

Capitolo settimo

EVOLUZIONE IN UN PIANO ORIZZONTALE

7.1. Generalità

Il moto curvilineo secondo cui i velivoli cambiano rotta è costituito da un'evoluzione in un piano orizzontale denominata virata. Essa è quindi caratterizzata dalla condizione:

$$\gamma = 0 \quad (1-VII)$$

Con riferimento alla terna aerodinamica le componenti (73-II) della velocità angolare del velivolo intorno al baricentro, stante la condizione espressa dalla (1-VII), si semplificano nelle:

$$\begin{cases} p = \dot{\nu} \cos \beta - \dot{\delta} \sin \nu \sin \beta \\ q = \dot{\nu} \sin \beta + \dot{\delta} \sin \nu \cos \beta + \dot{\alpha} \\ r = \dot{\delta} \cos \nu - \dot{\beta} \end{cases} \quad (2-VII)$$

Sostituendo le (1-VII) e (2-VII) nelle equazioni del moto (68-III) ed esplicitando le forze ed i momenti esterni che figurano a secondo membro si ottiene un sistema di cinque equazioni differenziali nelle cinque funzioni incognite:

$$V(t) \quad \alpha(t) \quad \beta(t) \quad \delta(t) \quad \nu(t) \quad (3-VII)$$

atte quindi a determinare il moto del velivolo (caratterizzato appunto da cinque gradi di libertà) una volta fissate le condizioni iniziali e la legge di

manovra che – impegnando l'evoluzione in esame simultaneamente tutti i comandi principali di volo – è a sua volta definita dalle:

$$\delta_a = \delta_a(t) \quad \delta_e = \delta_e(t) \quad \delta_r = \delta_r(t) \quad (4-VII)$$

Lo studio del moto nel caso descritto comporta notevoli complicazioni che peraltro non risultano giustificate perché in pratica interessa analizzare le caratteristiche evolutive solamente per assegnate leggi della sopportazione (32-VI) o della sustentazione (33-VI) e non per prestabilite leggi di variazione delle escursioni angolari (4-VII) dei comandi di volo. Ciò anche in relazione alle difficoltà connesse con la definizione di leggi di manovra relative a ciascuna delle tre superfici di governo e tali da dar luogo ad un'evoluzione in un piano orizzontale [le (4-VII) non sono fra di loro indipendenti dovendo soddisfare la (1-VII)].

Per assegnate leggi della sopportazione o della sustentazione, le tre equazioni alla rotazione conducono alla determinazione delle corrispondenti leggi di manovra (4-VII) che il pilota deve impartire per effettuare la virata. Poiché anche questa determinazione è di scarso interesse pratico, si suole far riferimento solamente alle equazioni alla traslazione assumendo in ogni caso soddisfatti gli equilibri alla rotazione a mezzo di adeguata manovra delle superfici di governo. Sostituendo le (1-VII) e (2-VII) nelle (69-III) si ottiene:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{W}{g} \dot{V} = - [D - T \cos(\alpha - \mu_T)] \cos \beta + Y \sin \beta \\ \frac{W}{g} V \dot{\delta} \cos \nu = W \sin \nu + [D - T \cos(\alpha - \mu_T)] \sin \beta + Y \cos \beta \quad (5-VII) \\ \frac{W}{g} V \dot{\delta} \sin \nu = - W \cos \nu + L + T \sin(\alpha - \mu_T) \end{array} \right.$$

la prima delle quali esprime l'equilibrio delle forze secondo l'asse vento longitudinale X_w , la seconda secondo l'asse Y' e la terza secondo l'asse aerodinamico Z_a (fig. 1-VII).

Combinando opportunamente la seconda e la terza delle (5-VII) si perviene al seguente sistema di equazioni:

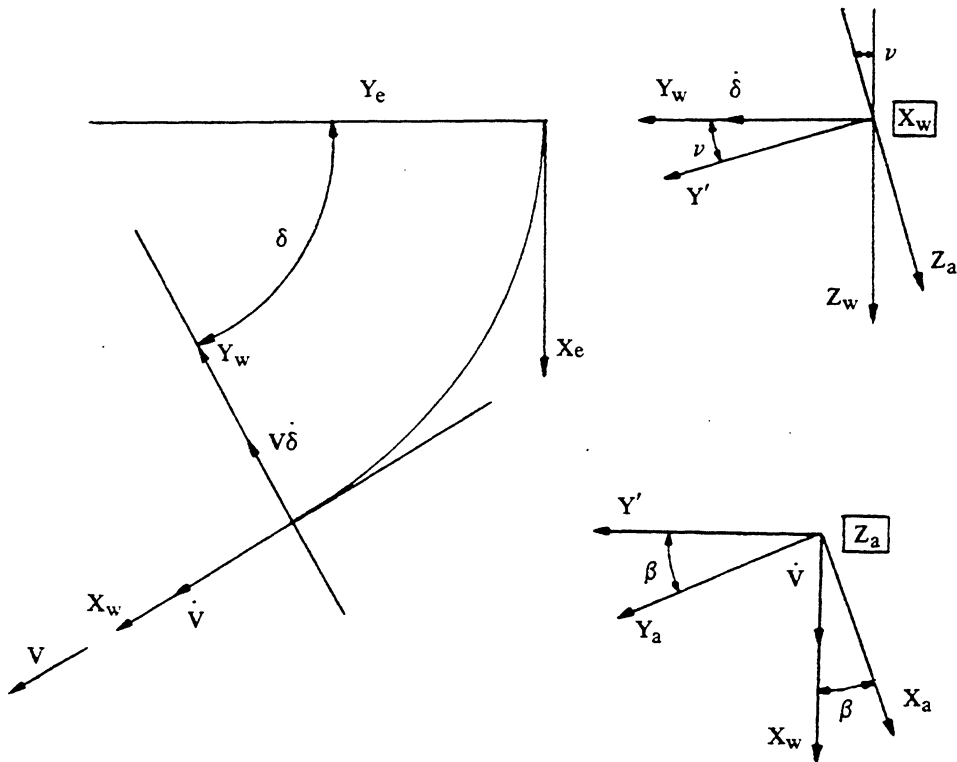


Fig. 1-VII

$$\left\{ \begin{aligned}
 \frac{\dot{V}}{g} &= \frac{T}{W} \cos(\alpha - \mu_T) \cos \beta - \frac{\rho V^2}{2W/S} (C_D \cos \beta - C_y \sin \beta) \\
 \frac{V \dot{\delta}}{g} &= \frac{T}{W} \left[\cos(\alpha - \mu_T) \sin \beta \cos \nu - \sin(\alpha - \mu_T) \sin \nu \right] + \\
 &\quad + \frac{\rho V^2}{2W/S} \left[(C_D \sin \beta + C_y \cos \beta) \cos \nu + C_L \sin \nu \right] \quad (6-VII) \\
 1 &= \frac{T}{W} \left[\cos(\alpha - \mu_T) \sin \beta \sin \nu + \sin(\alpha - \mu_T) \cos \nu \right] + \\
 &\quad - \frac{\rho V^2}{2W/S} \left[(C_D \sin \beta + C_y \cos \beta) \sin \nu - C_L \cos \nu \right]
 \end{aligned} \right.$$

riferito agli assi vento.

Al sistema (6-VII) si può pervenire anche direttamente sostituendo le seguenti espressioni delle componenti delle forze sulla terna aerodinamica:

$$\begin{cases} F_{xa} = T \cos(\alpha - \mu_T) - q_\infty S C_D - W \sin \nu \sin \beta \\ F_{ya} = W \sin \nu \cos \beta + q_\infty S C_y \\ F_{za} = -T \sin(\alpha - \mu_T) - q_\infty S C_L + W \cos \nu \end{cases} \quad (7-VII)$$

nelle equazioni:

$$\begin{cases} \frac{W}{g} \dot{V} = F_{xa} \cos \beta + F_{ya} \sin \beta \\ \frac{W}{g} V \dot{\delta} = (-F_{xa} \sin \beta + F_{ya} \cos \beta) \cos \nu - F_{za} \sin \nu \\ 0 = (-F_{xa} \sin \beta + F_{ya} \cos \beta) \sin \nu + F_{za} \cos \nu \end{cases} \quad (8-VII)$$

che esprimono gli equilibri alla traslazione secondo gli assi vento.

I coefficienti aerodinamici che figurano nelle equazioni della virata risultano espressi dalle (30-IV), (59-IV) e (107-IV) che, in virtù delle (2-VII), si esplicitano nelle:

$$C_D = C_{D0} + K C_L^m \quad (9-VII)$$

$$C_L = C_{L\alpha} \alpha + C_{L\delta_s} \delta_s + C_{L\delta_e} \delta_e + \left[C_{L\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + C_{Lq} (\dot{\nu} \sin \beta + \dot{\delta} \sin \nu \cos \beta + \dot{\alpha}) \right] \frac{\bar{c}}{2V} \quad (10-VII)$$

$$C_y = C_{y\beta} \beta + C_{y\delta_a} \delta_a + C_{y\delta_r} \delta_r + \left[C_{y\dot{p}} (\dot{\nu} \cos \beta - \dot{\delta} \sin \nu \sin \beta) + C_{y\dot{r}} (\dot{\delta} \cos \nu - \dot{\beta}) + C_{y\dot{\beta}} \dot{\beta} \right] \frac{b}{2V} \quad (11-VII)$$

Le espressioni dei fattori di carico nella virata in funzione delle azioni propulsive ed aerodinamiche vengono espresse, in virtù delle (4-I) e (7-VII), a mezzo delle:

$$\left\{ \begin{array}{l} f_{xa} = -\frac{T}{W} \cos(\alpha - \mu_T) + \frac{\rho V^2}{2 W/S} C_D \\ f_{ya} = -\frac{\rho V^2}{2 W/S} C_y \\ f_{za} = \frac{T}{W} \sin(\alpha - \mu_T) + \frac{\rho V^2}{2 W/S} C_L \end{array} \right. \quad (12-VII)$$

D'altra parte le (5-I), per essere (fig. 1-VII):

$$g_{xa} = -g \sin \nu \sin \beta \quad g_{ya} = g \sin \nu \cos \beta \quad g_{za} = g \cos \nu \quad (13-VII)$$

$$a_{xa} = V \cos \beta - V \dot{\delta} \cos \nu \sin \beta; \quad a_{ya} = \dot{V} \sin \beta + V \dot{\delta} \cos \nu \cos \beta; \quad a_{za} = -V \dot{\delta} \sin \nu \quad (14-VII)$$

conducono alle seguenti espressioni dei fattori di carico in funzione delle componenti delle accelerazioni:

$$\left\{ \begin{array}{l} f_{xa} = -\frac{\dot{V} \cos \beta - V \dot{\delta} \cos \nu \sin \beta}{g} - \sin \nu \sin \beta \\ f_{ya} = -\frac{\dot{V} \sin \beta + V \dot{\delta} \cos \nu \cos \beta}{g} + \sin \nu \cos \beta \\ f_{za} = \frac{V \dot{\delta} \sin \nu}{g} + \cos \nu \end{array} \right. \quad (15-VII)$$

7.2. Virata piatta

L'evoluzione effettuata mantenendo costantemente:

$$\nu = 0 \quad (16-VII)$$

dicesi virata piatta o a sbandamento nullo. In conseguenza le equazioni del moto (6-VII) riferite agli assi vento si semplificano nelle:

$$\begin{cases} \frac{\dot{V}}{g} = \frac{T}{W} \cos(\alpha - \mu_T) \cos \beta - \frac{\rho V^2}{2W/S} (C_D \cos \beta - C_y \sin \beta) \\ \frac{V \dot{\delta}}{g} = -\frac{T}{W} \cos(\alpha - \mu_T) \sin \beta + \frac{\rho V^2}{2W/S} (C_D \sin \beta + C_y \cos \beta) \\ 1 = \frac{T}{W} \sin(\alpha - \mu_T) + \frac{\rho V^2}{2W/S} C_L \end{cases} \quad (17-VII)$$

alle quali si perviene immediatamente con l'ausilio della figura 2-VII.

Dalla seconda delle equazioni (17-VII) si deduce che – nel caso della virata piatta – la forza centrifuga:

$$\frac{W}{g} V \dot{\delta}$$

che tenderebbe a far derapare il velivolo è equilibrata da una componente della forza laterale Y e da un'aliquota della componente della spinta; forze che nascono entrambe dall'esistenza di una deriva diversa da zero.

Dalla seconda delle (17-VII) si ricava altresì la seguente espressione del raggio di curvatura $V/\dot{\delta}$ della virata piatta:

$$\frac{V}{\dot{\delta}} = \frac{2W/S}{\rho g \left[C_D \sin \beta + C_y \cos \beta - \frac{T/S}{q_\infty} \cos(\alpha - \mu_T) \sin \beta \right]} \quad (18-VII)$$

con C_y , coefficiente di forza laterale, fornito, in virtù delle (11-VII), dalla:

$$C_y = C_{y\beta} \beta + C_{y\delta_a} \delta_a + C_{y\delta_r} \delta_r + [C_{y_r}(\dot{\delta} - \dot{\beta}) + C_{y\dot{\beta}} \dot{\beta}] \frac{b}{2V} \quad (19-VII)$$

Secondo la (18-VII) il raggio di curvatura $V/\dot{\delta}$ della virata piatta cresce col carico alare e con la quota. A parità di tali elementi, poiché i

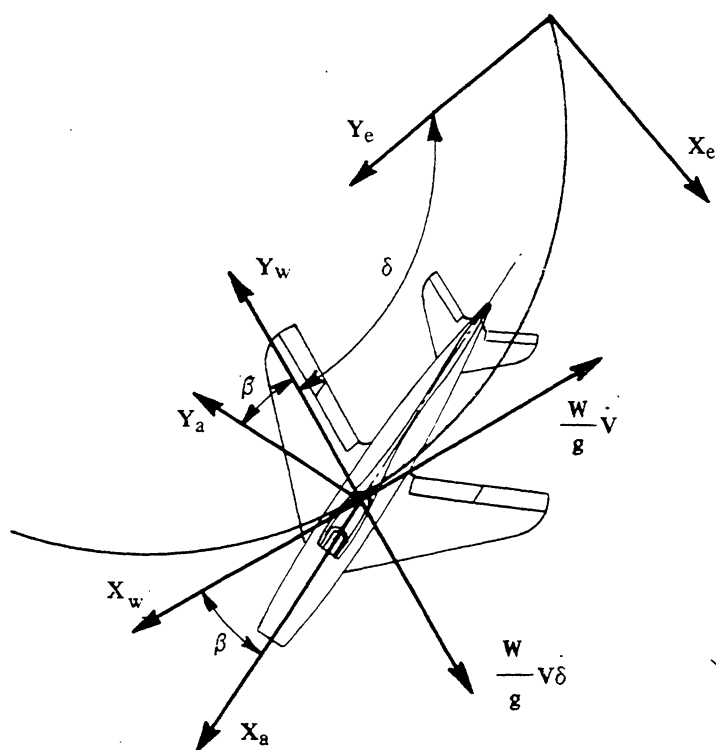


Fig. 2-VII

termini relativi alla spinta propulsiva ed alla resistenza aerodinamica sono dello stesso ordine di grandezza, il raggio di curvatura risulta minimo quando β è massimo. I valori estremi dell'angolo di derapata raggiungibili in volo sono dell'ordine di 10-15 gradi; ad essi corrispondono raggi minimi molto elevati. Per tale ragione la virata piatta può servire solamente per piccole correzioni di rotta e non può quindi essere considerata una effettiva evoluzione.

Le espressioni dei fattori di carico nella virata piatta si possono ricavare dalle (14-VII) tenendo presente la condizione espressa dalla (16-VII):

$$\begin{cases} f_{xa} = -\frac{\dot{V} \cos \beta - V \delta \sin \beta}{g} \\ f_{ya} = -\frac{\dot{V} \sin \beta + V \delta \cos \beta}{g} \\ f_{za} = 1 \end{cases} \quad (20-VII)$$

dalle prime due delle quali si deduce la seguente espressione del raggio $V/\dot{\delta}$ della virata piatta in funzione dei fattori di carico:

$$\frac{V}{\dot{\delta}} = \frac{V^2}{g(f_{xa} \operatorname{sen} \beta - f_{ya} \cos \beta)} \quad (21-VII)$$

7.3. Virata corretta

Se la deriva viene costantemente annullata durante l'evoluzione, il coefficiente di forza laterale assume, in virtù della (11-VII), il valore:

$$C_y = C_{y\delta_r} \delta_r + [C_{y_p} \dot{\nu} + C_{y_r} \dot{\delta} \cos \nu] \frac{b}{2V} \quad (22-VII)$$

che risulta trascurabile rispetto alle altre forze in atto. Le equazioni del moto (6-VII), sotto la duplice ipotesi:

$$\beta = 0 \quad C_y = 0 \quad (23-VII)$$

diventano:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\dot{V}}{g} = \frac{T}{W} \cos(\alpha - \mu_T) - \frac{\rho V^2}{2W/S} C_D \\ \frac{V\dot{\delta}}{g} = \left[\frac{T}{W} \operatorname{sen}(\alpha - \mu_T) + \frac{\rho V^2}{2W/S} C_L \right] \operatorname{sen} \nu \\ 1 = \left[\frac{T}{W} \operatorname{sen}(\alpha - \mu_T) + \frac{\rho V^2}{2W/S} C_L \right] \cos \nu \end{array} \right. \quad (24-VII)$$

alle quali si perviene anche direttamente con l'ausilio della figura 3-VII.

Dividendo membro a membro la seconda e terza equazione del sistema (24-VII) si ottiene:

$$\operatorname{tg} \nu = \frac{V\dot{\delta}}{g} \quad (25-VII)$$

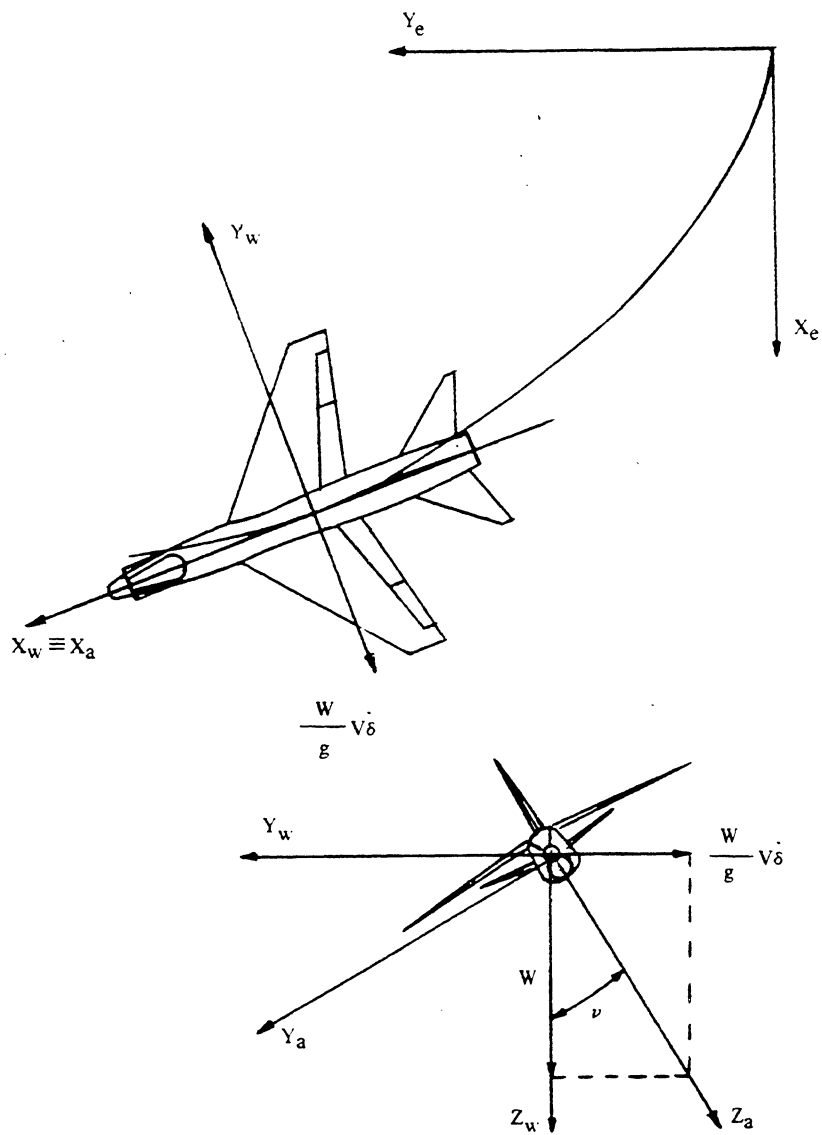


Fig. 3-VII

da cui discende che la risultante delle azioni di massa:

$$\sqrt{W^2 + \left(\frac{W}{g} V \dot{\delta}\right)^2}$$

giace nel piano di simmetria del velivolo. Per questa ragione l'evoluzione in esame viene denominata virata corretta. Durante tale manovra la verticale apparente giace costantemente nel piano di simmetria del velivolo e quindi la pallina dello sbandometro rimane centrata.

Dalla seconda delle (24-VII) si deduce la seguente espressione del raggio di virata V/δ della virata corretta:

$$\frac{V}{\delta} = \frac{2W/S}{\rho g \left[C_L + \frac{T/S}{q_\infty} \sin(\alpha - \mu_T) \right] \sin \nu} \quad (26-VII)$$

Il termine relativo alla spinta propulsiva è in genere molto piccolo, di contro il coefficiente di portanza può assumere valori elevati, di gran lunga maggiori di quelli conseguibili col coefficiente di forza laterale; dal confronto fra le (18-VII) e le (26-VII) risulta quindi ben evidente il motivo per cui la virata corretta (e, in genere, la virata con sbandamento) costituisce il mezzo più efficiente per l'evoluzione dei velivoli in un piano orizzontale.

Le espressioni dei fattori di carico nella virata corretta sono ricavabili dalle (14-VII) per $\beta = 0$:

$$\begin{cases} f_{xa} = -\frac{\dot{V}}{g} \\ f_{ya} = -\frac{V \dot{\delta} \cos \nu}{g} + \sin \nu \\ f_{za} = \frac{V \dot{\delta} \sin \nu}{g} + \cos \nu \end{cases} \quad (27-VII)$$

Esse, per la (25-VII), possono anche scriversi:

$$\begin{cases} f_{xa} = -\frac{\dot{V}}{g} \\ f_{ya} = 0 \\ f_{za} = \frac{1}{\cos \nu} \end{cases} \quad (28-VII)$$

dall'ultima delle quali si deduce che nella virata corretta il fattore di carico normale f_{xa} è una funzione univoca dell'angolo di sbandamento ν secondo cui l'evoluzione viene eseguita e risulta quindi del tutto indipendente dalle caratteristiche del velivolo. I valori della sopportazione sono relativamente modesti per angoli di sbandamento inferiori a 60° (cui corrisponde $f_{za} = 2$) e crescono rapidamente oltre tale valore ($f_{za} = 8$ per $\nu = 83^\circ$).

Un'altra utile espressione del fattore di carico normale:

$$f_{za} = \sqrt{\left(\frac{V\dot{\delta}}{g}\right)^2 + 1} \quad (29-VII)$$

viene ottenuta quadrando e sommando la seconda e terza equazione del sistema (24-VII) e tenendo in conto le ultime delle (24-VII) e (28-VII). Da essa si deduce la seguente espressione del raggio della virata corretta:

$$\frac{V}{\dot{\delta}} = \frac{V^2}{g \sqrt{f_{za}^2 - 1}} \quad (30-VII)$$

che, a differenza del fattore di carico normale, dipende dalle caratteristiche del velivolo in quanto, a parità di sopportazione, cresce col quadrato della velocità di volo.

Le (28-VII), in virtù delle (24-VII), conducono alle seguenti espressioni dei fattori di carico della virata corretta in funzione delle azioni propulsive ed aerodinamiche:

$$\begin{cases} f_{xa} = -\frac{T}{W} \cos(\alpha - \mu_T) + \frac{\rho V^2}{2W/S} C_D \\ f_{ya} = 0 \\ f_{za} = \frac{T}{W} \sin(\alpha - \mu_T) + \frac{\rho V^2}{2W/S} C_L \end{cases} \quad (31-VII)$$

deducibili anche dalle (12-VII).

La velocità angolare di beccheggio nella virata corretta stabilizzata ($\dot{V} = 0$) può essere espressa, in funzione del fattore di carico normale,

sostituendo nella sua espressione:

$$q = \dot{\delta} \operatorname{sen} \nu + \dot{\alpha} \quad (32-VII)$$

– ricavabile dalla seconda delle (2-VII) – le relazioni:

$$\dot{\delta} \operatorname{sen} \nu = \frac{g}{V} \left(f_{za} - \frac{1}{f_{za}} \right) \quad (33-VII)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{\dot{f}_{za}}{\frac{T}{W} \cos(\alpha - \mu_T) + \frac{\rho V^2}{2W/S} C_{La}} \quad (34-VII)$$

la prima delle quali viene ottenuta dalle due espressioni di f_{za} fornite dalle (27-VII) e (28-VII) mentre la seconda viene ricavata derivando rispetto al tempo quella espressa dall'ultima delle (31-VII) in funzione delle forze esterne.

L'espressione cui si perviene:

$$q = \frac{g}{V} \left(f_{za} - \frac{1}{f_{za}} \right) + \frac{\dot{f}_{za}}{\frac{T}{W} \cos(\alpha - \mu_T) + \frac{\rho V^2}{2W/S} C_{La}} \quad (31-VII)$$

differisce dalla (62-VI) valida per il moto di beccheggio per il valore del coefficiente di g/V (pari ad $f_{za} - 1/f_{za}$ per la virata stabilizzata ed $f_{za} \cdot \cos \gamma$ per la richiamata stabilizzata).

7.3.1. Integrazione delle equazioni della virata corretta

Lo studio della virata corretta – per assegnata legge di variazione del fattore di carico normale (32-VI) o del coefficiente di portanza (33-VI) può esser condotto, come precedentemente illustrato, a mezzo del sistema (24-VII) costituito da due equazioni differenziali ed un'equazione alge-

brica. A questo scopo è necessario eliminare una delle quattro funzioni incognite:

$$V(t) \qquad \alpha(t) \qquad \delta(t) \qquad \nu(t)$$

che in esso compaiono; il che può essere agevolmente fatto sostituendo alla seconda equazione delle (24-VII) la:

$$\frac{V\dot{\delta}}{g} = \sqrt{f_{za}^2 - 1} \qquad (36-VII)$$

deducibile dalla (30-VII).

Si perviene così al sistema:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\dot{V}}{g} = \frac{T}{W} (\cos \mu_T + \alpha \operatorname{sen} \mu_T) - \frac{\rho V^2}{2W/S} C_D \\ \frac{V\dot{\delta}}{g} = \sqrt{f_{za}^2 - 1} \\ f_{za} = \frac{T}{W} (\alpha \cos \mu_T - \operatorname{sen} \mu_T) + \frac{\rho V^2}{2W/S} C_L \end{array} \right. \qquad (37-VII)$$

nel quale sono state introdotte le espressioni approssimate:

$$\operatorname{sen} \alpha \cong \alpha \qquad \cos \alpha \cong 1 \qquad (38-VII)$$

giustificate dai modesti valori delle incidenze normali di volo.

I coefficienti aerodinamici che figurano nelle (37-VII) risultano espressi dalla (9-VII) e dalla:

$$C_L = C_{L\alpha} \alpha + C_{L\delta_s} \delta_s + C_{L\delta_e} \delta_e + [C_{L\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + C_{Lq} (\delta \operatorname{sen} \nu + \dot{\alpha})] \frac{\bar{c}}{2V} \qquad (39-VII)$$

deducibile dalla (11-VII) in virtù della prima delle (23-VII).

7.3.1.1. Integrazione delle equazioni della virata corretta per assegnata legge della sustentazione

Sostituendo nelle (37-VII) le espressioni del coefficiente di resistenza fornita dalla (9-VII) e dell'incidenza espressa dalla:

$$\alpha = \frac{C_L - (C_{L\delta_s}\delta_s + C_{L\delta_e}\delta_e)}{C_{L\alpha}} \quad (40-VII)$$

(ricavabile dalla (39-VII) ove si trascurino i termini relativi ad $\dot{\alpha}$ e q) si ottiene:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\dot{V}}{g} = \frac{T}{W} \left[\cos \mu_T + \frac{C_L - (C_{L\delta_s}\delta_s + C_{L\delta_e}\delta_e)}{C_{L\alpha}} \operatorname{sen} \mu_T \right] + \\ \quad - \frac{\rho V^2}{2W/S} (C_{D_0} + KC_L^m) \\ \frac{V\dot{\delta}}{g} = \sqrt{f_{za}^2 - 1} \\ f_{za} = \frac{T}{W} \left[\frac{C_L - (C_{L\delta_s}\delta_s + C_{L\delta_e}\delta_e)}{C_{L\alpha}} \cos \mu_T - \operatorname{sen} \mu_T \right] + \frac{\rho V^2}{2W/S} C_L \end{array} \right. \quad (41-VII)$$

L'integrazione numerica del sistema (41-VII) viene effettuata assumendo per δ_s e δ_e valori costanti durante l'evoluzione, pari – ad esempio – a quelli necessari ad equilibrare il velivolo alla quota considerata ed a coefficiente di portanza ed a velocità intermedi sotto l'ipotesi di accelerazione angolare di beccheggio nulla. L'errore che si commette con tale approssimazione è modesto perché relativo solamente alla scomposizione della spinta propulsiva secondo gli assi aerodinamici X_a e Z_a . Sotto quest'ipotesi e per assegnata legge della sustentazione (33-VI), il sistema (41-VII) esplicita \dot{V} e $\dot{\delta}$ in funzione della velocità di volo:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{V} = \Psi_1(V) \\ \dot{\delta} = \Psi_2(V) \end{array} \right. \quad (42-VII)$$

7.3.1.2. Integrazione delle equazioni della virata corretta per assegnata legge della sopportazione

Sostituendo all'ultima delle (41-VII) l'espressione di C_L che da essa stessa si ricava, si ottiene:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\dot{V}}{g} = \frac{T}{W} \left[\cos \mu_T + \frac{C_L - (C_{L\delta_s} \delta_s + C_{L\delta_e} \delta_e)}{C_{L\alpha}} \sin \mu_T \right] + \\ \quad - \frac{\rho V^2}{2 W/S} (C_{D0} + K C_L^m) \\ \frac{V \dot{\delta}}{g} = \sqrt{f_{za}^2 - 1} \\ C_L = \frac{f_{za} + \frac{T}{W} \left(\frac{C_{L\delta_s} \delta_s + C_{L\delta_e} \delta_e}{C_{L\alpha}} \cos \mu_T + \sin \mu_T \right)}{\frac{\rho V^2}{2 W/S} + \frac{T}{W} \frac{\cos \mu_T}{C_{L\alpha}}} \end{array} \right. \quad (43-VII)$$

Assumendo per δ_s e δ_e valori costanti (relativi all'equilibrio al beccheggio in assenza di accelerazione angolare ed a velocità di volo e fattore di carico normale intermedi) il sistema (43-VII), per assegnata legge della sopportazione (32-VI), fornisce le funzioni \dot{V} e $\dot{\delta}$ al variare della velocità di volo:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{V} = \Psi_1(V) \\ \dot{\delta} = \Psi_3(V) \end{array} \right. \quad (44-VII)$$

La figura 5-VII riporta i risultati dell'integrazione numerica del sistema (43-VII) relativi al velivolo preso a riferimento in 6.2., 6.3.1. e 6.4.1.

La legge di manovra assunta è quella della sopportazione – riportata in fig. 4-VII – con la ulteriore limitazione:

$$C_L \leq 0,9$$

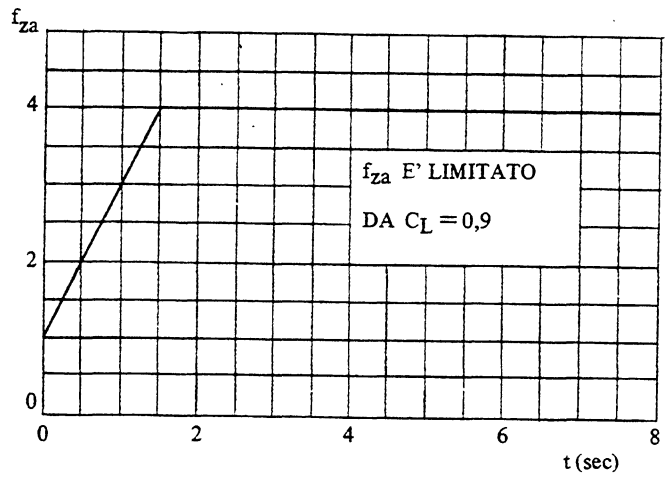


Fig. 4-VII

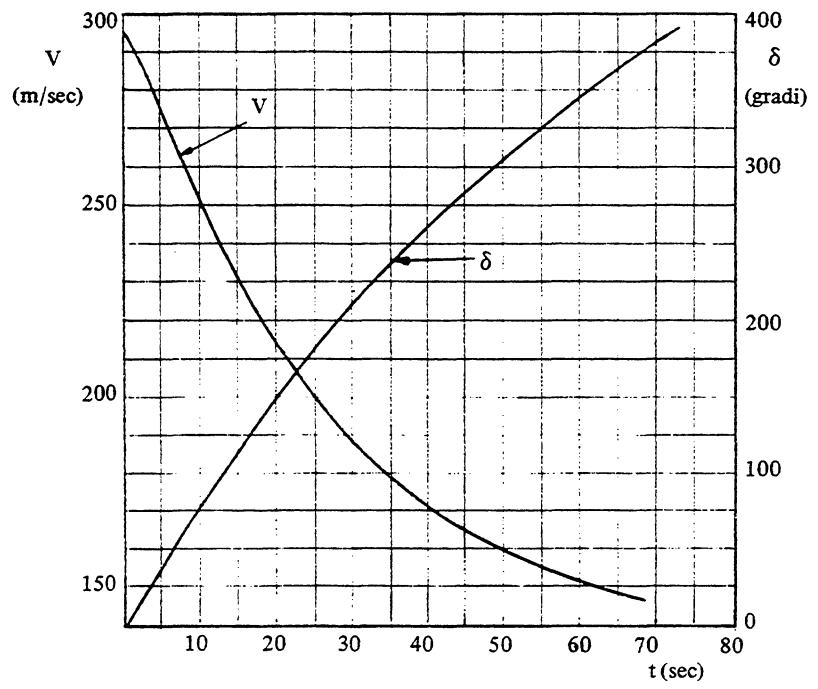


Fig. 5-VII

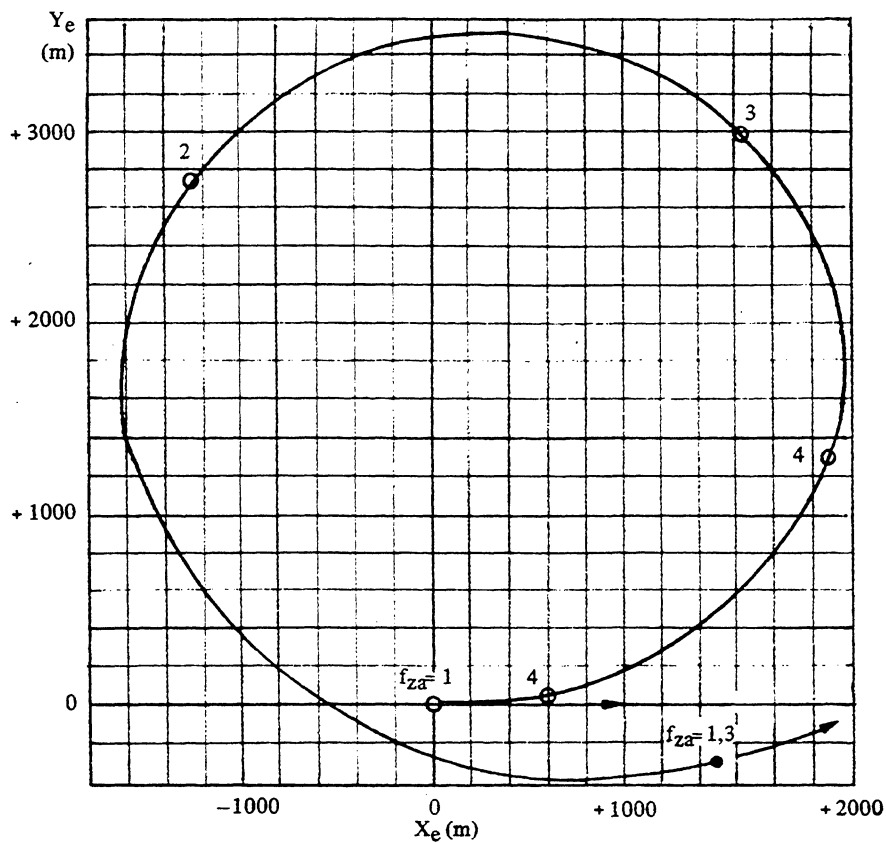


Fig. 6-VII

Le condizioni iniziali di volo sono relative alla quota di 9000 metri ed alla velocità massima a livello a tale quota. La traiettoria seguita dal velivolo, determinata a mezzo delle:

$$x_e = \int_0^t V \cos \delta dt \quad y_e = \int_0^t V \sin \delta dt \quad (45-VII)$$

è riportata nella figura 6-VII ed è parametrata in termini di fattore di carico normale.

7.3.2. Virata isogonale

Dicesi isogonale la virata corretta eseguita a sbandamento costante. Dall'ultima delle (28-VII) e dalla (30-VII) risulta che la virata isogonale è caratterizzata dalla costanza del fattore di carico normale ed è circolare ($V/\delta = \text{cost.}$) solo se è uniforme ($V = \text{cost.}$). Diversamente la virata isogonale si presenta come una spirale a raggio crescente se il velivolo accelera ed a raggio decrescente se il velivolo decelera durante il moto. Nella virata uniforme la spinta propulsiva disponibile – dovendo uguagliare la resistenza aerodinamica alla incidenza di volo corrispondente al fattore di carico normale in atto – limita, in genere, quest'ultimo a valori inferiori al coefficiente di contingenza. La virata eseguita a fattore di carico normale uguale al coefficiente di contingenza risulta quindi, nella maggior parte dei casi, in decelerazione. La virata isogonale, a differenza di quella circolare uniforme, consente quindi, entro certi limiti, di sfruttare al massimo le caratteristiche strutturali del velivolo e le possibilità fisiologiche del pilota. Così un velivolo inizialmente in volo orizzontale uniforme ($f_{za} = 1$) alla velocità massima di regime relativa alla quota di volo, eseguendo una virata isogonale a fattore di carico uguale al coefficiente di contingenza ($f_{za} = n$), decelera gradualmente senza perdere quota e può continuare l'evoluzione fino al raggiungimento di incidenze di volo prossime a quella critica.

Lo studio della virata isogonale viene condotto sulla base delle metodologie di calcolo precedentemente esposte ed assumendo come legge di manovra quella definita dalla:

$$f_{za} = \text{cost.} \qquad (46-VII)$$