

## Capitolo nono

### LA VITE

#### 9.1. Generalità

Il volo alle incidenze superiori a quella di stallo può portare, specie in presenza di deriva, ad una instabilità dell'equilibrio intorno all'asse velivolo longitudinale che costituisce la causa prima della caduta del velivolo secondo una traiettoria elicoidale molto ripida denominata comunemente "vite". Ancora oggi, un'elevata percentuale dei disastri aerei è dovuta alla vite; viene richiesto pertanto che ogni velivolo, qualunque ne sia l'impiego, possa uscire dalla vite a mezzo di un'opportuna manovra nel più breve tempo possibile.

Non sempre la caduta in vite è accidentale: taluni velivoli, quali quelli da allenamento, debbono poter eseguire la vite comandata; per essi la vite costituisce una manovra acrobatica.

#### 9.2. Autorotazione alle incidenze ipercritiche

La caduta in vite è originata dal fenomeno di autorotazione che ha luogo ogni qualvolta, nel volo alle incidenze ipercritiche, il coefficiente di forza aerodinamica risultante:

$$C_F = \sqrt{C_L^2 + C_D^2} \quad (1-IX)$$

diminuisce al crescere dell'incidenza:

$$C_{F_a} < 0 \quad (2-IX)$$

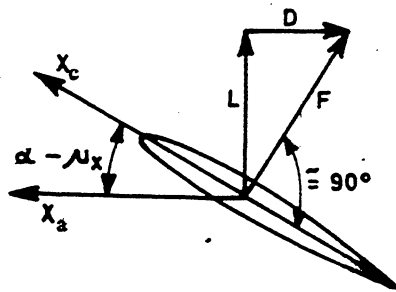


Fig. 1-IX

Per illustrare questo fenomeno occorre premettere che il comportamento delle superfici portanti alle incidenze ipercritiche è simile a quello della lastra piana per la quale, come è noto, la risultante delle azioni aerodinamiche può considerarsi, con sufficiente approssimazione, normale alla superficie (fig. 1-IX).

Ne consegue, poiché l'asse cen-

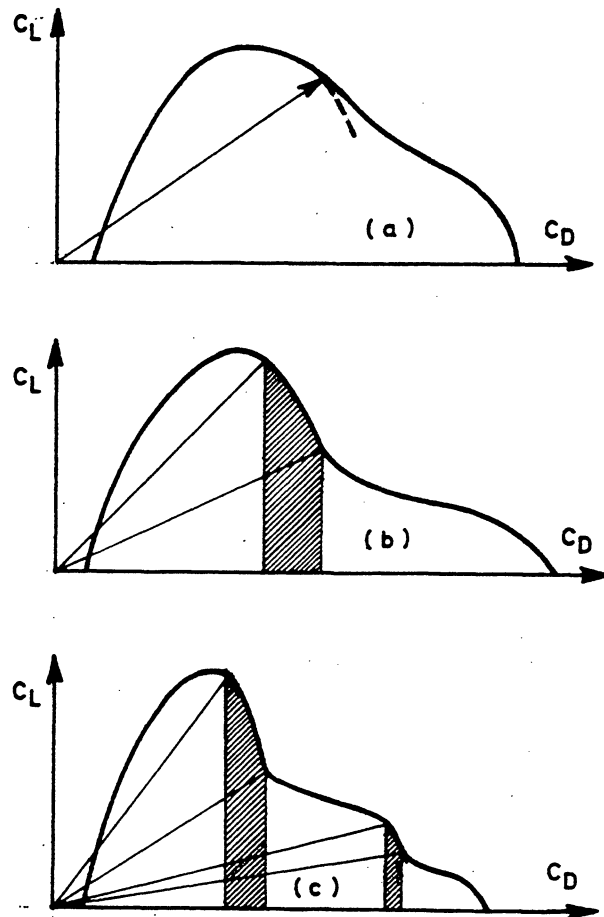


Fig. 2-IX

trale di inerzia longitudinale  $X_c$ , forma in genere un angolo molto piccolo col piano alare, che il contributo dell'ala al coefficiente di smorzamento al rollio riferito a detto asse principale di inerzia risulta dato dalla:

$$(C_{\ell_p})_W = -\frac{A}{4} \int_0^1 (c_{F_a})_W \bar{c} \bar{y}^2 d\bar{y} \quad (3-IX)$$

deducibile sostituendo  $(c_{F_a})_W$  a  $(c_{L_a})_W$  nell'espressione generale (161-IV) di detto gradiente riferito all'asse aerodinamico longitudinale  $X_a$ .

Da quanto esposto risulta chiaro che, se alle incidenze ipercritiche il gradiente di forza risultante  $(C_{F_a})_W$  diventa negativo, il coefficiente di rollio dovuto alla velocità angolare  $p$  – espresso dalla (3-IX) – diventa concorde con detta velocità e quindi, anziché smorzare, esalta la rotazione di rollio che lo ha provocato. Il velivolo si viene quindi a trovare in condizioni di instabilità al rollio: una incipiente rotazione intorno all'asse velivolo longitudinale, comunque prodotta, comporta un rapido incremento della velocità di rollio con conseguente insorgere di azioni aerodinamiche e di massa che provocano a loro volta la caduta del velivolo in vite.

Poiché:

$$C_{F_a} = \frac{dC_F}{dC_D} C_{D_a} \quad (4-IX)$$

si ha, per incidenze inferiori a  $90^\circ$ , che la condizione (2-IX) è equivalente alla:

$$\frac{dC_F}{dC_D} < 0 \quad (5-IX)$$

Conseguentemente, disponendo della polare completa del velivolo, è possibile individuare gli eventuali campi di autorotazione a mezzo della semplice costruzione grafica illustrata in fig. 2-IX. In realtà si possono verificare i tre casi tipici illustrati in detta figura (a, b, c). Nel primo caso l'autorotazione non può aver luogo essendo il coefficiente di forza aerodinamica risultante una funzione crescente del coefficiente di resistenza, nel secondo si ha un solo campo di incidenze entro il quale è possibile l'insorgere di questo pericoloso fenomeno, nel terzo infine esistono ben due campi distinti di possibile autorotazione. Di questi, quello corrispondente alle incidenze maggiori (superiori a  $45^\circ$ ) è il più pericoloso perché

conduce alle cosiddette viti piatte che sono le più ribelli alla manovra di uscita. L'altro campo (relativo ad incidenze inferiori a  $45^\circ$ ) è quello corrispondente alle viti ripide dalle quali è più facile uscire.

Il caso illustrato in (a) può verificarsi in pratica solo se la deriva è nulla: piccoli valori dell'angolo di derapata sono sufficienti per provocare condizioni di instabilità al rollio [casi (b) e (c)]. Di qui deriva l'importantissimo ruolo espletato dalla componente trasversale della velocità di avanzamento sulle caratteristiche della vite e sulle manovre di entrata e di uscita.

### 9.3. Vite stazionaria

La caduta in vite dei velivoli, conseguente allo svilupparsi del fenomeno di autorotazione, è costituita da una fase transitoria iniziale, denominata vite oscillatoria, caratterizzata da oscillazioni delle componenti della velocità angolare e dell'assetto del velivolo. Per molti velivoli tali oscillazioni si smorzano dopo qualche giro dando luogo ad un moto di avvistamento stabilizzato:

$$\dot{V} = \dot{\alpha} = \dot{\beta} = \dot{p} = \dot{q} = \dot{r} = 0 \quad (6-IX)$$

con caratteristiche ben definite.

I requisiti richiesti per l'uscita dalla vite stazionaria, a causa della sua maggior stabilità, risultano essere ben più severi di quelli relativi alla vite oscillatoria; per tale ragione la vite stazionaria è stata oggetto di numerosi studi che hanno portato ad una migliore conoscenza di questo pericolosissimo fenomeno.

Durante il moto di avvistamento il velivolo precipita ruotando intorno ad un asse verticale (asse della vite) col proprio baricentro distante da esso di una quantità (raggio della vite) generalmente uguale ad una frazione dell'apertura alare. Il baricentro del velivolo descrive così una elica cilindrica a forte passo e piccolo raggio. La prua del velivolo è costantemente orientata verso l'asse della vite mentre l'apertura alare non risulta in genere orizzontale; l'incidenza rimane, durante il moto, sempre ipercritica. La velocità angolare di rotazione della vite stazionaria varia

entro limiti modesti (da due ad otto radianti al secondo), la velocità di discesa  $V_h$  assume invece valori molto diversi (dai cinquanta ai quattrocento chilometri all'ora) in relazione alle caratteristiche del velivolo. Anche l'incidenza varia entro limiti molto ampi compresi fra i trenta e gli ottanta gradi.

L'influenza delle azioni propulsive sulle caratteristiche della vite stazionaria è trascurabile se vengono esclusi taluni effetti indiretti dei propulsori e l'impegno asimmetrico della potenza. Lo studio della vite stazionaria viene perciò condotto assumendo nulle le azioni propulsive.

La condizione di equilibrio alla rotazione è espressa dall'annullarsi del momento delle forze in atto rispetto all'asse della vite. Esse sono costituite, per la citata ipotesi sulle azioni propulsive, dalle azioni aerodinamiche e da quelle di massa; queste ultime, a loro volta, da forze complanari (peso del velivolo) o incidenti (azioni centrifughe dovute alla velocità angolare  $\Omega$ ) all'asse della vite. Ne consegue che la risultante delle forze aerodinamiche passa per l'asse della vite. A parte la componente trasversale dell'azione aerodinamica — componente peraltro molto modesta — la risultante della portanza  $L$  e della resistenza  $D$ , come precedentemente esposto, è normale al piano alare, alle incidenze ipercritiche e passa molto vicino al baricentro. La sua retta d'azione risulta quindi pressoché coincidente con l'asse centrale d'inerzia  $Z_c$ . E' perciò lecito assumere quest'ultimo complanare con l'asse della vite. Infine, poiché in genere l'apertura alare non è orizzontale, l'asse di inerzia longitudinale  $X_c$  forma col piano individuato dall'asse della vite e da  $Z_c$ , un angolo  $\beta_s$  diverso da zero — detto angolo di deviazione — il cui verso positivo è indicato in fig. 3-IX (semiala avanzante più bassa).

Indicando con  $\alpha_s$  l'angolo che la componente verticale  $V_h$  della velocità del velivolo forma con la intersezione dei piani  $X_c Y_c$  ed  $\Omega Z_c$  si perviene alle seguenti espressioni delle componenti la velocità angolare ed il peso sugli assi-velivolo:

$$\begin{cases} p = \Omega \cos \alpha_s \cos \beta_s \\ q = -\Omega \cos \alpha_s \sin \beta_s \\ r = \Omega \sin \alpha_s \end{cases} \quad (7-IX)$$

$$\begin{cases} W_X = W \cos \alpha_s \cos \beta_s \\ W_Y = -W \cos \alpha_s \sin \beta_s \\ W_Z = W \sin \alpha_s \end{cases} \quad (8-IX)$$

Il moto del velivolo in vite stabilizzata è caratterizzato da cinque gradi di libertà; le equazioni del moto – riferite agli assi centrali di inerzia – vengono ottenute dalle (74-III) avvalendosi delle condizioni di stazionarietà espresse dalle (6-IX) e dell'ipotesi di azioni propulsive nulle:

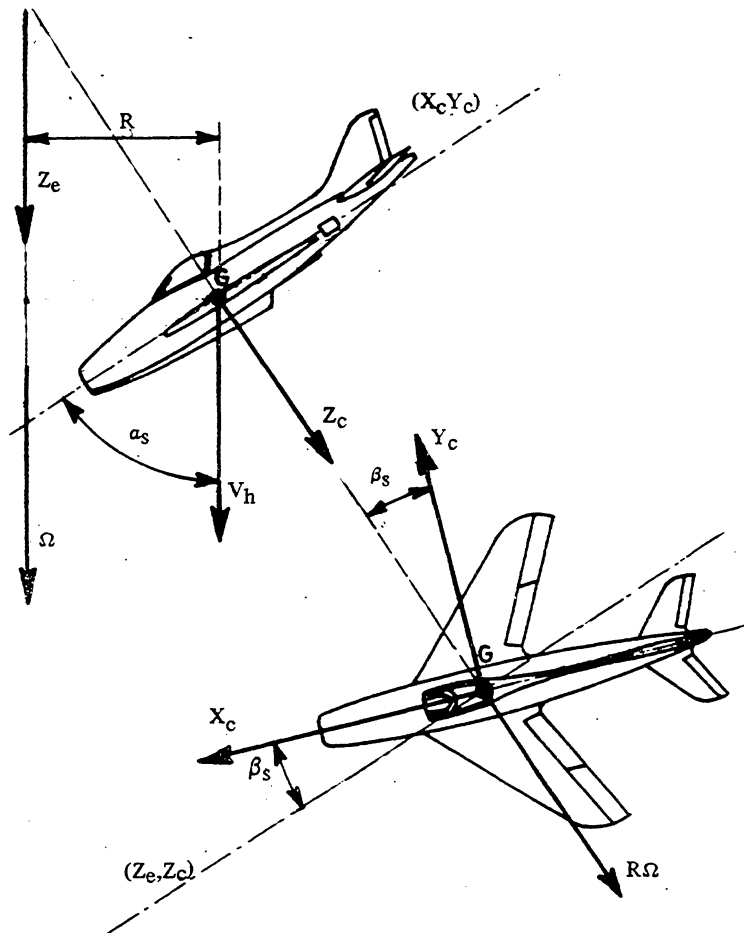


Fig. 3-IX

$$\left\{ \begin{array}{l}
 \frac{W}{g} [(qV_Z - rV_Y) \cos(\alpha - \mu_{X_c}) + (pV_Y - qV_X) \sin(\alpha - \mu_{X_c})] = \\
 \quad = W_X \cos(\alpha - \mu_{X_c}) + W_Z \sin(\alpha - \mu_{X_c}) - D \\
 \frac{W}{g} [(qV_Z - rV_Y) \sin(\alpha - \mu_{X_c}) - (pV_Y - qV_X) \cos(\alpha - \mu_{X_c})] = \\
 \quad = W_X \sin(\alpha - \mu_{X_c}) - W_Z \cos(\alpha - \mu_{X_c}) + L \\
 -qr(B - C) = \ell_A \cos(\alpha - \mu_{X_c}) - n_A \sin(\alpha - \mu_{X_c}) \quad (9-IX) \\
 -pr(C - A) = m_A \\
 -pq(A - B) = \ell_A \sin(\alpha - \mu_{X_c}) + n_A \cos(\alpha - \mu_{X_c})
 \end{array} \right.$$

le prime due delle quali esprimono gli equilibri alla traslazione nella direzione degli assi aerodinamici  $X_a$  e  $Z_a$  rispettivamente.

Sostituendo nelle (9-IX) le espressioni (70-II) e (7-IX) delle componenti delle velocità di avanzamento e di rotazione nonché le (8-IX) relative alle componenti del peso ed introducendo la densità relativa del velivolo (196-III) e la velocità angolare adimensionalizzata:

$$\hat{\Omega} = \frac{\Omega b}{2V} \quad (10-IX)$$

si perviene al seguente sistema di equazioni:

$$\left\{ \begin{array}{l}
 4\mu\hat{\Omega} [\cos\alpha_s \cos\beta_s \sin(\alpha - \mu_{X_c}) - \sin\alpha_s \cos(\alpha - \mu_{X_c})] \sin\beta + \\
 \quad - \frac{W/S}{q_\infty} [\cos\alpha_s \cos\beta_s \cos(\alpha - \mu_{X_c}) + \sin\alpha_s \sin(\alpha - \mu_{X_c})] + C_D = 0 \\
 4\mu\hat{\Omega} \{[\cos\alpha_s \cos\beta_s \cos(\alpha - \mu_{X_c}) + \sin\alpha_s \sin(\alpha - \mu_{X_c})] \sin\beta + \\
 \quad + \cos\alpha_s \sin\beta_s \cos\beta\} + \frac{W/S}{q_\infty} [\cos\alpha_s \cos\beta_s \sin(\alpha - \mu_{X_c}) + \\
 \quad - \sin\alpha_s \cos(\alpha - \mu_{X_c})] + C_L = 0 \quad (11-IX) \\
 \mu\hat{\Omega}^2 (\hat{k}_{Z_c}^2 - \hat{k}_{Y_c}^2) \sin 2\alpha_s \sin\beta_s + C_{l_c} = 0 \\
 \frac{\mu}{c/b} \hat{\Omega}^2 (\hat{k}_{Z_c}^2 - \hat{k}_{X_c}^2) \sin 2\alpha_s \cos\beta_s + C_m = 0 \\
 \mu\hat{\Omega}^2 (\hat{k}_{Y_c}^2 - \hat{k}_{X_c}^2) \sin 2\beta_s \cos^2\alpha_s + C_{n_c} = 0
 \end{array} \right.$$

con:

$$C_{l_c} = C_l \cos(\alpha - \mu_{X_c}) - C_n \sin(\alpha - \mu_{X_c}) \quad (12-IX)$$

$$C_{n_c} = C_l \sin(\alpha - \mu_{X_c}) + C_n \cos(\alpha - \mu_{X_c}) \quad (13-IX)$$

Per una prefissata configurazione del velivolo (e cioè per assegnati valori di  $\delta_a$ ,  $\delta_r$ ,  $\delta_s$  e  $\delta_e$ ) i coefficienti di portanza e di resistenza risultano essere funzioni note dell'incidenza  $\alpha$  mentre i coefficienti di momento di rollio (108-IV), di beccheggio (94-IV) e di imbardata (109-IV) vengono espressi tramite le:

$$C_l = C_{l_\beta} \beta + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r + \hat{\Omega} (C_{l_p} \cos \alpha_s \cos \beta_s + C_{l_r} \sin \alpha_s) \quad (14-IX)$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\delta_s}} \delta_s + C_{m_{\delta_e}} \delta_e - \frac{\bar{c}}{b} \hat{\Omega} C_{m_q} \cos \alpha_s \sin \beta_s \quad (15-IX)$$

$$C_n = C_{n_\beta} \beta + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r + \hat{\Omega} (C_{n_p} \cos \alpha_s \cos \beta_s + C_{n_r} \sin \alpha_s) \quad (16-IX)$$

Inoltre – posto:

$$\hat{R} = \frac{R}{b/2} \quad (17-IX)$$

– risulta:

$$\sin \beta = - \left[ \hat{\Omega} \hat{R} \cos \beta_s + \cos \alpha_s \sin \beta_s \sqrt{1 - (\hat{\Omega} \hat{R})^2} \right] \quad (18-IX)$$

$$\cos(\alpha - \mu_{X_c}) = \frac{1}{\cos \beta_s \cos \beta} \left[ \sin \beta_s \sin \beta + \right. \\ \left. + \cos \alpha_s \sqrt{1 - (\hat{\Omega} \hat{R})^2} \right] \quad (19-IX)$$

---

*Relazioni (18-IX) e (19-IX)*

La fig. 4-IX illustra le posizioni relative degli assi  $X_w$ ,  $X_a$ ,  $X_c$  e  $Z_c$ . I piani GABD contenente l'asse  $Z_c$  e GFC sono verticali e fra loro ortogonali mentre il piano BFD è normale all'asse  $Z_c$ . In particolare gli angoli  $\widehat{GBF}$ ,  $\widehat{FBD}$ ,  $\widehat{F\acute{E}C}$  e  $\widehat{G\acute{E}C}$  risultano retti. Si ha quindi:



Le (11-IX) costituiscono quindi un sistema algebrico di cinque equazioni nelle cinque incognite adimensionali indipendenti:

$$\begin{aligned} CE &= CG \operatorname{sen}(-\beta) & CE &= (CB + BF) \cos \beta_s \\ CB &= CG \cos \gamma & BF &= BD \operatorname{tg} \beta_s \\ BD &= BG \cos \alpha_s & BG &= CG \operatorname{sen}(-\gamma) \end{aligned}$$

dalle quali risulta:

$$\operatorname{sen} \beta = -\cos \beta_s [\cos \gamma + \operatorname{tg} \beta_s \cos \alpha_s \operatorname{sen}(-\gamma)]$$

ovvero, per essere:

$$R \Omega = V \cos \gamma;$$

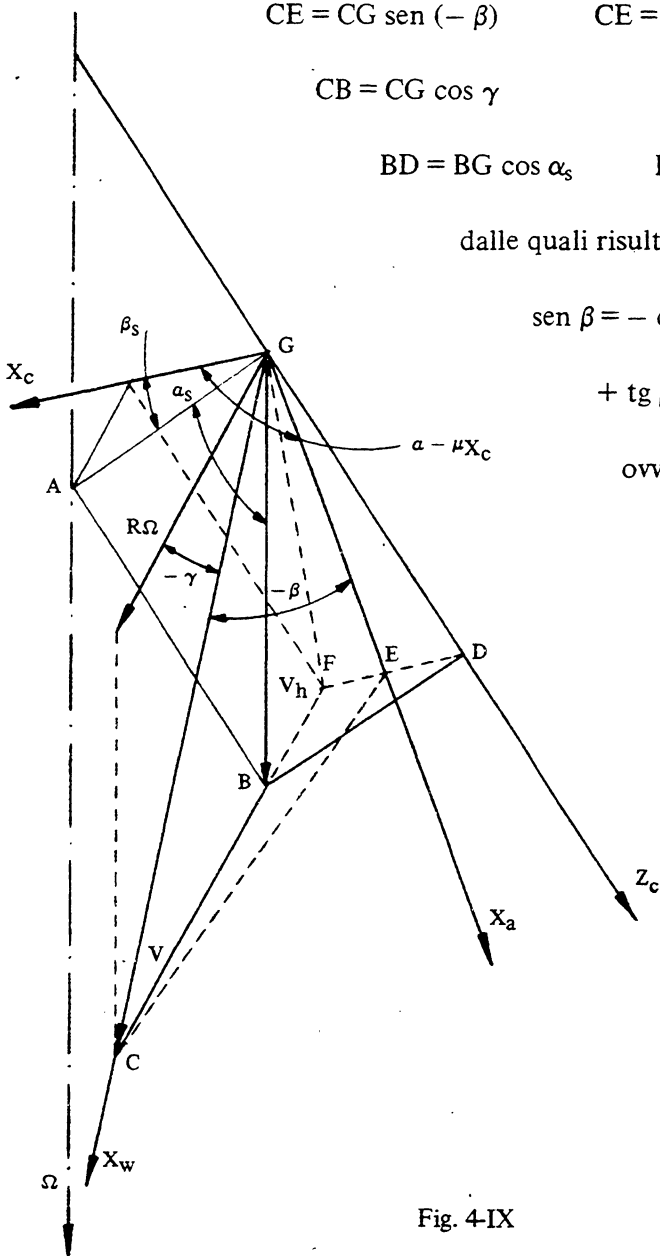


Fig. 4-IX

$$\hat{\Omega} \quad \hat{R} \quad \frac{q_{\infty}}{W/S} \quad \alpha_s \quad \beta_s \quad (20-IX)$$

Il problema dello studio della vite stazionaria risulta così determinato.

si ha:

$$\text{sen } \beta = - \left[ \frac{\Omega b}{2V} \frac{R}{b/2} \cos \beta_s + \cos \alpha_s \text{sen } \beta_s \sqrt{1 - \left( \frac{\Omega b}{2V} \frac{R}{b/2} \right)^2} \right]$$

che è appunto la (18-IX).

Dall'esame della fig. 4-IX risulta inoltre:

$$BD = FD \cos \beta_s$$

$$BD = BG \cos \alpha_s$$

$$BG = CG \text{sen } (-\gamma)$$

$$EG = CG \cos \beta$$

e quindi:

$$FD = \frac{\cos \alpha_s \text{sen } (-\gamma)}{\cos \beta \cos \beta_s} EG$$

D'altra parte è:

$$FD = EC \text{tg } \beta_s + EG \cos (\alpha - \mu_{X_c})$$

$$EC = EG \text{tg } (-\beta)$$

ne consegue che:

$$\cos (\alpha - \mu_{X_c}) = \text{tg } \beta_s \text{tg } \beta + \frac{\cos \alpha_s \text{sen } (-\gamma)}{\cos \beta_s \cos \beta}$$

ovvero:

$$\cos (\alpha - \mu_{X_c}) = \frac{1}{\cos \beta_s \cos \beta} \left[ \text{sen } \beta_s \text{sen } \beta + \cos \alpha_s \sqrt{1 - \left( \frac{\Omega b}{2V} \frac{R}{b/2} \right)^2} \right]$$

che è la (19-IX).

### 9.3.1. Valutazione delle caratteristiche di avvimento

Come precedentemente esposto il sistema di equazioni (11-IX), con l'ausilio delle (12-IX) ÷ (19-IX) consente di determinare analiticamente le caratteristiche (20-IX) delle possibili viti stazionarie di un velivolo in una prefissata configurazione di volo. Per rendere il metodo di calcolo praticamente valido è opportuno semplificare il sistema (11-IX) ponendo nelle due equazioni alla traslazione e nell'equazione di equilibrio al beccheggio:

$$\sin \beta_s \cong 0 \qquad \cos \beta_s \cong 1 \qquad (21-IX)$$

ipotesi accettabile in considerazione della piccolezza di  $\beta_s$  e della modesta influenza dell'angolo di deviazione sulle citate equazioni. Poiché le (18-IX) e (19-IX), per le (21-IX), forniscono:

$$\sin \beta = -\hat{\Omega} \hat{R} \qquad (22-IX)$$

$$\cos(\alpha - \mu_{X_c}) = \frac{\cos \alpha_s}{\cos \beta} \sqrt{1 - (\hat{\Omega} \hat{R})^2} = \cos \alpha_s \qquad (23-IX)$$

il sistema di equazioni (11-IX) risulta così semplificato:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{W/S}{q_\infty} - C_D = 0 \\ 4 \mu \hat{\Omega}^2 \hat{R} - C_L = 0 \\ \mu \hat{\Omega}^2 (\hat{k}_{Z_c}^2 - \hat{k}_{Y_c}^2) \sin 2\alpha_s \sin \beta_s + C_{l_c} = 0 \\ \frac{\mu}{c/b} \hat{\Omega}^2 (\hat{k}_{Z_c}^2 - \hat{k}_{X_c}^2) \sin 2\alpha_s + C_m = 0 \\ \mu \hat{\Omega}^2 (\hat{k}_{Y_c}^2 - \hat{k}_{X_c}^2) \cos^2 \alpha_s \sin 2\beta_s + C_{n_c} = 0 \end{array} \right. \qquad (24-IX)$$

le prime due delle quali sono ricavabili direttamente dalla figura 5-IX, valida appunto nell'ipotesi di angolo di deviazione nullo.

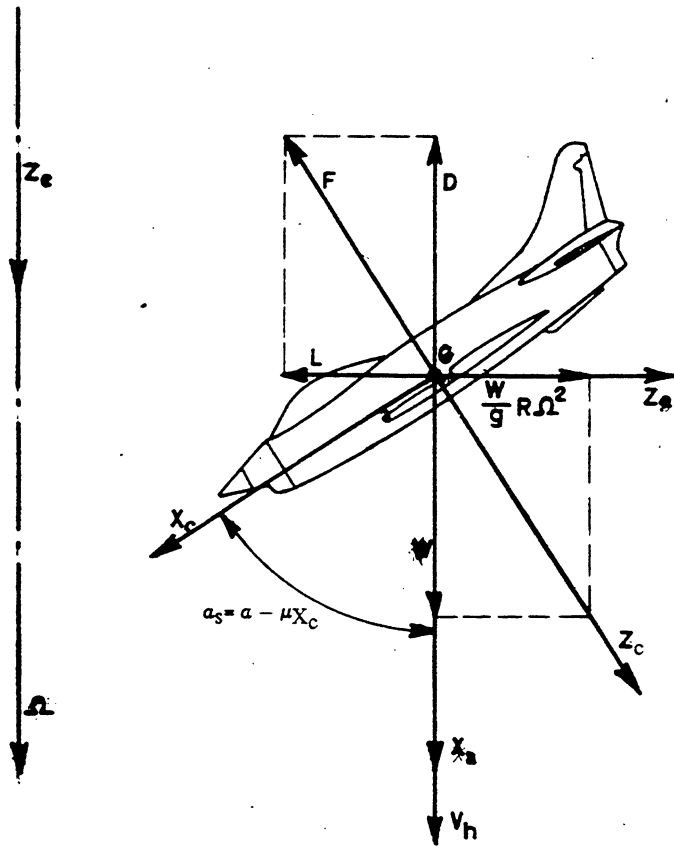


Fig. 5-IX

La risoluzione del sistema (24-IX) può essere eseguita al seguente modo: Fissato arbitrariamente

$$\alpha_s = \alpha - \mu X_c ,$$

la prima equazione del sistema (24-IX) consente di ricavare  $\frac{W/S}{q_\infty}$  mentre la quarta conduce successivamente alla determinazione di  $\hat{\Omega}$  e quindi la seconda permette di conoscere  $\hat{R}$ . Infine la terza equazione del sistema (24-IX), con l'ausilio della (18-IX), consente di determinare  $\beta_s$ ; calcolato quindi il primo membro dell'ultima delle (24-IX) si ripete il calcolo per più valori arbitrari di  $\alpha_s$  fino a pervenire alla determinazione grafica del valore di  $\alpha_s$  che soddisfa l'ultima delle (24-IX).

L'applicazione del metodo illustrato comporta la conoscenza dei parametri aerodinamici del velivolo alle incidenze ipercritiche e permette di determinare solamente se, sotto certe condizioni, si può avere o meno vite stazionaria. L'utilità del sistema (24-IX) è, sotto questo aspetto, alquanto limitata anche in considerazione del fatto che, prima di passare alla fase di sviluppo di un determinato progetto ed in ogni caso prima di intraprendere le prove di volo, è necessario avere indicazioni sulle manovre per l'uscita dalla vite oltre che sulle caratteristiche della vite stazionaria. Queste informazioni possono essere ottenute, in prima approssimazione, sulla base dei dati statistici (9.5.) in fase di progetto preliminare e quindi, nella fase di sviluppo, avvalendosi dei risultati delle prove in galleria verticale eseguite su un modello in volo libero in similitudine meccanica (\*).

Tuttavia l'analisi di ciascuno degli equilibri espressi dal sistema (24-IX) porta ad una migliore conoscenza del ruolo coperto dai principali parametri sul comportamento in vite e sulle caratteristiche di uscita dei velivoli.

### 9.3.2. Analisi degli equilibri alla traslazione

Nel campo di validità delle ipotesi ammesse, le prime due equazioni del sistema (24-IX) esprimono l'equilibrio tra la resistenza ed il peso del velivolo (asse  $X_a$ ) e tra la portanza e la forza centrifuga (asse  $Z_a$ ):

---

(\*) La sperimentazione in similitudine meccanica comporta l'uguaglianza dei numeri di Froude (195-III); conseguentemente – detto  $\lambda$  il rapporto di similitudine lineare fra modello e velivolo – le rispettive velocità lineari risultano essere nel rapporto  $\lambda^{1/2}$ . Supposto di sperimentare a parità di caratteristiche fisiche dell'aria, la terza delle grandezze adimensionali (20-IX) conduce ad un rapporto dei carichi alari uguali a quello  $\lambda$  di similitudine geometrica. I rapporti dei pesi e dei momenti di inerzia risultano quindi uguali a  $\lambda^3$  e  $\lambda^5$  rispettivamente. Infine la prima delle grandezze adimensionali (20-IX) conduce a rapporti fra le velocità angolari pari a  $\lambda^{-1/2}$ .

Da notare che i numeri di Reynolds non sono uguali ma, a parità di caratteristiche fisiche dell'aria, risultano essere nel rapporto  $\lambda^{3/2}$ . L'effetto scala che ne consegue influenza principalmente lo smorzamento aerodinamico che risulta essere maggiore per il modello. E' per tale ragione che la sperimentazione in galleria verticale conduce in genere a risultati più ottimistici (viti meno piatte e maggiore facilità di uscita).

$$W = D \quad (25-IX)$$

$$\frac{W}{g} R \Omega^2 = L \quad (26-IX)$$

Esprimendo nella (25-IX) la resistenza  $D$  in funzione della forza aerodinamica risultante  $F$  e trascurando la componente  $R\Omega$  della velocità del velivolo rispetto alla velocità di discesa  $V_h$  si ottiene:

$$V_h = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_F \sin(\alpha - \mu_{X_c})}} \quad (27-IX)$$

L'equilibrio alla traslazione secondo l'asse aerodinamico longitudinale definisce, per una determinata incidenza  $(\alpha - \mu_{X_c})$ , la velocità di discesa  $V_h$ . Quest'ultima può anche essere espressa in funzione della velocità di stallo  $V_s$  tramite la:

$$\frac{V_h}{V_s} = \sqrt{\frac{C_{L \max}}{C_F \sin(\alpha - \mu_{X_c})}} \quad (28-IX)$$

Ad incidenza costante, l'equilibrio alla traslazione secondo l'asse aerodinamico  $Z_a$  determina il raggio della vite:

$$\hat{R} = \frac{C_L}{4\mu \hat{\Omega}^2} \quad (29-IX)$$

mentre l'equilibrio al beccheggio definisce il rapporto  $\hat{\Omega}$  tra velocità angolare e velocità lineare [come risulta dalla quarta delle (24-IX)].

Alla (29-IX) corrisponde la seguente espressione dell'angolo di volta:

$$\text{tg } \gamma = -\frac{4\mu}{C_L} \hat{\Omega} \quad (30-IX)$$

Infine le (25-IX) e (26-IX) conducono alle seguenti espressioni dei fattori di carico longitudinale e normale:

$$f_{xa} = 1 \qquad f_{za} = \frac{1}{\operatorname{tg}(\alpha - \mu_{Xc})} \qquad (31\text{-IX})$$

relative al moto di avvitalamento simmetrico stabilizzato.

Dalle relazioni (28-IX) ÷ (31-IX) si deduce che, al crescere dell'incidenza, la velocità di discesa, il raggio della vite ed il fattore di carico normale decrescono rapidamente mentre l'angolo di volta aumenta avvicinandosi al valore limite di  $-90^\circ$ . Inoltre, ad incidenze superiori a  $45^\circ$ , la velocità angolare della vite stabilizzata cresce con l'incidenza per un doppio ordine di motivi: aumento di  $\hat{\Omega}$  (9.3.3.2.) e diminuzione della velocità di discesa.

Ne consegue che le viti piatte sono caratterizzate da velocità angolari elevate, velocità di discesa e raggi relativamente bassi e bassissimi valori del fattore di carico normale.

### 9.3.3. Analisi degli equilibri alla rotazione

Nella vite stazionaria l'equilibrio alla rotazione intorno agli assi centrali di inerzia è espresso dalle ultime tre equazioni del sistema (24-IX). Risulta particolarmente utile analizzare l'influenza delle coppie di inerzia sulla stabilità o meno del moto di avvitalamento stabilizzato. Le coppie aerodinamiche, dovendo equilibrare le corrispondenti coppie inerziali, hanno ovviamente un effetto opposto.

#### 9.3.3.1. Equilibrio al rollio

E' regolato dalla terza equazione del sistema (24-IX) che esprime l'equilibrio tra il momento di rollio aerodinamico e quello dovuto alle azioni inerziali; proporzionale, quest'ultimo, all'espressione:

$$\mu \hat{\Omega}^2 (\hat{k}_{Zc}^2 - \hat{k}_{Yc}^2) \operatorname{sen} 2\alpha_s \operatorname{sen} \beta_s \qquad (32\text{-IX})$$

ed avente, quindi, il segno di  $\beta_s$  (per essere sempre  $k_{Zc} > k_{Yc}$ ). Ne consegue che (fig. 3-IX) nella vite stazionaria la coppia inerziale al rollio

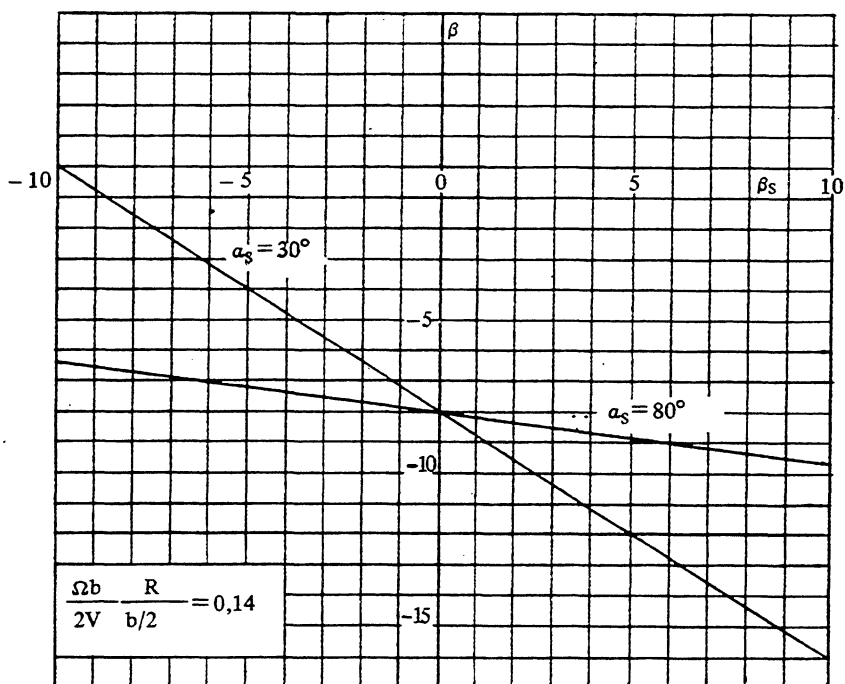


Fig. 6-IX

agisce sempre in senso tale da tendere a portare l'apertura alare in un piano orizzontale e quindi a ridurre  $|\beta_s|$ . D'altra parte, come risulta dalla figura 6-IX che riporta – per assegnati valori di  $\hat{\Omega}$ ,  $\hat{R}$  ed  $\alpha_s$  – l'andamento tipico di  $\beta$  in funzione di  $\beta_s$  espresso dalla relazione (18-IX), si ha che una riduzione di  $|\beta_s|$  comporta una diminuzione o un aumento di  $|\beta|$  in dipendenza del segno positivo o negativo di  $\beta_s$  rispettivamente.

Poiché, come precedentemente esposto, l'assetto deviato porta ad un ampliamento dei campi di possibile autorotazione, risulta che la coppia inerziale è anti-vite se  $\beta_s$  è positivo (cioè se la semiala più alta è quella esterna al moto di avvitaamento) e pro-vite se  $\beta_s$  è negativo.

L'equilibrio alla rotazione intorno all'asse di rollio influenza la stabilità della vite solo indirettamente perché definisce il valore della deriva  $\beta$  che, come si vedrà in seguito, ha a sua volta un'importanza preminente nell'equilibrio all'imbardata; equilibrio, quest'ultimo, che è determinante per la stabilità del moto di avvitaamento.



### 9.3.3.2. Equilibrio al beccheggio

La coppia inerziale al beccheggio risulta proporzionale – in base alla quarta equazione del sistema (24-IX) – all'espressione:

$$\frac{\mu}{c/b} \hat{\Omega}^2 (\hat{k}_{Z_c}^2 - \hat{k}_{X_c}^2) \text{sen } 2\alpha_s \quad (33-IX)$$

Conseguentemente essa, per essere sempre  $k_{Z_c} > k_{X_c}$ , risulta positiva e perciò tale da tendere ad aumentare l'incidenza. La coppia di inerzia al beccheggio nella vite stazionaria è quindi pro-vite. Per un dato velivolo essa è funzione crescente di  $\hat{\Omega}$  e funzione crescente o decrescente di  $\alpha_s$  per angoli di incidenza inferiori o superiori a  $45^\circ$  rispettivamente. Quest'andamento tipico è illustrato (curve a tratto pieno) in fig. 7-IX in cui sono riportate anche, per più valori dell'angolo dell'equilibratore, le curve del coefficiente di momento aerodinamico di beccheggio cambiate di segno (curve a trattini). Le loro intersezioni forniscono le incidenze alle quali è soddisfatta la condizione di equilibrio al beccheggio di eventuali viti stabilizzate.

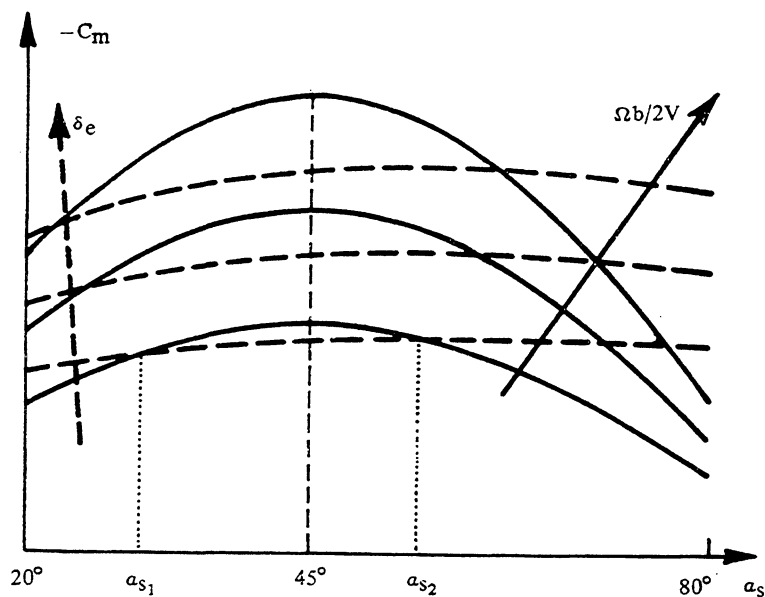


Fig. 7-IX

Dall'esame della figura 7-IX si deduce che nella posizione a picchiare la vite stazionaria può non esser possibile e, in ogni caso, richiede alti valori di  $\Omega b/2V$ .

Risulta inoltre che, per una data posizione del comando longitudinale, esistono due incidenze  $\alpha_{s_1}$  ed  $\alpha_{s_2}$  — l'una minore e l'altra maggiore di  $45^\circ$  — alle quali è possibile la vite di regime per un dato  $\Omega b/2V$ . La vite corrispondente all'incidenza minore di  $45^\circ$  (vite ripida), come si può agevolmente ricavare dal grafico, non risulta stabile al beccheggio: un aumento di incidenza  $\Delta\alpha_s$  comporta un'eccedenza della coppia inerziale (cabrante) su quella aerodinamica (picchiante) e crea quindi un momento di beccheggio risultante tale da aumentare ulteriormente  $\alpha_s$ . Analogamente una riduzione di incidenza  $-\Delta\alpha_s$  comporta il destarsi di un momento di beccheggio picchiante, tale cioè da ridurre ulteriormente l'incidenza. Viceversa la vite corrispondente all'incidenza  $\alpha_{s_2}$  superiore a  $45^\circ$  (vite piatta) risulta stabile poiché, come si può dedurre dalla figura 7-IX, una qualsiasi variazione dell'incidenza comporta l'insorgere di un momento di beccheggio tale da riportare il velivolo alla incidenza iniziale  $\alpha_{s_2}$ . La stabilità al beccheggio delle vite piatte le rende più ribelli alla manovra di uscita.

Da notare infine che, per assegnata posizione dell'equilibratore, ad incidenze superiori a  $45^\circ$ ,  $\Omega b/2V$  cresce con l'incidenza; l'opposto ha luogo alle incidenze inferiori a  $45^\circ$ .

Il comportamento in vite dei velivoli, quale risulta dall'esame dell'equilibrio al beccheggio, è sfavorevolmente influenzato da ciascuno dei seguenti fattori:

- incremento dei carichi in fusoliera rispetto a quelli in ala (aumento di  $\hat{k}_{Z_c}^2 - \hat{k}_{X_c}^2$ ),
- incremento di quota (aumento di  $\mu$ ),
- arretramento del baricentro (riduzione di  $C_{m_a}$ ),
- manovra a cabrare (riduzione di  $\delta_e$ ),

comportando i primi due fattori un aumento del termine inerziale (33-IX) e gli ultimi due una riduzione del coefficiente di momento aerodinamico picchiante.

### 9.3.3.3. Equilibrio all'imbardata

La coppia di inerzia all'imbardata, stante la quinta equazione del sistema (24-IX), risulta proporzionale a:

$$\mu \hat{\Omega}^2 (\hat{k}_{Y_c}^2 - \hat{k}_{X_c}^2) \cos^2 \alpha_s \operatorname{sen} 2\beta_s \quad (34\text{-IX})$$

Il segno di questa coppia dipende quindi da quelli di  $\beta_s$  e di  $\hat{k}_{Y_c}^2 - \hat{k}_{X_c}^2$ ; occorre pertanto distinguere due casi:

$B - A > 0$  – caso dei velivoli di architettura supersonica –: la coppia risulta positiva se tale è  $\beta_s$  e viceversa; essa tende perciò in ogni caso ad allontanare sempre più l'apertura dall'orizzontale (fig. 3-IX). Questa coppia è quindi pro-vite (perché tendente ad aumentare  $|\beta|$ ) per  $\beta_s$  positivo ed anti-vite per  $\beta_s$  negativo (fig. 6-IX).

$B - A < 0$  – caso dei velivoli di architettura classica caratterizzati da una distribuzione dei carichi secondo l'apertura alare predominante su quella in fusoliera – la coppia ha segno opposto a  $\beta_s$  e tende quindi sempre a portare l'apertura alare orizzontale (fig. 3-IX). La coppia è perciò anti-vite per  $\beta_s$  positivo e pro-vite per  $\beta_s$  negativo.

Generalmente nella vite  $\beta_s$  è positivo e quindi si può affermare che, normalmente, la coppia d'inerzia all'imbardata è pro-vite per i velivoli con distribuzione dei carichi prevalentemente in fusoliera ( $B - A > 0$ ) ed anti-vite per quelli con distribuzione dei carichi prevalentemente nelle ali ( $B - A < 0$ ).

La coppia d'inerzia all'imbardata è molto piccola rispetto ai possibili valori del momento di imbardata aerodinamico. Ciò non significa che essa è trascurabile dal momento che nella vite stazionaria la coppia di inerzia di imbardata e la corrispondente coppia aerodinamica si fanno equilibrio; ma sta a significare che – a mezzo di un adeguato progetto – è possibile evitare che si possa sviluppare la vite piatta e che, in ogni caso, è sempre possibile assicurare soddisfacenti caratteristiche di uscita.

Come risulta dalle (13-IX) e (16-IX), il coefficiente di momento aerodinamico d'imbardata dipende dalla deriva  $\beta$ , dalle velocità angolari di rollio  $p$  e di imbardata  $r$  oltre che dalle angolazioni delle superfici di governo  $\delta_a$  e  $\delta_r$ . Il contributo di tali parametri è in genere molto modesto ad eccezione del termine in  $C_{n\dot{\alpha}}$  che è sempre anti-vite perché smorzante e, per l'uscita, di quello in  $C_{n\dot{\alpha}_T}$ . Si può affermare con la

massima sicurezza che il parametro aerodinamico più importante nella vite è lo smorzamento all'imbardata  $C_{ncr}$  il cui valore dipende in massima parte dal contributo della deriva e della fusoliera. A tale riguardo è di grande importanza la forma laterale della fusoliera e, a parità di questa, la forma della sezione trasversale: pessima la sezione circolare che fornisce il più basso contributo allo smorzamento, buona la rettangolare, ottima la ellittica.

Il contributo della deriva e del timone di direzione allo smorzamento aerodinamico all'imbardata è potenzialmente notevolissimo a causa dell'elevato valore del gradiente di portanza di tali superfici e della loro distanza dal baricentro del velivolo. Purtroppo però in molti velivoli

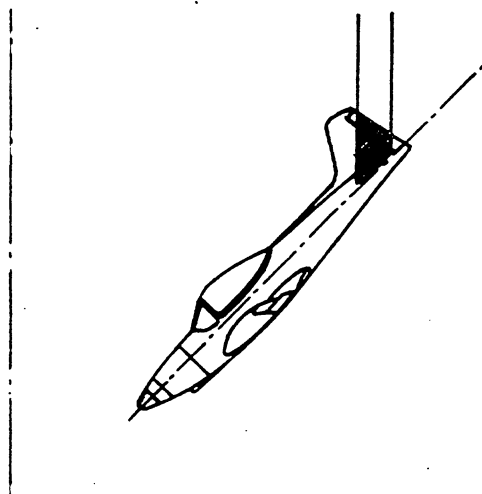


Fig. 8-IX

questo contributo è molto ridotto perché il piano verticale viene messo in ombra, alle alte incidenze della vite, dal piano orizzontale di coda (fig. 8-IX). Di contro la parte di fusoliera o deriva disposta sotto il piano orizzontale ha un contributo allo smorzamento maggiore a causa dell'effetto di contenimento della corrente prodotto dal piano stesso. Si può quindi ben comprendere come si possa migliorare il comportamento in vite dei velivoli a mezzo di un accurato studio

della posizione relativa dei piani di coda.

L'effetto ombra deve esser tenuto in debito conto. E' significativo a questo riguardo il ben diverso comportamento in vite osservato al tunnel verticale su modelli di taluni velivoli sperimentando con e senza il piano orizzontale di coda.

La situazione è ulteriormente peggiorata se è in ombra anche il timone di direzione il che comporta una notevole riduzione del gradiente  $C_{nc\delta r}$  e quindi dell'efficacia del timone di direzione che costituisce il comando più importante per l'uscita della vite.

#### 9.4. Uscita dalla vite

Generalmente si richiede che i velivoli da allenamento – per i quali la vite è da considerarsi una manovra acrobatica – debbano avere, a mezzo di opportuna azione sui comandi, una rapida uscita quando la vite è ben stabilizzata (dopo circa otto giri). Per quei velivoli, inclusi i caccia, – per i quali la vite non viene considerata una manovra normale bensì un possibile incidente – basta invece che sia assicurata l'uscita dalla vite incipiente (dopo circa due giri); requisito, quest'ultimo, meno severo del precedente a causa del carattere transitorio della vite incipiente.

L'uscita della vite è possibile solamente se la manovra effettuata è in grado di arrestare la rotazione in atto e portare il velivolo alle incidenze subcritiche. Tale manovra è diversa da velivolo a velivolo: per alcuni basta portare i comandi di volo in posizione neutra od operare su uno solo di essi, per altri è invece necessario impegnarne almeno due e, talvolta, tutti.

Per quanto concerne la manovra degli alettoni, il senso secondo cui operare dipende dalla distribuzione delle masse. Per i velivoli caratterizzati da una prevalente inerzia al beccheggio rispetto a quella al rollio ( $B - A > 0$ ) – quali, ad esempio, i moderni supersonici – può risultare efficace, per l'uscita dalla vite, azionare gli alettoni in senso pro-vite (vale a dire alettoni angolati in modo da produrre un momento di rollio concorde con la velocità angolare di rollio nella vite); mentre, per i velivoli di architettura classica, caratterizzati da una prevalente inerzia al rollio rispetto al beccheggio ( $B - A < 0$ ), la manovra da effettuare è quella di azionare gli alettoni nel senso anti-vite. Dall'esame della figura 9-IX risulta che l'effetto prodotto dalla manovra degli alettoni nel senso pro-vite è quello di abbassare la semiala che arretra e quindi ridurre  $\beta_s$  se questo è positivo ed aumentarlo (in valore assoluto) se negativo. Poiché per  $B - A > 0$ , come precedentemente illustrato (9.3.3.3.), la coppia di inerzia all'imbardata è pro-vite nel primo caso ed anti-vite nel secondo, la manovra pro-vite degli alettoni conduce rispettivamente alla riduzione di un momento pro-vite ed all'aumento di un momento anti-vite e quindi, in ogni caso, tale manovra è favorevole all'uscita. Per  $B - A < 0$  la coppia di inerzia all'imbardata risulta invece anti-vite per  $\beta_s$  positivo e pro-vite per  $\beta_s$  negativo; ne consegue quindi che la manovra favorevole all'uscita è quella effettuata in senso anti-vite. Ciò trova riscontro nel comporta-

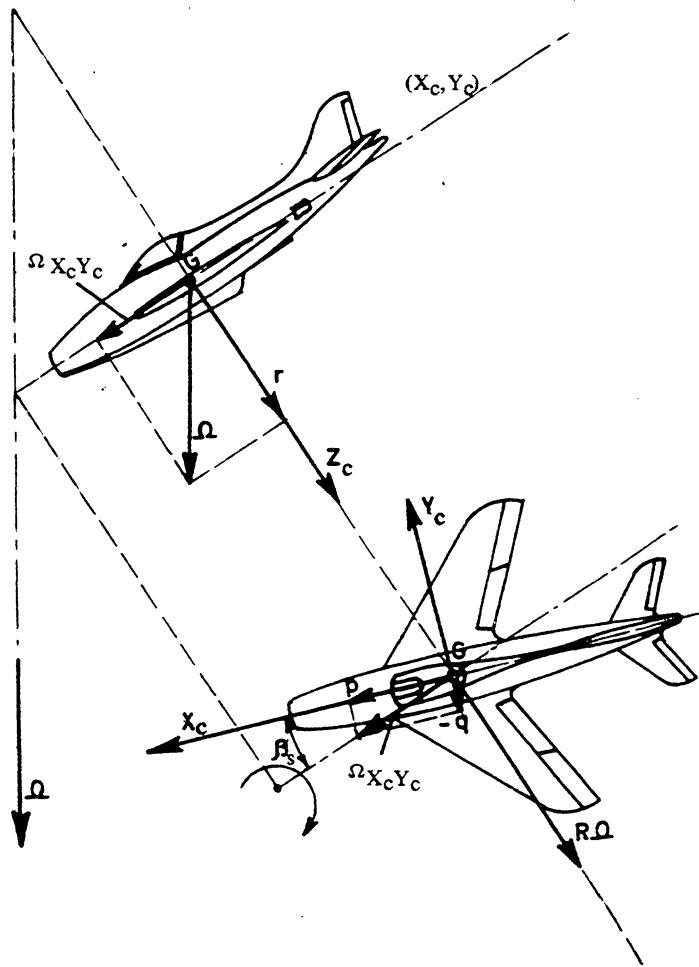


Fig. 9-IX

mento di molti velivoli per i quali la manovra del comando trasversale contribuisce efficacemente all'uscita dal moto di avvitamento. Tuttavia, per moltissimi altri velivoli, risulta preferibile mantenere gli alettoni in posizione neutra. Tale comportamento, apparentemente anomalo, è dovuto all'azione del momento aerodinamico di imbardata prodotto dagli alettoni ( $C_{nc\delta_a}$ ) che, il più delle volte, alle incidenze ipercritiche, agisce in senso tale da annullare l'effetto del momento di rollio conseguente alla manovra degli alettoni.

L'uscita dal moto di avvitalamento è favorita da ogni azione tendente a contrastare la coppia di inerzia al beccheggio che, nella vite stabilizzata, agisce sempre in senso pro-vite (9.3.3.2.). Nella vite diritta quindi la manovra del comando longitudinale da eseguire è quella a picchiare. Il più delle volte però, specie nel caso di viti piatte – caratterizzate quindi da elevate velocità angolari (9.3.2.) – la coppia di inerzia da contrastare risulta così elevata da rendere la manovra a picchiare, se isolata, insufficiente per l'uscita.

La manovra del timone di direzione, effettuata in senso tale da ridurre la velocità di imbardata  $r$ , costituisce il mezzo potenzialmente più efficace per l'uscita della vite. Se infatti la posizione relativa degli impennaggi è tale da non mettere in ombra il timone di direzione, si dispone di un momento aerodinamico di entità tale (9.3.3.3.) da portare ad una sicura e rapida riduzione della velocità angolare di imbardata con conseguente riduzione della coppia di inerzia al beccheggio  $(C - A)pr$ . Si ottiene così sia la riduzione dell'incidenza che l'arresto della rotazione, entrambi necessari per portare il velivolo alle condizioni di volo normale.

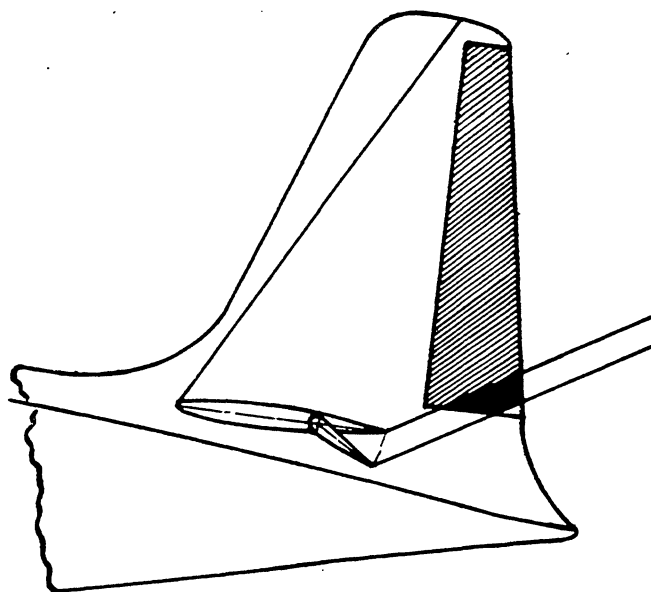


Fig. 10-IX

Spesso l'uscita dalla vite richiede la manovra combinata di timone contrario ed equilibratore a picchiare. In tali casi è opportuno azionare l'equilibratore con un certo ritardo rispetto al timone di direzione perché, il più delle volte, la manovra a picchiare aumenta (fig. 10-IX) l'aliquota di timone in ombra e quindi, se effettuata simultaneamente a quella del timone di direzione, ne può ridurre sensibilmente l'efficacia.

La manovra descritta è efficace per l'uscita dalla vite di un notevole numero di velivoli; essa consiste nel dare piede contrario e, dopo circa mezzo giro, barra a picchiare.

Per taluni velivoli con impennaggi disposti nella scia dell'elica può risultare utile azionare la manetta per aumentare l'efficacia dei comandi direzionale e longitudinale.

Nei plurimotori il momento di imbardata richiesto per l'uscita può essere ottenuto impegnando asimmetricamente la potenza disponibile.

L'evoluzione del disegno dei velivoli destinati alle alte velocità ha portato ad una maggiore concentrazione di masse in fusoliera rispetto a quelle in ala ed all'adozione di ali a forte freccia od a delta. La prima tendenza ha comportato sensibili aumenti della coppia di inerzia al beccheggio mentre la seconda ha reso sempre più arduo contrastare, alle alte incidenze, l'effetto ombra dovuto alla scia dell'ala sulla deriva e sul timone di direzione. Fortunatamente le configurazioni a delta presentano una maggiore sensibilità al comando degli alettoni. Comunque il problema di assicurare adeguate capacità di uscita dalla vite si presenta, per questi velivoli, di ben più difficile soluzione.

Quando il programma delle prove di volo comporta l'esecuzione di prove di stallo o di vite, i velivoli prototipi vengono muniti di un paracadute anti-vite, generalmente ubicato all'estremità posteriore di fusoliera, da azionare nel caso di risposta negativa alla manovra di uscita. L'azione del paracadute nel moto di avvitamento è quella di dar luogo ad un sensibile momento di imbardata anti-vite ed ad un notevole momento picchiante. Lo sgancio del paracadute, ad uscita avvenuta, è assicurato sia da un opportuno dispositivo azionabile dal pilota che da una barretta tarata la cui rottura automatica provoca in ogni caso lo sgancio al di sopra di una prestabilita velocità di volo.



### 9.5. Metodi statistici di previsione delle caratteristiche di avvistamento

Fin dalla fase iniziale di progetto di un velivolo prototipo è necessario prevedere, sia pure di larga massima, il suo comportamento in vite e le caratteristiche di uscita. Non essendo ancora definiti in tale fase tutti gli elementi necessari per una più accurata indagine, risulta quanto mai utile avvalersi di metodi di previsione basati su dati statistici raccolti su un considerevole numero di velivoli dei quali è noto il comportamento in vite. Questi metodi prendono in esame solo gli elementi che maggiormente influenzano il moto di avvistamento e le caratteristiche di uscita. Essi risultano costituiti, sulla base di quanto fin qui esposto, da:

- distribuzione delle masse,
- forma della fusoliera e sua superficie laterale,
- superficie del timone di direzione non schermata dal piano orizzontale.

Per quanto riguarda la distribuzione delle masse il parametro più sfavorevole è la coppia di inerzia al beccheggio, proporzionale a  $C - A$ . Questa coppia è tanto più difficilmente contrastabile quanto maggiore è la quota a causa della riduzione della densità dell'aria; per tale ragione i tecnici inglesi assumono come parametro inerziale  $K_I$  la quantità adimensionale:

$$K_I = 2\mu (\hat{k}_{Z_c}^2 - \hat{k}_{X_c}^2) \quad (35-IX)$$

proporzionale al coefficiente di coppia di inerzia al beccheggio espresso dalla (33-IX).

Per quanto concerne il secondo parametro elencato, lo smorzamento aerodinamico in imbardata viene grossolanamente considerato proporzionale al cosiddetto coefficiente di smorzamento della fusoliera definito dalla:

$$C_{df} = \Sigma \frac{\Delta S_f}{S} \left( \frac{\ell_x}{b/2} \right)^2 \quad (36-IX)$$

dove (fig. 11-IX):  $\Delta S_f$  rappresenta il generico elemento di superficie laterale di fusoliera ed  $\ell_x$  la relativa distanza dal baricentro del velivolo. Nel calcolo di  $C_{df}$ , per tener conto dell'interferenza del piano orizzontale di coda, si considera nullo il contributo delle zone di fusoliera e deriva messe in ombra da detto piano mentre si assume un fattore di maggio-

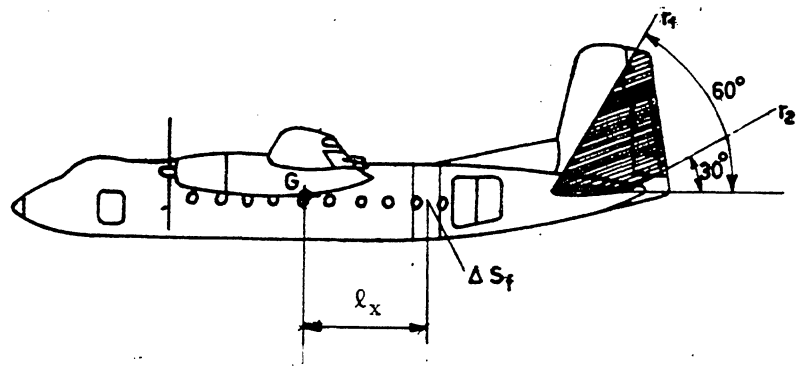


Fig. 11-IX

razione pari a 2 per la zona di fusoliera sotto il piano orizzontale a causa dell'effetto di contenimento della corrente in tale zona.

Il momento di manovra del timone di direzione infine viene considerato proporzionale al coefficiente volumetrico del timone non schermato definito dalla:

$$K_r^* = \Sigma \frac{\Delta S_r^*}{S} \frac{\ell_r}{b/2} \quad (37-IX)$$

essendo  $\Delta S_r^*$  il generico elemento di superficie del timone di direzione non schermato dal piano orizzontale ed  $\ell_r$  la sua distanza dal baricentro del velivolo. Nel computo dei coefficienti  $C_{df}$  e  $K_r^*$  la zona messa in ombra dal piano orizzontale di coda viene definita prudenzialmente dalle due rette  $r_1$  ed  $r_2$  inclinate rispetto all'asse longitudinale di  $60^\circ$  e  $30^\circ$  rispettivamente (fig. 11-IX).

Viene quindi definito come fattore di potenza dello smorzamento  $K_d$  il prodotto del coefficiente di smorzamento della fusoliera per il coefficiente volumetrico del timone non schermato:

$$K_d = C_{df} K_r^* \quad (38-IX)$$

Quest'ultimo rappresenta l'indice aerodinamico di merito nei riguardi del comportamento del velivolo in vite. E' chiaro che detto fattore dovrà essere tanto più elevato quanto maggiore è il parametro inerziale. Ogni

velivolo può quindi esser rappresentato, per prefissate condizioni di carico e quota, da un punto del diagramma ( $K_d$ ,  $K_I$ ) di figura 12-IX.

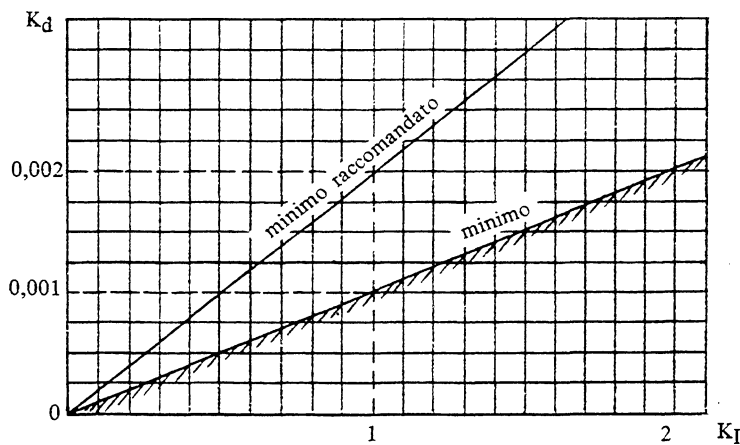


Fig. 12-IX

I tecnici inglesi, esaminando il comportamento in vite di un gran numero di velivoli, hanno determinato una linea limite che definisce due campi di buono o cattivo comportamento. Difficilmente un velivolo il cui punto rappresentativo si trova sulla linea limite o al di sotto di essa avrà un soddisfacente comportamento in vite. Il coefficiente angolare di detta retta è dell'ordine di:

$$\frac{K_d}{K_I} = 0,001 \quad (39-IX)$$

Per ragioni di sicurezza, poiché il metodo tien conto solo dei principali parametri che influenzano la vite, viene raccomandato un valore almeno doppio di quello espresso dalla (39-IX).

I tecnici americani, oltre ad adottare il criterio sopra esposto, definiscono anche un coefficiente di smorzamento della coda dato dalla:

$$C_{df}^* = \Sigma \frac{\Delta S_f^*}{S} \left( \frac{\ell_x}{b/2} \right)^2 \quad (40-IX)$$

essendo  $\Delta S_f^*$  un elemento generico di superficie laterale di fusoliera disposto al di sotto del piano orizzontale di coda ed  $l_x$  la sua distanza dal baricentro. Viene quindi richiesto che il fattore di potenza dello smorzamento di coda – dato dal prodotto del coefficiente di smorzamento della coda per il coefficiente volumetrico del timone non schermato – non risulti inferiore al valore minimo:

$$C_{d_f}^* \cdot K_r^* = 0,00015 \quad (41-IX)$$

indipendentemente dal valore del parametro inerziale  $K_1$ .

### 9.6. Vite rovescia

La vite rovescia è caratterizzata da fattore di carico negativo; l'incidenza è quindi negativa (fig. 13-IX). Un'altra differenza sostanziale è

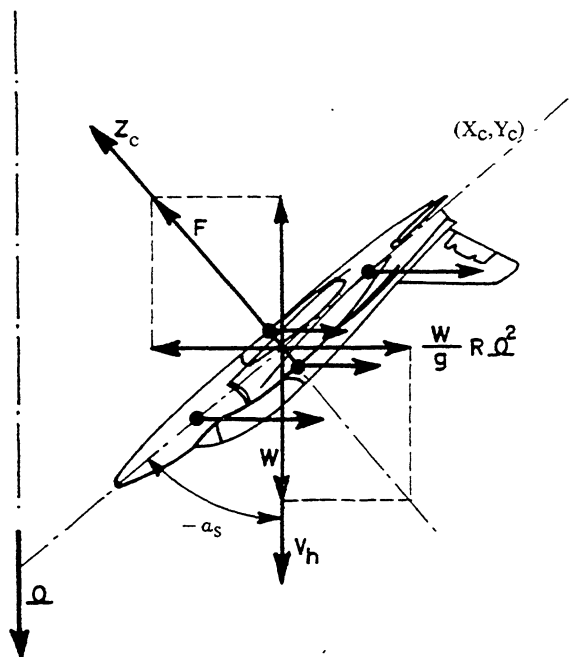


Fig. 13-IX

costituita dal senso della coppia di inerzia al beccheggio che nella vite rovescia è picchiante anziché cabrante. Conseguentemente la manovra del comando longitudinale per l'uscita è a cabrare.

Come si può agevolmente dedurre dalla figura 13-IX la posizione "bassa" del piano orizzontale di coda, che risulta dannosa nella vite dritta perché pone in ombra il piano verticale, è invece, nella vite rovescia, favorevole essendo in tal caso la posizione più idonea a porre fuori della zona d'ombra il piano verticale. Per questa ragione i velivoli con piano orizzontale di coda in posizione "bassa" sono caratterizzati da un comportamento in vite rovescia migliore di quello in vite dritta.

E' da notare infine che valori negativi del fattore di carico normale producono uno squilibrio fisiologico sul pilota notevolmente più grave di quelli positivi. Nella vite rovescia, pur essendo il fattore di carico normale contenuto entro valori generalmente non eccessivi, le capacità di resistenza del pilota alle accelerazioni normali risultano momentaneamente limitate. Esse possono anche dimezzarsi; ciò limita l'entità della richiamata necessaria per riportare il velivolo in volo orizzontale dalla picchiata che segue l'uscita del velivolo dalla vite. Questa limitazione, richiedendo un maggior margine di quota, può talvolta compromettere l'uscita del velivolo dalla vite.