

4 PROGETTO DELL'ALA

Nel progetto dell'ala vengono effettuate diverse scelte, quali la configurazione strutturale, ovvero la possibilità di avere un'ala a sbalzo o un'ala controventata, e la posizione relativa dell'ala rispetto alla fusoliera (ala alta, media, bassa).

Tutte queste scelte verranno eseguite tenendo conto dell'interferenza della visibilità e della stabilità.

Le grandezze da determinare in questa parte dell'esercizio sono:

- λ = Rastremazione e forma in pianta
- $\Lambda_{c/4}$ = Angolo di Freccia
- scelta del profilo alla radice e all'estremità
- t/c = spessore percentuale del profilo
- ε = svergolamento geometrico
- Γ = angolo di Diedro
- i_w = angolo di calettamento

4.1 SCELTA DELLA FORMA IN PIANTA E DELLA RASTREMAZIONE

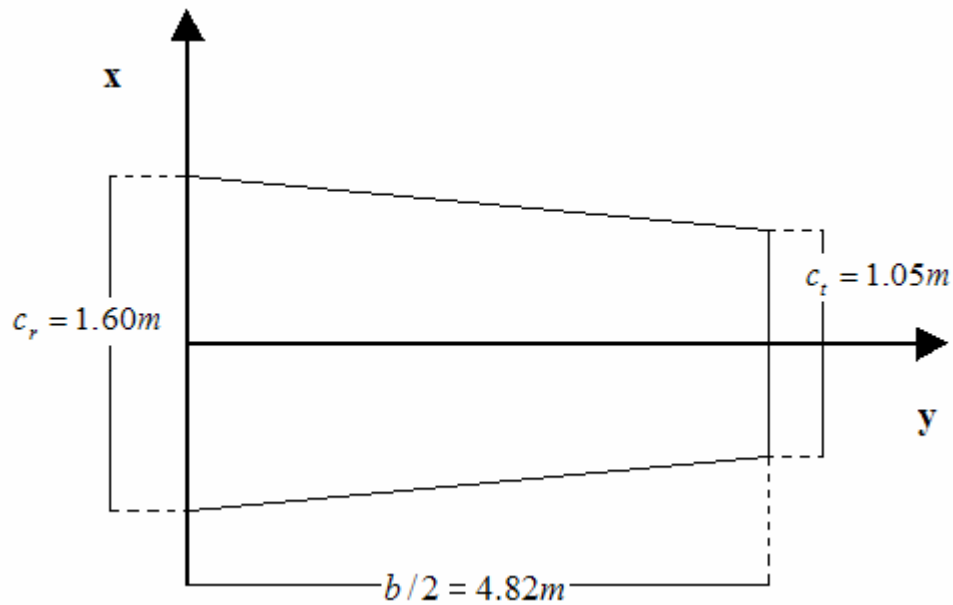
In base alla valutazione dei velivoli simili reperibili sul Jane's e sui dati ottenuti nelle parti precedenti che brevemente riepiloghiamo :

$$\begin{aligned} b &= 9.64m \\ S &= 12.74m^2 \\ AR &= 7.3 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_{L\max-L} &= 2.2 \\ C_{L\max-TO} &= 1.46 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} z_{cruise} &= 2743m = 9000ft \\ V_{cruise} &= 225km/h = 126kts \\ \frac{Re_{cruise}}{l} &= 1.1 \cdot 10^6 ft^{-1} = 3.5 \cdot 10^6 m^{-1} \end{aligned}$$

scegliamo una configurazione ad ala bassa(cantilever), semplicemente rastremata i cui dati geometrici sono i seguenti:



$$\begin{aligned} c_r &= 1.60m \\ c_t &= 1.05m \\ \lambda &= 0.65 \end{aligned}$$

$$\Lambda_{c/4} = 0$$

4.2 SCELTA DEL TIPO DI PROFILI

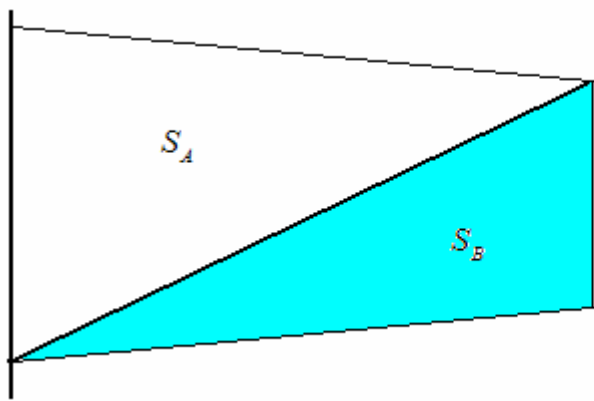
Sempre da un'attenta osservazione dei velivoli monorotori ad eliche la scelta del tipo di profili da utilizzare è stata la seguente :

| Tipo profilo | α_o | C_{Mo} | $\alpha_l [rad]$ | $C_{l\alpha} [1/deg]$ | $\alpha_{C_{lmax}} [deg]$ | C_{lmax} | $C_d (C_{lmax})$ |
|--------------|------------|----------|------------------|-----------------------|---------------------------|------------|------------------|
| 23015 | -1.0 | -0.007 | 6.13 | 0.107 | 18.0 | 1.72 | 0.016 |
| 23012 | -1.4 | -0.014 | 6.13 | 0.107 | 18.0 | 1.79 | 0.02 |

Di cui ne riportiamo per completezza le rette di portanza e le polari tratte dal libro Abbott – “Theory of Wing Section”

4.3 CARATTERISITICHE AERODINAMICHE DEL PROFILO MEDIO

Per determinare le caratteristiche aerodinamiche del profilo medio avendo scelto due profili diversi alla radice e all'estremità ci avvaleremo della regola delle aree, consistente nell'andare a considerare una media pesata delle caratteristiche aerodinamiche dei due profili rispetto ai coefficienti K_A e K_B come specificato di seguito:



$$K_A = \frac{2S_A}{S} = 0.604$$

$$K_B = \frac{2S_B}{S} = 0.396$$

$$\begin{aligned} \text{Re}_{\text{cruise-A}} &= 5.7 \cdot 10^6 \\ \text{Re}_{\text{cruise-B}} &= 3.7 \cdot 10^6 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} S_A &= \frac{c_r \cdot (b/2)}{2} = 3.856 \text{ m}^2 \\ S_B &= \frac{c_t \cdot (b/2)}{2} = 2.531 \text{ m}^2 \end{aligned}$$

Il coefficiente di portanza del profilo medio è dato da:

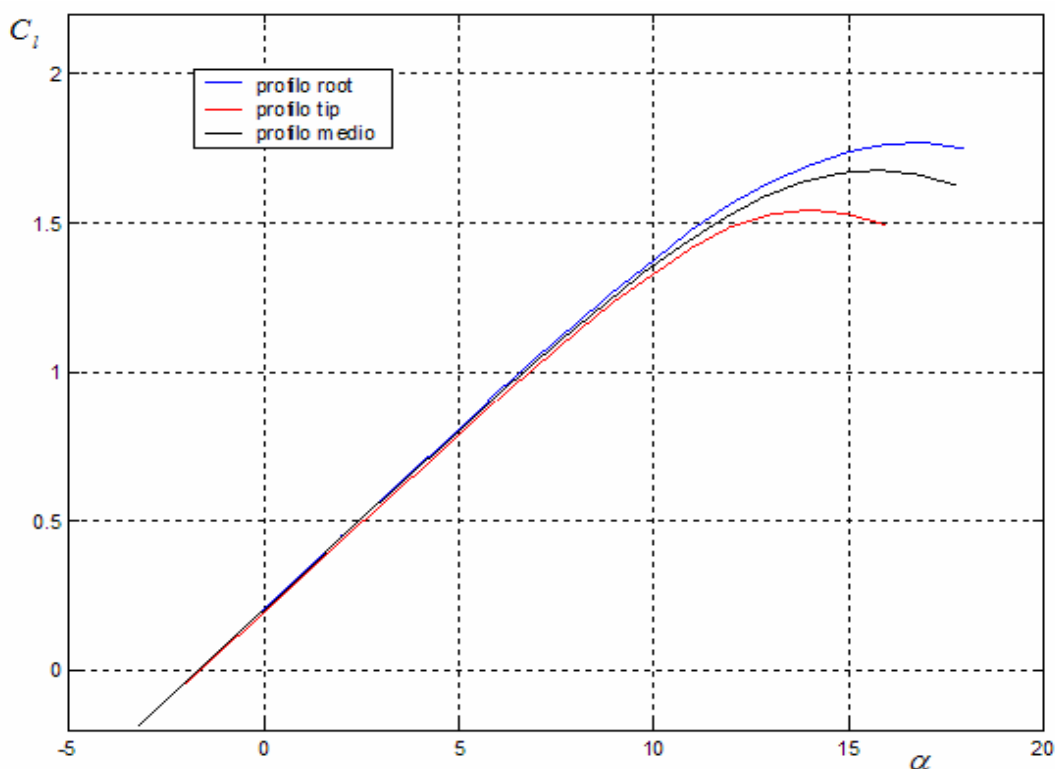
$$C_l = C_{lA} K_A + C_{lB} K_B$$

possiamo compilare la seguente tabella :

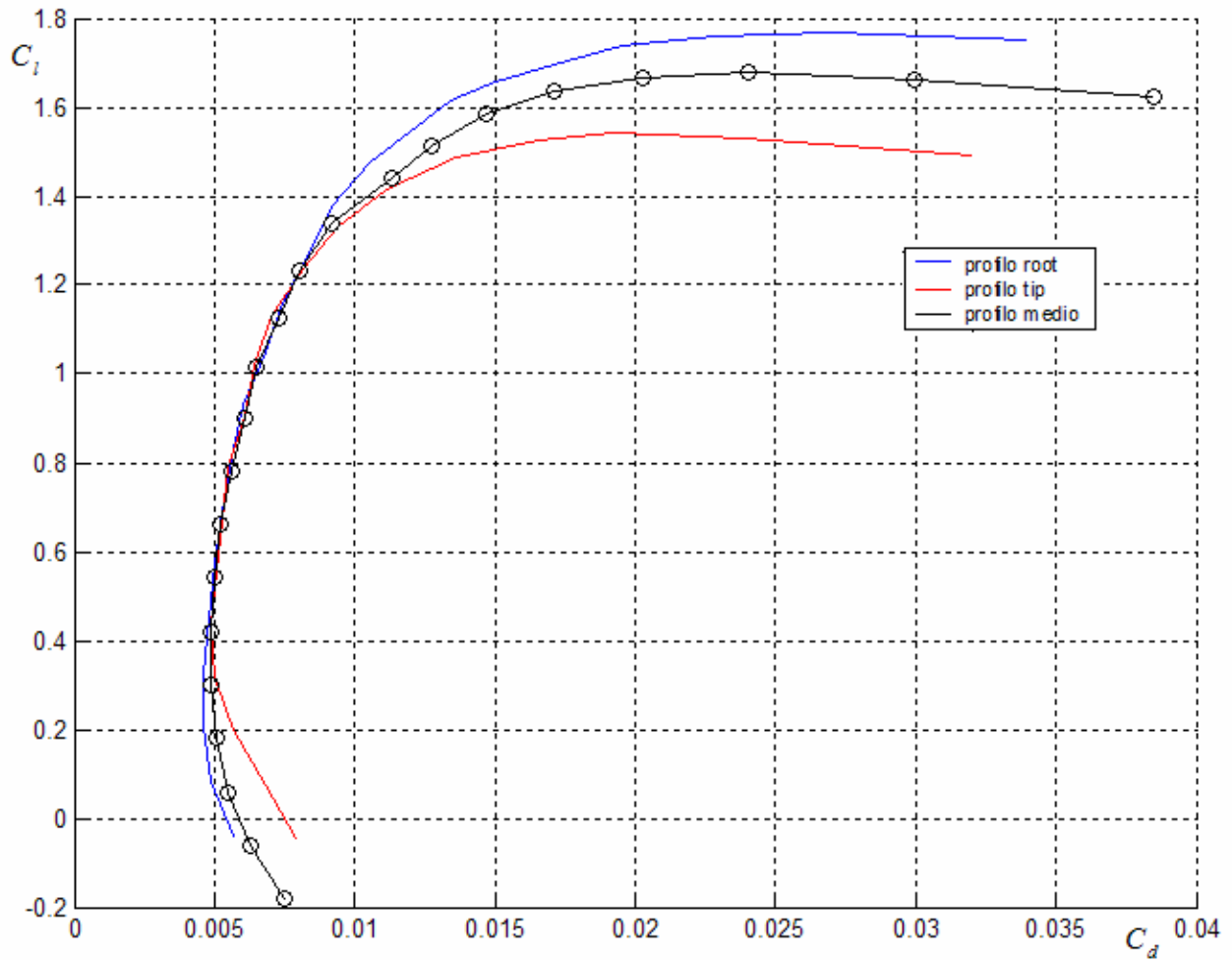
| α | αA | αB | CIA | CIB | $KA \cdot CIA$ | $KB \cdot CIB$ | α_{pm} | Cl_{pm} | CdA | CdB | $KA \cdot CdA$ | $KB \cdot CdB$ | Cd_{pm} |
|----------|------------|------------|--------|--------|----------------|----------------|---------------|-----------|--------|--------|----------------|----------------|-----------|
| -2 | -2 | -5 | -0,041 | -0,390 | -0,025 | -0,156 | -3,2 | -0,181 | 0,0056 | 0,0057 | 0,0034 | 0,0023 | 0,0057 |
| -1 | -1 | -4 | 0,082 | -0,278 | 0,049 | -0,111 | -2,2 | -0,062 | 0,0048 | 0,0052 | 0,0029 | 0,0021 | 0,0050 |
| 0 | 0 | -3 | 0,205 | -0,163 | 0,123 | -0,065 | -1,2 | 0,058 | 0,0049 | 0,0051 | 0,0029 | 0,0020 | 0,0050 |
| 1 | 1 | -2 | 0,327 | -0,044 | 0,196 | -0,018 | -0,2 | 0,179 | 0,0049 | 0,0050 | 0,0030 | 0,0020 | 0,0050 |
| 2 | 2 | -1 | 0,449 | 0,076 | 0,269 | 0,030 | 0,8 | 0,300 | 0,0053 | 0,0054 | 0,0032 | 0,0022 | 0,0054 |
| 3 | 3 | 0 | 0,571 | 0,196 | 0,343 | 0,078 | 1,8 | 0,421 | 0,0056 | 0,0057 | 0,0033 | 0,0023 | 0,0056 |
| 4 | 4 | 1 | 0,692 | 0,315 | 0,415 | 0,126 | 2,8 | 0,541 | 0,0059 | 0,0050 | 0,0035 | 0,0020 | 0,0056 |
| 5 | 5 | 2 | 0,811 | 0,435 | 0,487 | 0,174 | 3,8 | 0,661 | 0,0056 | 0,0052 | 0,0034 | 0,0021 | 0,0054 |
| 6 | 6 | 3 | 0,93 | 0,554 | 0,558 | 0,222 | 4,8 | 0,780 | 0,0062 | 0,0054 | 0,0037 | 0,0022 | 0,0059 |
| 7 | 7 | 4 | 1,047 | 0,672 | 0,628 | 0,269 | 5,8 | 0,897 | 0,0068 | 0,0057 | 0,0041 | 0,0023 | 0,0063 |
| 8 | 8 | 5 | 1,161 | 0,790 | 0,697 | 0,316 | 6,8 | 1,013 | 0,0075 | 0,0057 | 0,0045 | 0,0023 | 0,0068 |
| 9 | 9 | 6 | 1,272 | 0,906 | 0,763 | 0,362 | 7,8 | 1,126 | 0,0084 | 0,0063 | 0,0050 | 0,0025 | 0,0075 |
| 10 | 10 | 7 | 1,377 | 1,020 | 0,826 | 0,408 | 8,8 | 1,234 | 0,0092 | 0,0064 | 0,0055 | 0,0026 | 0,0081 |
| 11 | 11 | 8 | 1,476 | 1,131 | 0,886 | 0,452 | 9,8 | 1,338 | 0,0105 | 0,0072 | 0,0063 | 0,0029 | 0,0092 |
| 12 | 12 | 9 | 1,564 | 1,235 | 0,938 | 0,494 | 10,8 | 1,432 | 0,0134 | 0,0082 | 0,0080 | 0,0033 | 0,0113 |
| 13 | 13 | 10 | 1,636 | 1,330 | 0,982 | 0,532 | 11,8 | 1,514 | 0,0150 | 0,0094 | 0,0090 | 0,0038 | 0,0128 |
| 14 | 14 | 11 | 1,694 | 1,417 | 1,016 | 0,567 | 12,8 | 1,583 | 0,0171 | 0,0111 | 0,0102 | 0,0044 | 0,0147 |
| 15 | 15 | 12 | 1,737 | 1,488 | 1,042 | 0,595 | 13,8 | 1,637 | 0,0195 | 0,0136 | 0,0117 | 0,0054 | 0,0171 |
| 16 | 16 | 13 | 1,761 | 1,527 | 1,057 | 0,611 | 14,8 | 1,667 | 0,0228 | 0,0165 | 0,0137 | 0,0066 | 0,0203 |
| 17 | 17 | 14 | 1,768 | 1,542 | 1,061 | 0,617 | 15,8 | 1,678 | 0,0272 | 0,0193 | 0,0163 | 0,0077 | 0,0240 |
| 18 | 18 | 15 | 1,75 | 1,530 | 1,050 | 0,612 | 16,8 | 1,662 | 0,0340 | 0,0239 | 0,0204 | 0,0096 | 0,0300 |
| 19 | 19 | 16 | 1,712 | 1,491 | 1,027 | 0,596 | 17,8 | 1,624 | 0,0428 | 0,0320 | 0,0257 | 0,0128 | 0,0385 |

E' importante notare che l'angolo d'attacco relativo al profilo B di estremità lavora ad un angolo d'attacco diverso di quello alla radice e ciò è dovuto allo svergolamento geometrico come specificato in seguito.

Rappresentiamo qui di seguito le rette di portanza:



Procediamo analogamente per la determinazione delle polari:



4.4 DETERMINAZIONE DELLE CARATTERISTICHE DELL'ALA ISOLATA

Le grandezze necessarie a definire l'ala isolata sono il $C_{L\alpha}$, gradiente della retta di portanza, e l' α_{zL} , angolo di portanza nullo.

4.4.1 DETERMINAZIONE DEL $C_{L\alpha}$

Servendoci del codice "WING" a nostra disposizione otteniamo un $C_{L\alpha} = 0.079$ mentre usando la formula :

$$C_{L\alpha} = f \frac{C_{l\alpha-pm} / (p/b)}{1 + [57.3 C_{l\alpha-pm} / (\pi AR \frac{p}{b})]} = 0.075$$

Dove: $[C_{L\alpha}] = 1/^\circ$; $C_{l\alpha-pm} = 0.107$; $\frac{p}{b} = 1.3$

P = semiperimetro alare

b = semiapertura alare

Scegliamo quindi una media tra i due valori :

$$C_{L\alpha} = 0.077$$

4.4.2 DETERMINAZIONE DELL' α_{zL}

Per questo dato ci siamo serviti sempre del codice “WING” che ci ha fornito:

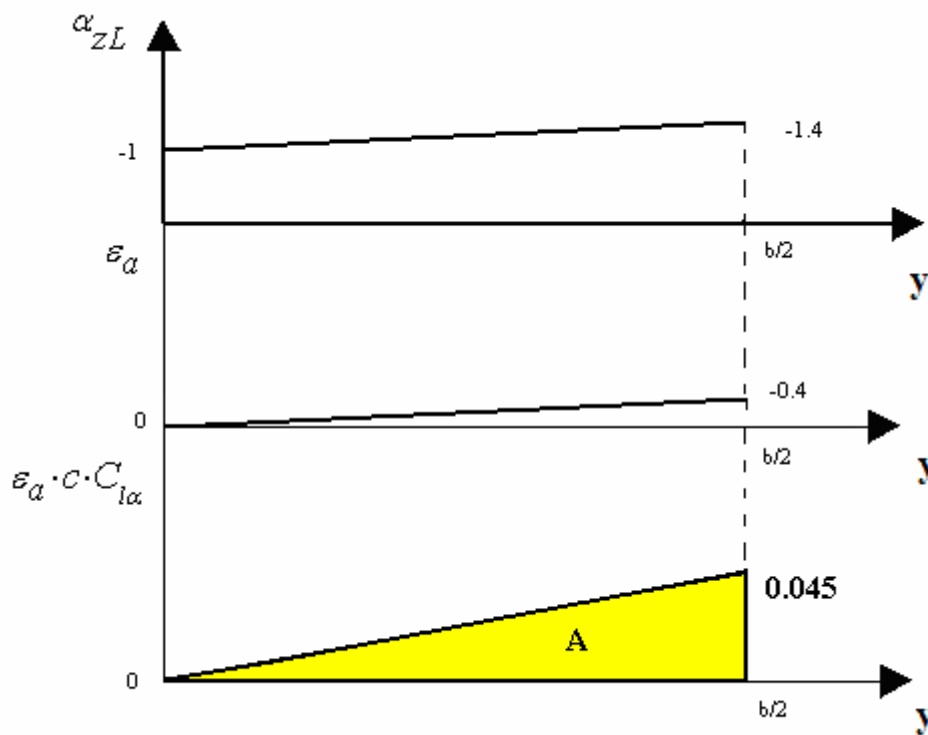
$$\alpha_{zL} = 0.14^\circ$$

4.5 DETERMINAZIONE DELLO SVERGOLAMENTO AERODINAMICO EQUIVALENTE , ε_a

Tale grandezza è data da:

$$\varepsilon_a = \frac{4A}{c_t C_{l\alpha-pm} b}$$

Dove A è l'area indicata qui di seguito :



$$\boxed{\varepsilon_a = -0.40^\circ}$$

4.6 CURVA DI PORTANZA DELL'ALA

Dalle caratteristiche del profilo medio è possibile ottenere quelle dell'ala isolata. Per fare ciò imporrò che la curva di portanza dell'ala isolata passi per l' α_{zL} sopra determinato e per i punti A e B, definiti dalle seguenti condizioni:

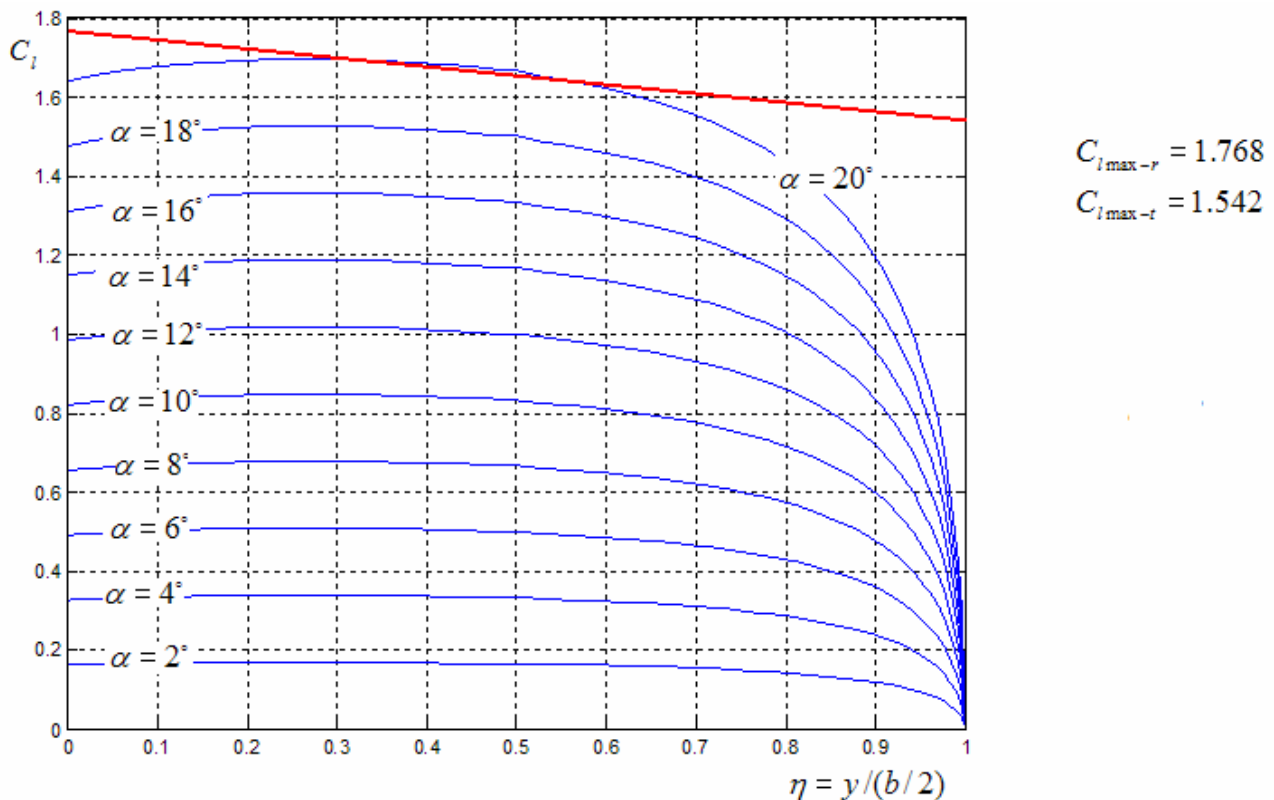
- A è il punto avente per ordinata il coefficiente di portanza in cui cessa la proporzionalità lineare della curva di portanza del profilo medio, e per ascissa l'angolo d'attacco ottenuto dall'intersezione della retta a tale C_{l-pm} , con la retta di portanza dell'ala tridimensionale, per cui $C_{L\alpha}(A) = 0.077$.
- B è il punto definito dall'intersezione della retta orizzontale passante per il $C_{Lmax-3D}$, e la retta di portanza dell'ala isolata, opportunamente traslato verso destra di una quantità $\Delta\alpha_{C_{Lmax}}$, per cui $C_{L\alpha}(B) = 0$.

Per determinare questi due punti sono necessari il $C_{Lmax-3D}$ e il

$$\Delta\alpha_{C_{Lmax}}.$$

4.6.1 DETERMINAZIONE DEL $C_{L_{\max-3D}}$ e di $\Delta\alpha_{C_{L_{\max}}}$

Il $C_{L_{\max-3D}}$ è determinato col metodo del “sentiero di stallo”, ovvero andando a vedere quando la curva della distribuzione del C_L dell’ala lungo l’apertura alare, tocca la retta che congiunge il $C_{L_{\max}}$ del profilo alla radice e di quello all’estremità. In questo modo verificheremo al contempo la bontà della scelta di uno svergolamento geometrico di -3° all’estremità utilizzato per evitare lo stallo d’estremità. Anche in questo caso ci è stato d’aiuto il codice “WING”:



Come si vede dalla figura l’ala stalla a 20° di attacco ed inoltre i profili che stallano per primi sono ubicati dal 30% al 50% della semiapertura alare.

Lo stallo d’estremità è quindi scongiurato.

A questo punto servendoci dei grafici a pag. W20-a e W20-b degli appunti del corso, abbiamo determinato Δy , ovvero la grandezza caratteristica della forma del bordo d’attacco, che è diagrammata in funzione della famiglia di profili e dello spessore percentuale.

$$\begin{aligned} \Delta y_r &= 3.8 \\ \Delta y_t &= 3 \end{aligned} \quad \Rightarrow \quad \Delta y_m = 3.48$$

$$C_{L_{\max-3D}} = 0.9 \cdot C_{l_{\max-pm}} = 0.9 \cdot 1.68 = 1.512$$

$$\Delta\alpha_{C_{L_{\max}}} = 1.8^\circ$$

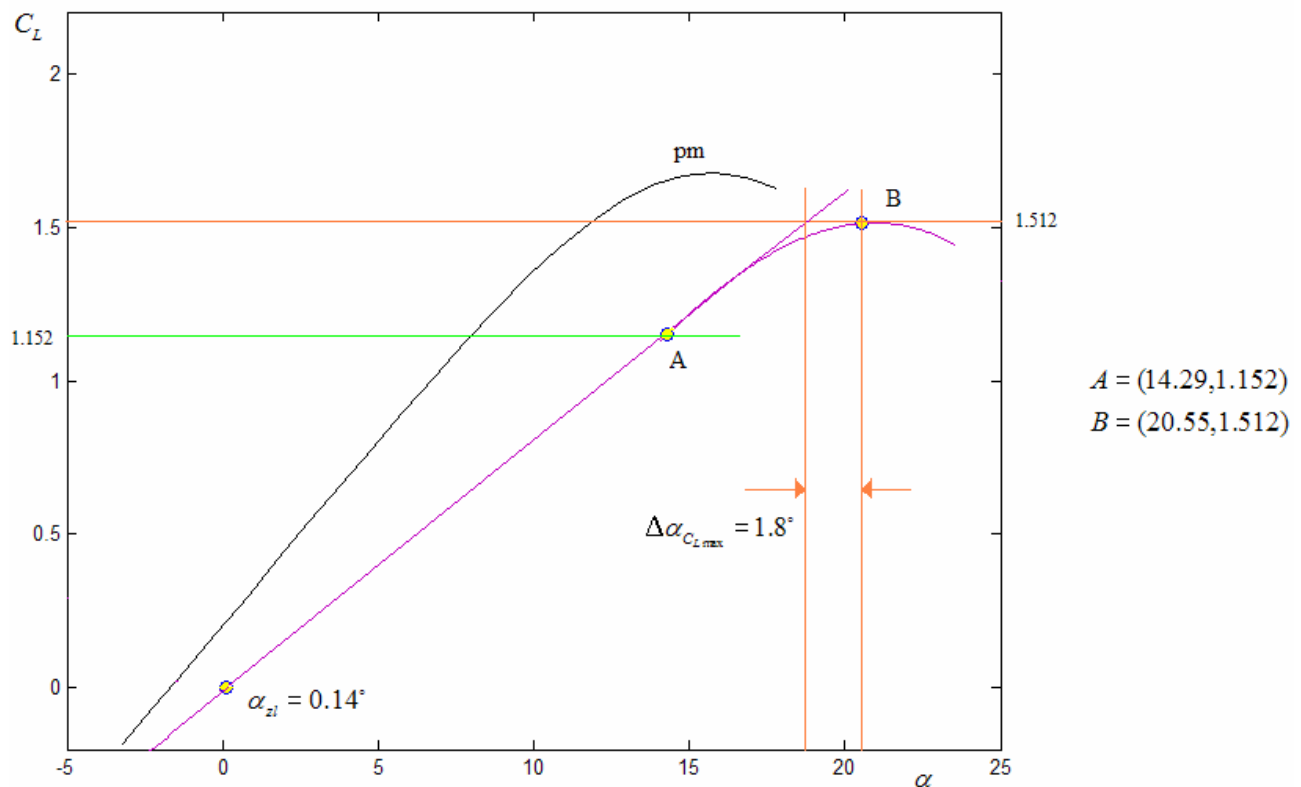
questi dati ci permettono di determinare le coordinate dei punti A e B :

$$A = (14.29, 1.152)$$

$$B = (20.55, 1.512)$$

Infine la curva di portanza dell'ala isolata è ottenuta correggendo in prossimità dello stallo la retta di portanza con una cubica del tipo:

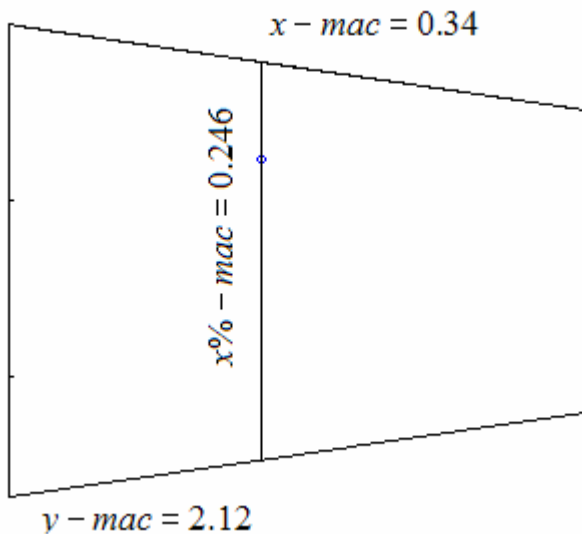
$$y(x) = a_0 + a_1x + a_2x^2 + a_3x^3$$



4.7 DETERMINAZIONE DEL CENTRO AERODINAMICO

Tutti i seguenti dati sono forniti dal “WING”:

$$\begin{aligned}x - mac &= 0.34 \\x^0\% - mac &= 0.246 \\y - mac &= 2.12\end{aligned}$$



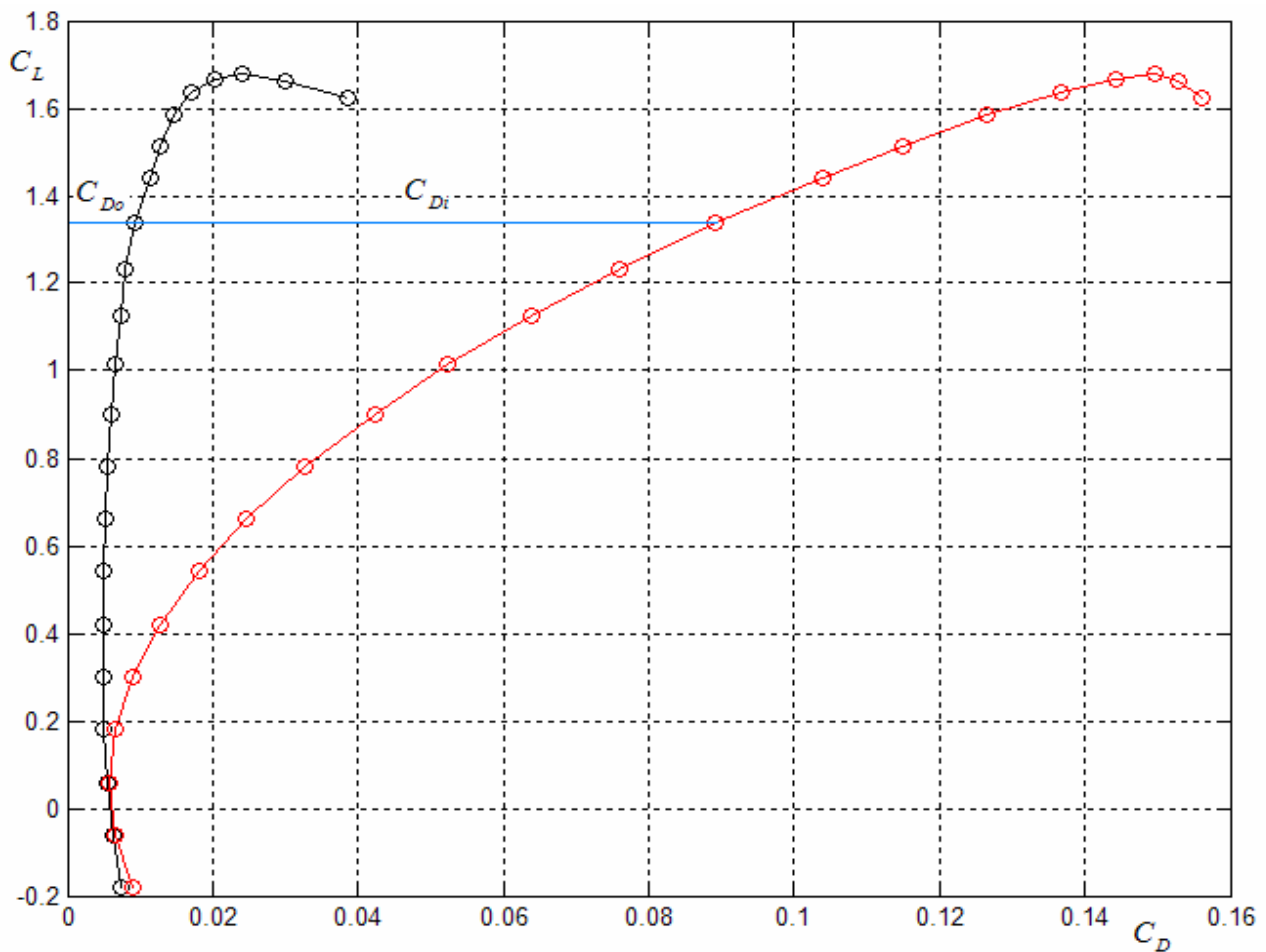
4.8 POLARE DELL'ALA ISOLATA

Dalla polare del profilo medio è possibile ottenere la polare dell'ala isolata sommando alla prima un contributo di resistenza dovuto alla Resistenza indotta. Per determinare questo contributo useremo la seguente formula tratta da Abbott :

$$C_{Di_w} = \frac{C_{L_w}^2}{\pi A R u} + C_{L_w} \varepsilon \frac{C_{l\alpha-pm}}{(p/b)} + \varepsilon^2 \left[\frac{C_{l\alpha-pm}}{(p/b)} \right]^2 w$$

Dove u, v , e w sono funzioni dello spessore percentuale e dell' allungamento alare e sono diagrammati a pag.W-15; ε è in questo caso lo svergolamento medio aerodinamico precedentemente calcolato.

$$\begin{aligned}u &= 0.983 \\v &= 0.002 \\w &= 0.0038\end{aligned}$$



4.9 DETERMINAZIONE DELL'ANGOLO DI CALETTAMENTO

Per determinare i_w , andiamo a minimizzare la resistenza della fusoliera in crociera e per fare ciò imponiamo che questa abbia un assetto nullo rispetto alla corrente asintotica.

Sapendo che:

$$C_{L_{cruise}} = \frac{W_{cruise}}{\frac{1}{2} \rho_{cruise} V_{NE}^2 S} = 0.21$$

Dove V_{NE} è la velocità massima di crociera e W_{cruise} è stato scelto come:

$$W_{cruise} = W_{TO} - \frac{W_F}{2} = 963 \text{ kg}$$

Per cui sempre dal WING otteniamo che la nostra ala raggiunge un tale C_L
Ad un angolo di attacco di 2.8° ,tale sarà anche quello di calettamento:

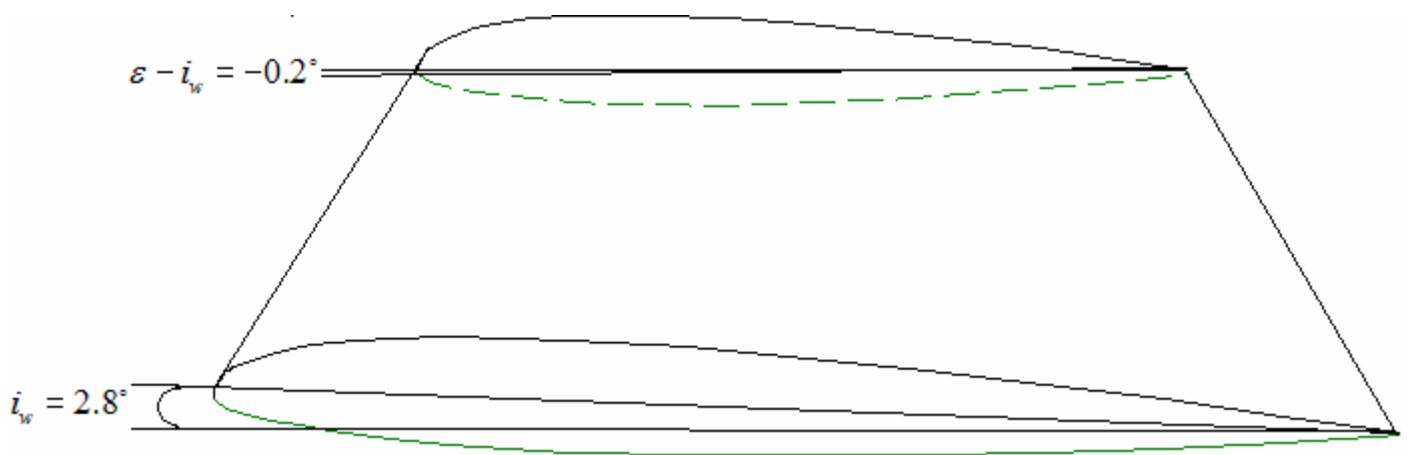
$$i_w = 2.8^\circ$$

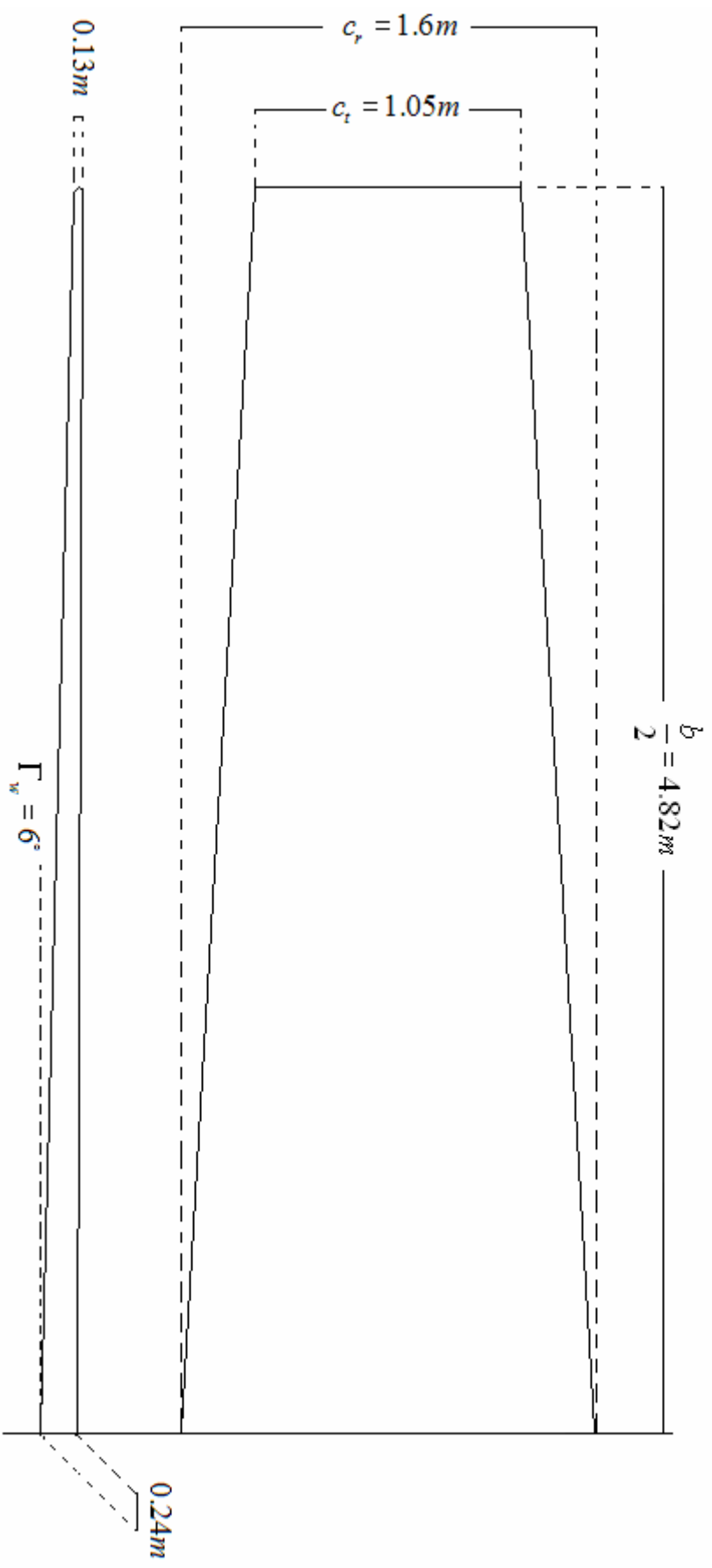
4.10 DETERMINAZIONE DELL'ANGOLO DI DIEDRO

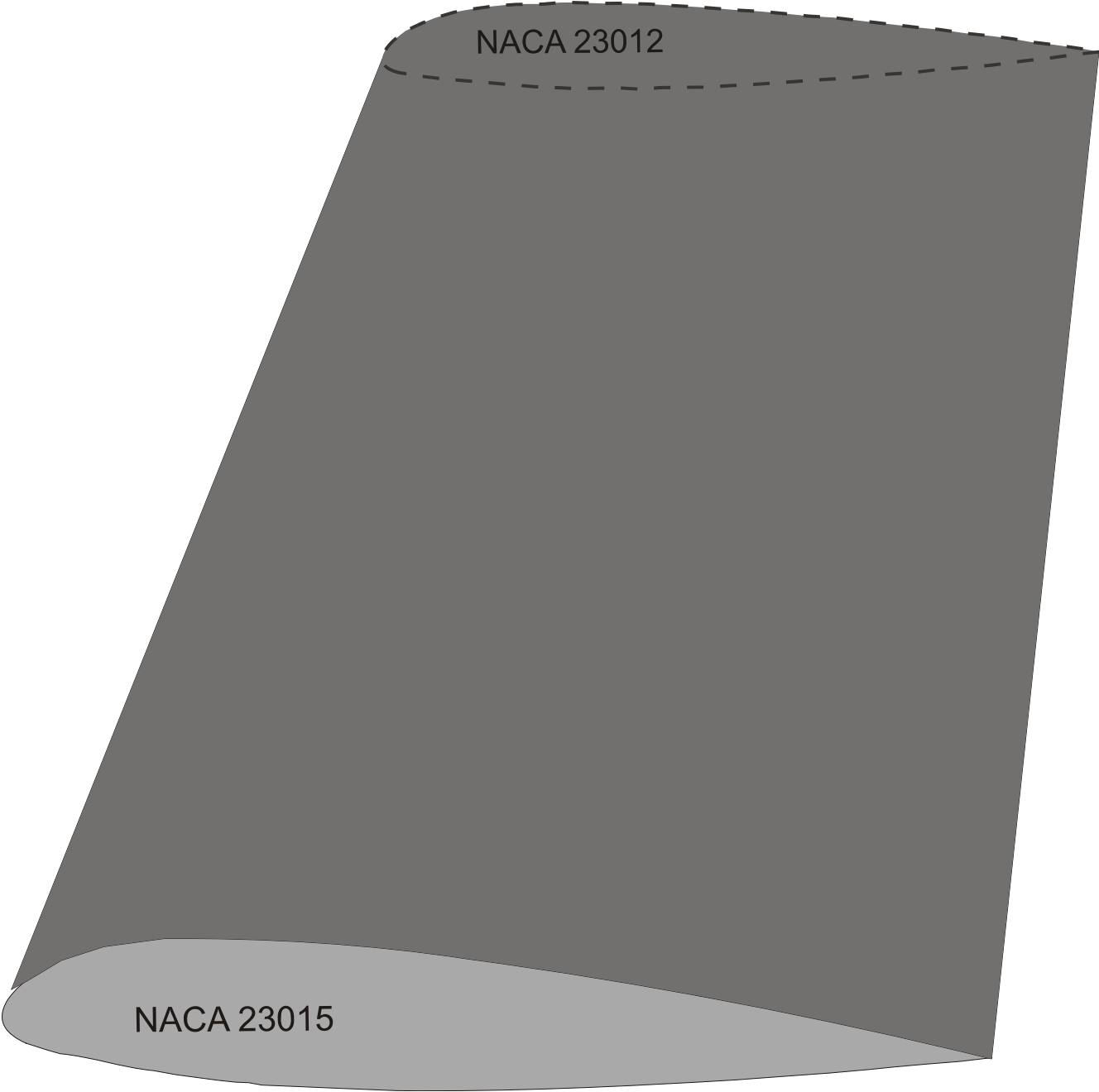
Dai valori adoperati per i velivoli della stessa classe, abbiamo scelto un angolo di diedro pari a:

$$\Gamma_w = 6^\circ$$

4.11 DISEGNO DELL'ALA







4.12 DETERMINAZIONE DEL PESO DELL'ALA

Per determinare il peso dell'ala usiamo la formula di Raymer che è su base statistica:

$$W_{wing} = 0.0036 S_W^{0.758} W_{fw}^{0.0035} \left(\frac{A}{\cos^2 \Lambda} \right)^{0.6} q^{0.006} \lambda^{0.04} \left(\frac{100 \cdot t/c}{\cos \Lambda} \right)^{-0.3} (N_z \cdot W_{dg})^{0.49}$$

$$S_W = 137.06 \text{ ft}^2 = \text{Superficie Alare}$$

$$W_{dg} = W_{TO} = 2305 \text{ lb} = \text{Peso massimo al decollo}$$

$$W_{fw} = 364 \text{ lb} = \text{Peso del carburante in ala}$$

$$AR = 7.3 = \text{Allungamento alare}$$

$$\Lambda = 0^\circ = \text{Angolo di freccia ad un quarto della corda}$$

$$\lambda = 0.656 = \text{Rastremazione}$$

$$t/c = 13.5\% = \text{spessore percentuale medio}$$

$$\rho_{cr} = 0.0018113 \frac{\text{lb} \cdot \text{s}^2}{\text{ft}^4} = \text{densità in crociera}$$

$$V_{cr} = 212.69 \frac{\text{ft}}{\text{s}} = \text{Velocità di crociera}$$

$$q = \frac{1}{2} \rho_{cr} V_{cr}^2 = 40.97 \frac{\text{lb}}{\text{ft}^2} = \text{pressione dinamica}$$

$$n_{lim} = 4.02 = \text{Fattore di carico limite}$$

$$N_z = 6.07 = \text{Fattore di carico estremo}$$

Otteniamo il seguente risultato:

$$W_{wing} = 249.9 \text{ lb} = 113.3 \text{ kg}$$

4.13 DIAGRAMMA DI MANOVRA DI RAFFICA E DI INVILUPPO

4.13.1 Velocità di progetto, fattori di carico e diagramma di manovra

Le velocità di progetto sono necessarie al tracciamento del diagramma di manovra e vengono indicate nel regolamento a cui si riferisce in funzione della categoria del velivolo. Il veicolo scelto appartiene alla categoria *normale*. Le velocità di progetto sono delle velocità equivalenti (EAS). Un parametro importante è il carico alare :

$$\frac{W}{S} = 82 \text{ Kg} / \text{m}^2$$

In funzione del carico alare le normative (FAR 23) prescrivono i valori minimi delle velocità di progetto.

Partiamo con i calcoli :

$$\rho_o = 1.225 \text{ Kg} / \text{m}^3 \quad \text{densità al livello del mare}$$

$$V_S = \sqrt{\frac{2W}{\rho_o S C_{L\max}}} \quad C_{L\max} = 1.58$$

Analogamente per il volo rovescio avremo:

$$C_{L\max_R} = 0.678$$

In ottemperanza dei regolamenti FAR 23 ricaviamo i fattori di carico limite per il volo diritto e per quello rovescio:

$$n_{\lim} = 2.1 + \frac{10886}{W + 4536} = 4.05$$

$$n_{\lim_R} = 0.4 \quad n_{\lim} = -1.62$$

A questo punto è necessario determinare le velocità di progetto di crociera, di picchiata e di manovra :

$$V_C = 27.67 \sqrt{\frac{W}{S}} = 184 \text{ km/h} = 69.9 \text{ m/s}$$

$$V_D = 1.4 V_C = 97.45 \text{ m/s}$$

$$V_A = V_S \sqrt{n_{\text{lim}}} = 57.8 \text{ m/s}$$

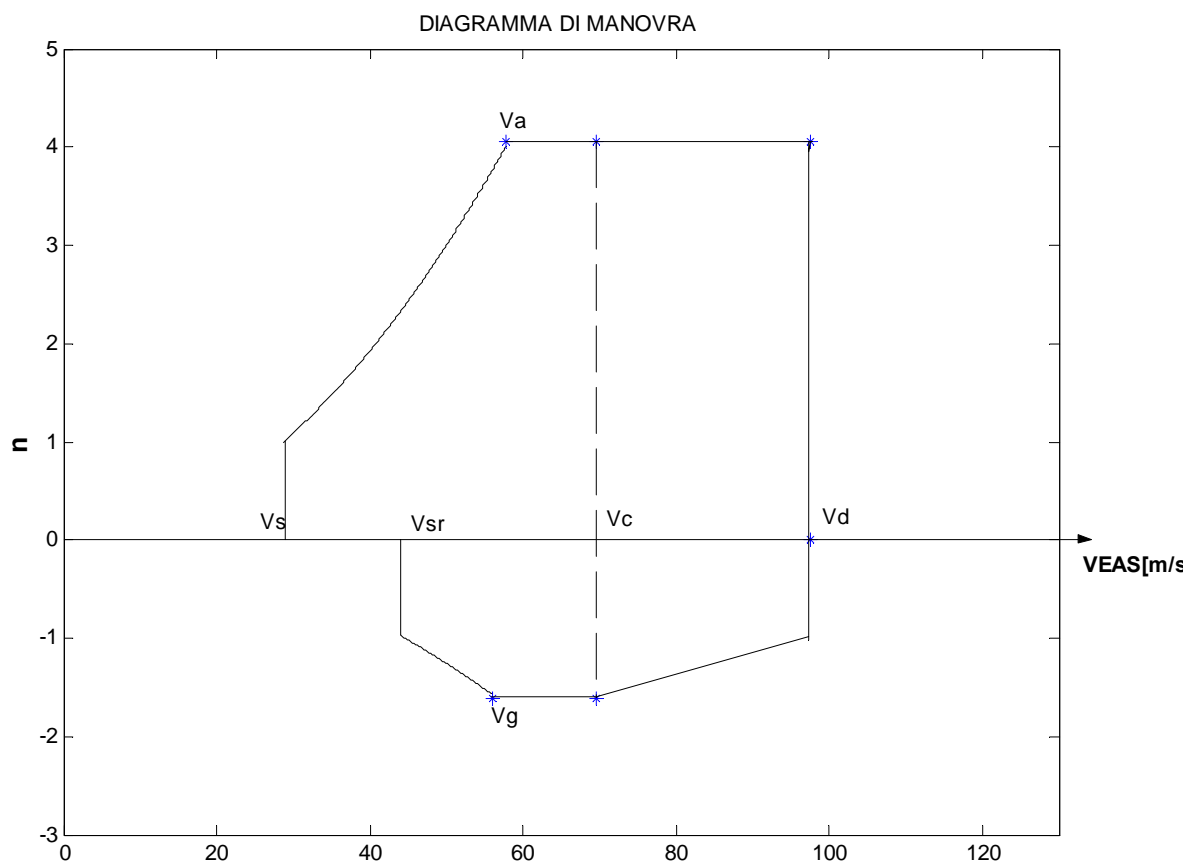
$$V_G = V_{SR} \sqrt{n_{\text{lim}_R}} = 56 \text{ m/s}$$

Ora è possibile tracciare il diagramma di manovra sapendo che a sinistra tale diagramma è limitato da due parabole di equazione :

$$n_{\text{lim}} = \frac{1}{2} \left(\frac{C_{L\text{max}} \rho_o S}{W} \right) V^2$$

$$n_{\text{lim}_R} = \frac{1}{2} \left(\frac{C_{L\text{max}_R} \rho_o S}{W} \right) V^2$$

Il diagramma è il seguente :



4.13.2 Diagramma di raffica e di inviluppo

Il diagramma di Raffica viene determinato per conoscere gli eventuali carichi che si possono verificare su di un velivolo qualora questo risulti investito da un moto d'aria limitato nello spazio ma d'intensità non trascurabile.

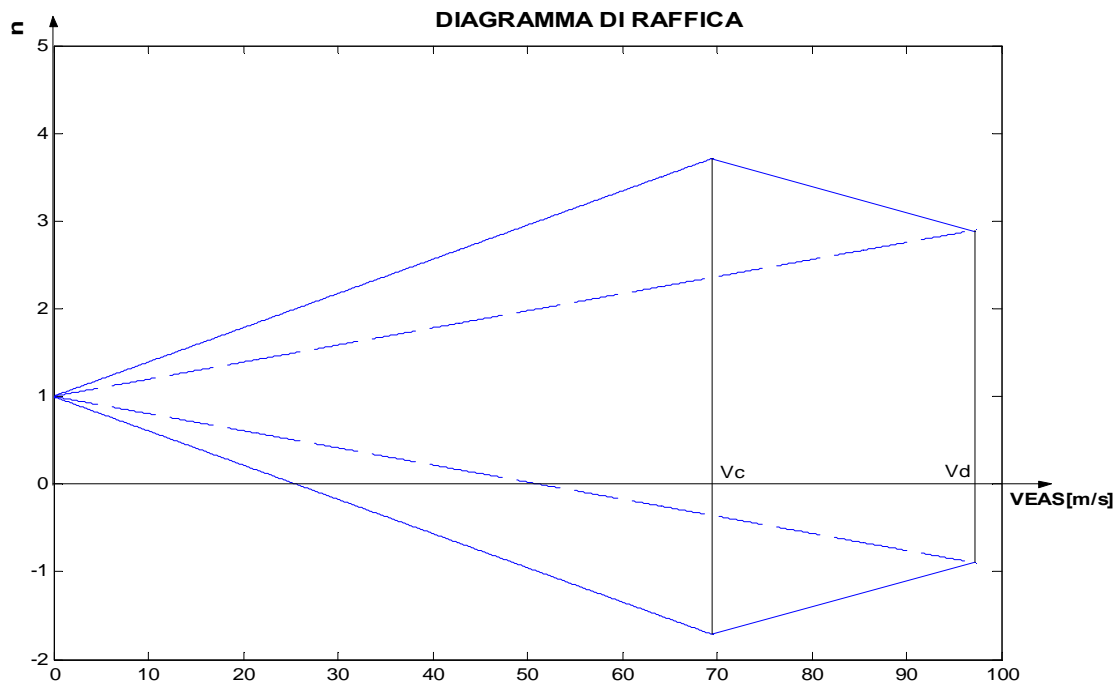
Considereremo il velivolo in volo orizzontale e sottoposto ad una raffica verticale simmetrica. Il fattore di carico imposto dal regolamento FAR è il seguente :

$$n = 1 + \frac{K_g U_{de} C_{la}}{57.6 W / S} V \quad \rho = .098 \text{ Kg sec}^2 / \text{m}^4$$

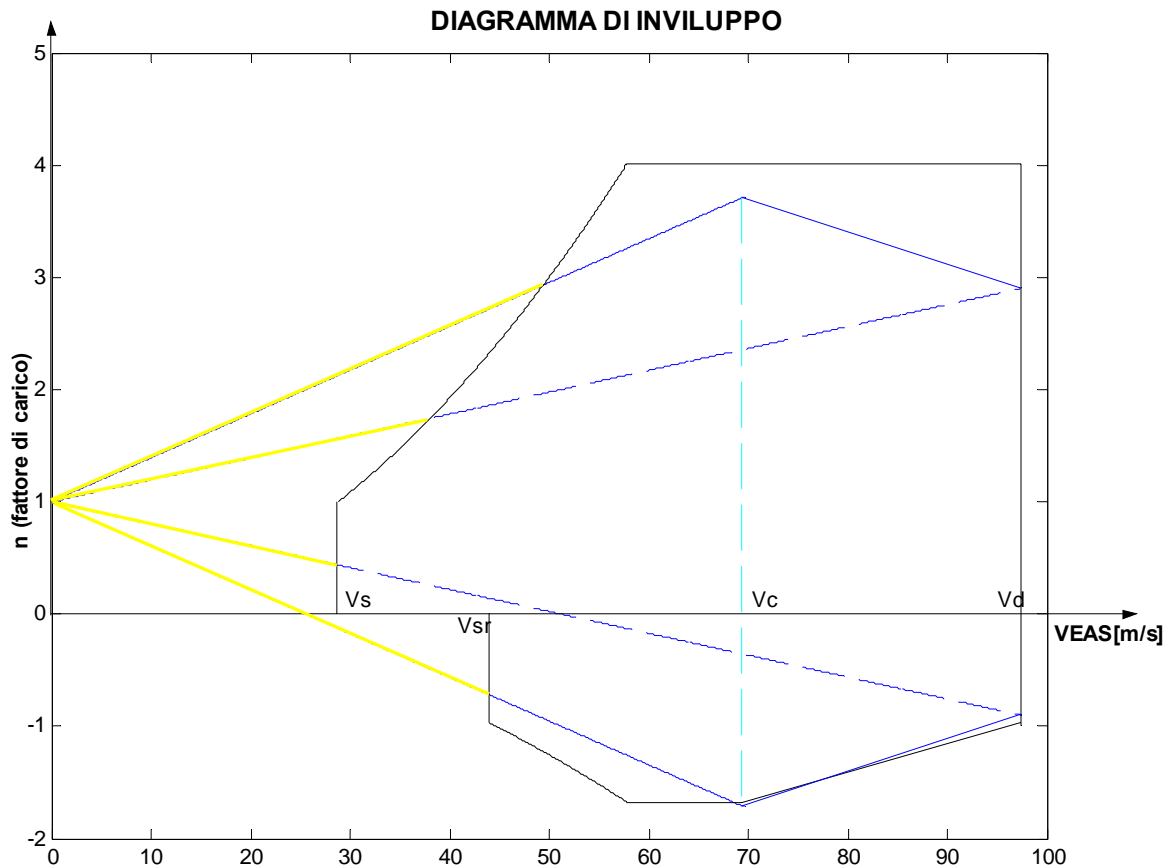
$$\mu_g = \frac{2 \cdot W / S}{\rho g c C_{la}} = 20.87$$

$$K_g = \frac{.88 \mu_g}{5.3 + \mu_g} = 0.7 \Rightarrow \begin{cases} n = 1 \pm .039 \\ n = 1 \pm .02 \end{cases}$$

Dove il primo valore vale fino a V_c e il secondo fino a V_d . A questo punto è possibile tracciare il diagramma di inviluppo (d. di raffica + d. di manovra).



A questo punto è possibile tracciare il diagramma di inviluppo (d. di raffica + d. di manovra).



4.14 DIAGRAMMI DI TAGLIO E DI MOMENTO

Conoscendo l'andamento di $C_l(y)$ (che calcolo col metodo di Anderson a partire dal C_{Lmax} dell'ala finita) è possibile risalire ai carichi aerodinamici agenti sull'ala con la relazione:

$$w_i = C_{li} \cdot q_i \cdot c_i \quad i = 1 \dots 9 \text{ (ho suddiviso la semi-ala in 9 stazioni)}$$

q_i è la pressione dinamica calcolata tenendo conto del valore della V_A nel diagramma di manovra: $q = 1/2 \cdot \rho \cdot V_A^2 = 190.4 \text{ kg/m}^2$

Il carico effettivo agente sull'ala è dato dalla differenza tra il carico aerodinamico e le forze d'inerzia agenti sull'ala:

$$w_{eff} = w(y) - n w_w(y)$$

$$w_w(y) = \frac{P}{b} \rightarrow \text{distribuzione del peso dell'ala lungo } y$$

$$n \rightarrow \text{fattore di carico in } V_A (n=4.05)$$

Ritengo il carico di sicurezza pari a $w_{sic} = 1.5 \cdot w_{eff}$.

Posso calcolarmi la distribuzione del taglio e del momento flettente andando ad integrare le equazioni indefinite dell' equilibrio:

$$\begin{cases} \frac{dT}{dy} = -w_{sic}(y) \\ \frac{dM}{dy} = T(y) \end{cases}$$

Avendo suddiviso la semi-ala in 9 stazioni ottengo questa rappresentazione discreta di T e M :

$$T_i = T_{i+1} + (\Delta T)_{i,i+1} = T_{i+1} + (w_i + w_{i+1}) \cdot \frac{y_{i+1} - y_i}{2}$$

$$M_i = M_{i+1} + (\Delta M)_{i,i+1} = M_{i+1} + (T_i + T_{i+1}) \cdot \frac{y_{i+1} - y_i}{2}$$

Posso costruire la seguente tabella:

| STAZIONE | η | c(y) | w[Kg/m] | ε_y | carico completo | carico effettivo | carico sicurezza | TAGLIO [kg] | MOMENTO [kg*m] |
|--------------------|--------|------|---------|-----------------|--------------------|---------------------|---------------------|----------------|-------------------|
| 1-Radice | 0 | 1,60 | 593,00 | 2,80 | 579,284 | 560,944 | 841,416 | 3166,459 | 6498,998 |
| 2 | 0,2 | 1,60 | 573,75 | 2,21 | 566,035 | 547,695 | 821,542 | 2364,913 | 3832,877 |
| 3 | 0,4 | 1,58 | 531,89 | 1,62 | 531,247 | 512,907 | 769,361 | 1598,097 | 1922,706 |
| 4 | 0,6 | 1,53 | 466,30 | 1,03 | 468,274 | 449,934 | 674,901 | 901,963 | 717,677 |
| 5 | 0,8 | 1,46 | 364,05 | 0,44 | 365,310 | 346,970 | 520,455 | 325,802 | 125,894 |
| 6 | 0,9 | 1,37 | 266,66 | 0,14 | 267,039 | 248,699 | 373,049 | 110,467 | 20,753 |
| 7 | 0,95 | 1,27 | 188,68 | -0,01 | 188,664 | 170,324 | 255,486 | 34,729 | 3,257 |
| 8 | 0,975 | 1,16 | 125,43 | -0,08 | 125,314 | 106,974 | 160,461 | 9,668 | 0,582 |
| 9-Estremità | 1 | 1,05 | 0,00 | -0,2 | 0,000 | 0,000 | 0,000 | 0,000 | 0,000 |

