

CONFIGURAZIONE STRUTTURALE E FORMA IN PIANTA DELL'ALA

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 ad ala bassa ed incastrata, come tipicamente accade per i velivoli da trasporto a getto.

Il passo successivo, riguardante il disegno della forma in pianta dell'ala, consiste nell'assegnare un valore all'apertura alare b_0 , equivalentemente, all'allungamento alare AR ($AR = b_0^2 / S$).

Uno dei principali fattori che condizionano l'intero progetto di un velivolo, ed in particolar modo la parte relativa all'ala, consiste nella compatibilità con le strutture aeroportuali esistenti. Basti pensare che la massima larghezza degli hangar disponibili nei principali aeroporti del mondo impone una non banale limitazione in termini di apertura alare, in contrasto con l'elevato valore della superficie alare imposto dal punto di progetto.

Le ragioni sopra esposte rendono opportuna la scelta di una apertura alare di 213.25 ft e quindi di un allungamento alare pari a 8.07

La rastremazione di un'ala influenza in maniera decisiva la distribuzione di carico lungo l'apertura, favorendone una significativa riduzione in corrispondenza delle estremità, con notevoli conseguenti vantaggi dovuti alla riduzione del momento flettente alla radice ed all'aumento della rigidità torsionale

complessiva. Tuttavia la rastremazione comporta un incremento del Cl verso le estremità alari che, favorisce la nascita del fenomeno dello stallo proprio in corrispondenza della zona di competenza degli alettoni con conseguente perdita di efficacia dei comandi.

Per ali non svergolate, un metodo per localizzare in prima approssimazione il punto lungo la semiapertura alare in corrispondenza del quale si ottiene il massimo valore del coefficiente di portanza consiste nell'applicare la seguente formula:

$$\eta_{C_{L\max}} = 1 - \lambda$$

Scegliendo per il velivolo in questione un valore di λ pari a 0.24, si ottiene un picco di Cl al 76% della semiapertura alare.

Tale rapporto di rastremazione fornisce, inoltre, i seguenti valori delle corde di radice (non esposta) e di estremità.

$$c_r = \frac{2}{1 + \lambda} \frac{S}{b} = 12.98m = 42ft$$

$$c_t = c_r \lambda = 3.11m = 10.07ft$$

Il problema dello stallo di estremità verrà successivamente risolto attraverso l'adozione di una opportuna legge di svergolamento.

| | |
|---------------------------|--|
| Superficie alare | 522.95 m ² = 5629 ft ² |
| Apertura alare | 65.00 m = 213.25 ft |
| Allungamento Alare | 8.08 |
| Rapporto di rastremazione | 0.24 |
| Corda alla radice | 12.98 m = 42 ft |

Tab. 4.1 - Caratteristiche geometriche dell'ala

Scelta dei profili delle sezioni di riferimento

In *Tabella 4.2* sono riportate le sezioni di riferimento lungo l'apertura alare con i dati ad esse relativi.

| | <i>Corda [m]</i> | <i>Re(z=10006 m ,M=0.84)</i> <i>condizioni di crociera</i> | <i>Re(z=0ft,M=0.18)</i> <i>condizioni di atterraggio</i> |
|-------------------|------------------|---|---|
| Corda root | 12.98 | 92,435,000 | 54,853,000 |
| Corda 19% span | 11.09 | 78,976,000 | 46,866,000 |
| Corda tip | 3.11 | 22,147,000 | 13,143,000 |

Tab. 4.2 - Sezioni di riferimento lungo la semiapertura alare

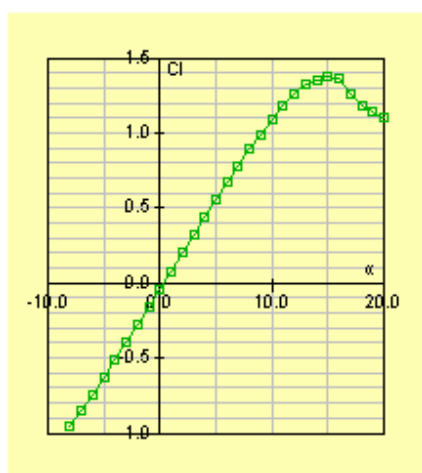
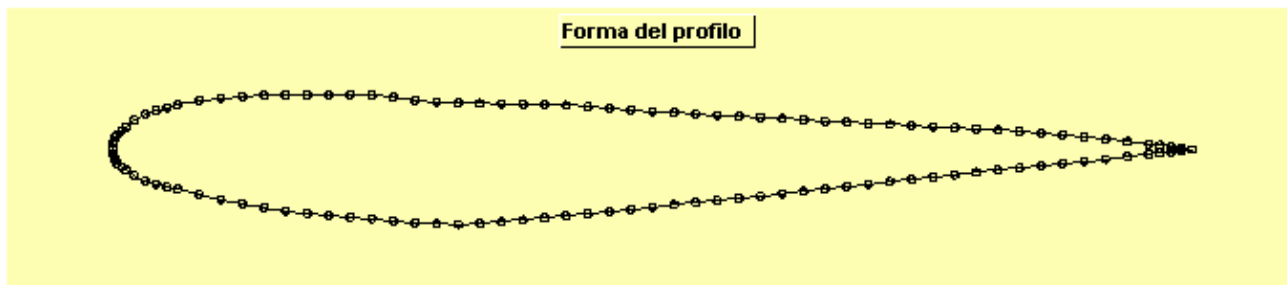
In particolare, in essa vengono proposti i valori assunti dal numero di Reynolds nelle condizioni operative di crociera e di atterraggio, ed in entrambi i casi si nota come tali valori non scendano al di sotto della soglia dei 13.000.000, ovvero il numero di Reynolds rimane decisamente elevato.

Il passo successivo consiste nella scelta dei profili alari da utilizzare per le sezioni di riferimento.

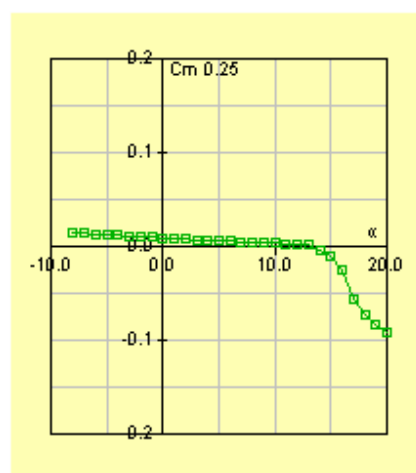
Caratteristiche dei profili

Tenendo conto dei vari criteri di influenza, sono stati analizzati una serie di profili contenuti nel database del software **Profili 2**. I risultati di tale ricerca si concretizzano in tre profili alari appartenenti al Boeing 707 e di cui di seguito si riportano le principali informazioni di carattere geometrico ed aerodinamico, ricavate attraverso il software **Xfoil**

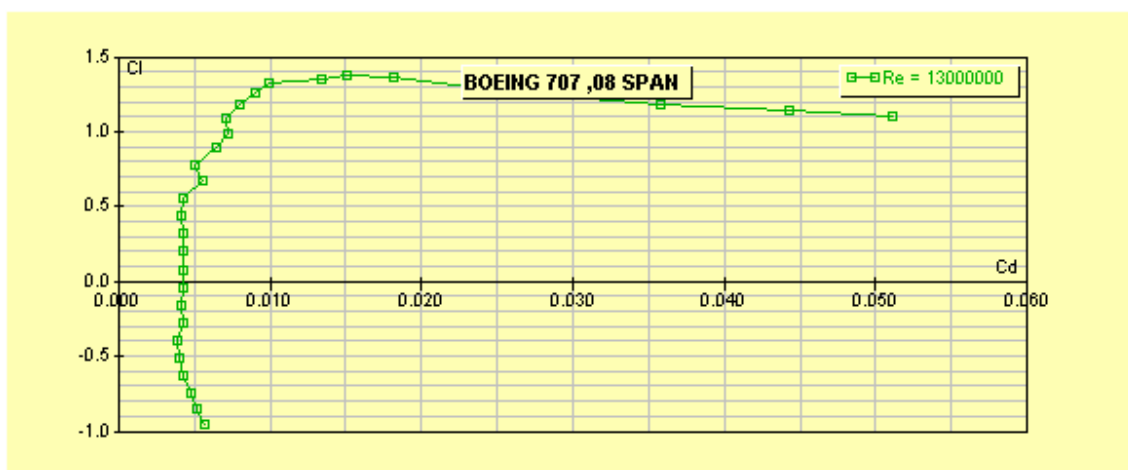
PROFILO ALLA RADICE: *Boeing 707 08span*



Andamento del C_l



Andamento del C_m



Polare del profilo

Fig. 4.1 - *Boeing 707 0 8 span*
Caratteristiche geometriche e aerodinamiche del profilo alla radice ($Re=13'000'000$ e $M=0$)

PROFILO AL 19% DELLA SEMIAPERTURA ALARE: *Boeing 707 19span*

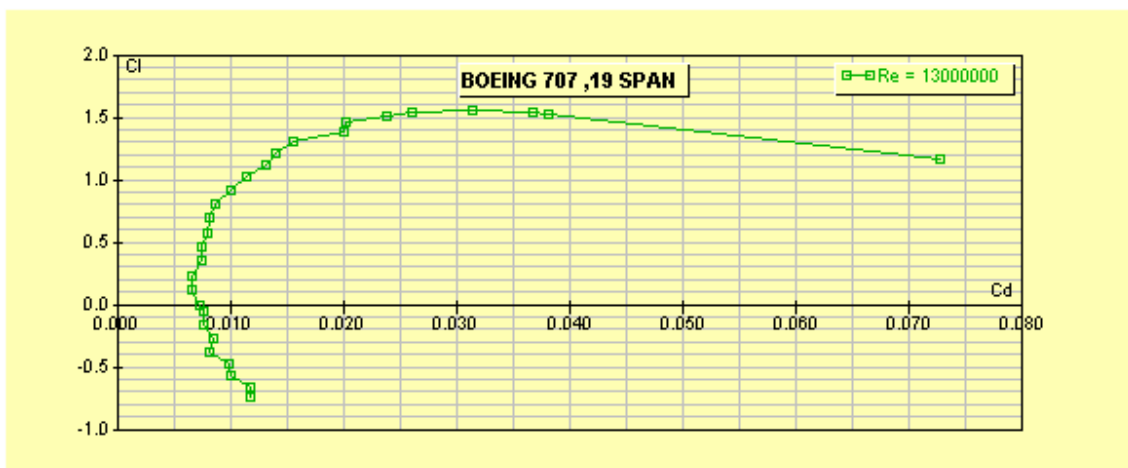
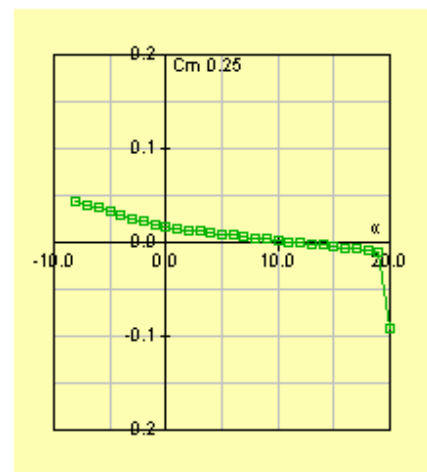
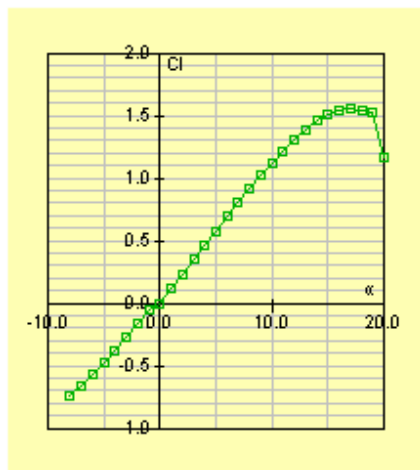
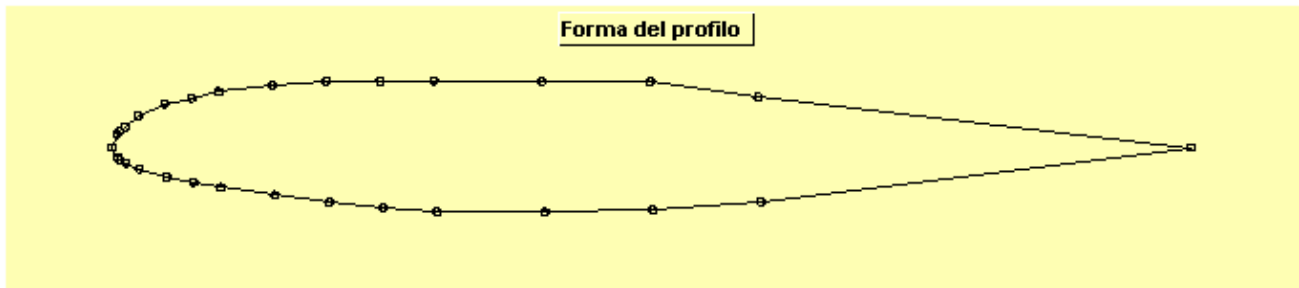
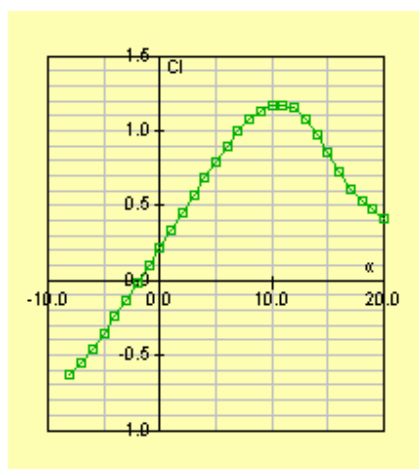
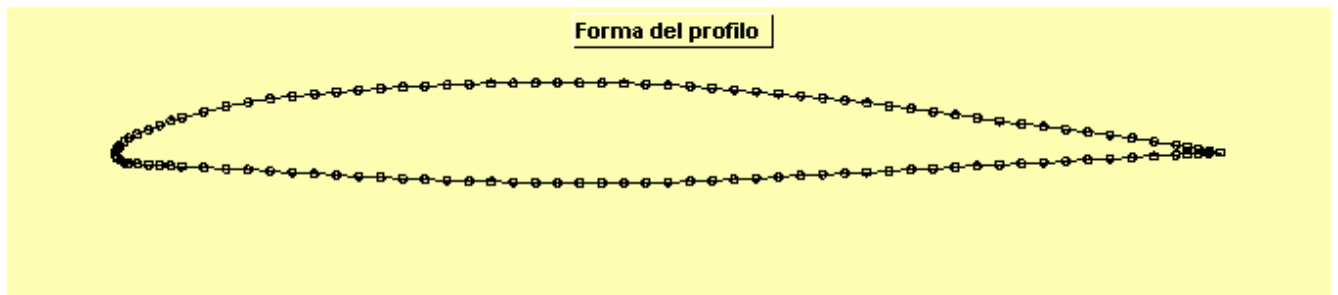


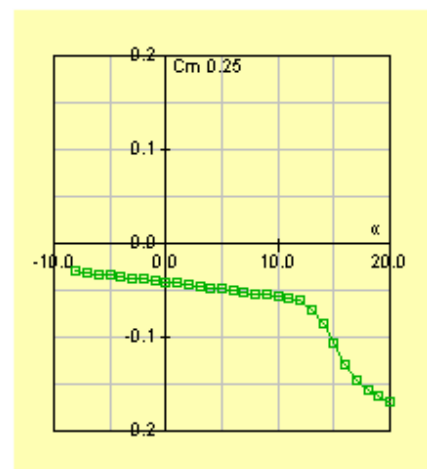
Fig. 4.2 - *Boeing 707 19 span*

Caratteristiche geometriche e aerodinamiche del profilo ($Re=13'000'000$ e $M=0$)

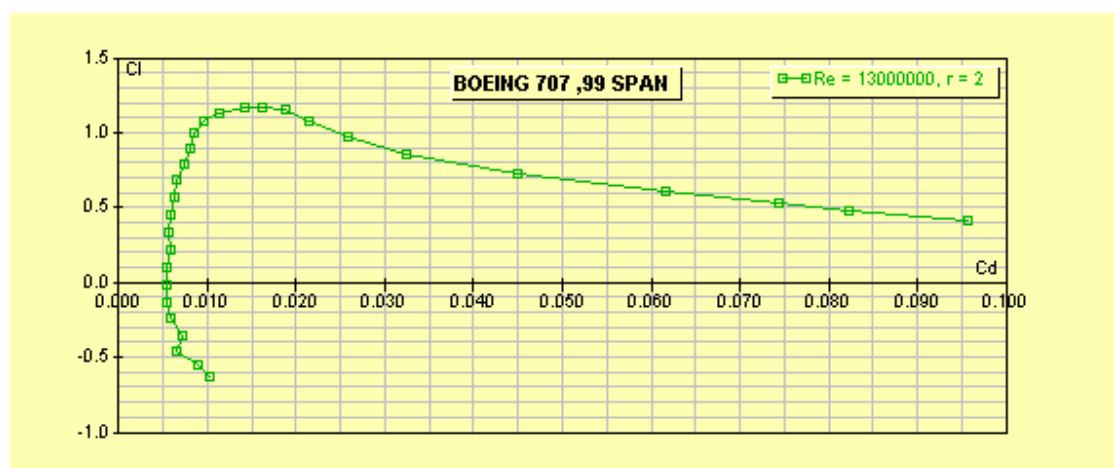
PROFILO ALL'ESTREMITA: Boeing 707 99span



Andamento del C_l



Andamento del C_m



Polare del profilo

Fig. 4.3 - *Boeing 707 99 span*
Caratteristiche geometriche e aerodinamiche del profilo ($Re=13'000'000$ e $M=0$)

CONFRONTO TRA I VARI PROFILI

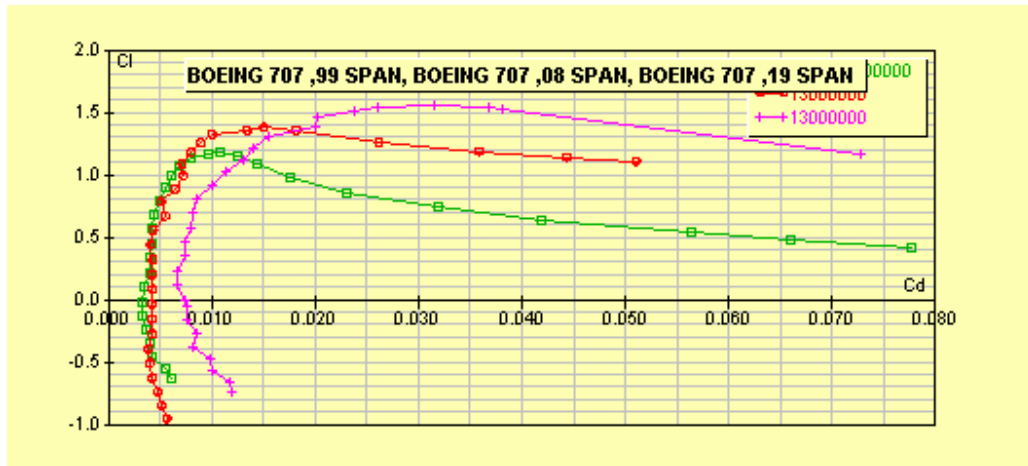


Figura 4.4 – Confronto delle curve polari del profilo alla radice (rosso), al 19% della semiapertura alare (viola), ed alla estremità (verde). $Re=13'000'000$ e $M=0$

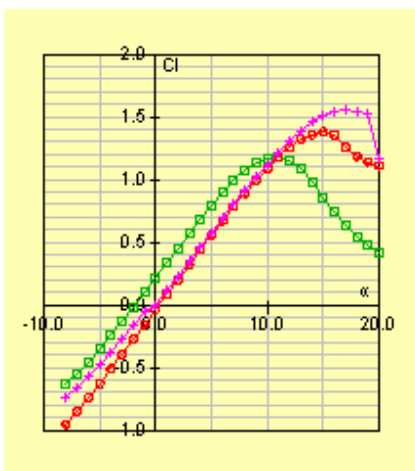
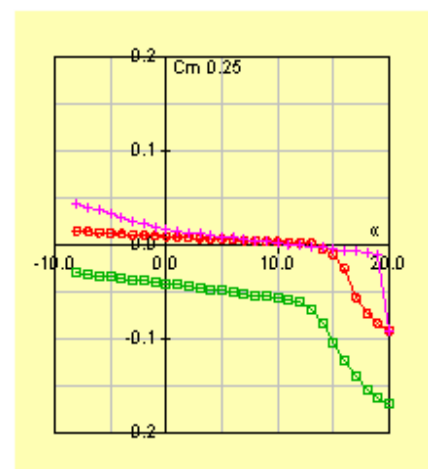


Figura 4.5 – Confronto delle curve di portanza del profilo alla radice (rosso), al 19% della semiapertura alare (viola), ed alla estremità (verde). $Re=13'000'000$ e $M=0$

Figura 4.6 – Confronto delle curve di momento rispetto al punto ad un quarto della corda del profilo alla radice (rosso), al 19% della semiapertura alare (viola), ed alla estremità (verde).

$Re=13'000'000$ e $M=0$



Calcolo delle caratteristiche del profilo medio

Dopo aver assegnato i profili in determinate sezioni dell'ala ed averne calcolato le caratteristiche aerodinamiche procediamo alla determinazione delle caratteristiche 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 Boeing 707 08 span), al 19% della semiapertura alare (profilo Boeing 707 19 span) ed alla estremità (profilo Boeing 707 99 span).

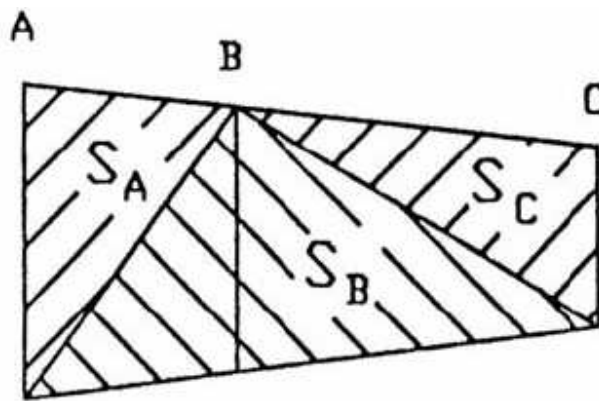


Fig.4.7 - Schema di suddivisione della semiala in aree di influenza delle sezioni di riferimento

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

$$S_A = 40.07\text{m}^2$$

$$S_B = 177.66\text{m}^2$$

$$S_C = 82.01\text{m}^2$$

E i rispettivi coefficienti sono pari a :

$$K_A = \frac{2S_A}{S} = 0.1337$$

$$K_B = \frac{2S_B}{S} = 0.5927$$

$$K_C = \frac{2S_C}{S} = 0.2736$$

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

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

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

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

Riportiamo di seguito i dati ottenuti come sopra descritto seguiti in coda dai diagrammi dei coefficienti dei portanza, resistenza e momento

| α | C_{IA} | C_{IB} | C_{IC} | C_{dA} | C_{dB} | C_{dC} | C_{mA} | C_{mB} | C_{mC} | C_l | C_d | C_m |
|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|-----------|-----------|------------|
| -8 | -0,954 | -0,75 | -0,633 | 0,00563 | 0,01186 | 0,01013 | 0,014 | 0,043 | -0,031 | -0,74526 | 0,010554 | 0,018877 |
| -7 | -0,85 | -0,664 | -0,549 | 0,00514 | 0,01177 | 0,00891 | 0,013 | 0,039 | -0,032 | -0,65741 | 0,010101 | 0,016099 |
| -6 | -0,741 | -0,572 | -0,455 | 0,00477 | 0,01013 | 0,0066 | 0,012 | 0,036 | -0,034 | -0,56259 | 0,0084476 | 0,01364 |
| -5 | -0,628 | -0,476 | -0,353 | 0,00428 | 0,00982 | 0,0072 | 0,012 | 0,032 | -0,035 | -0,46267 | 0,0083625 | 0,010995 |
| -4 | -0,513 | -0,376 | -0,244 | 0,00401 | 0,00818 | 0,00577 | 0,011 | 0,028 | -0,036 | -0,3582 | 0,0069631 | 0,0082173 |
| -3 | -0,395 | -0,273 | -0,131 | 0,00387 | 0,00849 | 0,00541 | 0,01 | 0,025 | -0,038 | -0,25046 | 0,0070297 | 0,0057583 |
| -2 | -0,277 | -0,168 | -0,016 | 0,00423 | 0,00761 | 0,00535 | 0,009 | 0,021 | -0,039 | -0,14099 | 0,0065398 | 0,0029802 |
| -1 | -0,157 | -0,061 | 0,1 | 0,00419 | 0,00763 | 0,00545 | 0,009 | 0,018 | -0,041 | -0,029787 | 0,0065736 | 0,00065488 |
| 0 | -0,038 | -0,001 | 0,217 | 0,00421 | 0,00736 | 0,00577 | 0,008 | 0,015 | -0,042 | 0,053696 | 0,0065038 | -0,0015305 |
| 1 | 0,081 | 0,115 | 0,335 | 0,00427 | 0,00666 | 0,00553 | 0,007 | 0,013 | -0,044 | 0,17064 | 0,0060313 | -0,0033968 |
| 2 | 0,2 | 0,23 | 0,451 | 0,00421 | 0,00667 | 0,00574 | 0,007 | 0,012 | -0,045 | 0,28645 | 0,0060867 | -0,0042631 |
| 3 | 0,319 | 0,346 | 0,568 | 0,0043 | 0,00742 | 0,00619 | 0,006 | 0,011 | -0,047 | 0,40313 | 0,0066663 | -0,0055367 |
| 4 | 0,438 | 0,461 | 0,683 | 0,00409 | 0,0074 | 0,0065 | 0,006 | 0,009 | -0,048 | 0,51866 | 0,0067112 | -0,0069957 |
| 5 | 0,555 | 0,576 | 0,794 | 0,00432 | 0,00792 | 0,00735 | 0,005 | 0,008 | -0,05 | 0,63284 | 0,0072827 | -0,0082693 |
| 6 | 0,67 | 0,69 | 0,898 | 0,00551 | 0,00823 | 0,00814 | 0,004 | 0,007 | -0,051 | 0,74423 | 0,0078417 | -0,0092693 |
| 7 | 0,782 | 0,801 | 0,992 | 0,00508 | 0,00864 | 0,00839 | 0,004 | 0,005 | -0,053 | 0,85072 | 0,0080956 | -0,011002 |
| 8 | 0,889 | 0,911 | 1,072 | 0,00649 | 0,0101 | 0,00959 | 0,003 | 0,004 | -0,054 | 0,95211 | 0,0094778 | -0,012002 |
| 9 | 0,992 | 1,016 | 1,134 | 0,00726 | 0,01136 | 0,01143 | 0,003 | 0,003 | -0,056 | 10,451 | 0,010831 | -0,013142 |
| 10 | 1,088 | 1,118 | 1,168 | 0,00713 | 0,01311 | 0,01412 | 0,002 | 0,001 | -0,058 | 11,277 | 0,012587 | -0,015008 |
| 11 | 1,176 | 1,213 | 1,173 | 0,00798 | 0,01402 | 0,01626 | 0,002 | 0 | -0,059 | 11,971 | 0,013825 | -0,015874 |
| 12 | 1,256 | 1,302 | 1,152 | 0,00898 | 0,01561 | 0,01879 | 0,001 | -0,001 | -0,061 | 12,548 | 0,015594 | -0,017148 |
| 13 | 1,324 | 1,384 | 1,079 | 0,01 | 0,02002 | 0,02143 | 0,001 | -0,003 | -0,071 | 12,925 | 0,019066 | -0,021069 |
| 14 | 1,356 | 1,455 | 0,973 | 0,01341 | 0,02029 | 0,02579 | -0,005 | -0,004 | -0,087 | 13,099 | 0,020875 | -0,026842 |
| 15 | 1,378 | 1,502 | 0,849 | 0,01504 | 0,02374 | 0,03243 | -0,011 | -0,005 | -0,108 | 13,068 | 0,024954 | -0,033982 |
| 16 | 1,357 | 1,533 | 0,721 | 0,01814 | 0,02605 | 0,04491 | -0,026 | -0,007 | -0,13 | 12,873 | 0,030152 | -0,043192 |
| 17 | 1,258 | 1,547 | 0,607 | 0,02617 | 0,03144 | 0,06174 | -0,057 | -0,008 | -0,147 | 12,512 | 0,039025 | -0,05258 |
| 18 | 1,187 | 1,544 | 0,529 | 0,03583 | 0,03677 | 0,07428 | -0,074 | -0,009 | -0,157 | 12,186 | 0,046907 | -0,058182 |
| 19 | 1,141 | 1,526 | 0,472 | 0,04433 | 0,03817 | 0,08226 | -0,085 | -0,011 | -0,164 | 11,862 | 0,051056 | -0,062753 |
| 20 | 1,109 | 1,164 | 0,414 | 0,05104 | 0,07276 | 0,09575 | -0,092 | -0,093 | -0,171 | 0,95145 | 0,076146 | -0,11421 |

Tab. 4.3 - Sezioni di riferimento lungo la semiapertura alare

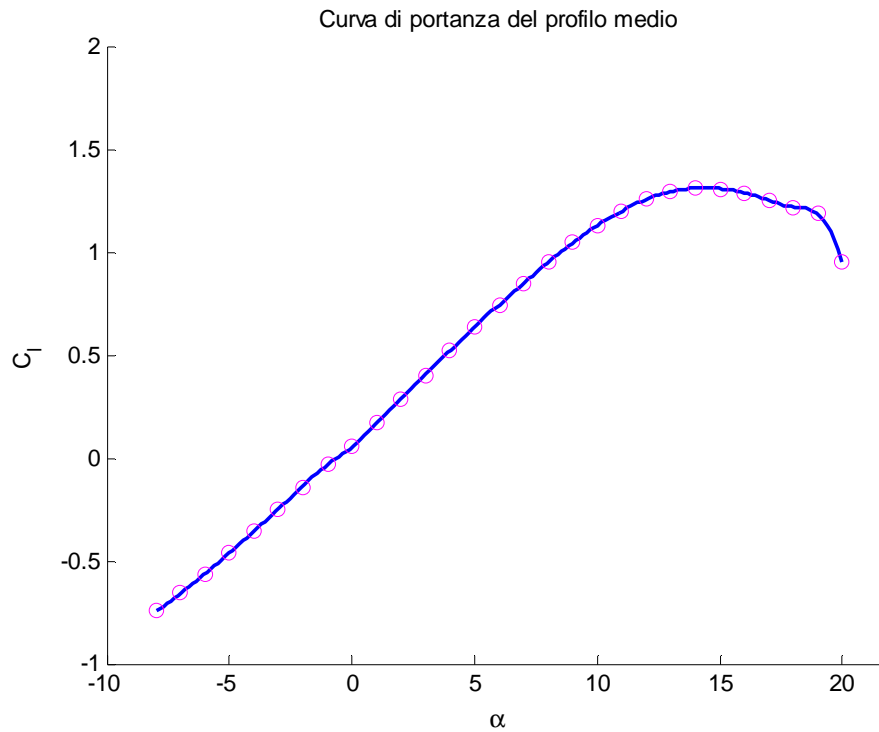
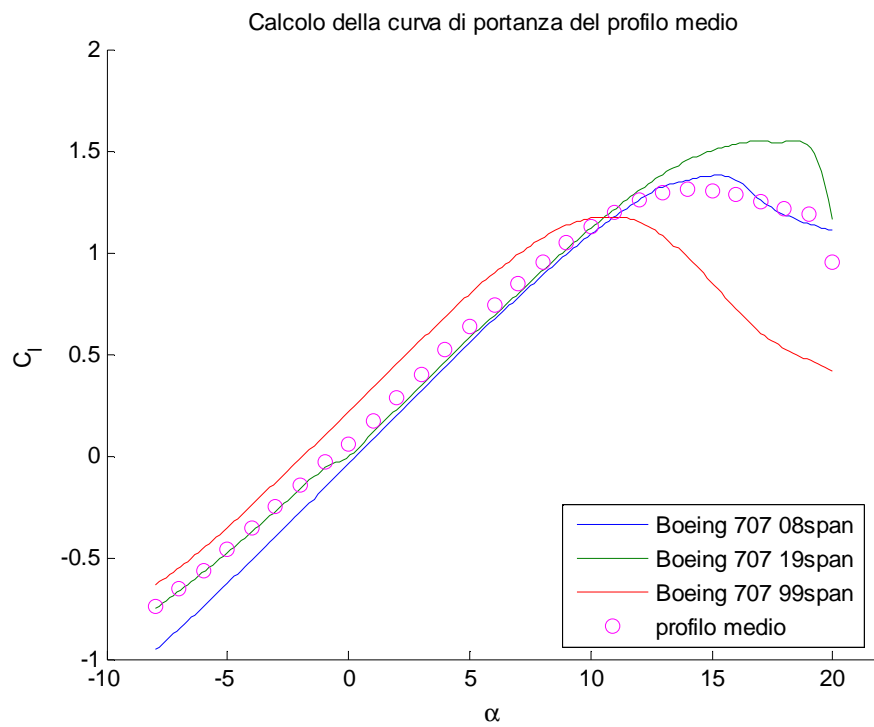


Fig.4.8 – Curva di portanza del profilo medio

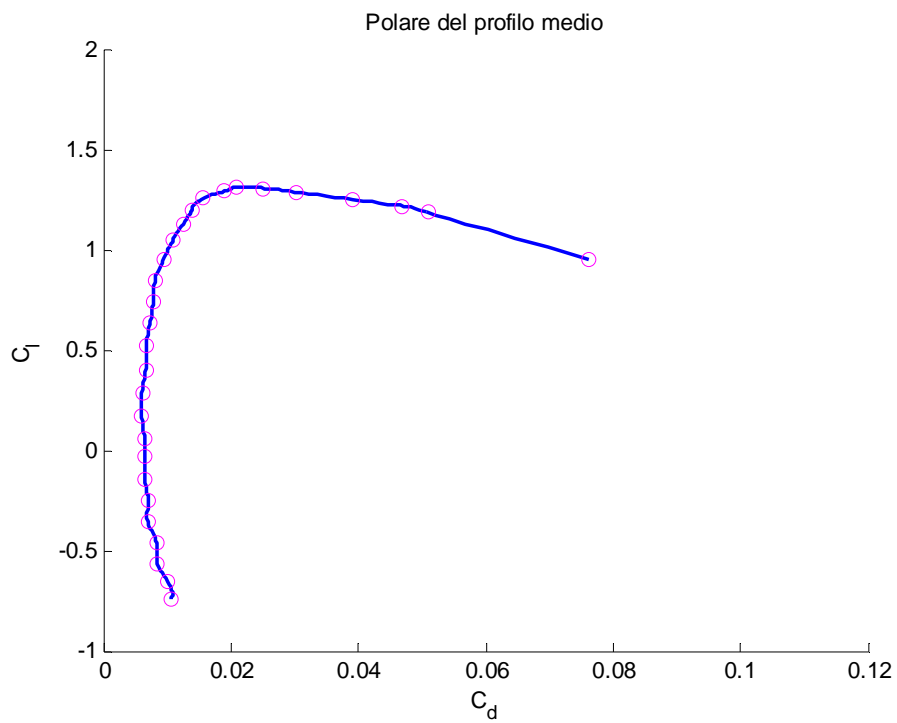
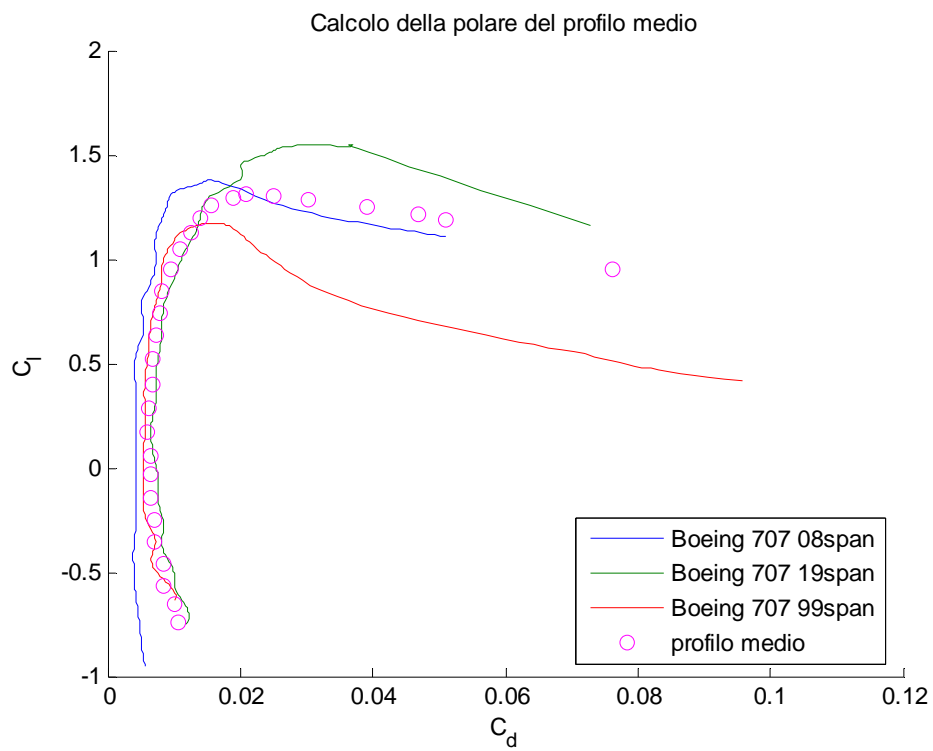


Fig.4.9 – Polare del profilo medio

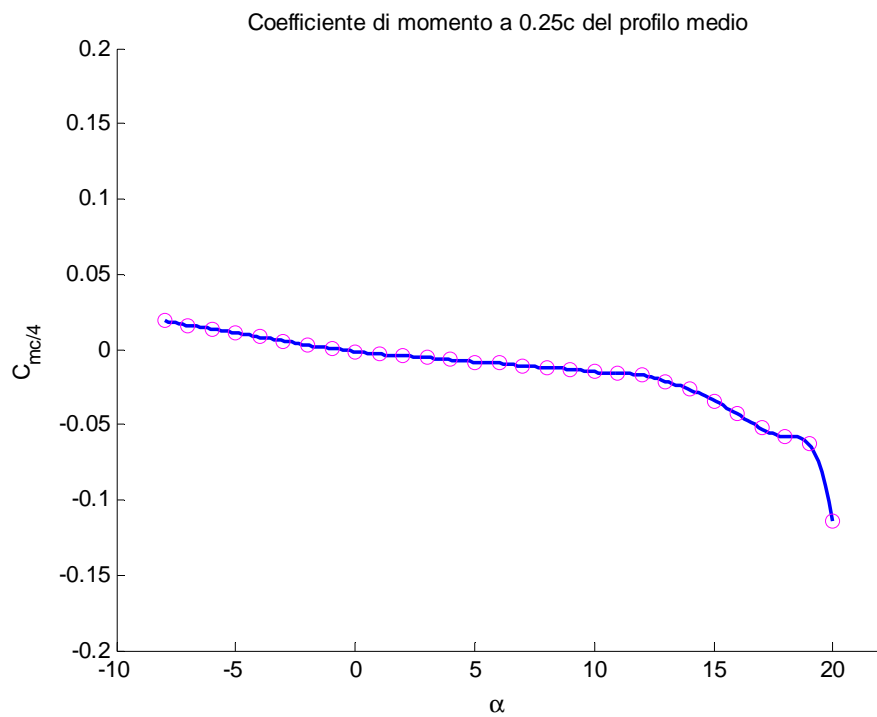
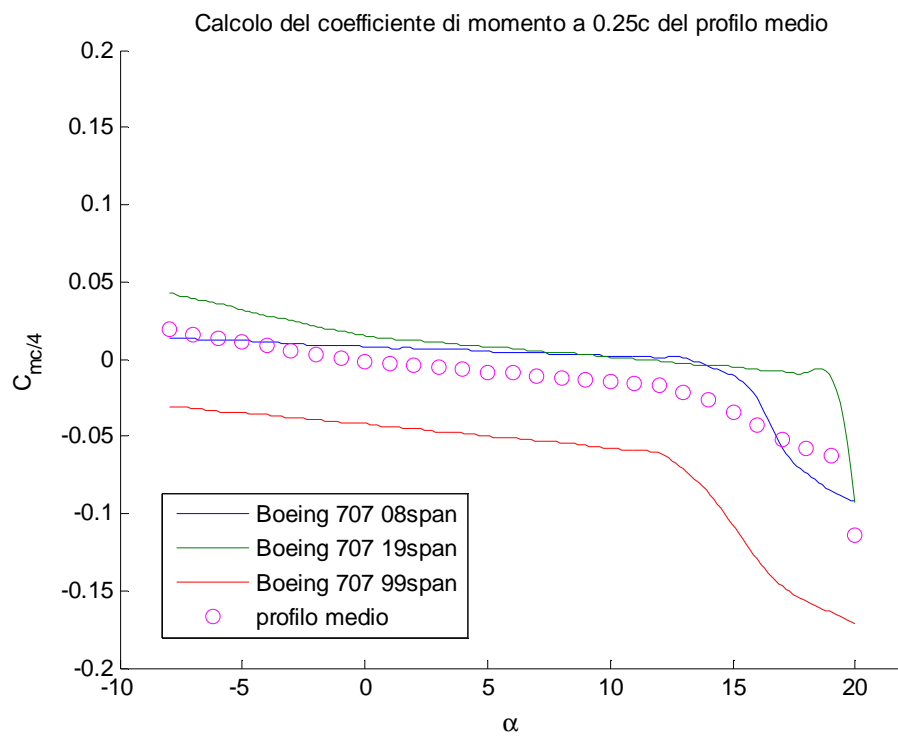


Fig.4.10 – Coefficiente di momento del profilo medio

Calcolo delle caratteristiche dell'ala

Gli effetti aerodinamici della compressibilità del flusso, che investe il velivolo in condizioni di crociera, possono essere ritardati adottando un opportuno angolo di freccia per l'ala

Pertanto, si assume che l'angolo di freccia della linea dei punti ad un quarto delle corde sia pari a 35° .

L'ultimo argomento che concerne il dimensionamento geometrico dell'ala riguarda la legge lineare di svergolamento lungo l'apertura alare, la quale si rivela essere del tutto fondamentale, su di un'ala rastremata, al fine di scongiurare il verificarsi dello stallo di estremità.

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 assunto un valore per il calettamento della retta di portanza nulla del profilo alla radice e di quello all'estremità pari, rispettivamente, a 3° e a -2° al fine di ottenere uno svergolamento aerodinamico pari a 5° , come per velivoli simili

Lo svergolamento aerodinamico della sezione di estremità rispetto a quella di radice è dunque -5° . In tal modo la prima sezione dove si raggiungono le condizioni di stallo è collocata poco prima del 70% della semiapertura alare.

È in tale sezione, infatti, che per la prima volta la curva dei C_{lmax} lungo l'apertura, ottenuta da una *smoothing* lineare dei C_{lmax} nelle sezioni di riferimento, diventa tangente alla distribuzione di carico

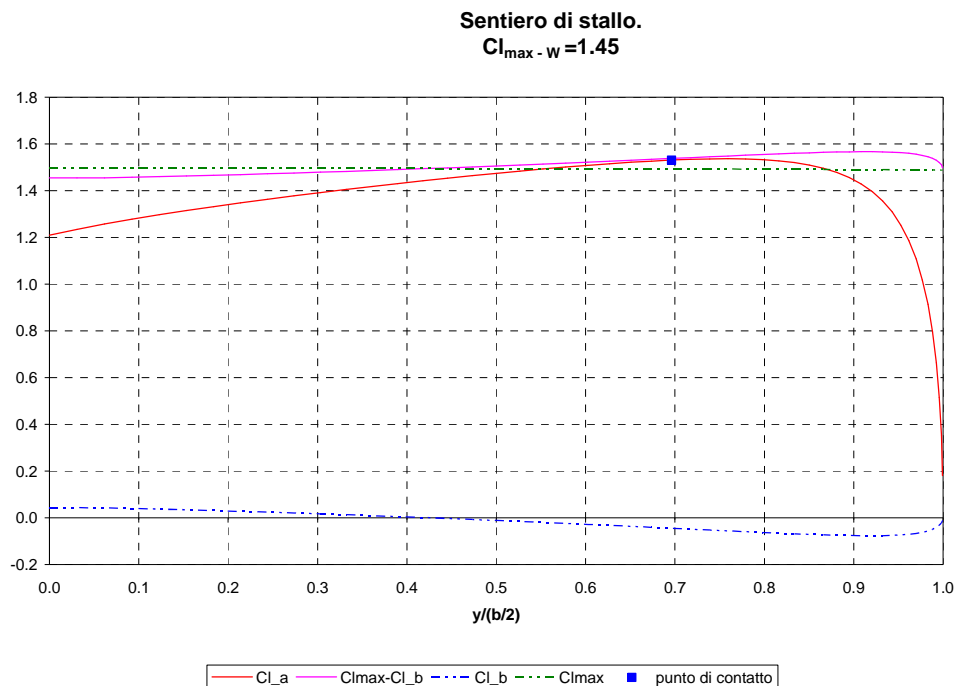


Fig.4.11 – Determinazione CL_{max} della ala

L'utilizzo di un codice di calcolo basato sul metodo di Multhopp e sviluppato al D.P.A. della Federico II ci permette di avere tutte le informazioni circa le caratteristiche aerodinamiche e geometriche dell'ala, nonché l'andamento delle sollecitazioni lungo l'apertura alare. I dati inseriti per il codice di Multhopp sono riportati qui di seguito:

| | | | | | | | |
|-----------------|-------------------------|--------|-------|-------------------------|------------------|--------|---------|
| ALA B777 | | | | | | | |
| 357455.69 | [kg] | Wto | | | | | |
| 1.225 | [Kg/m3] | ro_cr | | | | | |
| 65 | [m] | b | | | | | |
| 3 | n staz ass (di seguito) | | | | | | |
| eta | c[m] | xle[m] | xac | Cl _a [1/deg] | C _{mac} | azl[°] | epsg[°] |
| 0.00 | 12.98 | 0.000 | 0.250 | 0.118 | 0.0051 | 0.34 | 3.0 |
| 0.19 | 11.09 | 4.324 | 0.250 | 0.116 | 0.0000 | 0.05 | 2.0 |
| 1.00 | 3.11 | 22.75 | 0.250 | 0.117 | -0.0466 | -1.89 | -2.0 |

Il risultato può essere riassunta nella seguente tabella e nel successivo diagramma della distribuzione di carico lungo l'apertura alare (esempio per $\alpha = 16.7^\circ$):

| ALA B777 | | |
|------------------------|------------------|------------------------|
| AR | 8.086941 | |
| b | 65.000 | |
| S_w | 522.447 | |
| Rapp rastr | 0,24 | |
| mean aerodynamic chord | | |
| MAC | 10.129 | |
| MAC2 | 9.317 | <i>tramite y</i> |
| aerodynamic centre | | |
| X_{MAC} | 11.552110 | pos in x |
| X_{MAC} | .309535 | <i>pos in x (%MAC)</i> |
| Y_{MAC} | 13.313900 | <i>pos in aper y</i> |
| eta MAC= | .409658 | <i>pos in aper y</i> |

Tab. 4.4 (a) – Determinazione caratteristiche ala tramite WING

| | | |
|--------------------------|-----------|------------------|
| alfa | 16.70 | |
| azlw | -1.42118 | |
| C_{Lw} | 1.391152 | |
| C_{Law} | .076769 | |
| C_{Mw} | 0 | |
| C_{Dw} | .078418 | |
| E | 17.740330 | |
| K | 1.029432 | |
| e | .971409 | |
| WING AC MOM COEFF | | |
| C_{mac1} | .019977 | basic load contr |
| C_{mac2} | -.007620 | local cmac contr |
| C_{macW} | .012357 | WING |

Tab. 4.4 (b) – Determinazione caratteristiche ala tramite WING

Attraverso la ripetuta applicazione del software Wing 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 4.4.

| alfa | CLw | CDw |
|-------------|------------|------------|
| -3 | -0.121204 | 0.000703 |
| -2 | -0.044435 | 0.000234 |
| -1.42 | 0.000000 | 0.000179 |
| -1 | 0.032334 | 0.000238 |
| 0 | 0.109103 | 0.000713 |
| 1 | 0.185872 | 0.001660 |
| 2 | 0.262641 | 0.003080 |
| 3 | 0.339410 | 0.004971 |
| 4 | 0.416179 | 0.007335 |
| 5 | 0.492948 | 0.010170 |
| 6 | 0.569717 | 0.013478 |
| 7 | 0.646486 | 0.017258 |
| 8 | 0.723255 | 0.021509 |
| 9 | 0.800024 | 0.026233 |
| 10 | 0.876793 | 0.031429 |
| 11 | 0.953562 | 0.037097 |
| 12 | 1.030331 | 0.043237 |
| 13 | 1.107100 | 0.049849 |
| 14 | 1.183869 | 0.056933 |
| 15 | 1.260644 | 0.064489 |
| 16 | 1.351808 | 0.072517 |
| 17 | 1.452568 | 0.081017 |
| 18 | 1.534135 | 0.089989 |
| 19 | 1.567722 | 0.099434 |
| 20 | 1.524539 | 0.109350 |
| 21 | 1.375798 | 0.119738 |

Tab. 4.5 - Caratteristiche geometriche dell'ala (Stanford)

Risulta inoltre:

$$C_{L\alpha} = 0.07676 \frac{1}{\text{deg}} \quad \alpha_{0L} = -1.42^\circ$$

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 CL_{\max} . Assumendo come CL_{\max} quello stimato col sentiero di stallo pari a 1,45 a 16.7° (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 $C_{L\alpha} = 0.07676 \frac{1}{\text{deg}}$
- 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.

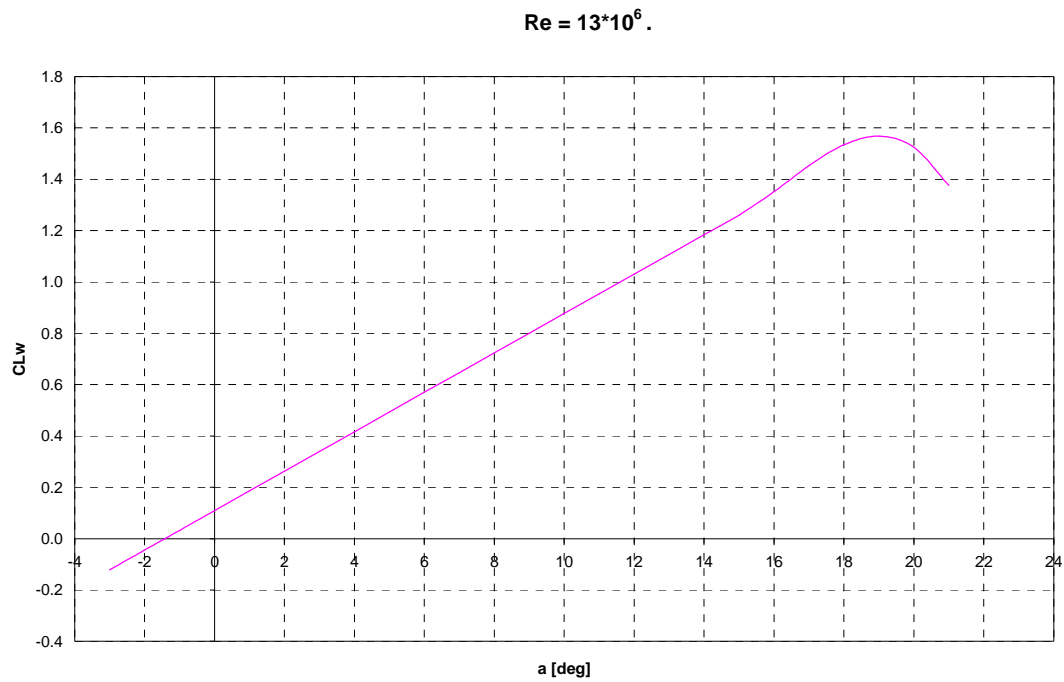


Fig.4.11 – Curva di portanza dell'ala ($Re = 13,000,000$ e $M=0$)

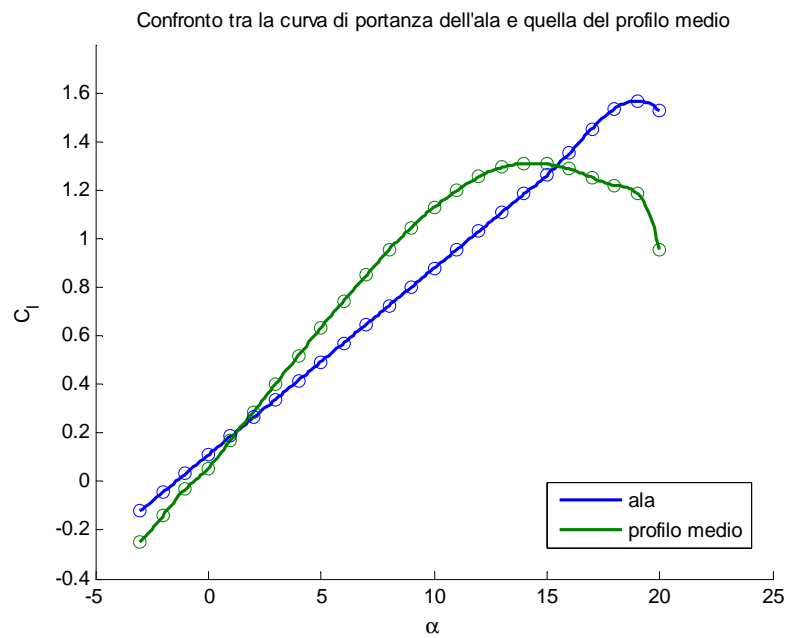


Fig.4.12 – Curva di portanza dell'ala e del profilo medio ($Re = 13,000,000$ e $M=0$)

Calcolo del C_D dell'ala isolata e polare

Il calcolo del C_D dell'ala è di fondamentale importanza perché consente di diagrammare la polare dell'ala stessa. Esso è frutto di due contributi:

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

Dove il C_{D0} è stimato dal valore del C_{Dpm} , per cui, sarà necessario sommare al coefficiente di resistenza aerodinamica del profilo medio

Assumendo i valori qui di seguito riportati, è stato ricavato, mediante un foglio di calcolo in Excel, l'andamento stimato per la polare dell'ala isolata:

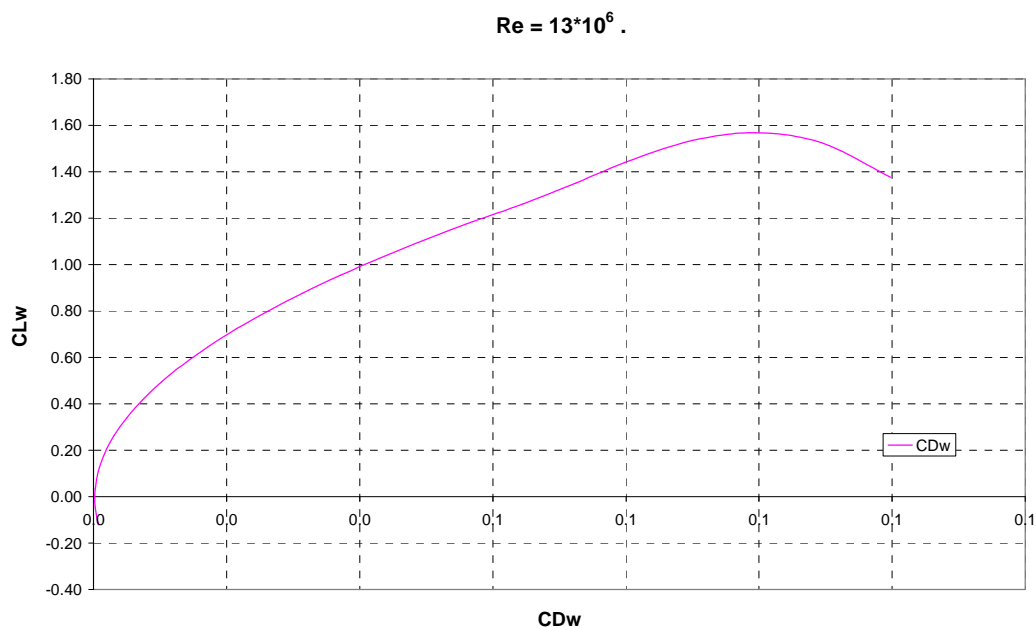


Fig.4.13 – Polare dell'ala (Re = 13,000,000 e M=0)

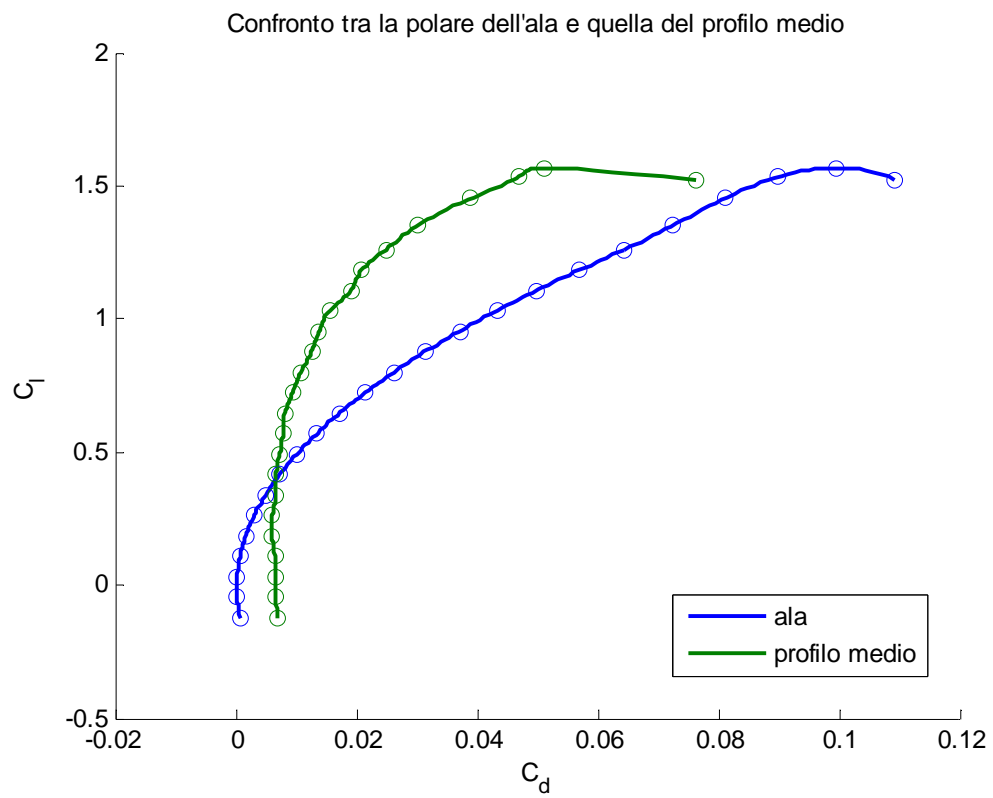


Fig.4.13 – Polare dell'ala e del profilo medio($Re = 13,000,000$ e $M=0$)