

10 STABILITA' LONGITUDINALE

10.1 COEFFICIENTE DI MOMENTO DEL PROFILO MEDIO

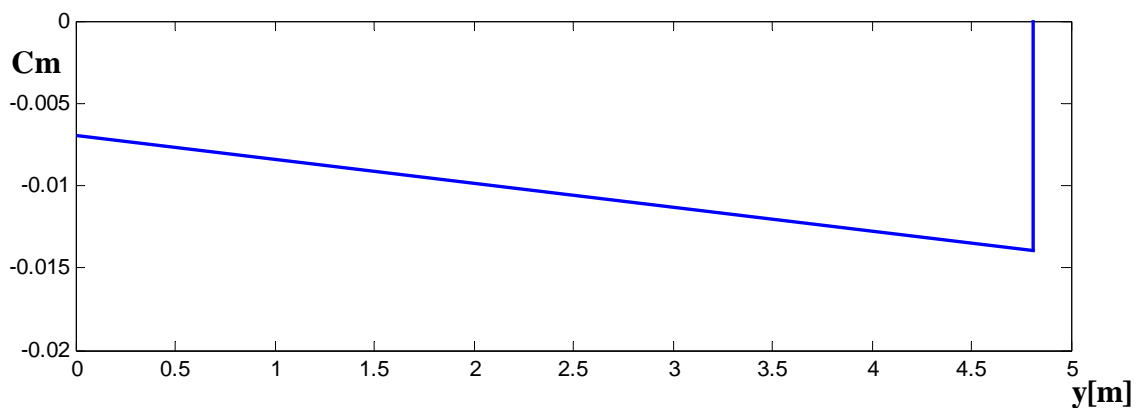
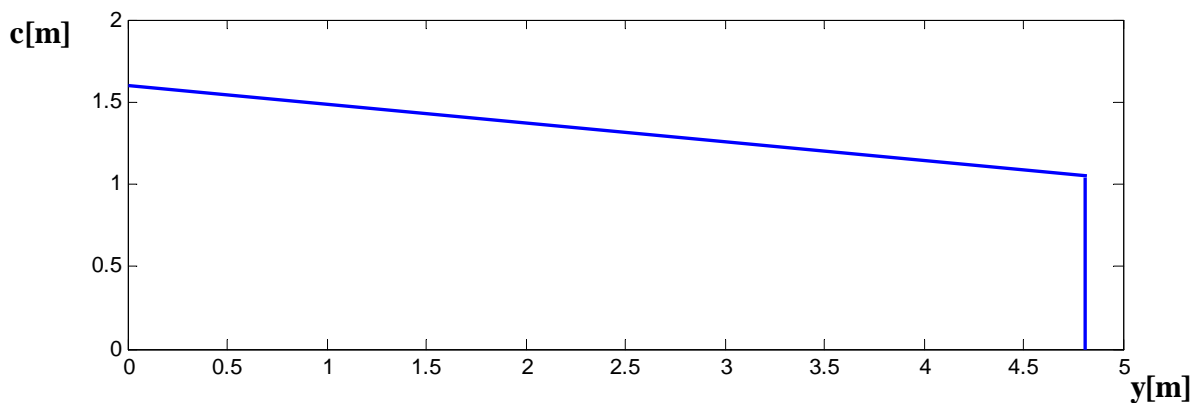
L'ala è definita da due profili: quello di radice(NACA23015) e quello di estremità (NACA 23012), i cui rispettivi coefficienti di momento sono :

$$C_{mo-r} = -0.007 \quad C_{mo-t} = -0.014$$

Il coefficiente di momento del profilo medio è dato da:

$$C_{m_{profmed}} = \frac{\int_0^{b/2} C_m(y) c^2(y) dy}{CMA \cdot S/2}$$

$$\text{Dove: } b/2 = 4.82m \quad S = 12.74m^2 \quad CMA = \frac{\int_0^{b/2} c^2(y) dy}{S/2}$$



$$CMA = 1.386m$$

$$\text{Da cui otteniamo : } C_{m_{profmed}} = -0.0091$$

10.2 COEFFICIENTE DI MOMENTO DELL'ALA

Tale coefficiente lo si determina dalla relazione:

$$C_{m-ala} = EC_{m_{profmed}} - G\varepsilon(C_{L\alpha})_{profmed} \left(\frac{b}{p} \right) \lambda \tan \beta$$

$$\lambda = 0.65$$

$$E = 1.05$$

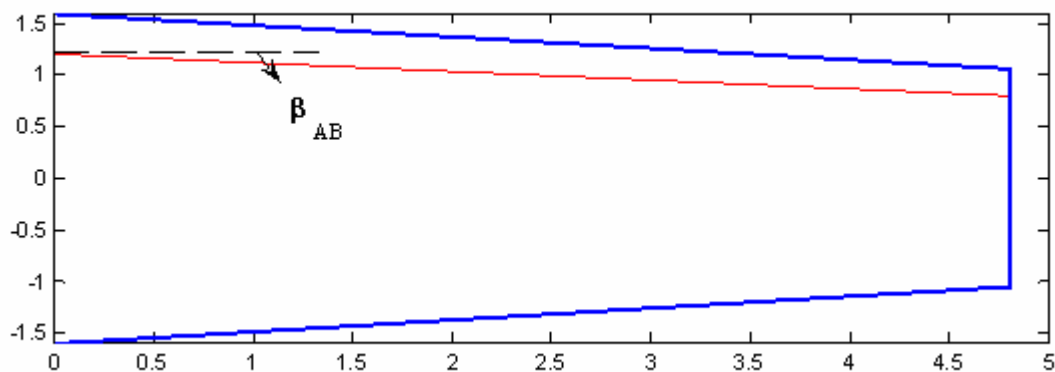
$$AR = 7.3$$

$$G = 0.022$$

$$\varepsilon = -0.4^\circ$$

$$p = 12.3m$$

Dove ε è lo svergolamento aerodinamico equivalente, p è il semiperimetro alare e i parametri E e G sono ricavabili da grafici. Infine : $\tan \beta = \frac{\tan \beta_{AB} \cdot S_T}{S/2}$, essendo S_T la superficie della zona trapezia dell'ala, che nel nostro caso coincide con tutta la superficie alare, e β_{AB} è l'angolo formato dalla congiungente i centri aerodinamici dei profili alla radice e all'estremità con la normale alla corda alla radice staccata nel centro aerodinamico del rispettivo profilo:



$$\tan \beta = 2 \tan \beta_{AB} = 0.057$$

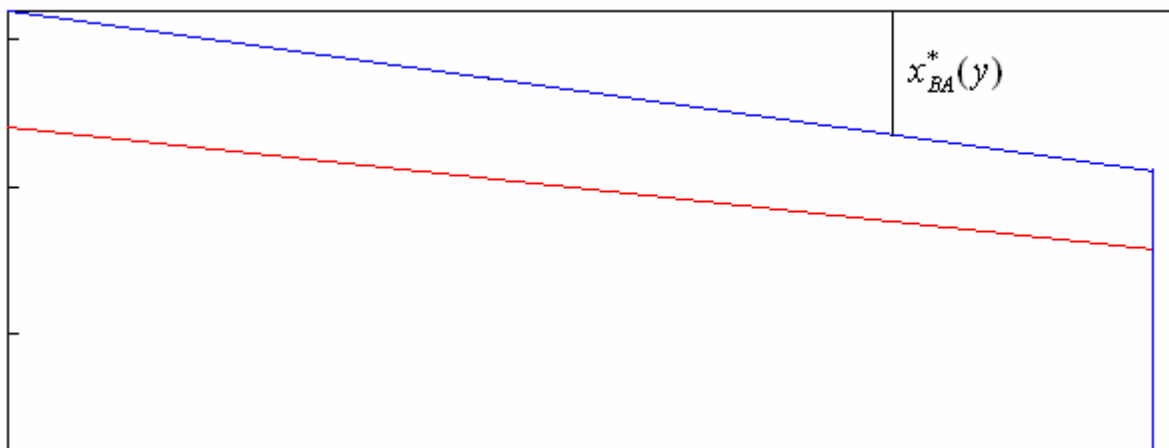
Ricordando che $(C_{L\alpha})_{profmed} = 0.077$ avremo:

$$C_{m-ala} = 0.00954$$

10.3 POSIZIONAMENTO DELLA CORDA MEDIA AERODINAMICA

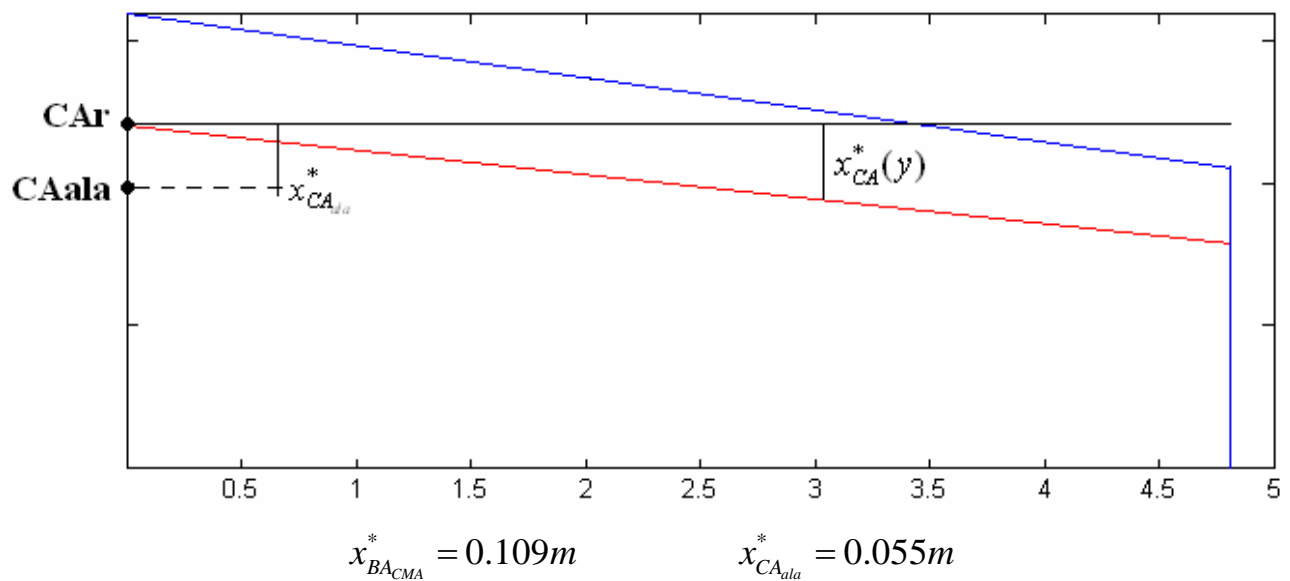
Il posizionamento della corda media aerodinamica dal bordo d'attacco dell'ala è dato da:

$$x_{BA_{CMA}}^* = \frac{\int_0^{b/2} x_{BA}^*(y) c(y) dy}{S/2}$$



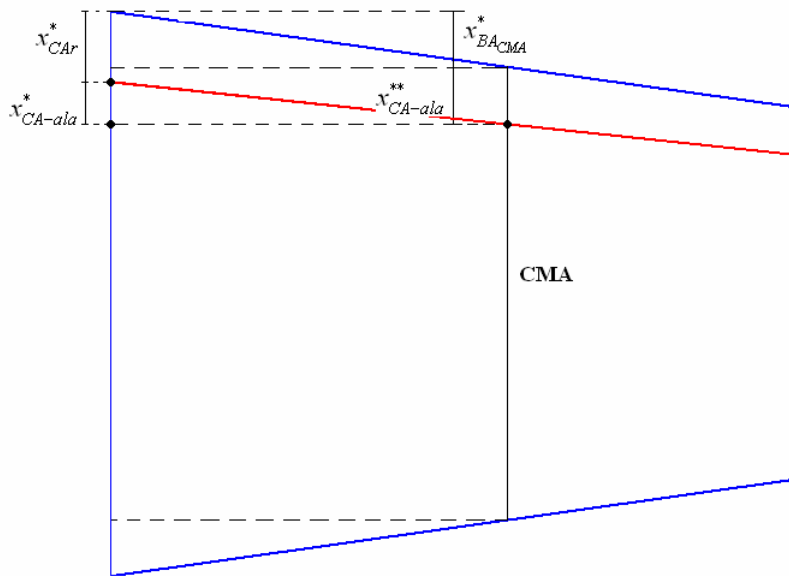
La distanza del centro aerodinamico dell'ala dal centro aerodinamico del profilo in mezzzeria è dato dall'integrale:

$$x_{CA_{ala}}^* = \frac{\int_0^{b/2} x_{CA}^*(y) c(y) dy}{S/2}$$



La frazione di CMA in cui è posto il centro aerodinamico dell'ala è data da:

$$X_{CA-ala} = \frac{x_{CA-ala}^{**}}{CMA} = \frac{x_{CAr}^* + x_{CA-ala}^* - x_{BA_{CMA}}^*}{CMA}$$



$$x_{CA-ala}^{**} = 0.346m$$

$$X_{CA-ala} = 0.249$$

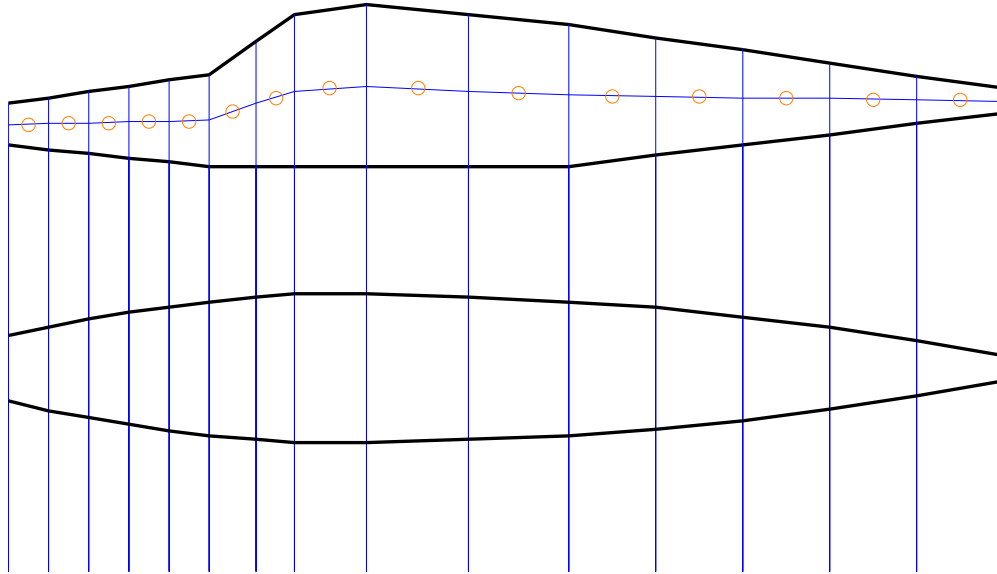
10.4 COEFFICIENTE DI MOMENTO DEL VELIVOLO PARZIALE

Per velivolo parziale s'intende l'integrazione dell'ala e della fusoliera e ciò comporta una correzione del momento di beccheggio:

$$\Delta C_m = C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha$$

10.4.1 C_{m0} DELLA FUSOLIERA

Si suddivide la fusoliera in n sezioni di lunghezza Δx_n , di ampiezza w_n .



Il C_{mo} della fusoliera è dato dalla sommatoria:

$$C_{mo} = \frac{k_2 - k_1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \sum_n w_n^2 [\alpha_{oALA} + (i_{CL\alpha})_F] \Delta x_n$$

Il valore di $k_2 - k_1$ dipende dalla snellezza della fusoliera: $\lambda_F = \frac{l_F}{d_F} = 6$ che implica

$$k_2 - k_1 = 0.86.$$

Sapendo che l'angolo di portanza nulla dell'ala è $\alpha_{ZL} = 0.14^\circ$ e che l'angolo di svergolamento geometrico è $\varepsilon = 2.8^\circ$, avremo un $\alpha_{0-ALA} = 2.94^\circ$.

Si costruisce quindi la seguente tabella:

n	Δx [ft]	w [ft]	w ² [ft ²]	lcl [deg]	$\alpha + lcl$	w ² *($\alpha + lcl$)* Δx
1	1	1,850	3,423	-1,146	-4,086	-13,984
2	1	2,250	5,063	-1,146	-4,086	-20,685
3	1	2,610	6,812	-1,146	-4,086	-27,834
4	1	2,920	8,526	-1,146	-4,086	-34,839
5	1	3,180	10,112	-1,146	-4,086	-41,319
6	1,16	3,420	11,696	-19,488	-22,428	-304,299
7	0,92	3,615	13,068	-19,484	-22,424	-269,599
8	1,776	3,682	13,557	-3,99	-6,930	-166,857
9	2,554	3,600	12,960	2,735	-0,205	-6,785
10	2,47	3,410	11,628	2,735	-0,205	-5,888
11	2,144	3,160	9,986	0,722	-2,218	-47,485
12	2,144	2,797	7,823	0,722	-2,218	-37,202
13	2,144	2,297	5,276	0,722	-2,218	-25,090
14	2,144	1,690	2,856	0,722	-2,218	-13,582
15	2,144	0,990	0,980	0,722	-2,218	-4,661
					Σ	-1015,450

Da cui otteniamo il seguente valore:

$$C_{mo} = -0.0383$$

10.4.2 $C_{m\alpha}$ DELLA FUSOLIERA

Il coefficiente di momento varia linearmente con l'incidenza della fusoliera, misurata rispetto alla body reference line. La pendenza della retta è data da:

$$C_{m\alpha} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \left\{ \int_0^{l_1} w_n^2 \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] dx_1 + \int_0^{l_2} w_n^2 \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] dx_2 \right\}$$

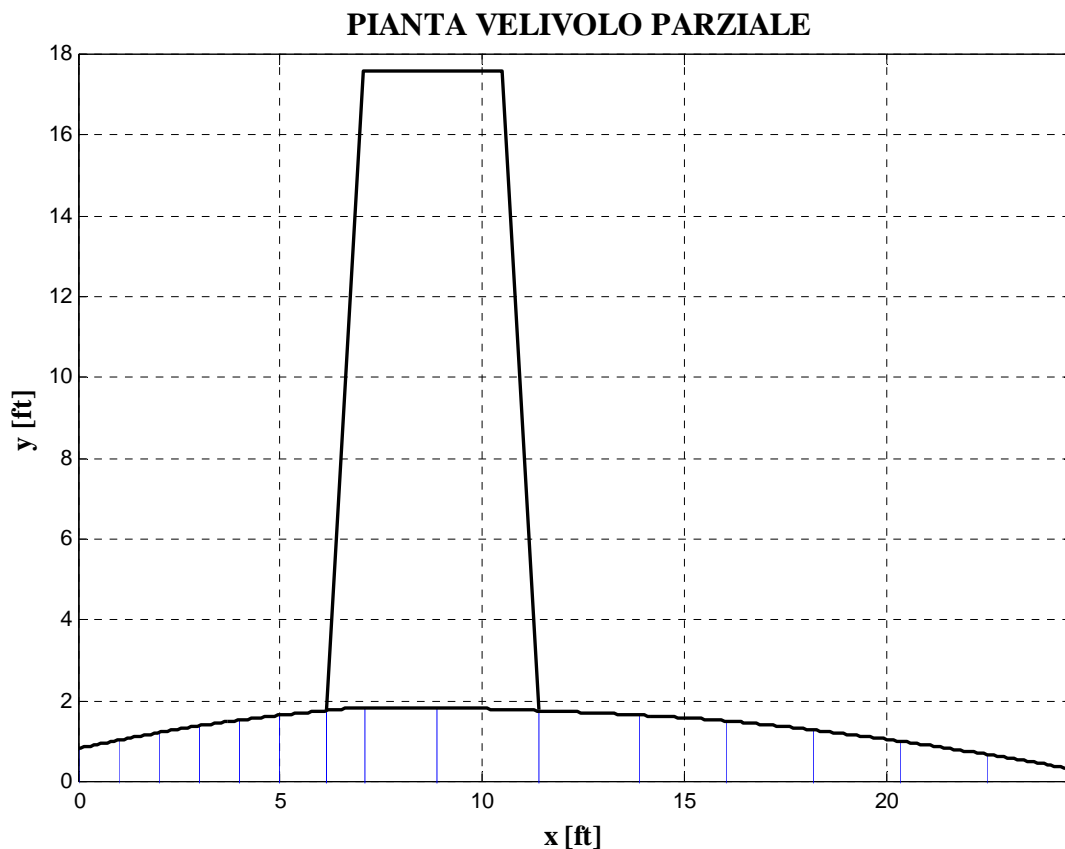
Dove $\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)$ è l'upwash che si ricava in modo differente per il tratto di fusoliera anteriore all'ala (pedice 1) e per quello posteriore (pedice 2).

La distanza tra il bordo d'attacco dell'ala e la prua del velivolo è $l_1 = 6.16 \text{ ft}$, mentre la distanza tra il bordo d'uscita e la poppa del velivolo è $l_2 = 13.19 \text{ ft}$.

Per ogni tratto si calcola il valore di x_1 / c_{root} , e si determina il valore medio di upwash

$\left(\overline{\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}} \right)$, da cui si ricava:

$$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 = \left(\overline{\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}} \right) \frac{C_{L\alpha-ALA}}{0.0785} \quad C_{L\alpha-ALA} = 0.077$$



n	x1 [ft]	x1/croot	Δx [ft]	w [ft]	w^2 [ft^2]	dε/dα	(dε/dα)+1	w^2*[(dε/dα)+1]*Δx
1	5,66	1,078	1	1,85	3,423	0,18	1,177	4,027
2	4,66	0,888	1	2,25	5,063	0,24	1,235	6,254
3	3,66	0,697	1	2,61	6,812	0,32	1,314	8,950
4	2,66	0,507	1	2,92	8,526	0,4	1,392	11,872
5	1,66	0,316	1	3,18	10,112	1,9	2,864	28,959
6	0,58	0,110	1,16	3,42	11,696	3,5	4,433	60,148
							Σ	120,210

Sommando tutti i termini otteniamo: $C_{m\alpha 1} = 0.0053$

Per il tratto posteriore si prosegue allo stesso modo a patto di considerare x_2 , come la distanza del bordo d'uscita dell'ala dal fuoco del piano di coda orizzontale e di calcolare:

$$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 = \left[\frac{x_2}{l_h} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right) - 1 \right]$$

n	x2 [ft]	x2/xh	Δx [ft]	w [ft]	w ² [ft ²]	dε/dα	(dε/dα) ₂	(dε/dα) ₂ +1	w ² *[(dε/dα)+1]*Δx
7	4,788	0,415	0,920	3,615	13,068	1,61	-1,253	-0,253	-3,040
8	3,44	0,298	1,776	3,682	13,557	1,93	-1,277	-0,277	-6,669
9	1,277	0,111	2,554	3,6	12,960	3,5	-1,276	-0,276	-9,149
10	1,235	0,107	2,470	3,41	11,628	3,7	-1,289	-0,289	-8,292
11	3,542	0,307	2,144	3,16	9,986	1,86	-1,264	-0,264	-5,646
12	4,614	0,399	2,144	2,797	7,823	1,58	-1,232	-0,232	-3,886
13	5,686	0,492	2,144	2,297	5,276	1,35	-1,172	-0,172	-1,949
14	6,758	0,585	2,144	1,69	2,856	1,21	-1,123	-0,123	-0,752
15	7,83	0,678	2,144	0,99	0,980	1,11	-1,075	-0,075	-0,157
								Σ	-39,541

$$C_{m\alpha 2} = -0.0017$$

$$C_{matot} = C_{m\alpha 1} + C_{m\alpha 2} = 0.0035$$

Per ottenere questo valore abbiamo considerato un $l_h = 11.55 ft$, frutto del dimensionamento preliminare dei piani di coda fatto precedentemente.

10.5 CENTRO AERODINAMICO DEL VELIVOLO PARZIALE

Per trovare il centro aerodinamico del velivolo parziale si impone la condizione che:

$$\frac{\partial C_{m_{CA-VP}}}{\partial \alpha} = 0 \quad C_{m_{CA-VP}} = C_{m_{CA-ALA}} + C_{L\alpha} \alpha (X_{CA-VP} - X_{CA-ALA}) + C_{mo} + C_{m\alpha} \alpha$$

$$\text{Quindi :} \quad (X_{CA-VP} - X_{CA-ALA}) = -\frac{C_{m\alpha}}{C_{L\alpha}} = -0.0454$$

$$X_{CA-VP} = 0.204$$

$$\text{Che dimensionalizzando vale:} \quad X_{CA-VP}^* = X_{CA-VP} CMA = 0.282m$$

Il centro aerodinamico del velivolo del velivolo parziale:

$$C_{m_{AC-VP}} = C_{m_{AC-ALA}} + C_{m_{AC-F}} = -0.0478$$