

4 - Progetto dell'ala

4.1 La forma in pianta

Determinato il punto di progetto e fissato il massimo peso al decollo, è stata ricavato il valore della superficie alare.

In analogia ai velivoli simili, si adotta una configurazione strutturale a sbalzo con ala bassa.

La forma in pianta dell'ala, a confronto sempre con quella del velivolo Embraer 145 ma con la modifica strutturale a 60 posti, è mostrata nella seguente figura 1 e le relative caratteristiche geometriche sono riassunte nella tabella 1.

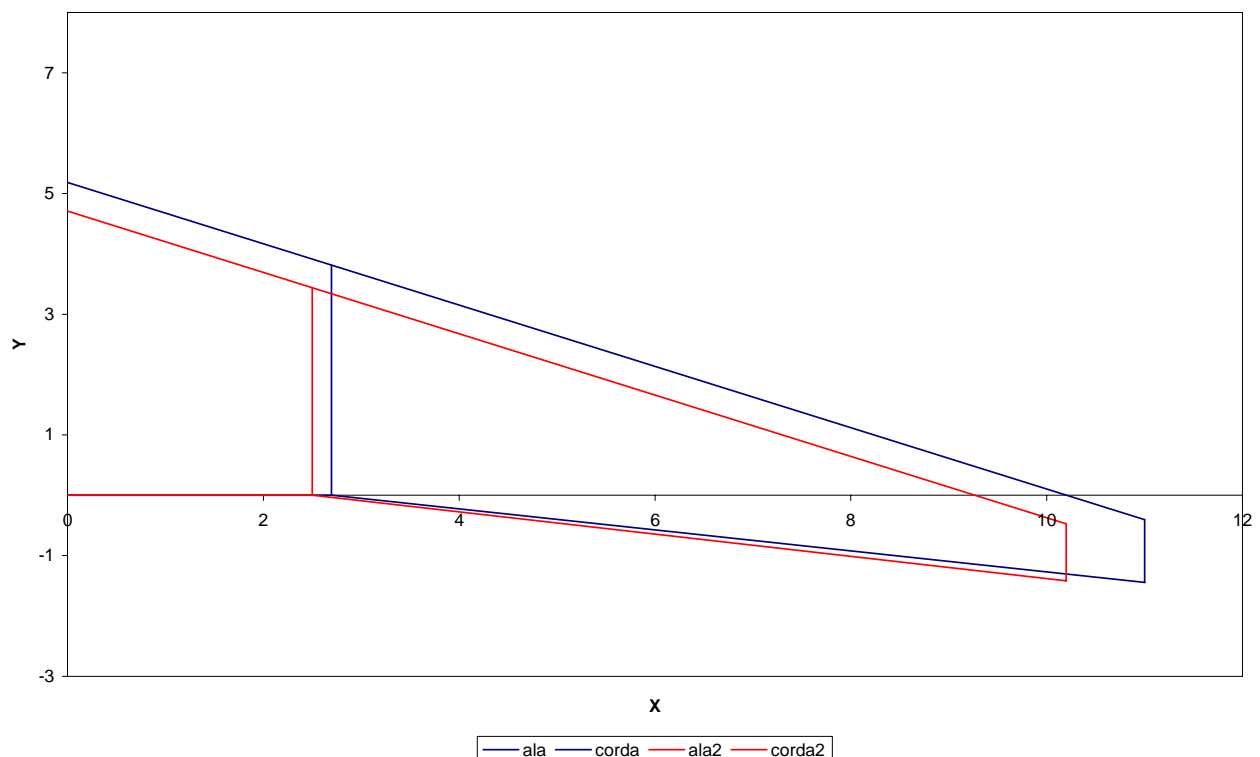


Fig. 4.1 - Forma in pianta dell'ala

Superficie alare	54,1 m ²
Apertura alare	20,4 m
Allungamento Alare	7.5
Rapporto di rastremazione	0.2008
Corda alla radice	4,71 m

Tab. 4.1 - Caratteristiche geometriche dell'ala

4.2 Scelta dei profili

La scelta dei profili è ricaduta sulla famiglia di profili supercritici. Tale tipologia di profili è caratterizzata da C_d relativamente bassi anche in regime transonico e dall'assenza di picchi di pressione che limiterebbero il valore del numero di Mach in crociera. Gli spessori adottati variano dal 14% alla radice al 10% all'estremità.

Nella tabella seguente sono inoltre riportati i valori della corda, dei numeri di Reynolds e il tipo di profilo utilizzato nelle sezioni di riferimento. Il minimo numero di Reynolds utilizzato poi per i calcoli è pari a $3,60 \cdot 10^6$.

	<i>Corda</i> [m]	<i>Re(z=30000ft, M=0.78)</i> <i>condizioni di crociera</i>	<i>Re(z=0ft, M=0.149)</i> <i>condizioni di</i> <i>atterraggio</i>	<i>Profilo</i>
Corda root	4,71	3,78E+07	1,79E+07	SC(2)- 0614

Corda 24.5% b/2	3.44	2,78E+07	1,32E+07	SC(2)- 0412
Corda tip	0,95	7,59E+06	3,60E+06	SC(2)- 0610

Tab. 4.2 - Sezioni di riferimento lungo la semiapertura alare

4.3 Caratteristiche dei profili

Nelle figure e nelle tabelle che seguono si riportano i disegni dei profili scelti e le rispettive caratteristiche aerodinamiche, calcolate con l'utilizzo del software *Javafoil*.

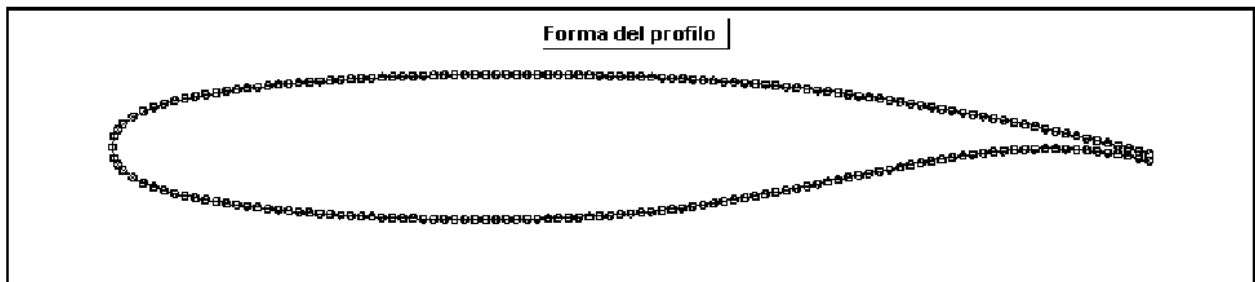


Fig. 4.3 - Profilo SC(2)-0614

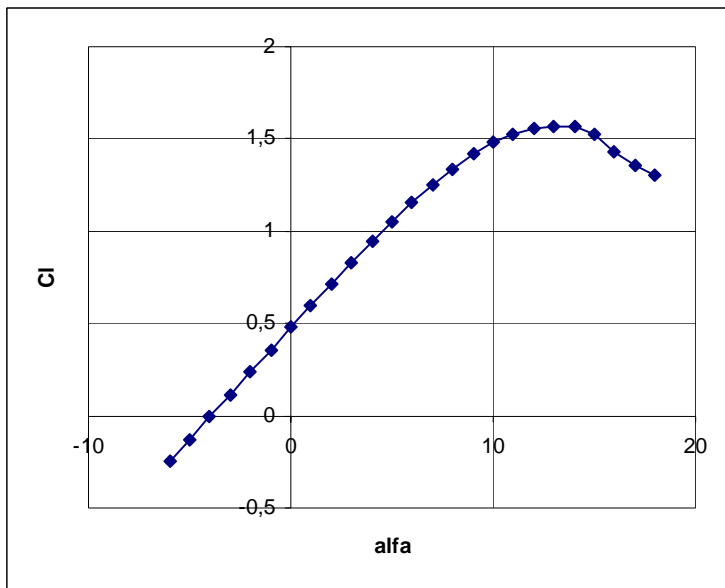


Fig. 4.4 - Andamento del C_l SC(2)-0614 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

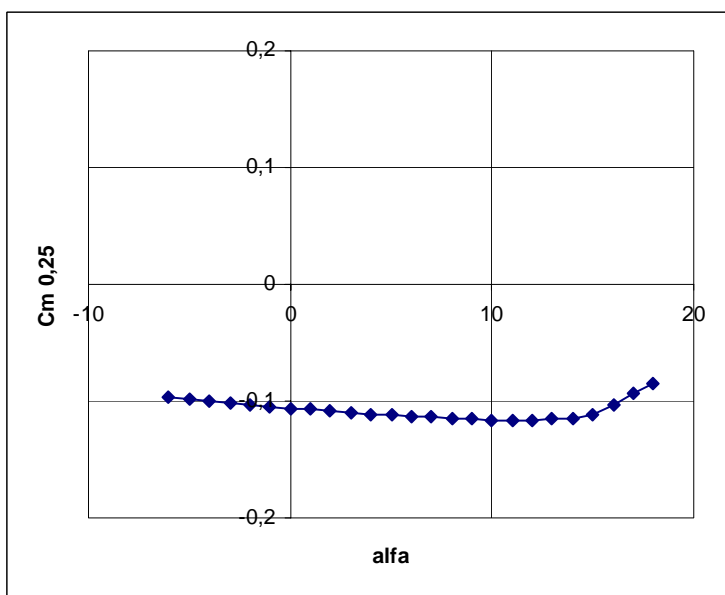


Fig. 4.5 - Andamento del C_m SC(2)-0614 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

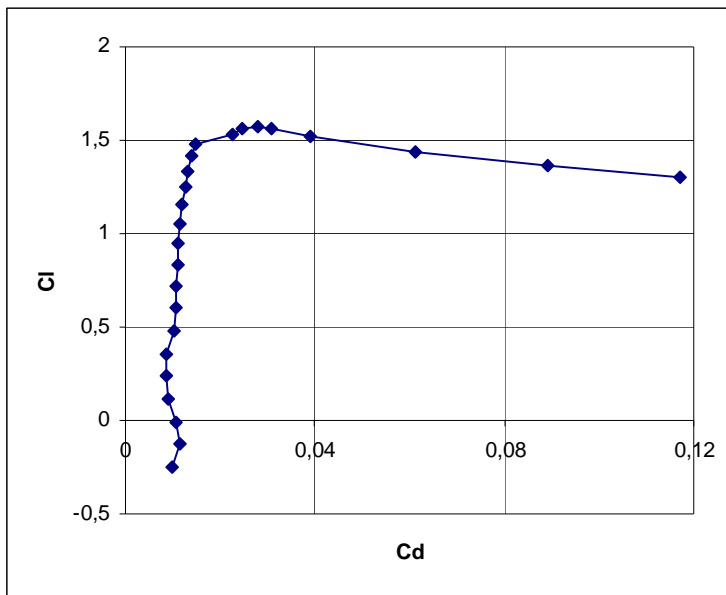


Fig. 4.6 - Polare del profilo SC(2)-0614 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

Alfa	cl	cd	cm
-6	-	-	-
-5	0,248	0,00969	0,097
-4	-	-	-
-3	0,128	0,01149	0,099
-2	-	-	-
-1	0,007	0,01079	-0,1
0	-	-	-
1	0,115	0,00886	0,102
2	0,236	0,00866	0,103
3	-	-	-
4	0,358	0,00876	0,105
5	0,478	0,01019	-

			0,106
1	0,599	0,01051	- 0,107
2	0,717	0,01087	- 0,109
3	0,833	0,01099	-0,11
4	0,945	0,01127	- 0,111
5	1,052	0,0116	- 0,112
6	1,155	0,01207	- 0,113
7	1,25	0,01277	- 0,114
8	1,338	0,01325	- 0,115
9	1,417	0,0139	- 0,115
10	1,482	0,01476	- 0,116
11	1,528	0,02263	- 0,116
12	1,558	0,02461	- 0,116
13	1,568	0,02786	- 0,115
14	1,565	0,03088	-

			0,115
15	1,522	0,03897	- 0,111
16	1,434	0,06134	- 0,103
17	1,36	0,08937	- 0,094
18	1,3	0,11732	- 0,085

Tab. 4.3 – Profilo root SC(2)-0614 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

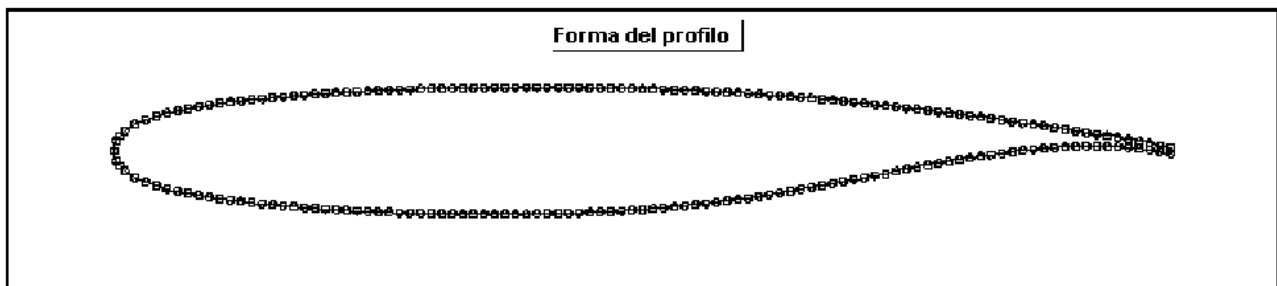


Fig. 4.7 - Profilo SC(2)-0412

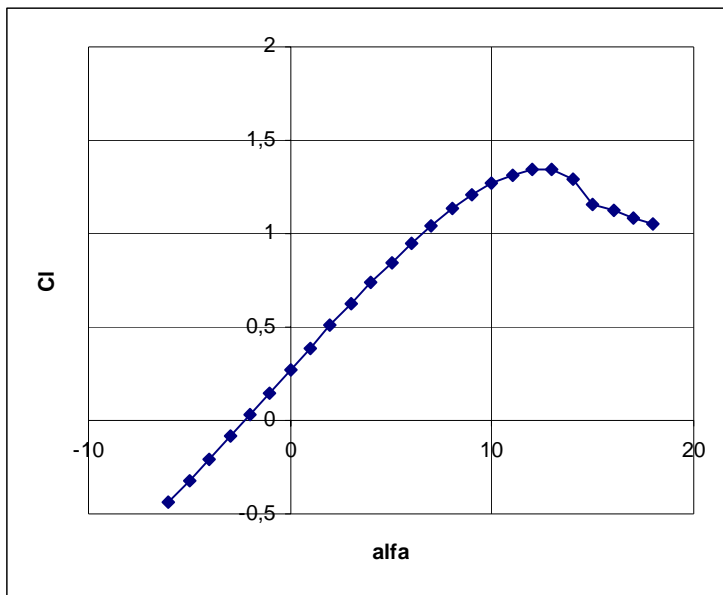


Fig. 4.8 - Andamento del C_l SC(2)-0412 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

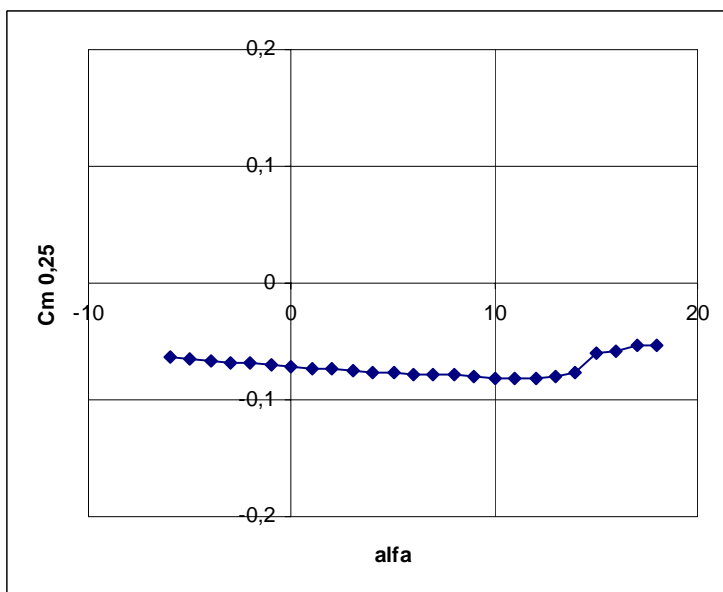


Fig. 4.9 - Andamento del C_m SC(2)-0412 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

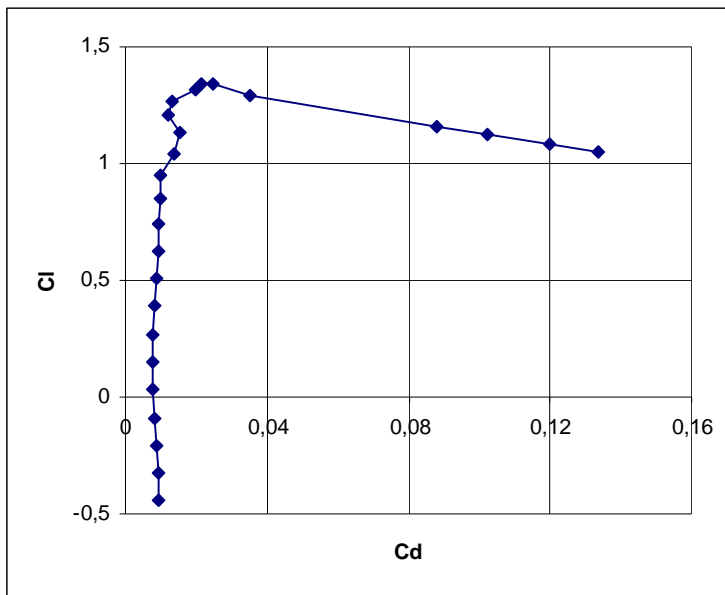


Fig. 4.10 - Polare del profilo SC(2)-0412 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

Alfa	cl	Cd	cm
-6	-	-	-
-6	0,441	0,00953	0,064
-5	-	-	-
-5	0,325	0,00939	0,065
-4	-	-	-
-4	0,207	0,00864	0,067
-3	-	-	-
-3	0,088	0,00827	0,068
-2	-	-	-
-2	0,031	0,00775	0,069
-1	0,151	0,00765	-0,07
0	-	-	-
0	0,27	0,00774	0,072
1	0,39	0,00847	-

			0,073
2	0,508	0,00877	- 0,074
3	0,624	0,00916	- 0,075
4	0,738	0,00947	- 0,076
5	0,847	0,00966	- 0,077
6	0,95	0,01017	- 0,078
7	1,045	0,01396	- 0,078
8	1,132	0,01524	- 0,079
9	1,207	0,01222	-0,08
10	1,27	0,01325	- 0,081
11	1,316	0,0197	- 0,081
12	1,343	0,02151	- 0,081
13	1,343	0,02467	-0,08
14	1,294	0,03503	- 0,077
15	1,156	0,08785	-0,06
16	1,126	0,10203	-

			0,058
17	1,086	0,11995	-
18	1,048	0,13361	-

Tab. 4.4 – Perfil 24.5% b/2 SC(2)-0412 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

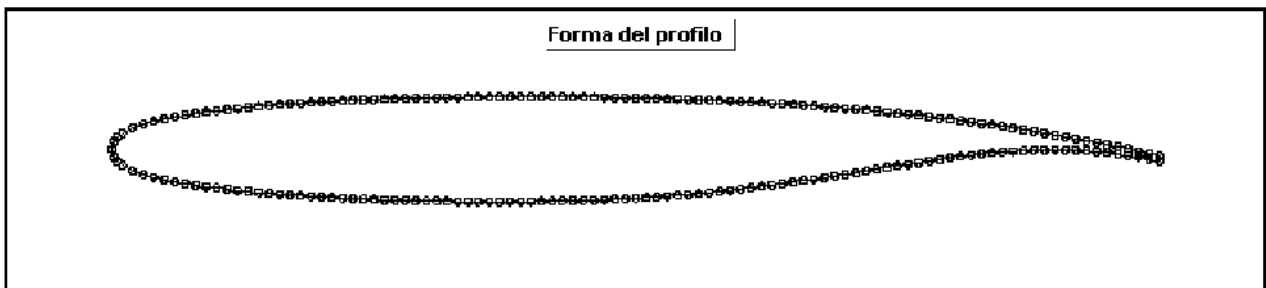


Fig. 4.11 - Perfil SC(2)-0414

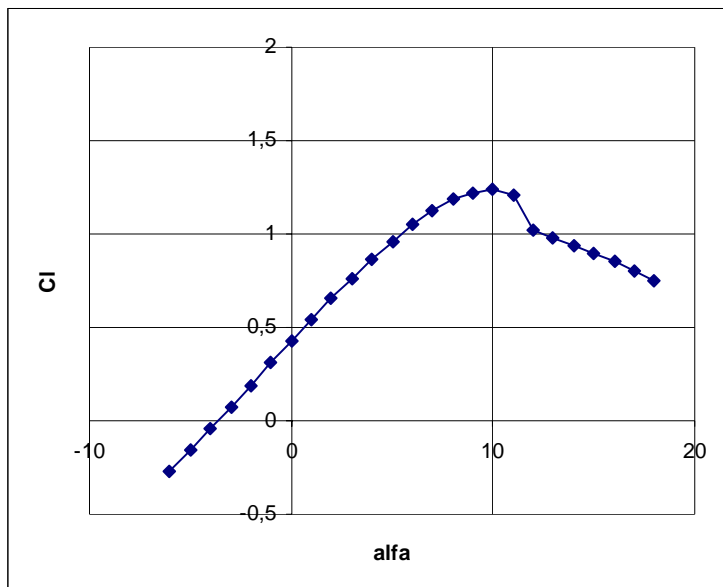


Fig. 4.12 - Andamento del Cl SC(2)-0610 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

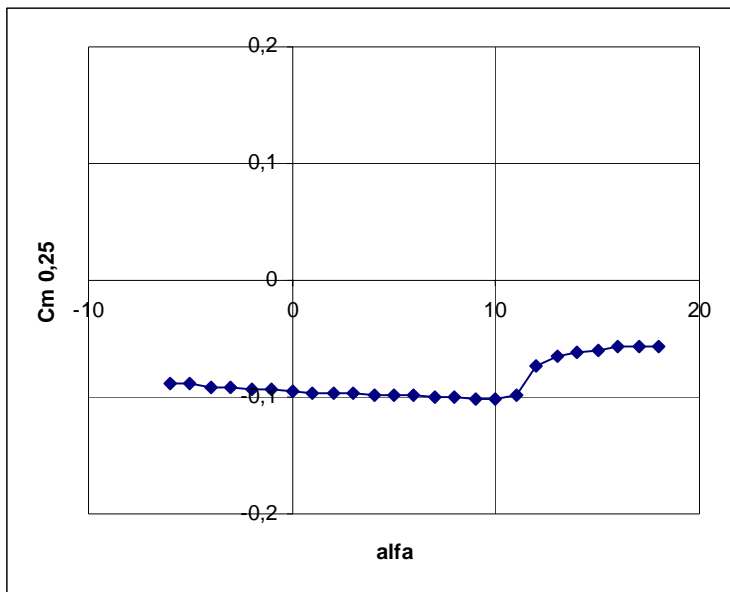


Fig. 4.13 - Andamento del Cm SC(2)-0610 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

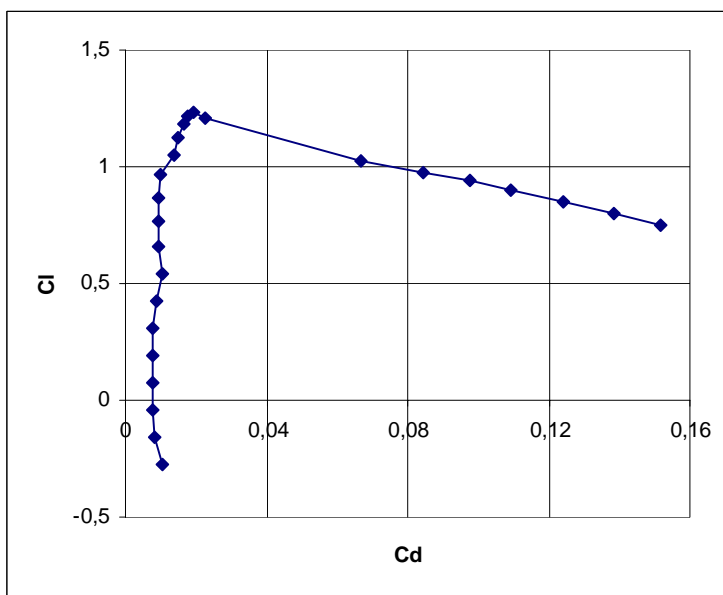


Fig. 4.14 - Polare del profilo SC(2)-0610 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

alfa	cl	cd	Cm
------	----	----	----

-6	- 0,276	0,01043	- 0,088
-5	- 0,161	0,00819	- 0,089
-4	- 0,044	0,00781	- 0,091
-3	0,074	0,0079	- 0,092
-2	0,192	0,00758	- 0,093
-1	0,309	0,00764	- 0,094
0	0,426	0,00873	- 0,095
1	0,543	0,01023	- 0,096
2	0,656	0,00928	- 0,097
3	0,765	0,00962	- 0,097
4	0,868	0,00945	- 0,098
5	0,963	0,01007	- 0,099
6	1,049	0,01356	- 0,099
7	1,123	0,01489	-0,1

8	1,183	0,01642	-0,1
			-
9	1,22	0,01773	0,101
			-
10	1,235	0,01916	0,101
			-
11	1,207	0,02263	0,099
			-
12	1,025	0,06667	0,073
			-
13	0,979	0,08443	0,065
			-
14	0,94	0,09764	0,061
15	0,897	0,10911	-0,06
			-
16	0,849	0,12422	0,057
			-
17	0,801	0,13836	0,056
			-
18	0,753	0,15157	0,056

Tab. 4.5 - Profilo di estremità SC(2)-0610 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

4.4 Calcolo delle caratteristiche del profilo medio

Una volta note le caratteristiche dei profili nelle sezioni di riferimento, si è passato al calcolo delle caratteristiche aerodinamiche del profilo medio. Assumendo come schema di riferimento quello di figura 15, si indicheranno con i pedici A, B e C le grandezze relative rispettivamente alle sezioni alla radice (profilo SC(2)-0614), al 24.5% della semiapertura alare (profilo SC(2)-0412) ed alla estremità (profilo SC(2)-0610).

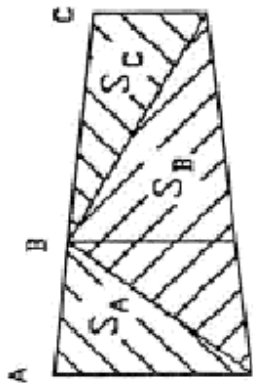


Fig. 4.15 - Schema di suddivisione della semiala in aree di influenza delle sezioni di riferimento

Le aree di influenza delle sezioni di riferimento sono pari a:

$$S_A = 5,88 \text{ m}^2 \quad S_B = 17,53 \text{ m}^2 \quad S_C = 3,64 \text{ m}^2 \quad (4.1)$$

E i rispettivi coefficienti sono pari a :

$$K_A = \frac{2S_A}{S} = 0,217 \quad (4.2); \quad K_B = \frac{2S_B}{S} = 0,658 \quad (4.3); \quad K_C = \frac{2S_C}{S} = 0,135 \quad (4.4)$$

E' a questo punto possibile calcolare le caratteristiche aerodinamiche del profilo medio con le formule:

$$C_l = K_A \cdot C_{lA} + K_B \cdot C_{lB} + K_c \cdot C_{lC} \quad (4.5)$$

$$C_d = K_A \cdot C_{dA} + K_B \cdot C_{dB} + K_c \cdot C_{dC} \quad (4.6)$$

$$C_m = K_A \cdot C_{mA} + K_B \cdot C_{mB} + K_c \cdot C_{mC} \quad (4.7)$$

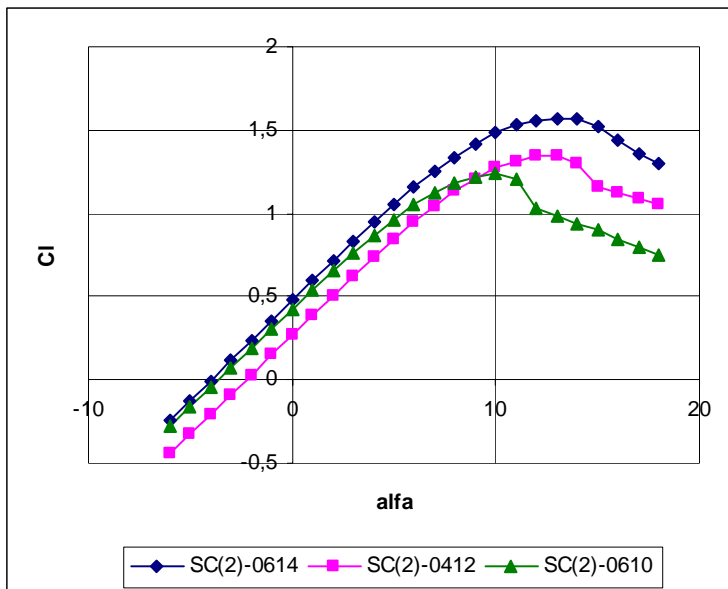


Fig. 4.16 – Curve di portanza dei profili delle sezioni di riferimento ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

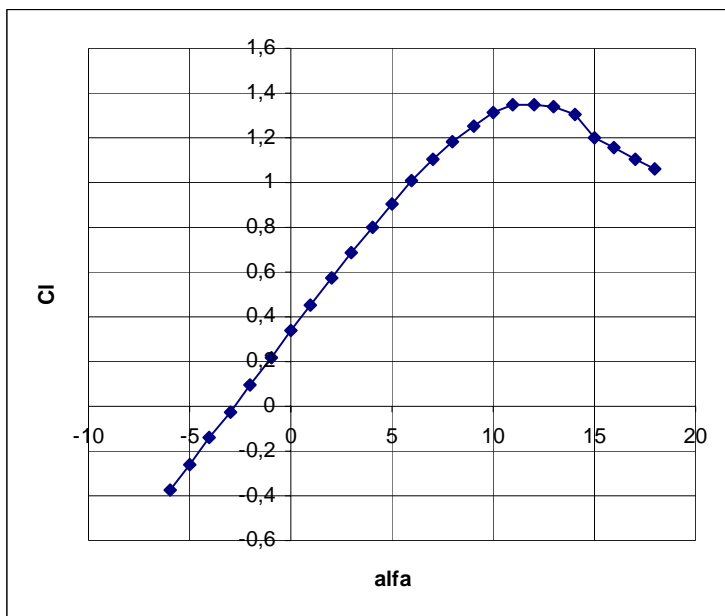


Fig. 4.17 - Curva di portanza del profilo medio ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

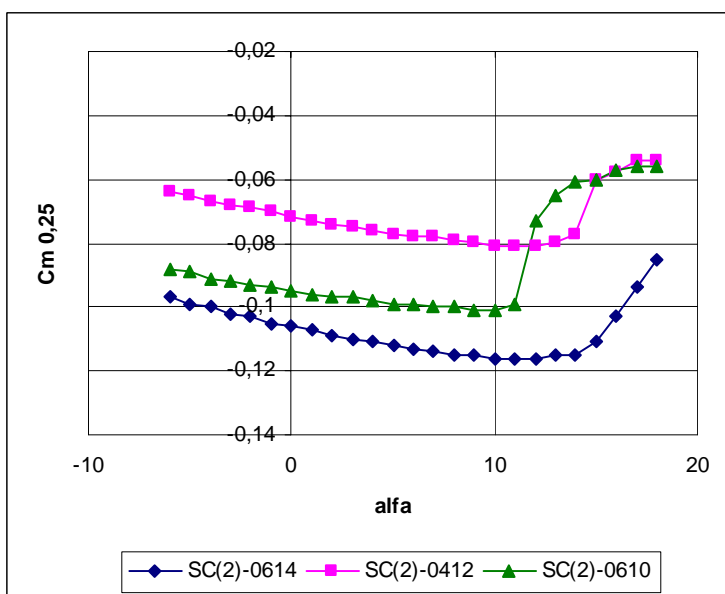


Fig. 4.20 - Curve del momento rispetto a 1/4 di corda dei profili nelle sezioni di riferimento ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

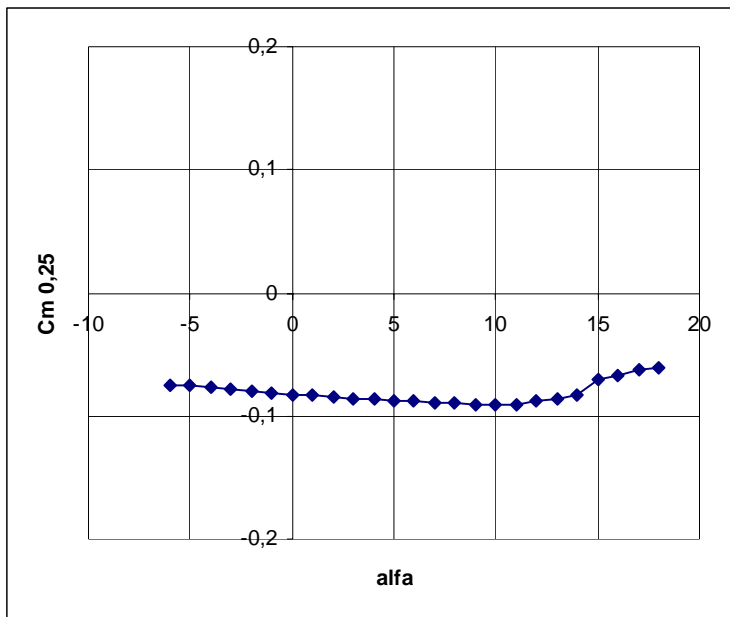


Fig. 4.21 - Curva del momento rispetto a 1/4 di corda del profilo medio ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

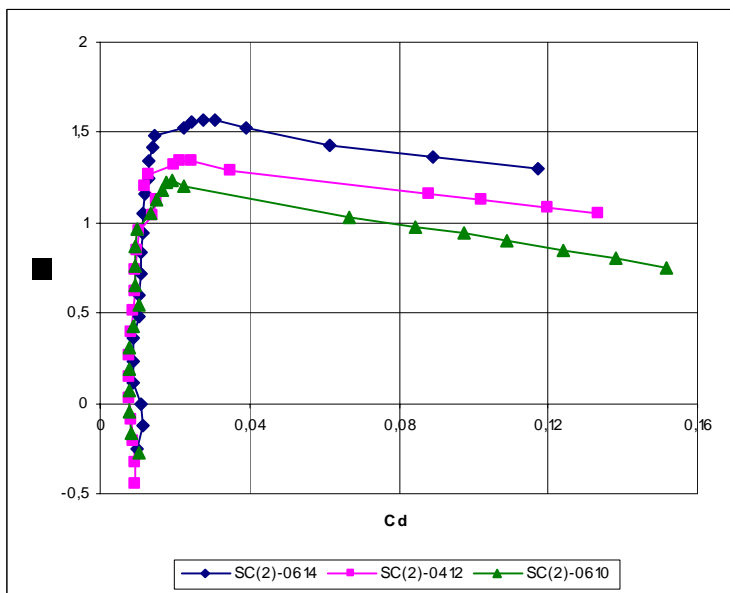


Fig. 4.22 - Curve polari dei profili delle sezioni di riferimento ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

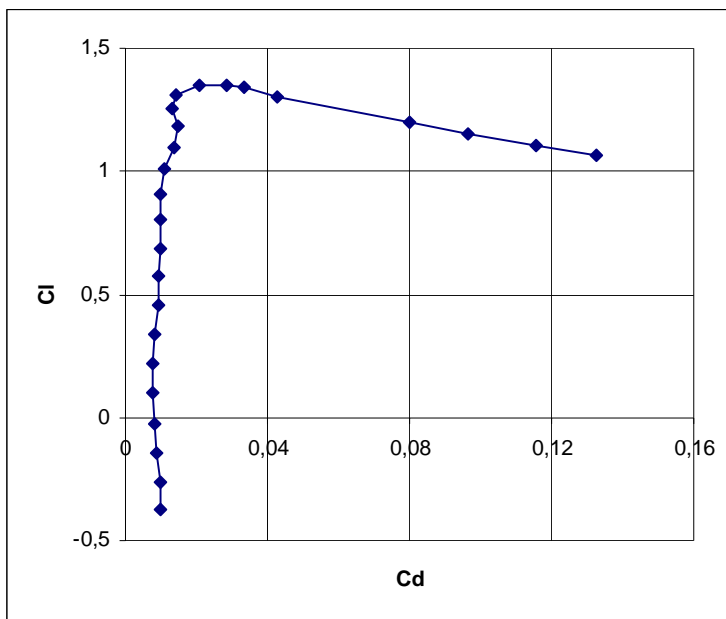


Fig. 4.23 - Curva polare del profilo medio ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

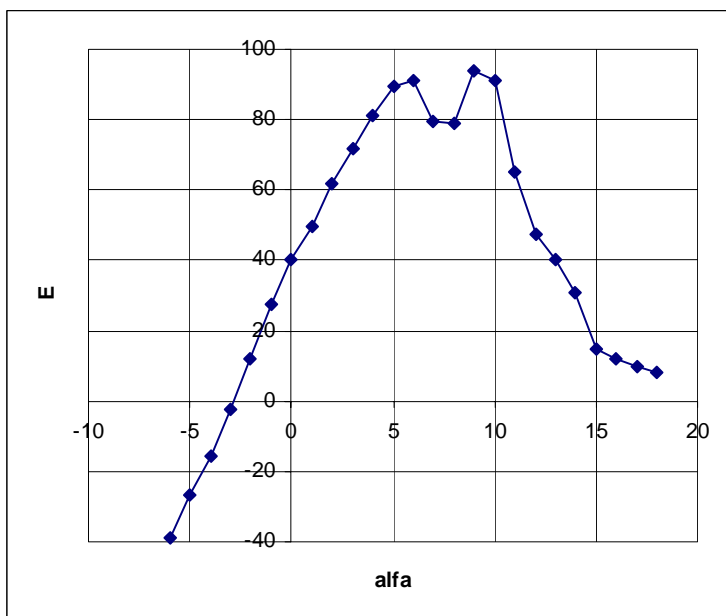


Fig. 4.24 - Curva di efficienza del profilo medio ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

4.5 Calcolo delle caratteristiche dell'ala

A questo punto rimane da assegnare lo svergolamento e calcolare le caratteristiche aerodinamiche dell'ala. Tramite il software, messo a disposizione sul web dall'Università di Stanford, che consente di ricavare le distribuzioni di carico lungo l'apertura al variare dell'incidenza, è possibile capire quali siano le incidenze di radice e di estremità più convenienti da assumere nella progettazione dell'ala.

Si è ritenuto opportuno assumere uno angolo di incidenza di radice pari a $+3^\circ$ (coincidente con l'angolo di calettamento dell'ala rispetto alla retta di riferimento della fusoliera) ed un angolo di incidenza di -2° all'estremità. Lo svergolamento aerodinamico della sezione di estremità rispetto a quella di radice è dunque -5° . In tal modo, come mostrato dalla figura 25, la prima sezione dove si raggiungono le condizioni di stallo è collocata poco dopo il 75% della semiapertura alare.

È in tale sezione, infatti, che per la prima volta la curva dei Cl_{max} lungo l'apertura (verde in figura), ottenuta da una *smoothing* lineare dei Cl_{max} nelle sezioni di riferimento, diventa tangente alla distribuzione di carico (blu in figura).

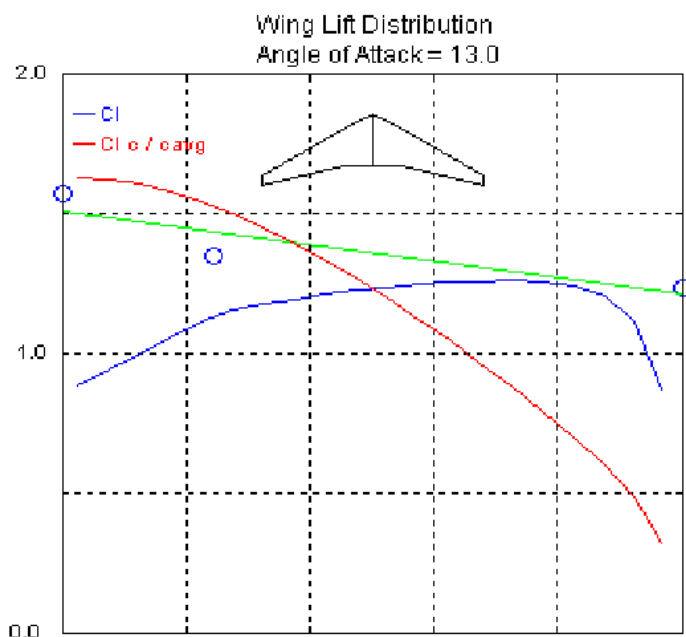


Fig. 4.25 - Distribuzioni di carico e di Cl in condizioni di inizio sentiero di stallo

Attraverso la ripetuta applicazione del software dell'Università di Stanford, è inoltre possibile, almeno nel tratto lineare della curva $CL(\alpha)$, i valori del coefficiente di portanza, del coefficiente di resistenza indotta e del coefficiente di momento nonché l'angolo di portanza nulla. I dati ottenuti sono riportati in tabella 7.

alfa	C_L	C_{Di}	C_m
-3	-0,099	0,00106	0,115
-2,5	-0,06	0,00081	0,083
-2	-0,021	0,00068	0,052
-1,5	0,018	0,00069	0,021
-1	0,057	0,00084	-0,009
-0,5	0,096	0,00111	-0,041
0	0,135	0,00151	-0,072
0,5	0,175	0,00205	-0,103
1	0,214	0,00271	-0,135
1,5	0,253	0,00351	-0,166
2	0,292	0,00444	-0,197
2,5	0,332	0,0055	-0,228
3	0,371	0,00669	-0,26
3,5	0,41	0,00801	-0,291
4	0,449	0,00947	-0,322
4,5	0,488	0,01105	-0,354
5	0,528	0,01277	-0,385
5,5	0,567	0,01461	-0,416
6	0,606	0,01659	-0,447
6,5	0,645	0,0187	-0,479

7	0,685	0,02094	-0,51
7,5	0,724	0,02332	-0,541
8	0,763	0,02582	-0,573
8,5	0,802	0,02845	-0,604
9	0,842	0,03122	-0,635
9,5	0,881	0,03412	-0,666
10	0,92	0,03714	-0,698
10,5	0,959	0,0403	-0,729
11	0,998	0,04359	-0,76
11,5	1,038	0,04702	-0,792
12	1,077	0,05057	-0,823
12,5	1,116	0,05425	-0,854
13	1,155	0,05807	-0,886

Tab. 4.7 - Caratteristiche geometriche dell'ala (Stanford)

Risulta inoltre:

$$C_{L\alpha} = 0,0783 \frac{1}{\text{deg}} \quad (4.8); \quad \alpha_{0L} = -2 \text{ deg} \quad (4.9)$$

Per quanto riguarda il tratto non lineare della curva di portanza, è necessario stimare il valore dell'angolo d'attacco in corrispondenza del quale si verifica realmente il massimo valore del coefficiente di portanza $C_{L\max}$. Assumendo come $C_{L\max}$ quello stimato col sentiero di stallo pari a 1,180 a 16° (valore senza dubbio plausibile) è possibile ricavare

un andamento verosimile per il tratto non lineare imponendo un andamento cubico caratterizzato dalle condizioni:

- passaggio per il l'ultimo punto di linearità della curva $CL(\alpha)$
- derivata nell'ultimo punto di linearità della curva $CL(\alpha)$ pari a $C_{L\alpha} = 0,0783 \text{ deg}^{-1}$
- passaggio per il punto $(\alpha_{CL_{\max}}, CL_{\max})$
- derivata nulla in $\alpha_{CL_{\max}}$

Il diagramma ottenuto con questo procedimento è riportato nella figura seguente.

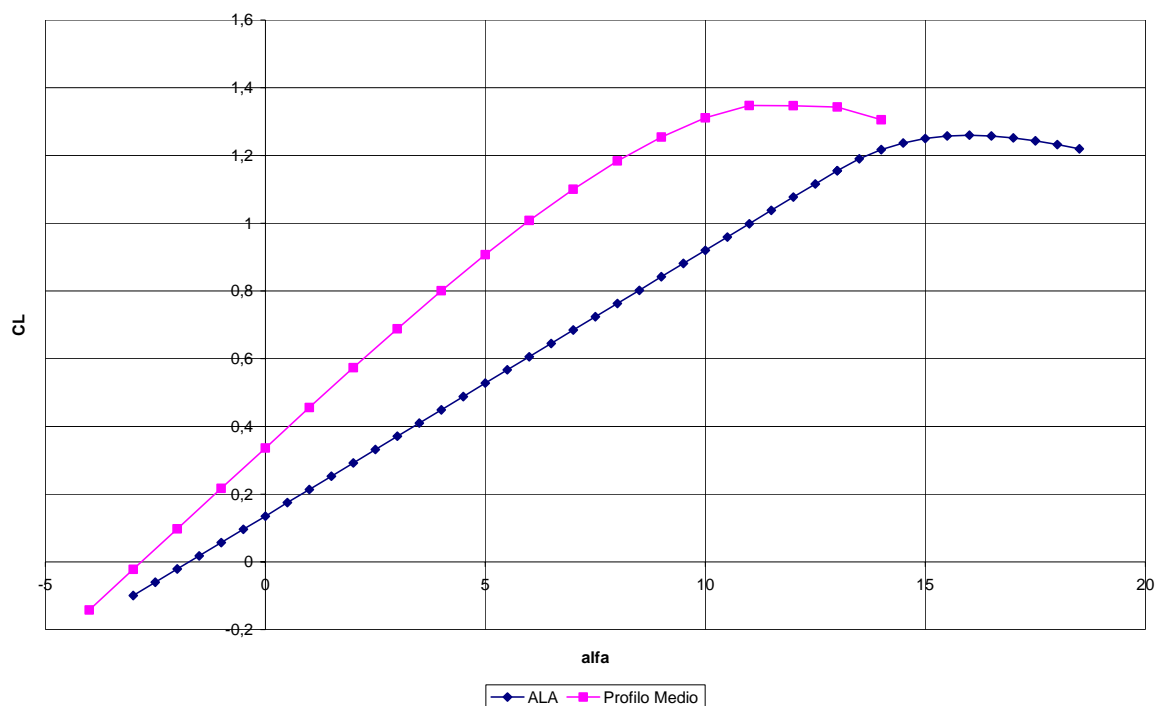


Fig. 4.27 - Raffronto tra la curva di portanza dell'ala e quella del profilo medio ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

4.6 Calcolo della polare dell'ala

Bisogna a questo punto valutare il coefficiente di resistenza in corrispondenza dei vari assetti, al fine di calcolare la curva polare dell'ala isolata.

Dalla relazione:

$$C_D = C_{D0}^w + C_{Di} \quad (4.10)$$

assumendo, in prima approssimazione, che il C_{D0}^w coincida con il valore del C_{D0} del profilo medio per ciascun valore dell'angolo d'attacco:

$$C_{D0}^w = (C_d)_{p.m.} \quad (4.11)$$

è possibile calcolare il C_D dell'ala a partire anche dal C_{Di} fornito dal sito dell'Università di Stanford. I risultati ottenuti sono mostrati nelle figure che seguono.

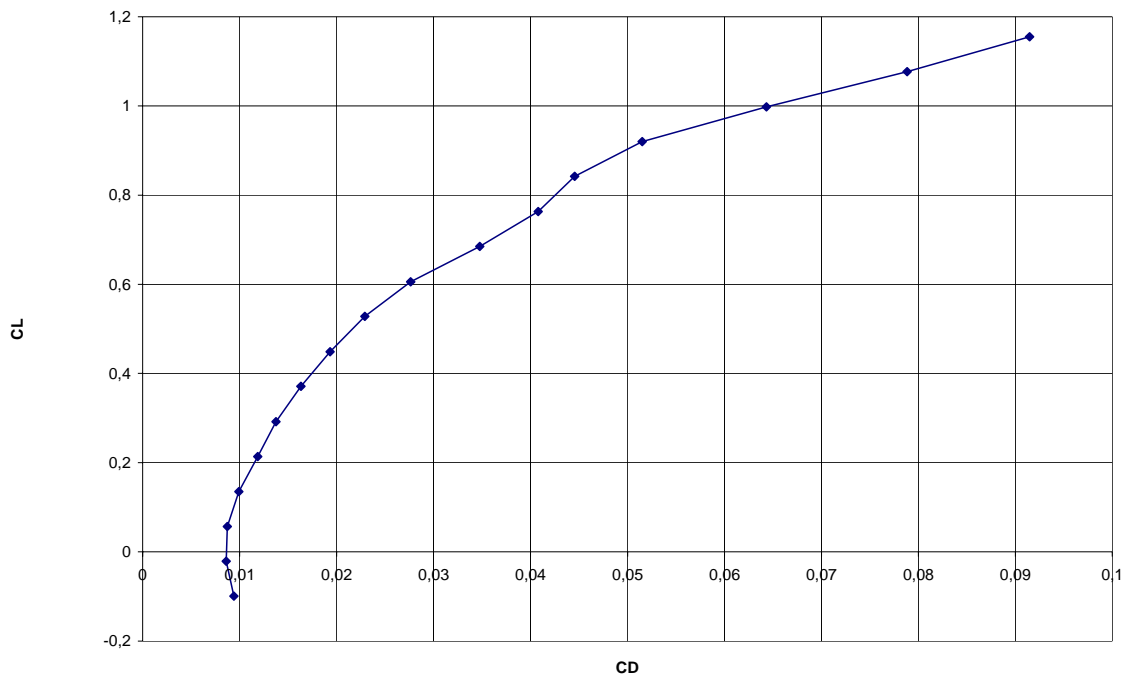


Fig. 4.29 - Curva polare dell'ala ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

4.7 Determinazione della corda media aerodinamica

La lunghezza della corda media aerodinamica è ricavabile mediante il seguente integrale:

$$CMA = \frac{\int_0^{b/2} c^2(y) dy}{S/2} \quad (4.12)$$

L'ala presenta una doppia rastremazione, per cui è possibile dividerla in due zone trapezoidali all'interno delle quali la corda varia linearmente: la prima zona si estende dalla radice al 24,5% della semi-apertura alare.

Nella seguente tabella si riportano le principali grandezze geometriche e aerodinamiche dell'ala che saranno utilizzate nel seguito.

Sezione	X_{BA}^* [m]	corda[m]
Radice	0,00	4,71
24,5% di b/2	1,27	3,44
Estremità	5,17	0,95

Tab. 4.8: Dati Principali relativi all'ala

Nella zona indicata dal numero “1” le corde variano linearmente secondo la seguente legge:

$$C(y) = -0.508 \cdot y + 4,71 \quad (4.13)$$

Mentre nella zona indicata dal numero “2” la legge (sempre lineare) di variazione delle corde è:

$$C(y) = -0.323 \cdot y + 3,44 \quad (4.14)$$

Applicando l'eq. 12, tenendo in considerazione le eq. 13 e 14 si ricava la lunghezza della corda media aerodinamica:

$$CMA = 3,07 \text{ m} \quad (4.15)$$

In modo analogo è possibile ricavare la distanza tra il bordo d'attacco del profilo alla radice e quello del profilo la cui corda è pari alla corda media aerodinamica. La relazione utilizzata è la seguente:

$$X_{BAcma}^* = \frac{\int_0^{b/2} X_{BA}^* \cdot c(y) dy}{S/2} \quad (4.16)$$

La legge di variazione della distanza del bordo d'attacco della semiala dal quello del profilo alla radice è sempre lineare:

$$X_{BA}^*(y) = 0,508 \cdot y \quad (4.17)$$

In definitiva:

$$X_{BA}^* = 2,01 \quad (4.18)$$