



Dipartimento
Ingegneria Aerospaziale


Università di Napoli Federico II

ADAG
RESEARCH GROUP
www.dpa.unina.it/adag

Corso Manovre e Stabilità

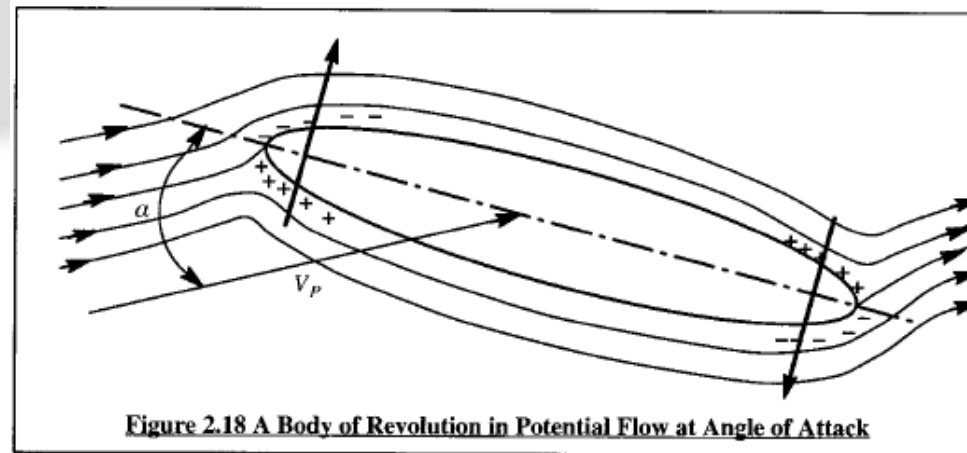
Effetti Fusoliera e deflessione sup controllo

Docente
Fabrizio Nicolosi

Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale
Università di Napoli "Federico II"
e.mail : fabrnico@unina.it



Aerodinamica fusoliera

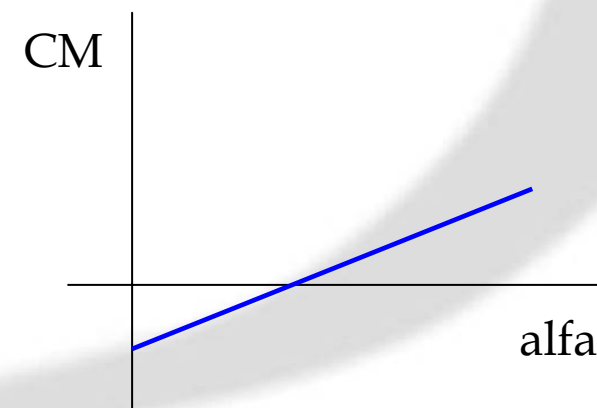


- Forze portanza basse
- Eventuale resistenza di pressione e di attrito
- AI FINI del momento aerodinamico un corpo fusiforme esprime una curva $CM(\alpha)$ con pendenza positiva (cabrante)

Il CM ad $\alpha_{body}=0$ è zero se la fusoliera è Simmetrica, ma solitamente non lo è.

CM ad $\alpha = 0$ è solitamente picchiante.

La pendenza, però è sempre POSITIVA



Aerodinamica fusoliera

La curva $CM(\alpha)$ della fusoliera
Induce uno spostamento in avanti (verso il L.E.)
del CENTRO AERODINAMICO

Infatti il CM wing-body rispetto al centro aer
dell'ala è :

$$CM_{wb_acw} = CM_{w_acw} + CM_{of} + CM_{\alpha f} * \alpha$$

Che è evidente, non è più costante. Il nuovo AC si può ricavare. Infatti se scriviamo il
 CM wing-body rispetto ad un nuovo punto x (sempre in frazione di MAC) avremo:

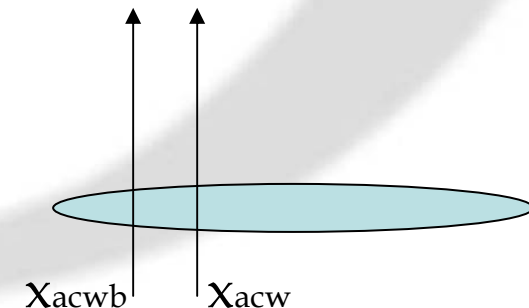
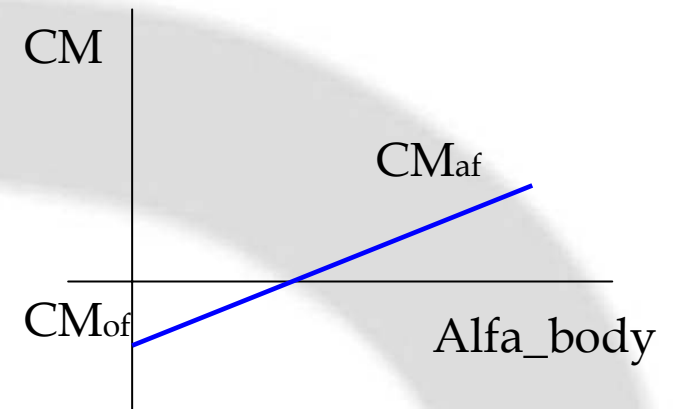
$$CM_{wb_x} = CM_{w_acw} - CL_w * (x_{acw} - x) + CM_{of} + CM_{\alpha f} * \alpha$$

Derivando rispetto ad α ed imponendo la derivata = 0 (definizione di centro
aer) avremo:

$$d(CM_{wb_x})/d(\alpha) = -CL_{\alpha w} * (x_{acw} - x) + CM_{\alpha f} = 0$$

Da cui :

$$\Delta X_{ac} = (x_{acwb} - x_{acw}) = \frac{-CL_{\alpha w}}{CM_{\alpha f}}$$



Aerodinamica fusoliera

Anche il coefficiente di momento rispetto al centro aerodinamico sarà influenzato dal contributo della fusoliera.

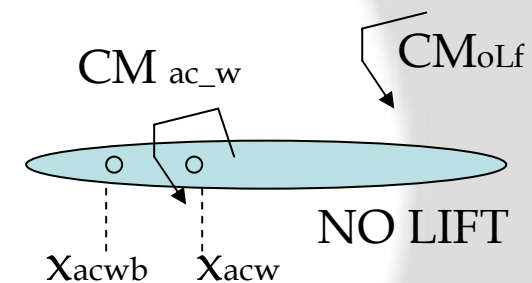
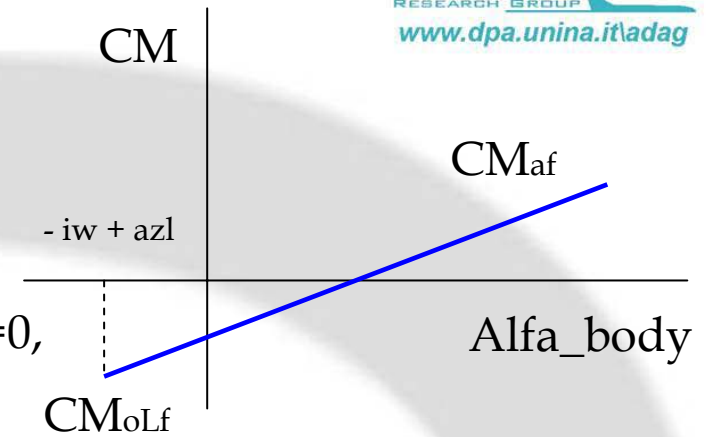
Indicando con CM_{of} il CM della fusoliera non ad $\alpha=0$, ma all'assetto α di PORTANZA NULLA ($CL_w=0$) (cioè ad $\alpha = \alpha_{body} = -i_w + \alpha_{zl}$)

Il CM rispetto al nuovo centro aerodinamico (non essendoci portanza il momento si trasporta Senza variazione) risulta :

$$CM_{ac_{wb}} = CM_{ac_w} + CM_{oLf}$$

Tipicamente : $CM_{ac_w} = -0.03$ fino a -0.06 (dipende dalla curvatura del profilo e, per ali a freccia anche dallo svergolamento aerodinamico) vedi MS_05)

$CM_{oLf} = -0.05$ fino a -0.10 (dipende dalla dimensione della fusoliera e dal calettamento dell'ala i_w)

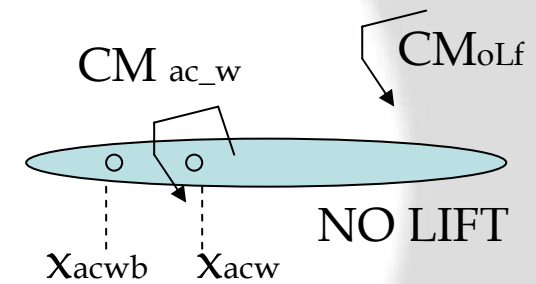
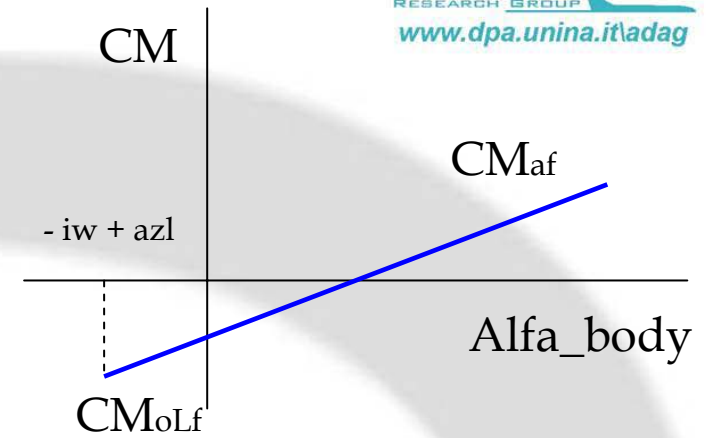
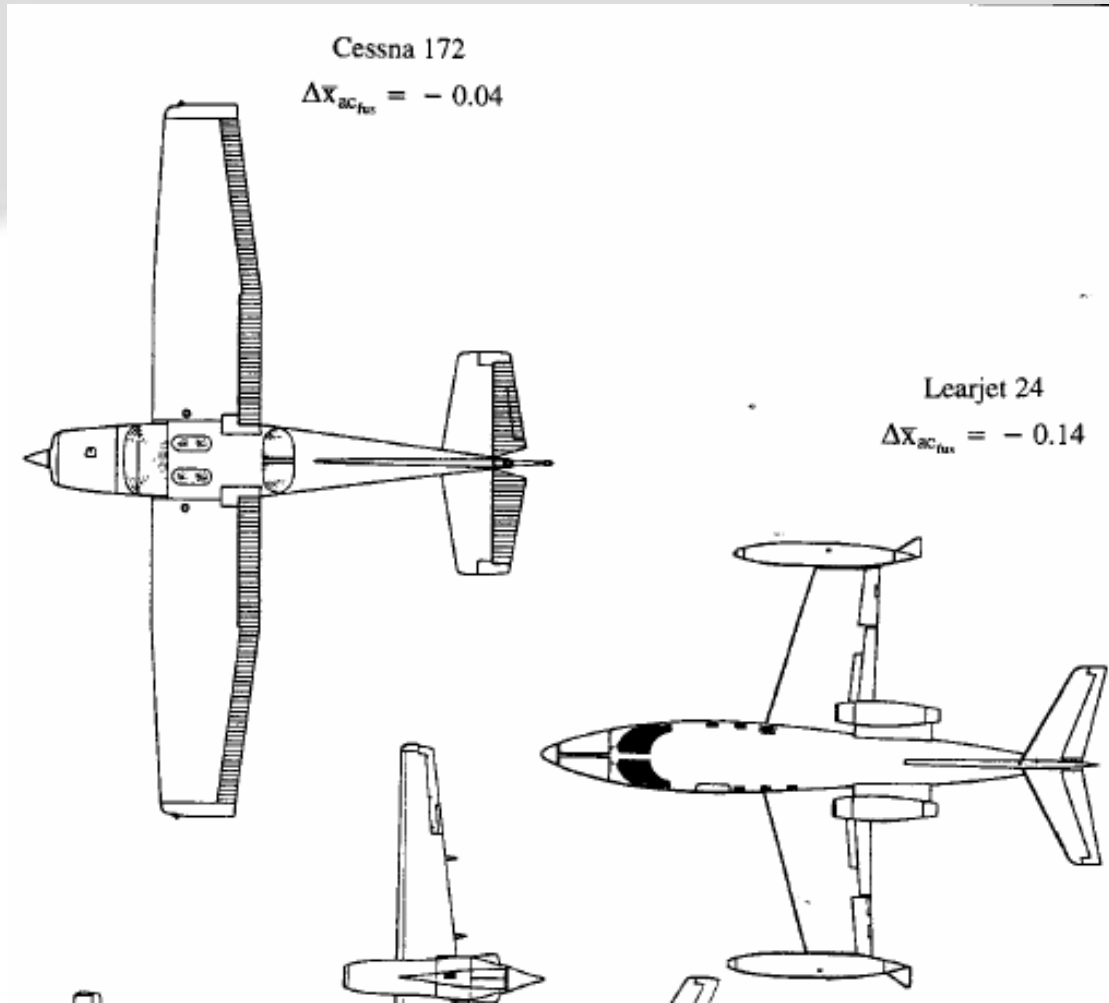


$CM_{ac_{wb}} = -0.08$
 -0.16
(mediamente intorno a -0.10)

IL VALORE RELATIVO AL WB è anche 3 volte più alto di quello relativo all'ala

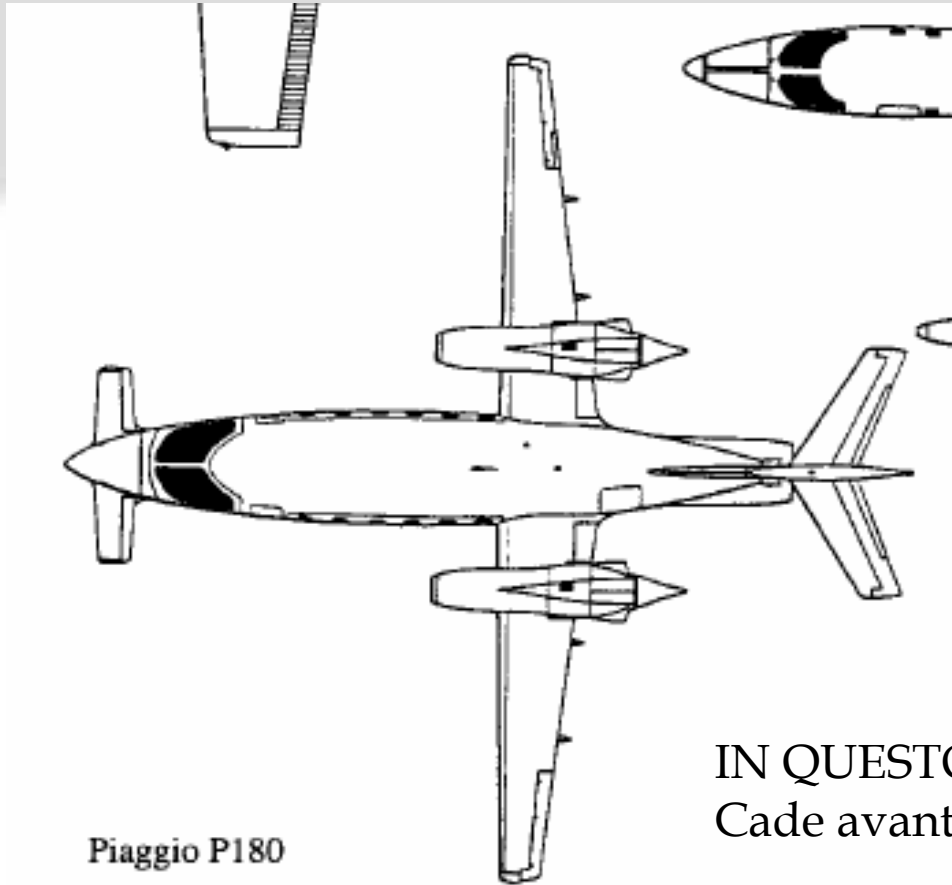
Aerodinamica fusoliera

Shift centro aerodinamico



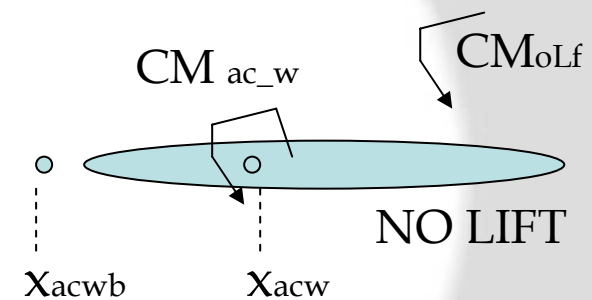
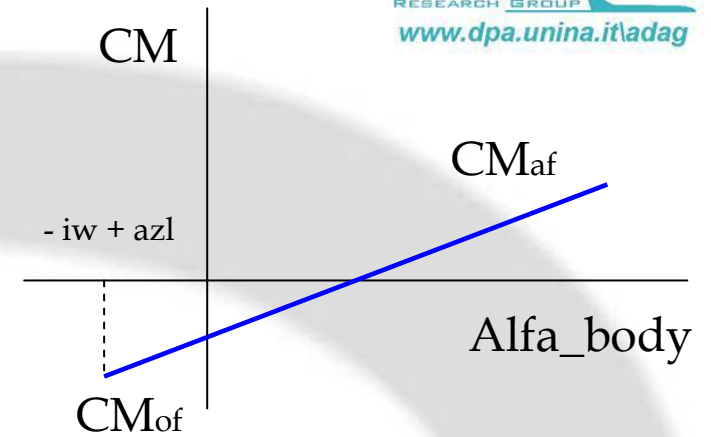
Aerodinamica fusoliera

Shift centro aerodinamico



Piaggio P180

$$\Delta X_{ac_{fus}} = -0.32$$



IN QUESTO CASO il centro aerodinamico
Cade avanti al bordo attacco della MAC :

$$X_{ac_{wb}} = 0.25 - 0.32 = -0.07 \text{ (cioè 7\% avanti)}$$



Aerodinamica fusoliera

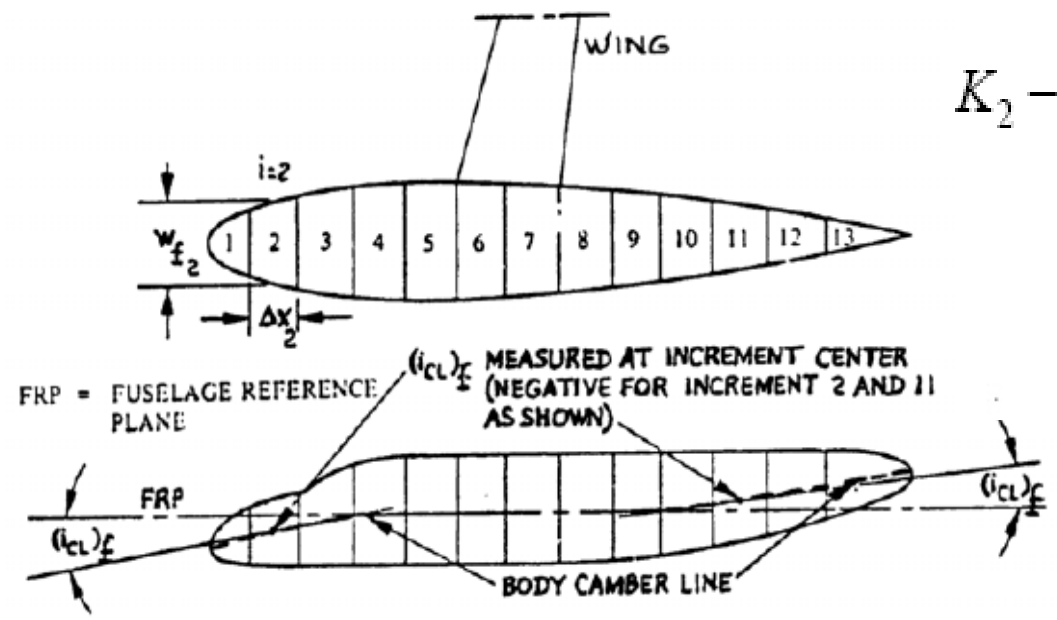
Stima con il metodo di Multhopp o “delle strisce”

$$C_{m0}^{fus} = \frac{K_2 - K_1}{36.5 \cdot S \cdot MAC} \cdot \int_0^{l_F} W_F^2 \cdot (\alpha_{0L}^w + i_{cl}^{Fus}) \cdot dx$$

$$C_{m0}^{fus} = \frac{K_2 - K_1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \sum_{j=1}^n W_{Fj}^2 \cdot (\alpha_{0L}^w + i_{cl}^{Fus}) \cdot \Delta x$$

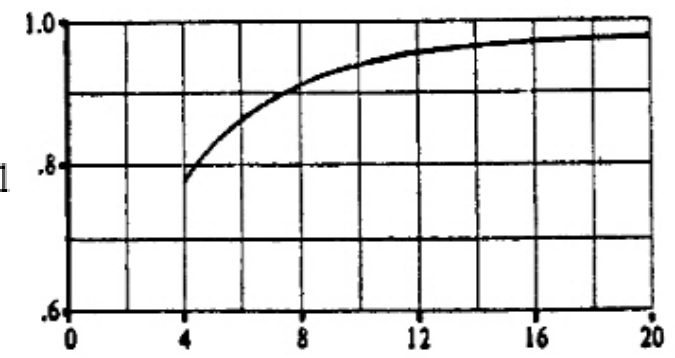
$K_2 - K_1$

dipende dal rapporto di snellezza della fusoliera



Schema fusoliera per il calcolo del C_{m0}

$K_2 - K_1$

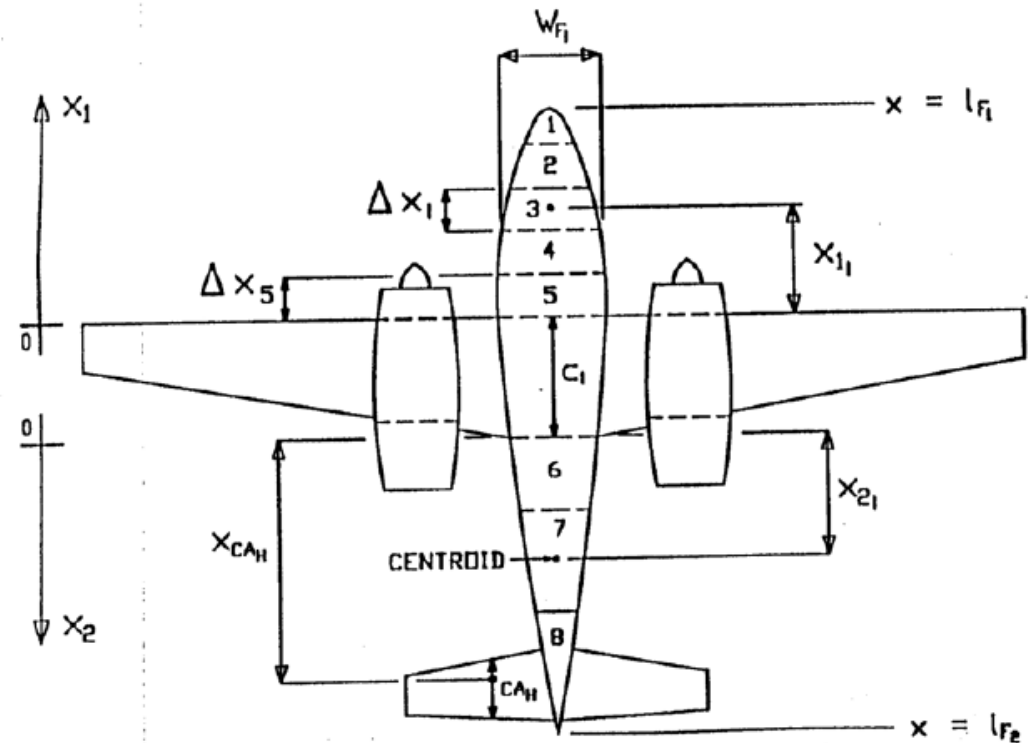


FUSELAGE FINENESS RATIO $\sim l_F/d_F$

Aerodinamica fusoliera

Stima con il metodo di Multhopp o “delle strisce”

$$C_{m\alpha}^{fus} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot MAC} \cdot \left\{ \int_0^{l_{F1}} W_F^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \cdot dx_1 + \int_0^{l_{F2}} W_F^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \cdot dx_2 \right\}$$



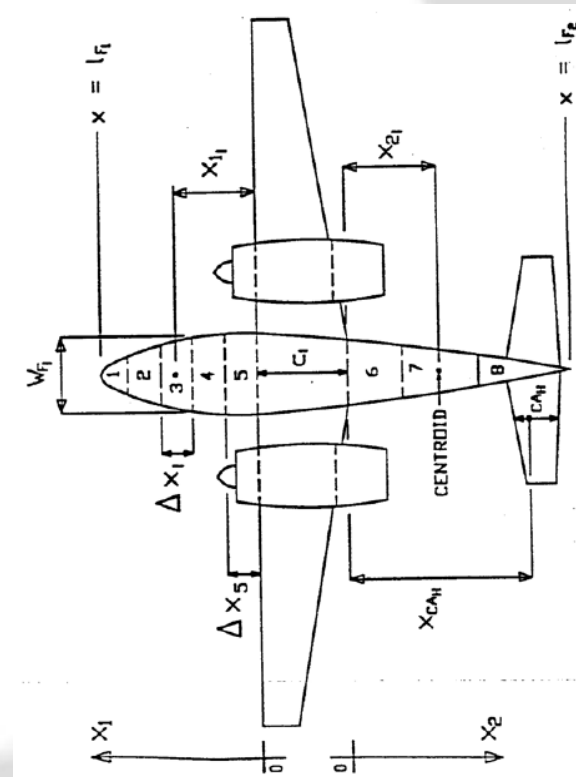
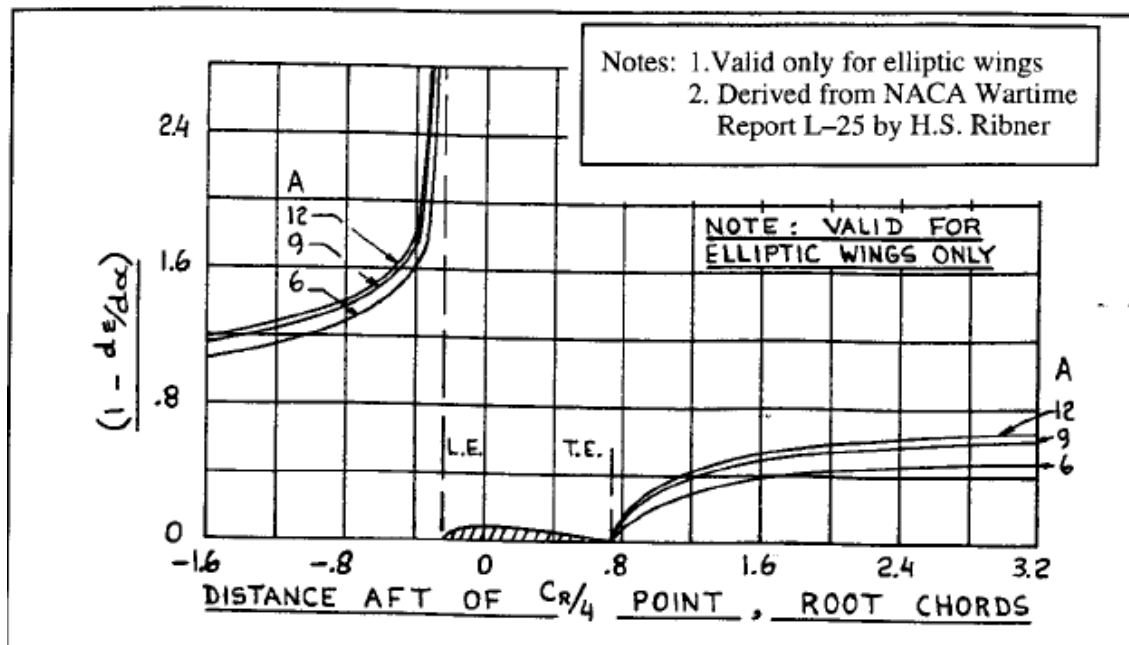
Aerodinamica fusoliera

Stima con il metodo di Multhopp o “delle strisce”

$$C_{m\alpha}^{fus} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot MAC} \cdot \left\{ \int_0^{l_{F1}} W_F^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \cdot dx_1 + \int_0^{l_{F2}} W_F^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \cdot dx_2 \right\}$$

UP WASH

DOWNWASH



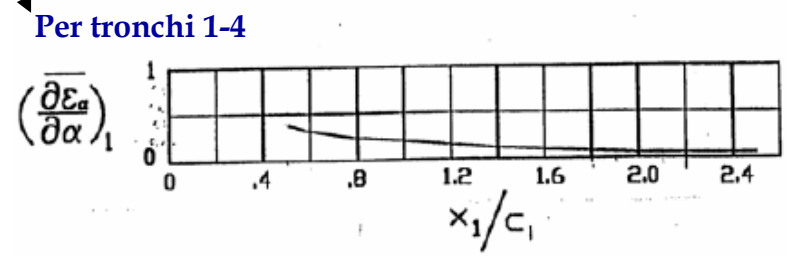
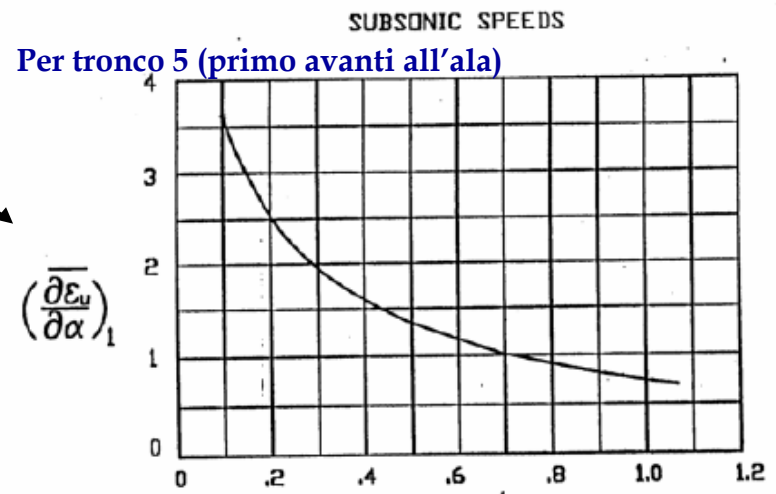
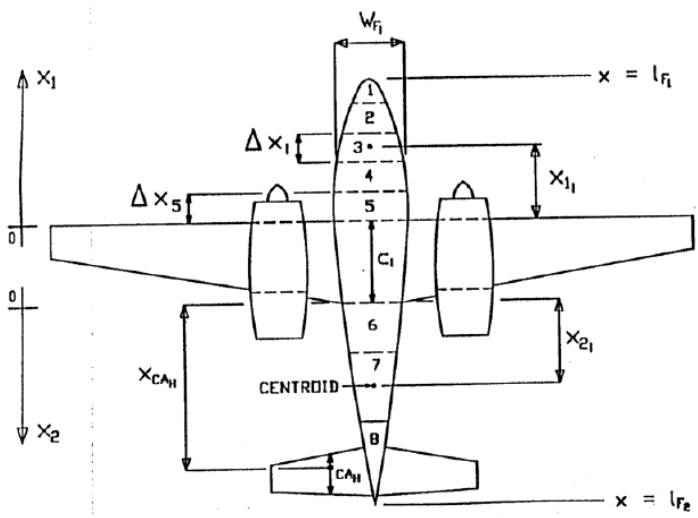
Aerodinamica fusoliera

Stima con il metodo di Multhopp o “delle strisce”

$$C_{m\alpha}^{fus} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \left\{ \sum_{j=1}^{n1} W_{Fj}^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \cdot \Delta x_1 + \sum_{j=1}^{n2} W_{Fj}^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \cdot \Delta x_2 \right\}$$

$$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 = \left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 \cdot \frac{C_{L\alpha}^w}{0.0785}$$

Strisce 1-5 avanti



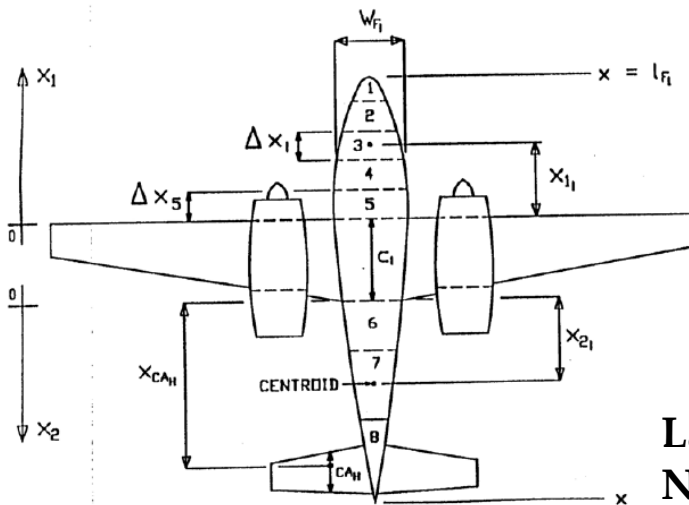
La parte di fusoliera AVANTI all'ala risente dell'upwash. Per i tronchi da 1 a 4 prendere l'upwash dal grafico sotto.

Per il tronco 5 dal grafico sopra. Attenzione qui x1 va Preso come distanza dell'inizio del tronco dal l.e. e non del centroide dal l.e.

Aerodinamica fusoliera

Stima con il metodo di Multhopp o “delle strisce”

$$C_{m\alpha}^{fus} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \left\{ \sum_{j=1}^{n1} W_{Fj}^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \cdot \Delta x_1 + \sum_{j=1}^{n2} W_{Fj}^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \cdot \Delta x_2 \right\}$$



Strisce 6-n2 dietro

Andamento downwash lineare con la distanza dal bordo di uscita.

$$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 = \left[\frac{x_2}{l_{F2}} \cdot \left(1 - \overline{\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}} \right) - 1 \right]$$

La parte posteriore di fusoliera risente del downwash. Nella parentesi quadra il $d\varepsilon/d\alpha$ è quello stimato con i metodi descritti precedentemente sulla coda della fusoliera.

Andamento lineare con la distanza dal bordo di uscita.

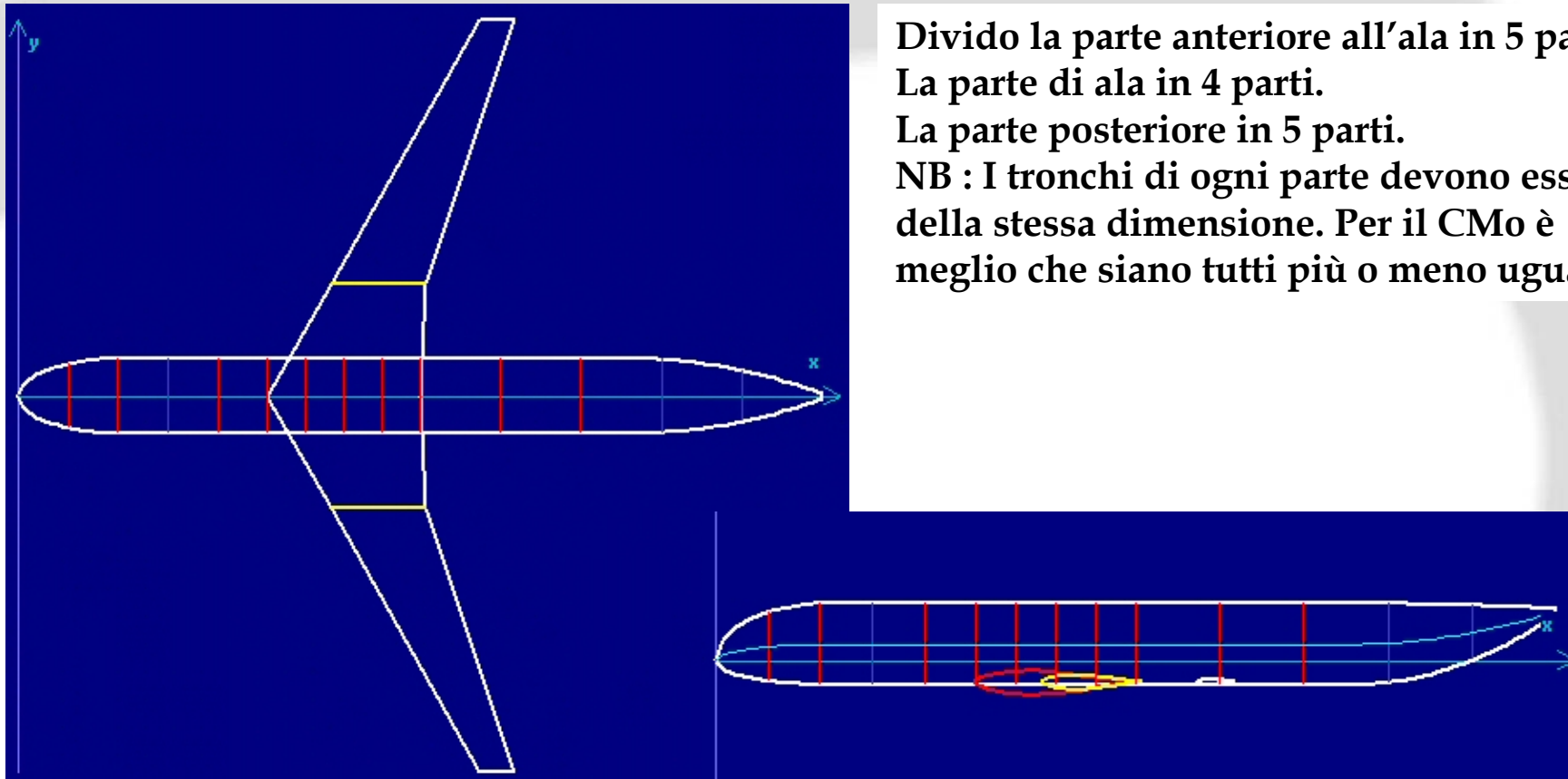
LA PARTE di FUSOLIERA Posteriore (secondo termine sopra) è molto meno influente rispetto alla ANTER. !!

$$\overline{\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}} = \text{circa } 0.30 \text{ o } 0.40$$

$$\left(1 - \overline{\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}} \right) = 0.70 \quad 0.60$$

Aerodinamica fusoliera – esempio B737

Stima con il metodo di Multhopp o “delle strisce”



Divido la parte anteriore all'ala in 5 parti.
La parte di ala in 4 parti.
La parte posteriore in 5 parti.
NB : I tronchi di ogni parte devono essere della stessa dimensione. Per il CMO è meglio che siano tutti più o meno uguali.

DATI:

$S = 112 \text{ m}^2$ $AR = 9$ Lunghezza fus = 34.1 m Larghezza fus $W_f = 3.21 \text{ m}$

L_f/d_f (snellezza fus) = 10.5 L_f (parte post = 17.05 m)

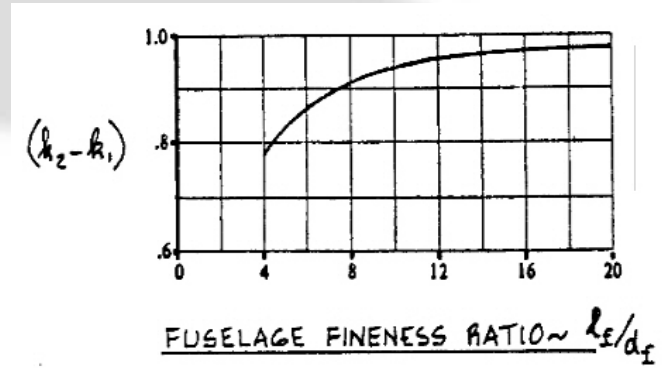
de/da in coda = 0.31 $MAC = 4.02 \text{ m}$ $c_{root} = 6.5 \text{ m}$ $i_w = 2^\circ$ $\alpha_{ZL} = -0.1^\circ$ $CL_\alpha = 0.089$ [1/°]

Aerodinamica fusoliera – esempio B737

CMof

$$C_{m0} = \frac{k_1 - k_2}{36.5 \cdot S \cdot c} \cdot \sum_{i=1}^n w_{f_i}^2 \cdot (i_{cl} + i_w + \alpha_{zl \text{ wing}}) \cdot \Delta x_i$$

$$Sum = w_{f_i}^2 \cdot (i_{cl} - i_w + \alpha_{zl \text{ wing}}) \cdot \Delta x_i$$



$$K2 - K1 = 0.938$$

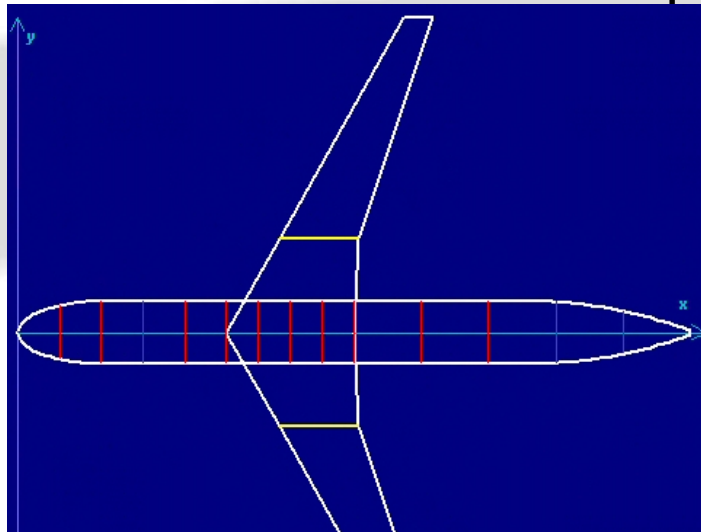
Strip	X [m]	Delta X [m]	Wf [m]	Wf ^2 [m^2]	lcl [°]	lcl-iw+azL [°]	Sum [m^3]
1	0.00	2.12	2.07	4.27	-14.8	-16.9	-153.0
2	2.12	2.12	3.07	9.42	-2.7	-4.8	-95.1
3	4.23	2.12	3.21	10.32	0.0	-2.1	-46.6
4	6.35	2.12	3.21	10.32	0.0	-2.1	-45.8
5	8.46	2.12	3.21	10.32	0.0	-2.1	-45.8
6	10.58	1.63	3.21	10.32	0.0	-2.1	-35.2
7	12.21	1.63	3.21	10.32	0.0	-2.1	-35.2
8	13.83	1.63	3.21	10.32	0.0	-2.1	-35.2
9	15.46	1.63	3.21	10.32	0.0	-2.1	-35.2
10	17.08	3.41	3.21	10.32	0.0	-2.1	-73.9
11	20.49	3.41	3.21	10.32	0.0	-2.1	-73.9
12	23.90	3.41	3.21	10.32	-0.8	-2.9	-100.6
13	27.31	3.41	2.77	7.65	-7.0	-9.1	-236.7
14	30.72	3.41	1.34	1.78	-14.1	-16.2	-98.6
						TOT	-1110.8

$$CM_{0Lf} = \frac{0.938}{36.5 \cdot 112 \cdot 4.02} \cdot (-1110.8)$$

$$CM_{0Lf} = -0.0634$$

Aerodinamica fusoliera – esempio B737

$CM_{\alpha f}$



$$CM_{\alpha f} = \frac{1}{36.5 \cdot 112 \cdot 4.02} \cdot (193.9)$$

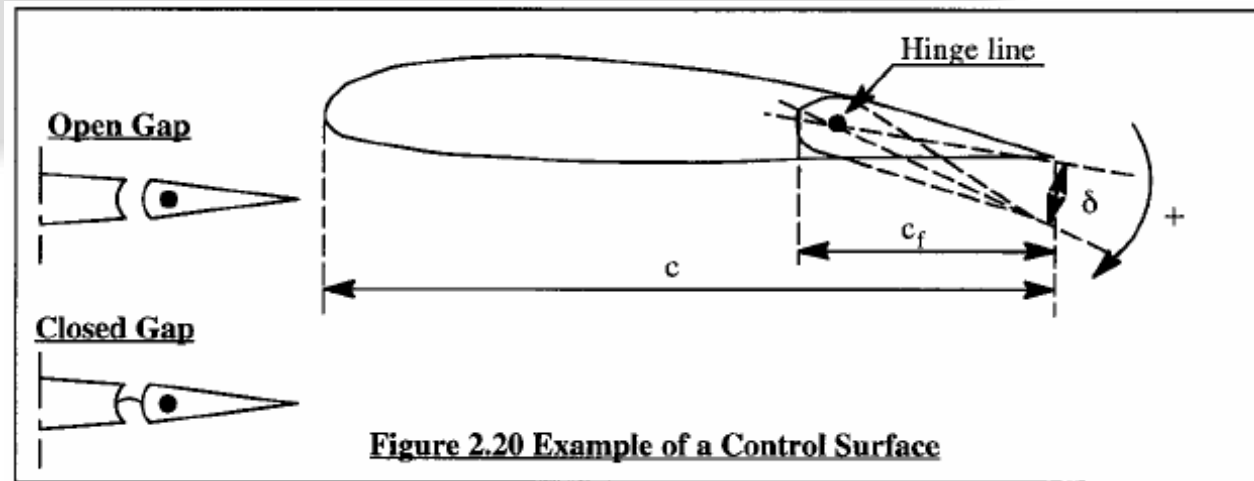
$$CM_{\alpha f} = 0.0118 [1/^\circ]$$

$$\Delta X_{AC_f} = -\frac{CM_{\alpha f}}{CL_{\alpha}} = -\frac{0.0118}{0.089} = -0.13$$

$$\Delta X_{AC_f} \text{ 13\% MAC in avanti}$$

Strip	X [m]	X1_i (centr) [m]	X1_i/cr X2_i/Lf	Delta_X [m]	Wf [m]	Wf^2 [m^2]	dEps/dAlpha + 1 av.(1) /dietro(2)	Sum [m^3]
1	0.00	9.52	1.46	2.12	2.07	4.27	1.16	10.5
2	2.12	7.41	1.14	2.12	3.07	9.42	1.20	23.9
3	4.23	5.29	0.81	2.12	3.21	10.32	1.25	27.3
4	6.35	3.17	0.49	2.12	3.21	10.32	1.38	30.1
5	8.46	2.12 (=Δx)	0.33	2.12	3.21	10.32	2.93	64.0
6	10.58	0.00		1.63	3.21	10.32	0.00	0.0
7	12.21	0.00		1.63	3.21	10.32	0.00	0.0
8	13.83	0.00		1.63	3.21	10.32	0.00	0.0
9	15.46	0.00		1.63	3.21	10.32	0.00	0.0
10	17.08	1.71	0.10	3.41	3.21	10.32	0.07	2.4
11	20.49	5.11	0.30	3.41	3.21	10.32	0.21	7.3
12	23.90	8.52	0.50	3.41	3.21	10.32	0.34	12.1
13	27.31	11.93	0.70	3.41	2.77	7.65	0.48	12.5
14	30.72	15.34	0.90	3.41	1.34	1.78	0.62	3.8
							TOT	193.9

Efficacia superfici di controllo



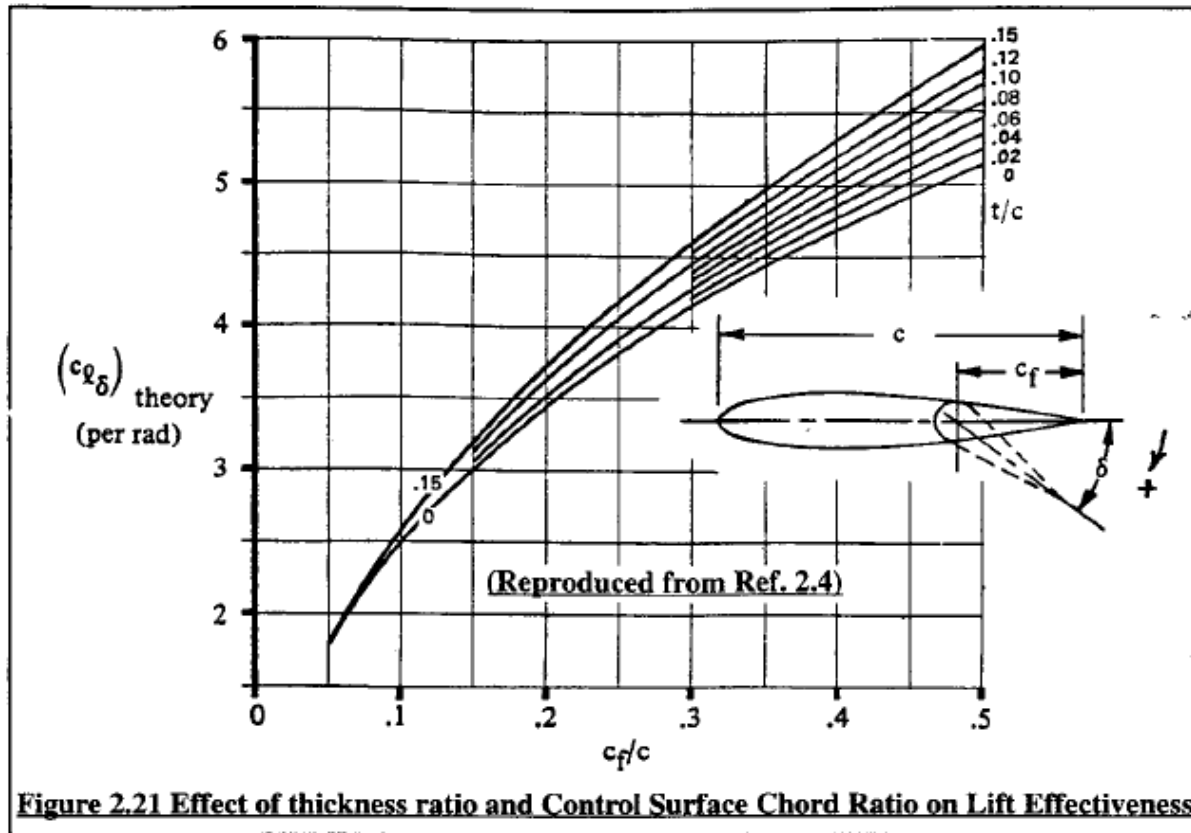
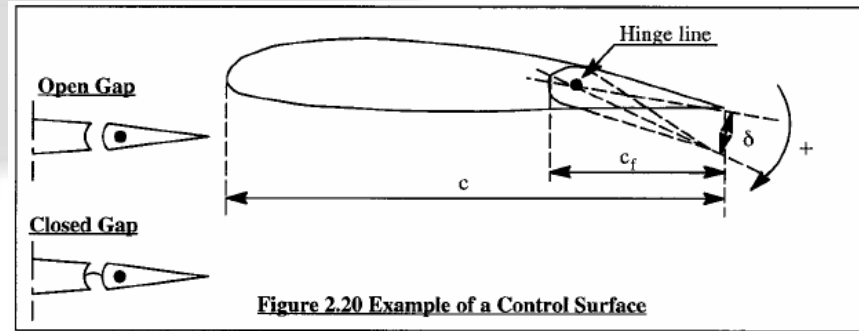
The lift effectiveness of a control surface is designated by $c_{l_\delta} = \frac{\partial c_l}{\partial \delta}$ for an airfoil and $C_{L_\delta} = \frac{\partial C_L}{\partial \delta}$ for a planform. For an airfoil section, the magnitude of c_{l_δ} depends primarily on the following parameters:

- * control surface chord ratio, c_f/c
- * control surface deflection, δ

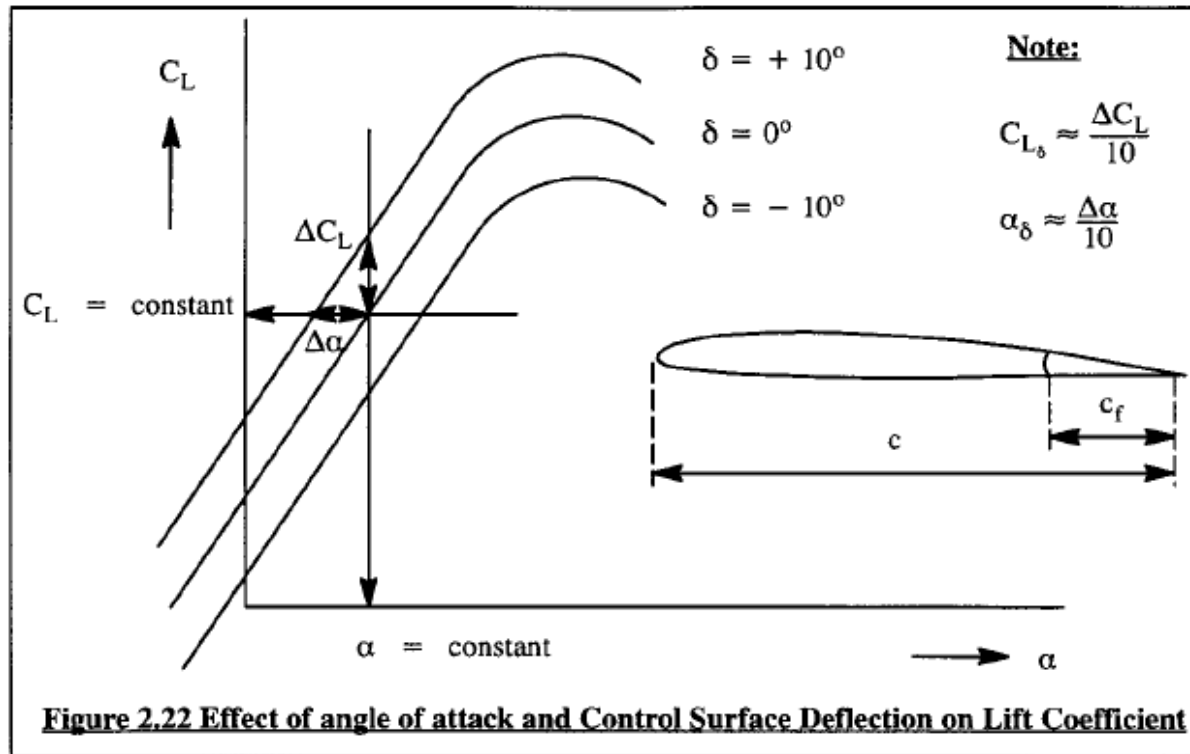
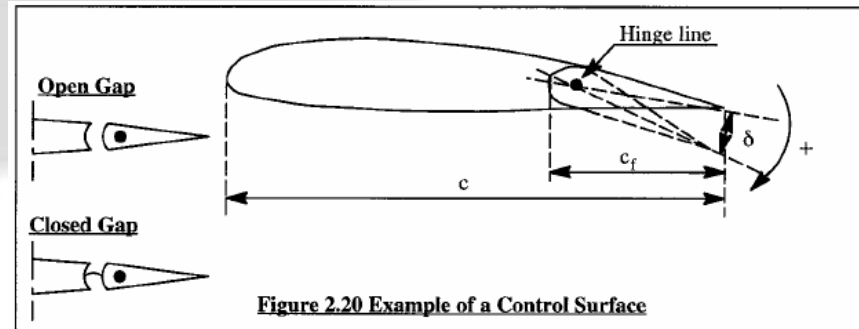
- * section thickness ratio, t/c
- * Mach number



Efficacia superfici di controllo

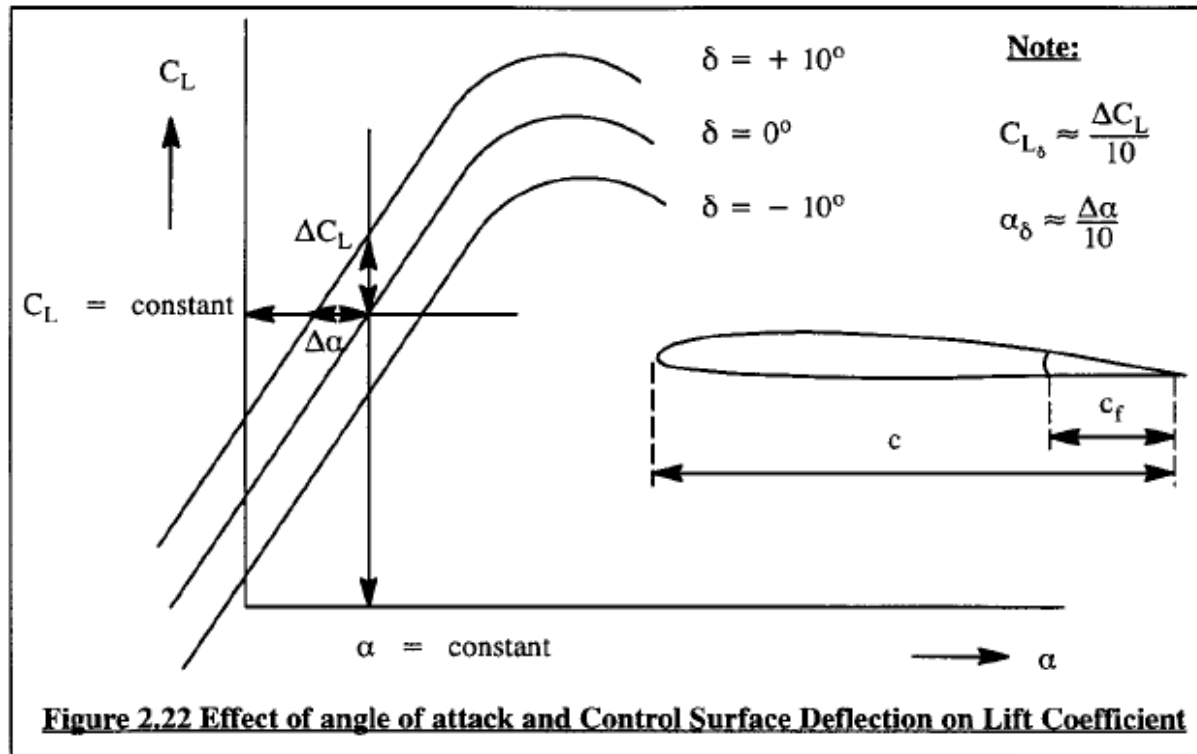
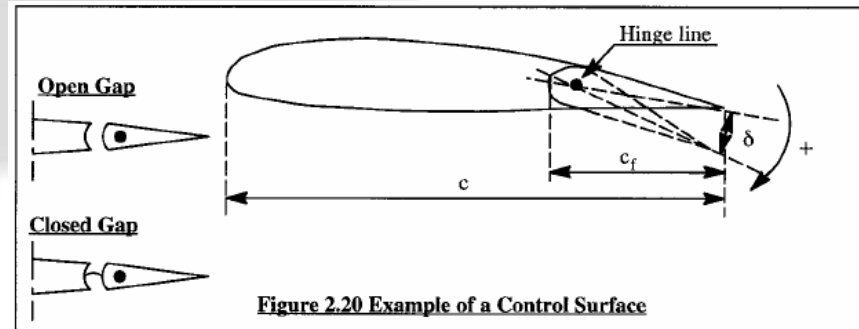


Efficacia superfici di controllo



Efficacia superfici di controllo

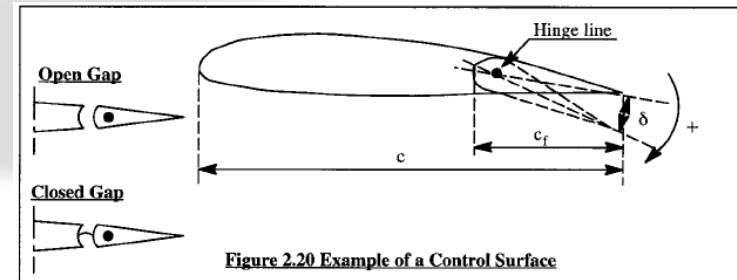
$$\alpha_\delta = \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta}\right) C_L = \text{constant}$$



Efficacia superfici di controllo

$$\alpha_\delta = \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \right) C_L = \text{constant}$$

La deflessione
“equivale” ad una
variazione di alfa

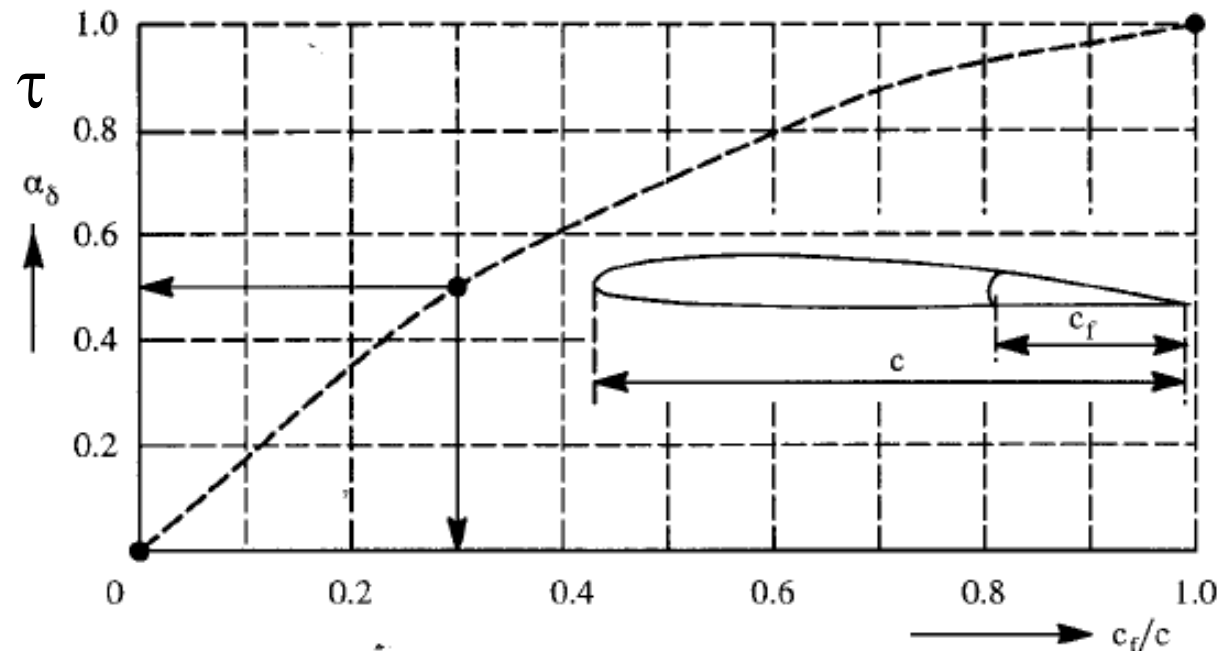


$$\alpha_\delta = \frac{C_{L_\delta}}{C_{L_\alpha}} \quad \text{O anche } \tau$$

Questo parametro viene comunemente indicato con τ e viene denominato “indice di efficacia della superficie mobile”.

Solitamente con
Sup. mobili pari al
30% della corda

VALE circa 0.50



Efficacia superfici di controllo

Sulla superficie 3D (piano di coda, ad es.)
la sup. di controllo può non estendersi a tutta
l'apertura.

$$\alpha_\delta = \frac{1}{S} \int_{-b/2}^{b/2} \alpha_\delta(y) c(y) dy$$

Integrale lungo l'apertura
Fornisce una buona rappresentazione.

Se il rapporto delle corde è costante
Il valore 2-D è costante e quindi viene
Semplicemente scalato della % di superficie occupata dalla parte mobile.

