

Progetto dell'ala

La scelta del punto di progetto ha permesso di ricavare, fissando il valore del carico alare e della superficie alare, i parametri base per il progetto dell'ala.

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

La forma in pianta dell'ala è mostra in figura 1 e le relative caratteristiche geometriche sono riassunte nella tabella 1.

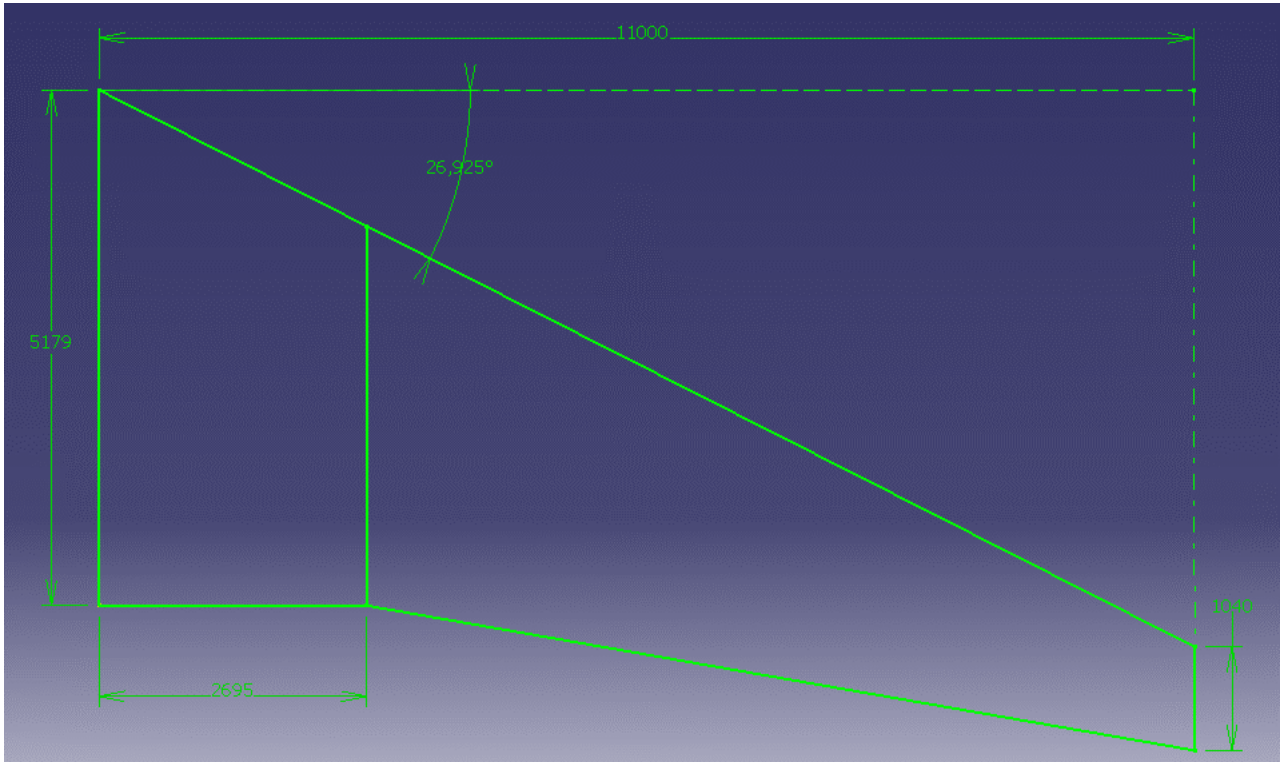


Figura 1 - Forma in pianta dell'ala (CATIA)

Superficie alare	64.505
Apertura alare	22
Allungamento Alare	7.5
Rapporto di rastremazione	0.2008
Corda alla radice	5.179 m

Tabella 1 - Caratteristiche geometriche dell'ala

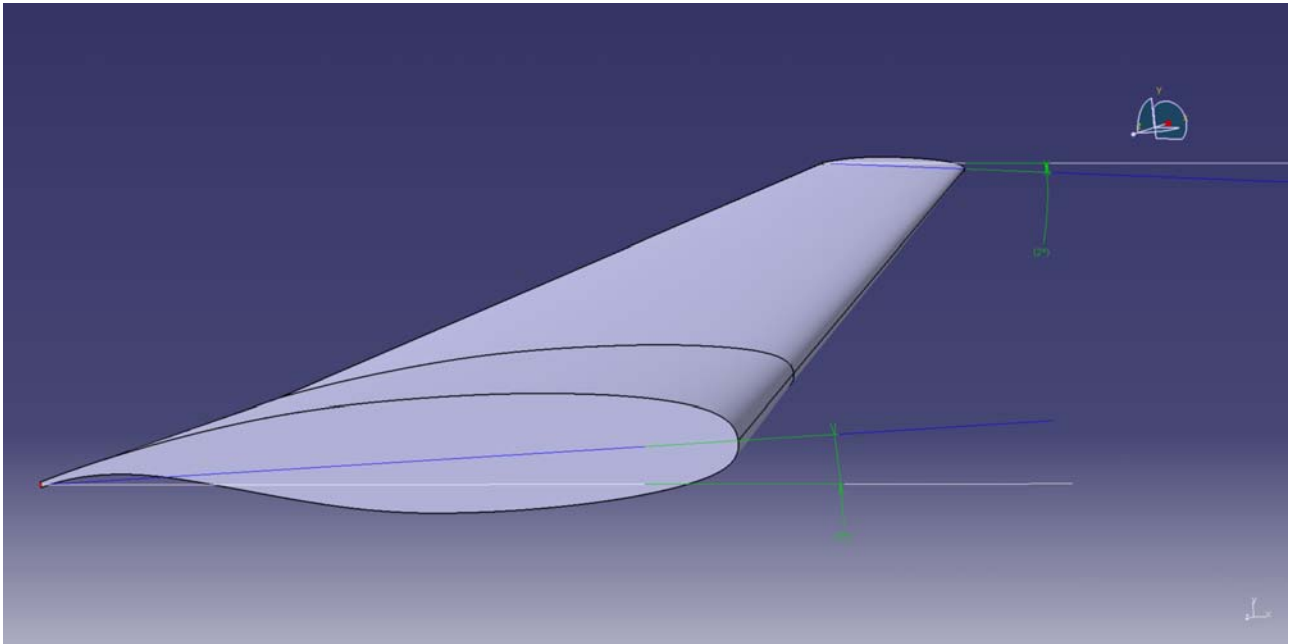


Figura 2 - Vista isometrica dell'ala (CATIA)

Le sezioni di riferimento lungo l'apertura alare sono invece riportate in Tabella 2 insieme con i dati ad esse relative.

	Corda [m]	Re(z=30000ft,M=0.78) -condizioni di crociera-	Re(z=0ft,M=0.149) -condizioni di atterraggio-	Profilo
Corda root	5.179	3,78E+07	1,79E+07	SC(2)-0614
Corda 24.5% b/2	3.810	2,78E+07	1,32E+07	SC(2)-0412
Corda tip	1.040	7,59E+06	3,60E+06	SC(2)-0610

Tabella 2 - Sezioni di riferimento lungo la semiapertura alare

Come si nota dalla sigla esibita nella tabella 2, si è fatto ricorso a profili supercritici. Tali tipi di profili sono caratterizzati da C_d *accettabili* anche in regime transonico e dall'assenza in crociera di picchi di pressione per limitare i valori massimi di numeri di Mach. Gli spessori adottati variano dal 14% della radice al 10% dell'estremità.

Sempre in tabella 2 si nota come il minimo numero di Reynolds sia pari a $3,60 \cdot 10^6$, numero questo che sarà scelto come riferimento per i calcoli.

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

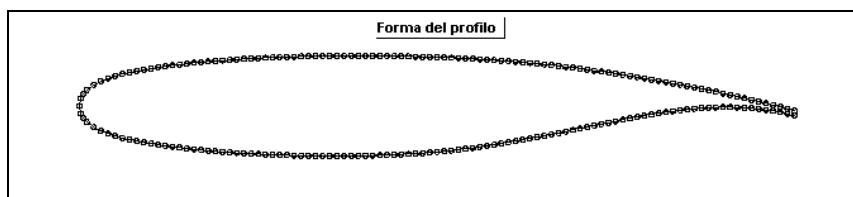


Figura 3 - Profilo SC(2)-0614

$[\alpha]$	$[-]$	j	$n 0.25$
-6	-0,248	0,00969	-0,097
-5	-0,128	0,01149	-0,099
-4	-0,007	0,01079	-0,100
-3	0,115	0,00886	-0,102
-2	0,236	0,00866	-0,103
-1	0,358	0,00876	-0,105
0	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	-0,110
4	0,945	0,01127	-0,111
5	1,052	0,01160	-0,112
6	1,155	0,01207	-0,113
7	1,2500	0,01277	-0,114
8	1,338	0,01325	-0,115
9	1,417	0,01390	-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	1,360	0,08937	-0,094
18	1,300	0,11732	-0,085

Tabella 3 – Profilo root SC(2)-0614 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

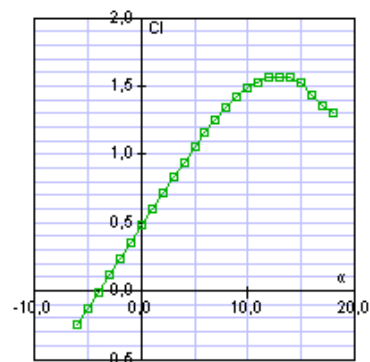


Figura 4 - Andamento del Cl SC(2)-0614 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

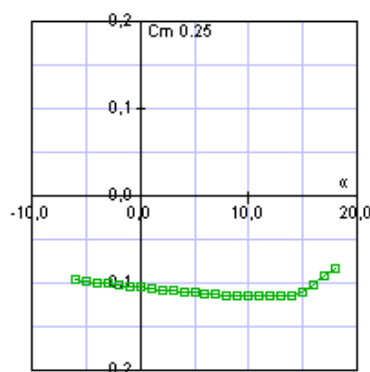


Figura 5 - Andamento del C_m SC(2)-0614 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

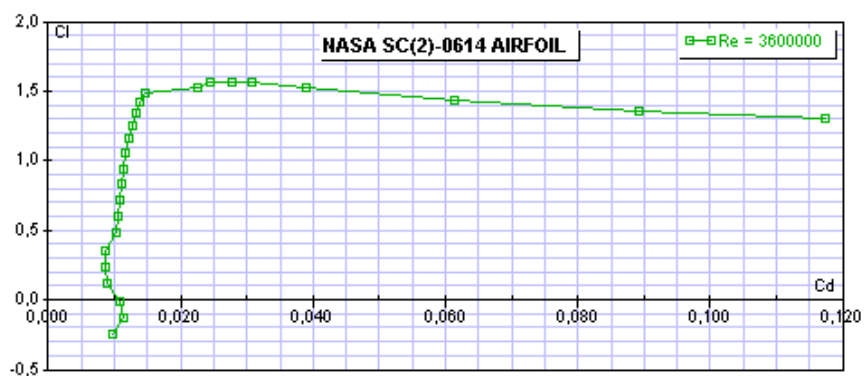


Figura 6 - Polare del profilo SC(2)-0614 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

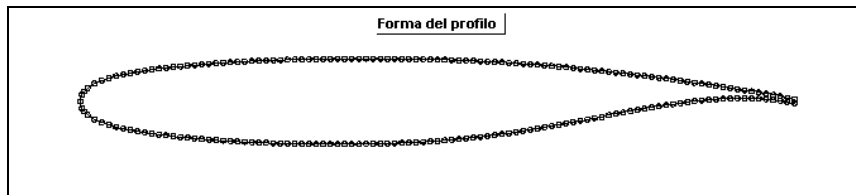


Figura 7 - Profilo SC(2)-0414

α [°]	C_l [-]	C_d [-]	$C_m 0.25$ [-]
-6	-0,441	0,00953	-0,064
-5	-0,325	0,00939	-0,065
-4	-0,207	0,00864	-0,067
-3	-0,088	0,00827	-0,068
-2	0,031	0,00775	-0,069
-1	0,151	0,00765	-0,070
0	0,270	0,00774	-0,072
1	0,390	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	0,950	0,01017	-0,078
7	1,045	0,01396	-0,078
8	1,132	0,01524	-0,079
9	1,207	0,01222	-0,080
10	1,270	0,01325	-0,081
11	1,316	0,01970	-0,081
12	1,343	0,02151	-0,081
13	1,343	0,02467	-0,080
14	1,294	0,03503	-0,077
15	1,156	0,08785	-0,060
16	1,126	0,10203	-0,058
17	1,086	0,11995	-0,054
18	1,048	0,13361	-0,054

Tabella 4 – Profilo 24.5% b/2 SC(2)-0412 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

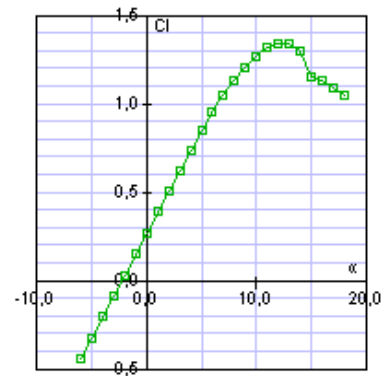


Figura 8 - Andamento del C_l SC(2)-0412 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

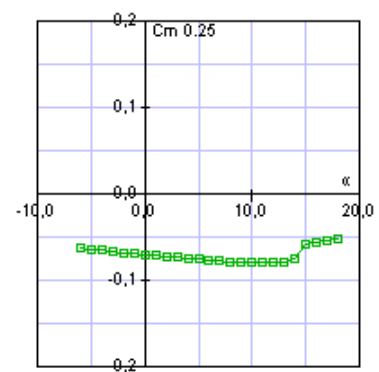


Figura 9 - Andamento del C_m SC(2)-0412 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

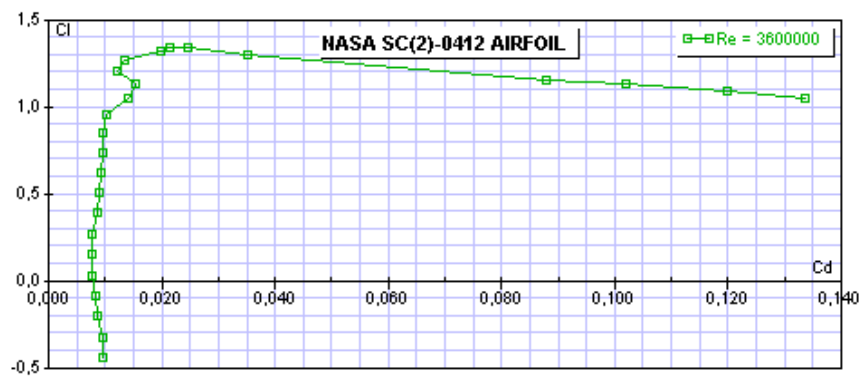


Figura 10 - Polare del profilo SC(2)-0412 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

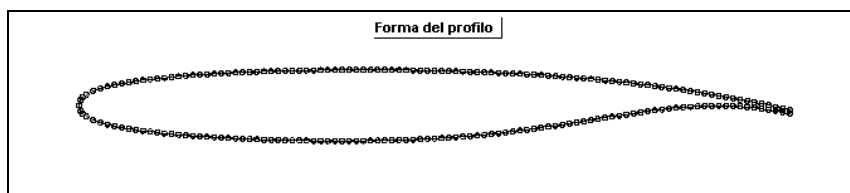


Figura 11 - Profilo SC(2)-0414

α [°]	C_l [-]	C_d [-]	$C_m 0.25$ [-]
-6	-0,276	0,01043	-0,088
-5	-0,161	0,00819	-0,089
-4	-0,044	0,00781	-0,091
-3	0,074	0,00790	-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	-0,100
8	1,183	0,01642	-0,100
9	1,220	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	0,940	0,09764	-0,061
15	0,897	0,10911	-0,060
16	0,849	0,12422	-0,057
17	0,801	0,13836	-0,056
18	0,753	0,15157	-0,056

Tabella 5 - Profilo di estremità SC(2)-0610 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

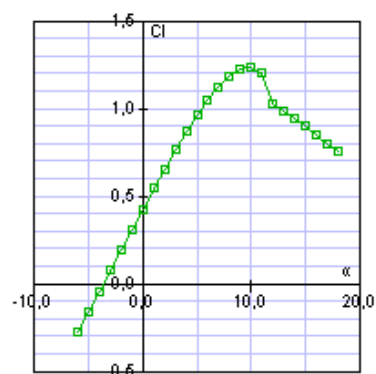


Figura 12 - Andamento del C_l SC(2)-0610 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

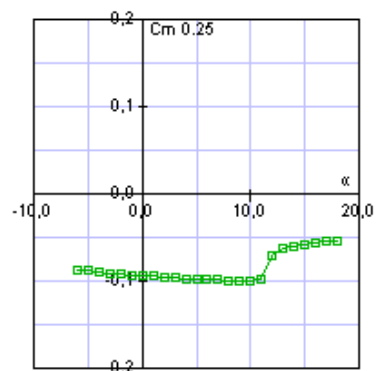


Figura 13 - Andamento del C_m SC(2)-0610 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

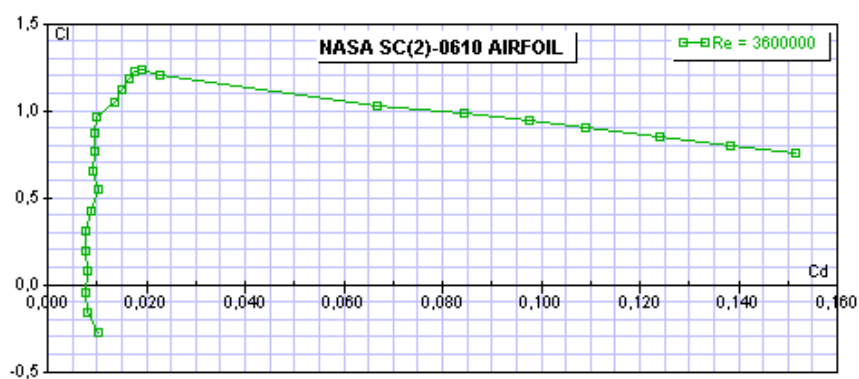


Figura 14 - Polare del profilo SC(2)-0610 ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

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).

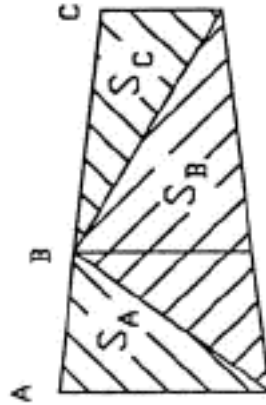


Figura 15 - Schema di suddivisione della semiala in aree di influenza delle sezioni di riferimento

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

$$S_A = 6.98m$$

$$S_B = 20.95m$$

$$S_C = 4.32m$$

e i rispettivi coefficienti sono pari a:

$$K_A = \frac{2 \cdot S_A}{S} = 0.2164$$

$$K_B = \frac{2 \cdot S_B}{S} = 0.6497$$

$$K_C = \frac{2 \cdot S_C}{S} = 0.1339$$

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

$$C_l = K_A \cdot C_{lA} + K_B \cdot C_{lB} + K_C \cdot C_{lC}$$

$$C_d = K_A \cdot C_{dA} + K_B \cdot C_{dB} + K_C \cdot C_{dC}$$

$$C_m = K_A \cdot C_{mA} + K_B \cdot C_{mB} + K_C \cdot C_{mC}$$

I risultati ottenuti sono riportati nella tabella e nei grafici che seguono.

α	C_{IA}	C_{IB}	C_{IC}	$K_A C_{IA}$	$K_B C_{IB}$	$K_C C_{IC}$	C_l	C_{dA}	C_{dB}	C_{dC}	$K_A C_{dA}$	$K_B C_{dB}$	$K_C C_{dC}$	C_d	C_{mA}	C_{mB}	C_{mC}	$K_A C_{mA}$	$K_B C_{mB}$	$K_C C_{mC}$	C_m
-6	-0,248	-0,441	-0,276	-0,0537	-0,2865	-0,0370	-0,3771	0,0097	0,0095	0,0104	0,0021	0,0062	0,0014	0,0097	-0,097	-0,064	-0,088	-0,0210	-0,0416	-0,0118	-0,0744
-5	-0,128	-0,325	-0,161	-0,0277	-0,2112	-0,0216	-0,2604	0,0115	0,0094	0,0082	0,0025	0,0061	0,0011	0,0097	-0,099	-0,065	-0,089	-0,0214	-0,0422	-0,0119	-0,0756
-4	-0,007	-0,207	-0,044	-0,0015	-0,1345	-0,0059	-0,1419	0,0108	0,0086	0,0078	0,0023	0,0056	0,0010	0,0090	-0,100	-0,067	-0,091	-0,0216	-0,0435	-0,0122	-0,0774
-3	0,115	-0,088	0,074	0,0249	-0,0572	0,0099	-0,0224	0,0089	0,0083	0,0079	0,0019	0,0054	0,0011	0,0083	-0,102	-0,068	-0,092	-0,0221	-0,0442	-0,0123	-0,0786
-2	0,236	0,031	0,192	0,0511	0,0201	0,0257	0,0969	0,0087	0,0078	0,0076	0,0019	0,0050	0,0010	0,0079	-0,103	-0,069	-0,093	-0,0223	-0,0448	-0,0125	-0,0796
-1	0,358	0,151	0,309	0,0775	0,0981	0,0414	0,2169	0,0088	0,0077	0,0076	0,0019	0,0050	0,0010	0,0079	-0,105	-0,070	-0,094	-0,0227	-0,0455	-0,0126	-0,0808
0	0,478	0,27	0,426	0,1034	0,1754	0,0570	0,3359	0,0102	0,0077	0,0087	0,0022	0,0050	0,0012	0,0084	-0,106	-0,072	-0,095	-0,0229	-0,0468	-0,0127	-0,0824
1	0,599	0,39	0,543	0,1296	0,2534	0,0727	0,4557	0,0105	0,0085	0,0102	0,0023	0,0055	0,0014	0,0091	-0,107	-0,073	-0,096	-0,0232	-0,0474	-0,0129	-0,0834
2	0,717	0,508	0,656	0,1551	0,3301	0,0878	0,5730	0,0109	0,0088	0,0093	0,0024	0,0057	0,0012	0,0093	-0,109	-0,074	-0,097	-0,0236	-0,0481	-0,0130	-0,0847
3	0,833	0,624	0,765	0,1802	0,4054	0,1024	0,6881	0,0110	0,0092	0,0096	0,0024	0,0060	0,0013	0,0096	-0,110	-0,075	-0,097	-0,0238	-0,0487	-0,0130	-0,0855
4	0,945	0,738	0,868	0,2045	0,4795	0,1162	0,8002	0,0113	0,0095	0,0095	0,0024	0,0062	0,0013	0,0099	-0,111	-0,076	-0,098	-0,0240	-0,0494	-0,0131	-0,0865
5	1,052	0,847	0,963	0,2276	0,5503	0,1289	0,9069	0,0116	0,0097	0,0101	0,0025	0,0063	0,0013	0,0101	-0,112	-0,077	-0,099	-0,0242	-0,0500	-0,0133	-0,0875
6	1,155	0,95	1,049	0,2499	0,6172	0,1405	1,0076	0,0121	0,0102	0,0136	0,0026	0,0066	0,0018	0,0110	-0,113	-0,078	-0,099	-0,0245	-0,0507	-0,0133	-0,0884
7	1,25	1,045	1,123	0,2705	0,6790	0,1504	1,0998	0,0128	0,0140	0,0149	0,0028	0,0091	0,0020	0,0138	-0,114	-0,078	-0,100	-0,0247	-0,0507	-0,0134	-0,0887
8	1,338	1,132	1,183	0,2895	0,7355	0,1584	1,1834	0,0133	0,0152	0,0164	0,0029	0,0099	0,0022	0,0150	-0,115	-0,079	-0,100	-0,0249	-0,0513	-0,0134	-0,0896
9	1,417	1,207	1,22	0,3066	0,7842	0,1634	1,2542	0,0139	0,0122	0,0177	0,0030	0,0079	0,0024	0,0133	-0,115	-0,080	-0,101	-0,0249	-0,0520	-0,0135	-0,0904
10	1,482	1,27	1,235	0,3207	0,8251	0,1654	1,3112	0,0148	0,0133	0,0192	0,0032	0,0086	0,0026	0,0144	-0,116	-0,081	-0,101	-0,0251	-0,0526	-0,0135	-0,0913
11	1,528	1,316	1,207	0,3306	0,8550	0,1616	1,3473	0,0226	0,0197	0,0226	0,0049	0,0128	0,0030	0,0207	-0,116	-0,081	-0,099	-0,0251	-0,0526	-0,0133	-0,0910
12	1,558	1,343	1,025	0,3371	0,8726	0,1372	1,3469	0,0246	0,0215	0,0667	0,0053	0,0140	0,0089	0,0282	-0,116	-0,081	-0,073	-0,0251	-0,0526	-0,0098	-0,0875
13	1,568	1,343	0,979	0,3393	0,8726	0,1311	1,3429	0,0279	0,0247	0,0844	0,0060	0,0160	0,0113	0,0334	-0,115	-0,080	-0,065	-0,0249	-0,0520	-0,0087	-0,0856
14	1,565	1,294	0,94	0,3386	0,8407	0,1259	1,3052	0,0309	0,0350	0,0976	0,0067	0,0228	0,0131	0,0425	-0,115	-0,077	-0,061	-0,0249	-0,0500	-0,0082	-0,0831
15	1,522	1,156	0,897	0,3293	0,7511	0,1201	1,2005	0,0390	0,0879	0,1091	0,0084	0,0571	0,0146	0,0801	-0,111	-0,060	-0,060	-0,0240	-0,0390	-0,0080	-0,0710
16	1,434	1,126	0,849	0,3103	0,7316	0,1137	1,1555	0,0613	0,1020	0,1242	0,0133	0,0663	0,0166	0,0962	-0,103	-0,058	-0,057	-0,0223	-0,0377	-0,0076	-0,0676
17	1,36	1,086	0,801	0,2943	0,7056	0,1073	1,1071	0,0894	0,1200	0,1384	0,0193	0,0779	0,0185	0,1158	-0,094	-0,054	-0,056	-0,0203	-0,0351	-0,0075	-0,0629
18	1,3	1,048	0,753	0,2813	0,6809	0,1008	1,0630	0,1173	0,1336	0,1516	0,0254	0,0868	0,0203	0,1325	-0,085	-0,054	-0,056	-0,0184	-0,0351	-0,0075	-0,0610

Tabella 6 - Caratteristiche aerodinamiche del profilo medio ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

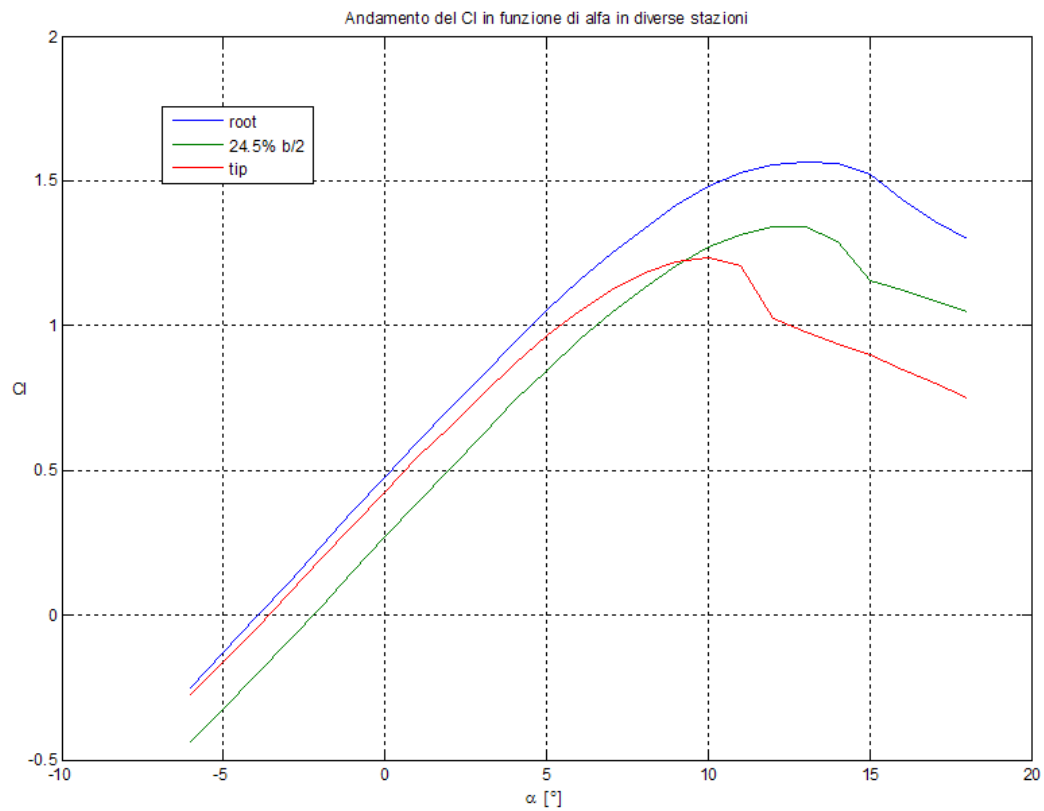


Figura 16 – Curve di portanza dei profili delle sezioni di riferimento ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

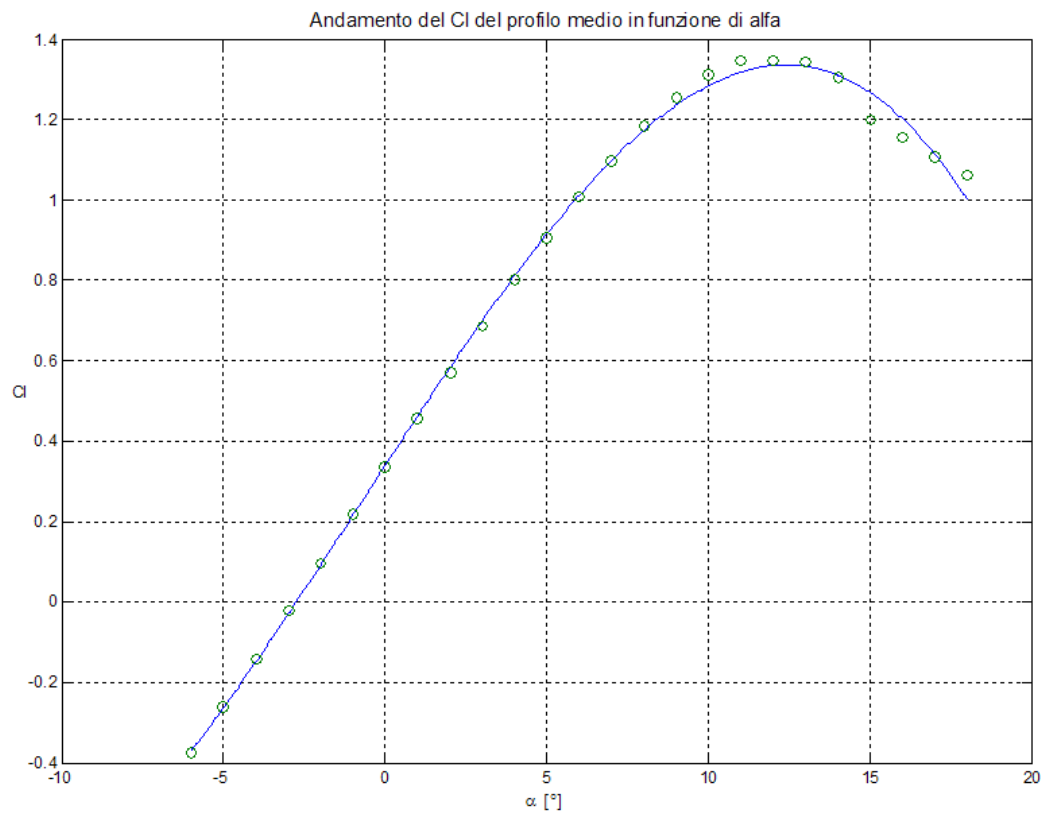


Figura 17 - Curva di portanza del profilo medio ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

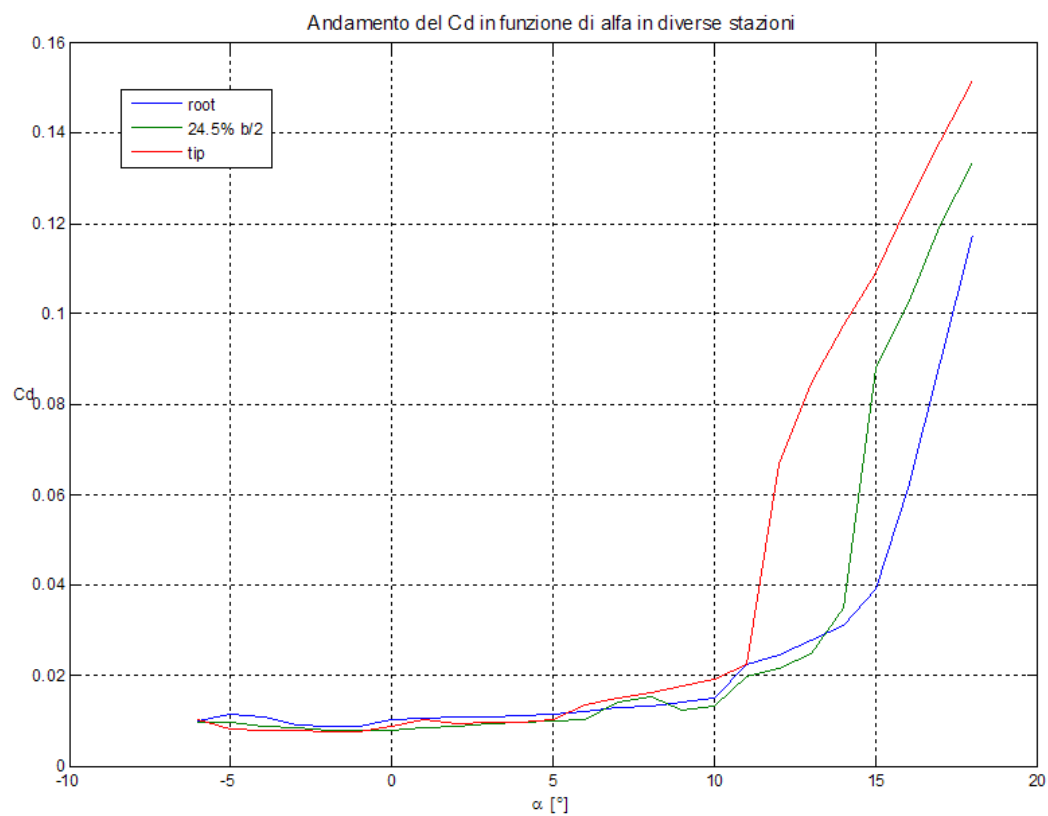


Figura 18 - Curve di resistenza dei profili nelle sezioni di riferimento ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

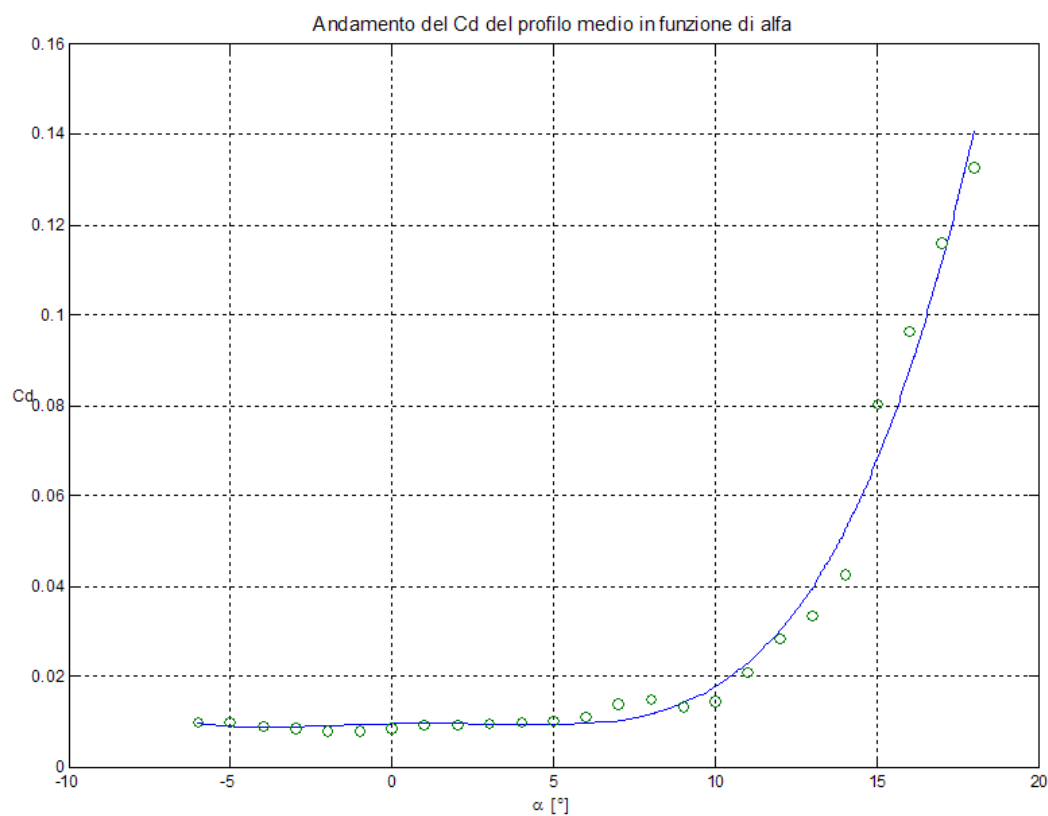


Figura 19 - Curva di resistenza del profilo medio ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

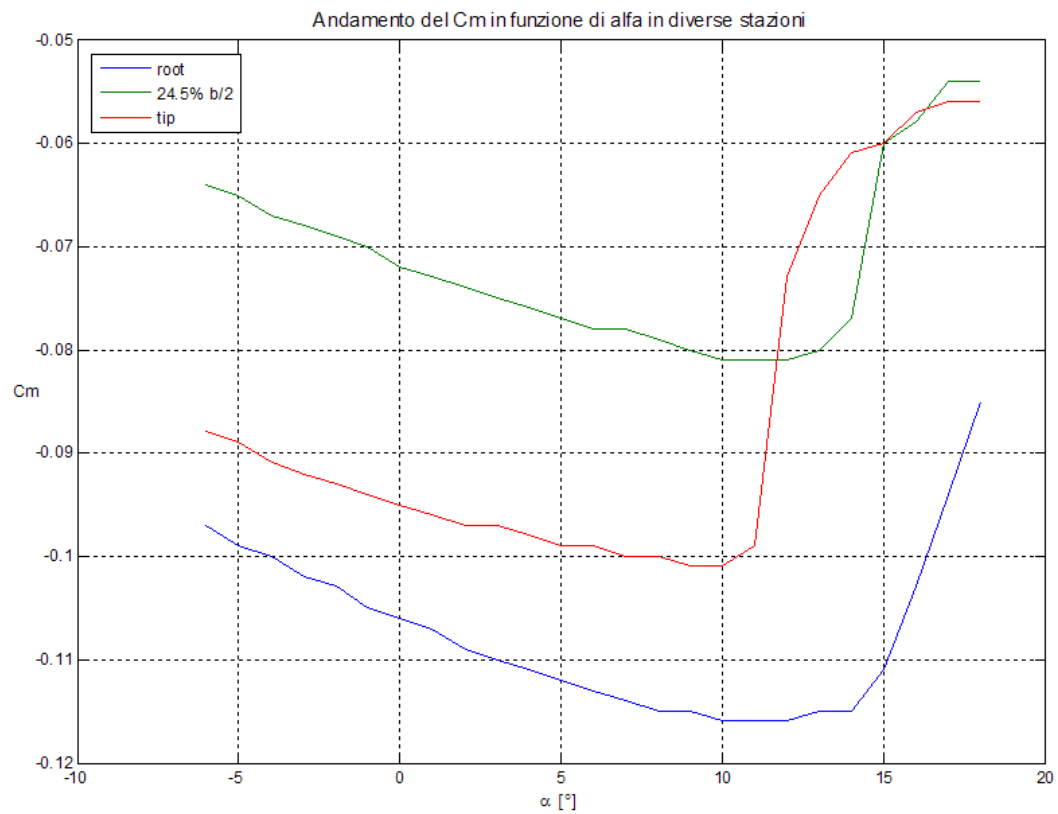


Figura 20 - Curve del momento rispetto a 1/4 di corda dei profili nelle sezioni di riferimento ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

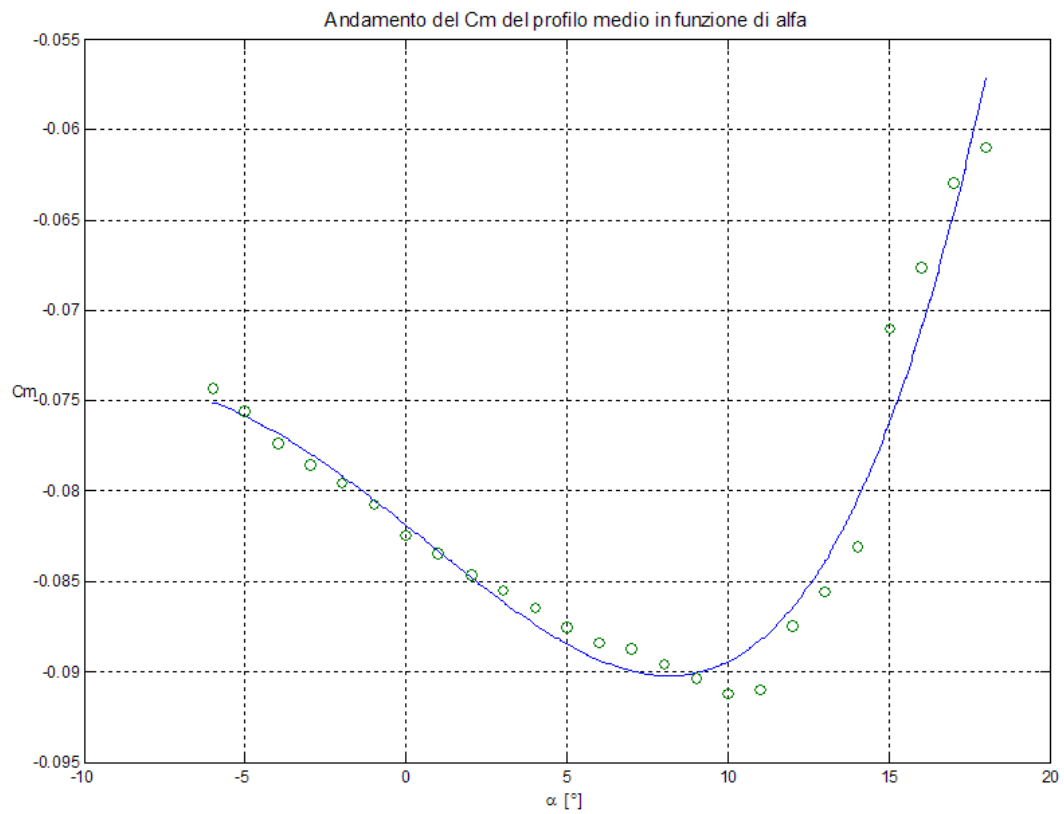


Figura 21 - Curva del momento rispetto a 1/4 di corda del profilo medio ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

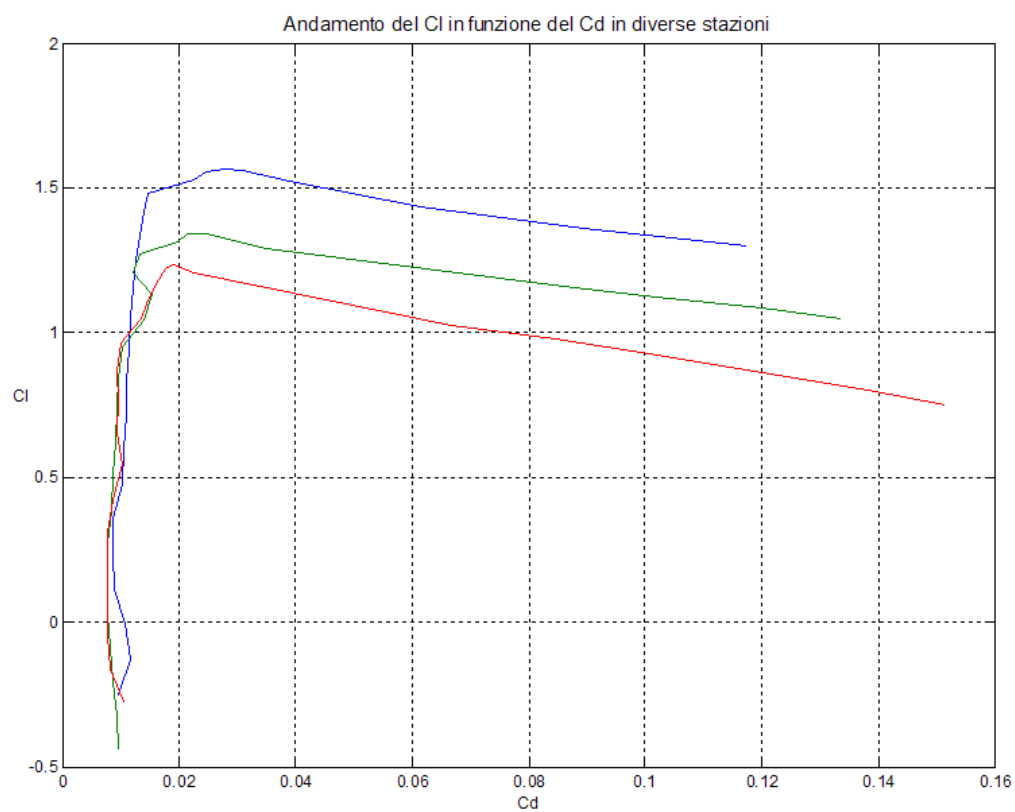


Figura 22 - Curve polari dei profili delle sezioni di riferimento ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

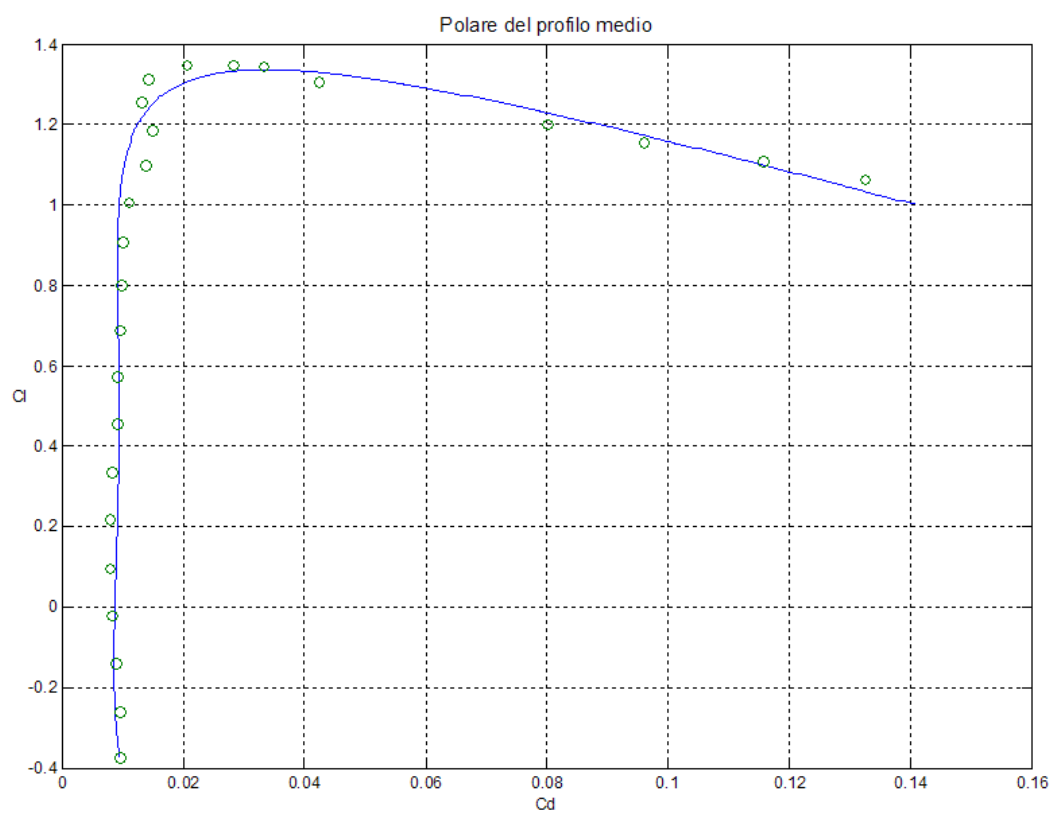


Figura 23 - Curva polare del profilo medio ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

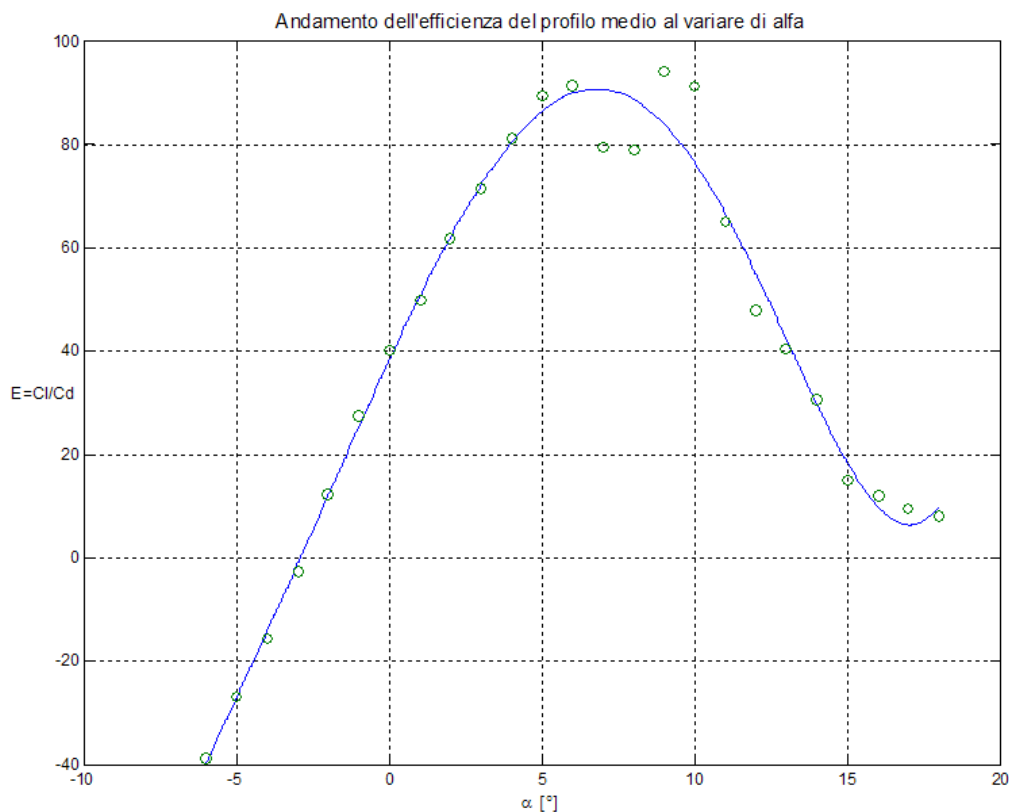


Figura 24 - Curva di efficienza del profilo medio ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

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 un 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° . Il risultato può essere osservato in figura 26 dove sono riportate in bianco le rette parallele alla retta di riferimento della fusoliera e in blu le rette di riferimento del profilo. 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 C_l^{\max} lungo l'apertura (verde in figura), ottenuta da una *smoothing* lineare dei C_l^{\max} nelle sezioni di riferimento, diventa tangente alla distribuzione di carico (blu in figura).

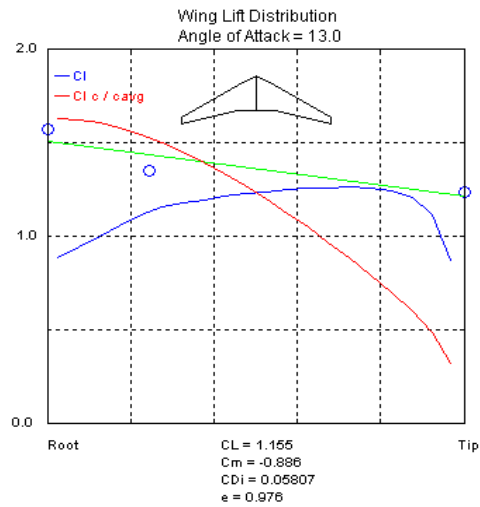


Figura 25 - Distribuzioni di carico e di CL in condizioni di inizio sentiero di stallo

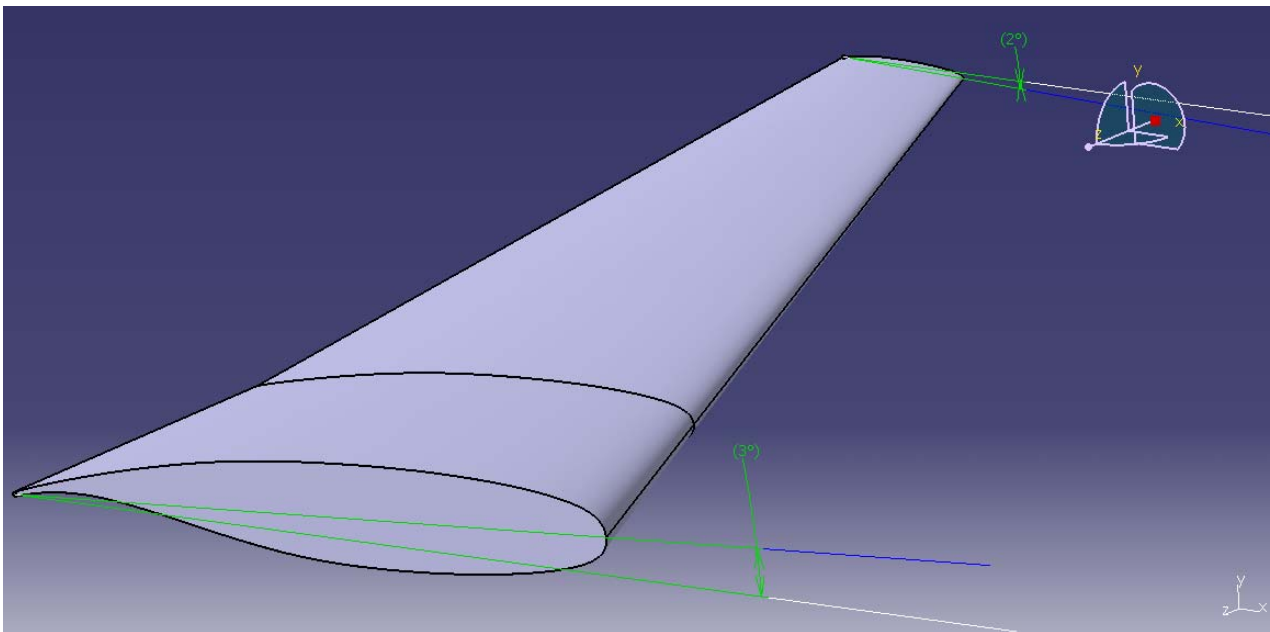


Figura 26 - Angoli di svergolamento alla radice e all'estremità (CATIA).

Attraverso la ripetuta applicazione del software dell'Università di Stanford, è inoltre possibile, almeno nel tratto lineare della curva $C_L(\alpha)$, 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	CL	Cm	CDi
-3	-0,099	0,115	0,00106
-2,5	-0,06	0,083	0,00081
-2	-0,021	0,052	0,00068
-1,5	0,018	0,021	0,00069
-1	0,057	-0,009	0,00084
-0,5	0,096	-0,041	0,00111
0	0,135	-0,072	0,00151
0,5	0,175	-0,103	0,00205
1	0,214	-0,135	0,00271
1,5	0,253	-0,166	0,00351
2	0,292	-0,197	0,00444
2,5	0,332	-0,228	0,0055
3	0,371	-0,26	0,00669
3,5	0,41	-0,291	0,00801
4	0,449	-0,322	0,00947
4,5	0,488	-0,354	0,01105
5	0,528	-0,385	0,01277
5,5	0,567	-0,416	0,01461
6	0,606	-0,447	0,01659
6,5	0,645	-0,479	0,0187
7	0,685	-0,51	0,02094
7,5	0,724	-0,541	0,02332
8	0,763	-0,573	0,02582
8,5	0,802	-0,604	0,02845
9	0,842	-0,635	0,03122
9,5	0,881	-0,666	0,03412
10	0,92	-0,698	0,03714
10,5	0,959	-0,729	0,0403
11	0,998	-0,76	0,04359
11,5	1,038	-0,792	0,04702
12	1,077	-0,823	0,05057
12,5	1,116	-0,854	0,05425
13	1,155	-0,886	0,05807

Tabella 7 - Caratteristiche geometriche dell'ala (Stanford)

Risulta inoltre:

$$C_{L\alpha} = 0.0783 \cdot \frac{1}{\text{deg}} \qquad \alpha_{ZL} = -2 \cdot \text{deg}$$

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 di stallo e pari a 1.155, e $\alpha_{CL\max}$ pari a 16° (valore senza dubbio plausibile) è possibile ricavare un andamento verosimile per il tratto non lineare imponendo che sia una cubica caratterizzata dalle condizioni:

- passaggio per il l'ultimo punto di linearità della curva $C_L(\alpha)$
- derivata null'ultimo punto di linearità della curva $C_L(\alpha)$ pari a $C_{L\alpha}=0.0783 \text{ grad}^{-1}$
- passaggio per il punto $(\alpha_{CL\max}, C_L^{\max})$
- derivata nulla in $\alpha_{CL\max}$

Il diagramma ottenuto con questo procedimento è ottenuto in figura 27.

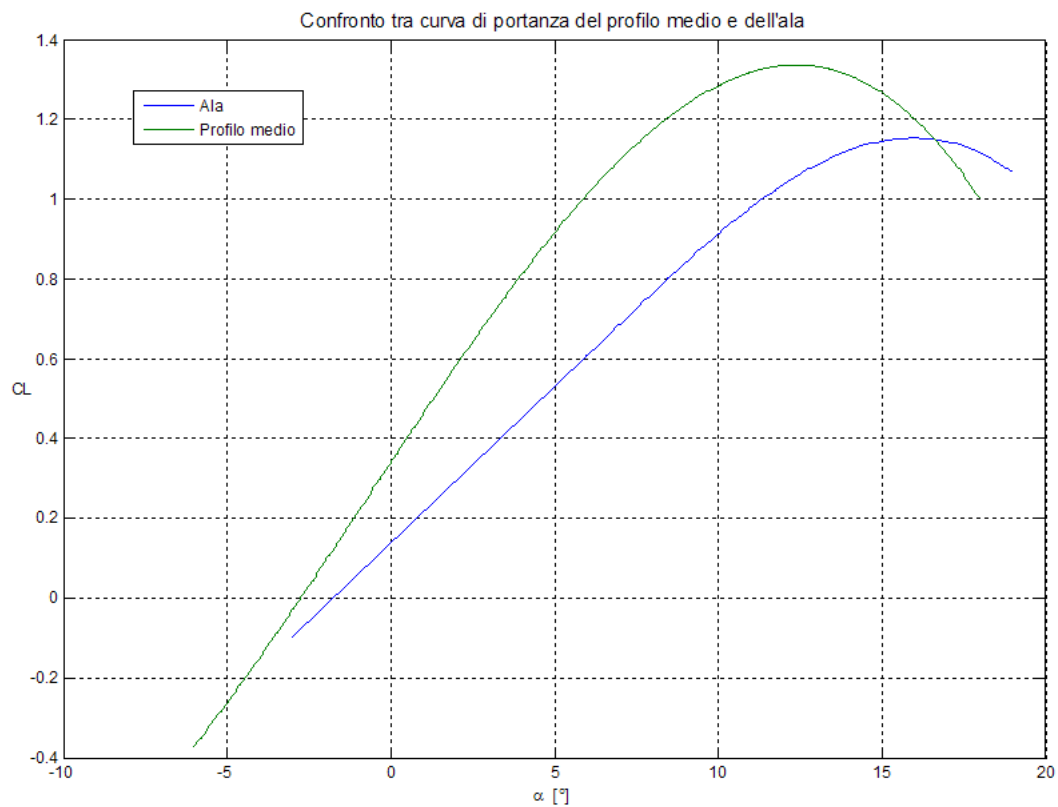


Figura 27 - Raffronto tra la curva di portanza dell'ala e quella del profilo medio ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

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

Posto

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

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

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

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.

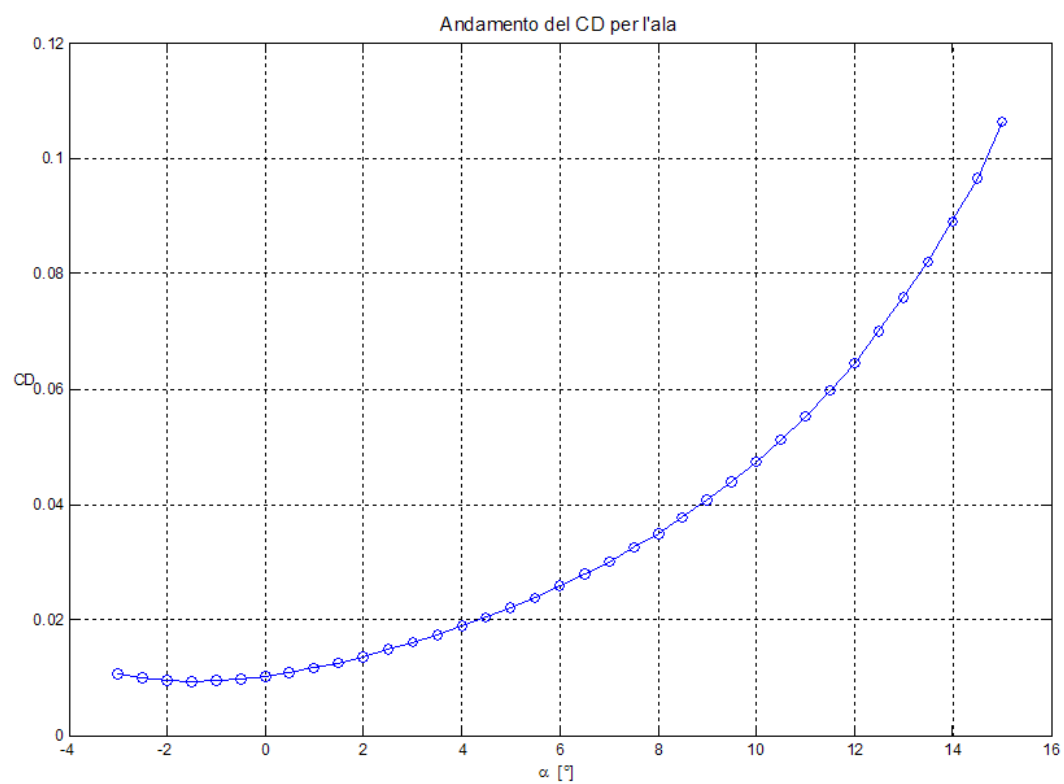


Figura 28 - Curva di resistenza per l'ala ($Re=3.60 \cdot 10^6$)

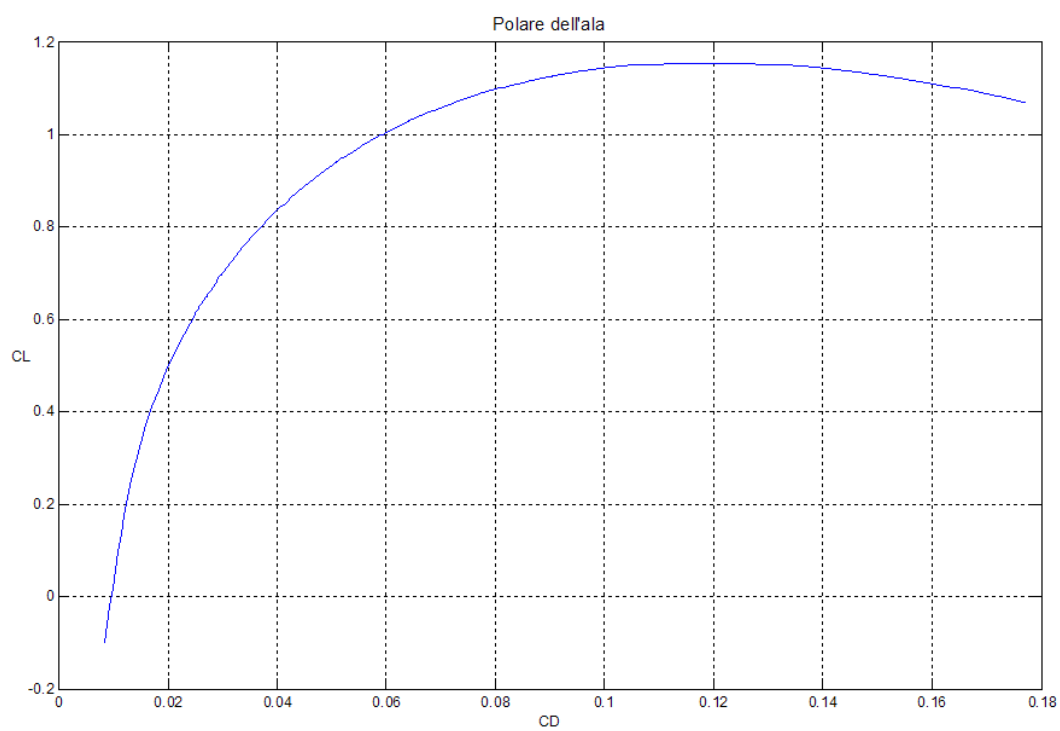


Figura 29 - Curva polare dell'ala ($Re=3.60 \cdot 10^6$)