

CENTRAGGIO DEL VELIVOLO PARZIALE

Prima di effettuare il calcolo dei margini di stabilità e dei dimensionamenti dei piani di coda bisogna determinare il centro aerodinamico ed il coefficiente di momento del velivolo parziale.

Si parte dal centro aerodinamico dell'ala e si calcola successivamente, mediante una discretizzazione della fusoliera in vari tronconi, il C_{m0f} ed il $C_{m\alpha f}$. Da questi poi si valuta l'incremento che subisce il centro aerodinamico dell'ala e quindi il relativo centro parziale.

Per ottenere questo risultato è necessario effettuare i seguenti passi :

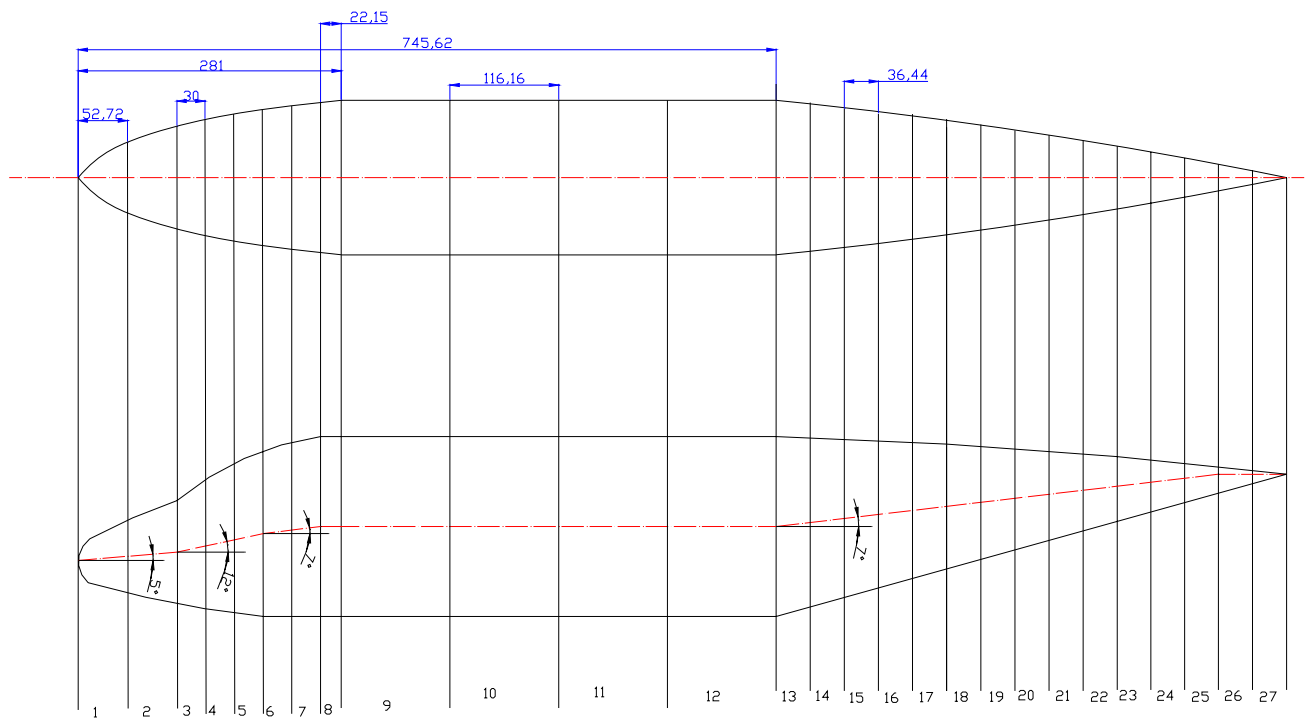
- 1) Dati dell'ala
- 2) Configurazione della fusoliera e relativa discretizzazione
- 3) Posizionamento dell'ala e del piano di coda rispetto alla fusoliera
- 4) Posizionamento del piano di coda rispetto all'ala (questo per il calcolo del downwash)

DATI DELL'ALA

Apertura alare	$b = 14.7m$
Superficie alare	$S = 27m^2$
Allungamento alare	$AR = 8$
Centro aerodinamico (%corda)	$X_{CAW} = 0.24$
Rapporto di rastremazione	$\lambda = 0.5$
Pendenza retta di portanza	$C_{L\alpha} = 0.09$
Coefficiente di momento	$C_{mCAW} = -0,0446$
Angolo di calettamento	$i_{tw} = 0^\circ$
Angolo di portanza nulla	$\alpha_{0lift} = -2.15^\circ$
Corda media aerodinamica CMA	$c_a = 1.83m$

Determinazione del C_{m0} di fusoliera

Per calcolare la parte costante del coefficiente di momento riportiamo la geometria della fusoliera suddivisa in 25 tronconi ciascuna di ampiezza variabile a seconda della zona in cui ci si trova . (es: nella parte anteriore la suddivisione è più fitta. La lunghezza della fusoliera vale come già sappiamo $l_F = 12.6m$ e il diametro equivalente della sezione maestra $d_F = 1.72m$.



Il C_{m0} di fusoliera è dato dalla somma :
$$C_{m0f} = \frac{k_2 - k_1}{36.5SCMA} \sum_{n=1}^{22} (w_n)_F^2 \left[\alpha_{0ala} + (i_{CLa})_F \right] \Delta x_n$$

In cui $k_2 - k_1 = 0.86$ per una snellezza della fusoliera pari a $\frac{l_F}{d_F} = 7.32$.

Δx_n è la lunghezza dell' n-esimo tratto e w_n la larghezza massima di fusoliera in mezzeria dell' n-esimo tratto . i_{CLa} è la pendenza della linea media di fusoliera rispetto al riferimento (asse del tratto rettilineo centrale) , ed infine α_{0ala} è l'incidenza di portanza nulla dell'ala rispetto al riferimento e vale -2.15° essendo l'ala calettata a 0° .

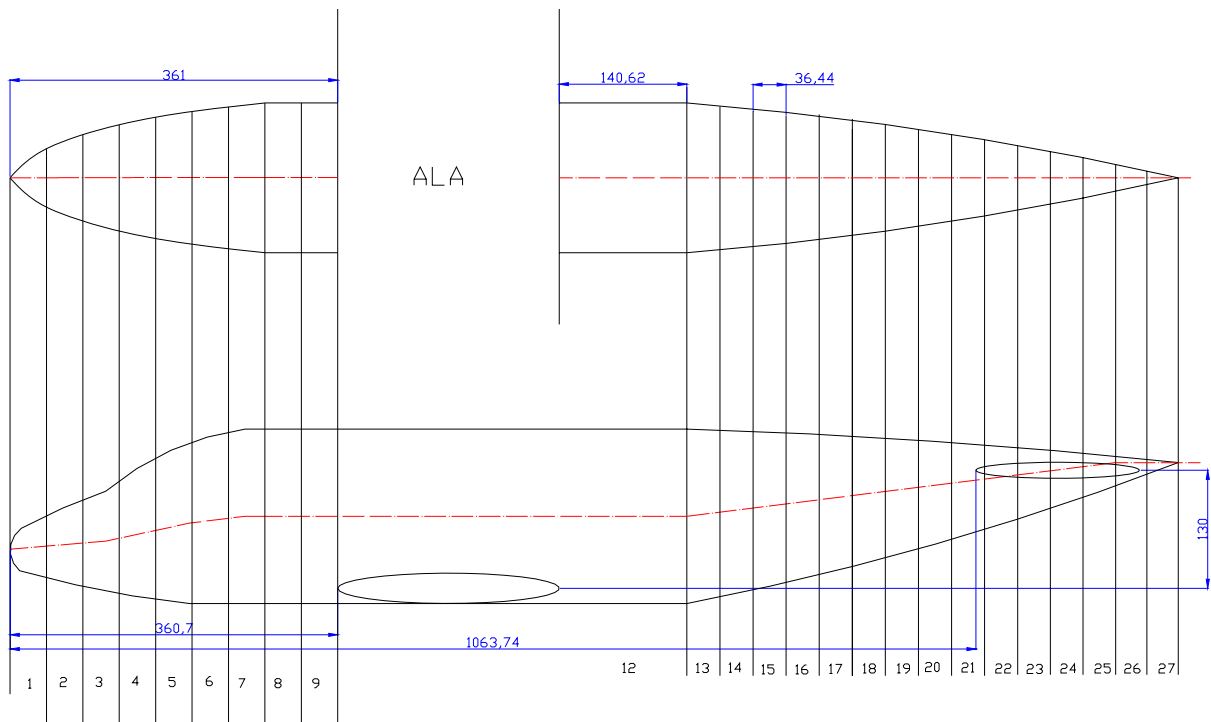
Riportiamo la tabella che calcola il valore della sommatoria e quindi il coefficiente cercato:

Stazione	delta x	w	w ²	i cl	ao + i cl	w ² * (ao + i cl)*DX
1	0,41	0,51	0,2601	-5	-7,15	-0,76248315
2	0,41	0,94	0,8836	-5	-7,15	-2,5902734
3	0,41	1,16	1,3456	-12	-14,15	-7,8064984
4	0,41	1,3	1,69	-12	-14,15	-9,804535
5	0,41	1,41	1,9881	-12	-14,15	-11,5339622
6	0,41	1,49	2,2201	-7	-9,15	-8,32870515
7	0,41	1,56	2,4336	-7	-9,15	-9,1296504
8	0,41	1,61	2,5921	0	-2,15	-2,28493615
9	0,41	1,65	2,7225	0	-2,15	-2,39988375
10	1,4	1,65	2,7225	0	-2,15	-8,194725
11	1,4	1,65	2,7225	0	-2,15	-8,194725
12	1,4	1,65	2,7225	0	-2,15	-8,194725
13	0,36	1,61	2,5921	-7	-9,15	-8,5383774
14	0,36	1,54	2,3716	-7	-9,15	-7,8120504
15	0,36	1,48	2,1904	-7	-9,15	-7,2151776
16	0,36	1,4	1,96	-7	-9,15	-6,45624
17	0,36	1,31	1,7161	-7	-9,15	-5,6528334
18	0,36	1,21	1,4641	-7	-9,15	-4,8227454
19	0,36	1,11	1,2321	-7	-9,15	-4,0585374
20	0,36	1,01	1,0201	-7,00	-9,15	-3,3602094
21	0,36	0,9	0,81	-7,00	-9,15	-2,66814
22	0,36	0,75	0,5625	-7,00	-9,15	-1,852875
23	0,36	0,64	0,4096	-7,00	-9,15	-1,3492224
24	0,36	0,52	0,2704	-7,00	-9,15	-0,8906976
25	0,36	0,37	0,1369	-7,00	-9,15	-0,4509486
26	0,36	0,21	0,0441	0,00	-2,15	-0,0341334
27	0,36	0,08	0,0064	0,00	-2,15	-0,0049536

Risultato integrale -134,39

$$C_{m0F} = -0.064$$

Determinazione del $C_{m\alpha F}$ di fusoliera



$$C_{m\alpha f} = \frac{1}{36.5SCMA} \left\{ \int_0^{l_{F1}} w_F^2 \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] dx_1 + \int_0^{l_{F2}} w_F^2 \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] dx_2 \right\}$$

$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 = \left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_m \frac{C_{L\alpha w}}{0.0785}$ upwash del tratto anteriore di fusoliera, ed $\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_m$ è il valore medio valutato dai grafici per ogni tratto di fusoliera.

$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 = \left[\frac{x_2}{l_{F2}} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) - 1 \right]$ upwash del tratto posteriore di fusoliera, con $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ che rappresenta il downwash che si ottiene da programma in codice fortran down.exe andando ad inserire come dati di input le caratteristiche geometriche dell'ala, e la sua retta di portanza, nonché la posizione del piano di coda rispetto all'ala.

Inoltre $l_{F1} = 3.61m$ distanza del bordo d'attacco dell'ala dalla punta della fusoliera

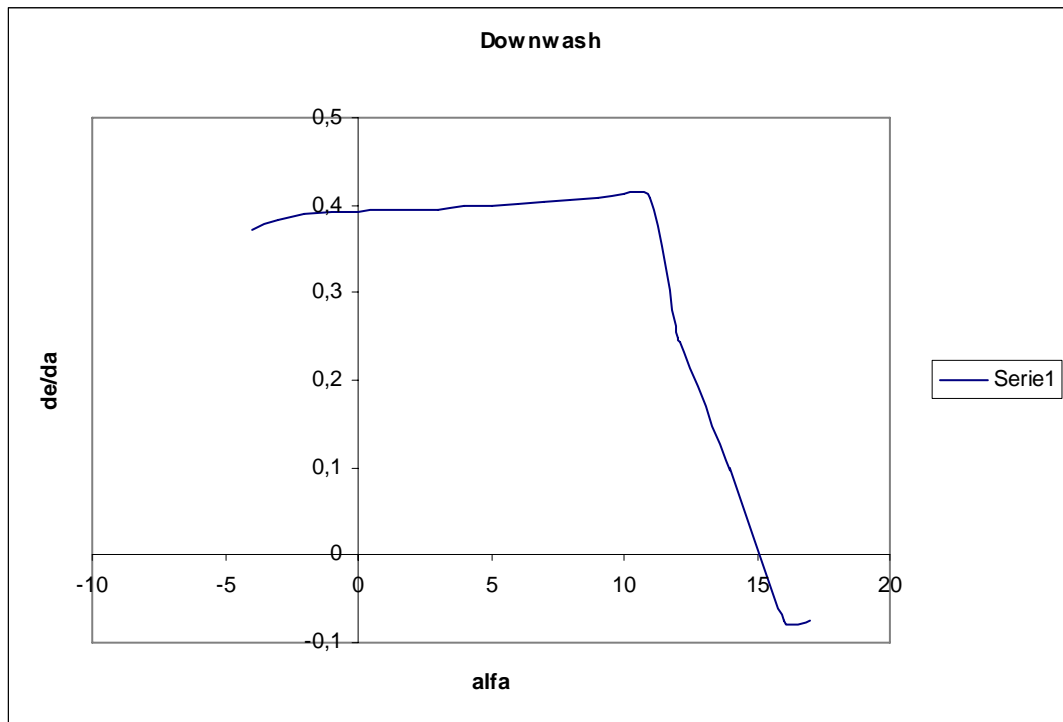
$l_{F2} = 10.63m$ distanza del bordo d'attacco del piano di coda dalla punta della fusoliera

Calcolo del Downwash

Consideriamo il piano di coda alto rispetto all'ala ad una distanza pari a 1.30m

Inserendo i dati di input nel codice fortran si sono ottenuti i seguenti risultati per il $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$

alfa	alfaw	de/da
-4,0000	-4,0000	0,3707
-3,0000	-3,0000	0,3837
-2,0000	-2,0000	0,3910
-1,0000	-1,0000	0,3921
0,0000	0,0000	0,3932
1,0000	1,0000	0,3945
2,0000	2,0000	0,3936
3,0000	3,0000	0,3950
4,0000	4,0000	0,3985
5,0000	5,0000	0,4000
6,0000	6,0000	0,4015
7,0000	7,0000	0,4032
8,0000	8,0000	0,4070
9,0000	9,0000	0,4088
10,0000	10,0000	0,4064
11,0000	11,0000	0,4084
12,0000	12,0000	0,2470
13,0000	13,0000	0,2490
14,0000	14,0000	0,0970
15,0000	15,0000	0,0981
16,0000	16,0000	-0,0740
17,0000	17,0000	-0,0740



Il valore critico di downwash risulta essere pari a $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 0.40$ corrispondente ad un incidenza di 12°

Tronco anteriore.

Tronco anteriore.				upwash					
stazione	X1	X1 / Croot	DX	w	w^2	(deu / da)	deu/da + 1	w^2* (deu/da+1)*DX	integrale
1	3,41	1,40	0,41	0,4	0,16	0,04	1,05	0,17	0,174529
2	3,00	1,23	0,41	0,8	0,64	0,06	1,07	0,68	0,39169
3	2,59	1,06	0,41	1,06	1,1236	0,08	1,09	1,23	0,614236
4	2,20	0,90	0,41	1,26	1,5876	0,1	1,11	1,77	0,856704
5	1,80	0,74	0,41	1,4	1,96	0,2	1,23	2,41	1,122122
6	1,41	0,58	0,41	1,51	2,2801	0,3	1,34	3,06	1,393662
7	1,00	0,41	0,41	1,6	2,56	0,4	1,46	3,73	1,70751
8	0,60	0,25	0,41	1,65	2,7225	0,6	1,69	4,60	3,099835
9	0,20	0,08	0,41	1,65	2,7225	2,5	3,87	10,53	
								28,18	9,360288
								11,55239	

Tronco posteriore.

[illegible]

Dalla somma dei due integrali moltiplicati successivamente per $\frac{1}{36.5SCMA}$ si ottiene

$$\boxed{C_{m\alpha F} = 0.006}$$

A questo punto per trovare il centro aerodinamico del velivolo parziale bisogna imporre la condizione :

$$\frac{\partial C_{mCAVP}}{\partial \alpha} = 0$$

$$\text{con } C_{mCAVP} = C_{mCAW} + C_{L\alpha}(X_{CAVP} - X_{CAW}) + C_{m0F} + C_{m\alpha F}\alpha$$

$$\frac{\partial C_{mCAVP}}{\partial \alpha} = C_{L\alpha}(X_{CAVP} - X_{CAW}) + C_{m\alpha F} = 0 \quad \rightarrow \quad (X_{CAVP} - X_{CAW}) = -\frac{C_{m\alpha F}}{C_{L\alpha}} = -\frac{0.006}{0.09} = -0.066$$

$$\text{da cui ricaviamo } X_{CAVP} = X_{CAW} - \frac{C_{m\alpha F}}{C_{L\alpha}} = 0.24 - 0.066 = 0.174$$

CENTRO AERODINAMICO DEL VELIVOLO PARZIALE

$$\boxed{X_{CAVP} = 0.174}$$

17.4 % CMA

come si può constatare l'effetto della fusoliera è instabilizzante , il centro aerodinamico è avanzato dal 24% al 17.4 % della CMA

COEFFICIENTE DI MOMENTO DEL VELIVOLO PARZIALE

$$C_{mCAVP} = C_{mCAW} + C_{m0} = -0.0466 - 0.064 = -0.111$$

$$\boxed{C_{mCAVP} = -0.111}$$

