

PROGETTO ALA

Per il progetto dell'ala bisogna per prima cosa specificare in base al punto di progetto precedentemente ricavato i parametri geometrici e le varie caratteristiche .

Scelta dell'ala : Ala a sbalzo

Posizionamento rispetto alla fusoliera: Ala bassa

Rapporto di rastremazione : $\lambda = 0.495$

Superficie alare : 27 m^2

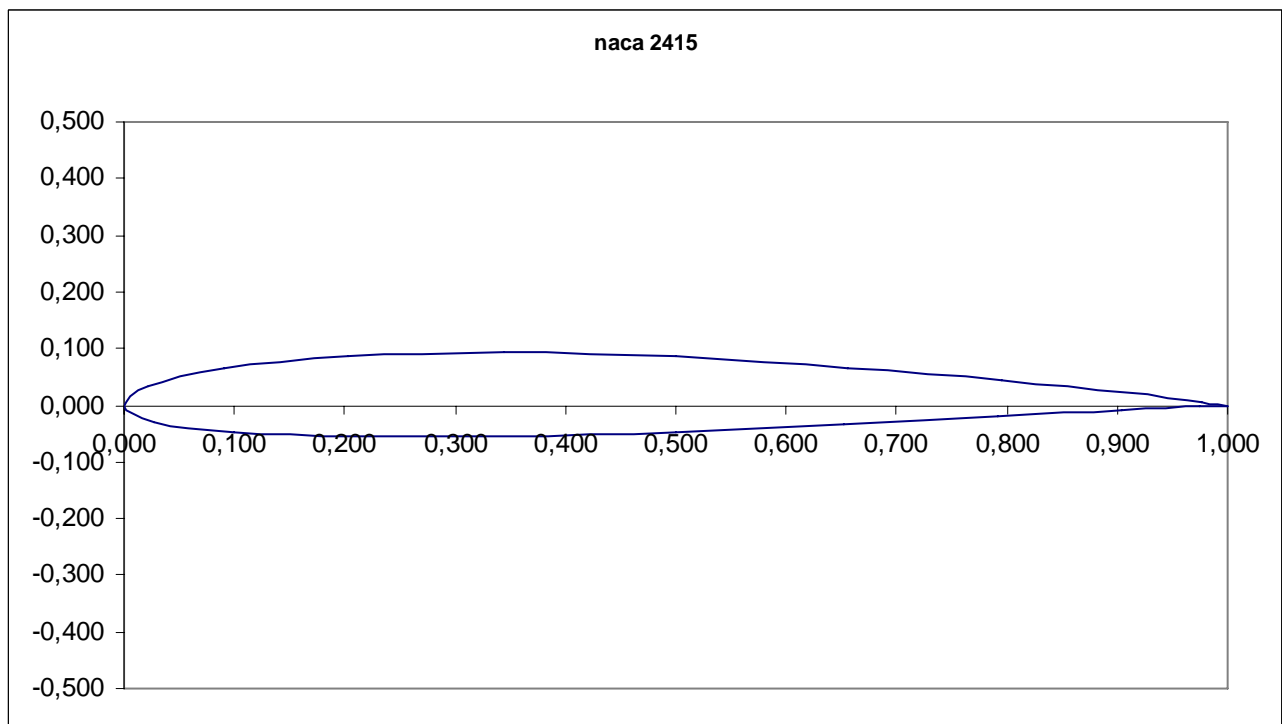
Apertura alare : 14.7m

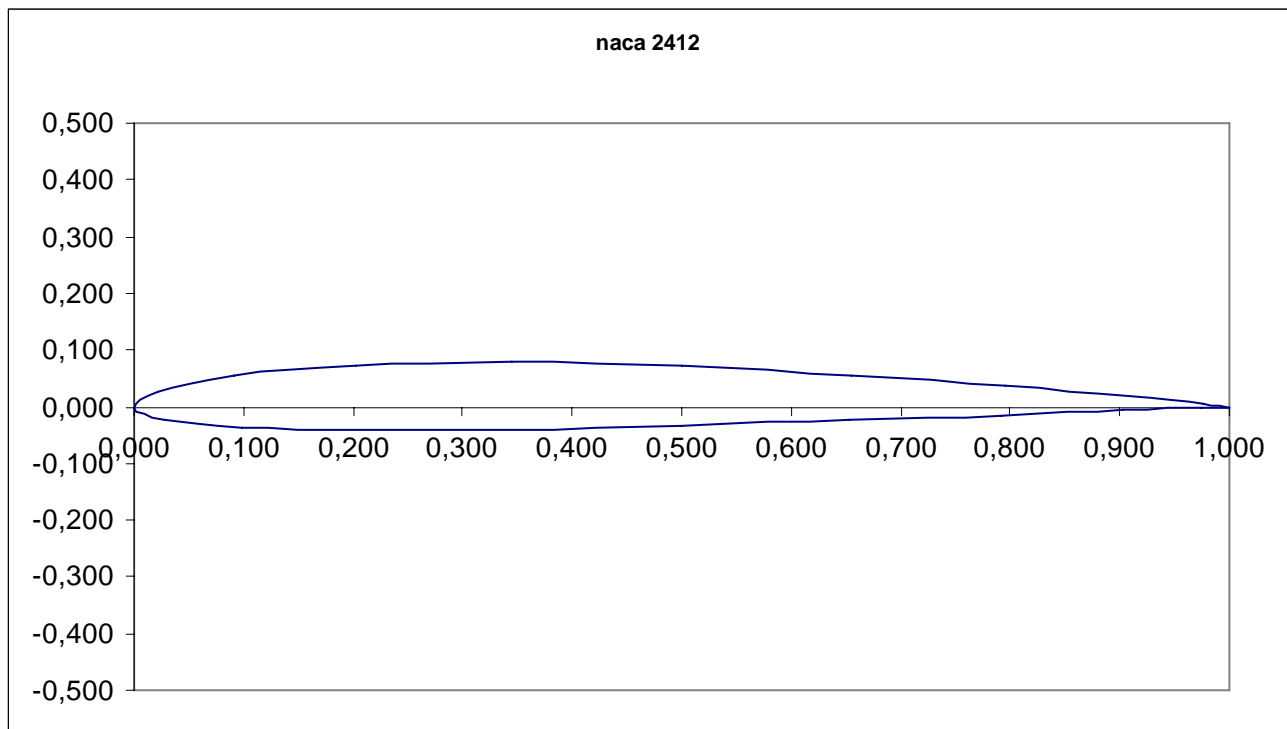
Allungamento alare : 8

Corda radice : 2.44m Corda estremità : 1.21m

Svergolamento : nessuno

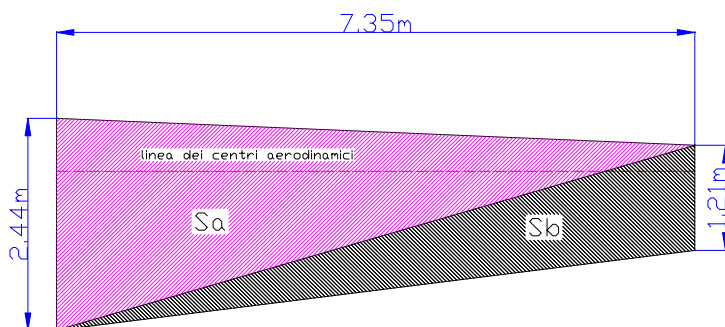
Scelta del profilo : Naca 2415 (Radice) - Naca 2412 (Estremità)





Calcolo del profilo medio

Geometria ala

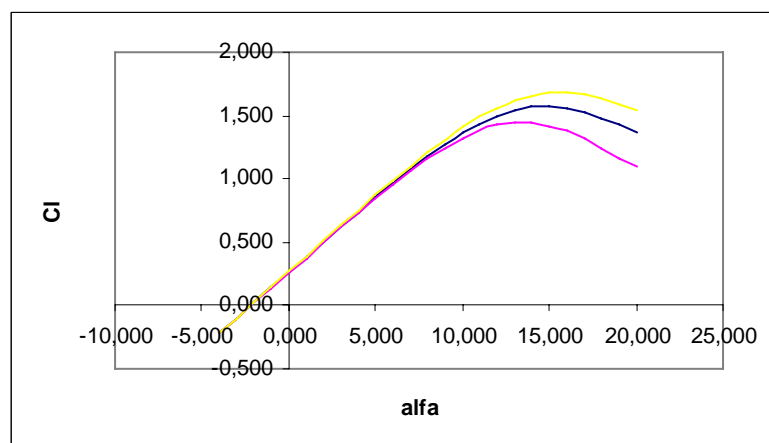


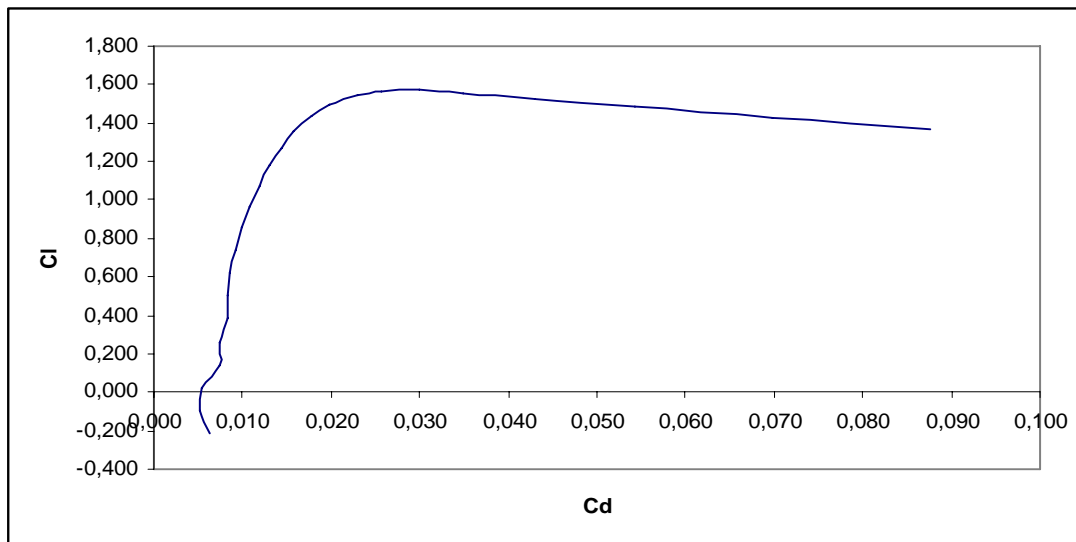
Si calcolano C_l e C_d del profilo medio mediante le formule :

$$C_l = C_{lA} K_A + C_{lB} K_B, \quad \text{con} \quad K_A = \frac{2S_A}{S}$$

$$C_d = C_{dA} K_A + C_{dB} K_B, \quad K_B = \frac{2S_B}{S}$$

e $C_{lA}, C_{lB}, C_{dA}, C_{dB}$,relativi ai due profili scelti sono tabellati su Abbott .
Si ottengono le polari del profilo medio .





CARATTERISTICHE DELL'ALA

Per determinare adesso la polare dell'ala con tutte le caratteristiche che ne derivano , facciamo uso dell'esecutivo fortran codice Wing.exe che, in base al metodo di Multhopp dando in ingresso i parametri geometrici dell'ala e l'angolo d'attacco , determina il coefficiente di portanza e resistenza,l'angolo di portanza nulla, il coefficiente di momento ed il carico.

Poiché questo metodo è valido solo in campo lineare, analizzeremo i risultati nell'intervallo di incidenza $[-4^{\circ} - 12^{\circ}]$, pari al tratto lineare del curva di portanza del profilo medio. Di seguito si approssima il tratto non lineare con una curva ricavata per via numerica tenendo conto dei dati

sperimentali : $K = \frac{Cl_{max_w}}{Cl_{max_{pm}}} = 0,9$, $\Delta\alpha_{max} = 2,1^{\circ}$

Si ottiene cosi la seguente tabella :

Risultati ala di Multhopp						Clalfa	Alfa0lift	Xcaw	CMac
						0,09	-2,15	0,24	-0,0466
alfa	CL	CDi	CDo	e	E	CDtot	CL	lineare	CL lineare
-4,000	-0,166	0,0011	0,006	0,987	-150	0,007	-0,166	0,18	-0,166
-2,000	0,0140	0,0008	0,005	0,960		0,005	0,014	0,180	0,014
0,000	0,1950	0,00151	0,007			0,009	0,195	0,181	0,195
2,000	0,376	0,0056	0,008			0,014	0,376	0,181	0,376
4,000	0,556	0,0123	0,009			0,022	0,556	0,180	0,556
6,000	0,737	0,0217	0,011			0,033	0,737	0,181	0,737
8,000	0,918	0,0336	0,013			0,047	0,918	0,181	0,918
10,000	1,100	0,0482	0,016			0,064	1,100	0,182	1,100
12,000	1,280	0,065	0,020			0,085	1,280	0,180	1,280
14,000	1,382	0,085	0,026	0,989	17,13	0,111	1,382	0,18	1,460
16,000	1,411	0,107	0,035			0,142	1,411	0,18	1,640
17,000	1,385	0,107	0,037			0,144	1,385	0,18	1,650
						Clmax	alfamax		
K=Clmax/Clmaxpm									
						1,41	16,100		

Di seguito riportiamo la curva di portanza e la polare dell'ala:

