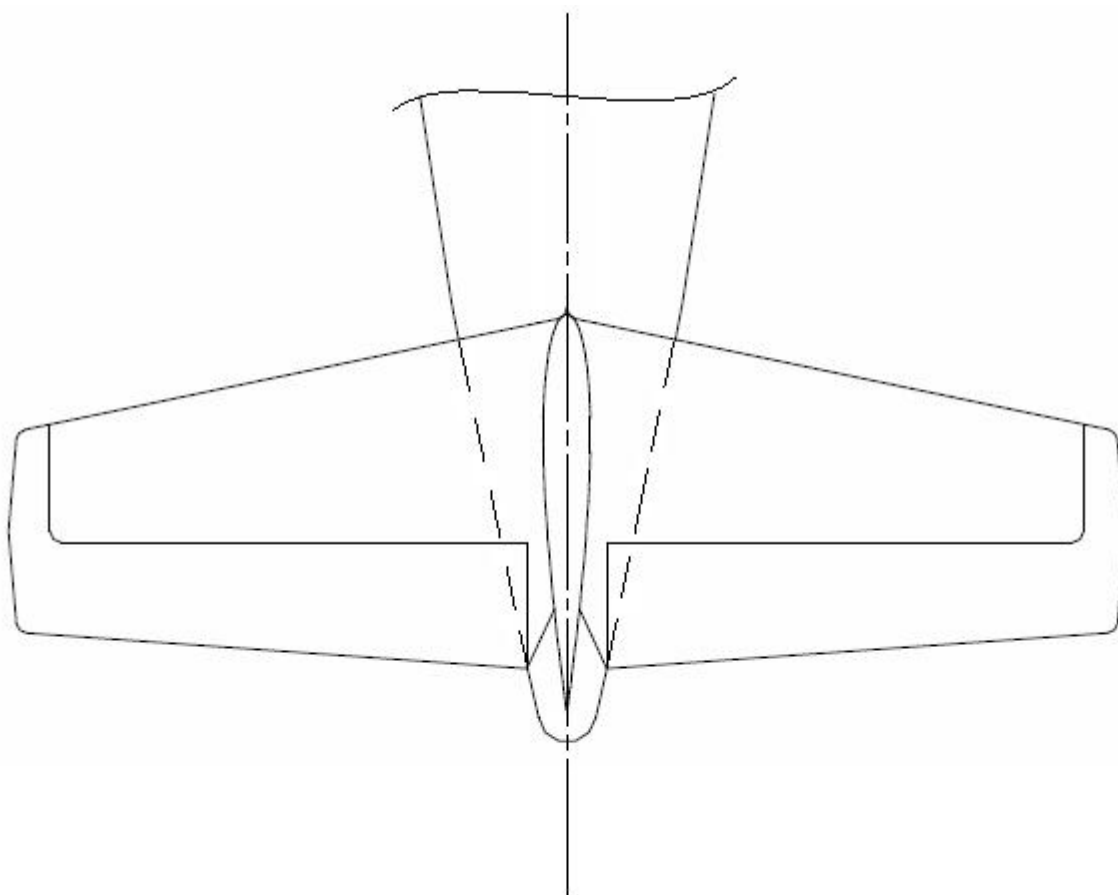
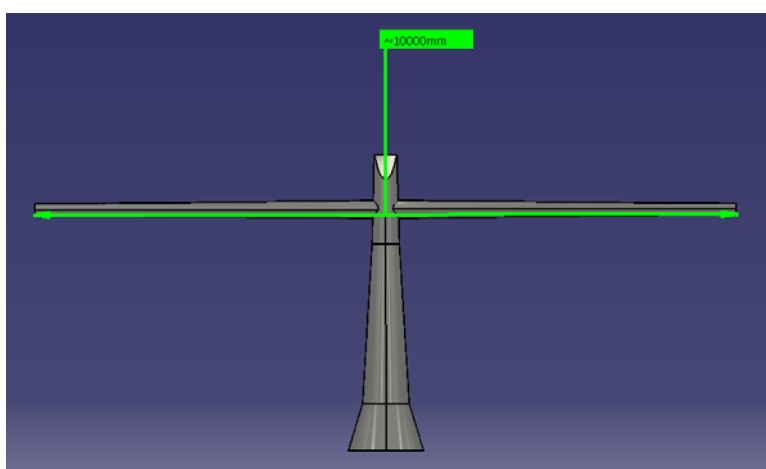
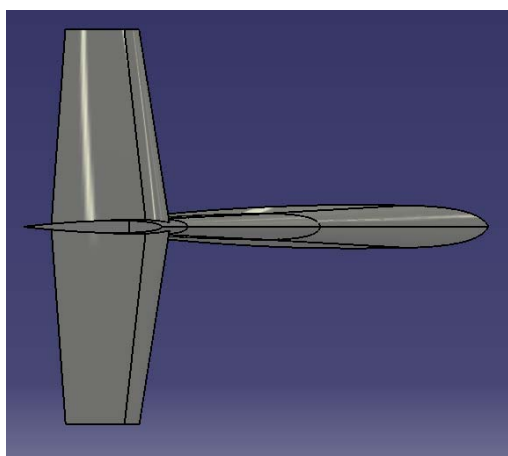


figura VII.2. Disegno preliminare del piano di coda orizzontale

Avendo scelto

$$c_{t,root} = 2.5 \text{ m}$$

$$c_{t,tip} = 1.55 \text{ m}$$



VIII

DIMENSIONAMENTO DELL'IMPELLAGGIO

VERTICALE

INDICE

- 7. Dimensionamento
- 8. Stabilità statica direzionale a comandi liberi
- 9. Controllo direzionale
- 10. Raffica laterale
- 11. Effetto Diedro
- 12. Risultati

1. DIMENSIONAMENTO

La condizione più critica per il dimensionamento dell'impennaggio verticale coincide con la piantata di un motore in condizioni di decollo. Infatti al verificarsi di tale fenomeno si genera un grosso momento di imbardata che deve essere equilibrato dal nostro piano di coda verticale. In una fase di dimensionamento preliminare come sempre prendiamo spunto dai velivoli di riferimento. In base a dati statistici viene fatta una prima stima della superficie del piano di coda verticale che andrà poi verificata.

$l_p=6.36m$	distanza dell'asse dell'elica dal piano di simmetria del velivolo
$l_v=18.5m$	distanza del baricentro del velivolo dal fuoco del piano verticale
$V_{STO}=54.6m/s$	velocità di stallo in configurazione di decollo
$\Pi_a=7228$	potenza di un solo motore alla massima ammissione ed a quota zero
$S_R/S_V=0.2$	Rapporto tra la superficie del timone e quella totale del piano verticale

Calcoliamo il momento di imbardata dato dalla piantata di un motore

$$M_T = \frac{\Pi_a \eta_p l_p}{V} = \frac{7228 \cdot 75 \cdot 0.82 \cdot 6.36}{V} = \frac{2827160}{V} [\text{kg} \cdot \text{m}]$$

L'efficacia del piano di coda è funzione del rapporto della superficie della parte mobile e la superficie totale del piano di coda :

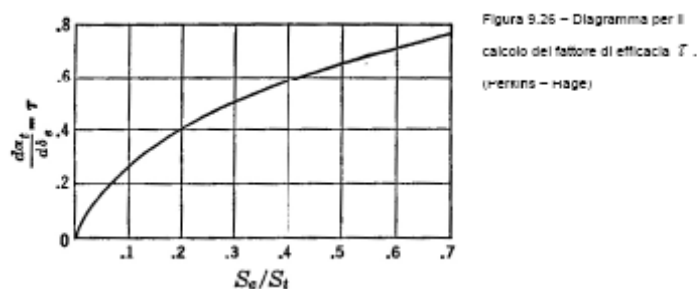


figura VIII.1: efficacia del piano di coda

$$S_R / S_V = 0.2 \longrightarrow \tau = 0.4$$

L'allungamento del nostro piano è dato da

$$AR_V = \frac{b_V^2}{S_V} = \frac{5^2}{21} = 1.19 \longrightarrow AR_{eff} = 1.55 \cdot AR_V = 1.84$$

Mentre il fondo corsa del timone di coda si ha per una deflessione $\delta_V=20^\circ$.

Utilizzando un profilo NACA 0012, avremo che la pendenza della retta di portanza del profilo è $a_{0V}=0.11[1/^\circ]$, quindi si ricava che la retta di portanza del piano di coda verticale è $a_V=0.053[1/^\circ]$.

Abbiamo tutti i dati che ci occorrono per calcolare il momento di imbardata fornito dalla massima deflessione del piano di coda in configurazione di decollo.

$$C_{YV} = a_V \tau \delta_V = 0.421$$

$$Y_V = C_{YV} S_V q_V = C_{YV} S_V \eta_V \left(\frac{1}{2} \rho_0 V^2 \right)$$

$$M_V = Y_V l_V$$

A questo punto poniamo l'equilibrio tra il momento di imbardata inversa dato dalla piantata del motore e quello correttivo dato dal piano verticale.

$$M_V = M_T$$

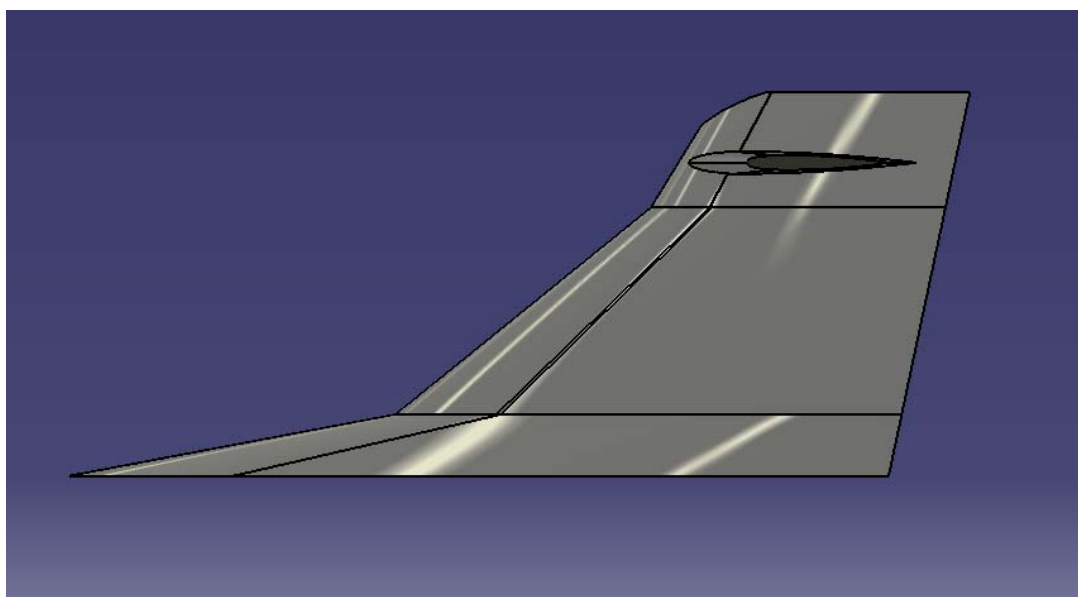
$$S_V = \frac{6106462}{V^3}$$

ove V è la minima velocità di controllo in configurazione di decollo

$$V_{MC} = 1.2 V_{STO} = 65.5 \text{ m/s}$$

Ricavando la superficie del piano di coda necessaria per l'equilibrio latero - direzionale del nostro velivolo, otteniamo

$$S_V = \frac{6106462}{65.5^3} = \mathbf{21.73 \text{ m}^2}$$



2. STABILITÀ STATICA DIREZIONALE A COMANDI LIBERI

La stabilità statica direzionale di un velivolo viene misurata attraverso il coefficiente $C_{n\beta}$, ovvero la derivata del coefficiente di imbardata rispetto all'angolo di derapata. Un velivolo viene considerato staticamente stabile da un punto di vista direzionale se in vista di una raffica laterale il velivolo tende a mettere la prua nella direzione della corrente. Il valore di $C_{n\beta}$ è dato dalla somma dei contributi delle parti principali del velivolo. La condizione maggiormente limitante è quella a comandi liberi perciò verrà verificata solo questa, visto che quella a comandi bloccati sarà sicuramente più stabilizzante.

- Il contributo dell'ala dipende dalla freccia ed quindi nullo nel nostro caso, visto che non c'è freccia.
- Il contributo della fusoliera è dato dalla relazione

$$C_{n\beta} = \frac{0.96K_{\beta}}{57.3} \left(\frac{S_s}{S_w} \right) \left(\frac{L_f}{b} \right) \left(\frac{h_1}{h_2} \right)^{1/2} \left(\frac{w_1}{w_2} \right)^{1/3}$$

$$\left. \begin{array}{l} d/L_f = 0.43 \\ L_f/h = 9.6 \end{array} \right\} \xrightarrow{\text{grafico}} K_{\beta} = 0.1$$

$$\frac{S_s}{S_w} = 0.89$$

$$\frac{L_f}{b} = \frac{34.64}{36.33} = 0.95$$

mentre per risulta che $h_1/h_2=1$ e $w_1/w_2=1$

quindi si ricava che $(C_{n\beta})_{\text{Fus}}=0.0014$.

- Il contributo dell'interferenza ala-fusoliera per un velivolo ad ala alta è $(C_{n\beta})_{\text{A-F}}=-0.0002$
- Il contributo delle eliche si ricava da

$$(C_{n\beta})_{\text{Full Power}}=1.5(C_{n\beta})_{\text{Midmilling}}$$

$$(C_{n\beta})_{\text{Midmilling}} = \frac{\pi D^2 l_p \left(\frac{dC_{yp}}{d\beta} \right) N}{4S_w b}$$

diametro dell'elica: $D=3\text{m}$

numero di propulsori: $N=2$

la distanza longitudinale dell'elica dal baricentro $l_p=6.36\text{m}$

per eliche a sei pale: $\left(\frac{dC_{yp}}{d\beta} \right) = 0.0051$

quindi si ricava che $(C_{n\beta})_{\text{Prop}} = 0.0001$.

- Il contributo del piano di coda verticale a comandi liberi si ricava dalla formula

$$C_{n\beta} = -a_v \eta_v \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \frac{S_s}{S_w} \frac{l_v}{b} \left(1 - \tau \frac{C_{h\alpha_v}}{C_{h\delta_r}} \right)$$

$$\eta_v \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta} \right) = 0.724 + 3.06 \cdot \frac{S_v / S_w}{1 + \cos \Lambda_{\frac{c}{4}}^{WING}} + 0.4 \cdot \frac{z_w}{d} + 0.009 \cdot AR_w = 1.27$$

$$\frac{C_{h\alpha_v}}{C_{h\delta_r}} = 0.625$$

quindi si ricava che $(C_{n\beta})_v = -0.00255$.

Facendo la somma di tutti i contributi

$$C_{n\beta} = (C_{n\beta})_w + (C_{n\beta})_{FUS} + (C_{n\beta})_{int\ erf.} + (C_{n\beta})_{TAIL}$$

si ricava che il velivolo ha un indice di stabilità direzionale pari a $C_{n\beta} = -0.00125$.

3. CONTROLLO DIREZIONALE

La potenza di controllo ci dà il coefficiente di imbardata per una deflessione unitaria del timone di coda. Essa è stimabile attraverso la seguente formula

$$C_{n\delta} = -a_v \eta_v \tau \frac{S_v}{S_w} \frac{l_v}{b}$$

quindi si ricava che $C_{n\delta} = 0.0018$.

4. RAFFICA LATERALE

Vogliamo calcolare la deflessione del timone di coda in presenza di raffiche laterali. Partiamo dall'equilibrio dei momenti intorno all'asse di imbardata:

$$\left(\frac{1}{2} \cdot \rho_{\infty} v_{\infty}^2 S_w b_w \right) \cdot C_{n\beta} \cdot \beta = \left[\left(\frac{1}{2} \cdot \rho_v v_v^2 S_v \right) \cdot a_v \cdot \tau \cdot \delta_v \right] \cdot l_v$$

$$\delta_v = \frac{C_{n\beta}}{a_v \eta_v \tau} \frac{S_w}{S_v} \frac{b}{l_v} \beta = -0.7 \cdot \beta$$

quindi si ricava che per le seguenti raffiche

$$\beta = \pm 5^\circ \longrightarrow \delta_v = \mp 3.5^\circ$$

$$\beta = \pm 10^\circ \longrightarrow \delta_v = \mp 7^\circ$$

5. EFFETTO DIEDRO

L'effetto diedro, è il momento di rollio risultante da un angolo di derapata β . Il nostro velivolo non presenta un angolo diedro.

- Il contributo del diedro geometrico è nullo.
- Il contributo dell'ala legato alla freccia è nullo.
- Il contributo dell'interferenza ala-fusoliera è $\Delta C_{l\beta} = -0.0006$.
- Il contributo del piano verticale è dato da

$$(C_{l\beta})_V = -a_V \cdot \eta_V \cdot \frac{S_V}{S} \cdot \frac{z_V}{b}$$

risulta essere $(C_{l\beta})_V = -0.00063$.

- Il contributo dell'interferenza ala-piano verticale è $\Delta C_{l\beta} = -0.00016$.

Facendo la somma di tutti i contributi

$$C_{l\beta} = (C_{l\beta})_W + (C_{l\beta})_{WT} + (\Delta C_{l\beta})_{int\ erf.1} + (C_{l\beta})_V + (\Delta C_{l\beta})_{int\ erf.2}$$

si ricava che il velivolo ha un effetto diedro pari a $C_{l\beta} = -0.00139$.



6. RISULTATI

Si è scelto dunque

$$b_v = 5 \text{ m}$$

$$S_v = 21.73 \text{ m}^2$$

Osservando il piano verticale dell'ATR72 possiamo fare un preliminare disegno del piano verticale, si veda figura 2.

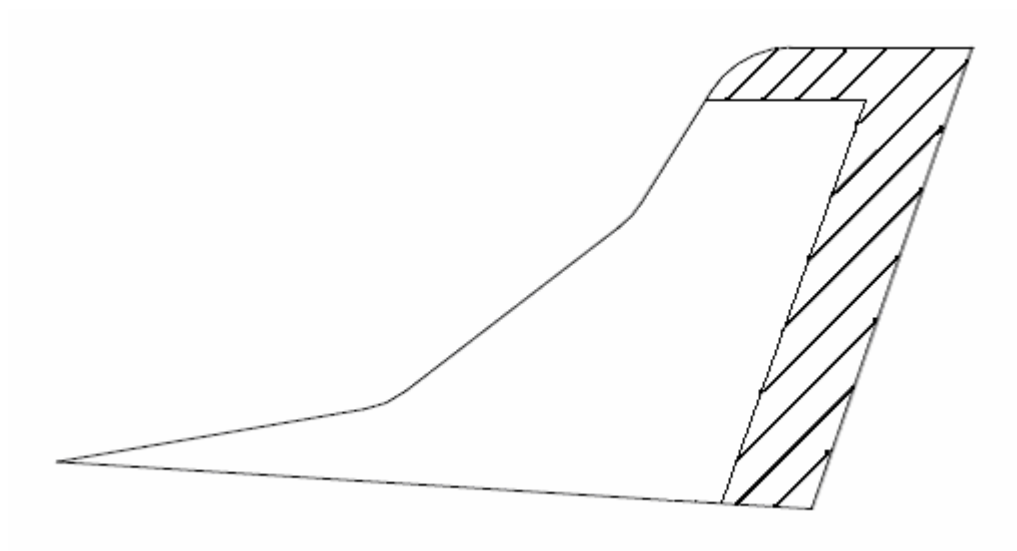
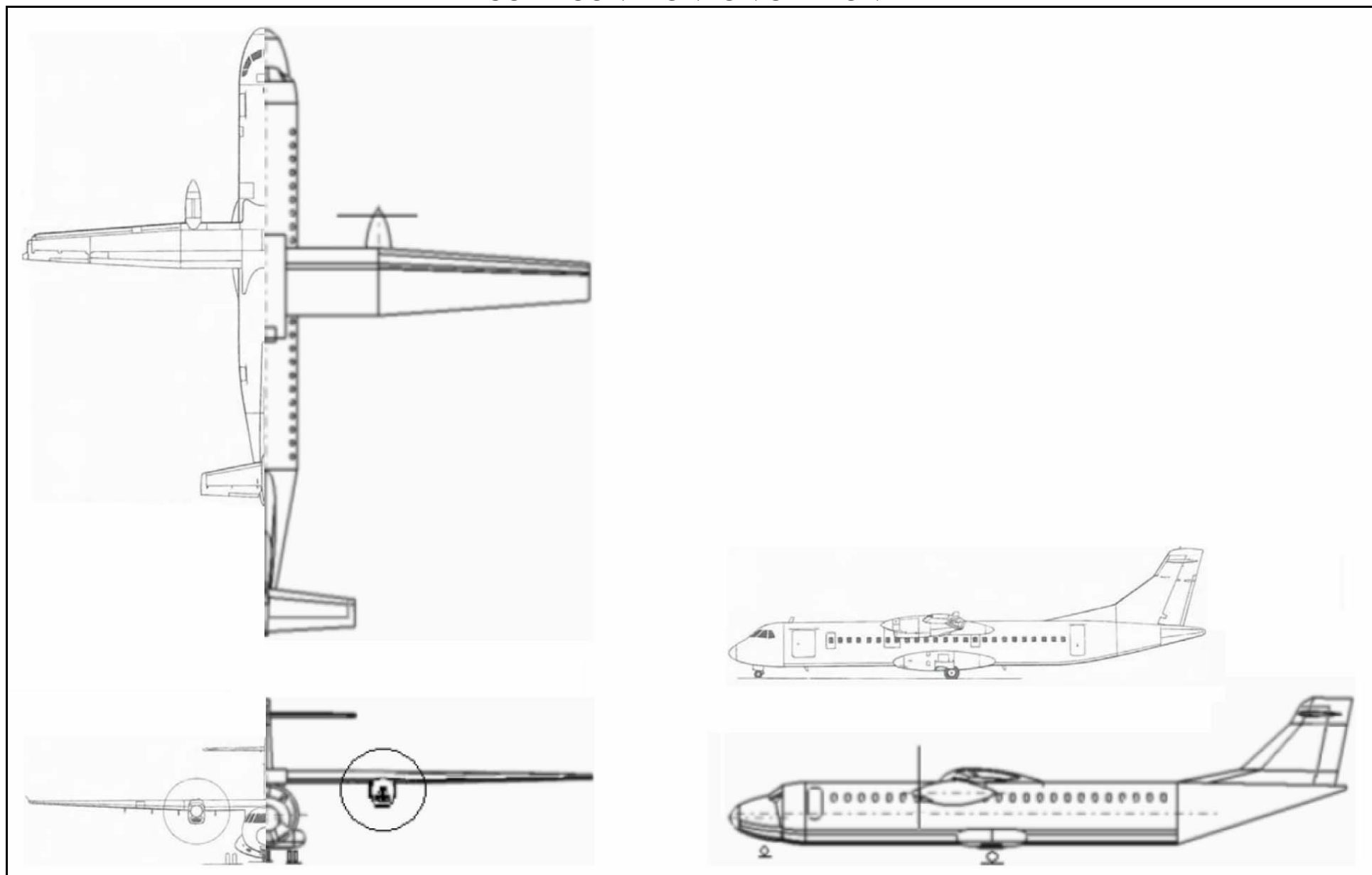


figura 2. Disegno preliminare del piano di coda verticale



TRITTICO DI CONFRONTO VOLTRON ATR72

scala 1:300

Bibliografia

1. Ira H. Abbott, Albert E. Von Doenhoff – *Theory of wing sections* – Dover, New York, 1959.
2. Jan Roskam, C. T. Lan – *Airplane Aerodynamics and performance* – Darcorp, Lawrence, 1997.
3. Jan Roskam – *Airplane Design part I-VIII* – Darcorp, Lawrence, 1985.
4. Egbert Torenbeek – *Synthesis of subsonic airplane design* – Delft University Press, 1976.
5. Courtland D. Perkins, Robert E. Hage – *Airplane performance, stability and control* – John Wiley & Sons Inc., New York, 1967.
6. Fotografie: www.airliners.net