



Capitolo 4. Progetto dell'ala.

4.1. Introduzione.

Preliminarmente il progetto dell'ala prevede l'assegnazione ad essa di una forma in pianta ed uno svergolamento che ottimizzi i requisiti di peso strutturale, resistenza e C_{Lmax} ; infatti come è noto nella scelta dei parametri di progetto si deve tener conto che ciascun parametro influenza oltre che la resistenza aerodinamica e il peso strutturale, anche le caratteristiche di stallo, il volume del combustibile, le performance, i costi di produzione, etc. Quindi questo approccio ci permette di disegnare l'ala a partire dalla distribuzione di portanza desiderata che ha un ruolo fondamentale nella sua progettazione direttamente legata alla sua geometria e dai cui dipendono direttamente la resistenza indotta, il peso strutturale e le caratteristiche di stallo. Una volta nota la distribuzione di portanza, si determinano lo svergolamento, la rastremazione e gli spessori richiesti per definire tale distribuzione. Per quanto concerne i velivoli transonici è necessario considerare il limitato spessore percentuale che devono necessariamente avere i profili per problemi legati alla comprimibilità.



4.2. Dimensionamento.

Avendo determinato il punto di progetto abbiamo determinato il carico alare e di conseguenza la superficie alare $S = 385 \text{ m}^2$, in più dal confronto con alcuni velivoli simili abbiamo potuto determinare l'allungamento alare $AR = 9$ del nostro velivolo e quindi l'apertura alare $b = 60 \text{ m}$.

VELIVOLO	AR
Boeing 737-300	7.9
Boeing 777-300	8.68
Airbus A330-300	10
McDonnell-Douglas MD80	7.87

Tabella 1 : Confronto dell'allungamento alare AR tra i vari velivoli.



Fig.1 : Vista dall'alto del Boeing B787.



Dal confronto con altri velivoli della stessa categoria e considerando il posizionamento dei motori, entro gondole alari, si sceglie come forma in pianta quella di un'ala con doppia rastremazione, ovvero per motivi strutturali consideriamo la doppia rastremazione a partire dal 40% dell'apertura, ovvero la seconda rastremazione parte dalla stazione immediatamente successiva alla gondola motore come è possibile osservare nella figura seguente.



Fig.2 : Ala destra del Boeing B787.

Il valore del rapporto di rastremazione λ quindi dipende fortemente da esigenze di carattere strutturali, in quanto influenza la distribuzione del carico lungo l'apertura alare determinando una forte riduzione verso l'estremità e una conseguente riduzione del momento flettente alla radice e quindi di un aumento



della rigidità complessiva. Questo alleggerisce gli elementi che caratterizzano la superficie portante e quindi riduce il rapporto tra peso a vuoto e massimo al decollo. Un importante svantaggio della rastremazione che non può essere trascurato è definito entro la distribuzione del C_L lungo l'apertura alla radice che presenta un notevole incremento nelle sezioni all'estremità, dove diminuisce il numero di Re locale e favorisce lo stallo nella zona in corrispondenza degli alettoni con conseguente perdita di efficacia dei comandi. Volendo determinare il punto lungo la semiapertura alare dove si ottiene il massimo coefficiente di portanza è possibile utilizzare un metodo valido per ali non svergolate basato sulla seguente relazione :

$$\eta_{CL_{max}} = 1 - \lambda$$

dalla quale si ottiene per il nostro velivolo $\lambda = 0.25$ con un picco del C_L al 75% della semiapertura alare. Da tale rapporto di rastremazione si ottengono i seguenti valori delle corde alla radice e alla estremità :

$$C_{root} = 10.3 \text{ m} \quad \text{e} \quad C_{tip} = 2.6 \text{ m}$$

A cui in fine si unisce un'opportuna legge di svergolamento che allontana il pericolo dello stallo di estremità. In definitiva possiamo riassumere i dati ricavati per determinare la forma in pianta e quindi il suo dimensionamento geometrico :



Superficie alare S	385 m²
Apertura alare b	60 m
Allungamento alare AR	9
Corda all'estremità Ct	2.6 m
Corda alla radice Croot	10.3 m

4.3.Profilo.

Per poter determinare le caratteristiche aerodinamiche dell'ala è necessario determinare le caratteristiche aerodinamiche del corrispondente profilo medio. Non essendo attualmente disponibili le informazioni riguardanti i profili utilizzati per il Boeing 787, determineremo i nostri profili mediante un'analisi semplificata basata sull'analisi delle caratteristiche di volo.

Stazione	Corda	Re (condizione di crociera $z=35000\text{ft}$; $M=0.85$)	Re (condizione di atterraggio $z=0\text{ ft}$; $M=0.142$)	Re (cond. minimo Re $z=35000\text{ft}; M=0.142$)
Radice	10.3m	66000000	58000000	22000000
Estremità	2.6m	1700000	1500000	560000
40%corda	6.13m	40000000	35000000	13500000

Tabella 2 : Valori del Re a diverse stazioni dell' ala e a diverse condizioni di volo.



Come si può notare abbiamo analizzato le condizioni operative di volo in fase di crociera ed atterraggio ed in più abbiamo posto l'attenzione sulle condizioni non operative di quota di crociera e di velocità di stallo in condizioni di atterraggio, quindi abbiamo messo in evidenza le condizioni in cui Re è minimo. Da questa analisi si evince che in nessuna sezione dell'ala, in condizioni operative, vi è la possibilità che avvenga uno stallo da bolla corta, ovvero il tipico stallo che si verifica per profili con spessore percentuale compreso tra 9% e 15% e con Re minore di 7000000. Mediante l'utilizzo del "*software Profili2*", attraverso l'analisi di cui sopra, abbiamo scelto tre profili della sesta serie di cui in particolare la scelta del profilo di radice viene determinata considerando che attraverso tale scelta è possibile considerare le curve isobare sulla superficie alare ancora parallele tra esse anche in prossimità della fusoliera. Infine abbiamo diagrammato i dati aerodinamici del profilo alle sezioni corrispondenti rispettivamente alla radice, al 40% e all'estremità della semiapertura mediante l'utilizzo del "*software javafoil*".



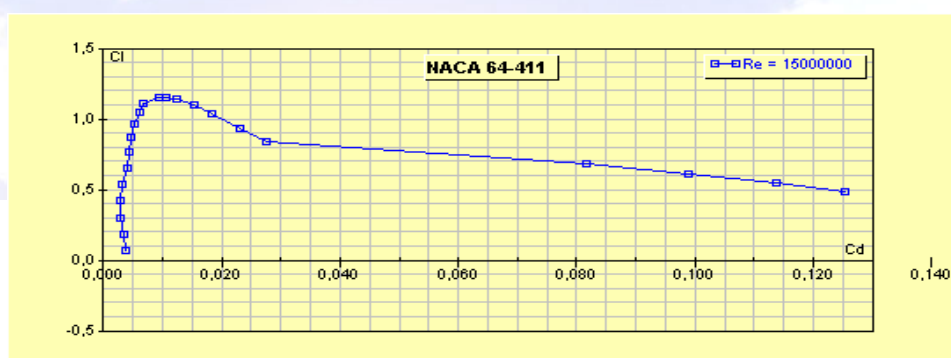
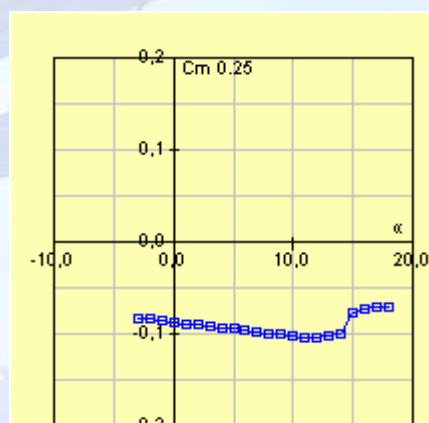
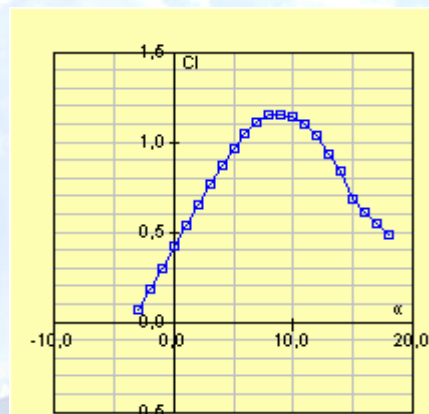
Profilo alare alla radice

$t/c = 11 \% @ 39,51 \%$

$f/c = 2,03 \% @ 52,64 \%$



α [°]	C_l [-]	C_d [-]	$C_m 0.25$ [-]
-3	0,065	0,00381	-0,084
-2	0,182	0,00358	-0,085
-1	0,3	0,003	-0,087
0	0,417	0,00304	-0,088
1	0,534	0,00314	-0,09
2	0,65	0,00401	-0,091
3	0,762	0,00431	-0,093
4	0,869	0,00471	-0,094
5	0,966	0,00524	-0,096
6	1,051	0,0063	-0,097
7	1,112	0,00666	-0,099
8	1,148	0,00936	-0,1
9	1,156	0,01054	-0,102
10	1,138	0,01253	-0,103
11	1,096	0,01526	-0,104
12	1,035	0,0183	-0,105
13	0,936	0,023	-0,103
14	0,834	0,02758	-0,101
15	0,678	0,08161	-0,078
16	0,606	0,09898	-0,074
17	0,542	0,11376	-0,071
18	0,487	0,12527	-0,072

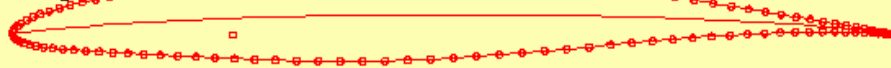




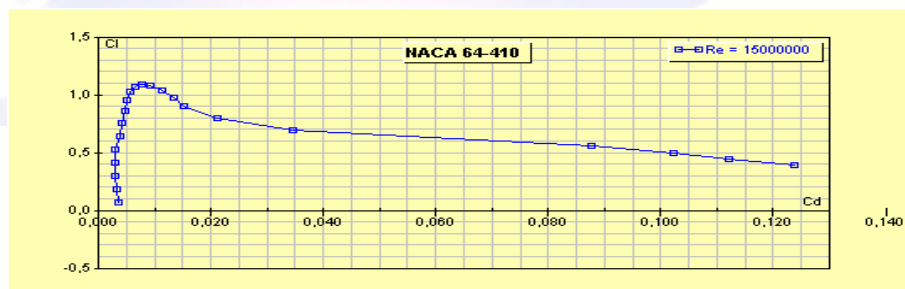
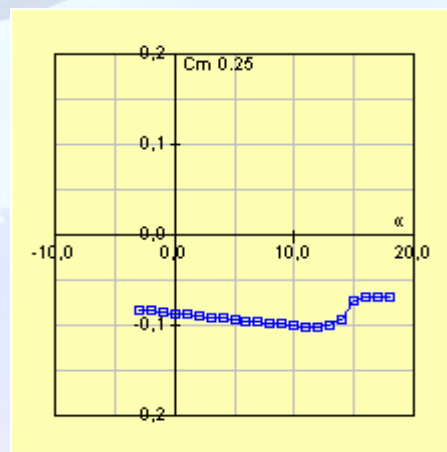
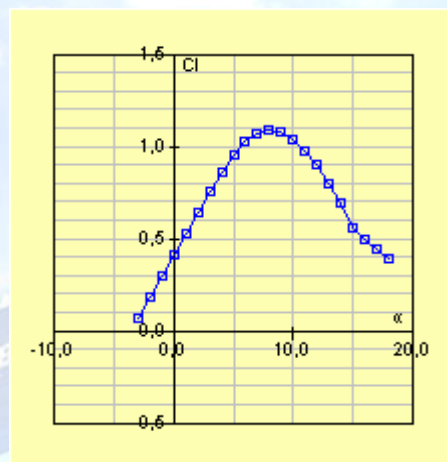
Profilo alare al 40% della semiapertura alare

$t/c = 10\% @ 39,54\%$

$f/c = 2,2\% @ 50\%$



α [°]	C_l [-]	C_d [-]	$C_m 0.25$ [-]
-3	0,064	0,00372	-0,084
-2	0,181	0,00341	-0,085
-1	0,298	0,00289	-0,087
0	0,414	0,0029	-0,088
1	0,531	0,00285	-0,089
2	0,645	0,00376	-0,091
3	0,755	0,00425	-0,092
4	0,858	0,00476	-0,093
5	0,951	0,00521	-0,095
6	1,022	0,00572	-0,096
7	1,068	0,00664	-0,097
8	1,085	0,00772	-0,099
9	1,074	0,00915	-0,1
10	1,036	0,0113	-0,101
11	0,978	0,01332	-0,102
12	0,905	0,01509	-0,103
13	0,799	0,02114	-0,1
14	0,691	0,03456	-0,096
15	0,56	0,08762	-0,073
16	0,495	0,10239	-0,069
17	0,442	0,11219	-0,07
18	0,393	0,12367	-0,07

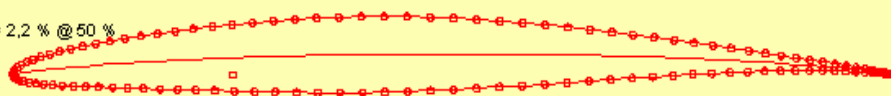




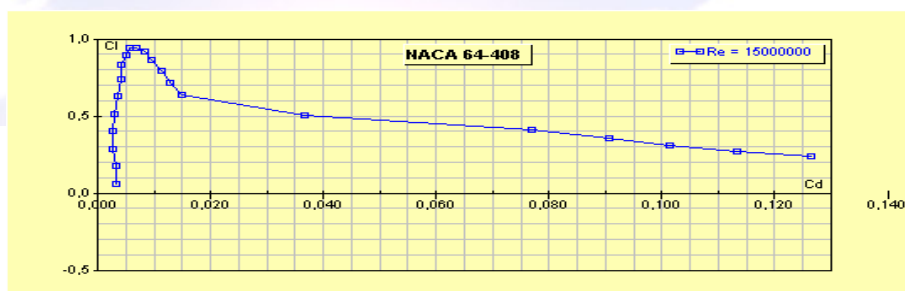
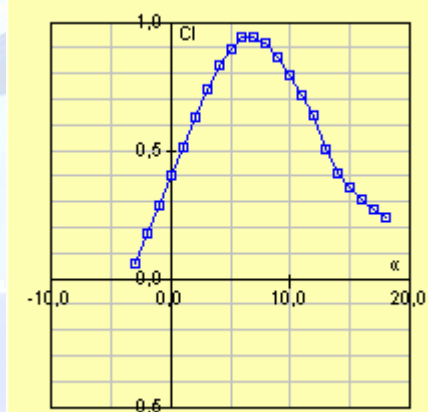
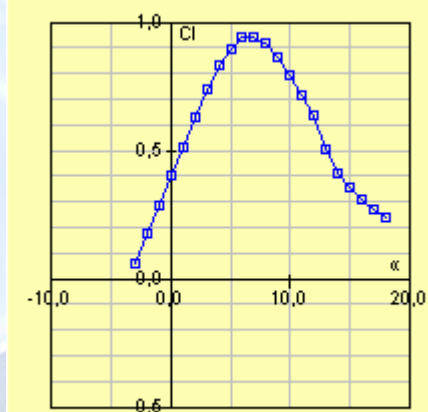
Profilo alare all'estremità

$t/c = 8\% @ 39,55\%$

$f/c = 2,2\% @ 50\%$

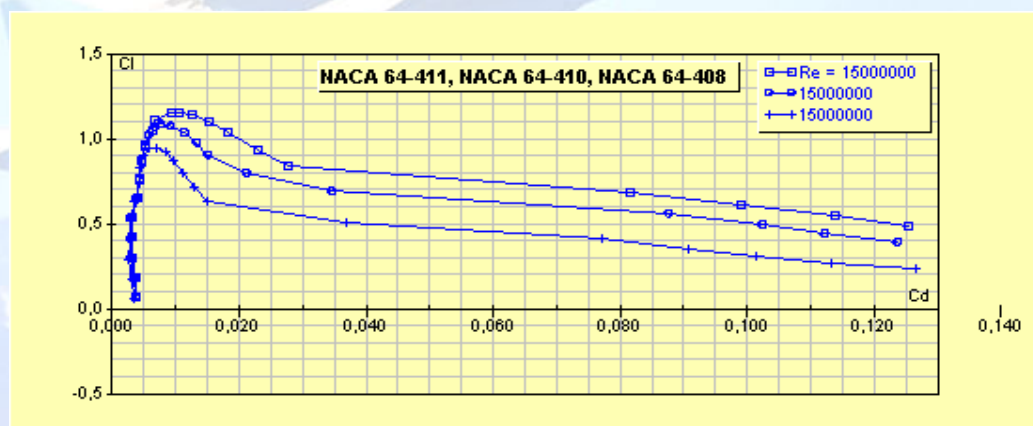
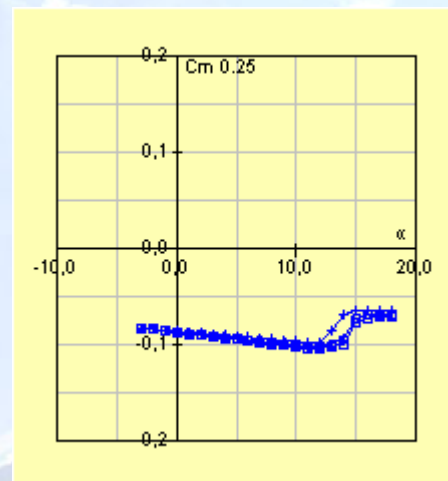
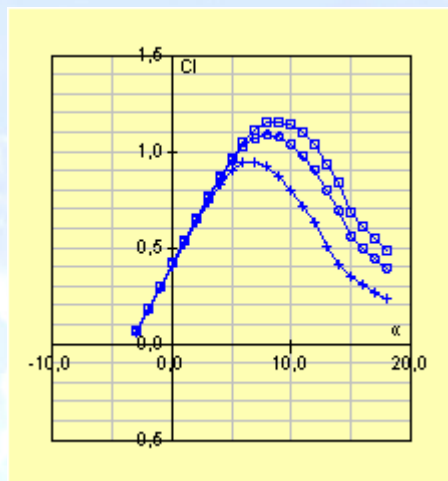


α [°]	C_l [-]	C_d [-]	C_m 0.25 [-]
-3	0,061	0,00339	-0,084
-2	0,173	0,00314	-0,085
-1	0,286	0,00264	-0,086
0	0,4	0,00275	-0,087
1	0,513	0,00305	-0,088
2	0,628	0,0035	-0,089
3	0,738	0,00425	-0,09
4	0,83	0,00426	-0,091
5	0,898	0,00492	-0,092
6	0,938	0,00572	-0,094
7	0,944	0,00699	-0,095
8	0,919	0,00844	-0,096
9	0,866	0,00968	-0,097
10	0,796	0,01126	-0,097
11	0,717	0,01282	-0,098
12	0,634	0,01485	-0,099
13	0,504	0,03676	-0,087
14	0,408	0,07707	-0,069
15	0,353	0,09061	-0,067
16	0,308	0,1015	-0,066
17	0,269	0,1133	-0,066
18	0,235	0,12646	-0,065





Vogliamo allora concludere quanto concerne i profili confrontando i dati aerodinamici ottenuti per le tre sezioni :





4.4. Caratteristiche aerodinamiche del profilo medio.

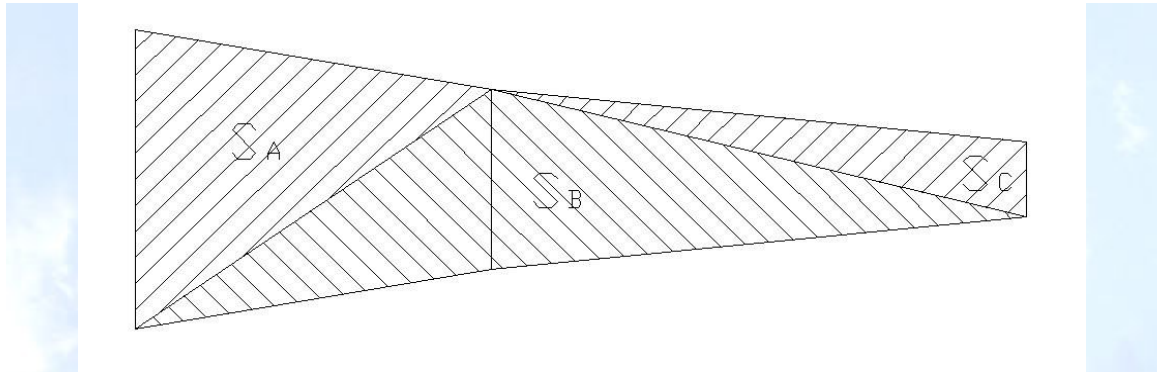


Fig.3 : Schema della semiala in aree di influenza delle tre sezioni di riferimento.

Considerando che la ricerca delle caratteristiche aerodinamiche è basata sulla determinazione di alcuni coefficienti di influenza, dati da :

$$K_A = 2(S_A/S) = 0.32 \quad ; \quad K_B = 2(S_B/S) = 0.48 \quad ; \quad K_C = 2(S_C/S) = 0.12$$

Con :

$$S_A = 61.8 \text{ m}^2 \quad ; \quad S_B = 37.2 + 55.8 = 93 \text{ m}^2 \quad ; \quad S_C = 23.4 \text{ m}^2$$

Dove abbiamo definito con il pedice A,B,C le grandezze che si riferiscono alle rispettive sezioni di radice, al 40% della semiala e all'estremità.

Tabelliamo quindi i valori dei coefficienti di portanza e resistenza del profilo medio ottenuti a partire dagli stessi coefficienti calcolati per i profili scelti conoscendo e le rispettive S e le rispettive costanti moltiplicative mediante le relazioni :

$$C_l = K_A \cdot C_{lA} + K_B \cdot C_{lB} + K_C \cdot C_{lC} \quad \text{e} \quad C_d = K_A \cdot C_{dA} + K_B \cdot C_{dB} + K_C \cdot C_{dC}$$



Quindi si ottengono per il profilo medio a $M=0$ e $Re = 15000000$ le seguenti caratteristiche aerodinamiche:

α	Cl_A	Cl_B	Cl_C	$K_A * Cl_A$	$K_B * Cl_B$	$K_C * Cl_C$	Cl	Cd_A	Cd_B	Cd_C
-3	0,065	0,064	0,061	0,0208	0,03072	0,00732	0,05884	0,00381	0,00372	0,00339
-2	0,182	0,181	0,173	0,05824	0,08688	0,02076	0,16588	0,00358	0,00341	0,00314
-1	0,3	0,298	0,286	0,096	0,14304	0,03432	0,27336	0,003	0,00289	0,00264
0	0,417	0,414	0,4	0,13344	0,19872	0,048	0,38016	0,00304	0,0029	0,00275
1	0,534	0,531	0,513	0,17088	0,25488	0,06156	0,48732	0,00314	0,00285	0,00305
2	0,65	0,645	0,628	0,208	0,3096	0,07536	0,59296	0,00401	0,00376	0,0035
3	0,762	0,755	0,738	0,24384	0,3624	0,08856	0,6948	0,00431	0,00425	0,00425
4	0,869	0,858	0,83	0,27808	0,41184	0,0996	0,78952	0,00471	0,00476	0,00426
5	0,966	0,951	0,898	0,30912	0,45648	0,10776	0,87336	0,00524	0,00521	0,00492
6	1,051	1,022	0,938	0,33632	0,49056	0,11256	0,93944	0,0063	0,00572	0,00572
7	1,112	1,068	0,944	0,35584	0,51264	0,11328	0,98176	0,00666	0,00664	0,00699
8	1,148	1,085	0,919	0,36736	0,5208	0,11028	0,99844	0,00936	0,00772	0,00844
9	1,156	1,074	0,866	0,36992	0,51552	0,10392	0,98936	0,01054	0,00915	0,00968
10	1,138	1,036	0,796	0,36416	0,49728	0,09552	0,95696	0,01253	0,0113	0,01126
11	1,096	0,978	0,717	0,35072	0,46944	0,08604	0,9062	0,01526	0,01332	0,01282
12	1,035	0,905	0,634	0,3312	0,4344	0,07608	0,84168	0,0183	0,01509	0,01485
13	0,936	0,799	0,504	0,29952	0,38352	0,06048	0,74352	0,023	0,02114	0,03676
14	0,834	0,691	0,408	0,26688	0,33168	0,04896	0,64752	0,02758	0,03456	0,07707
15	0,678	0,56	0,353	0,21696	0,2688	0,04236	0,52812	0,08161	0,08762	0,09061
16	0,606	0,495	0,308	0,19392	0,2376	0,03696	0,46848	0,09898	0,10239	0,1015
17	0,542	0,442	0,269	0,17344	0,21216	0,03228	0,41788	0,11376	0,11219	0,1133
18	0,487	0,393	0,235	0,15584	0,18864	0,0282	0,37268	0,12527	0,12367	0,12646

$K_A * Cd_A$	$K_B * Cd_B$	$K_C * Cd_C$	Cd	Cm_A	Cm_B	Cm_C	$K_A * Cm_A$	$K_B * Cm_B$	$K_C * Cm_C$	Cm
0,001219	0,001786	0,000407	0,003412	-0,084	-0,084	-0,084	-0,02688	-0,04032	-0,01008	-0,07728
0,001146	0,001637	0,000377	0,003159	-0,085	-0,085	-0,085	-0,0272	-0,0408	-0,0102	-0,0782
0,00096	0,001387	0,000317	0,002664	-0,087	-0,087	-0,086	-0,02784	-0,04176	-0,01032	-0,07992
0,000973	0,001392	0,00033	0,002695	-0,088	-0,088	-0,087	-0,02816	-0,04224	-0,01044	-0,08084
0,001005	0,001368	0,000366	0,002739	-0,09	-0,089	-0,088	-0,0288	-0,04272	-0,01056	-0,08208
0,001283	0,001805	0,00042	0,003508	-0,091	-0,091	-0,089	-0,02912	-0,04368	-0,01068	-0,08348
0,001379	0,00204	0,00051	0,003929	-0,093	-0,092	-0,09	-0,02976	-0,04416	-0,0108	-0,08472
0,001507	0,002285	0,000511	0,004303	-0,094	-0,093	-0,091	-0,03008	-0,04464	-0,01092	-0,08564
0,001677	0,002501	0,00059	0,004768	-0,096	-0,095	-0,092	-0,03072	-0,0456	-0,01104	-0,08736
0,002016	0,002746	0,000686	0,005448	-0,097	-0,096	-0,094	-0,03104	-0,04608	-0,01128	-0,0884
0,002131	0,003187	0,000839	0,006157	-0,099	-0,097	-0,095	-0,03168	-0,04656	-0,0114	-0,08964
0,002995	0,003706	0,001013	0,007714	-0,1	-0,099	-0,096	-0,032	-0,04752	-0,01152	-0,09104
0,003373	0,004392	0,001162	0,008926	-0,102	-0,1	-0,097	-0,03264	-0,048	-0,01164	-0,09228



0,00401	0,005424	0,001351	0,010785	-0,103	-0,101	-0,097	-0,03296	-0,04848	-0,01164	-0,09308
0,004883	0,006394	0,001538	0,012815	-0,104	-0,102	-0,098	-0,03328	-0,04896	-0,01176	-0,094
0,005856	0,007243	0,001782	0,014881	-0,105	-0,103	-0,099	-0,0336	-0,04944	-0,01188	-0,09492
0,00736	0,010147	0,004411	0,021918	-0,103	-0,1	-0,087	-0,03296	-0,048	-0,01044	-0,0914
0,008826	0,016589	0,009248	0,034663	-0,101	-0,096	-0,069	-0,03232	-0,04608	-0,00828	-0,08668
0,026115	0,042058	0,010873	0,079046	-0,078	-0,073	-0,067	-0,02496	-0,03504	-0,00804	-0,06804
0,031674	0,049147	0,01218	0,093001	-0,074	-0,069	-0,066	-0,02368	-0,03312	-0,00792	-0,06472
0,036403	0,053851	0,013596	0,10385	-0,071	-0,07	-0,066	-0,02272	-0,0336	-0,00792	-0,06424
0,040086	0,059362	0,015175	0,114623	-0,072	-0,07	-0,065	-0,02304	-0,0336	-0,0078	-0,06444

Definite le caratteristiche aerodinamiche del profilo medio, possiamo determinare lo spessore massimo percentuale del profilo medio mediante la seguente relazione:

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

Ovvero :

$$\tau_{pm} = 9.3 \%$$

Si comprende allora che il valore dello spessore massimo percentuale del profilo alare è pari al 9.3%, valore che tende a ridursi al bordo d'attacco e a quello di uscita. Questa condizione viene soddisfatta solitamente dai velivoli a getto che viaggiano a valori di Mach prossimi a quello critico per effetto della comprimibilità dovuta alle sostenute velocità che raggiungono, sapendo che tale valore del Mach critico si riduce in corrispondenza degli incrementi dello spessore massimo percentuale e del coefficiente di portanza o dell'assetto. Quindi affinché si evitino tutti quelli che sono gli svantaggi dovuti alla comprimibilità si tende ad



aumentare il valore del numero di Mach soprattutto là dove le sezioni sono più sollecitate a tali fenomenologie come alla radice dove appunto gli spessori massimi percentuali sono più consistenti e pertanto si tende a ridurre la lunghezza delle corde affinché si possano ridurre i valori degli spessori massimi percentuali mediante delle estensioni naturalmente evidenti nel modello in pianta da noi elaborato.

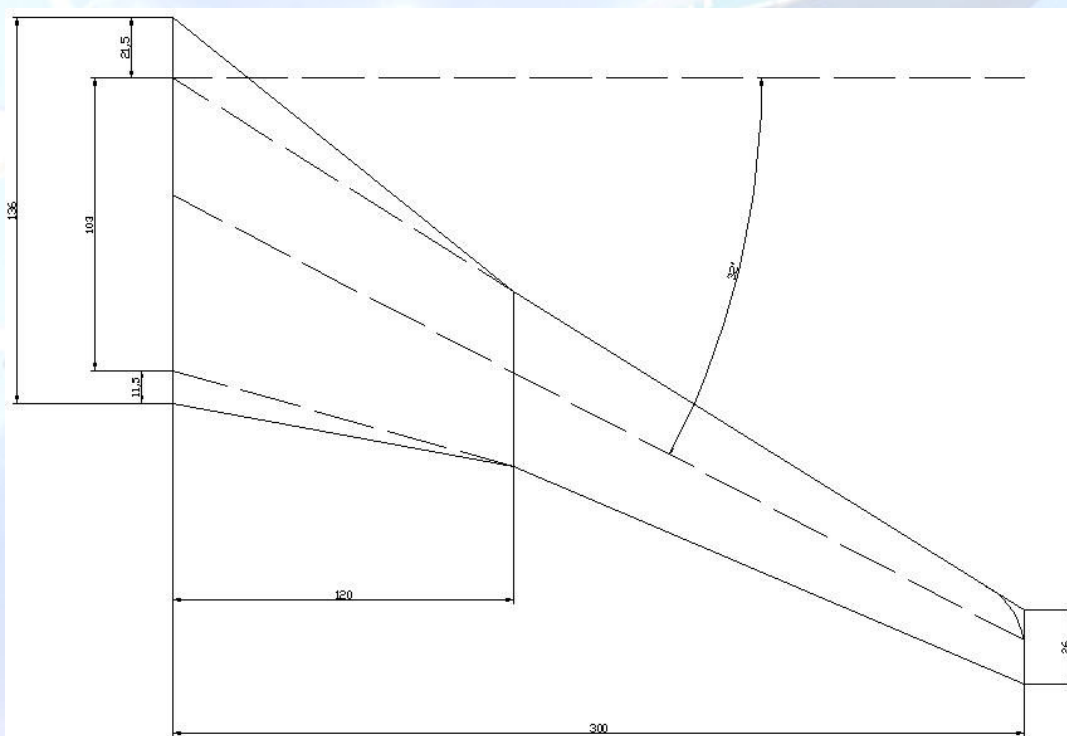


Fig.4 : Forma in pianta dell'ala del velivolo in esame.

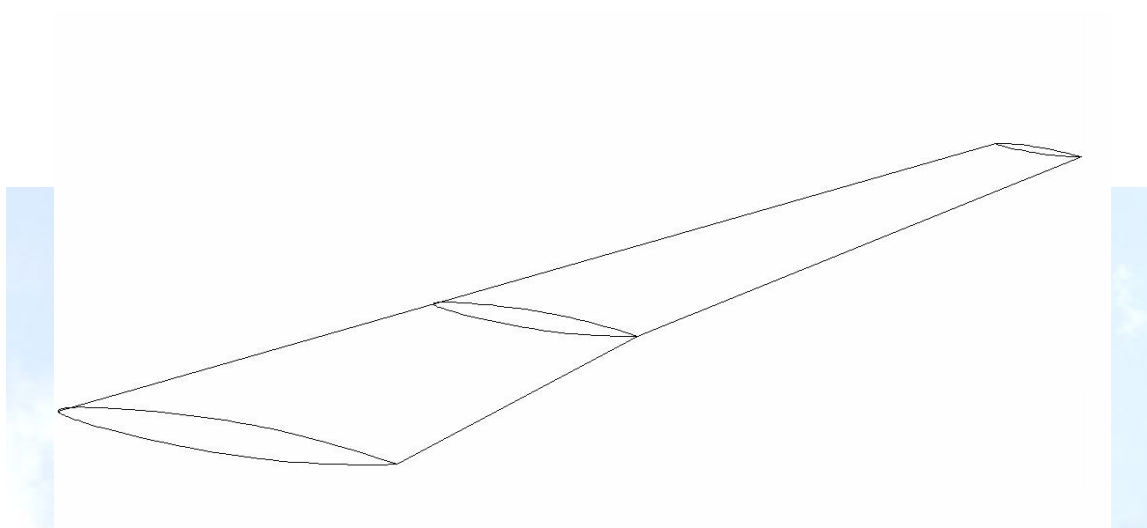


Fig.5 : Vista 3D dell'ala con rappresentazione dei tre profili di riferimento.

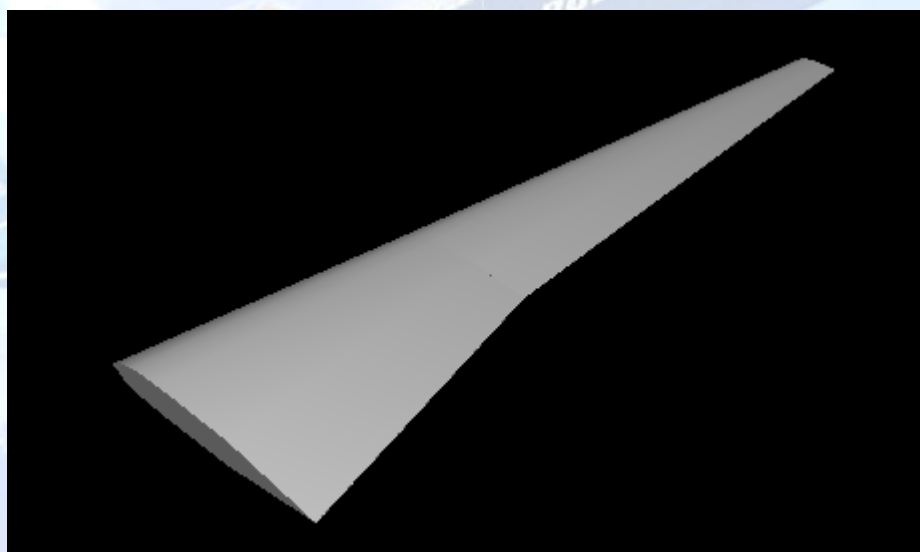


Fig.6 : Vista 3D dell'ala.



Si nota infatti da tale rappresentazione come entrambi i bordi alari presentino due variazioni dell'angolo di freccia , tuttavia per semplicità di analisi considereremo una singola variazione. Per tale motivo considereremo un incremento della lunghezza della corda di 3.30 m di cui 2.15 m per l'estensione del bordo di attacco e 1.15 m per quello di uscita che implica un incremento complessivo pari a :

$$c_r = 10.3 + 3.30 = 13.60m$$

Quindi se inizialmente lo spessore del profilo in corrispondenza della radice era di 10.3% ovvero $s_r = 1.14$ m ora lo spessore massimo percentuale dello stesso sarà :

$$\tau_A = \frac{1.140}{13.61} \cdot 100 = 8.40\%$$

Da cui quindi si determina il nuovo valore dello spessore massimo percentuale con la seguente relazione :

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

ovvero

$$\tau_{pm} = 2.69 + 4.8 + 0.96 = 8.5\%$$

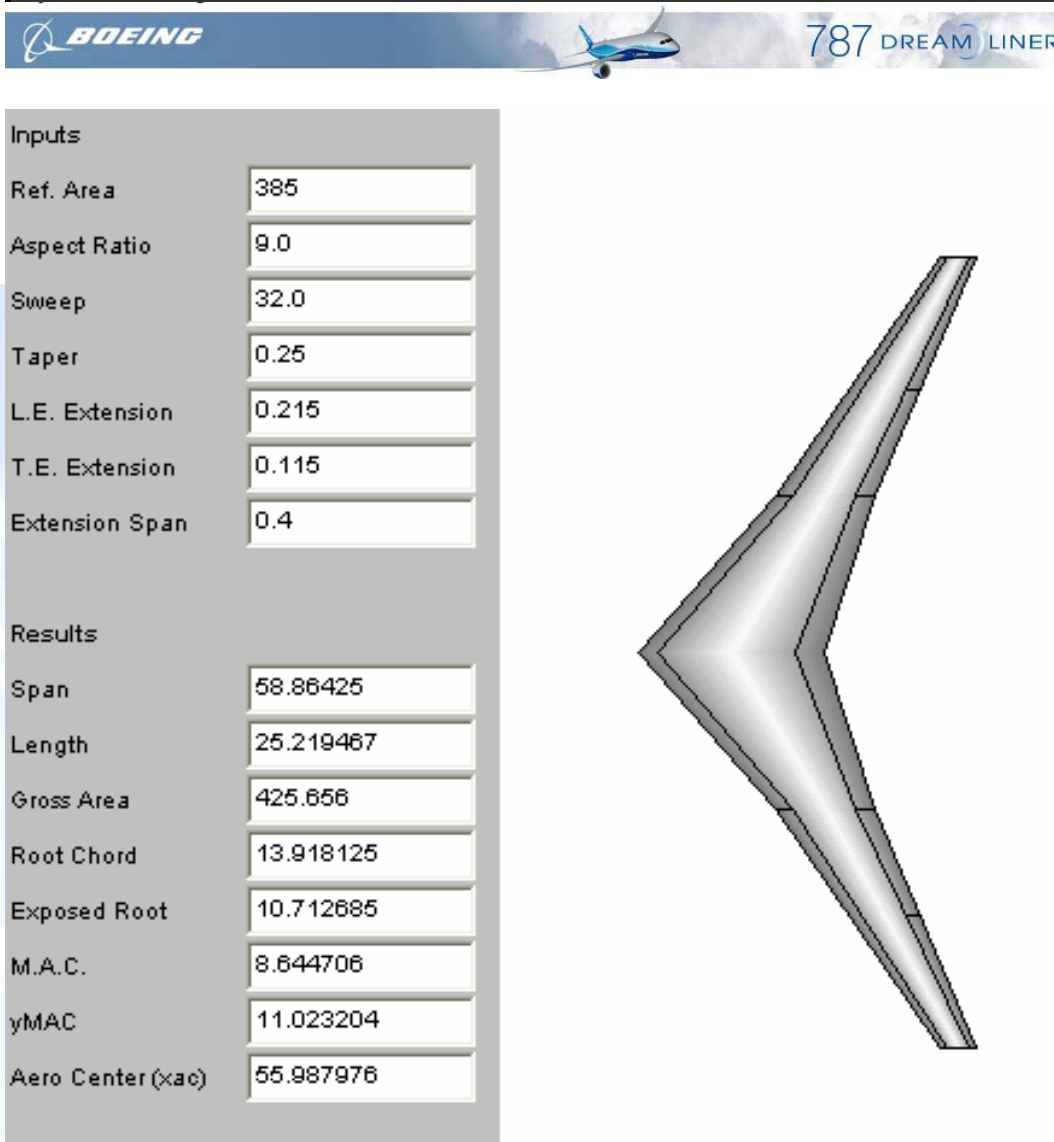


Fig.7 : Geometria dell'ala del velivolo in esame.

Un'ultima importante legge da definire per quanto concerne il dimensionamento geometrico dell'ala, che ci permette di evitare che si verifichino fenomeni di stallo di estremità è la legge lineare di svergolamento lungo l'apertura alare, su di un'ala rastremata. Mediante il *software*, messo a disposizione sul *Web* dalla Università di Stanford, nota la geometria, per un'ala costituita da soli profili simmetrici è possibile ricavare le distribuzioni di carico lungo l'apertura al variare



dell'incidenza. Quindi è possibile studiare quali siano le incidenze di radice e di estremità più opportune da adottare.

Per i Boeing 787 abbiamo concluso mediante tale analisi che è necessario assumere una incidenza della corda di radice pari a 3.5° (coincidente con l'angolo di calettamento dell'ala rispetto alla retta di riferimento della fusoliera: quindi $i_w = 3.5^\circ$) ed una di estremità di 2° . Quindi lo svergolamento aerodinamico della sezione di estremità rispetto a quella di radice è di -1.5° . A tal proposito osservando le caratteristiche aerodinamiche relative ai profili adoperati notiamo che, in corrispondenza di uno svergolamento geometrico nullo, lo svergolamento aerodinamico tra la sezione di radice e quella di estremità è di 2° , quindi volendo determinare uno svergolamento aerodinamico di -1.5° per quanto detto sopra, dobbiamo inclinare la corda della sezione di estremità verso il basso di 4° rispetto alla corda della sezione di radice.

Quindi possiamo concludere tale trattazione considerando la prima sezione a raggiungere le condizioni di stallo si collocata poco oltre il 65% della semiapertura alare.

4.4.1 Angolo di freccia.

Un ulteriore parametro che può essere scelto in maniera opportuna tale che rallenti gli effetti della comprimibilità del flusso che investe il velivolo in condizioni di crociera è "**l'angolo di freccia**", normalmente per velivoli convenzionali dotati di profilo NACA mediante i diagrammi presenti nel testo del



Roskam è possibile ricavare tale valore dell'angolo di freccia considerando che essi realizzano in crociera un valore massimo del C_L pari a 0.4. Nel nostro caso particolare non essendo note le informazioni esatte inerenti ai profili realmente utilizzati e tanto meno i reali valori del C_L ai quali realmente si giunge, tali diagrammi risultano inutilizzabili per la nostra ricerca. Tuttavia, non avendo un metodo mediante il quale è possibile conoscere i reali valori, ci limiteremo a considerare l'angolo di freccia della linea dei punti ad un quarto della corda affinché Mach critico sia maggiore di quello di crociera pari a $M = 0.85$ come si evince dai dati tecnici pubblicati. In tal caso tale angolo risulta pari a a:

$$\Lambda_{c/4} = 32^\circ$$

Infine non resta che tabellare quelli che sono i parametri fondamentali per la fase di progettazione dell'ala :

Superficie alare S	385 m ²
Apertura alare b	60m
Allungamento alare AR	9
Rapporto di rastremazione l	0.25
Corda alla radice (senza estensione) Cr	10.3 m
Corda all'estremità(senza estensione) Ct	2.6 m
Corda alla radice (con estensione) Cr	13.6 m
Spessore max alla radice del profilo medio senza estensione t	9.3%
Spessore max alla radice del profilo medio con estensione t	8.5%
Angolo di freccia della linea dei punti ad ¼ della corda Λ	32°



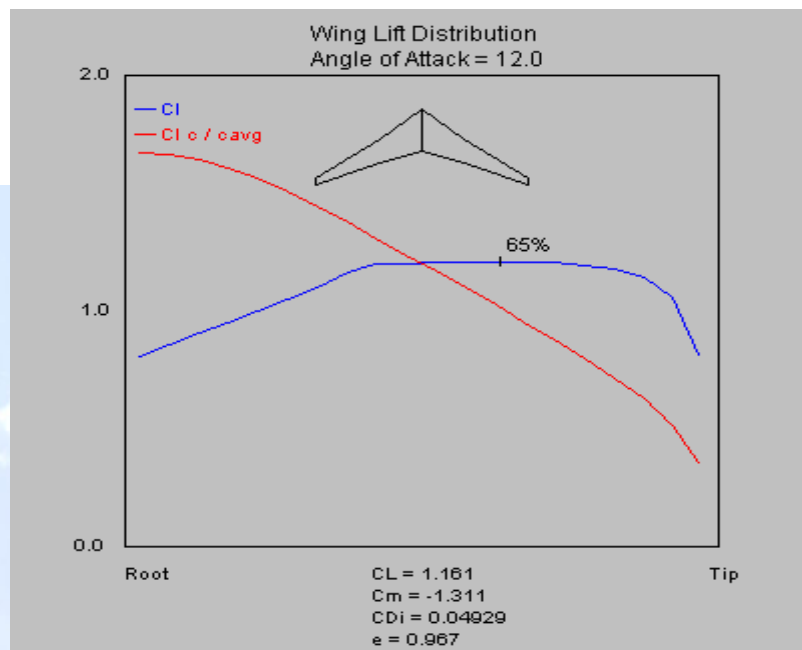
4.4.2. Calcolo della curva di portanza dell'ala e della polare.

Attraverso l'utilizzo del *software* dalla Università di Stanford, oltre a quanto già

ricavato è possibile anche determinare il calcolo della curva di portanza dell'ala e la distribuzioni di carico e quindi di C_l lungo l'apertura alare, al variare dell'angolo di attacco. In particolare mediante ripetute applicazione è possibile ricavare, oltre all'angolo di portanza nulla, il valore del coefficiente di portanza, del coefficiente di resistenza indotta, e del coefficiente di momento dell'ala rispetto al bordo di attacco della sezione radice esposta, almeno per il tratto lineare della curva $C_L(\alpha)$.

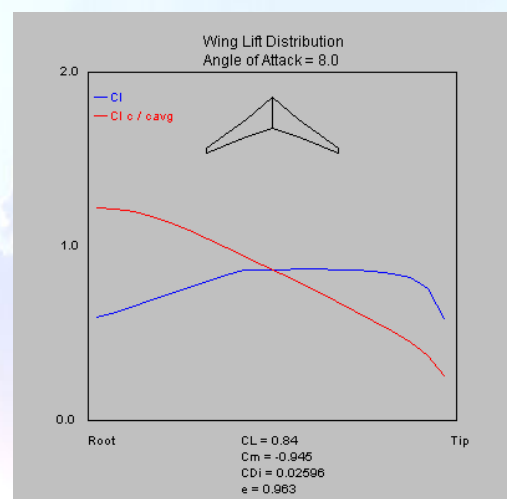
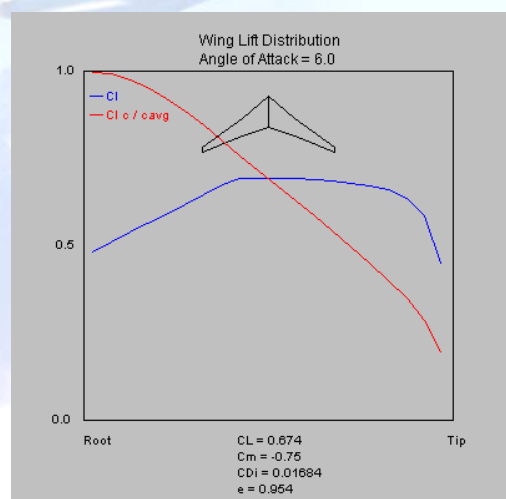
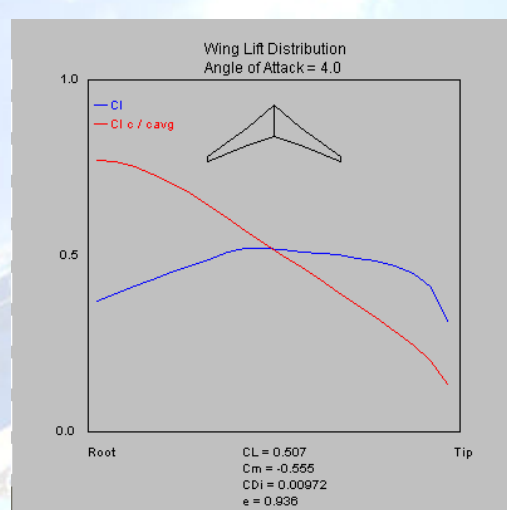
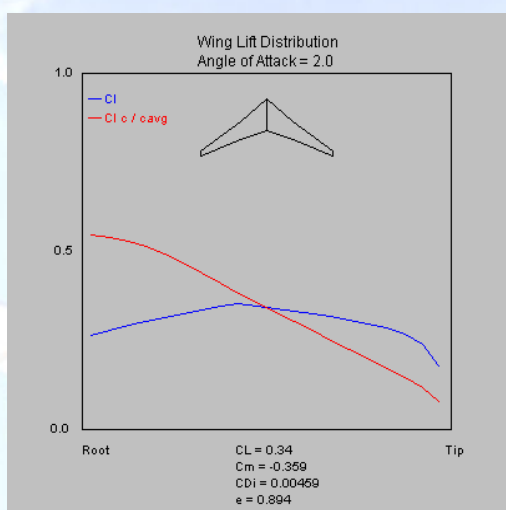
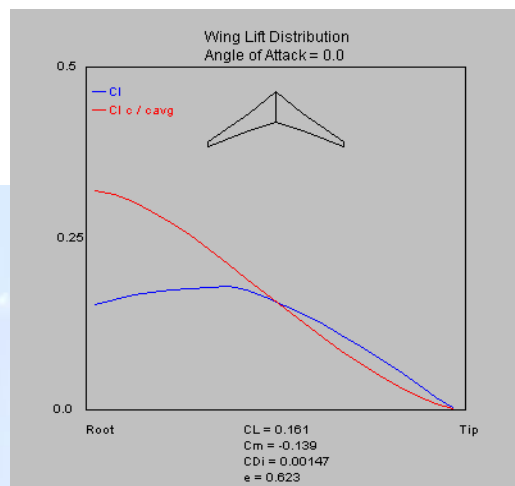
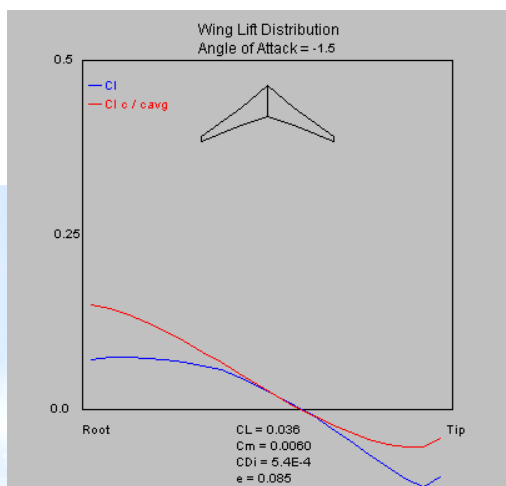
Assunto che il C_L^{\max} dell'ala coincida proprio con C_L^* , ovvero quel valore del coefficiente di portanza al quale per la prima volta la distribuzione di $C_l(\eta)$ tangente la distribuzione del carico massimo ammissibile e quindi il valore particolare di C_L al quale ha inizio il sentiero di stallo, possiamo studiare tale condizione di tangenza per l'ala da noi studiata, ed osservare che essa si verifica ad una incidenza di 12° e di un $C_{l\max} \approx 1.16$.

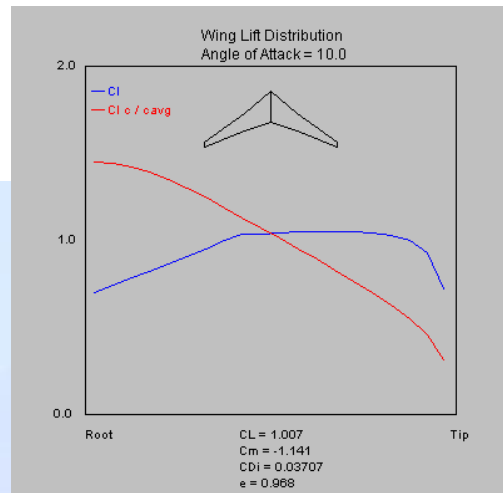
Dunque possiamo studiare proprio le distribuzioni del carico e di C_l lungo l'apertura alare che si ottengono a tale incidenza, attraverso tale *software* osservando appunto che la prima sezione ad andare in stallo si trova al 65.0% circa della semiapertura alare come possiamo evidentemente osservare dalla figura seguente :



Da tale grafico si evince che quando sulla curva di portanza del primo profilo si raggiungono le condizioni di funzionamento non lineari anche il comportamento lineare dell'ala si interrompe in corrispondenza nella nostra analisi di un angolo di attacco minore di 12°.

Di seguito riportiamo i grafici delle distribuzioni di carico, relative ad alcune incidenze comprese tra -1.5° e 10°.





Analizzando i grafici relativi alla distribuzione di CL sopra riportati, si può facilmente osservare che α_{01} è pari a -1.5 . Così analizzando i valori del CL e degli angoli d'attacco caratteristici del tratto lineare è possibile determinare un valore pressoché costante del coefficiente angolare della curva di portanza relativa al funzionamento lineare dell'ala. In particolare, risulta che

CL_{α}
0,08333

L'analisi del tratto non lineare della curva di portanza, prevede la stima del valore dell'angolo di attacco in corrispondenza del quale si verifica realmente il massimo valore del coefficiente di portanza CL_{max} , tuttavia non conoscendo metodi di valutazione abbastanza accurati da definire anche solo valori orientativi dell'incremento di angolo di attacco che è necessario sommare a 12° per ottenere $\alpha_{CL_{max}}$, per questo utilizzeremo semplicemente un valore plausibile tale che :



$$\alpha_{CLmax} = 14^\circ$$

Per quanto concerne il calcolo della curva polare dell'ala isolata, è necessario analizzare il coefficiente di resistenza in corrispondenza dei vari assetti, assumiamo allora per tale analisi l'ipotesi che :

$$C_D = C_{D0}^w + C_{Di}$$

e quindi in prima approssimazione consideriamo il C_{D0}^w coincidente con il valore del C_d del profilo medio qualunque si l'angolo d'attacco scelto, ovvero consideriamo :

$$C_{D0}^w = (C_d)_{p.m.}$$

Infine riassumiamo i dati ottenuti mediante una tabella riportata di seguito, considerando inoltre che è possibile determinare, attraverso l'analisi effettuata con il *software* della Università di Stanford, anche il $C_{Di}(C_L)$, :

α	CL	CD0	CDi	CD	Cm
-1,5	0,036	0,00291	0,00054	0,00345	0,006
0	0,161	0,002695	0,00147	0,004165	-0,139
1	0,244	0,002739	0,00272	0,005459	-0,237
2	0,328	0,003508	0,00446	0,007968	-0,335
3	0,411	0,003929	0,0067	0,010629	-0,432
4	0,494	0,004303	0,00944	0,013743	-0,53



5	0,578	0,004768	0,01268	0,017448	-0,628
6	0,661	0,005448	0,01642	0,021868	-0,725
7	0,744	0,006157	0,02065	0,026807	-0,823
8	0,828	0,007714	0,02538	0,033094	-0,921
9	0,911	0,008926	0,03061	0,039536	-1,018
10	0,994	0,010785	0,03634	0,047125	-1,116
11	1,078	0,012815	0,04257	0,055385	-1,214
12	1,161	0,014881	0,04929	0,064171	-1,311
13	1,244	0,021918	0,05652	0,078438	-1,409
14	1,328	0,034663	0,06424	0,098903	-1,507
15	1,211	0,079046	0,07246	0,151506	-1,604

È allora possibile riassumere l'analisi effettuata in questo paragrafo attraverso i seguenti diagrammi.

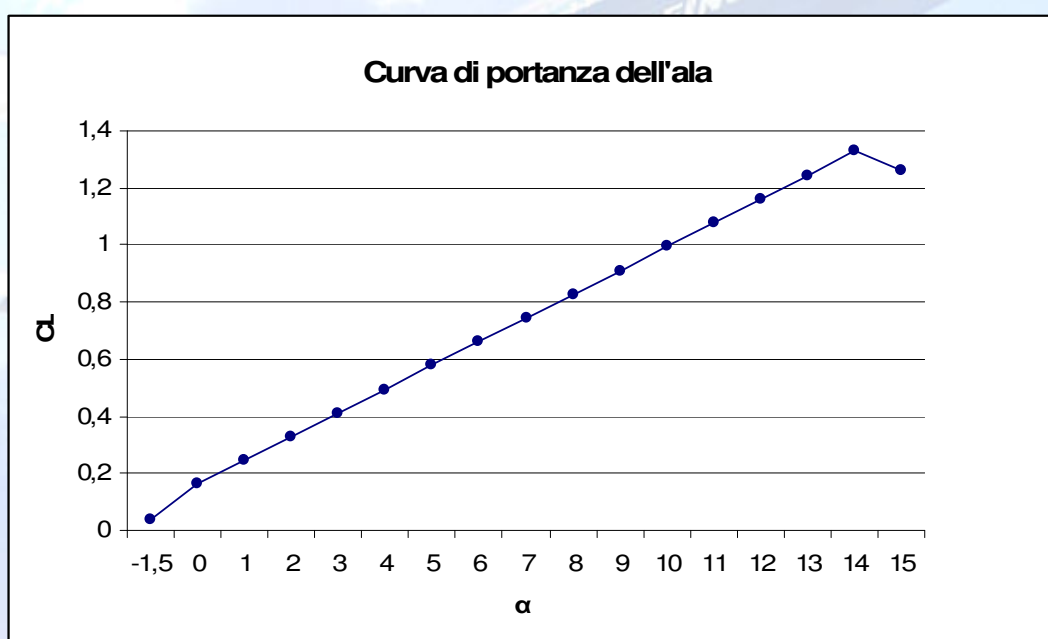


Fig.8 : Grafico della curva di portanza dell'ala in funzione dell'incidenza.

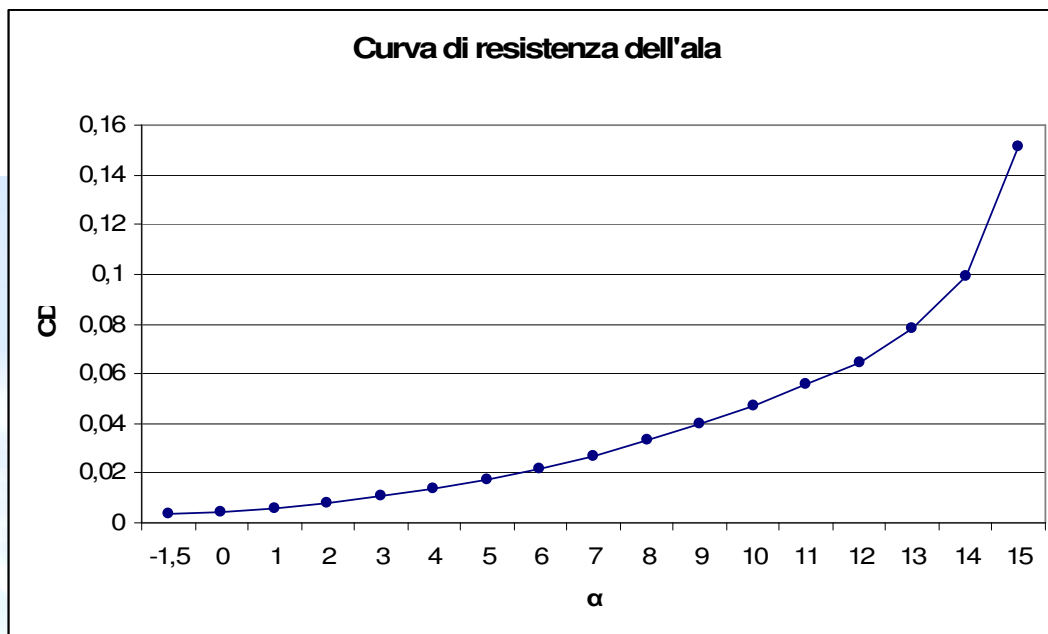


Fig.9 : Grafico della curva di resistenza dell'ala in funzione dell'incidenza.

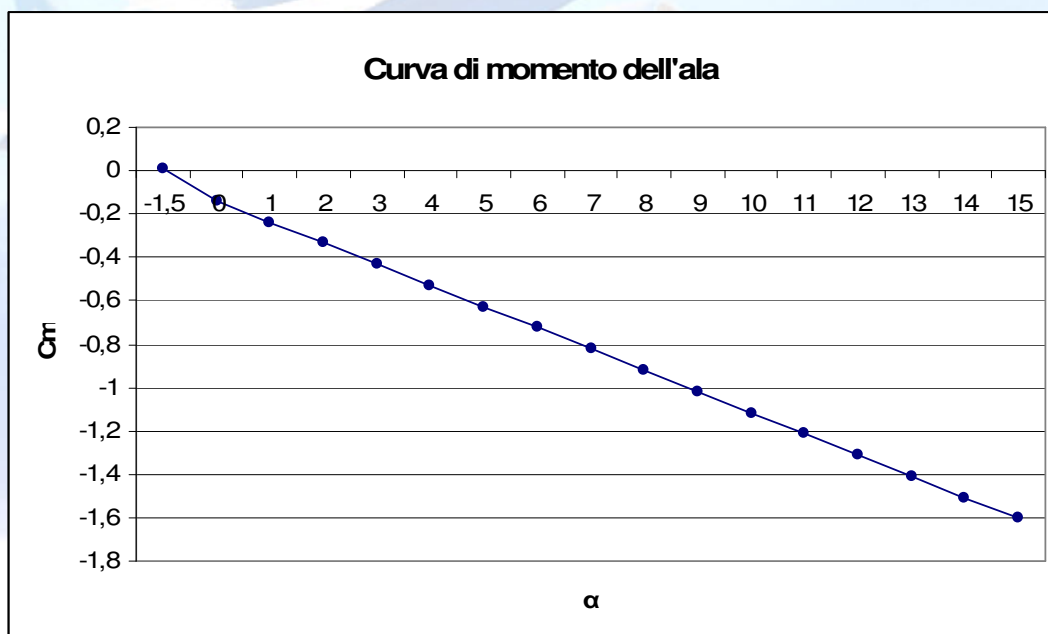


Fig.10 : Grafico della curva di momento dell'ala in funzione dell'incidenza.

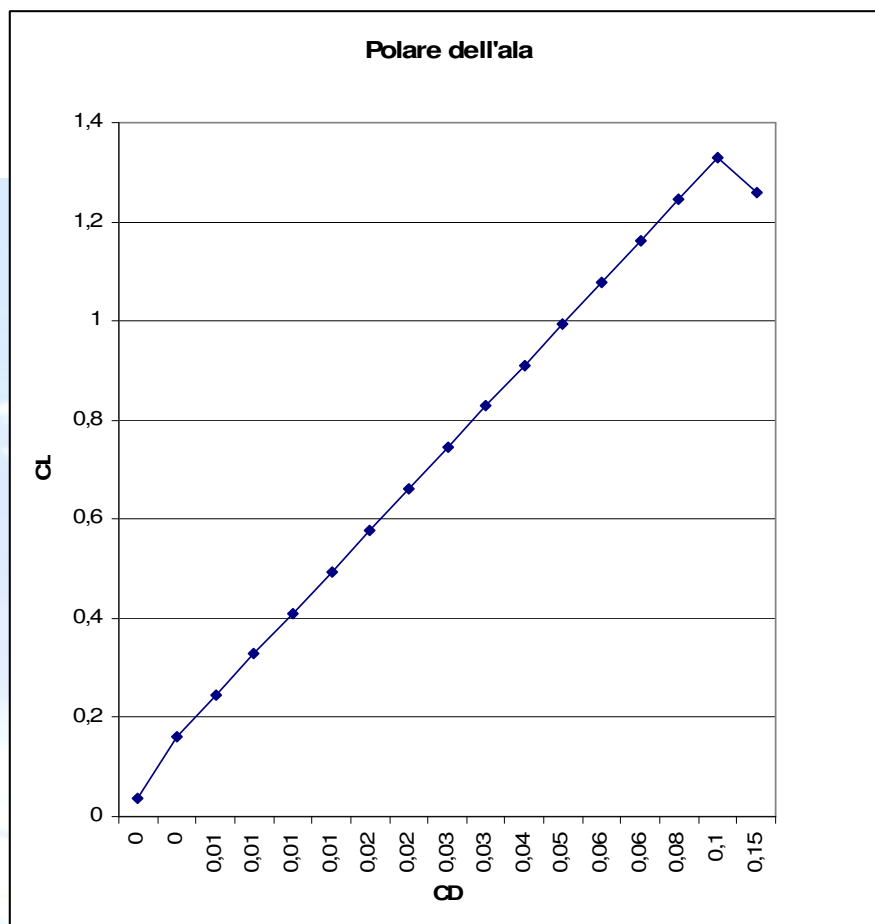
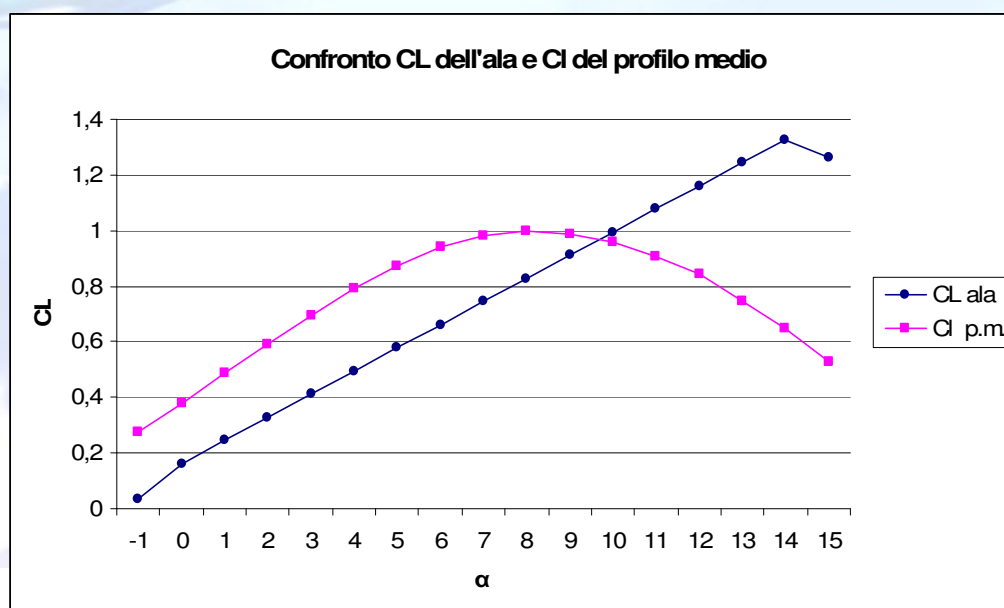


Fig.11 : Grafico della polare dell'ala.

Fig.12 : Confronto del Cl dell'ala e del profilo medio.

