

**III ESERCIZIO****PROGETTO DELL'ALA**

Le fasi di analisi preliminare, utili per la determinazione dei pesi e del punto di progetto del nuovo velivolo, hanno permesso di valutare alcuni parametri progettuali di fondamentale importanza quali il peso massimo al decollo, peso del combustibile, superficie ed apertura alare, i valori massimi del coefficiente di portanza nelle differenti configurazioni e la spinta massima al decollo. Il passo successivo nel percorso di progettazione preliminare consiste nella definizione delle caratteristiche geometriche, aerodinamiche e strutturali dell'ala, allo scopo di determinarne il contributo sulle curve polari aerodinamiche del velivolo completo.

Per il velivolo Airbus A380 si è scelta una configurazione classica per i velivoli da trasporto a getto, cioè è stata adottata l'ala bassa a sbalzo. La forma in pianta dell'ala è mostrata in figura 1 e le relative caratteristiche geometriche sono riassunte nella tabella 1

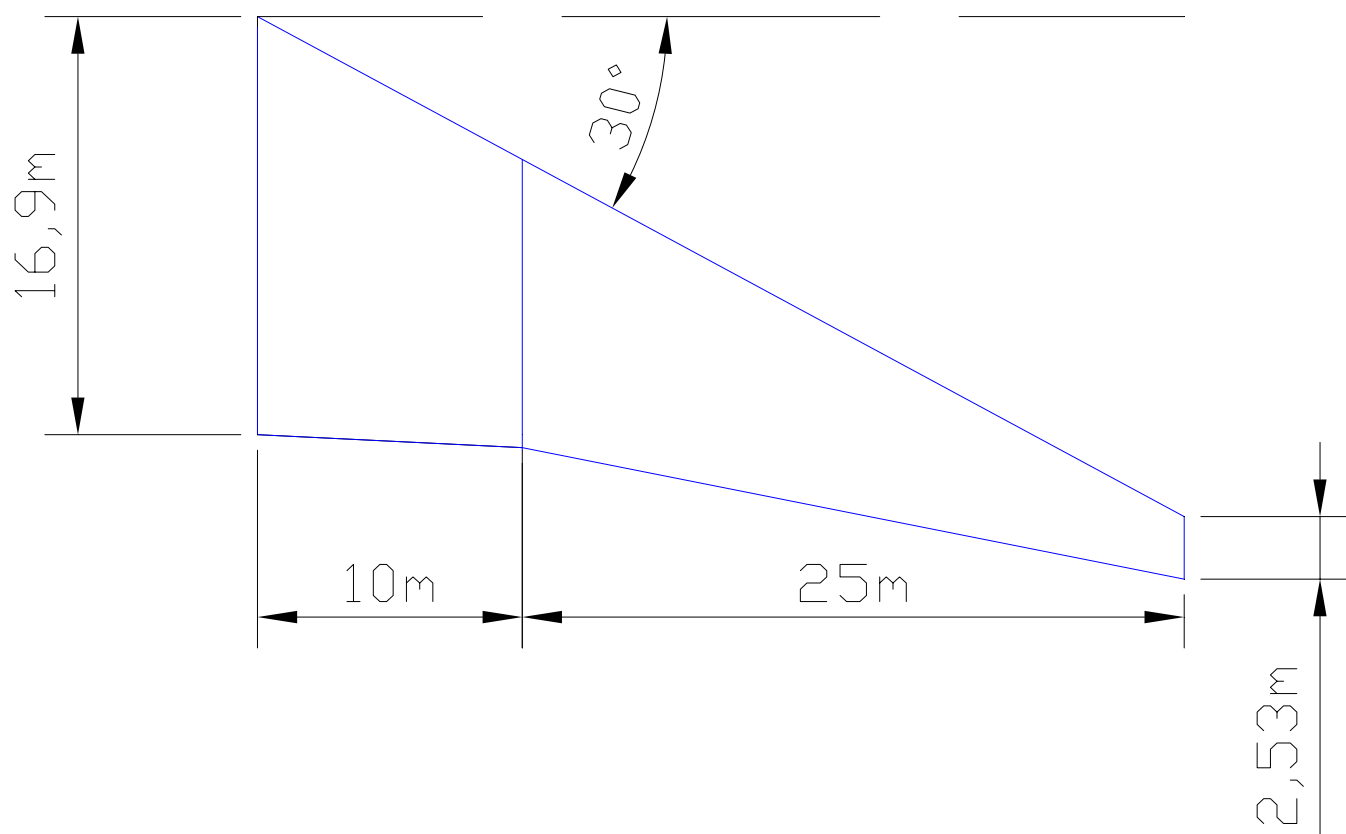


Fig.1 Forma in pianta dell'ala

CARATTERISTICHE ALARI Airbus A-380		
<b>Carico Alare</b>	$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$	158 <i>psf</i> 771 <i>Kg/m<sup>2</sup></i>
<b>Allungamento alare</b>	<b>AR</b>	7.54
<b>Superficie alare</b>	<b>S</b>	7026.6 <i>ft<sup>2</sup></i> 652.8 <i>m<sup>2</sup></i>
<b>Apertura alare</b>	<b>b</b>	230 <i>ft</i> 70 <i>m</i>
<b>Angolo di freccia</b>	<b><math>\Lambda</math></b>	30°

Tab. 1 Caratteristiche geometriche dell'ala

Nell'analisi di primo livello dell'ala vanno fissate le sezioni caratteristiche con le dimensioni e i numeri di Reynolds ad esse associate

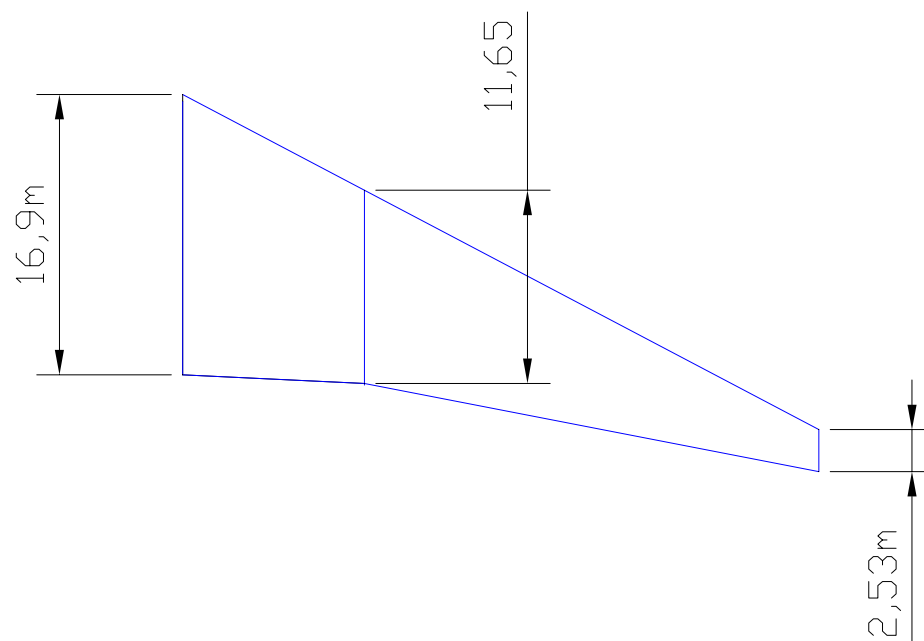


fig. 2 sezioni caratteristiche dell'ala

	Corda [m]	Re(z=43000ft, M=0.85) - condizioni di crociera-	Re(z=0ft, M=0.19) -condizioni di atterraggio-	Profilo
Corda root	16.9	7.56x10 <sup>8</sup>	7.43x10 <sup>8</sup>	NASA SC(2)-0712
Corda a 10 m	11.65	5.22x10 <sup>8</sup>	5.11x10 <sup>8</sup>	NASA SC(2)-0711
Corda tip	2.53	1.12x10 <sup>8</sup>	1.11x10 <sup>8</sup>	NASA SC(2)-0710

Tab.2 sezioni caratteristiche dell'ala

I profili scelti sono profili supercritici, necessari per un velivolo che deve volare velocità notevoli; di seguito si riportano i disegni dei profili scelti con le rispettive caratteristiche aerodinamiche, calcolate con l'utilizzo del software *Javafoil* per il valore inferiore del numero di Reynolds.

**Fig.3 Profilo NASA SC(2)-0712  $Re=1.1 \times 10^8$**

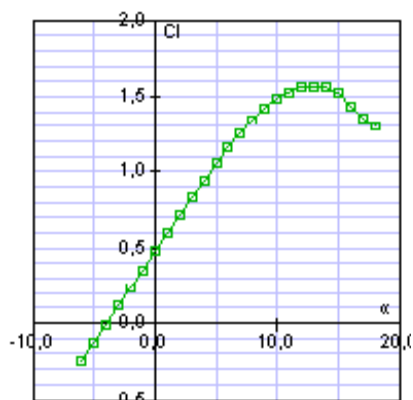


Fig.4 Caratteristica di portanza Profilo NASA SC(2)-0712

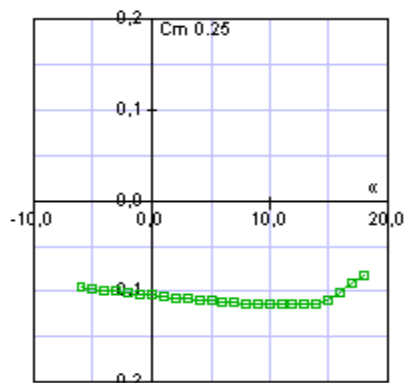


Fig.5 Caratteristica di momento Profilo NASA SC(2)-0712

Fig.6 Polare Profilo NASA SC(2)-0712

$\alpha$ [°]	$C_l$ [-]	$C_d$ [-]	$C_m$ 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



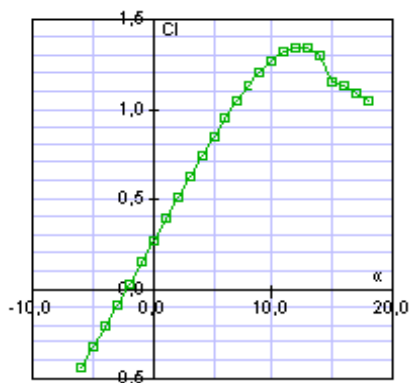
**Fig.7 Profilo NASA SC(2)-0711  $Re=1.1 \times 10^8$** 

Fig.8 Caratteristica di portanza Profilo NASA SC(2)-0711

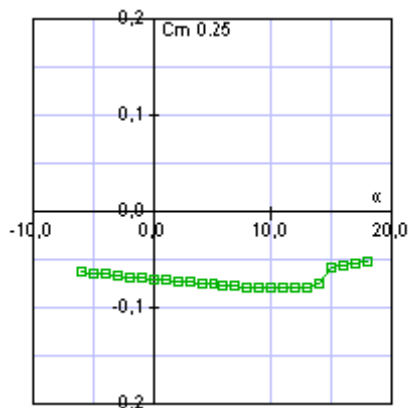
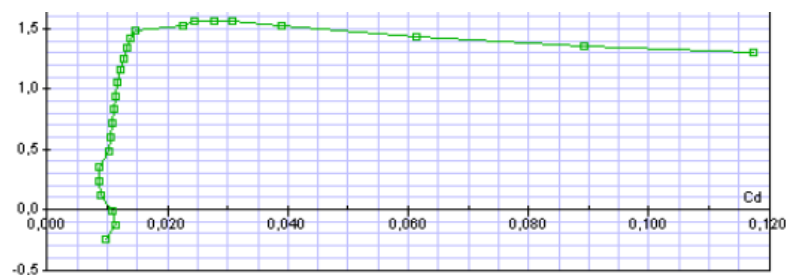


Fig.9 Caratteristica di momento Profilo NASA SC(2)-0711

$\alpha$ [°]	$C_l$ [-]	$C_d$ [-]	$C_m$ 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

Fig.10 Polare Profilo NASA SC(2)-0711



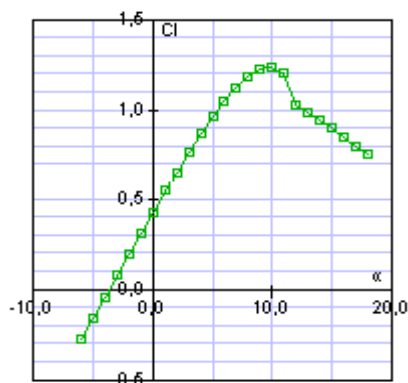
**Fig.11 Profilo NASA SC(2)-0710  $Re=1.1 \times 10^8$** 

Fig.12 Caratteristica di portanza Profilo NASA SC(2)-0710

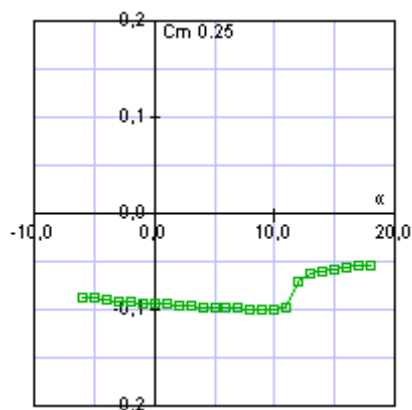
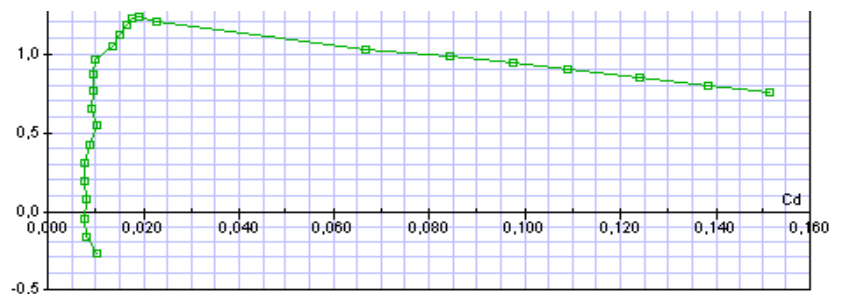


Fig.13 Caratteristica di momento Profilo NASA SC(2)-0710

$\alpha$ [°]	$C_l$ [-]	$C_d$ [-]	$C_m$ 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

Fig.14 Polare Profilo NASA SC(2)-0710



Note le caratteristiche dei profili nelle sezioni di riferimento, bisogna ricondursi alle caratteristiche del profilo medio; caratteristiche aerodinamiche del profilo medio. Lo schema di riferimento da considerare è quello della figura seguente:

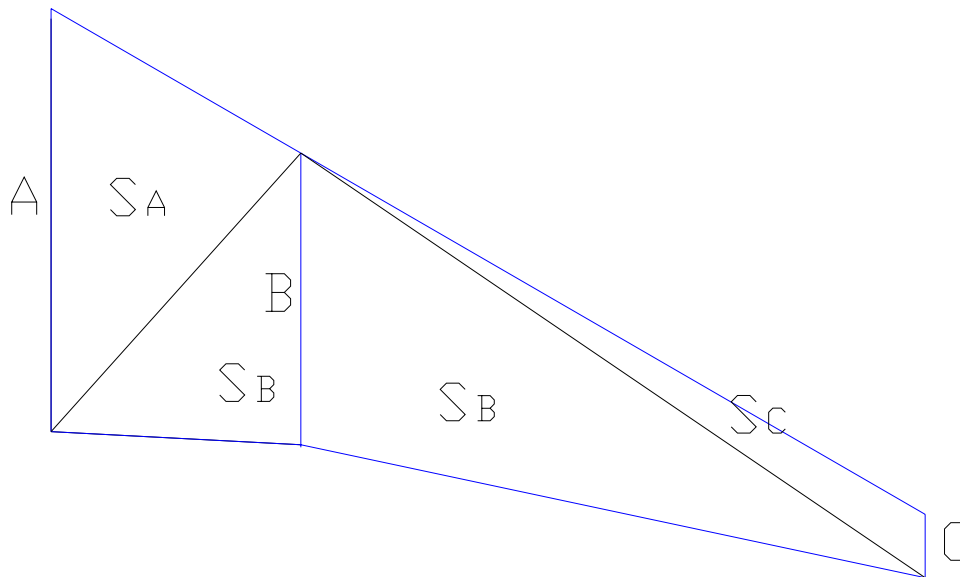


Fig. 15 Schema di suddivisione della semiala in aree di influenza delle sezioni di riferimento

In tabella sono raccolti i valori caratteristici delle aree di influenza e dei coefficienti di influenza.

$S_A$	$S_B$	$S_C$	$K_A$	$K_B$	$K_C$
84.5 m <sup>2</sup>	205.65 m <sup>2</sup>	31.63 m <sup>2</sup>	.26	.64	.1

È ora possibile determinare le caratteristiche aerodinamiche del profilo medio.

Le formule da applicare sono:

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

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

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

I valori dei coefficienti aerodinamici delle sezioni caratteristiche sono raccolti nelle tabelle precedenti; da questi saranno stimati i valori medi, pesati con gli opportuni coefficienti di influenza.

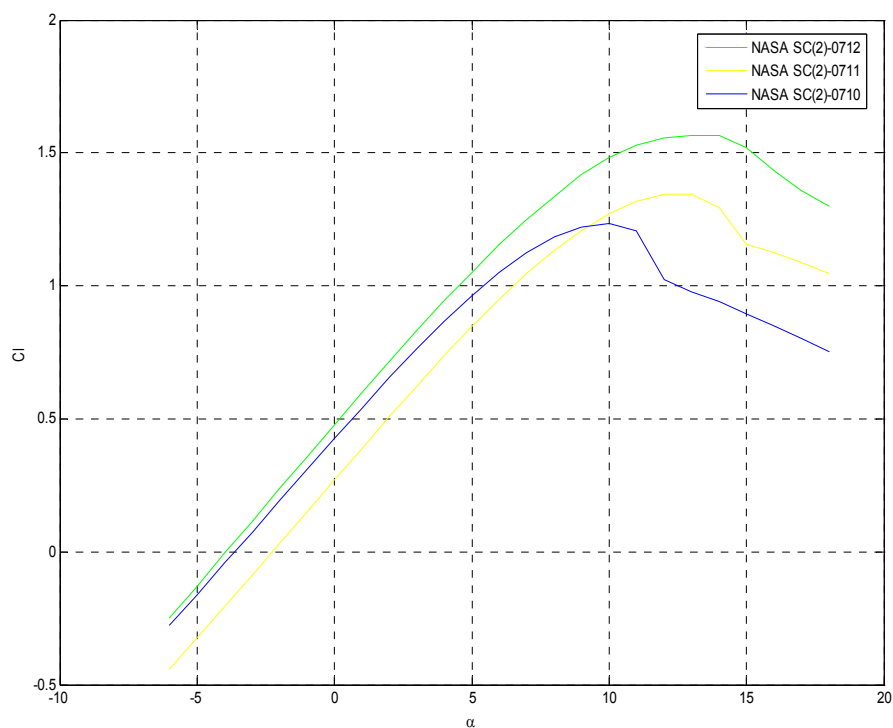


Fig.16 Coefficienti di portanza delle sezioni caratteristiche

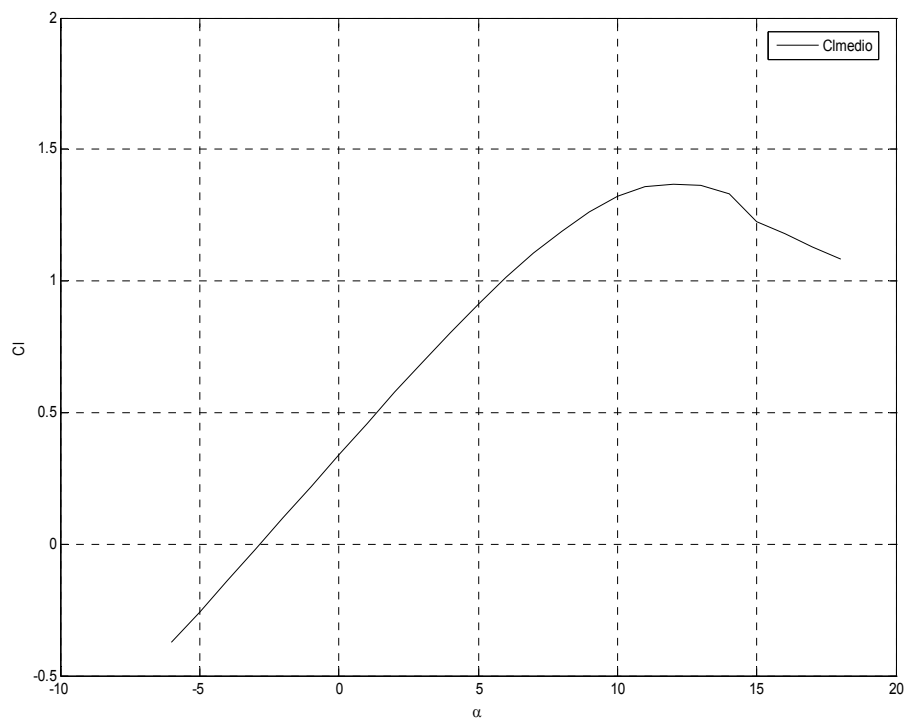


Fig.17 Coefficiente di portanza del profilo medio

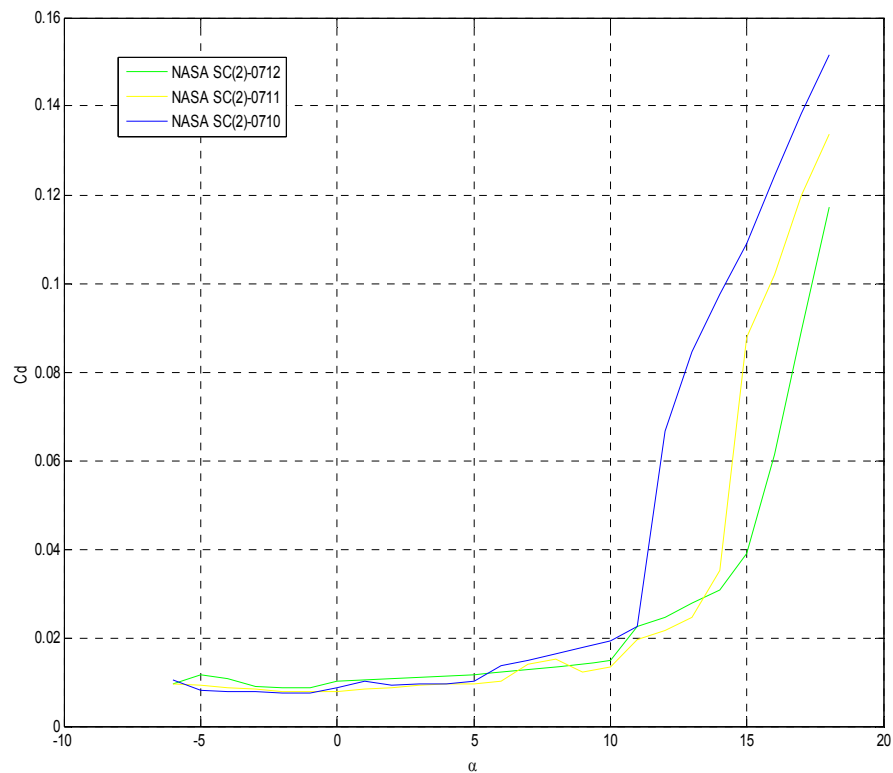


Fig.18 Coefficienti di resistenza delle sezioni caratteristiche

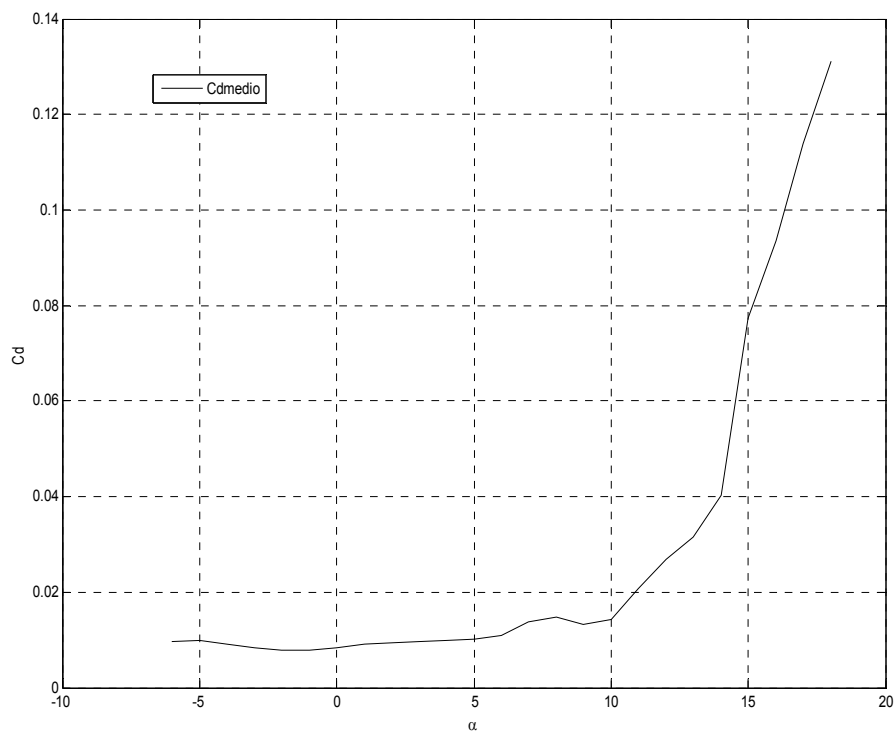


Fig.19 Coefficiente di resistenza del profilo medio



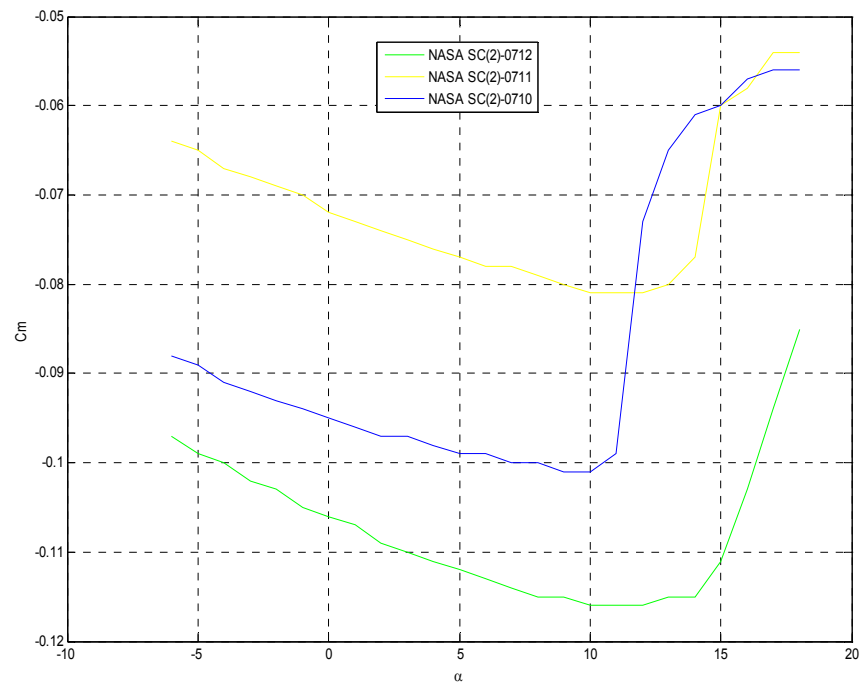


Fig.20 Coefficienti di momento delle sezioni caratteristiche

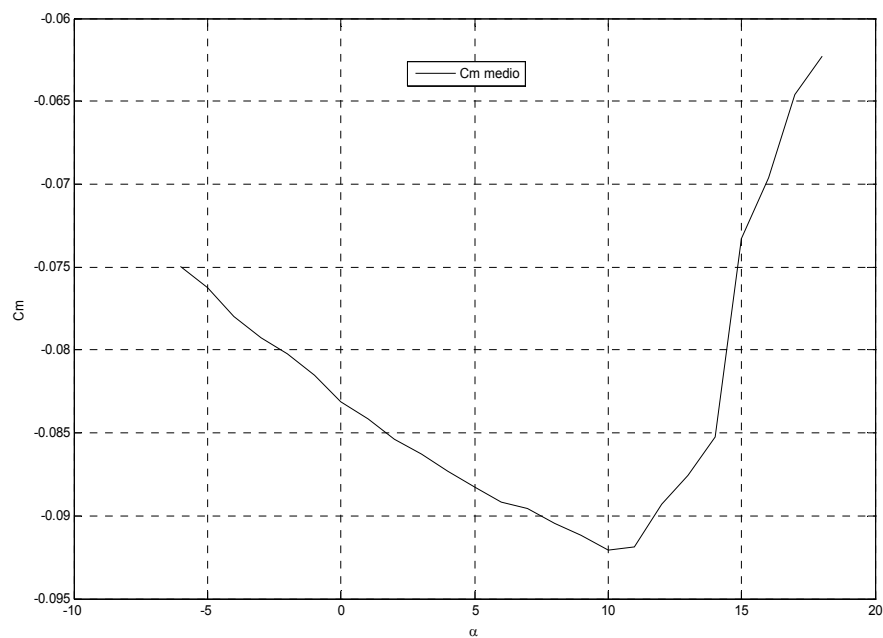


Fig.21 Coefficiente di momento del profilo medio

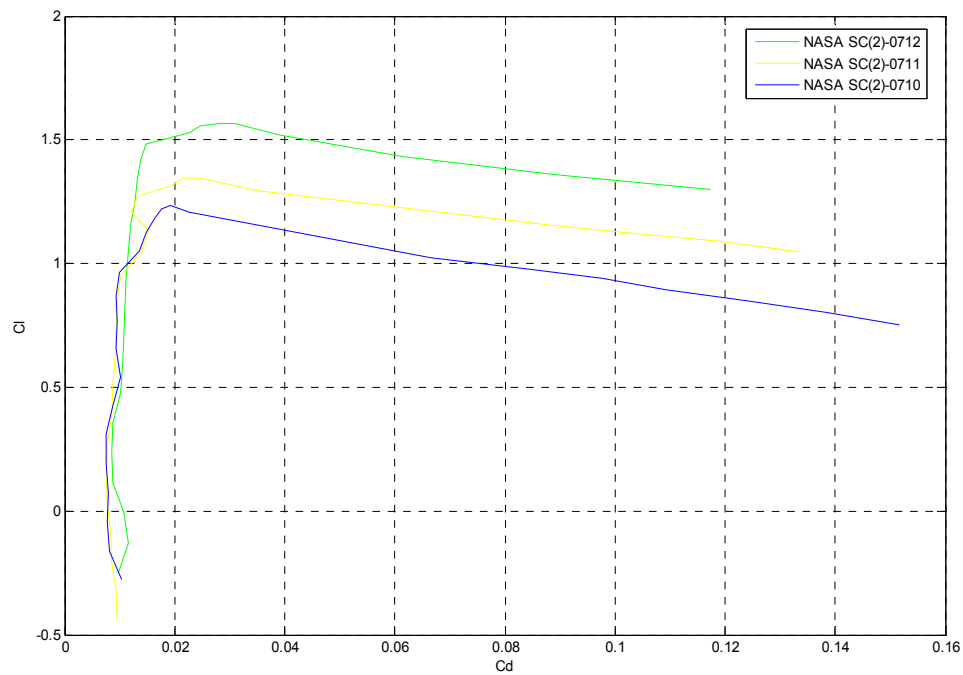


Fig. 22 Curve polari delle sezioni caratteristiche

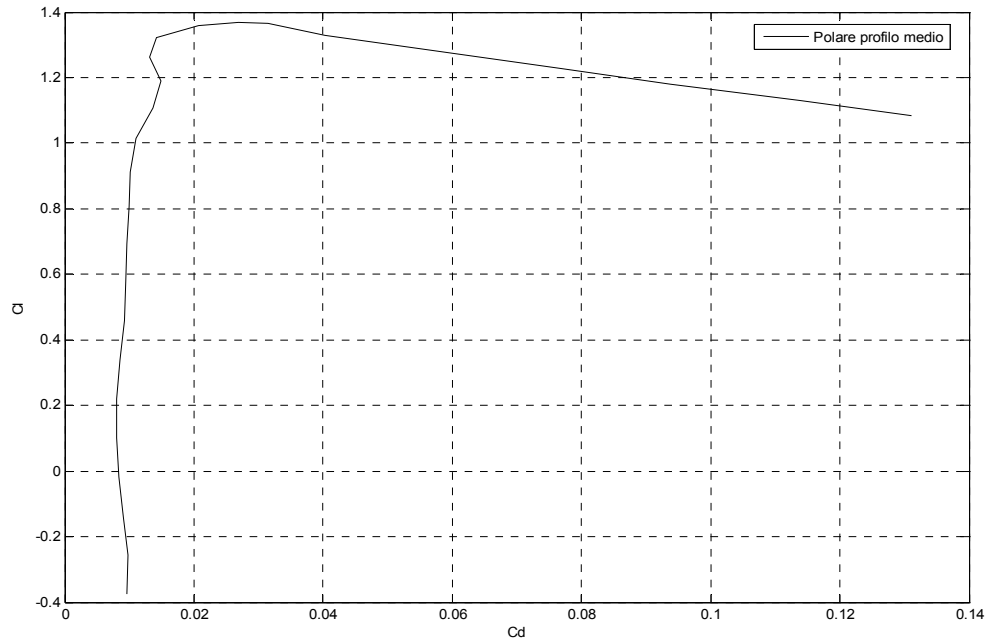


Fig. 23 Curva polare del profilo medio

## CARATTERISTICHE AERODINAMICHE DELL'ALA

Per la determinazione delle caratteristiche aerodinamiche dell'ala sarà seguita la procedura semiempirica utilizzando alcune formulazioni messe a disposizione nella progettazione.

Il primo passaggio consiste nel passare il coefficiente di portanza del profilo medio(quindi 2D) nel coefficiente di portanza dell'ala(3D). Per il tratto lineare della retta di portanza è stata utilizzata una formulazione proposta dal **Roskam: ala a freccia, campo di moto compressibile e subsonico(non proprio attinente con la specifica)**:

$$C_{L\alpha} = \frac{2 \cdot \pi \cdot AR}{2 + \sqrt{\frac{4 \cdot \pi^2 \cdot AR^2 \cdot (1 - M^2)^2}{\bar{C}_{l\alpha}^2 \cdot (1 - M^2)^2} \cdot \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{\frac{c}{2}}}{(1 - M^2)^2}\right) + 4}}$$

dove:

$M=0.85$  condizioni di crociera

$C_{l\alpha}=5.75$  [1/ rad]

$\Lambda_{c/2}=35.6^\circ$  rad

Si ottiene

$$C_{L\alpha}=4.3 \text{ [1/rad]}$$

Si passa ora alla determinazione dell'angolo di portanza nulla dell'ala; di seguito sono riportati gli angoli di portanza nulla delle sezioni caratteristiche, che corrispondono a quelli dei tre profili utilizzati:

$\alpha_{zl}$		
ROOT	10m lungo l'apertura	TIP
NASA SC(2)-0712	NASA SC(2)-0711	NASA SC(2)-0710
$-3.9^\circ = -0.068 \text{ rad}$	$-2.4^\circ = -0.042 \text{ rad}$	$-3.7^\circ = -0.065 \text{ rad}$

Inoltre si assegna lo svergolamento aerodinamico pari a:  $\varepsilon = 2^\circ - 5^\circ \eta$  con  $\eta = y/(b/2)$ .

A partire dalla conoscenza degli angoli di portanza nulla e di svergolamento geometrico dei vari profili, è possibile determinare l'angolo che deve essere formato dalla corrente asintotica con la corda di radice affinché il profilo disposto alla stazione  $\eta$  espliciti una portanza nulla.

Quindi i valori che si hanno degli angoli di incidenza delle sezioni caratteristiche rispetto alla retta di riferimento sono

$\alpha_{cl}=0$		
ROOT	10m lungo l'apertura	TIP
NASA SC(2)-0712	NASA SC(2)-0711	NASA SC(2)-0710
$-5.9^\circ$	$-2.97^\circ$	$-0.7^\circ$

Noto l'angolo di portanza nulla e la pendenza della retta di portanza, è possibile rappresentare il tratto lineare del coefficiente di portanza dell'ala.

Per il tratto non lineare della curva di portanza si è effettuata una interpolazione cubica dopo aver imposto le seguenti 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  $C_{L\alpha}=4.3 \text{ rad}^{-1}$
- passaggio per il punto  $(\alpha_{CLmax}, C_{Lmax})$
- derivata nulla in  $\alpha_{CLmax}$

Il valore del  $C_{Lmax}$  è stato ottenuto usando il software messo a disposizione dall'Università di Stanford, gli altri dati sono stati ricavati col software Wing Analysis di Greg Ciurpita, che utilizza un metodo Vortex-Lattice per la distribuzione di portanza.

**Risultati codice**

AR= 7.54

b= 70.100000

Sw= 652.058200

Rapp rastremazione = .149704

tramite y MAC2= 10.438960

Centro Aerodinamico

POS in x X\_MAC= 9.101960

POS in x (%MAC) X\_MAC= .217599

POS in aper. y Y\_MAC= 13.976530

eta MAC= .398760

azlw= -2.952999

Claw= .069511

CMw= .000000

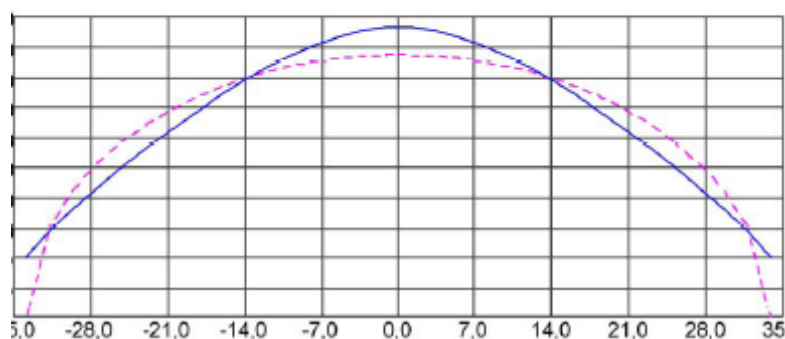
CDw= .002814

Il valore del **Cl<sub>max</sub>** ottenuto è 1.210.

E' possibile far vedere anche il carico alare al Cl max:

**Wing Analysis Version 2.3**

By [Greg Charpita](#) based on *John Hazel's* Liftroll Spreadsh  
Wind-tunnel data from the [UIUC Airfoil Data Site](#).  
contributions from *Keith Watson*



La curva di portanza dell'ala ottenuta è

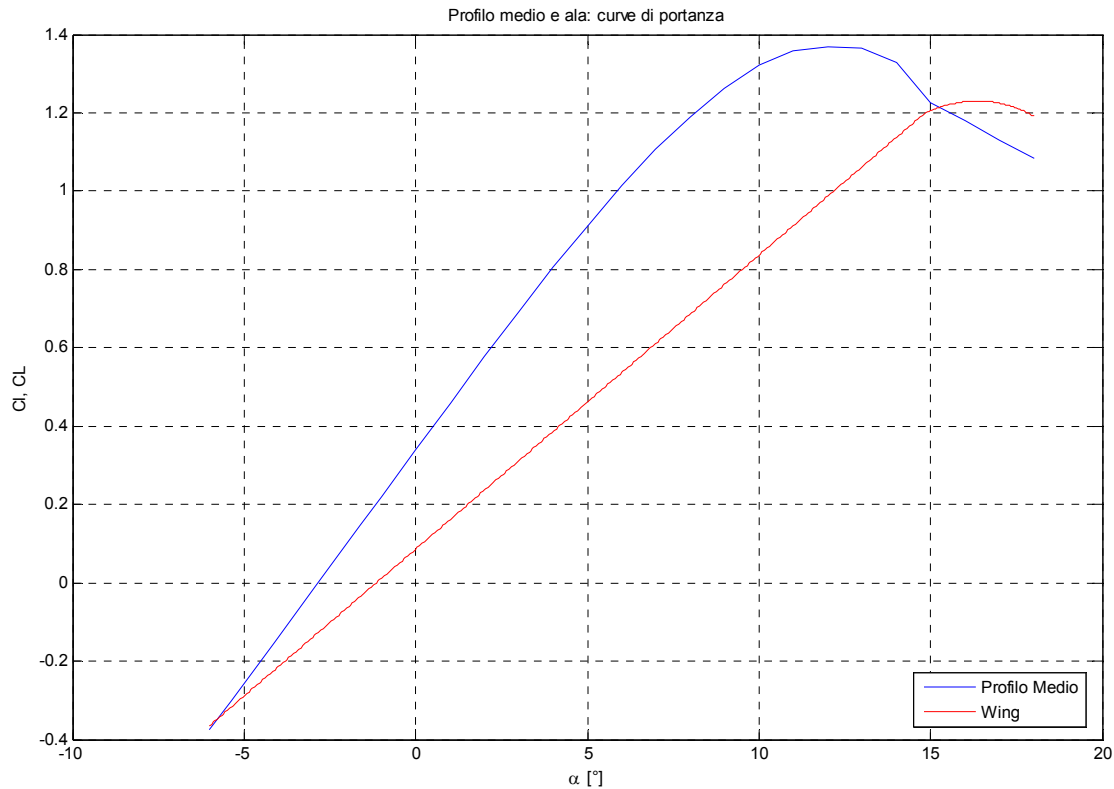


Fig. 25 Confronto Curve di portanza dell'ala e del profilo medio( $Re=1.1 \times 10^8$ )

Bisogna ora determinare la caratteristica di resistenza dell'ala isolata; ponendo che

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

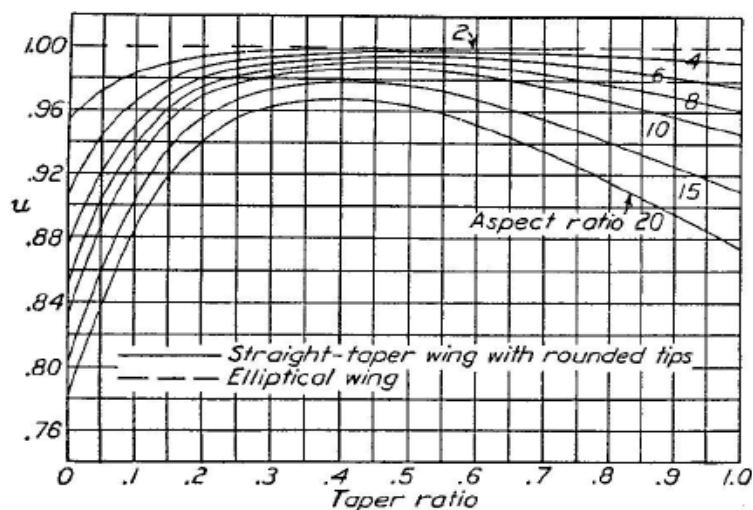
e assumendo che il coefficiente di resistenza parassita dell'ala sia pari a quello valutato per il profilo medio ad ogni incidenza,

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

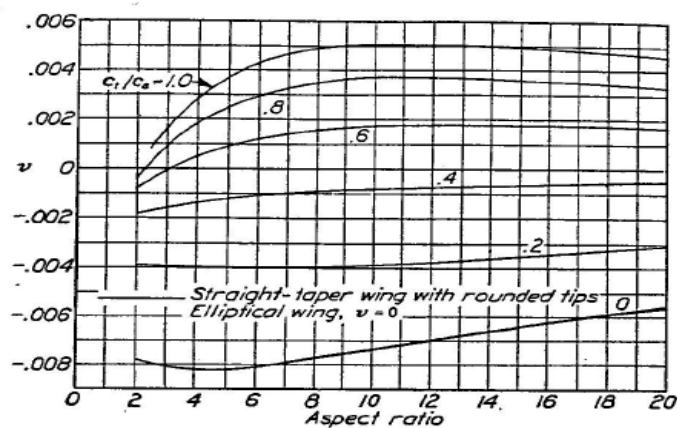
si passa a valutare il coefficiente di resistenza indotta; per esso si è assunto un andamento del tipo:

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi \lambda u} + C_L \varepsilon \frac{(C_{L_e})_{\infty}}{p/b} v + \varepsilon^2 \left[ \frac{(C_{L_e})_{\infty}}{p/b} \right]^2 w$$

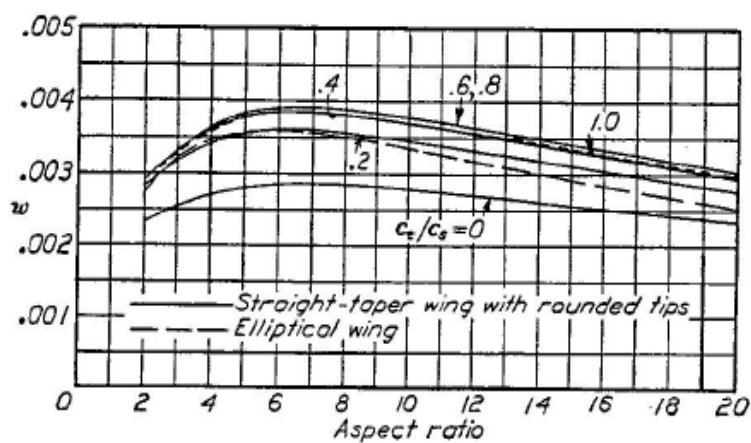
dove i coefficienti u, v e w sono stati estratti da grafici semiempirici



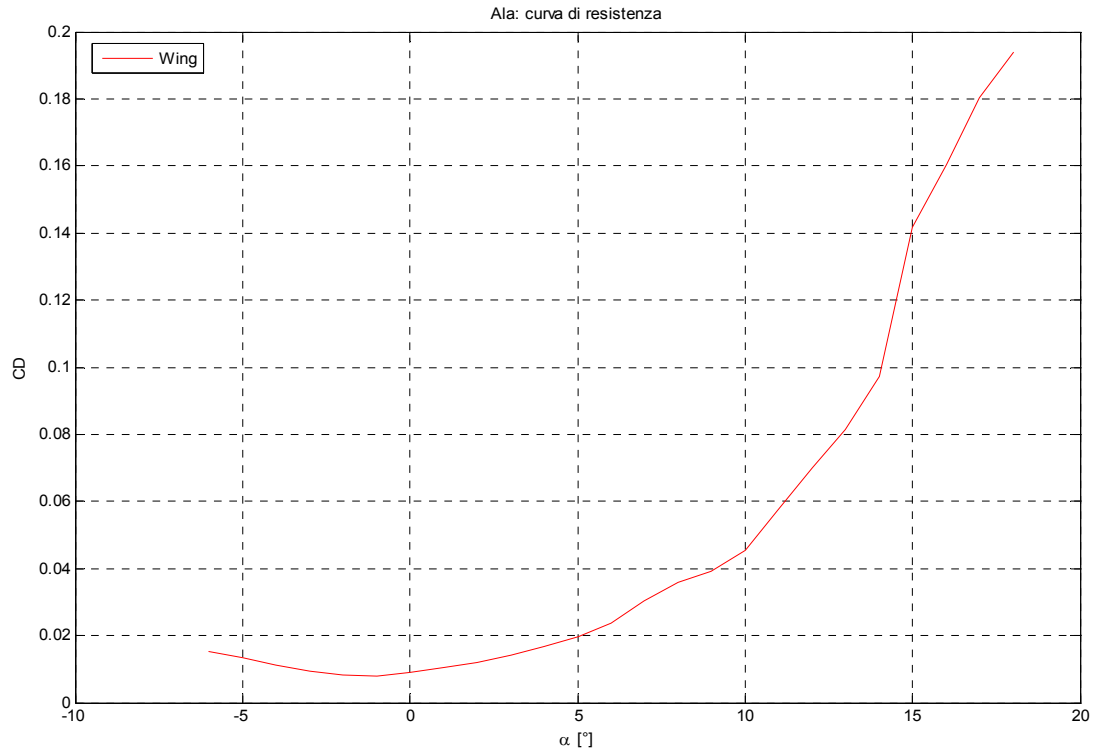
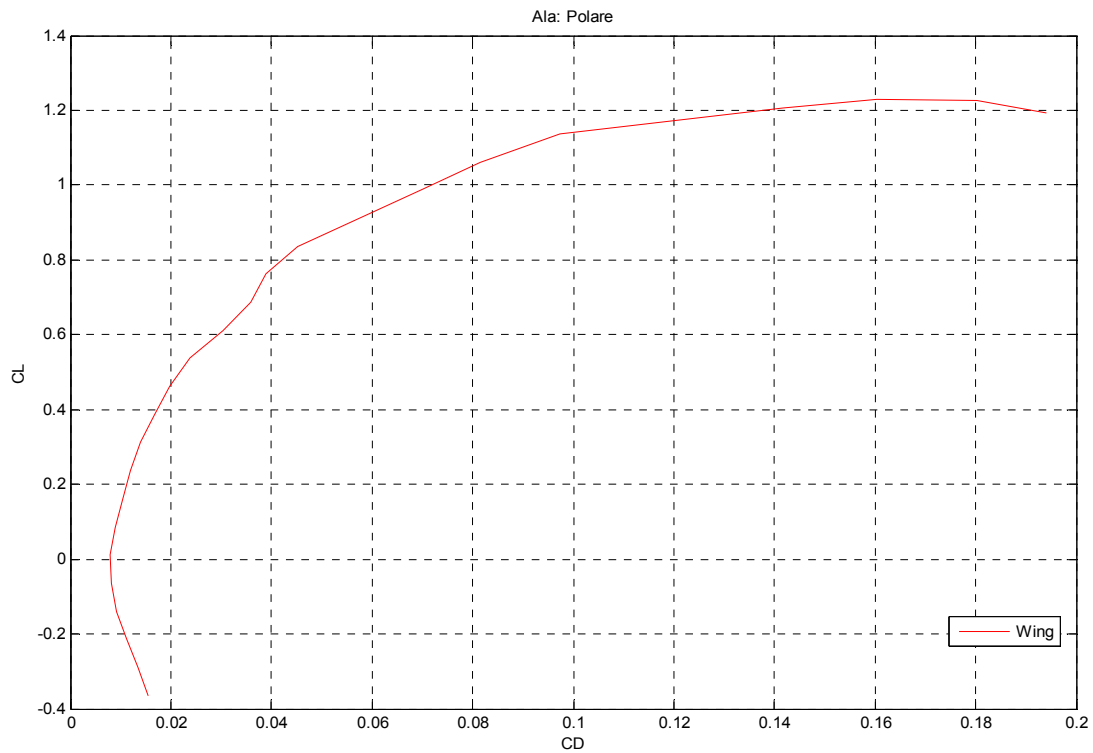
$u = .96$



$v = -.003$



$w = .0035$

Fig. 26 Curva di resistenza dell'ala ( $Re=1.1 \times 10^8$ )Fig. 27 Curva Polare dell'ala ( $Re=1.1 \times 10^8$ )