

# Università degli Studi di Napoli “Federico II”

Dipartimento di Progettazione Aeronautica

## Esercitazioni del corso di Manovre in volo e dimensionamento

Domenico P. Coiro, Agostino De Marco

[www.dpa.unina.it/coiro/esercitazioni/](http://www.dpa.unina.it/coiro/esercitazioni/)

[www.dpa.unina.it/adag/](http://www.dpa.unina.it/adag/)

Draft 2005

**DPA**

**ADAG**

## Esercizio

Per il velivolo i cui dati sono riportati nelle figg. 1 e 4 ed in tab. 2 ed alle condizioni relative al livello del mare, trovare i contributi al  $C_{mCG}$  dovuti all'ala, alla fusoliera ed al piano di coda.

- L'allievo tracci quindi i grafici del  $C_{mCG}(\alpha)$  per il velivolo totale e per i singoli contributi,
- determinando infine la posizione del punto neutro a comandi bloccati.

## Suggerimenti

Per il  $C_{m0,f}$  si usi la seguente formula:

$$C_{m0,f} = \frac{k_2 - k_1}{36.5 S \bar{c}} \sum_{i=1}^{N_f} (w_f)_i^2 [\alpha_{0w} + (i_f)_i] \Delta x_i \quad (1)$$

e per il  $C_{m\alpha,f}$  la seguente:

$$C_{m\alpha,f} = \frac{1}{36.5 S \bar{c}} \sum_{i=1}^{N_f} (w_f)_i^2 \left( \frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha} \right)_i \Delta x_i \quad (2)$$

dove  $N_f$  è il numero di parti in cui viene suddivisa la fusoliera in senso longitudinale. Ad esempio in fig. 4 è proposta una discretizzazione in 13 tronchi.

Si tenga presente che per stimare la variazione del *downwash* locale  $\epsilon_u$  con l'angolo d'attacco  $\alpha$  nella regione a valle dell'ala è lecito assumere una dipendenza lineare dalla distanza dal bordo d'uscita alare, con  $\partial \epsilon_u / \partial \alpha$  pari zero in corrispondenza dell'ala e ad  $(1 - \partial \epsilon_w / \partial \alpha)$  in coda. Ciò è espresso dalla formula:

$$\left( \frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha} \right)_i = \frac{x_i}{l_h} \left( 1 - \frac{\partial \epsilon_w}{\partial \alpha} \right) \quad (3)$$

dove  $l_h$  ed  $x_i$  rappresentano la distanza che intercorre tra il bordo d'uscita dell'ala e, rispettivamente, il centro aerodinamico del piano orizzontale di coda ed il centroide del generico tronco di fusoliera, cfr. i tronchi 10...13 di fig. 4.

Nella regione a monte dell'ala il sistema vorticoso alare induce un campo di *upwash*, particolarmente intenso in prossimità del bordo d'attacco. Pertanto per stazioni a monte dell'ala si ha  $\partial \epsilon_u / \partial \alpha > 1$ , deducibile dalla fig. 3. In particolare, per un tronco di fusoliera immediatamente a monte del bordo d'attacco dell'ala, data la forte induzione, è valida la

curva superiore della medesima figura. Tale curva fornisce valori in funzione dell'ascissa  $\bar{x}$  corrispondente alla distanza del centroide del suddetto tronco di fusoliera dal bordo d'attacco. Per le rimanenti parti di fusoliera sufficientemente a monte del sistema vorticoso alare, ad esempio i tronchi 1...6 di fig. 4, è valida la curva inferiore di fig. 3 che fornisce valori minori di  $\partial e_u / \partial \alpha$  in funzione della distanza  $x_i$  dal bordo d'attacco dell'ala.

Ala	Sezioni alari
$S = 542.5 \text{ ft}^2$	$C_{m_{ac}} = -0.04$
$b = 53.75 \text{ ft}$	$C_{l_{\alpha}} = 0.105/\text{deg}$
$\bar{c} = 10.93 \text{ ft}$	$\alpha_{OL} = -1^\circ$
$\Lambda_{c/4} = 30^\circ$	$X_{ac} = 0.25 \bar{c}$
$i_w = 2^\circ$	
Piano orizzontale di coda	Sezioni piano di coda
$S_H = 149 \text{ ft}^2$	Sezioni simmetriche
$b_H = 24.75 \text{ ft}$	$C_{l_{\alpha}} = 0.10/\text{deg}$
$\bar{c}_H = 6.5 \text{ ft}$	
$l_H = 23.6 \text{ ft}$	
$\Lambda_{c/4,H} = 30^\circ$	
$i_H = -1^\circ$	
Fusoliera	
$l_f = 58.6 \text{ ft}$	
$d_{\max} = 7.2 \text{ ft}$	

Tabella 1 Caratteristiche geometriche ed aerodinamiche velivolo Jetstar.

### Center of Gravity and Mass Characteristics

$W = 38200 \text{ lb}$   
 CG at 25% MAC  
 $I_x = 118\,773 \text{ Slug sq. ft}$   
 $I_y = 135\,869 \text{ Slug sq. ft}$   
 $I_z = 243\,504 \text{ Slug sq. ft}$   
 $I_{xz} = 5\,061 \text{ Slug sq. ft}$

### Reference Geometry

$S = 542.5 \text{ sq. ft}$   
 $b = 53.75 \text{ sq. ft}$   
 $MAC = 10.93 \text{ ft}$

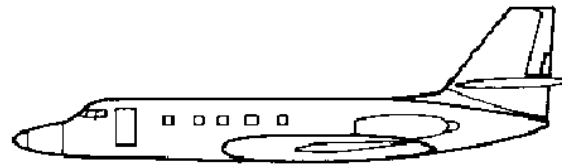
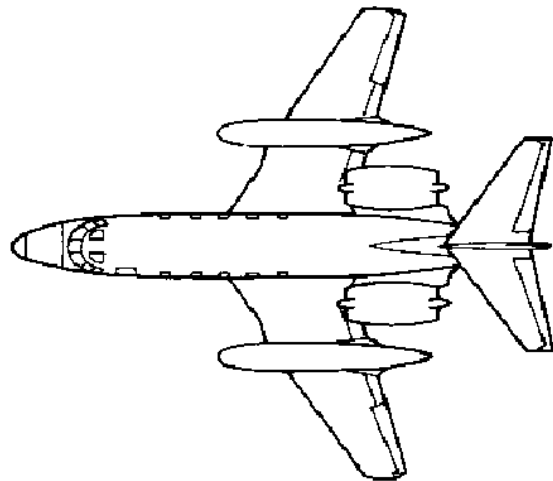
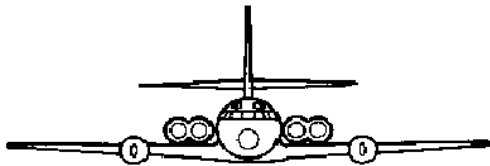


Figura 1 Trittico e caratteristiche del velivolo *Jetstar*, appartenente alla categoria dei business jet.

Longitudinal	$C_L$	$C_D$	$C_{L\alpha}$	$C_{D\alpha}$	$C_{m\alpha}$	$C_{L\dot{\alpha}}$	$C_{m\dot{\alpha}}$	$C_{Lq}$	$C_{mq}$	$C_{LM}$	$C_{DM}$	$C_{mM}$	$C_{L\delta_e}$	$C_{m\delta_e}$
$M = 0.20$ Sea Level	0.737	0.095	5.0	0.75	-0.80	0.0	-3.0	0.0	-8.0	0.0	0.0	-0.05	0.40	-0.81
$M = 0.80$ 40000 ft	0.4	0.040	6.5	0.60	-0.72	0.0	-0.4	0.0	-0.92	0.0	-0.6	-0.60	0.44	-0.88
Lateral	$C_{y\beta}$	$C_{L\beta}$	$C_{n\beta}$	$C_{Lp}$	$C_{np}$	$C_{Lr}$	$C_{nr}$	$C_{L\delta_a}$	$C_{n\delta_a}$	$C_{y\delta_r}$	$C_{L\delta_r}$	$C_{n\delta_r}$		
$M = 0.20$ Sea Level	-0.72	-0.103	0.137	-0.37	-0.140	0.11	-0.16	0.054	-0.0075	0.175	0.029	-0.063		
$M = 0.80$ 40000 ft	-0.75	-0.060	0.130	-0.42	-0.756	0.04	-0.16	0.060	-0.0600	0.160	0.029	-0.057		

Tabella 2 Caratteristiche di stabilità del velivolo *Jetstar*. Si noti che tutte le derivate sono da intendersi per radiante.

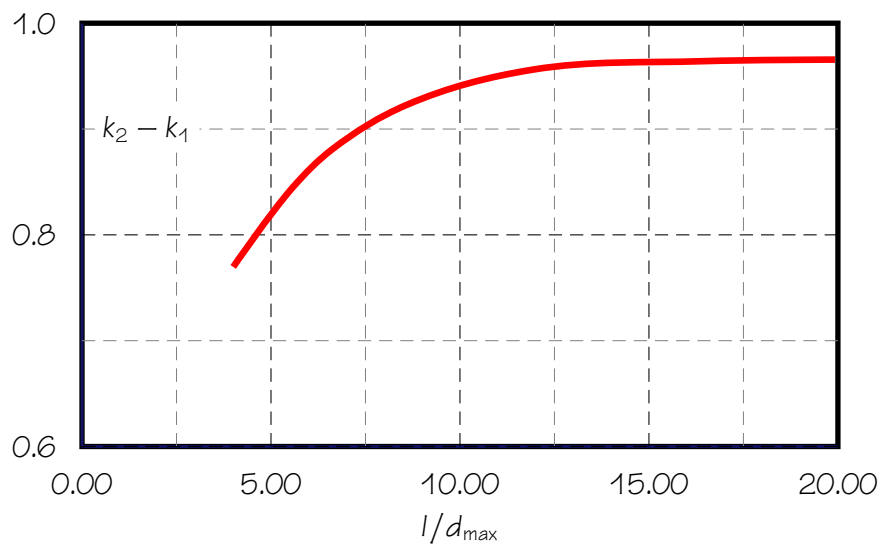


Figura 2  $\partial \epsilon_u / \partial \alpha$  in presenza della fusoliera che appaiono nella (2). Si noti che la corda di radice  $c_r$  corrisponde al valore di  $\Delta x$  del tronco di fusoliera interessato dall'ala, cfr. fig. 4.

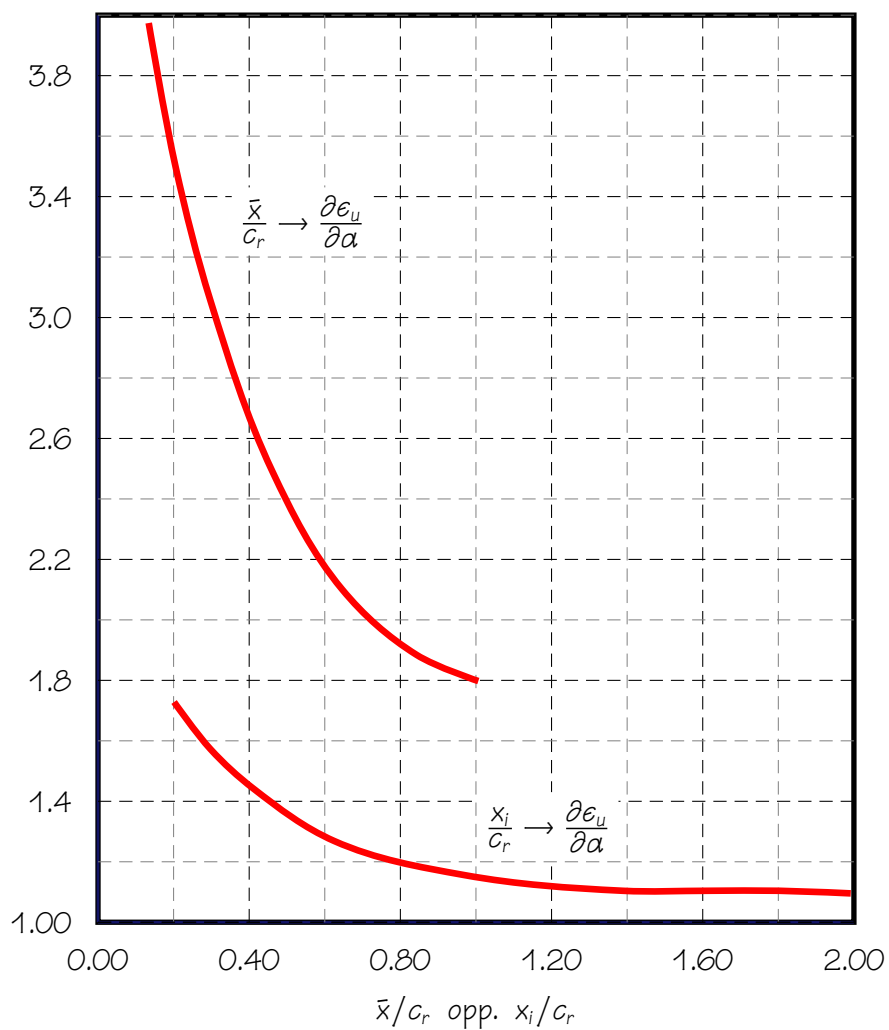
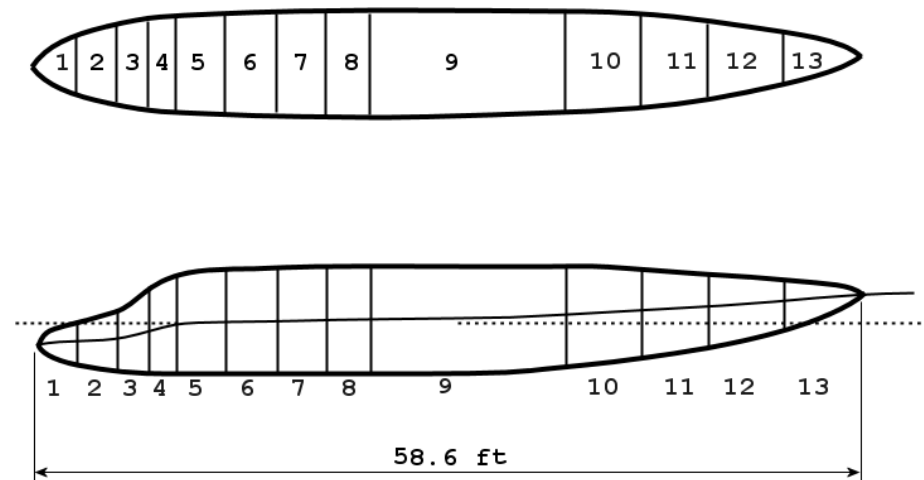


Figura 3  $\partial \epsilon_u / \partial \alpha$  in presenza della fusoliera che appaiono nella (2). Si noti che la corda di radice  $c_r$  corrisponde al valore di  $\Delta x$  del tronco di fusoliera interessato dall'ala, cfr. fig. 4.



(a) Esempio di suddivisione della fusoliera.

Stazione	$\Delta x$ [ft]	$w_f$ [ft]	$i_f$ [°]
1	2.6	2.5	-3
2	2.6	4.2	-3
3	2.2	5.5	-10
4	2.2	6.3	-10
5	3.4	6.6	0
6	3.4	7.2	0
7	3.4	7.2	0
8	3.4	7.2	0
9	14.6	7.2	0
10	5.2	6.6	0
11	5.2	5.4	0
12	5.2	3.8	0
13	5.2	2.1	-4

(b) Caratteristiche geometriche della fusoliera ricavate dalla suddivisione proposta.

Figura 4 Esempio di suddivisione della fusoliera del velivolo Jetstar.