

Dinamica e simulazione di volo

Esercitazione

Carichi sul piano di coda orizzontale

Maggio 2012

ver. 2012.a

Esercizio

Carico aerodinamico sul piano orizzontale di coda in condizioni di volo fondamentali

Si consideri un velivolo da trasporto a breve raggio i cui sono riportati nella tabella 1. Si dicano (vedi figura 1):

- V_{s1} la velocità di stallo in volo dritto a fattore di carico unitario,
- $V_{s1,r}$ la velocità di stallo in volo rovescio a fattore di carico -1 ,
- PHA (*Positive High Angle of attack*) la condizione di volo alla velocità di manovra V_A al fattore di carico limite positivo,
- PLA (*Positive Low Angle of attack*) la condizione di volo alla velocità massima V_D al fattore di carico limite positivo,
- NLA (*Negative Low Angle of attack*) la condizione di volo alla velocità massima V_D a fattore di carico nullo,
- NIA (*Negative Intermediate Angle of attack*) la condizione di volo alla velocità $0,7V_D$ a fattore di carico limite negativo,
- NHA (*Negative Low Angle of attack*) la condizione di volo alla velocità $V_{s1,r}$ a fattore di carico limite negativo.

Dalle diciture precedenti restano definiti i punti caratteristici del diagramma di manovra ($V-n$ Diagram), riportati nella tabella 2.

Infine, nella figura 2 è riportata la curva del coefficiente di momento $C_{M,WB}$ del velivolo parziale rispetto al punto A' , bordo d'attacco della corda media aerodinamica.

Si richiede di:

- tracciare il diagramma di manovra completo (volo dritto e rovescio);
- calcolare e riportare in grafico le curve del carico aerodinamico di equilibrio L_H in funzione della velocità equivalente di volo, in condizioni di volo fondamentali, passanti per i punti limite del diagramma di manovra; si considerino i due casi di baricentro posto, rispettivamente, al 25% ed al 30% della corda media aerodinamica.
- tracciare dei grafici simili anche per le condizioni di fattore di carico ± 1 .

Suggerimento

Disponendo del diagramma della figura 2 si consiglia di procedere per via grafica.

Nella figura è riportata la corda media aerodinamica \bar{c} ad un'altezza h appropriata rispetto all'asse dei coefficienti di momento. Il polo dei momenti A' corrisponde al punto $(0, h)$. L'origine O corrisponde al punto $(0, 0)$. Individuata su \bar{c} la posizione del baricentro $\bar{x}_{CG} = x_{CG}/\bar{c}$, ovvero il punto $G \equiv (\bar{x}_{CG}, h)$, se P' è il punto sulla retta passante per l'origine O e per G corrispondente ad un valore del C_L del velivolo completo staccato dall'asse delle ordinate, l'isoclina dal punto P' intersecherà la curva del momento in un punto P'' a cui corrisponderà una coppia $(C_{L,WB}, C_{M,WB})$ dalla quale è possibile risalire al carico aerodinamico di equilibrio L_H .

Tabella 1 Dati caratteristici del velivolo.

Massa, m	18500 kg
Superficie alare, S	82 m ²
Corda media aerodinamica (c.m.a.), \bar{c}	3,5 m
Raggio d'inerzia rispetto all'asse di beccheggio, κ_y	3,535 m
Distanza del baricentro del velivolo completo dal centro aerodinamico del piano orizzontale di coda, l_H (CG @ 0,25 \bar{c})	9,20 m
Distanza del baricentro del velivolo completo dal centro aerodinamico del piano orizzontale di coda, l_H (CG @ 0,30 \bar{c})	9,05 m
Distanza del baricentro del velivolo dal baricentro del piano orizzontale di coda, X_H (CG @ 0,25 \bar{c})	9,60 m
Distanza del baricentro del velivolo dal baricentro del piano orizzontale di coda, X_H (CG @ 0,30 \bar{c})	9,45 m
Massa del piano orizzontale di coda, m_H	250 kg
$C_{L,max}$	1,4
$C_{L,min}$ (max in volo rovescio)	-1,1
Massima velocità equivalente, $V_{e,max} \equiv V_D$	600 km/h
Fattore di carico limite, $f_{z_A,max} \equiv n$	3,0
Fattore di carico limite in volo rovescio, n_r	-1,5
Escursione baricentro	0,25 \bar{c} ÷ 0,30 \bar{c}

Esercizio Carico totale sul piano orizzontale di coda in condizioni di volo complementari

Determinare le curve del carico totale gravante sul piano orizzontale di coda in condizioni di volo complementari (manovra cabra-picchia) per baricentro posto al 25% ed al 30% della corda media aerodinamica alare.

Per i dati del velivolo ci si riferisca all'esercizio precedente. Per i valori delle accelerazioni angolari massima e minima di beccheggio si usino le formule seguenti

$$\dot{q}_{max} = \frac{20}{V} n (n - 1,5) \quad \dot{q}_{min} = -\frac{2}{3} \dot{q}_{max} \quad (1)$$

fornite dalle normative francesi AIR 2004/D (V in m/s, q in rad/s²).

Tabella 2 Punti caratteristici del diagramma di manovra.

Punto	Velocità equivalente, V_e	Fattore di carico
A (PHA)	di manovra, V_A	$3,0 = n$
B (PLA)	massima, V_D	3,0
C (NLA)	massima, V_D	0
D	massima rovescia, V_D	-1
E (NIA)	intermedia, $0,7 V_d$	-1,5
F (NHA)	di manovra rovescia, $V_{A,r}$	-1,5
G	di stallo rovescio, $V_{s1,r}$	-1
H	di stallo, V_{s1}	1

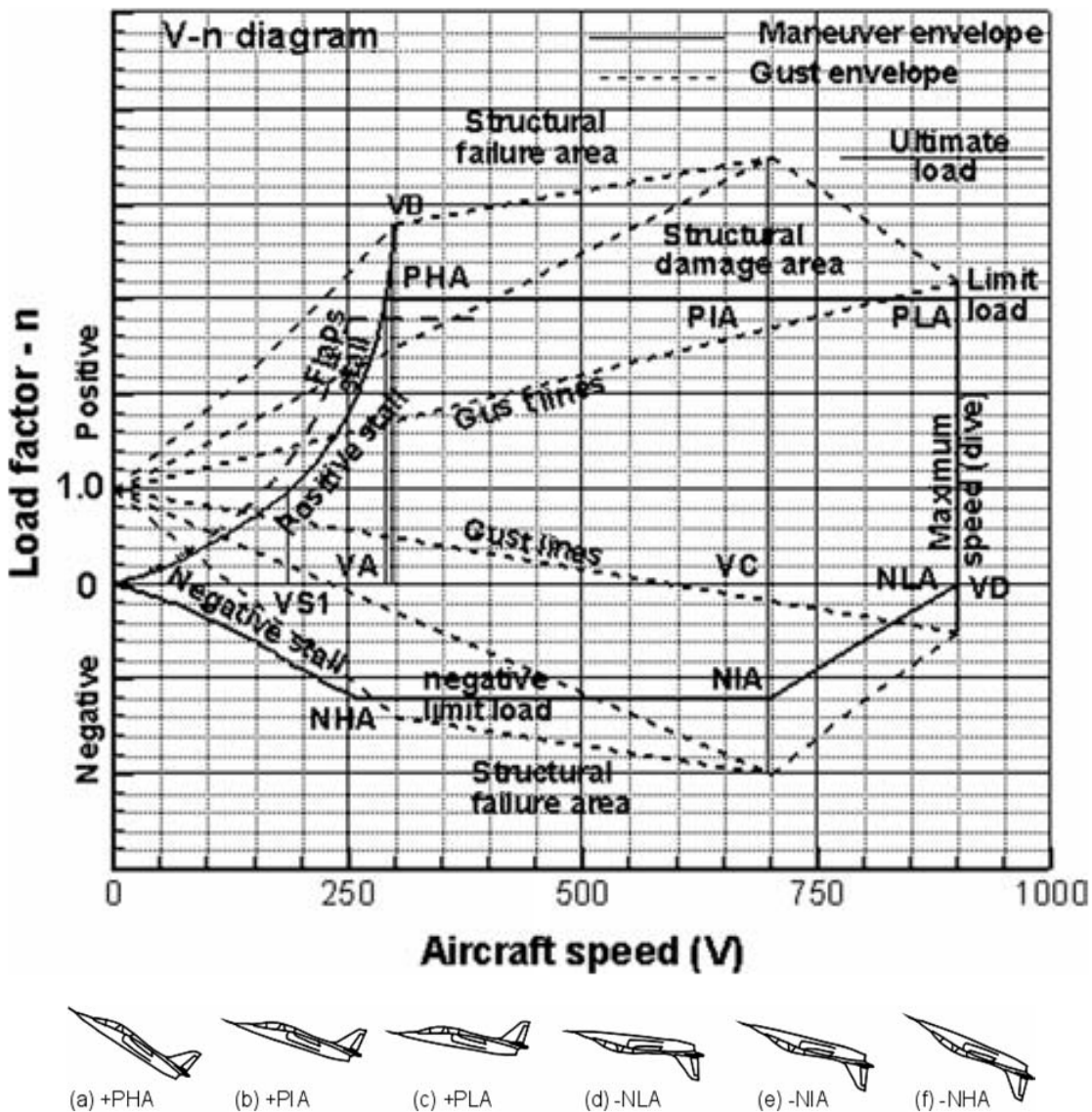


Figura 1 Diagramma di manovra.

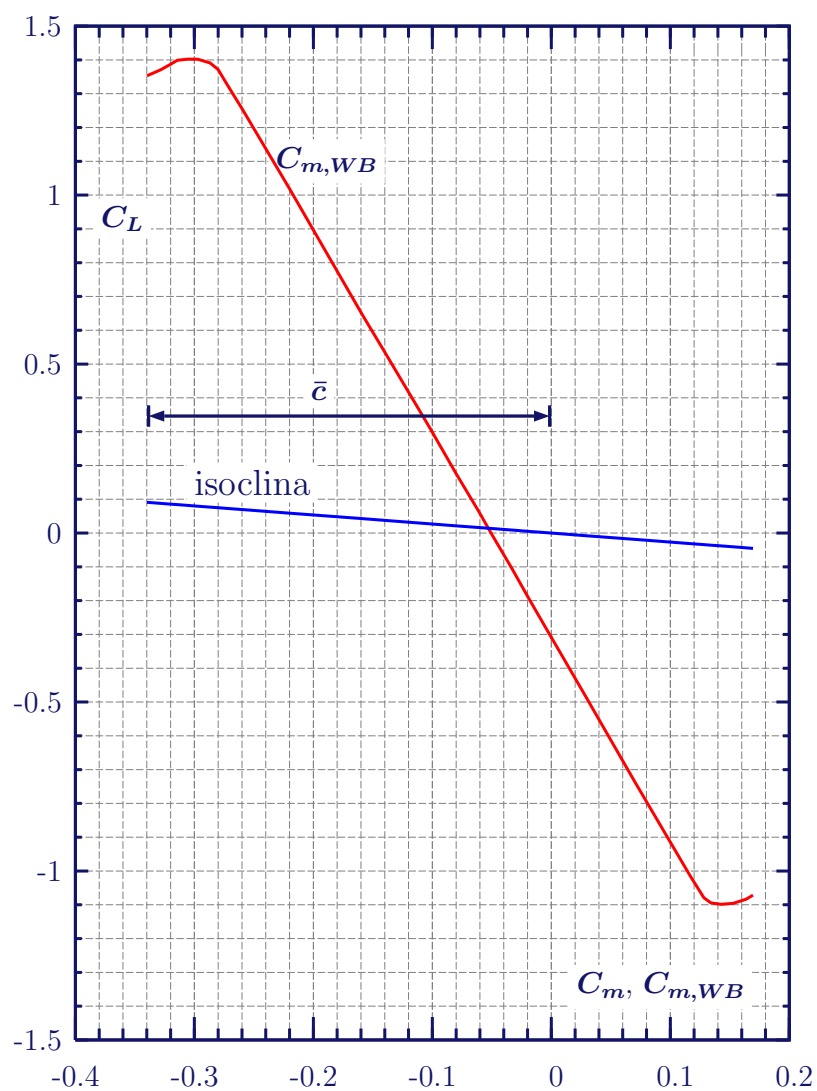


Figura 2 Diagramma del coefficiente di momento del velivolo parziale rispetto al punto A' , bordo di attacco della corda media aerodinamica. Nel piano $(C_{M, WB}, C_L)$, si è tracciata l'isoclina passante per il punto a $C_L = 0$ per baricentro posto al 25% di \bar{c} .