

## **Capitolo 4 : Progetto dell'ala**

Determinato il valore del carico alare, e quindi della superficie necessaria, è possibile procedere con la determinazione delle caratteristiche, geometriche ed aerodinamiche, dell'ala. Il primo passo consiste nel fissare un altro dei parametri che definiscono la forma in pianta (apertura o allungamento alare), legati dalla relazione

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

Analizzando in letteratura queste caratteristiche per velivoli simili (per pesi e categoria) si è visto che un allungamento opportuno è 8.12; nella scelta si è optato per un allungamento leggermente più elevato della media della categoria, tenendo in considerazione che, data l'elevata autonomia di distanza richiesta, una minore resistenza indotta ha un impatto notevole sul consumo di carburante. Ne consegue, per una superficie di 348.66 m, una apertura alare di 53.20m.

La scelta del rapporto di rastremazione  $\lambda$  è dettata da criteri strutturali, in particolare la minimizzazione del peso a vuoto, che non sono (e non possono) essere analizzati nella fase di progetto generale della configurazione: si è adottato quindi un valore di 0.26, tipico per i velivoli della famiglia Boeing 757. Tale scelta comporta i seguenti valori per le corde di radice (non esposta) e di estremità

$$c_r = \frac{2}{1+\lambda} \cdot \frac{S}{b} = 10.40m \quad c_t = \lambda \cdot c_r = 2.70m$$

Non va però dimenticato che la rastremazione ha un effetto negativo sulla distribuzione di Cl lungo l'apertura: l'aumento di quest'ultimo, congiunto con la diminuzione del numero di Reynolds (per effetto della corda sempre più piccola) favorisce l'insorgere dello stallo nelle zone estreme dell'ala, proprio dove sono montati gli alettoni che rischiano, così, di essere inefficaci. Ciò sarà il punto di partenza per la determinazione della legge di svergolamento; in prima approssimazione possiamo dire che, senza svergolamento, la sezione di massimo Cl sarebbe infatti

$$\eta^* = 1 - \lambda = 0.74 = 74\%$$

che è incompatibile con l'esigenza di avere alettoni efficaci in condizioni di stallo.

In sintesi i parametri geometrici principali dell'ala sono i seguenti:

Superficie alare [S]	348.66 m <sup>2</sup>
Apertura alare [b]	53.20 m
Allungamento alare [AR]	8.12
Rapporto di rastremazione [ $\lambda$ ]	0.26
Corda di radice [ $c_r$ ]	10.40 m
Corda di estremità [ $c_t$ ]	2.70 m

Tabella 4.1 – Caratteristiche geometriche dell'ala (considerata dritta)

## ▪ Scelta dei profili delle sezioni di riferimento

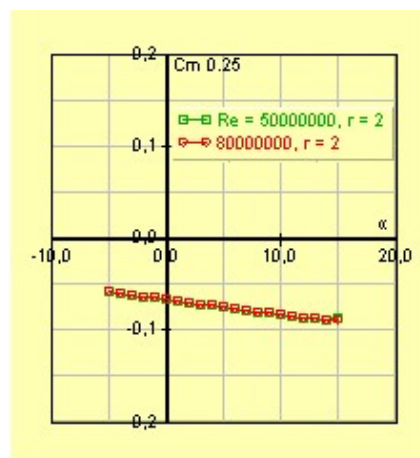
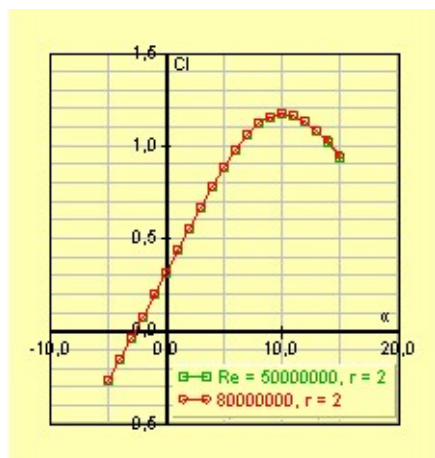
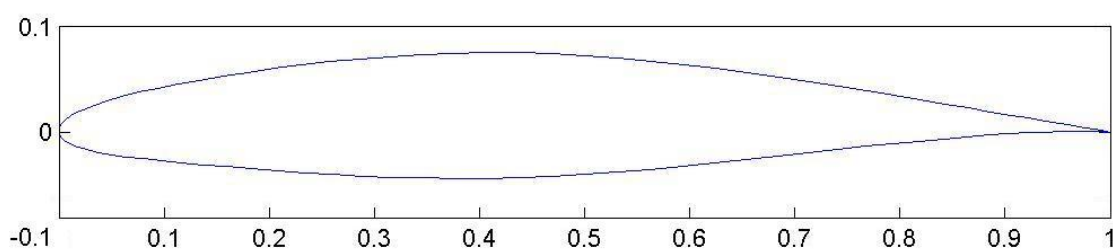
Preliminarmente si riportano le stazioni lungo l'apertura delle sezioni di riferimento e i relativi numeri di Reynolds, necessari per una corretta analisi del flusso bidimensionale intorno ai profili scelti.

Stazione	Corda	Profilo NACA	Re (35000ft, Mach 0.85) Condizioni di crociera	Re (0ft, velocità di stallo) Condizioni di atterraggio
Radice	10.40	65-312	84353948	53032626
31.92% (corda media geometrica)	7.31	65-310	53692173	33755823
Estremità	2.70	65-308	18397064	11566082

Tabella 4.2 – Sezioni di riferimento lungo l'apertura alare

In entrambe le condizioni di volo proposte, il numero di Reynolds resta su valori sufficientemente alti (in dettaglio maggiori di 7 milioni) da scongiurare rischi di stallo brusco e pericoloso (ad esempio da bolla corta). Per quanto riguarda la scelta dei profili, sarebbe stato ideale utilizzare gli stessi in uso nella famiglia di velivoli Boeing 757, ma questi non sono di pubblico dominio per ragioni di segreto industriale. In sostituzione sono stati scelti dei ben più noti profili NACA della 6° serie laminare, per le note proprietà di elevata efficienza aerodinamica, stabilità del numero di Mach critico inferiore (nell'intervallo di assetti corrispondenti alla “*sacca laminare*”), basso coefficiente di momento focale (minore sforzo torsionale sull'ala e più bassi carichi di bilanciamento sul piano di coda). In particolare si sono adottati profili che hanno  $C_l$  ideale (determinato dalla linea media) pari al  $C_l$  di crociera del velivolo (0.29, come determinato in precedenza); questa scelta ha lo scopo di minimizzare la resistenza in crociera. Lo studio del campo di moto intorno a questi profili è stato svolto con il software *Javafoil*. Di seguito si propongono i principali risultati dell'analisi dei profili, che è stata svolta ai valori del numero di Reynolds indicati nella precedente tabella per ciascun profilo, in modo da rispecchiare il più possibile le reali condizioni operative. Tutti i risultati rappresentati sono ottenuti in ipotesi di moto incompressibile.

### Profilo della sezione di radice: NACA 65-312



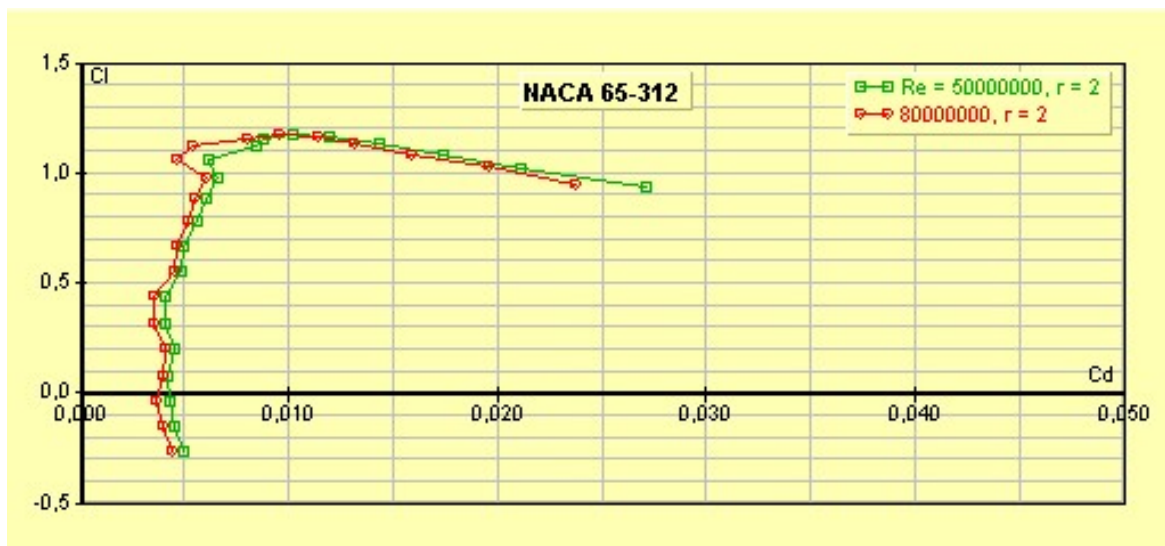
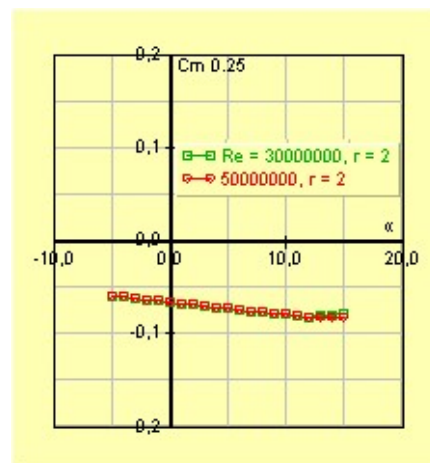
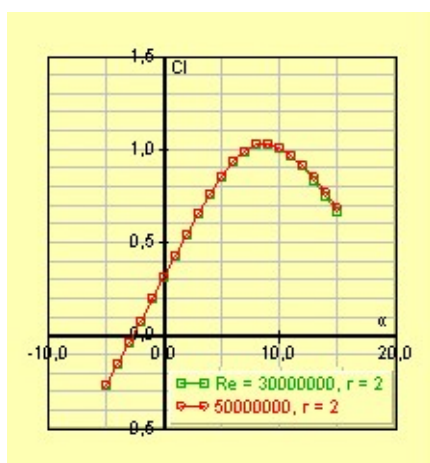
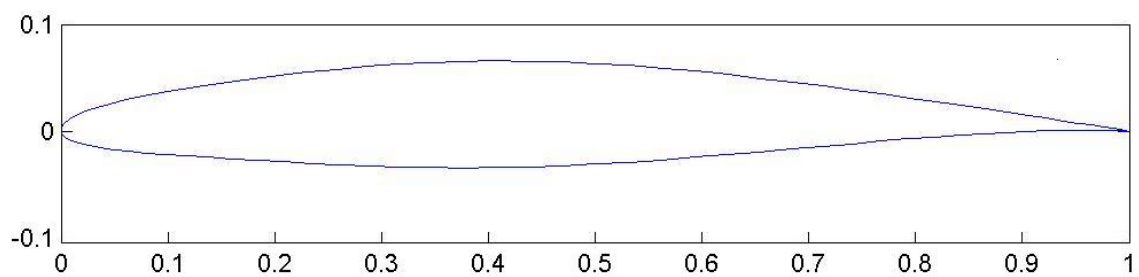


Figura 4.1 – Profilo di radice e relative caratteristiche aerodinamiche

#### Profilo della sezione di intermedia: NACA 65-310



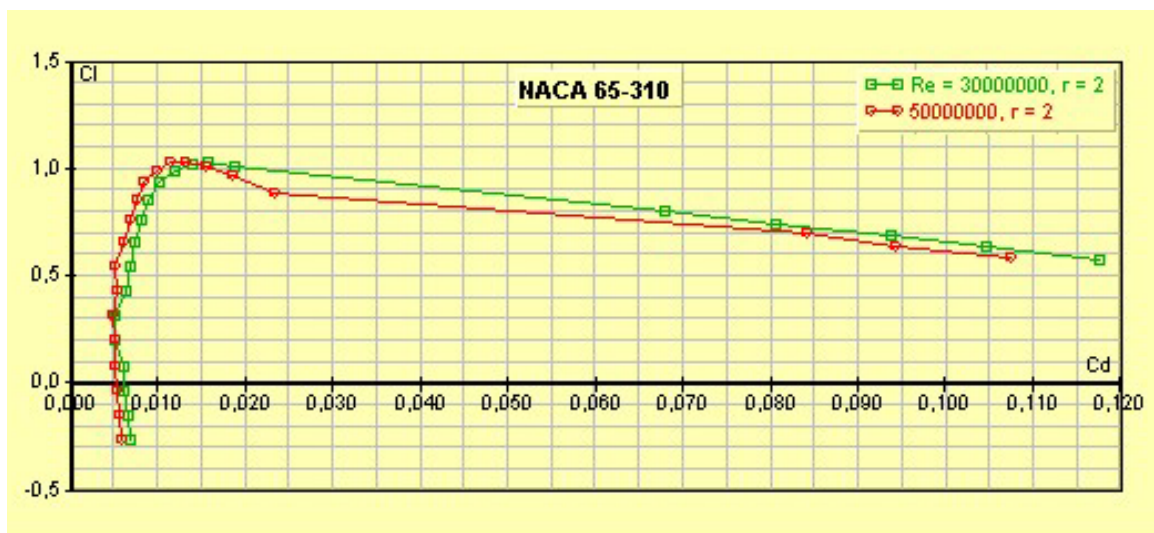
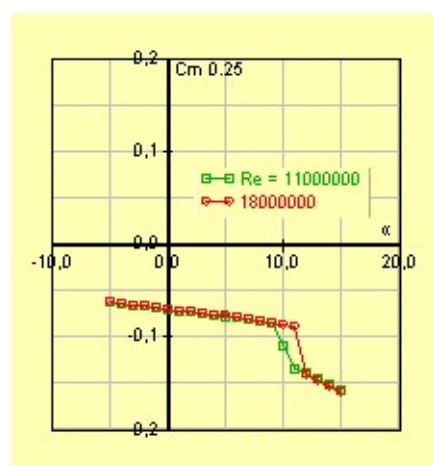
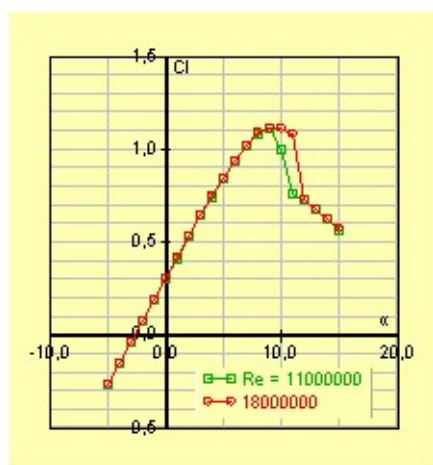
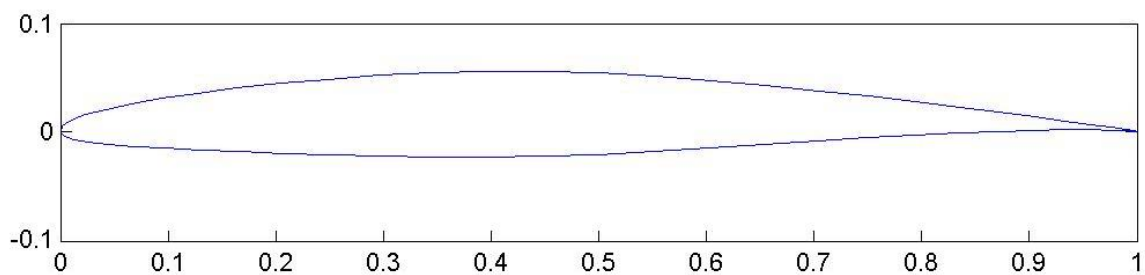


Figura 4.2 – Profilo al 31.92% dell'apertura alare e relative caratteristiche aerodinamiche

#### Profilo della sezione di estremità: NACA 65-308



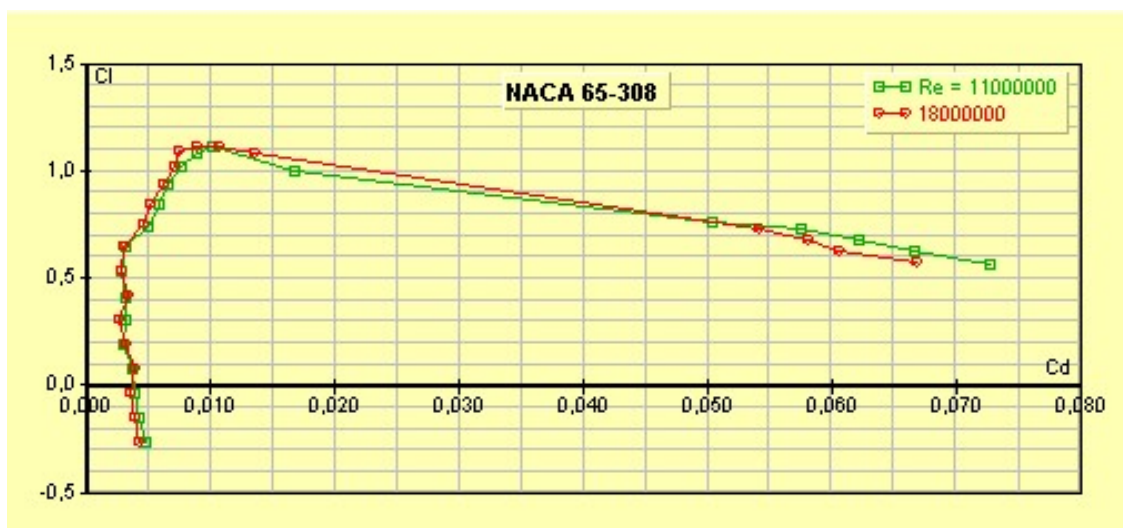


Figura 4.3 –Profilo di estremità e relative caratteristiche aerodinamiche

Infine riportiamo in forma tabulare i risultati ottenuti al numero di Reynolds di crociera:

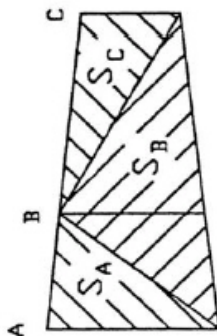
NACA 65-312				NACA 65-310			NACA 65-308		
Re = $80 \times 10^6$ $Cl_a = 0,118$				Re = $50 \times 10^6$ $Cl_a = 0,115$			Re = $20 \times 10^6$ $Cl_a = 0,115$		
$\alpha$ [°]	Cl	Cd	Cm 0.25	Cl	Cd	Cm 0.25	Cl	Cd	Cm 0.25
-3	-0,043	0,00304	-0,06	-0,043	0,00205	-0,06	-0,043	0,00384	-0,059
-2	0,075	0,00302	-0,062	0,073	0,00214	-0,062	0,071	0,00389	-0,061
-1	0,193	0,00304	-0,063	0,19	0,00307	-0,063	0,186	0,00298	-0,062
0	0,311	0,00304	-0,065	0,306	0,00275	-0,064	0,301	0,00277	-0,063
1	0,429	0,00293	-0,067	0,422	0,0032	-0,066	0,415	0,00259	-0,064
2	0,546	0,00322	-0,069	0,537	0,00328	-0,067	0,527	0,00284	-0,066
3	0,661	0,0034	-0,07	0,649	0,00321	-0,069	0,634	0,00307	-0,067
4	0,772	0,00361	-0,072	0,754	0,00372	-0,07	0,734	0,00457	-0,068
5	0,876	0,00386	-0,074	0,851	0,00407	-0,072	0,82	0,00543	-0,069
6	0,971	0,0035	-0,076	0,937	0,00467	-0,073	0,893	0,00624	-0,07
7	1,054	0,00473	-0,077	1,007	0,00522	-0,074	0,947	0,00719	-0,071
8	1,122	0,00517	-0,079	1,059	0,00506	-0,076	0,971	0,00731	-0,072
9	1,172	0,00487	-0,081	1,09	0,00675	-0,077	0,943	0,00899	-0,074
10	1,204	0,00556	-0,082	1,102	0,00775	-0,079	0,884	0,01082	-0,075
11	1,216	0,0076	-0,084	1,094	0,00877	-0,08	0,803	0,01372	-0,075
12	1,21	0,00869	-0,085	1,049	0,01027	-0,081	0,594	0,06725	-0,05
13	1,187	0,00984	-0,087	0,974	0,01296	-0,082	0,523	0,07353	-0,052

Tabella 4.3 – Caratteristiche aerodinamiche dei profili delle sezioni di riferimento

## ▪ Caratteristiche del profilo medio aerodinamico

E' possibile ricavare le caratteristiche del profilo medio aerodinamico dell'ala attraverso una media pesata delle caratteristiche dei profili delle sezioni di riferimento, attraverso tre opportune costanti ricavabili da semplici considerazioni geometriche sulla forma in pianta dell'ala dritta (ossia non si considerano per ora la freccia né lo svergolamento).

Con riferimento al seguente schema:



$$S_A = 64.07m^2 \Rightarrow K_A = \frac{S_A}{S} = 0.3675$$

$$S_B = 88.33m^2 \Rightarrow K_B = \frac{S_B}{S} = 0.5067$$

$$S_C = 21.94m^2 \Rightarrow K_C = \frac{S_C}{S} = 0.1258$$

Figura 4.4 – Schema di suddivisione della semiala

$$Cl_{pm} = K_A \cdot Cl_A + K_B \cdot Cl_B + K_C \cdot Cl_C$$

$$Cd_{pm} = K_A \cdot Cd_A + K_B \cdot Cd_B + K_C \cdot Cd_C$$

$$Cm_{pm} = K_A \cdot Cm_A + K_B \cdot Cm_B + K_C \cdot Cm_C$$

$$\tau_{pm} = K_A \cdot \tau_A + K_B \cdot \tau_B + K_C \cdot \tau_C = 9.72\%$$

$\alpha$ [°]	$Cl_{pm}$	$Cd_{pm}$	$Cm_{pm} (0.25)$
-3	-0,043	0,002639	-0,05987
-2	0,0734833	0,002684	-0,06187
-1	0,1905992	0,003048	-0,06287
0	0,3072083	0,002859	-0,06424
1	0,4236917	0,003024	-0,06612
2	0,5390492	0,003203	-0,06761
3	0,6515225	0,003262	-0,06912
4	0,7580984	0,003787	-0,07048
5	0,8562867	0,004164	-0,07236
6	0,9439584	0,004438	-0,07373
7	1,0167226	0,005288	-0,07473
8	1,0710793	0,005384	-0,0766
9	1,1016377	0,006341	-0,07809
10	1,1120537	0,007331	-0,0796
11	1,102218	0,008963	-0,08084
12	1,0509141	0,016859	-0,07857
13	0,9955274	0,019435	-0,08006

Tabella 4.4 – Caratteristiche aerodinamiche del profilo medio

### ▪ Angolo di freccia e svergolamento geometrico

Da specifica, il velivolo in oggetto viaggia ad un numero di Mach di crociera di 0.85, valore non ottenibile senza l'adozione di un angolo di freccia abbastanza elevato su tutti i piani portanti, quindi non solo per l'ala ma anche per i piani di coda. Purtroppo non esiste un metodo che permette di valutare, a questo stadio di progettazione, l'esatto angolo di freccia necessario per attingere le prestazioni volute. Perciò si considera un valore tipico per la categoria, per poi verificare che sia sufficiente per assicurare che sia il numero di Mach critico inferiore che il numero di Mach di divergenza della resistenza siano entrambi maggiori del numero di Mach di crociera previsto dalla specifica assegnata. Il valore scelto per la progettazione preliminare dell'ala è

$$\Lambda_{\frac{c}{4}} = 26^\circ$$

Un'altra tecnica progettuale per ridurre gli effetti di comprimibilità consiste nell'adozione di opportune estensioni al bordo di attacco o di uscita (o anche di entrambi se necessario) dell'ala: in questo modo si riduce lo spessore percentuale effettivo dei profili, al quale corrisponde un aumento del numero di Mach critico inferiore. Ciò risulta pertanto necessario nelle zone di maggiore spessore, ossia nella zona di radice (necessario per la resistenza strutturale). Per valutare le modifiche alla forma in pianta dell'ala, dovute all'introduzione dell'angolo di freccia e delle



necessarie estensioni, si è utilizzato un software dedicato fornito sul sito “Aircraft Design Syntesys and Analysis” dell’Università di Stanford, di cui si riportano i risultati ottenuti:

Inputs	
Ref. Area	348.66
Aspect Ratio	8.12
Sweep	26,0
Taper	0.26
L.E. Extension	0.0
T.E. Extension	0.19
Extension Span	0.3

Results	
Span	53.208263
Length	17.034222
Gross Area	364.4327
Root Chord	12.377401
Exposed Root	8.90541
M.A.C.	7.8806543
yMAC	10.350091
Aero Center(xac)	66.99451

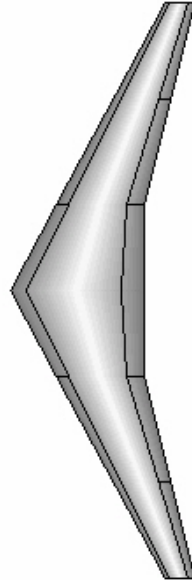


Figura 4.5 – Schema in pianta dell’ala (Stanford, Aircraft Design Syntesys and Analysis)

Caratteristiche modificate	
Corda di radice	12.38 m
Corda di estremità	3.22 m
Corda media aerodinamica	7.88m

Tabella 4.5 – Parametri geometrici dell’ala reale

Per terminare il dimensionamento geometrico dell’ala è necessario determinare la legge (lineare per semplicità) di svergolamento geometrico lungo l’apertura alare, necessaria su un’ala rastremata per scongiurare il pericolo di stallo alle estremità. Lo stesso software dell’Università di Stanford permette di determinare la distribuzione di carico lungo l’apertura alare, e quindi di scegliere lo svergolamento opportuno: riportiamo i risultati ottenuti.

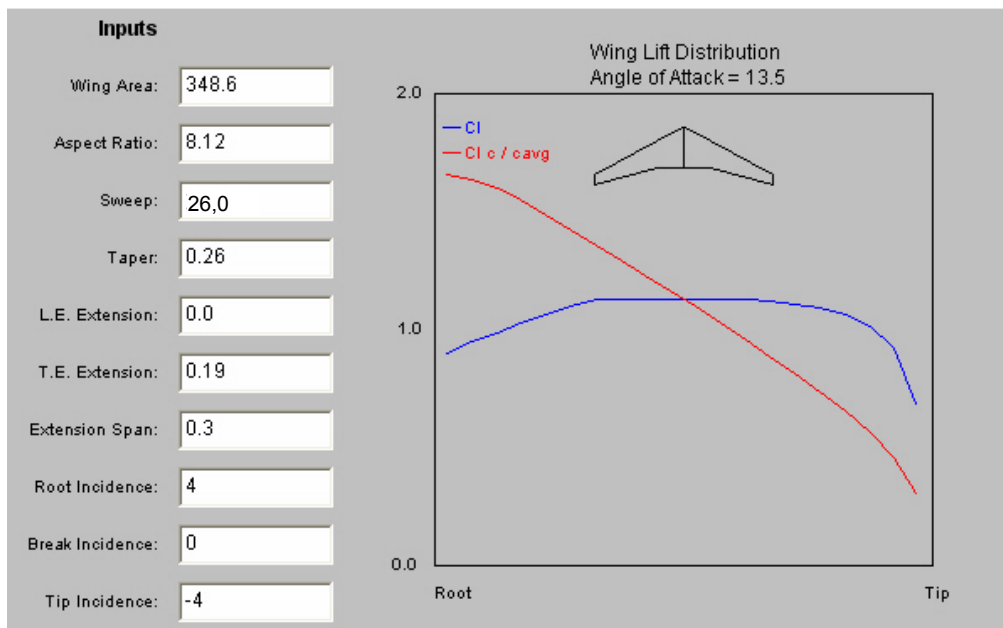


Figura 4.6 – Distribuzione di carico lungo la semiapertura alare in condizioni di stallo della prima sezione (Stanford, Aircraft Design Syntesys and Analysis)

In particolare, si è scelto di adottare un'incidenza della corda di radice pari a  $+4^\circ$  (coincidente con l'angolo di calettamento dell'ala rispetto alla retta di riferimento della fusoliera  $i_w$ ) e un'incidenza della corda di estremità di  $-4^\circ$ : con questa configurazione, come si può vedere dalla figura #, la prima sezione ha raggiungere lo stallo è posizionata poco oltre il 50% della semiapertura alare. In virtù dei profili scelti, che hanno tutti la stessa linea media, e quindi angolo di incidenza della retta di portanza nulla, è nullo lo svergolamento aerodinamico.

### ▪ Curva di portanza e polare dell'ala isolata

Definite tutte le principali caratteristiche geometriche dell'ala, nonché individuate quelle aerodinamiche dei profili, è possibile costruire i diagrammi delle forze aerodinamiche (portanza e resistenza) e del momento per l'ala isolata.

Assumendo come  $C_{Lmax}$  dell'ala il valore del coefficiente di portanza a cui ha inizio il sentiero di stallo, questi è facilmente determinabile grazie alla distribuzione del carico lungo l'apertura di figura # : in particolare risulta  $C_{Lmax} = 1.10$ , corrispondente ad un angolo di attacco di circa  $13.5^\circ$ . Come atteso, è un valore intermedio rispetto ai coefficienti di portanza massima dei profili delle sezioni di riferimento (1.22 per la sezione di radice, 1.11 per la sezione intermedia e 0.97 per la sezione di estremità).

Per l'angolo di inclinazione della retta di portanza nulla si è utilizzata la seguente formula:

$$\alpha_{ZL} = (\alpha_{Cl=0})_{root} + J \cdot \varepsilon$$

$$\varepsilon = \frac{4A}{c_{tip} \cdot Cl_{\alpha pm} \cdot b}$$

$$A = \int_0^{b/2} \varepsilon_a(y) \cdot c(y) \cdot Cl_\alpha(y) dy$$

$$\varepsilon_a(y) = [\alpha_{Cl=0}(y) - \alpha_{Cl=0}(y=0)]$$

dove  $J$  (pari in questo caso a  $-0.385$ ) è ottenuto dal seguente grafico:

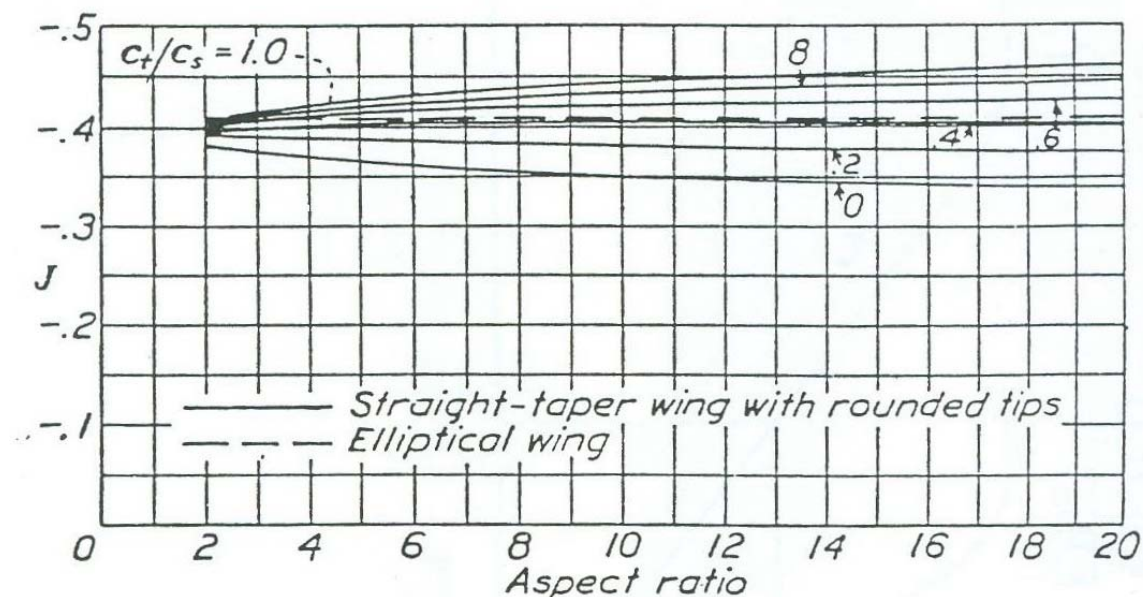


Figura 4.6 – Diagramma per la determinazione di  $J$



Questa formulazione ha condotto ad un valore  $\alpha_{zL} = -0.767$

Per il coefficiente angolare del tratto lineare della curva di portanza vale la seguente formula:

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi \cdot AR}{2 + \sqrt{\frac{AR^2 \cdot \beta^2}{K^2} \left( 1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{\frac{c}{4}}}{\beta^2} \right) + 4}}$$

$$\beta^2 = 1 - M^2$$

$$K = \frac{C_{l\alpha pm} \cdot \beta}{2\pi}$$

dalla quale risulta, in condizioni di crociera (M=0.85) a  $C_{L\alpha} = 0.086 \text{ deg}^{-1}$  mentre vale, in condizioni di atterraggio (M=0),  $C_{L\alpha} = 0.104 \text{ deg}^{-1}$ .

Per la determinazione della curva polare dell'ala isolata, si ipotizza che

$$C_D = C_{D0}^W + C_{Di} \quad \text{dove} \quad C_{D0}^W = (C_d)_{pm}$$

mentre il contributo di resistenza indotta dalla portanza può essere valutato attraverso il già citato software dell'Università di Stanford. Riportiamo i risultati sia in forma tabulare che grafica.

$\alpha$ [°]	CL	CDi	CD0	CD					
-4	-0,344	0,0054596	0,00439	0,00985	4,5	0,387	0,0069098	0,00547	0,01238
-3,5	-0,301	0,00418	0,00409	0,00827	5	0,43	0,0085306	0,00585	0,014381
-3	-0,258	0,003071	0,00408	0,007151	5,5	0,473	0,010322	0,00603	0,016352
-2,5	-0,215	0,0021326	0,004	0,006133	6	0,516	0,012284	0,00658	0,018864
-2	-0,172	0,0013649	0,00311	0,004475	6,5	0,559	0,0144167	0,00647	0,020887
-1,5	-0,129	0,0007678	0,00317	0,003938	7	0,602	0,0167199	0,0073	0,02402
-1	-0,086	0,0003412	0,00318	0,003521	7,5	0,645	0,0191938	0,00805	0,027244
-0,5	-0,043	8,531E-05	0,00308	0,003165	8	0,688	0,0218382	0,00836	0,030198
0	0	0	0,00243	0,00243	8,5	0,731	0,0246533	0,009	0,033653
0,5	0,043	8,531E-05	0,00317	0,003255	9	0,774	0,027639	0,00969	0,037329
1	0,086	0,0003412	0,00319	0,003531	9,5	0,817	0,0307953	0,01053	0,041325
1,5	0,129	0,0007678	0,00331	0,004078	10	0,86	0,0341223	0,01134	0,045462
2	0,172	0,0013649	0,00327	0,004635	10,5	0,903	0,0376198	0,01252	0,05014
2,5	0,215	0,0021326	0,00439	0,006523	11	0,946	0,0412879	0,01336	0,054648
3	0,258	0,003071	0,00457	0,007641	13	1,118	0,0576666	0,07335	0,131017
3,5	0,301	0,00418	0,00496	0,00914	15	1,29	0,0767751	0,09922	0,175995
4	0,344	0,0054596	0,00529	0,01075	17	1,462	0,0986133	0,12134	0,219953

Tabella 4.6 – Polare dell'ala isolata

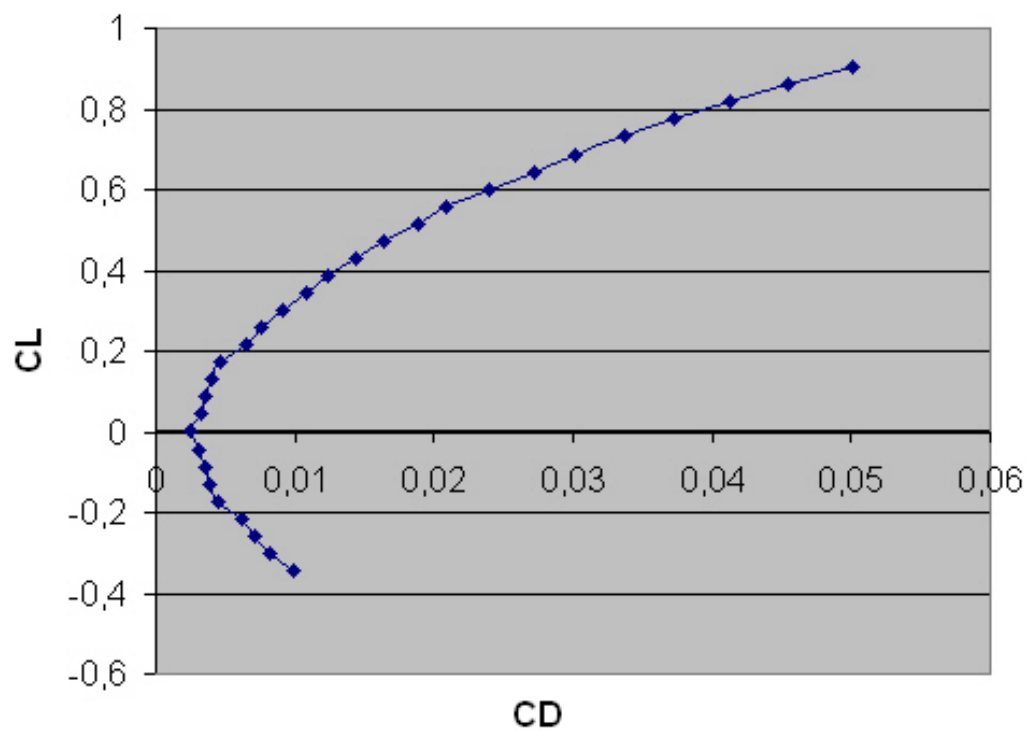


Figura 4.7 – Polare dell'ala isolata

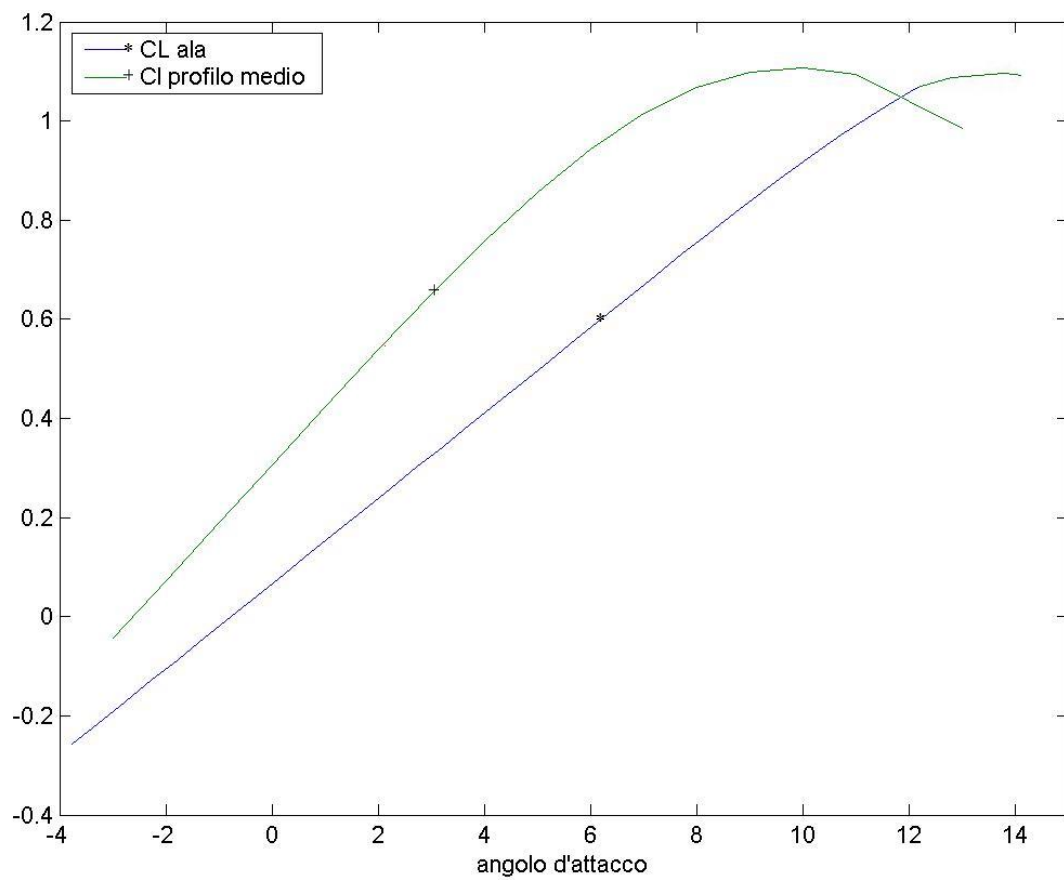


Figura 4.8 – Confronto tra le curve di portanza dell'ala (isolata) e del profilo medio

## ▪ Coefficiente di momento dell'ala isolata e posizione del centro aerodinamico

Per il coefficiente di momento, valutato rispetto al centro aerodinamico dell'ala, e quindi costante al variare dell'assetto, si utilizzano le seguenti relazioni:

$$C_{Mac}^W = C_{M1} + C_{M2} = \text{costante} = -0.00139$$

$$C_{M1} = \frac{2}{S_C} \int_0^{b/2} Cl_b(y) \cdot x \cdot c(y) dy = 0.059$$

$$C_{M2} = \frac{2}{S_C} \int_0^{b/2} C_{mac}(y) \cdot c^2(y) dy = -0.06039$$

dove è stato indicato con  $Cl_b$  il carico basico (dovuto allo svergolamento) e con  $\bar{c}$  la corda media aerodinamica.

Infine, per quanto riguarda il centro aerodinamico, questi dipende fortemente dalla forma in pianta: una stima può essere fatta attraverso il seguente grafico:

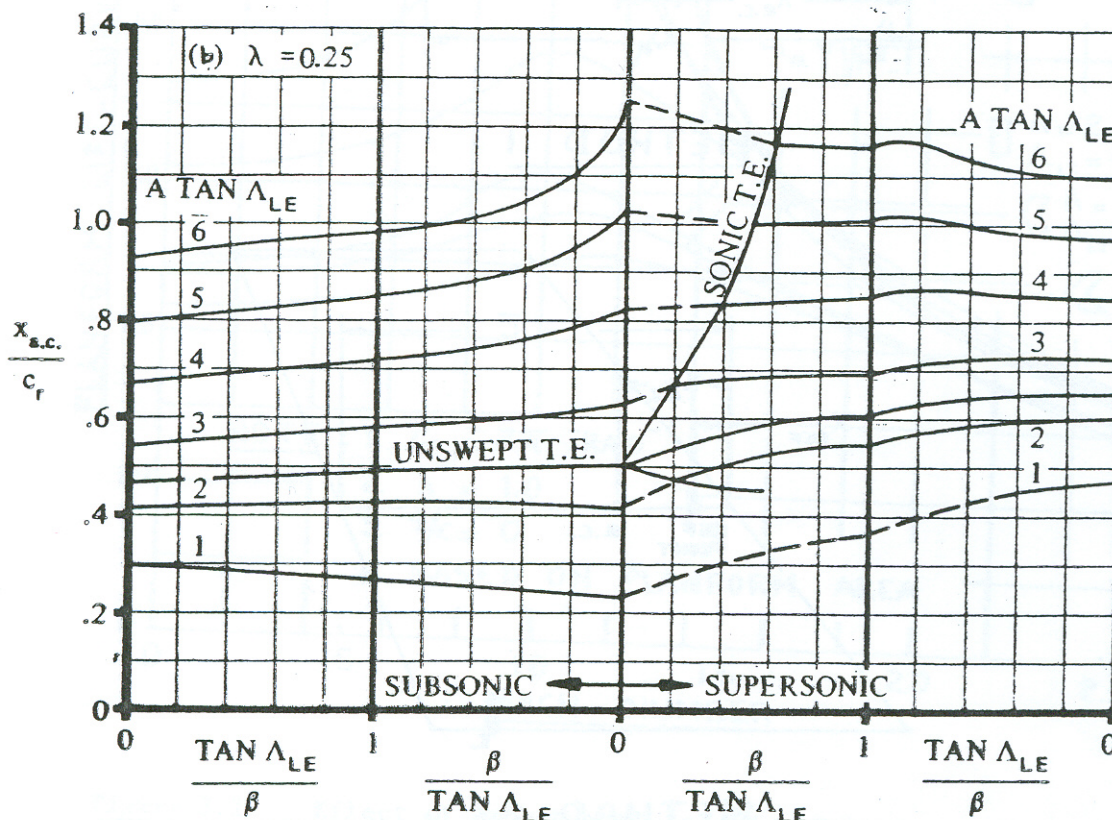


Figura 4.9 – Stima della posizione del centro aerodinamico

Dato che  $\frac{\tan(\Lambda_{LE})}{\beta} = 0.56$  e  $AR \cdot \tan(\Lambda_{LE}) = 4$ , troviamo  $\frac{x_{ac}}{c_r} = 0.7$ . E' stato verificato che

l'effetto del numero di Mach (attraverso  $\beta = \sqrt{1 - M^2}$ ) è trascurabile e pari all'1% circa. L'angolo di freccia al bordo d'attacco può essere ricavato dalla seguente relazione, essendo  $26^\circ$  la freccia ad  $\frac{1}{4}$  della corda:

$$\tan(\Lambda_n) = \tan(\Lambda_m) - \frac{4 \cdot (n - m)}{AR} \left( \frac{1 - \lambda}{1 + \lambda} \right)$$

dove n e m sono espressi in frazioni della corda di radice; si è ottenuto  $\Lambda_{LE} = 29.5^\circ$ .

Per i successivi calcoli di stabilità, conviene però riferirsi alla posizione del centro aerodinamico dell'ala sulla corda media: da semplici considerazioni geometriche, essendo la sezione media posizionata a 10.35 m lungo la semiapertura, il centro aerodinamico risulta al 35% della corda media aerodinamica.

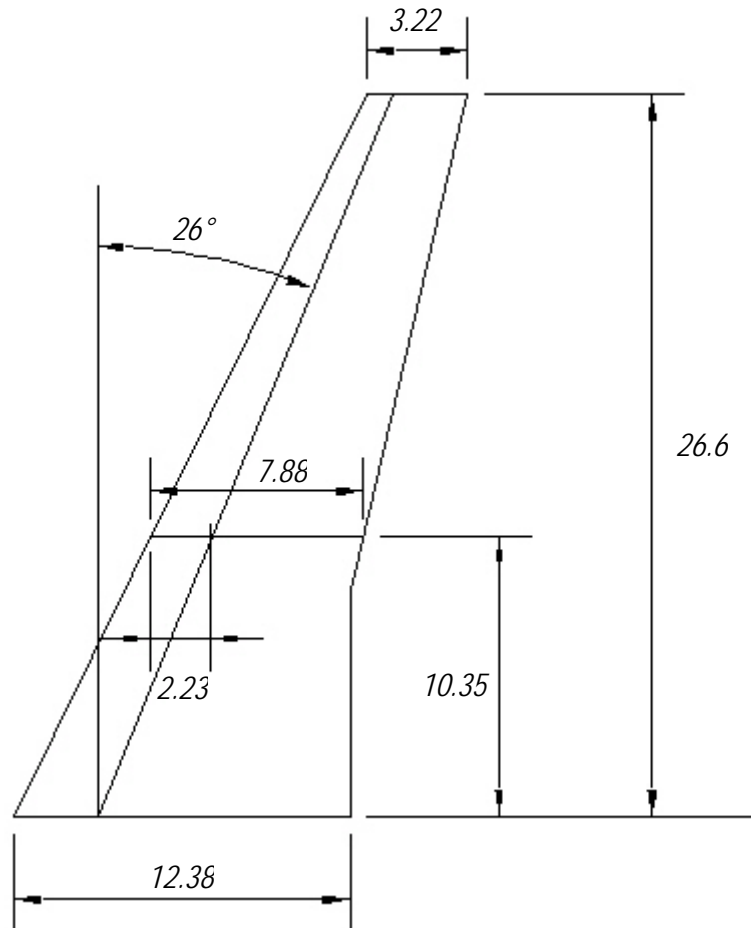


Figura 4.10 – Schema delle dimensioni dell'ala e posizione del centro aerodinamico

La posizione del centro aerodinamico riportata è tuttavia relativa al velivolo parziale (cioè tenendo conto dell'effetto di fusoliera e gondole motore): il calcolo di questi contributi è però rimandato al Capitolo 5.