

Traduzione dell'articolo "MANEUVERING DIAGRAM" di Ed Kolano tratto da Sport Aviation del febbraio 2002.

## DIAGRAMMA DI MANOVRA

Volando con sicurezza entro i confini di v-n.

### SOMMARIO

Articolo della serie di Ed Kolano che richiama il livello di sicurezza fondamentale del volo: il diagramma di manovra, chiarendo le conseguenze del peso del velivolo, rispetto ai valori di velocità di manovra.

In gennaio abbiamo esaminato alcuni scenari influenzati dalla stabilità statica longitudinale. Abbiamo mostrato come diverse caratteristiche della stabilità rendono più o meno semplici il pilotaggio, e come potete servirvi delle tecniche di prova presentate negli articoli di "Test pilot" da ottobre a dicembre 2001, per trovare a causa di alcuni problemi apparentemente non correlati. Infine, vi abbiamo messo in guardia dal risolvere apparenti problemi di stabilità eseguendo delle modifiche casalinghe sul sistema dei comandi di volo.

Poco tempo addietro un membro della EAA, Jim McCulley, ha scritto a "Test pilot" richiedendo dei chiarimenti sulla velocità di manovra ( $V_A$ ). Come tutti noi, Jim ha letto differenti (e spesso contrastanti) spiegazioni della velocità di manovra. Equivocando sulla  $V_A$  si può provocare un danno strutturale al vostro velivolo durante il volo, pertanto cerchiamo di fare chiarezza sull'argomento.

Ci sono alcune definizioni della velocità di manovra che potete ascoltare:

- $V_A$  è la massima velocità a cui il velivolo stallerà prima di un danno strutturale.
- $V_A$  è la minima velocità a cui il fattore di carico limite può essere ottenuto aerodinamicamente.
- $V_A$  è la massima velocità a cui i comandi possono essere deflessi completamente senza sovrasollecitare la struttura.

Confusi? Potreste ben esserlo, perché nessuna di queste definizioni è corretta. Vediamo da dove nasce la  $V_A$  e allora potrete scegliere la definizione giusta.

Facciamo un esempio. Il nostro velivolo pesa 1000 libbre, ha una  $V_{NE}$  di 200 kts, ha una velocità di crociera di 150 kts calibrati e stalla livellato a 60 kts. E' un velivolo homebuilt, ma è conforme ai requisiti di un velivolo certificato in cat. Normale, con fattore di carico 3,8g.

Il limite del fattore di carico del nostro velivolo a 3,8g significa che può sopportare 3,8 volte il peso del velivolo di 1000 lbs senza rimanere deformato o danneggiato. E' un altro modo per sapere che il velivolo, al peso di 1000 lbs, è progettato per sopportare 3,8g in volo, senza subirne un danno. Non ha nulla a che vedere con il superamento del peso massimo ammesso.

Come un velivolo di produzione è rispondente alle FAR, anche il nostro velivolo ha un fattore di sicurezza del 50% intrinseco nel progetto della struttura, che determina un carico ultimo di 5,7g. Superare i 3,8g significa causare un danno strutturale, come rivetti che si strappano, lamiere che si ondulano, compositi che si alterano, ma non si avranno cedimenti strutturali. Quando si superano i 5,7g, queste cose possono cominciare a succedere, ad esempio sulle ali.

I progettisti di aeroplani possono combinare tutte queste parole e numeri in un singolo diagramma che si chiama “diagramma V-n”, poiché esso riporta la velocità calibrata V e il fattore di carico n, quello in fig. 1.

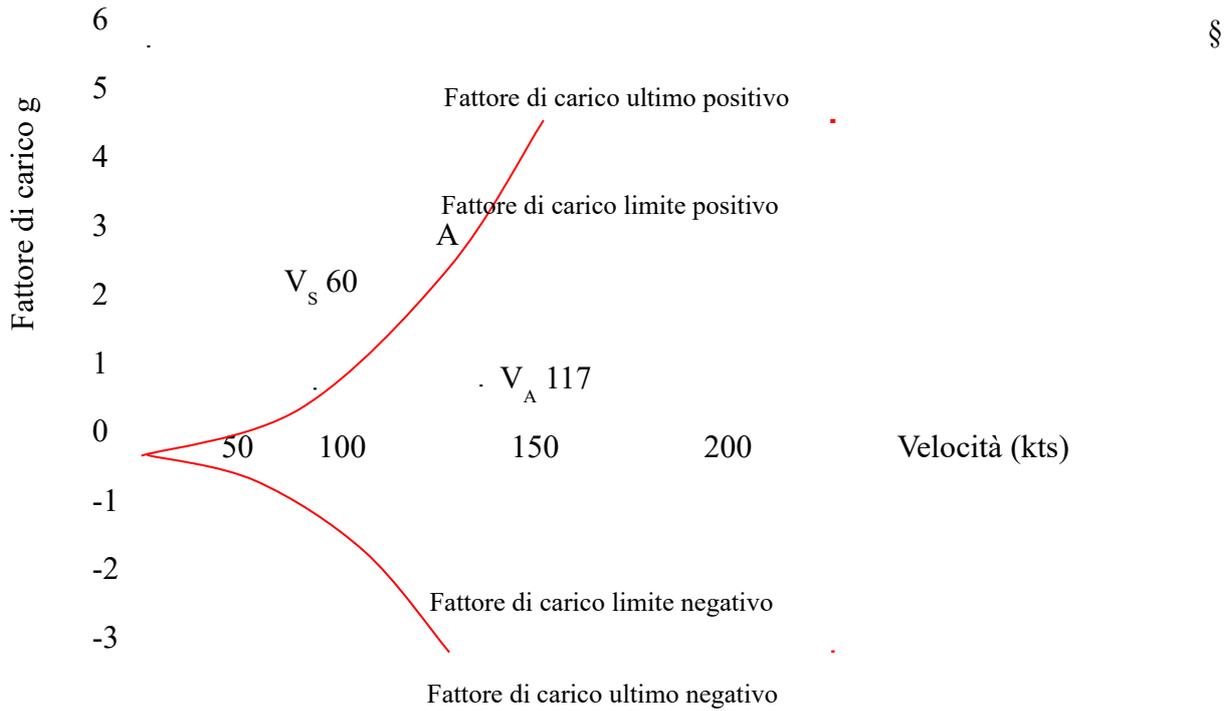


Figura 1

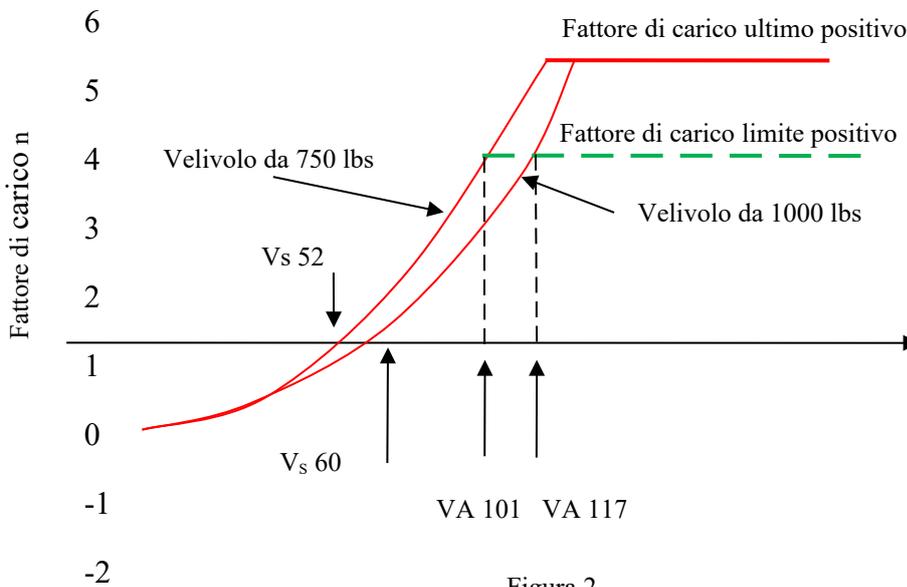


Figura 2

Potete immaginare il fattore di carico come fosse  $n$  (la gravità,  $ndt$ ); in parole diverse, il velivolo supporta un fattore di carico 2 quando è “tirato” a  $2g$ , come avviene in virata con  $60^\circ$  (per questo motivo, il diagramma è anche chiamato grafico “V-g”).

### **Curva di stallo**

La linea curva che si estende da  $n=0$ ,  $V=0$  fino al punto “A” è la curva di stallo. Non riuscite a volare a sinistra di questa linea perché le ali stallano prima che il velivolo voli così piano. Un altro modo per vedere la cosa è che non riuscite a volare al di sopra di questa linea perché l’ala stalla prima di raggiungere il fattore di carico più elevato. E’ una caratteristica importante del diagramma V-n.

Da  $g=1$  tirate una linea orizzontale attraverso la curva di stallo. Osservate che l’incrocio con la linea dello stallo, ad ali livellate, è la velocità di stallo. Voi sapete, per esperienza, che il velivolo non può volare a una velocità inferiore a questa. Cercare di volare a velocità inferiore, significa spostarsi a sinistra della linea dello stallo.

Sapete anche, dall’esperienza, che tirando indietro la barra, volando un po’ più veloce della velocità di stallo, potete stallare senza aumentare il fattore di carico. Significherebbe cercare di volare al di sopra della linea dello stallo.

Tirate un’altra linea a  $2g$ . Essa interseca la linea dello stallo a circa 85 kts. Questa è la velocità di stallo del velivolo a  $2g$ ; se provate a tirare i  $2g$ , quando volate più piano di 85 kts, il velivolo stallerà prima di raggiungerli. Similmente, non potrete tirare più di  $2g$  a 85 kts, perché il velivolo stalla.

Se volete superare  $1g$ , dovete volare oltre i 60 kts, e se volete superare i  $2g$  dovete volare più di 85 kts. Potrebbe sembrare un limite, ma è una buona protezione intrinseca per non sovrasollecitare il velivolo. Alle basse velocità, non potete raggiungere i  $3,8g$  perché il velivolo stalla prima.

### **Limiti del fattore di carico**

La linea orizzontale a  $3.8g$  del diagramma rappresenta il fattore di carico limite del velivolo. Sapete già che il superamento di questo limite può danneggiare il velivolo. Può non rompere nulla, ma può deformare molto facilmente.

Oltre il fattore di carico limite di  $3.8g$  c’è un’altra linea orizzontale tirata a  $5.7g$ . E’ quella del fattore di carico a rottura. Il valore  $5.7g$  rappresenta il fattore di sicurezza del 50% richiesto dalla Far ( $1.5 \times 3.8 = 5.7$ ) per i velivoli certificati dell’aviazione generale. Superare questo limite in volo può causare una grave rottura del velivolo.

### **Velocità di manovra**

La linea di stallo segue la linea del fattore di carico limite alla velocità di manovra del velivolo a peso di 1000lbs, 117 kts. Volando con il nostro ipotetico velivolo a 117 kts, o meno, saremo sicuri che esso stallerà prima di infliggere un danno da sovrasollecitazione (alla struttura,

ndt). Volando a velocità superiore alla  $V_A$ , è responsabilità del pilota assicurare di non sovrasollecitare il velivolo.

La  $V_A$  in questo spigolo del diagramma di manovra è spesso chiamata “corner speed”. I piloti da caccia gradiscono operare a questo valore, perché la  $V_A$  è la più bassa velocità a cui raggiungere il massimo valore sicuro di g (più bassa è la velocità, minore è il raggio di virata del velivolo).

### **Velocità limite**

La linea verticale, che definisce la parte destra del nostro diagramma di manovra, è la linea della velocità limite. E' la  $V_{NE}$  del velivolo. Volare a velocità superiori alla  $V_{NE}$  a qualsiasi valore di g può determinare danni strutturali o rotture vere e proprie. Inversione degli alettoni, a causa della torsione dell'ala, flutter distruttivo e altri brutti eventi per la struttura del velivolo possono apparire in questa situazione. Non superate mai la  $V_{NE}$ .

### **Fattore di carico inferiore a 1g**

Osservate che la parte inferiore del diagramma di manovra, assomiglia a un'immagine speculare più piccola e un po' deformata di quella superiore. I limiti di manovra valgono in verso negativo. Le norme richiedono che i velivoli certificati abbiano un fattore di carico limite almeno pari al 40% di quello limite positivo. Per molti velivoli della categoria “normal” ciò significa 1,52g negativi ( $0.4 \times 3.8 = 1.52$ ). Il fattore di carico a rottura mantiene il suo 50% come fattore di sicurezza. Esso è negativo e vale 2.28g ( $1.5 \times 1.52 = 2.28$ ), per il nostro esempio.

### **Il problema è il fattore di carico o il peso?**

Discutere della manovra del velivolo in termini di fattore di carico o di g è conveniente, perché il pilota si può riferire a esso. Sappiamo cosa si sente tirando i g. Sappiamo che il nostro fisico sente un peso doppio durante una manovra a 2g. Sappiamo anche che il fisico del passeggero sente i 2g, anche se è più leggero. Qui dovete essere chiari nello specificare i fattori di carico limite.

Il longherone dell'ala del velivolo può sopportare un certo peso o forza; un po' di più ed esso comincia a spostarsi da una flessione verso una rottura. Il longherone non sa se la forza arriva da un velivolo del peso di 2000 lbs in volo livellato o uno da 1000 lbs che sta tirando i 2g. La forza flettente di 2000 lbs sull'ala è la medesima in entrambi i casi.

Tirare 2g è lo stesso per voi (e si legge lo stesso numero sul g-metro del velivolo) su un velivolo caricato ad entrambi i pesi. Ma la forza esercitata sull'ala del velivolo da 2000 lbs ( $2g \times 2.000 = 4.000$  lbs); è superiore a quella che si ottiene al peso di 1000 lbs ( $2 \times 1000 = 2000$  lbs). Vediamo un caso un po' più realistico, per capire come varia la  $V_A$  al variare del peso del velivolo.

Stiamo volando da soli, al peso lordo di 750 lbs, invece di 1000lbs, peso ottenibile con il passeggero. Se la fig. 1 fosse costruita per un velivolo del peso di 1000 lbs, con peso inferiore potreste raggiungere un fattore di carico più elevato, perché la linea limite del fattore di carico considera 3800 lbs ( $3.8 \times 1000 = 3800$ ) per la sollecitazione dell'ala. La matematica dice che con solo 750 lbs potreste tirare con sicurezza 5.07g ( $3800/750 = 5.07$ ), senza eccedere le capacità dell'ala.

## Questo non è una manovra in sicurezza.

L'ala è progettata per sostenere 3800 lbs, sulla base di 3,8g per un peso di 1000 lbs, punto e a capo. La resistenza del bloccaggio su del carrello può essere calcolata per 3,8g; come pure il castello motore, il pavimento del bagagliaio e chissà che cosa d'altro. L'ala può essere valida per 5,07g (e non sono certo che lo sia), ma non mi aiuta a tornare a casa con un vano motore quasi distrutto, un carrello piegato e fuoriuscito e con un gran buco ne pavimento dietro il sedile.

Quanto più osserverete la  $V_A$  del vostro velivolo, tanto meglio sarà. Ma attenzione, la  $V_A$  della fig. 1 è relativa al velivolo da 1000 lbs. *La  $V_A$  per lo stesso velivolo al peso di 750 lbs è inferiore.*

La fig. 2 mostra la linea dello stallo per entrambi i pesi. L'esperienza vi dice che un velivolo stalla a velocità più bassa, quanto più è leggero, 8 kts in meno in questo caso. Questo è vero per tutti i fattori di carico. Quando spostate la curva dello stallo per un peso inferiore, verso sinistra rispetto a quella originale, anche la  $V_A$  si sposta a sinistra, e più bassa. La  $V_A$  per il peso inferiore del velivolo vale 101 kts o 16 kts meno della  $V_A$  a 1000 lbs.

Volare con il velivolo da 750 lbs alla  $V_A$  del peso di 1000 lbs non assicura che lo stesso raggiunga lo stallo prima di danneggiarsi strutturalmente. Quando si vola con il velivolo al peso di 750 lbs alla  $V_A$  di quello a 1000 lbs, esso non stallerà prima di 5,07g, pericolosamente vicino al carico a robustezza!

Il nostro velivolo potrebbe avere un equilibratore poco efficace o un aumento eccessivo di resistenza indotta per riuscire a raggiungere, in quella configurazione, i 5g a 117 kts, ma non vi suggerisco di scommettere la vita. Se conoscete la  $V_A$  del velivolo ad un peso, potete calcolarla per ogni altro peso, usando la formula 1, in cui  $V_{A1}$  è la velocità di manovra per il peso originale  $W_1$  e  $V_{A2}$  è la nuova al peso  $W_2$ .

Formula 1:  $V_{A1}$  è la velocità di manovra per il peso iniziale  $W_1$  e  $V_{A2}$  è la nuova al peso  $W_2$ .

$$V_{A2} = V_{A1} * \sqrt{W_2/W_1}$$

Anche quando conoscete la  $V_A$  corretta per il peso, è buona regola che voi siate coscienti, in ogni momento, in quale punto dell'involuppo di manovra vi trovate con il vostro velivolo. Non crediate nella protezione automatica della curva dello stallo, come garanzia per proteggere il velivolo dalle sovrasollecitazioni.

In aggiunta agli effetti del peso sul diagramma V-n, dovete conoscere altri elementi al riguardo. Ogni diagramma V-n è relativo alla configurazione del singolo velivolo. Cambiando la configurazione del velivolo con la posizione del carrello, dei flaps e del tettuccio possono cambiare il diagramma V-n e la sua  $V_A$ .

Probabilmente, ci saranno ulteriori limitazioni per le altre configurazioni, che creeranno altri contorni del diagramma V-n. per esempio, molti velivoli possiedono limiti di velocità per il carrello e per l'uso dei flaps, e hanno altrettanti limiti del fattore di carico.

### **Cosa c'è dietro l'inviluppo**

Il diagramma mostrato nelle fig. 1 e 2 non tiene conto della turbolenza o delle raffiche dell'aria. Noi tutti siamo stati sballottati nel cielo pieno di nuvole bianche e oggetto di variazioni momentanee, in più o in meno, del fattore di carico. L'ala di un velivolo non fa differenza tra un fattore di carico aumentato dal pilota e quello dovuto a una raffica. Questi fattori di carico si combinano sull'ala.

Scontrandosi con una raffica verticale da 30 ft/s, quando state già tirando i 3,8g, il velivolo sarà sovrasollecitato. Se state volando in una turbolenza al di sotto della  $V_A$ , la raffica verticale causerà un incremento momentaneo del fattore di carico, lontano dal valore di sicurezza.

$V_A$  non è la velocità dove gli archi verde e giallo s'incontrano sull'anemometro. Questa è la  $V_{NO}$ , massima velocità strutturale di crociera, per la quale si assume che in aria turbolenta possiate volare in volo livellato, senza manovrare.

Il diagramma V-n non tiene conto delle manovre di rollio. Il diagramma V-n prende in considerazione solo le manovre di beccheggio. Se rollate e cabrate nello stesso tempo, alcune parti del velivolo saranno soggette a un g superiore, rispetto ad altre.

Supponiamo che tiriate 2g e rolliate a destra. Per rollare, l'ala sinistra fornirà più portanza della destra e ciò significa un maggior fattore di carico all'estremità sinistra rispetto alla destra. Ma significano un maggiore g all'estremità sinistra che voi e il vostro g-metro possiate misurare. Il valore del fattore di carico raggiunto dal velivolo è basso quando si rolla e la sua  $V_A$  è più bassa.

Da ultimo, cercherò di distruggere un mito popolare pericoloso, secondo il quale la  $V_A$  è la massima velocità a cui potete usare completamente i comandi, senza sovrasollecitare la cellula. Deflettere completamente gli alettoni vicino al limite di g alla  $V_A$ , può danneggiare il velivolo. Uno dovrebbe arguire che l'incremento di portanza richiesta all'ala con gli alettoni deflessi in basso, causerà lo stallo prima di superare il limite di g. Potrebbe, ma ci sono un paio di ragioni per non provarci.

La prima. Se manovrate bene, lo stallo improvviso di un'ala potrebbe originare uno snap-roll impressionante a circa 4g.

La seconda. Se vi trovate di qualche nodo più veloci della  $V_A$ , quando buttate la barra di lato, la sovrasollecitazione del velivolo è assicurata.

La terza. Sorpresi dallo stallo inatteso di una semiala durante questa manovra, il pilota potrebbe dare un comando in una direzione che potrebbe porre il velivolo in una condizione dinamica, dove il fattore di carico aumenta per forze non aerodinamiche. Queste forze "misteriose", come la precessione giroscopica potrebbe far ruotare il velivolo in direzioni inattese. Quanti g laterali può sopportare il vostro velivolo, prima che la deriva si stacchi?

Questo mese abbiamo parlato molto del diagramma V-n. Maggiori sono le conoscenze del volo del vostro velivolo, con maggiore sicurezza volerete. Possiamo sintetizzare queste migliaia di parole in un paio di frasette: le velocità di manovra sono differenti per differenti pesi e configurazioni; se la vostra manovra coinvolge il rollio e l'imbardata, non fatelo vicino al fattore di carico limite.

Il prossimo mese, riprenderemo a parlare di prove di prestazioni. Riesamineremo gli elementi delle prestazioni e daremo un'occhiata ai risultati ottenuti dalle prove degli RV6 degli Young Eagles.

.....Omissis.....