

## ASIMMETRIE NEL VOLO VIRATO IN PLANATA

Gli aeromodelli a volo libero, ad esclusione di quelli appartenenti alla categoria F1E (e non sempre), effettuano tutta la loro planata in virata. Questa situazione induce una asimmetria in tutte le forze che agiscono sul modello a differenza del volo in rettilineo, nel quale la simmetria è perfetta. In queste note mi propongo di fare un rapido esame di ciò che succede nelle due situazioni: si tratta di un lavoro dedicato non agli esperti bensì a quelle persone che non hanno del tutto chiari i concetti fisici del volo.

Un aeromodello, così come qualsiasi altro oggetto, è soggetto alla forza peso che lo attrae verso terra; se si trovasse nel vuoto cadrebbe verso terra, così come qualsiasi altro oggetto, con un moto uniformemente accelerato ed un valore d'accelerazione pari all'accelerazione di gravità ( $g = 9,81 \text{ m/s}^2$ , alla nostra latitudine). Per fortuna esiste l'aria ed il movimento di avanzamento del velivolo genera delle azioni sulle sue superfici che, opportunamente indirizzate dalle forme del veicolo stesso, permettono di generare forze uguali ed opposte al peso, tali da impedirne la sua caduta.

Nel dettaglio, l'azione dell'aria sulle superfici del velivolo genera una forza, diretta verso l'alto, perpendicolare alla traiettoria che prende il nome di "portanza" ( $L$ ); purtroppo l'azione dell'aria sulle superfici del velivolo oltre a produrre la portanza  $L$  crea anche una resistenza all'avanzamento ( $D$ ); pertanto per permettere il volo orizzontale è necessaria una forza di trazione uguale e contraria alla resistenza: da qui la necessità di avere un motore in grado di produrre la necessaria "trazione" ( $T$ ).

Ricordo che portanza e resistenza sono proporzionali al quadrato della velocità di volo ed alla superficie di riferimento (ala), secondo le relazioni:

$$L = 0,5 \cdot \rho \cdot C_L \cdot S \cdot V^2 \quad [1]$$

$$D = 0,5 \cdot \rho \cdot C_D \cdot S \cdot V^2 \quad [2]$$

nelle quali:

$\rho$  = densità dell'aria ( $1,225 \text{ kg/m}^3$ )<sup>▲</sup>

$C_L$  = coefficiente di portanza dell'intero velivolo (dipendente, principalmente, dalla conformazione dell'ala, secondariamente, dell'arresto)

$C_D$  = coefficiente di resistenza dell'intero velivolo (dipendente, principalmente, dalla conformazione dell'ala e del resto)

$S$  = superficie portante (ala)

Nel volo livellato la forza portante  $L$  è diretta verticalmente ed equilibra il peso del velivolo, mentre la forza resistente  $D$  deve essere vinta dalla forza di trazione fornita da un propulsore (FIG. 1), permettendo allo stesso di volare.

Indicata con  $m$  la massa dell'aeromobile e con  $g$  l'accelerazione di gravità, poiché il peso è dato dal prodotto della massa per l'accelerazione di gravità è necessario, affinché il velivolo si sostenti in volo orizzontale, che sia:

$$L = m \cdot g \qquad \text{e} \qquad T = D$$

Nel seguito della presente memoria il peso verrà indicato con il simbolo  $Q$ .

Se il propulsore è in grado di fornire una trazione superiore alla resistenza l'aeromobile è in grado di salire.

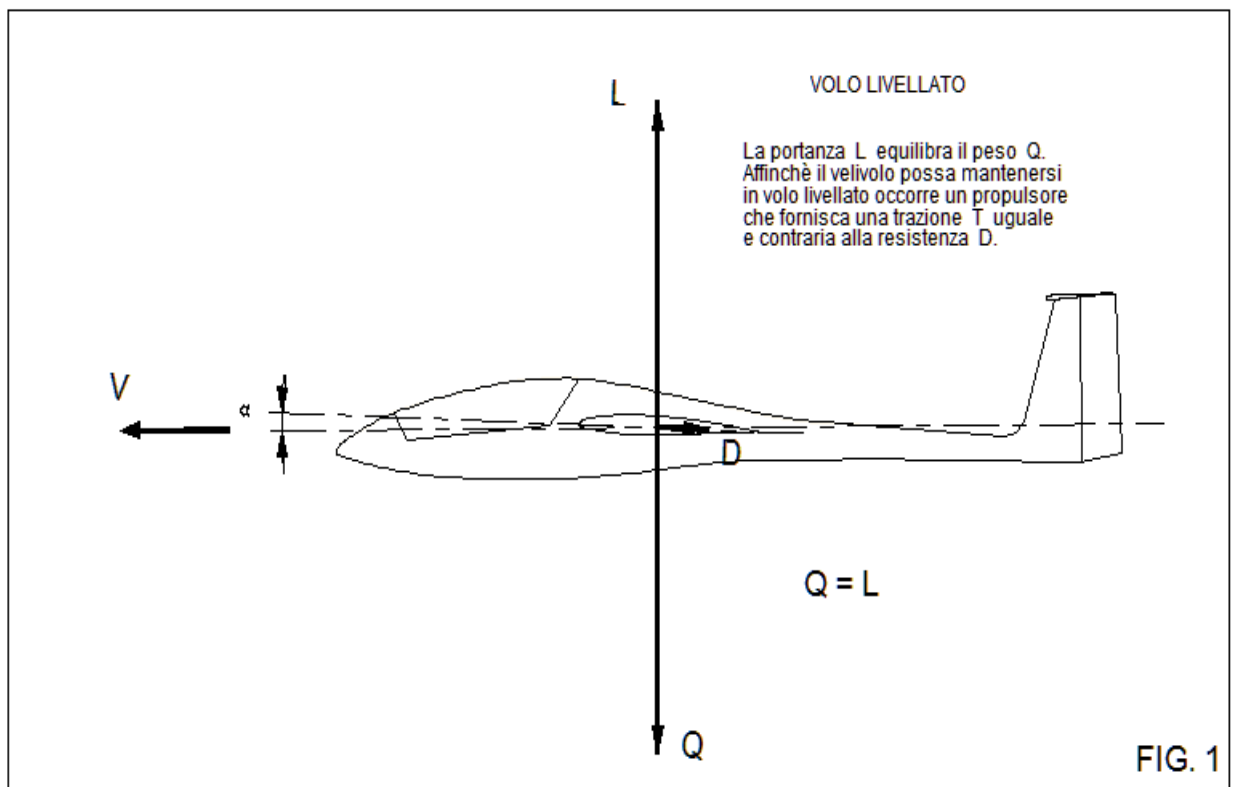
Nel volo planato manca la trazione fornita dal propulsore e, conseguentemente, diviene impossibile il volo livellato (naturalmente in assenza di aiuti esterni: ascensioni termiche o dinamiche).

Per supplire alla mancanza di trazione il modello è costretto a volare con una traiettoria convergente verso terra; in questo modo la forza peso (diretta sempre verticalmente) ha una componente diretta secondo la traiettoria ed una componente perpendicolare ad essa. La componente perpendicolare alla traiettoria viene equilibrata

---

<sup>▲</sup> Alla temperatura di 15° centigradi ed alla pressione barometrica di 1 bar.

dalla portanza mentre quella secondo la traiettoria serve a vincere la resistenza aerodinamica.



Pertanto il volo avviene con perdita di quota e la velocità sulla traiettoria ( $V$ ) ha un'inclinazione verso terra (pendenza) chiamata "angolo di planata" ( $\beta$ ). La velocità  $V$ , a causa della sua inclinazione verso il suolo, ha una componente verticale  $V_y$  (la "velocità di discesa" o "velocità di caduta") ed una componente orizzontale  $V_x$ . La tangente trigonometrica di  $\alpha$  è l'inverso della "efficienza" ( $E$ ):

$$E = \frac{1}{\tan(\beta)} = \frac{V_x}{V_y} = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}$$

che rappresenta lo spazio percorso<sup>♦</sup> in corrispondenza di una perdita di quota unitaria. A

titolo d'esempio, un velivolo con una efficienza 22 che parta da una quota di 120 m toccherà il suolo dopo aver percorso:

$$S = 22 \times 120 = 2640 \text{ m}$$

Normalmente, poiché il valore di  $\beta$  è abbastanza piccolo, è lecito considerare  $V=V_x$  perché ciò comporta errori trascurabili, anche negli aeromodelli a volo libero, benché essi siano dotati di valori di efficienza abbastanza bassi (FIG. 2). A titolo d'esempio, un aeromodello con efficienza  $E=10$  e velocità  $V=4,5 \text{ m/s}$  vola con un angolo di planata:

$\beta = \text{Atan} \left( \frac{1}{E} \right) = \text{Atan} \left( \frac{1}{10} \right) = 6,345^\circ$  e, conseguentemente, la proiezione sul suolo della velocità è:

$$V_x = V \cdot \cos(\beta) = 4,5 \times \cos(6,345) = 4,478 \text{ m/s}$$

e, pertanto, considerare  $V=V_x$  comporta un errore pari a:

$$\frac{100 \cdot (V - V_x)}{V} = \frac{100 \cdot (4,5 - 4,478)}{4,5} = 0,49\%$$

Parimenti è lecito considerare il valore del peso uguale a quello della portanza invece che a quello della risultante della portanza e della resistenza (FIG. 2).

La velocità di discesa sarà:

$$V_y = V \cdot \sin(\beta) = 4,5 \times \sin(6,345) = 0,448 \text{ m/s}$$

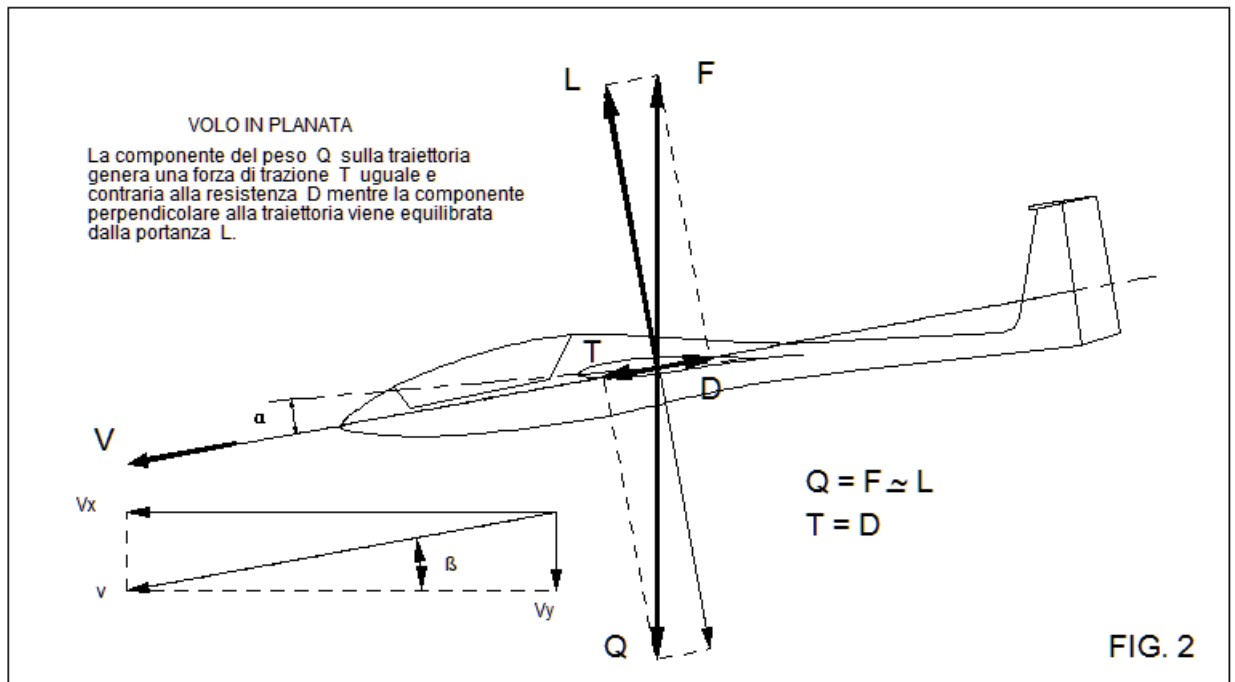
Si rammenta che la velocità sulla traiettoria e la velocità di discesa sono calcolabili con le relazioni:

---

<sup>♦</sup> Inteso come proiezione sul suolo della traiettoria .

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot L}{\rho \cdot S \cdot C_L}} \quad [3] \quad e$$

$$V_y = \frac{1}{E} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot Q}{\rho \cdot S \cdot C_L}} \quad [4]$$



Approssimando, come detto,  $V$  a  $V_x$  la [3] diviene:

$$V_x = \sqrt{\frac{2 \cdot Q}{\rho \cdot S \cdot C_L}}$$

Introducendo nelle formule la massa invece del peso ed il valore di  $\rho$  si ottengono due formule di uso comune:

$$V_x = 4 \cdot \sqrt{\frac{m}{S \cdot C_L}} \qquad V_y = \frac{4}{E} \cdot \sqrt{\frac{m}{S \cdot C_L}}$$

Per fornire il valore di portanza necessario per il sostentamento la sezione dell'ala (profilo alare) deve formare un opportuno angolo rispetto alla traiettoria: tale angolo ( $\alpha$ ) è l'"angolo di incidenza" dell'ala rispetto alla direzione del vento. Nel volo rettilineo l'angolo di incidenza delle due semiali è identico (a meno delle imperfezioni costruttive!).

Se il volo si svolge in virata alle forze sopra esaminate se ne aggiunge un'altra: la "forza centrifuga" che si genera quando il moto non è rettilineo. La forza centrifuga è proporzionale alla massa, al quadrato della velocità ed all'inverso del raggio di curvatura della traiettoria:

$$F_c = \frac{m \cdot V^2}{R}$$

Il velivolo, per potersi mantenere sulla traiettoria circolare, deve generare una forza che equilibri la forza centrifuga; ciò viene ottenuto con una inclinazione trasversale, abbassando la semiala interna alla virata: l'assetto inclinato crea una componente della portanza rispetto alla verticale che va ad equilibrare il peso ed una componente orizzontale che si contrappone alla forza centrifuga, così come illustrato nella FIG. 3. Facendo riferimento alla FIG. 3 si può notare che:

$$L \cdot \cos(\gamma) = |Q| \qquad L \cdot \sin(\gamma) = |F_c|$$

dalle quali si ricava:

$$\tan(\gamma) = \frac{\sin(\gamma)}{\cos(\gamma)} = \frac{F_c}{Q}$$

e poiché è  $Q = m \cdot g$  risulta:

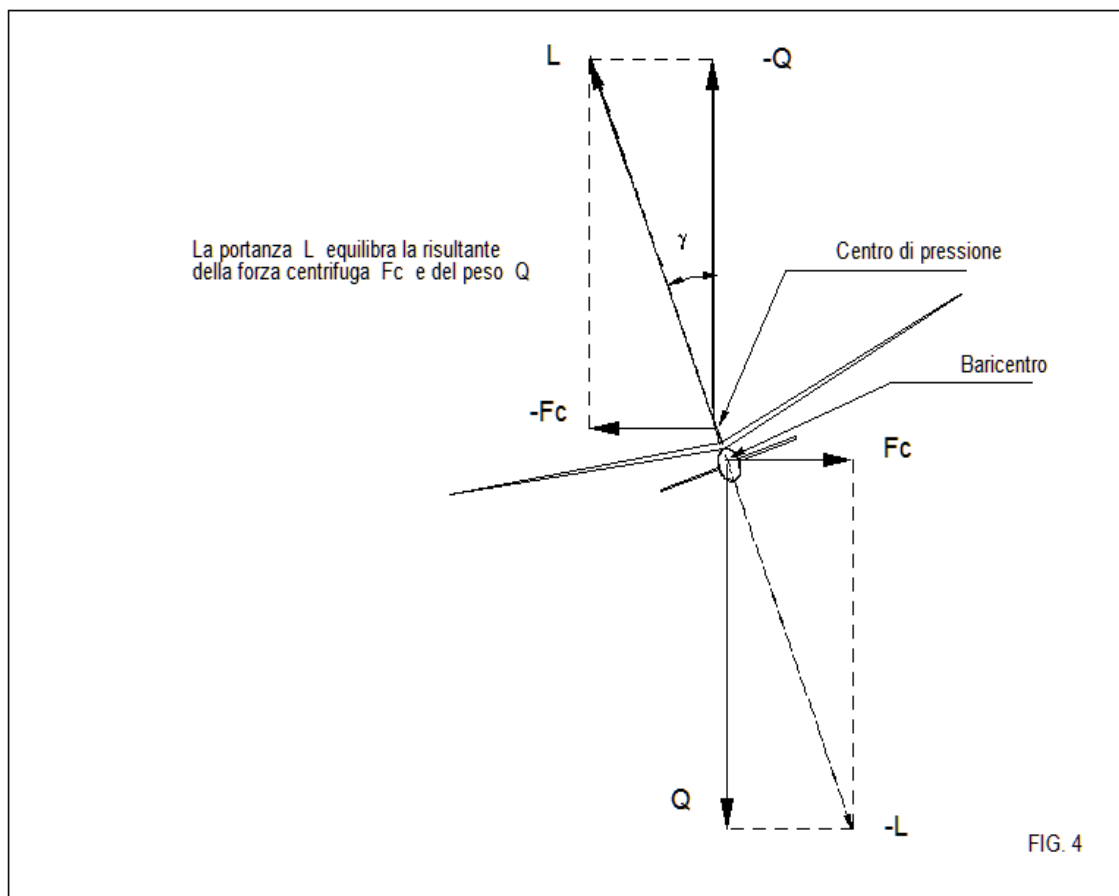
$$\tan(\gamma) = \frac{V^2}{g \cdot R} \qquad \gamma = \text{Atan}\left(\frac{V^2}{g \cdot R}\right) \qquad \text{che permette di}$$

calcolare l'angolo di rollio necessario.

A titolo di esempio, consideriamo un aeromodello con velocità di 4,5 m/s che percorra una traiettoria circolare con un raggio di 30 m; esso dovrà inclinarsi di un angolo pari a:

$$\gamma = \text{Atan}\left(\frac{4,5^2}{9,81 \times 30}\right) = 4,37^\circ$$

Nella realtà il peso è applicato al baricentro del velivolo mentre le forze aerodinamiche sono applicate al centro di pressione che, normalmente, si trova al di sopra, talvolta di molto, al centro di gravità, così come raffigurato nella FIG. 4. Ciò, in prima approssimazione, non comporta variazioni nell'angolo di rollio necessario per compensare la forza centrifuga perché la portanza e la risultante delle forze di massa si trovano nello stesso piano di simmetria longitudinale verticale



dell'aeromobile; in realtà qualche variazione esiste, come vedremo più avanti.

Quando un modello plana in virata solo la parte di portanza che va ad equilibrare il peso è utile al fini del sostentamento; pertanto le formule più sopra menzionate vengono così modificate:

$$E = \frac{L \cdot \cos(\gamma)}{D} = \frac{C_L \cdot \cos(\gamma)}{C_D} \qquad V = \sqrt{\frac{2 \cdot Q}{\rho \cdot S \cdot C_L \cdot \cos(\gamma)}}$$

$$V_y = \frac{1}{E} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot Q}{\rho \cdot S \cdot C_L \cdot \cos(\gamma)}} = \frac{C_D}{C_L \cdot \cos(\gamma)} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot Q}{\rho \cdot S \cdot C_L \cdot \cos(\gamma)}} = \frac{C_D}{[C_L \cdot \cos(\gamma)]^{1,5}} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot Q}{\rho \cdot S}}$$

Queste relazioni evidenziano che nel volo in virata la velocità aumenta e le caratteristiche di volo peggiorano con riduzione dell'efficienza ed aumento della velocità di discesa.

Poiché:

$$\cos(\gamma) = \frac{1}{\sqrt{1 + \tan^2(\gamma)}} = \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{V^4}{g^2 \cdot R^2}}} =$$

$$= \frac{1}{\sqrt{1 + \left( \frac{2 \cdot Q}{\rho \cdot S \cdot g \cdot R \cdot C_L \cdot \cos(\gamma)} \right)^2}}$$

risolvendo rispetto a  $\cos(\gamma)$  e sostituendo nell'espressione di  $V_y$  si ottiene:

$$V_y = \frac{C_D}{C_L^{1,5}} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{2 \cdot Q}{\rho \cdot S \cdot g \cdot R \cdot C_L} \right)^2 \right]^{-3/4} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot Q}{\rho \cdot S}}$$

la quale mostra chiaramente come al ridursi del raggio di virata aumenti la velocità di discesa.

Allorquando una modello percorra una traiettoria curvilinea, per velocità del veicolo si intende la velocità del baricentro. Tutti gli altri punti del velivolo sono dotati di

velocità differenti, sia in grandezza che direzione, rispetto a quella del baricentro: minore, allorché abbiano un raggio di percorrenza più ridotto, e maggiore, allorché abbiano un raggio di percorrenza maggiore. Pertanto le estremità delle ali avranno velocità diverse, minore del baricentro, quella interna alla curva, maggiore del baricentro, quella esterna.

Con riferimento alla FIG.5 ci proponiamo di calcolare il valore dei raggi di percorrenza del centro di pressione e delle due estremità alari:

$$R_i = R - \left[ h \cdot \sin(\gamma) + \frac{A \cdot \cos(\delta - \gamma)}{2 \cdot \cos(\delta)} \right]$$

$$R_e = R - \left[ h \cdot \sin(\gamma) - \frac{A \cdot \cos(\delta + \gamma)}{2 \cdot \cos(\delta)} \right]$$

Evidentemente al variare della raggio varia la velocità e risulta, precisamente:

$$V_i = \frac{V \cdot R_i}{R}$$

$$V_e = \frac{V \cdot R_e}{R}$$

e le corrispondenti variazioni di velocità risultano:

$$\Delta V_i = \frac{V \cdot R_i}{R} - V = V \cdot \left( \frac{R_i}{R} - 1 \right)$$

$$\Delta V_e = \frac{V \cdot R_e}{R} - V = V \cdot \left( \frac{R_e}{R} - 1 \right)$$

La variazioni di velocità lungo l'apertura alare è lineare mentre il quadrato della velocità segue, ovviamente, una legge parabolica: poiché la portanza è funzione del quadrato della velocità ne scaturisce, immediatamente, che ciò è causa di uno spostamento del punto di applicazione della portanza fuori dal piano longitudinale verticale del modello, all'esterno della virata. Parallelamente, a causa del diedro alare e della posizione dell'attacco dell'ala generalmente al di sopra del baricentro, la proiezione verticale della superficie alare della semiala interna alla virata risulta superiore a quella della semiala esterna alla virata: ciò comporta uno spostamento del punto d'applicazione della portanza verso l'interno della virata, creando una parziale compensazione con lo

spostamento precedente. Ne consegue che l'angolo di rollio necessario per compensare la forza centrifuga sia, in realtà, leggermente diverso da quello calcolato con la formula a pag.6.

Mentre il valore della velocità varia lungo l'apertura alare, la velocità di caduta ( $V_y = V/E$ ) è identica per tutti i punti del velivolo (a meno di una non auspicabile perdita di parti in volo!). Ciò comporta che l'incidenza geometrica di lavoro nelle varie sezioni alare sia diversa da punto a punto e vada aumentando verso l'estremità dell'ala interna alla virata, così come è dimostrato in FIG. 6, e, viceversa, vada diminuendo verso l'estremità esterna. Indicata con  $\alpha$  l'incidenza geometrica dell'ala rispetto alla

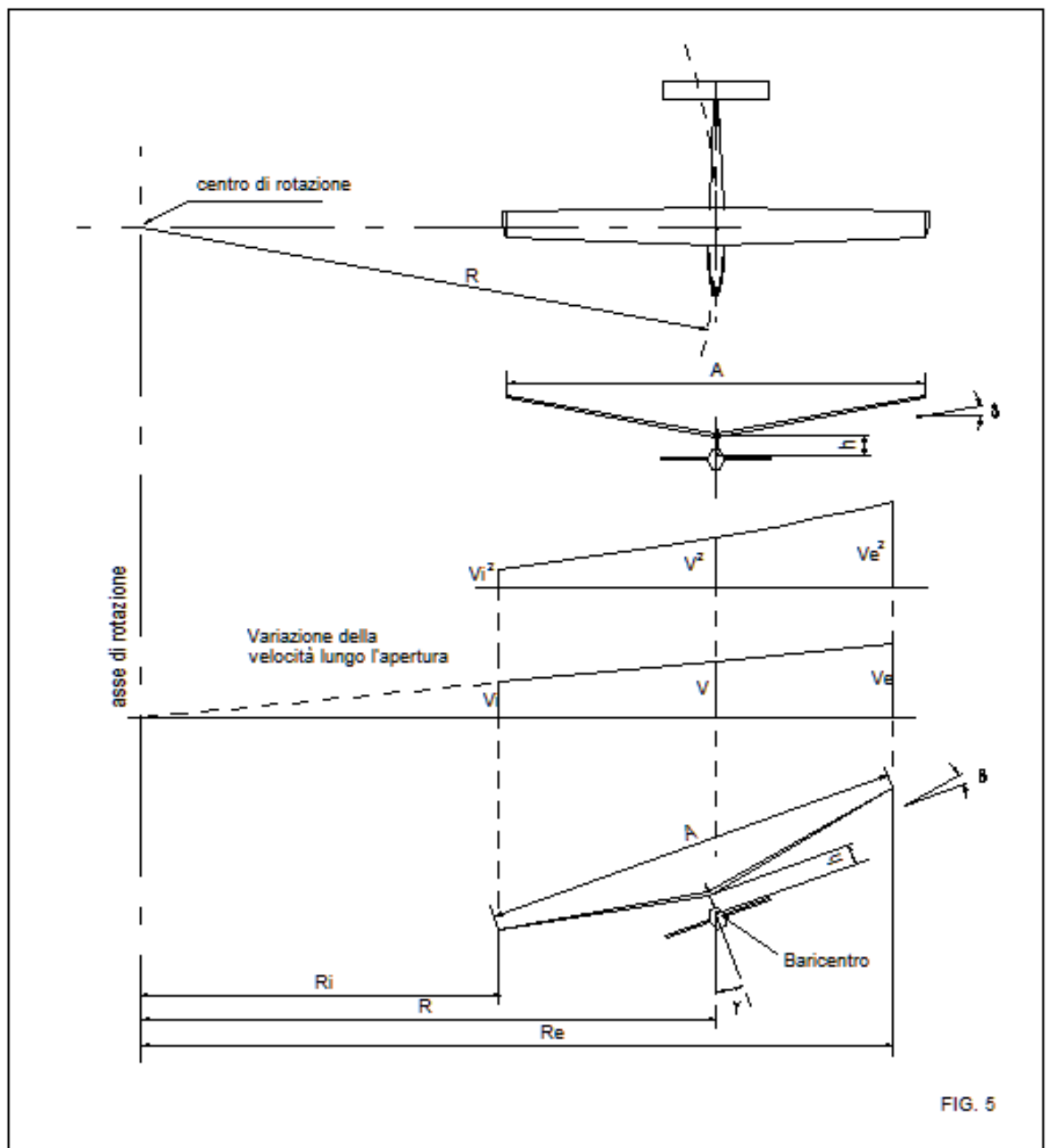


FIG. 5

traiettorie ci proponiamo di calcolare i valori delle incidenze in corrispondenza delle estremità alari; dato l'angolo di planata  $\beta$ , deve essere:

$$V_y = V \cdot \sin(\beta) = V_i \cdot \sin(\beta_i) = V_e \cdot \sin(\beta_e)$$

dalla quale è possibile ricavare:

$$\beta_i = \text{Asen}(V_y/V_i)$$

$$\beta_e = \text{Asen}(V_y/V_e)$$

e le corrispondenti variazioni nell'angolo di planata che corrispondono, anche, alle variazioni di incidenza:

Allo scopo di dare un ordine di grandezza a quanto sopra, riprendiamo l'ipotetico modello del precedente esempio supponendo che esso abbia un'apertura alare di 1,70 m, un dietro alare di 10° ed una sopraelevazione del centro di pressione rispetto al baricentro di 3 cm; lo svolgimento dei calcoli fornisce:

$$\begin{aligned} R_i &= R - \left[ h \cdot \text{sen}(\gamma) + \frac{A \cdot \cos(\delta - \gamma)}{2 \cdot \cos(\delta)} \right] = \\ &= 30 - \left[ 0,03 \cdot \text{sen}(4,37) + \frac{1,70 \cdot \cos(10 - 4,37)}{2 \cdot \cos(10)} \right] = 29,14 \text{ m} \end{aligned}$$

$$\Delta\beta_i = \Delta\alpha_i = \beta_i - \beta$$

$$\Delta\beta_e = \Delta\beta_e = \beta_e - \beta$$

$$\begin{aligned} R_e &= R - \left[ h \cdot \text{sen}(\gamma) - \frac{A \cdot \cos(\delta + \gamma)}{2 \cdot \cos(\delta)} \right] = \\ &= 30 - \left[ 0,03 \cdot \text{sen}(4,37) - \frac{1,70 \cdot \cos(10 + 4,37)}{2 \cdot \cos(10)} \right] = 30,84 \text{ m} \end{aligned}$$

$$V_i = \frac{V \cdot R_i}{R} = \frac{4,5 \times 29,14}{30} = 4,37 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$V_e = \frac{V \cdot R_e}{R} = \frac{4,5 \times 30,84}{30} = 4,63 \text{ m/s}$$

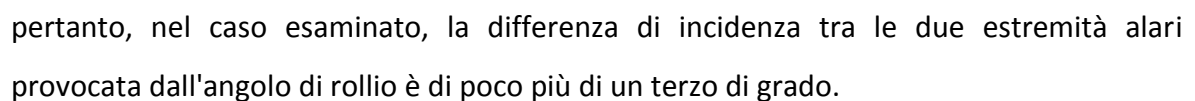
$$\Delta V_i = V \cdot \left( \frac{R_i}{R} - 1 \right) = 4,5 \cdot \left( \frac{29,16}{30} - 1 \right) = -0,13 \text{ m/s}$$

$$\Delta V_e = V \cdot \left( \frac{R_e}{R} - 1 \right) = 4,5 \cdot \left( \frac{30,84}{30} - 1 \right) = 0,13 \text{ m/s}$$

$$\beta_i = \text{Asen}\left(\frac{V_y}{V_i}\right) = \text{Asen}\left(\frac{0,45}{4,37}\right) = 6,57^\circ$$

$$\beta_e = \text{Asen}\left(\frac{V_y}{V_e}\right) = \text{Asen}\left(\frac{0,45}{4,63}\right) = 6,20^\circ$$

$$\Delta\alpha_e = \beta_e - \beta = 6,20 - 6,35 = -0,15^\circ$$



È doveroso precisare che quanto esposto trova esatta rispondenza nel caso di virata corretta. La virata è corretta allorquando l'asse longitudinale del velivolo risulta perpendicolare al raggio di virata in corrispondenza del baricentro: in pratica può accadere che ciò non si verifichi a causa di forze trasversali secondarie che finiscono per provocare piccoli angoli di deriva, cioè direzione dell'asse longitudinale del velivolo inclinato verso l'esterno o verso l'interno della traiettoria.

Un angolo di deriva, che indicheremo con  $\varepsilon$ , induce una ulteriore variazione di incidenza, costante lungo la semi apertura alare; questa ulteriore variazione risulta, in

caso di deriva verso l'interno della virata, positiva per la semiala esterna e negativa per la semiala interna alla virata, l'opposto in caso di deriva verso l'esterno. Questa variazione di incidenza può essere calcolata con la formula approssimata:

$\Delta\alpha = \pm \delta \cdot \varepsilon$  nella quale gli angoli debbono essere espressi in radianti; volendo esprimere gli angoli in gradi occorre introdurre il coefficiente di conversione per cui la relazione diventa:

$$\Delta\alpha = \pm \frac{\delta \cdot \varepsilon}{3282,806}$$

Per concludere è opportuno fare alcune considerazioni pratiche:

- durante la virata in planata l'incidenza ottimale può essere raggiunta solamente in una sezione dell'ala mentre tutto il resto lavora ad incidenze maggiori o minori di quella ottimale: questa è una delle cause per cui la virata provoca un lieve peggioramento delle prestazioni di volo;
- un ulteriore motivo del peggioramento delle prestazioni del volo in virata è rappresentato dal fatto che le varie superfici costituenti il modello vengono investite dall'aria con un certo angolo (nel piano orizzontale), tanto maggiore quanto più grande è la loro distanza dal baricentro, e, conseguentemente, incontrano una maggior resistenza all'avanzamento;
- a causa della maggiore incidenza con cui lavora l'estremità dell'ala interna alla virata ed anche a causa della sua minor velocità è più facile che essa possa andare incontro a fenomeni di stallo;
- la presenza di angoli di deriva rappresenta sempre una causa di peggioramento delle caratteristiche di volo;
- la differenza di incidenza causata dalla virata tra le due estremità dell'ala è tanto maggiore quanto maggiore è l'apertura alare e quanto minore è il raggio di virata: ne consegue essere opportuno non ridurre eccessivamente i raggi di virata e, comunque, adottare raggi di virata più grandi quanto maggiori sono l'allungamento e l'apertura alare.

Tullio Argentini  
Club Aeromodellistico Nike Milano



Tullio Argentini

## APPENDICE

### ELENCO DEI SIMBOLI E DELLE GRANDEZZE UTILIZZATE NELLA PRESENTE MEMORIA E RELATIVE UNITA' DI MISURA

| SIMBOLO       | GRANDEZZA                                            | UNITA' DI MISURA  |
|---------------|------------------------------------------------------|-------------------|
| $\alpha$      | angolo d'incidenza dell'ala                          | °                 |
| $\alpha_e$    | angolo d'incidenza estremità ala esterna alla virata | °                 |
| $\alpha_i$    | angolo d'incidenza estremità ala interna alla virata |                   |
| $\beta$       | angolo di planata                                    | °                 |
| $\beta_e$     | angolo di planata estremità ala esterna alla virata  | °                 |
| $\beta_i$     | angolo di planata estremità ala interna alla virata  | °                 |
| $\gamma$      | angolo di rollio                                     | °                 |
| $\delta$      | diedro alare                                         | °                 |
| $\varepsilon$ | angolo di deriva                                     | rad o °           |
| $\Delta$      | variazione di una grandezza                          |                   |
| $\rho$        | densità dell'aria (=1,225)                           | kg/m <sup>3</sup> |
| $A$           | apertura alare                                       | m                 |
| $C_D$         | coefficiente di resistenza aerodinamica              | adimensionale     |
| $C_L$         | coefficiente di portanza aerodinamica                | adimensionale     |
| $D$           | resistenza aerodinamica                              | N                 |
| $E$           | efficienza aerodinamica                              | adimensionale     |
| $F$           | forza aerodinamica risultante                        | N                 |
| $F_c$         | forza centrifuga                                     | N                 |
| $g$           | accelerazione di gravità (=9,81)                     | m/s <sup>2</sup>  |
| $h$           | distanza attacco ala – baricentro                    | m                 |
| $L$           | portanza aerodinamica                                | N                 |
| $m$           | massa                                                | kg                |
| $Q$           | forza peso                                           | N                 |

|                |                                            |                |
|----------------|--------------------------------------------|----------------|
| R              | raggio di virata                           | m              |
| R <sub>e</sub> | raggio di virata estremità esterna ala     | m              |
| R <sub>i</sub> | raggio di virata estremità interna ala     | m              |
| S              | superficie alare                           | m <sup>2</sup> |
| T              | forza di trazione                          | N              |
| V              | velocità                                   | m/s            |
| V <sub>e</sub> | velocità estremità ala esterna alla virata | m/s            |
| V <sub>i</sub> | velocità estremità ala interna alla virata | m/s            |
| V <sub>x</sub> | componente orizzontale della velocità      | m/s            |
| V <sub>y</sub> | velocità di discesa                        | m/s            |