

# Il volo in pendio con l'F1E

Claudio Bognolo

## 1. La meccanica del volo in pendio

### 1.1 Introduzione

E' sempre affascinante vedere i veleggiatori F1E che, lanciati dal pendio, salgono silenziosi e maestosi a grandi altezze. Ed è naturale che chi assiste a tale spettacolo per la prima volta, si chieda che cosa li fa andare sempre più su, dato che, come noto, gli alianti non hanno motore. "E' il vento!" è la risposta più immediata, ed è giusto, ma forse è meglio dire che è l'aria che sale.

Oltre che per le termiche (moti convettivi verticali di aria più calda e leggera della circostante), l'aria può salire in prossimità delle montagne ogni volta che il vento, investendo perpendicolarmente un costone, ne segue il rilievo (Fig.1).

Al volo in termica (F1A,B,C) interessa la prima condizione, mentre al volo in pendio (F1E) interessa soprattutto la seconda, anche se nei lanci di gara con poco vento ci si affida alle termiche per poter effettuare il tempo di volo cronometrato stabilito ("il pieno"). In senso stretto, comunque, volare in pendio significa sfruttare questa corrente d'aria chiamata *dinamica*.

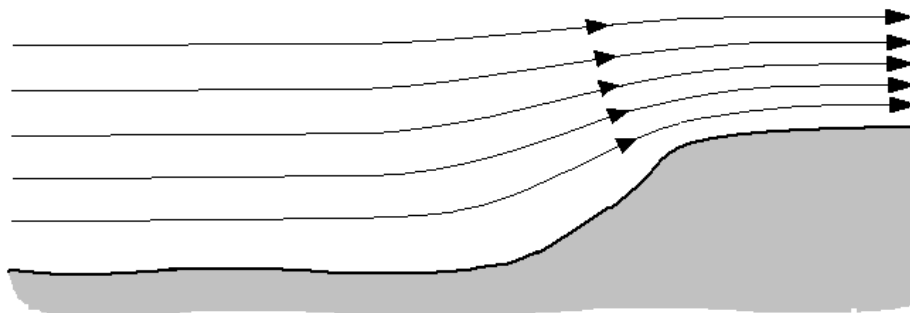


Fig. 1

### 1.2 Il volo planato

Su di un aeromobile in volo rettilineo orizzontale uniforme, agiscono quattro forze in equilibrio. Queste forze sono la portanza dell'ala, che equilibra il peso e la trazione del motore, che equilibra la resistenza dell'aria. Nell'aliante la trazione si ottiene grazie ad una traiettoria inclinata, la quale comporta una scomposizione del peso su due direttrici, una perpendicolare alla traiettoria di volo, ed una, di entità minore, rivolta nel senso della traiettoria stessa. Ecco il motivo per cui l'aliante vola sempre in planata, rispetto all'aria, anche quando sale all'interno di una termica o nella dinamica di un pendio. Minore sarà la resistenza opposta dall'aliante, minore la parte di peso da sfruttare per vincerla e quindi, in ultima analisi, minore dovrà essere l'inclinazione della traiettoria e la conseguente perdita di quota.

Possiamo affermare che l'aliante porta all'estremo la ricerca ed il concetto di efficienza aerodinamica, che permette all'ala di sostenere il mezzo generando portanza e allo stesso tempo di opporre la minor resistenza possibile alla penetrazione nell'aria. Il rapporto di planata, ovvero la distanza percorsa per quota persa, altro non è, quindi, che l' *Efficienza*, cioè il rapporto tra la portanza e la resistenza del velivolo, ovvero il rapporto tra il Coefficiente di Portanza e il Coefficiente di Resistenza dell'aliante. Ma di questo parleremo diffusamente più avanti.

### 1.3 La dinamica

E' possibile giudicare la capacità di un pendio di produrre dinamica? Nella pratica, molto approssimativamente, dato che non abbiamo mai, realmente, dei dati precisi. Comunque la logica è la seguente (Fig.2).

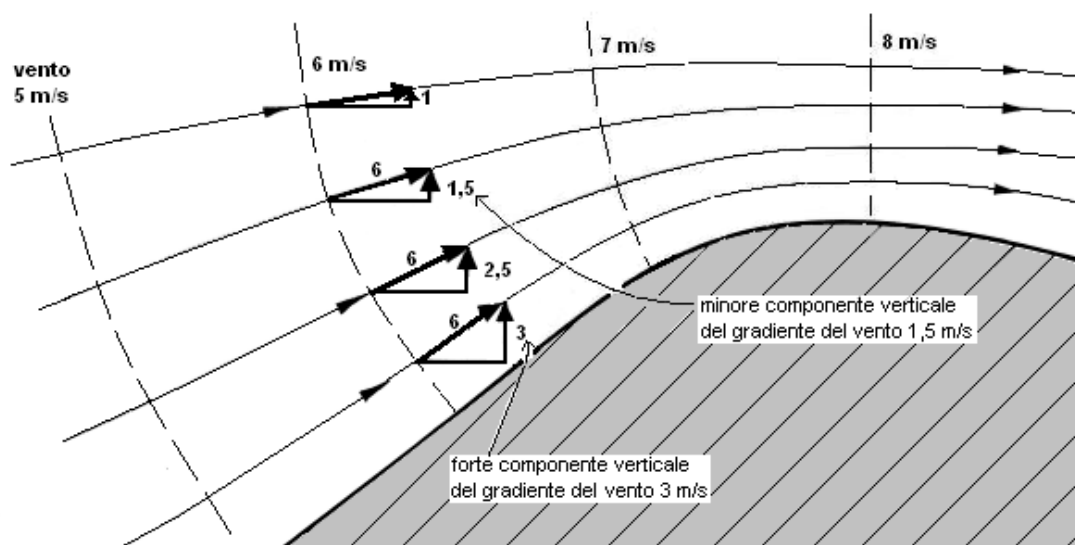


Fig. 2

Vicino al contorno il vento sale con la sua stessa pendenza, ma più ci allontaniamo dal pendio minore è la sua inclinazione (minore entità della componente verticale del *gradiente del vento*). Il vento utile (cioè inclinato verso l'alto) si trova pertanto sempre sopravento rispetto al crinale. Per una collina con pendenza del 30%, la componente verticale di una corrente di 6 m/s in vicinanza del terreno è la metà della velocità del vento, cioè 3 m/s. Un modello che vola sicuro sopravento rispetto al colmo della collina trova una spinta verso l'alto inferiore, diciamo 1 m/s. Se la velocità di caduta in aria calma del modello non è peggiore di 1m/s (nel caso dell'F1E siamo a 0,3-0,4 m/s), allora esso può mantenere la quota o guadagnare altitudine. Se la velocità dell'aliante (sulla traiettoria di volo) è superiore a quella della corrente, il modello avanzerà e salirà fintanto che ci sarà equilibrio tra la sua velocità di discesa e il gradiente del vento. Se, di converso, la velocità dell'aliante è inferiore a quella del vento, esso arretrerà inesorabilmente dietro al crinale con la forte probabilità di scendere per assenza di dinamica. La velocità del modello può essere incrementata aumentando il carico alare. Da questo punto di vista, l'F1E è l'unica categoria di aeromodelli a volo libero che vede aeromodellisti aggirarsi sul pendio con pezzi di piombo in tasca (da 10 a 400 g), pronti in ogni momento ad applicarli sulla fusoliera. Ma anche di questo ci occuperemo più oltre. Torniamo ora alle nostre colline.

### 1.4 Tipologia dei pendii

Ci sono molti tipi di rilievi; alcuni si prestano meglio di altri al nostro scopo, fornendo una magnifica dinamica in una varietà di condizioni; altri sono molto migliori a determinate velocità del vento. Altri ancora, dall'apparenza favorevole e innocente, si dimostrano estremamente infidi e traditori, prodighi di correnti discendenti e turbolenze tali da schiacciare al suolo il nostro inerme modello in men che non si dica.

Esaminiamo ora differenti configurazioni di pendio. Lo scopo è di fornire dei criteri di valutazione, non solo nel momento in cui li affrontiamo in gara, ma anche per trovare nuovi siti adatti; di montagne ne abbiamo a bizzeffe e perciò il problema dei "campi di volo" per l'F1E non dovrebbe, in teoria, porsi....

### 1.4.1 Il pendio ideale

Immaginate un costone rettilineo di parecchie centinaia di metri con una pendenza di  $45^\circ$  che si solleva da una pianura *con nessuna altra collina di fronte a sè per parecchi chilometri*. Non è necessario che il vento soffi esattamente a  $90^\circ$  rispetto al fronte; la dinamica è spesso presente anche quando il vento spira molto obliquamente (massimo  $30^\circ$ ); in questo caso però questa è comunque più localizzata, più “sottile”. Come Bogata hill a Turda, Transilvania, Romania o come il costone sovrastante l’aeroporto di Cluj Napoca, sempre in Romania. Il “retro” del pendio ideale digrada dolcemente senza innescare vortici.

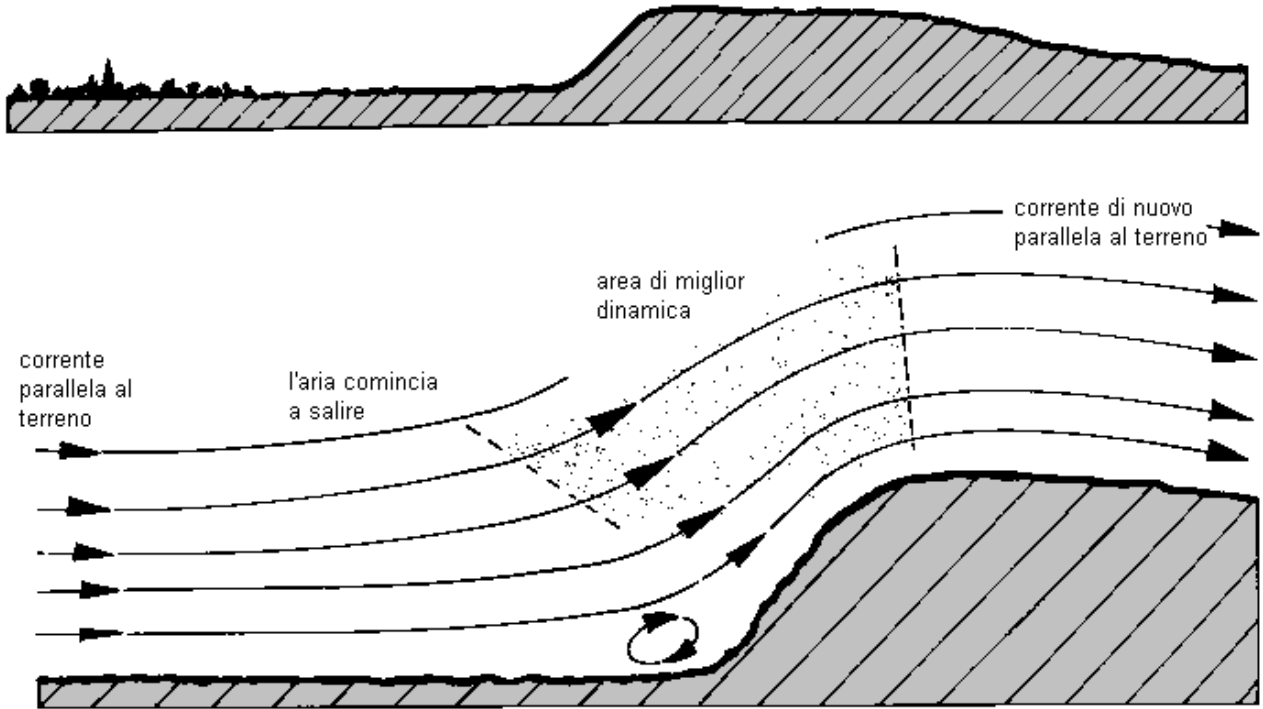


Fig. 3

L'aria comincia a salire gradualmente già a grande distanza dalla collina e lascia una zona più o meno “morta” ai piedi del pendio. L'estensione della dinamica dipende dalla inclinazione del costone e dalla velocità del vento. Se la sommità della collina è sufficientemente arrotondata (Fig. 3), la corrente fluisce parallela al contorno del rilievo senza vortici.

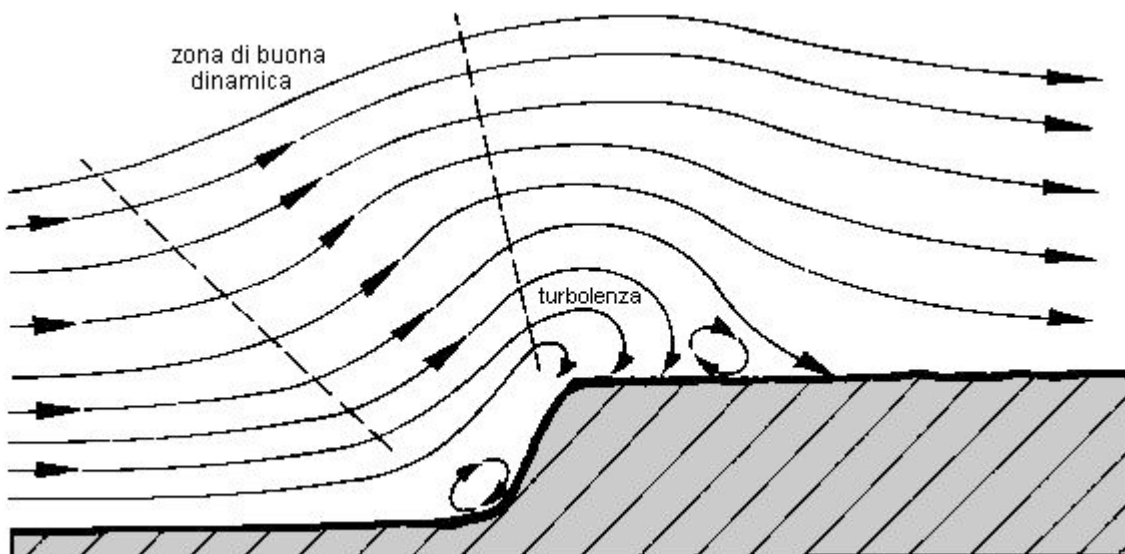


Fig. 4

Se il ciglio della nostra collina è spigoloso (Fig. 4) l'aria tenderà a diventare vorticoso e turbolento e ci saranno delle sacche con forti discendenze e "rotori". Più il vento è forte, maggiore sarà l'effetto. Comunque di fronte al pendio la dinamica può essere eccellente e basterà lanciare il modello da un punto un po' più a valle.

### 1.4.2 Il pendio "bi-zona"

Parecchi pendii digradano dapprima dolcemente e poi presentano uno scalino (es. Liptowsky Mikulas in Slovacchia, Tourtenay in Francia).

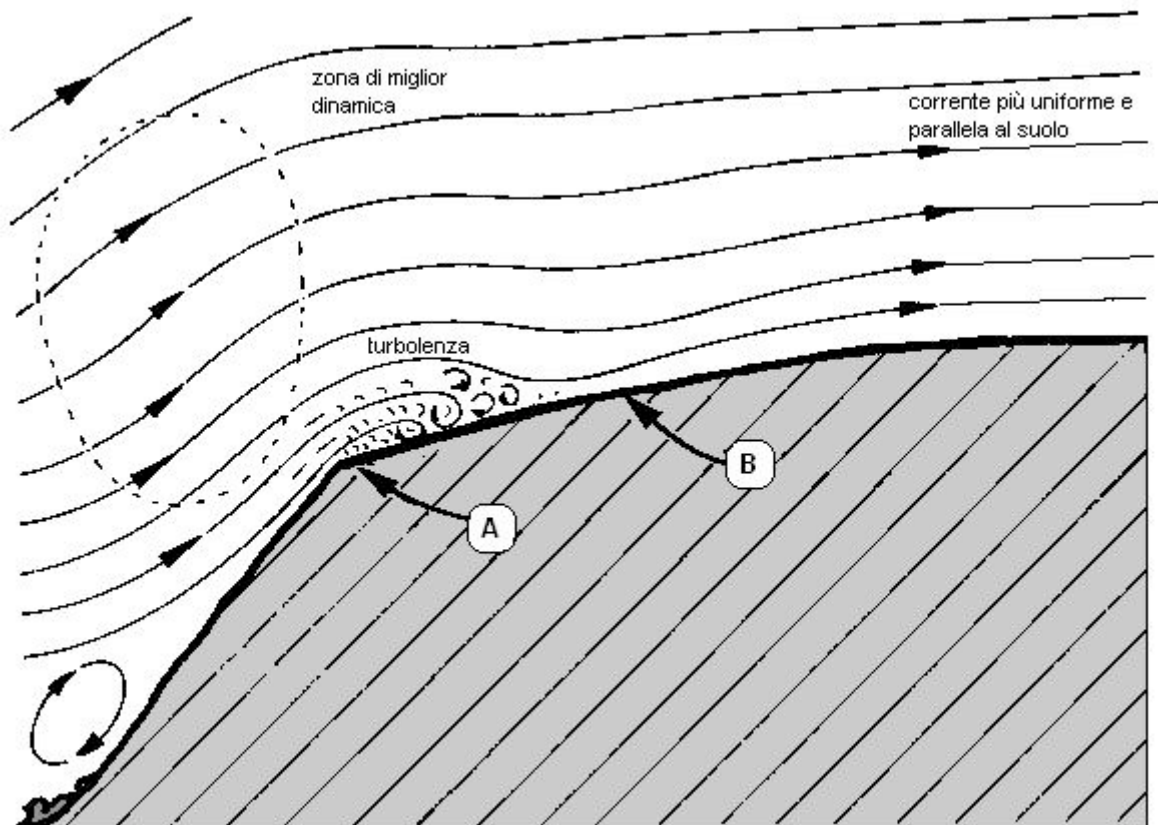


Fig. 5

La tentazione è di lanciare il modello partendo dal dolce declivio a monte e se questo va bene con venti medio-leggeri, possono nascere grossi problemi con vento più forte.

Il "ginocchio" nel punto "A" (Fig.5) provoca turbolenza e rovina la corrente su tutto il ciglio. In questo caso, lanciare dal punto "B" significa spedire il modello direttamente dentro i vortici! Molto meglio scendere fino allo scalino o poco più in basso e lanciare da là; il modello sarà così fuori dalla turbolenza e troverà la migliore dinamica.

### 1.4.3 Il pendio a conca

In alcuni luoghi il pendio forma una conca, un anfiteatro naturale nel quale l'aria tende ad incanalarsi e ad incrementare la sua velocità in una sorta di effetto "venturi", creando una dinamica eccellente anche a grandi altezze (Fig.6).

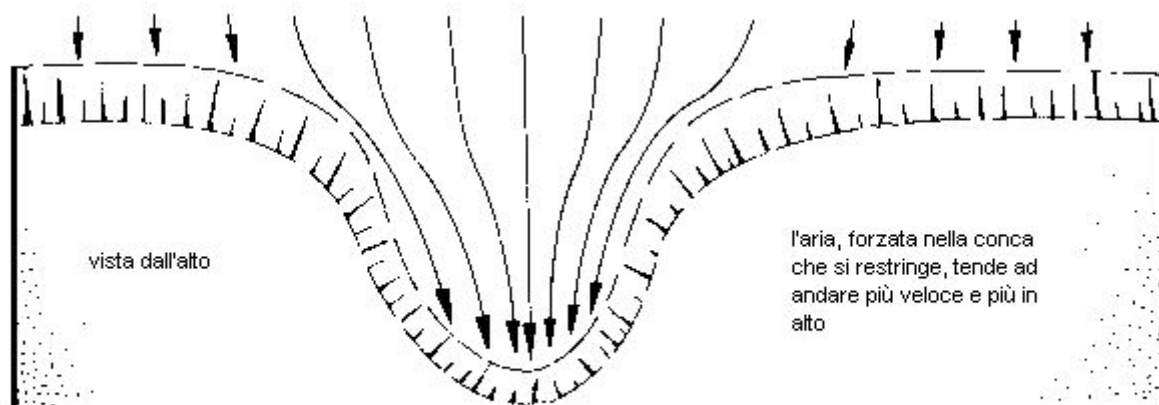


Fig. 6

Tuttavia le conche sono molto direzionali. Cioè richiedono che il vento soffi perpendicolarmente ad esse, in asse con il “ferro di cavallo”, per intenderci. Se la direzione del vento è obliqua, l’aria che investe il braccio del ferro di cavallo diventa molto turbolenta, e può formarsi anche un’area d’aria stagnante (Fig.7) nella quale il modello può restare intrappolato.

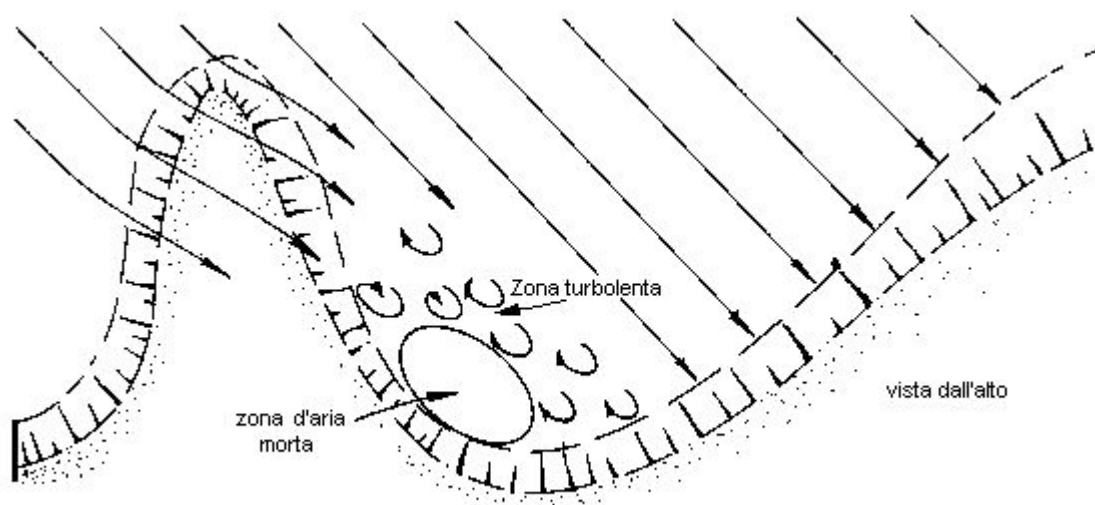


Fig. 7

Lanciare il modello nella conca nei giorni di forte vento può richiedere di dover scendere molto lungo il pendio, prima di trovare una velocità della corrente d’aria accettabile e non essere respinti indietro. Anche nei giorni in cui il vento è leggero sarà sorprendente vedere quanto sia estesa la dinamica di fronte al pendio.

#### 1.4.4 L’onda stazionaria

Si tratta di un fenomeno che avviene di fronte alla maggior parte dei pendii, in determinate condizioni (Monte Sisemol, Gallio, quando il vento soffia da Asiago). Il comportamento della corrente d’aria a basse velocità è piuttosto diverso da quello a velocità maggiori.

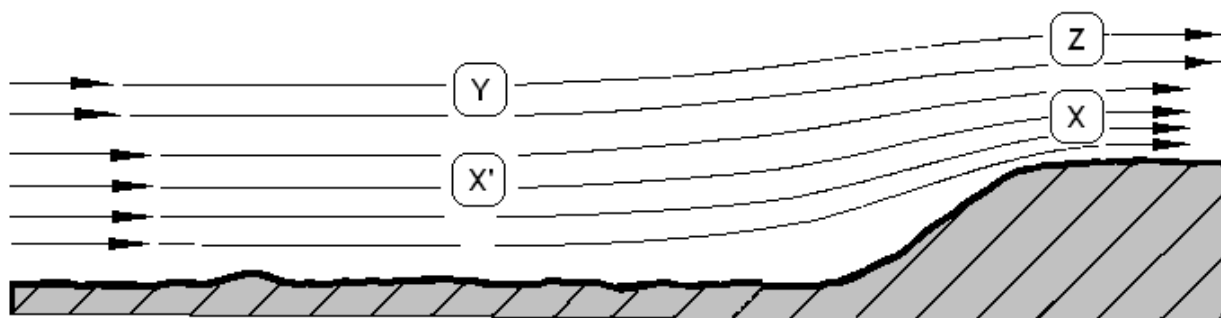


Fig. 8

A velocità abbastanza basse l’aria fluisce sulle nostre colline nel modo indicato nei diagrammi, cioè

il flusso è regolare ed uniforme, con l'aria circostante che si adatta di conseguenza. A velocità più elevate, tuttavia, l'aria circostante stessa tende a opporre resistenza. Consideriamo la Fig. 8. Gli strati d'aria (X) salendo lungo il pendio subiscono una compressione e impediscono a loro volta agli strati (Y) che seguono di avvicinarsi al rilievo della collina. Gli (Y) seguiranno la linea di minor resistenza e correranno in su, comprimendosi anch'essi, creando una ulteriore area di dinamica (Z). Ora, al vento che segue (X) (chiamiamolo X') viene impedito di fluire in avanti così veloce come vorrebbe dal costone nella zona (X) e di spingersi verso l'alto dallo strato (Z) già compresso, così (X') comincia a "ingobbirsi" verso l'alto (Y), dove lo strato (Z) non si è ancora formato.

Il quadro della situazione può essere rappresentato come in Fig. 9, con la zona di dinamica principale (X) ed una ulteriore regione dinamica (Y). In condizioni favorevoli, questa "gobba d'aria" secondaria provocherà ancora una ulteriore dinamica, comportandosi esattamente come lo stesso pendio! Si tratta dell'onda stazionaria e può formarsi anche a distanza considerevole di fronte alla collina, 700-800 metri.

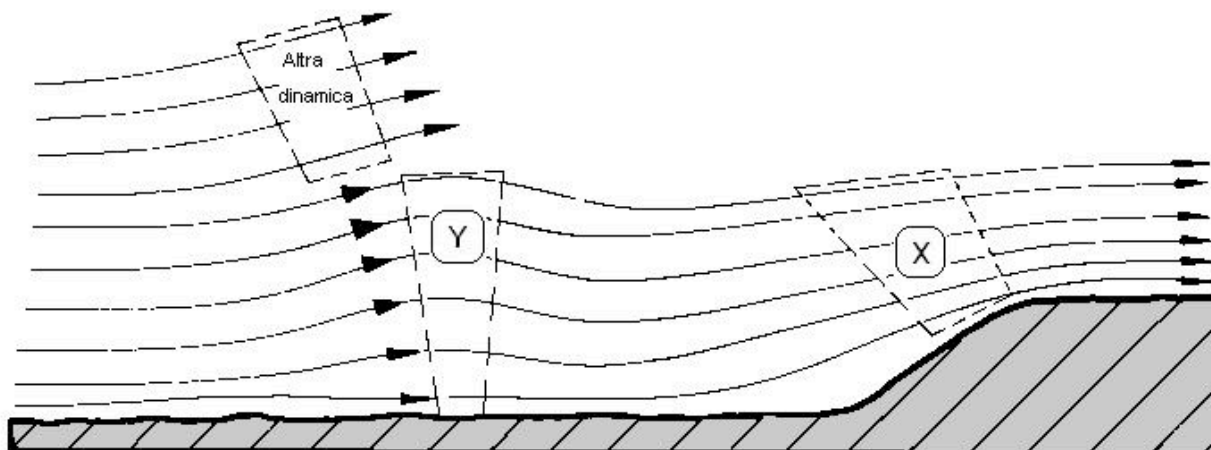


Fig. 9

Per la precisione ci sono due tipi di onde stazionarie. Quella già descritta, che possiamo chiamare "aeromodellistica" e quella sfruttata dai piloti degli alianti full-size, che è, giustamente, la vera onda stazionaria. Questa si verifica *sottovento* ad una linea di colline o ad una catena montuosa, investita da una corrente d'aria stabile.

Pensando all'aria come a un fluido, possiamo tracciare un parallelo con un grosso masso sommerso in un fiume che scorre veloce. In corrispondenza di esso la superficie del fiume si ingobba, formando un'onda. A valle del masso si forma un'onda secondaria e, forse un'ulteriore onda ancora più a valle. Queste onde mantengono la loro posizione l'una rispetto all'altra e rispetto all'argine del fiume (Fig.10).



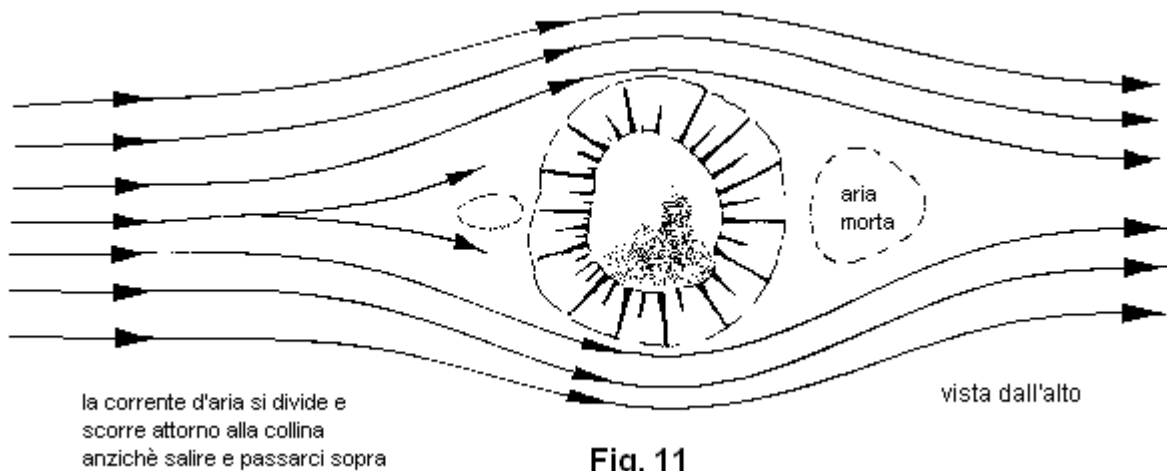
Fig. 10

Queste onde possono raggiungere altitudini tremende. Sfruttandole, si sono raggiunti i 14500 metri! Nel Marzo 1933, nei pressi di Grunau, in Slesia, il celebre pilota e progettista Wolf Hirth aveva volato sotto una nuvola lenticolare con un *Grunau Baby* e aveva poi descritto correttamente la dinamica che aveva trovato come il risultato di un'onda stazionaria. La leggenda locale raccontava di un contadino chiamato *Motz Gottlieb*, che sovente interrompeva il duro lavoro di aratura dei campi per scrutare nel cielo una nuvola misteriosa che, con il vento da Sud, si formava spesso sottovento alla catena montuosa delle Riesengebirge. Wolf Hirth progettò e costruì nel 1933 un

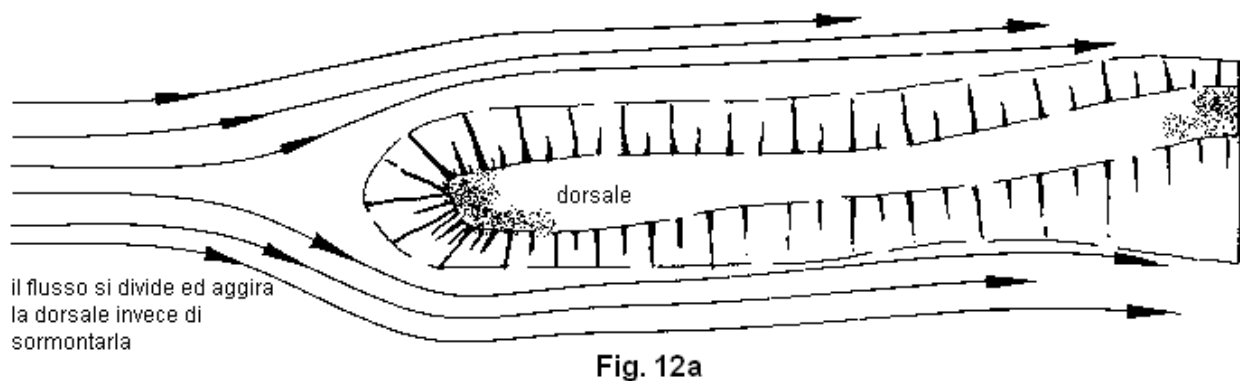
nuovo aliante e lo chiamò come il vecchio contadino, il cui nome della storia fu però storpiato in *Moaza Gotl*. Nel 1935 Martin Schempp e Wolf Hirth iniziarono a produrre il Göppingen 3, una evoluzione del *Moazagotl*, ma con una apertura alare inferiore, e perciò soprannominato *Miniatur Moazagotl*, presto contratto in *Minimoa*.

### 1.4.5 Colline da evitare

La classica collina “inutile” è fatta come un castello di sabbia, cioè a tronco di cono (Fig. 11). Il vento perciò, anziché passarci sopra, trova più facile dividersi e fluire attorno ad essa. Le colline coniche o a “torta” più piccole non producono alcuna dinamica, mentre quelle più grandi inducono dinamica solo in un’area molto stretta di fronte (Passo Coe?). Direzioneando il modello perfettamente si può ottenere un volo stazionario perfetto; l’equilibrio è però instabile e prima o poi il modello sbanda e viene portato via lungo il fianco della collina.



Lo stesso avviene per i rilievi tipo “terrapieno” quando il vento soffia parallelamente ad esso e ci si avventura a lanciare alla sua estremità. Il modello andrà da una parte o dall’altra, e non salirà. Un effetto simile, almeno in parte, si nota al termine di ogni costone o dorsale, dove il vento cessa di fluire sul crinale e inizia ad aggirarne il fianco (Fig.12a). Questa è sempre una zona che tradisce, specialmente quando il vento è piuttosto forte, perchè dobbiamo contrastare la forza del vento, senza però avere la componente verso l’alto che ci permetterebbe di volare più veloci senza perdere quota. Il risultato, almeno non si sia molto fortunati o molto bravi nel centraggio (zavorra ed eventualmente regolazione della incidenza longitudinale), è che il modello perderà quota avanzando poco o niente fino ad atterrare sul pendio o scomparire dietro la collina, fuori vista (Fig.12b).





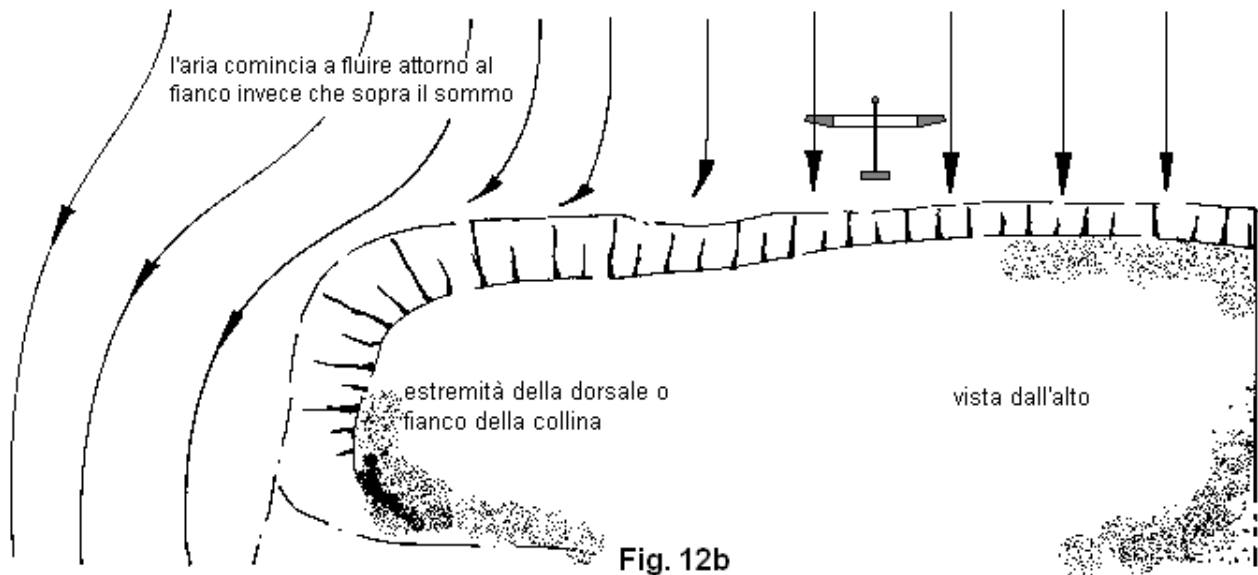


Fig. 12b

Un altro tipo di collina da evitare o da prendere con molta cautela, è quella *con altre colline o dossi davanti, sopravento* (Brezno, Slovacchia), anche ad un paio di Km (dipende ovviamente dalle dimensioni). Con brezze leggere questi luoghi possono essere molto efficienti (Fig. 13), ma con l'aumentare del vento i dossi davanti possono provocare grandi turbolenze. L'aria sembra abbastanza uniforme e regolare nel punto di lancio del pendio principale, ma appena il modello comincia ad avanzare, tra i 15 e i 50 metri, può essere violentemente contrastato ed anche trovarsi in aria che soffia molto veloce *verso il basso*.

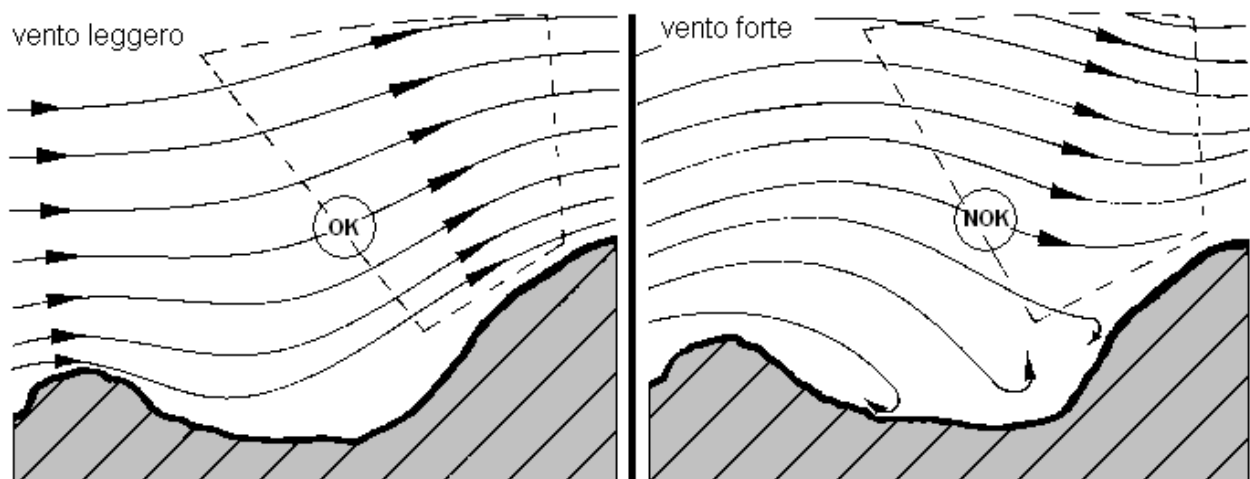


Fig. 13

Con vento meno forte, tuttavia, questi “guardiani avanzati”, quando considerevolmente più piccoli della collina maggiore, possono produrre una buona dinamica di per sé stessi. Questa può essere usata con grande vantaggio dai volatori più avventurosi e con maggiore esperienza, che faranno volare velocemente il modello nella zona in discesa per raggiungere la dinamica sopravento e fare quote incredibili (Melchsee Frutt, Svizzera).



## 2. Tipi di modelli e loro centraggio

Nel cassone del Volovelista F1E si trovano tre tipi di modello: da aria calma, medio, da vento. Cominciamo a valutare le caratteristiche dei tre tipi di modello prestando attenzione ad un parametro di considerevole importanza sia per i progettista che per il concorrente in gara, il *carico alare*.

### 2.1 Il carico alare

Per ottenere il carico alare basta dividere il peso del modello per la superficie alare (in proiezione). Il carico alare decide la velocità alla quale il modello vola e di conseguenza la velocità del vento che potrà affrontare. Quanto più alto è il carico, tanto maggiore la velocità. Ad esempio un F1A, il fratello da pianura dell'F1E, ha un peso minimo di 410 gr e ha una superficie alare di 29,5 max 30 dmq. Perciò il carico è di 13,5-14 gr/dmq. L'F1A plana ad una velocità intorno ai 4,5-4,7 m/sec. Diciamo che il carico alare di un F1E medio-lento è simile e il volo stazionario avverrà con vento appunto intorno ai 4,5 m/s (componente orizzontale). La categoria F1E non ha i vincoli dell'F1A e quindi i modelli medi e lenti sono generalmente più grandi, anche perchè, volando in montagna a quote spesso elevate, il Numero di Reynolds e la densità dell'aria si riducono e così anche le prestazioni del profilo alare. Aumentando la corda media aerodinamica, si ovvia, in parte, all'inconveniente.

L'aggiunta di zavorra, generalmente sul baricentro, aumenta il carico alare e quindi la velocità di volo. Ad esempio se un F1E medio con 34 dmq e 14 gr/dmq e velocità 4,7 m/s, viene zavorrato di 100 gr, il carico diverrà 17 gr/dmq e la velocità 5,20 m/s. Con 200 gr di zavorra la velocità diventa 5,65 m/s e con 300, 6 m/s. Ogni 100 gr sono circa 0,4-0,5 m/s in più. Chiaramente c'è un limite oltre il quale le qualità di volo peggiorano notevolmente e conviene cambiare profilo (es. da concavo convesso a piano convesso ecc). Un F1E da aria calma ha un carico alare tra gli 8 e gli 11-12 gr/dmq. Ci sono casi estremi con 6 gr/dmq e velocità di 3 m/sec. Il modello da vento va dai 17-18 gr/dmq (per vento fino a 7 m/s) in su.

### 2.2 Il baricentro e l'incidenza dello stabilizzatore

Nei modelli F1E il baricentro è generalmente al 50-55% della corda media aerodinamica. L'errore non è grande se anzichè la c.m.a. prendiamo la corda all'attacco dell'ala. Il centraggio si effettua lanciando il modello preferibilmente da una piccola collina in condizioni di aria calma o di vento leggero perpendicolare al pendio. Con il direzionale (magnetico) direzionato contro vento si eseguono diversi lanci ottimizzando la qualità del volo tramite la variazione dell'angolo di incidenza dello stabilizzatore (in pratica si cabra o si picchia il timone di profondità, tramite la vite di registro). L'obiettivo è quello di ottenere la velocità di avanzamento più bassa e la velocità di caduta più bassa in relazione ad un determinato carico alare e alla posizione iniziale del centro di gravità (appunto il 50-55%) generato dalla costruzione. Attenzione: centrare il modello per la minore velocità di caduta non significa necessariamente ottenere la planata più piatta e allungata possibile. A questa corrisponde la massima efficienza e non la velocità di discesa più bassa! Il rapporto di planata corrispondente a questa è inferiore a quello di massima efficienza (più ripido) ma il modello impiega più tempo per toccare terra. Avremo così trovato il limite *inferiore* del centraggio ottimale. Rallentare ancora la velocità di avanzamento (cabrando o spostando il CG indietro) significherebbe mandare in stallo l'ala o perlomeno rendere molto più precaria la stabilità longitudinale. Un qualunque aggiustamento per aumentare la velocità è consigliabile venga effettuato soltanto per mezzo di zavorra aggiuntiva. Diciamo che agendo sulla vite di registro, picchiando, per aumentare la velocità sulla traiettoria si ottiene un aumento della velocità verticale di discesa superiore a quello derivante dall'aggiunta di zavorra. Qualcosa a picchiare si può dare, diciamo quel mezzo grado (due giri di vite M2) senza grossi problemi. In pratica fino al raggiungimento della velocità di efficienza massima. Poi la resistenza del profilo, specialmente se concavo, aumenta notevolmente e così la velocità di caduta.

Zavorrare il modello ponendo il piombo in avanti rispetto al baricentro, cioè di fatto spostando avanti il baricentro, senza toccare l'angolo dello stabilizzatore, modifica l'assetto dell'aliante aumentandone la velocità. In pratica è (quasi) come se picchiassi un modello aumentandone nel contempo il carico alare. Dico quasi, perchè nel primo caso, spostamento del CG in avanti, riduco la distanza del timone anteriore dal baricentro, riducendo la sua capacità di smorzare le oscillazioni del modello rispetto alla direzione di volo. Ciò si aggiunge al fatto che il modello, così picchiato, vola, è vero, a velocità molto più elevata, ma scende con un rateo molto considerevole, diventando sempre più inerte, con una traiettoria sempre più "balistica" e tendente alla vite.

### 2.3 L'allungamento alare

Un altro termine tecnico spesso usato è l'*allungamento*. Aritmeticamente è l'apertura alare divisa per la corda media. Se è difficile ottenere la c.m. allora si divide l'apertura al quadrato per la superficie.

Il "nemico numero 1" dell'aliante è la cosiddetta *resistenza indotta*, provocata dal vortice che si forma alle estremità alari e dovuta alla differenza di pressione tra l'intradosso e l'extradosso del profilo. Con profili molto portanti (raddoppiando il coefficiente di portanza quadruplico la resistenza indotta) e a bassa velocità, la resistenza indotta può arrivare a ben oltre il 50% della resistenza totale. Ricordiamo che più è alta la resistenza, più va inclinato l'assetto dell'aliante, con la conseguenza di un rapporto di planata e di una velocità di discesa verticale peggiori. Per ridurre la R.I. si aumenta l'allungamento (raddoppiando l'allungamento dimezzo la resistenza indotta) e anche qui ci sono dei limiti perchè se la corda di estremità è troppo piccola e quindi lavora a basso Numero di Reynolds, lo stallo è in agguato e la vite sicura in virata. Si ricorre allora alla svergolatura negativa delle estremità., che però riduce la portanza totale.

E' interessante notare come ogni pendio, in condizioni di dinamica regolare ed uniforme perpendicolare al pendio, diciamo tra i 4 e i 10 m/s, abbia un "tetto" della dinamica oltre il quale i modelli non riescono a salire. Ciò è comprensibile perchè la componente verticale della dinamica (gradiente del vento) va a diminuire con la quota, fino ad annullarsi dove la massa d'aria non viene più distorta. E' ovvio che i modelli con la minore velocità di caduta saliranno più in alto degli altri. E sono appunto i modelli che hanno più portanza e meno resistenza indotta, cioè quelli con un maggiore allungamento. Questi modelli sono però anche più lenti e quindi adatti a condizioni marginali, con dinamica scarsa, quando bisogna assolutamente aspettare la termica per fare quota. Con vento superiore ai 4-5 m/s si utilizzano modelli più carichi e veloci, con profili che producono meno portanza e quindi anche meno resistenza indotta. L'aumento di velocità ha anche un effetto favorevole sul N. di Reynolds, la qual cosa potrebbe migliorare le qualità aerodinamiche del profilo. L'allungamento può essere allora molto meno pronunciato. La compattezza riduce poi il momento di inerzia rendendo l'aliante molto più pronto a reagire ai "colpi" del vento.

# APPENDICE

## A1 - Guida ai principi teorici di base

I principi del volo e della aerodinamica, noti da oltre cent'anni (il mio eroe è Otto Lilienthal, 1848-1896), non fanno riferimento alle dimensioni, che determinano soltanto le quantità delle forze in gioco. Le leggi della fisica esercitano un controllo inosservato su che cosa è possibile in termini di prestazioni. Meglio farle lavorare per noi. Questa è una guida molto basilare ai principi più importanti, qualcosa su cui basare la propria comprensione. Non è un sostituto dell'esperienza, del talento e dell'intuito – necessari anch'essi.

### A1.1 Concetti classici

(a) **Angolo di planata.** Prendiamo in considerazione un aliante che plana alla velocità costante  $v$ , scendendo (per meglio dire, il cui baricentro scende) lungo una traiettoria rettilinea, ad un angolo  $\gamma$  rispetto all'orizzonte. La relazione tra le forze aerodinamiche e gravitazionali può essere dedotta senza sapere nulla riguardo al velivolo. La forza aerodinamica risultante globale agente sul modello può essere rappresentata da due componenti: la maggiore, definita Portanza, che agisce perpendicolarmente alla traiettoria di volo (non verticalmente) e la forza minore che agisce lungo la traiettoria è definita come Resistenza (Fig. 14(A)).

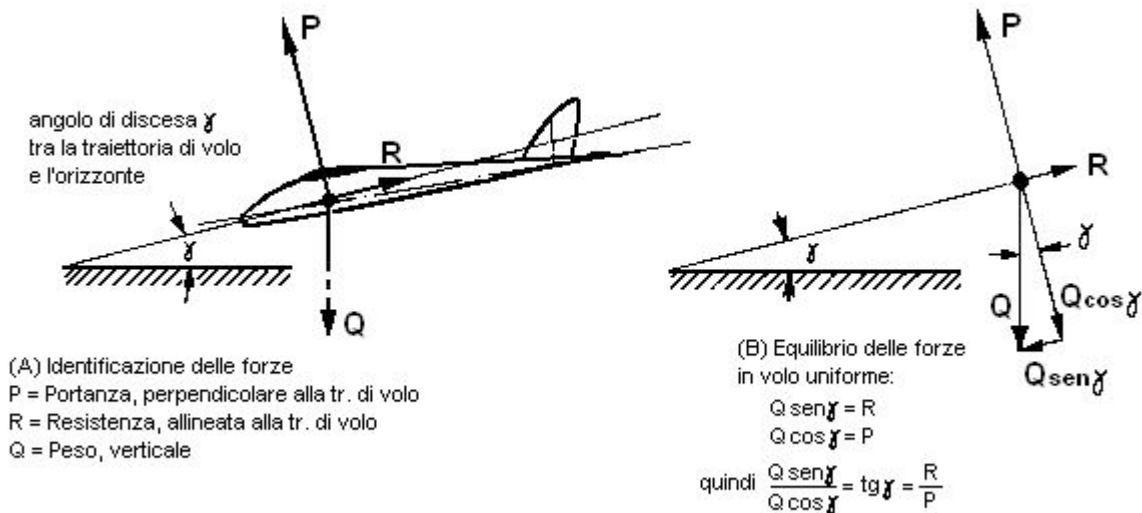


Fig. 14

In modo analogo il peso  $Q$  può essere rappresentato come due componenti, come in Fig. 14(B). La forza propulsiva è la componente del peso agente lungo la traiettoria di volo, e vale  $Q \sin \gamma$ . Ora, dato che il velivolo è in volo uniforme a velocità costante, la forza propulsiva deve essere esattamente bilanciata dalla Resistenza, cioè  $R = Q \sin \gamma$ . Se non lo fosse, l'aliante andrebbe più veloce o più lento, perchè ogni forza non equilibrata produce una accelerazione. Analogamente, la Portanza deve essere uguale ed opposta a  $Q \cos \gamma$  il velivolo devierebbe dalla traiettoria di volo; quindi  $P = Q \cos \gamma$ .

Dividendo, otteniamo:  $R / P = Q \sin \gamma / Q \cos \gamma = \tan \gamma$

Così la prima cosa che emerge è che *il rapporto Resistenza/Portanza è una misura diretta dell'angolo di discesa*. Per esempio un rapporto  $P/R$  di 15 ci dà una pendenza della planata di 1 a 15, appena sotto i 4 gradi.

Due punti, prima di procedere. Il primo è che l'angolo di planata *non* è l'angolo di calettamento dell'ala rispetto alla fusoliera, nè l'incidenza a cui opera l'ala rispetto al flusso alla corrente d'aria, nè l'angolo che la fusoliera forma rispetto all'orizzonte in volo uniforme. *Potrebbe* essere uguale a qualunque valore tra questi o a tutti, per caso o per progetto, ma come potrebbe confermare chiunque abbia visto degli alianti scendere con il naso in su o la cosa alta, non è necessariamente così. Il secondo punto è che per il volo dritto e uniforme, possiamo sempre dire che la Portanza è circa uguale al Peso. Nell'esempio di un angolo di planata di 1 a 15, il numero esatto è  $P=0,998Q$ , una differenza di 1 su 500. Un errore dell'1% si ha per una pendenza di 1 a 7. Così, in pratica, la Portanza eguaglia il Peso e la ragione per la quale il vostro aliante scende non è la mancanza di portanza! Questo è un punto fondamentale.

**(b) Rateo di discesa.** Esaminiamo il triangolo delle velocità (Fig.15). Se il velivolo vola a  $V$  m/sec lungo la sua traiettoria, allora "copre" il terreno a  $V_0=V \cos \gamma$  e scende a  $V_y=V \sin \gamma$  (Fig. 15(A)). Come abbiamo già visto, l'angolo di planata è governato soltanto da  $P/R$ , così per angoli di planata ragionevolmente bassi, il rateo di discesa è  $V \cdot R/P$  o  $V:P/R$  che dir si voglia. Ad esempio, un modello che vola a 5 m/sec con un  $P/R$  di 15, scende di 1/15esimo di 5, cioè di 0,33 m/sec. Così il rapporto  $R/P$  rappresenta il rateo di discesa come una frazione della velocità di avanzamento.

(A) Rateo di discesa  $V_y$

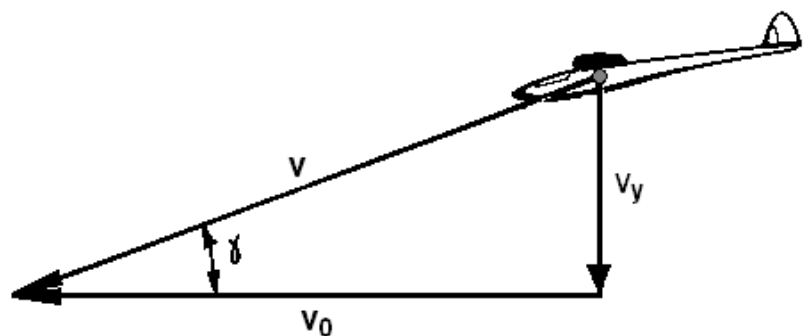
$$V_y = V_0 \operatorname{tg} \gamma$$

$$\text{ma } \operatorname{tg} \gamma = \frac{R}{P} \quad (\text{vedi Fig. 14-B})$$

$$V_y = V_0 \frac{R}{P}$$

approssimativamente  $V_0 = V$

$$\text{e quindi } V_y = V : \frac{P}{R}$$

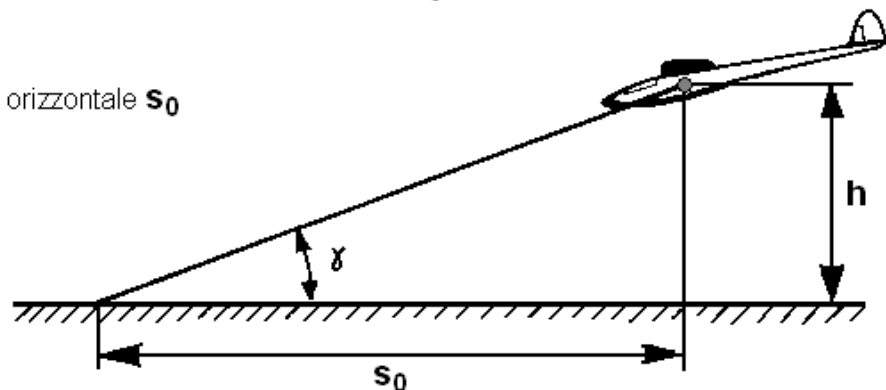


(B) Distanza percorsa in orizzontale  $s_0$

$$s_0 = \frac{h}{\operatorname{tg} \gamma}$$

$$= \frac{h}{\frac{R}{P}}$$

$$= h \frac{P}{R}$$



**Fig. 15**

**(c) Distanza.** Lanciando il modello da una certa altezza, in aria calma, l'atterraggio avverrà ad una certa distanza. Lo stesso triangolo mette in relazione l'altezza di lancio, la distanza orizzontale e il percorso sulla traiettoria, cosicché il rapporto distanza/altezza è uguale al rapporto Portanza /Resistenza (Fig. 15(B)),  $s_0 = h \cdot P/R$ .

Il terzo risultato, quindi, è che la distanza coperta in aria calma è proporzionale al rapporto  $P/R$ , senza riferimenti a velocità, peso, ecc. Ad esempio, da una altezza di 50m, un modello che scende con un  $P/R$  di 15 copre 750 metri orizzontalmente e circa 752 lungo la traiettoria.

**(d) Durata.** Il tempo impiegato a scendere è l'altezza di lancio divisa per il rateo di discesa, oppure la distanza sulla traiettoria divisa per la velocità di volo.

$$t = h/v_y \quad \text{e} \quad v_y = v \cdot R/P \quad \text{quindi} \quad t = h/v \cdot P/R$$

ad esempio, da una altezza  $h = 50$  m, alla velocità di 5 m/sec e  $P/R = 15$ , il tempo di discesa è  $t = 50/5 \times 15 = 150$  secondi.

(e) **Energia.** Prendendo un modello dal terreno e sollevandolo fino ad una altezza  $h$ , significa fornirgli una energia potenziale  $Q \cdot h$  Newton metri. Questa energia viene utilizzata durante la discesa per compiere del lavoro contro la resistenza e che ci sia una resistenza elevata e una ripida e corta discesa o una bassa resistenza e una lunga piatta discesa, il totale del lavoro svolto è nè più nè meno l'energia messa nel modello. Infatti la distanza coperta lungo la traiettoria è  $h/\sin \gamma$  e la forza di resistenza è  $Q \sin \gamma$ ; il lavoro svolto è la forza  $\times$  la distanza, cioè  $Q \cdot h$ .

### Riepilogo concetti

A questo punto, quello che emerge è che la proprietà di un velivolo conosciuta come rapporto Portanza/Resistenza è di primaria importanza sotto ogni aspetto prestazionale.

- (a) L'angolo di planata decresce con P/R.
- (b) Il rateo di discesa decresce con P/R, aumenta con la velocità.
- (c) La distanza percorsa aumenta con P/R e con l'altezza.
- (d) La durata cresce con P/R e con l'altezza, diminuisce con la velocità.

Ovviamente P/R è una misura di quella che può essere chiamata E, "efficienza", senza bisogno di definire cosa intendiamo, ma dovrebbe essere notato dal punto (d) che se la durata è l'obiettivo, sia P/R che la velocità di volo sono ugualmente importanti. Appare evidente che potremmo accettare anche una efficienza inferiore se la velocità di volo fosse sufficientemente ridotta e ottenere ugualmente una miglior durata (Fig. 16).

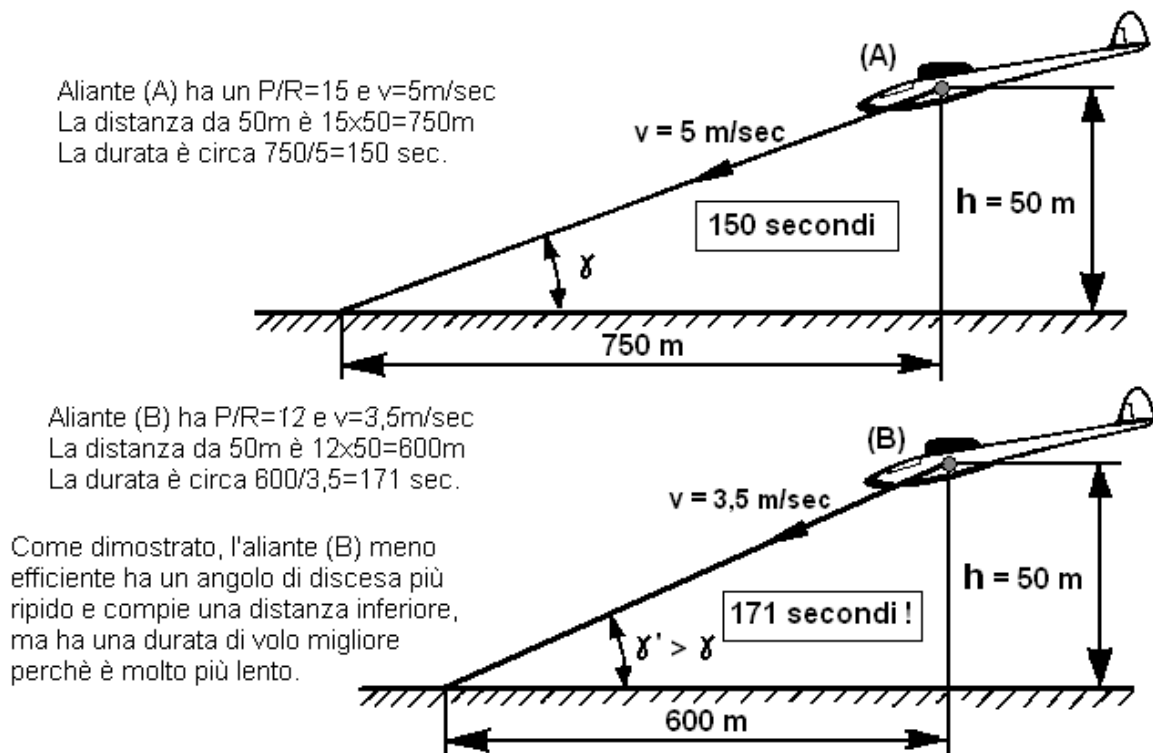


Fig. 16

Finora abbiamo isolato i fattori principali e li abbiamo messi in relazione con le prestazioni. Ora però dobbiamo ricorrere ad alcuni principi di Aerodinamica, per vedere cosa governa i valori della velocità di volo e il fondamentale rapporto Portanza/Resistenza.

## A1.2 Ali e concetti collaterali

Che “la portanza sia proporzionale al quadrato della velocità” è il primo e spesso l’unico pizzico di aerodinamica che ogni aeromodellista sa. Per visualizzare il concetto diciamo che ogniqualvolta l’aria investe un oggetto, vi si muove attorno e lo supera, il suo moto genera una “Pressione dinamica”. Il corpo è perciò soggetto ad una forza dovuta a questa pressione, è “l’effetto vento in faccia”. La pressione dinamica è la cosa che varia col quadrato della velocità e dipende anche dalla densità dell’aria. Si scrive  $\frac{1}{2}\rho v^2$ . La densità dell’aria standard è  $1,225 \text{ kg/m}^3$  (kgmassa/mcubo) e quindi la Pressione Dinamica vale  $0,61 v^2 \text{ Newton/m}^2$  o  $0,0625 v^2 \text{ Kg/m}^2$  (kgpeso/mcubo).

La forza di portanza prodotta da un’ala dipende dalla sua area. L’efficacia dell’ala (a quell’angolo di incidenza rispetto al flusso d’aria) nel convertire la pressione dinamica disponibile in forza di portanza per metro quadrato di ala, è conosciuto come Coefficiente di Portanza **Cp**.

Quindi la Portanza (Kg) = Pressione Dinamica ( $\text{Kg/m}^2$ ) x Area ( $\text{m}^2$ ) x Cp.

Allo stesso modo, la Resistenza dipende dal Coefficiente di Resistenza, **Cr**.

Le equazioni sono:  $P = \frac{1}{2}\rho v^2 S C_p$  e  $R = \frac{1}{2}\rho v^2 S C_r$ .

Il coefficiente di portanza di un’ala aumenta uniformemente con l’angolo di incidenza, finché il flusso dell’aria si stacca dal profilo e si ha lo stallo. *Lo stallo dipende dall’incidenza e non dalla velocità* (Fig.17). Per un aeroplano si accetta comunemente la semplificazione di ignorare il contributo alla portanza totale di timone e fusoliera, dato che incidono relativamente poco. Tuttavia per quanto riguarda la Resistenza, questo non può essere fatto. Nelle categorie che impongono una superficie totale massima delle velature, come l’F1A,B,C è bene considerare anche l’apporto dello stabilizzatore alla forza risultante della portanza.

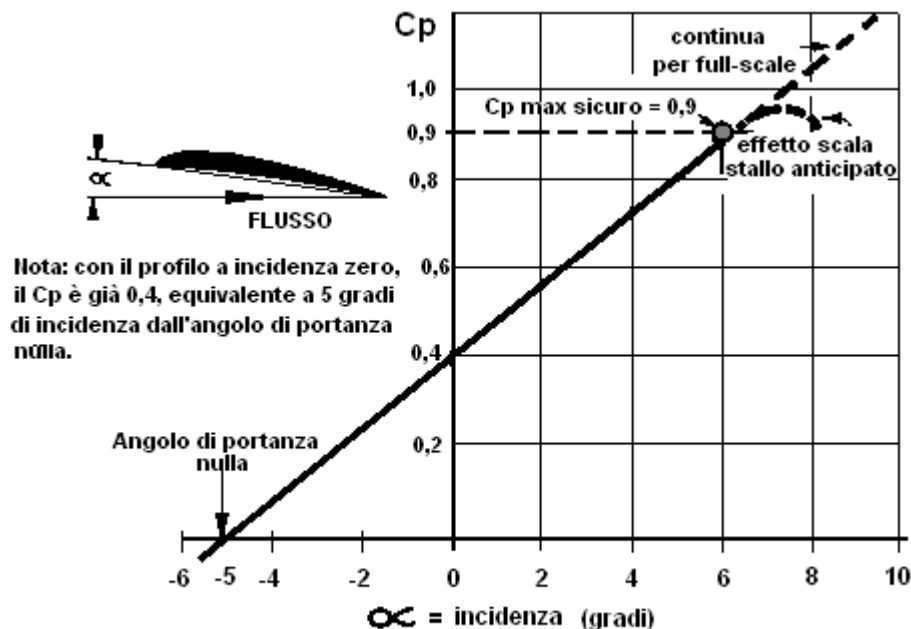
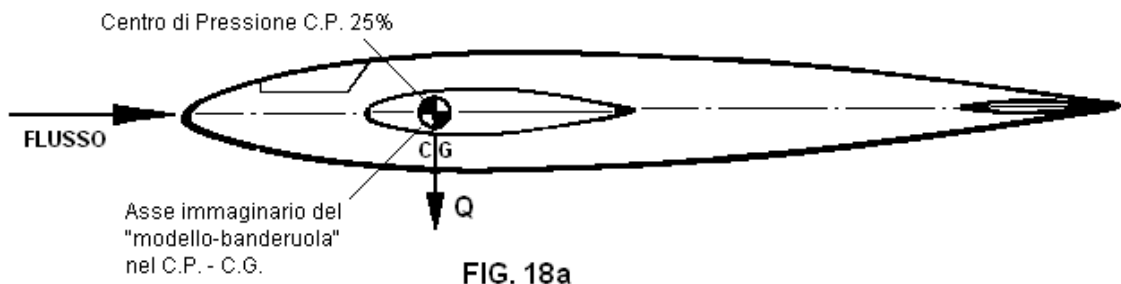


Fig. 17

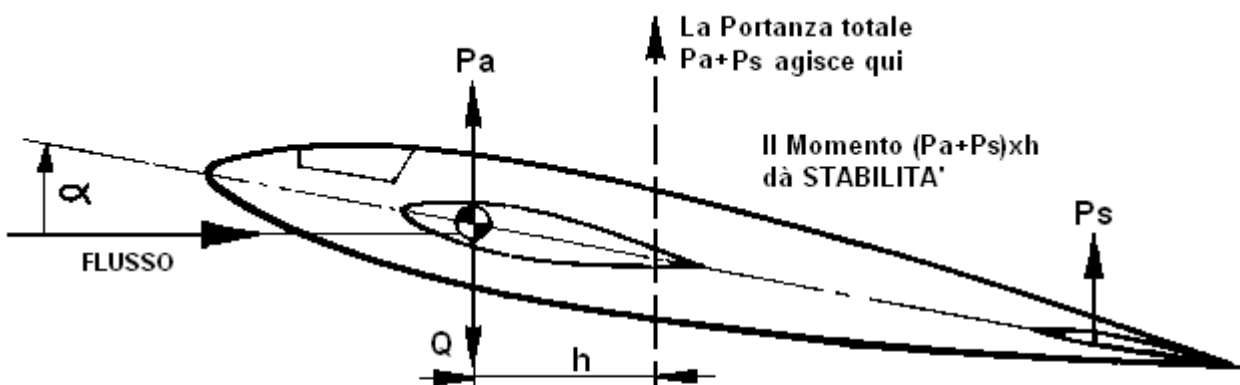
Il paragrafo che segue fornisce un’idea su che cosa determina l’incidenza di un’ala in volo, e su come viene mantenuta a quel particolare valore dell’angolo di attacco. C’è molto di più che impostare l’ala ad un determinato angolo rispetto all’asse di riferimento della fusoliera e sperare che quello sia l’angolo di incidenza aerodinamica a cui volerà.

## A1.3 Equilibrio e Stabilità

Lo scopo di un'ala è di fornire portanza; se essa opera ad angolo di portanza nulla, il velivolo segue una traiettoria balistica fino a terra. Il proposito dello stabilizzatore è di generare una forza per mantenere l'ala in *equilibrio* all'angolo di incidenza desiderato (ad esempio far lavorare l'ala ad alto  $C_p$  in termica o a basso  $C_p$  per penetrare il vento) e di essere in grado di dare *stabilità* a questo assetto; cioè, a fronte di un qualunque cambiamento della incidenza alare, la forza di equilibrio deve cambiare in modo da ripristinare l'incidenza programmata. Attenzione, perchè queste due funzioni del timone di profondità, equilibrio e stabilità, pur strettamente correlate tra loro, sono distinte e frequentemente confuse. L'incidenza alare alla quale il modello viene posto in *equilibrio* o "*centrato*" dipende dall'angolo dello stabilizzatore in relazione all'angolo dell'ala, cioè dalla *differenza* tra le incidenze di ala e timone (*incidenza longitudinale*). La *stabilità* del sistema non dipende dalle incidenze calettate, ma dalla dimensione del timone, dal braccio di leva e dalla posizione del baricentro del velivolo. Il secondo punto è invariabilmente capovolto di  $180^\circ$  da ogni aeromodellista e ogni articolo di rivista. Non è la differenza di incidenza che rende possibile e governa la stabilità longitudinale; è il contrario, cioè è la stabilità che rende possibili diversi angoli di incidenza, vale a dire la funzionalità dell'elevatore durante il volo. Approfondiamo il concetto.



In Fig. 18a viene presentato un prototipo di aliante con ala e timone a profilo biconvesso simmetrico calettati a  $0^\circ$  sull'asse della fusoliera e a incidenza  $0^\circ$  rispetto alla corrente d'aria. Il centro di gravità (C.G.) è posto nel Centro di Pressione del profilo (C.P. - punto di applicazione della risultante di tutte le forze aerodinamiche agenti sull'ala), che, per un biconvesso-simmetrico, è al 25% della corda alare (coincidente con il cosiddetto Fuoco del profilo). Per un momento consideriamo il modello come una banderuola (orizzontale) con l'asse nel C.P. e/o C.G.. Il modello-banderuola è evidentemente in equilibrio rispetto al flusso d'aria, dato che non c'è nessuna forza o momento che agisca per cambiarne l'incidenza. Questo è un centraggio  $0^\circ/0^\circ$  a portanza zero. Possiamo anche dire che è *stabile*. Esaminiamo infatti cosa succede quando l'angolo di incidenza  $\alpha$  è diverso da zero (Fig. 18b).

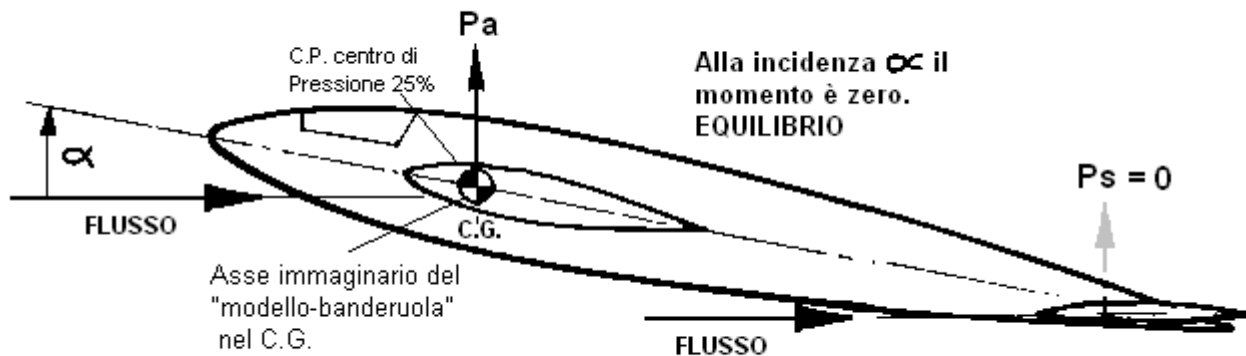


Nella "configurazione 0-0" a incidenza  $\alpha$  la Portanza totale agisce dietro il C.P. e C.G. Si sviluppa un momento picchiante, che riporta l'incidenza a zero. Quindi questa configurazione è stabile, ma il centraggio 0-0 non consente il volo.

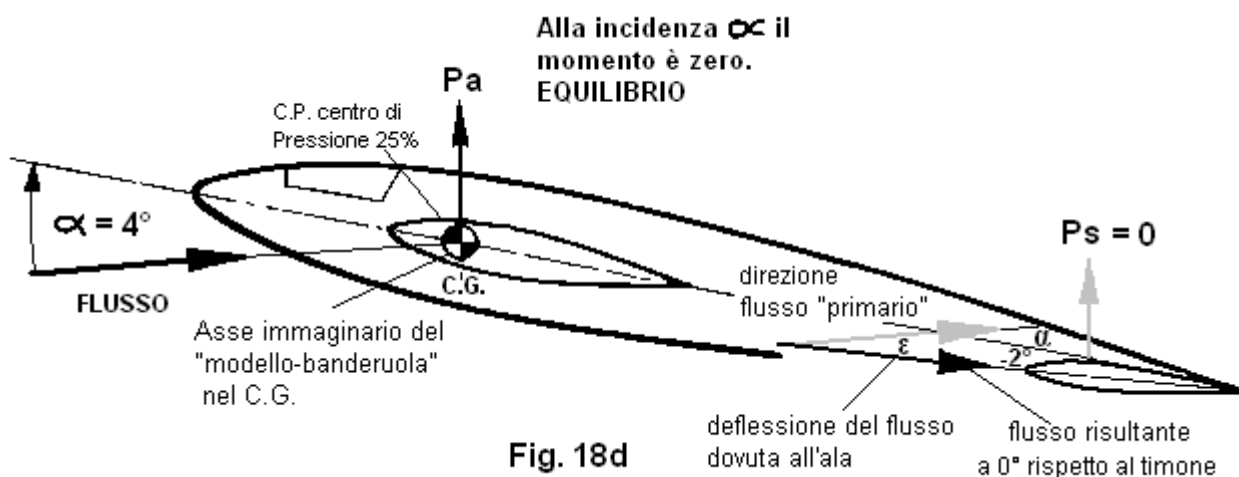
FIG. 18b



Poniamo allora il modello-banderuola ad un certo angolo di incidenza  $\alpha$ , diciamo  $3^\circ$ . La Portanza totale (assumiamo 90% dovuta all'ala e 10% al timone di profondità) agisce dietro il baricentro e il risultato è un momento picchiante tendente a ridurre l'incidenza. Finchè l'incidenza non torna a zero, il momento picchiante non scompare. Questo è un aeroplano *stabile*, ma non "centrato" per volare bene. E' proprio come una banderuola segna-vento con l'asse nel baricentro; ogni cambiamento di incidenza, positivo o negativo, genera un momento raddrizzante che la riporta a zero.



Ora, in Fig. 18c immaginiamo lo stesso prototipo con lo stabilizzatore montato negativamente rispetto all'asse di riferimento della fusoliera, supponiamo a  $-2^\circ$ . Il modello-banderuola è evidentemente in equilibrio quando il momento rispetto all'asse è nullo e cioè quando l'elevatore non produce portanza. Il piano di coda tende spontaneamente a portarsi nella posizione di portanza nulla e resistenza minima, cioè a  $0^\circ$  rispetto al flusso d'aria. Pertanto, apparentemente, l'ala dovrà lavorare alla incidenza di  $2^\circ$ , scaricando portanza  $P_a$  sull'asse della banderuola. Ma non funziona così, perchè nella pratica l'ala si porta a più di  $2^\circ$  e lo stabilizzatore ad incidenza positiva rispetto al flusso! Cosa ci siamo dimenticati? Accidenti, non abbiamo considerato che l'ala, quando crea portanza, devia il flusso l'aria verso il basso e il piano di coda, che ne è immerso, si porrà a zero rispetto a questa corrente deviata (Fig. 18d).



Per i nostri propositi illustrativi, una semplice formula per valutare l'angolo di svio o di deflessione (che chiameremo  $\epsilon$ ) ce la fornisce Frank Zaic nel celeberrimo "Circular Airflow and Model Aircraft", del 1964. Essa è applicabile quando la distanza tra ala e piano di coda è tra 2 e 4 corde alari e quando lo stabilizzatore si trova mezza corda sopra o sotto rispetto al profilo alare.

$$\text{Angolo di Svio in gradi } \epsilon = 5,25 C_p + 0,25$$

Esempio: il  $C_p$  di un profilo biconvesso simmetrico tipo NACA 0012 a  $4^\circ$  è circa 0,4. L'angolo di svio sarà  $(0,4 \times 5,25) + 0,25 = 2,35^\circ$ . Per i nostri scopi assumeremo che  $\varepsilon$  sia pari a  $5C_p$ . Ci costruiamo ora una semplice tabella che lega Angolo di Attacco, Coefficiente di portanza e Angolo di Svio.

<b>Tabella I : Profilo biconvesso simmetrico al 10-12% - tipo NACA 0012</b>													
$\alpha$	$-4^\circ$	$-3^\circ$	$-2^\circ$	$-1^\circ$	$0^\circ$	$1^\circ$	$2^\circ$	$3^\circ$	$4^\circ$	$5^\circ$	$6^\circ$	$7^\circ$	$8^\circ$
$C_p$	0,4	0,3	0,2	0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
$\varepsilon = 5C_p$	$-2^\circ$	$-1,5^\circ$	$-1^\circ$	$-0,5^\circ$	$0^\circ$	$0,5^\circ$	$1^\circ$	$1,5^\circ$	$2^\circ$	$2,5^\circ$	$3^\circ$	$3,5^\circ$	$4^\circ$

La corrente d'aria investe l'ala alla incidenza aerodinamica  $\alpha$ , viene deviata verso il basso e raggiunge il piano di coda, calettato a  $-2^\circ$  rispetto all'ala, con un *angolo di incidenza aerodinamica pari a*  $\alpha - \varepsilon - 2^\circ$ , che, per quanto detto sopra a proposito di equilibrio, deve essere = 0. Perciò, dalla Tabella I,  $\varepsilon = 2^\circ$  e  $\alpha = 4^\circ$ . Una bella differenza!

Seguendo lo stesso ragionamento fatto in Fig.18b, anche questa configurazione  $0^\circ/-2^\circ$  è stabile. In questo caso il centraggio permette al modello di volare. Se lo "stacciamo" dall'asse della banderuola e lo lanciamo, volerà con angolo di attacco di  $4^\circ$  e  $C_p$  pari a 0,4. Supponendo un carico alare di  $20 \text{ g/dm}^2$ , la velocità di crociera sarà di circa 9 m/s.

Se "picchiamo", cioè rendiamo più positivo e portante lo stabilizzatore, per ottenere nuovamente l'equilibrio e cioè portanza nulla in coda, l'angolo di attacco dell'ala deve diminuire. La velocità del velivolo aumenterà per fornire la stessa portanza, pari al peso. Viceversa se cabro. Proviamo ad esempio a cambiare il profilo del piano di coda e anziché un biconvesso simmetrico tipo Naca0012, usiamo, ad esempio, un piano convesso alla Clark Y, sempre calettato a  $-2^\circ$  rispetto all'ala (con linea di riferimento che unisce bordo di entrata con bordo di uscita del profilo).

Accanto alla tabella  $\alpha$ ,  $C_p$ ,  $\varepsilon$  dell'ala, considereremo anche la tabella  $\alpha$ ,  $C_p$  per il profilo piano convesso dello stabilizzatore:

<b>Tabella II : Profilo piano convesso al 10-11% - tipo Clark Y</b>													
$\alpha$	$-4^\circ$	$-3^\circ$	$-2^\circ$	$-1^\circ$	$0^\circ$	$1^\circ$	$2^\circ$	$3^\circ$	$4^\circ$	$5^\circ$	$6^\circ$	$7^\circ$	$8^\circ$
$C_p$	0,2	0,1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0

Il piano orizzontale genera portanza zero quando è a  $-2^\circ$ , e quindi la situazione è uguale a quella della configurazione  $0^\circ/0^\circ$  di fig. 18a. Infatti  $\alpha - \varepsilon - 2^\circ = -2^\circ$ , cioè  $\alpha = \varepsilon = 0^\circ$ . Va da sé che per far lavorare l'ala a  $4^\circ$ , bisogna calettare il piano di coda a  $-4^\circ$ . Quindi, a parità di centraggio (cioè baricentro e angolo di attacco immutati), cambiare il profilo del quota con uno più portante significa aumentare il diedro longitudinale. La resistenza di un profilo piano convesso a  $C_p=0$  è però superiore alla resistenza del biconvesso simmetrico nelle stesse condizioni. Quindi questa configurazione è meno efficiente, anche se ugualmente efficace.

### Piano di coda portante

L'equilibrio è possibile anche se il C.G. si trova più indietro del Centro aerodinamico o Fuoco del profilo, che si trova molto vicino ad un quarto della corda alare. Il Centro di Pressione coincide, come abbiamo detto, col fuoco nel caso di profili biconvessi simmetrici, mentre, nel caso degli altri profili, si muove al variare del  $C_p$ . Con l'aumentare dell'angolo di attacco, ad esempio, il C.P. si avvicina al fuoco senza però mai raggiungerlo (lo stallo avviene prima). Il momento della forza di portanza rispetto al fuoco è costante a tutti i *normali* angoli di attacco. Quanto più il profilo è concavo e la concavità arretrata, tanto più elevato è il coefficiente di momento del profilo. Il Centro di pressione di un profilo da F1A che lavora all'angolo di attacco di  $6-7^\circ$  che corrisponde alla minima velocità di discesa, si trova tra il 35 e il 40% (esempio del Benedek 6356b e del Makarov).

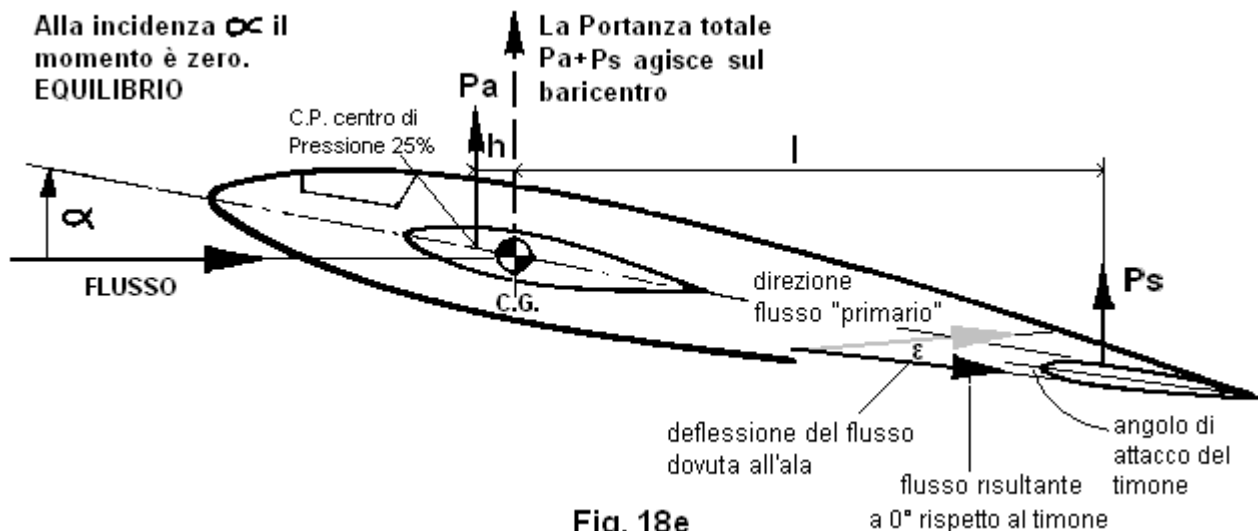


Fig. 18e

Il centraggio con baricentro arretrato è utilizzato dai volibristi nella convinzione che se il piano di coda porta un pò di carico, riducendo così il carico alare, ci possa essere un guadagno nella velocità verticale di discesa. Il momento picchiante dell'ala,  $P_a \times h$ , deve essere compensato dal momento del piano di coda,  $P_s \times l$ . Come negli esempi precedenti l'angolo di attacco, positivo, del quota deve relazionarsi con l'angolo di deflessione del flusso. Se il c.g. viene spostato ancora indietro si raggiunge presto la situazione in cui al piano orizzontale si chiede di portare talmente tanto carico, per avere l'equilibrio, che esso deve essere calettato ad un angolo di attacco grande come quello dell'ala, se non di più. In questo caso, a causa della deflessione del flusso dovuta all'ala, l'angolo geometrico di incidenza del timone (riferito all'asse di riferimento della fusoliera), sarà più grande di quello dell'ala, situazione molto pericolosa per la stabilità. Se per un qualunque colpo di vento il  $C_p$  dovesse diminuire, allora diminuirebbe anche la deflessione del flusso sul timone, che si troverebbe improvvisamente ad un angolo più positivo, picchiando il modello. Per impedire che ciò avvenga, la soluzione spesso adottata è di aumentare l'area dello stabilizzatore per permettergli di portare la sua parte di carico ad un angolo di attacco più basso. Ciò non è desiderabile, soprattutto per modelli di area totale fissata, come F1A,B,C. Il piano di coda viene ingrandito a spese della superficie alare. Il carico viene trasferito da una superficie efficiente, di allungamento notevole, che lavora ad un numero di Reynolds relativamente più elevato, ad una piccola superficie poco allungata che lavora in aria disturbata e di corda inferiore e quindi a più basso N. di Reynolds. In ogni caso la resistenza indotta del piano orizzontale è alta in proporzione al carico che è in grado di portare e anche la resistenza di profilo è probabile sia alta. La soluzione più efficiente è un timone orizzontale con profilo biconvesso simmetrico della dimensione più piccola possibile commisurata ad una dignitosa stabilità, che porta carico zero nel volo normale. Bisogna ricordare che, ai fini della velocità di discesa, la resistenza indotta è più importante del carico alare. Se il piano portante fosse realmente più efficiente del piano non portante, allora la configurazione a tandem sarebbe ancora più efficiente, ma ciò non è. Due superfici alari portanti hanno quattro estremità con una resistenza indotta più elevata di una sola superficie portante con uno stabilizzatore minimo a  $C_p 0$ . Ma allora, perchè non troviamo mai il c.g. sotto il 45-50% nei nostri modelli F1A,B,C,E?

La risposta è che altrimenti non farebbero l'antitermica. Ad un F1A col baricentro al 35-40%, basterebbero  $2,5 \text{ dm}^2$  in coda per avere equilibrio e stabilità sufficiente. Ma l'antitermica sarebbe un disastro di looping, ammesso che il modello non continui a salire in termica! Ma parlando di F1E, dove la superficie è libera, chi ci impedisce di volare col c.g. al 35-40% e quindi con profilo biconvesso in coda non portante, aumentandone la superficie quel che basta a fargli fare l'antitermica?

### Riepilogo concetti

I due fattori, equilibrio e stabilità, sono inseparabili; minore la stabilità (c.g. arretrato) e minore sarà la negativa al piano di coda richiesta per centrare il velivolo ad una certa incidenza; diciamo che il modello diventa più sensibile alla regolazione. Ma non è la riduzione dell'angolo del quota che

riduce la stabilità; il punto è che se assettiamo l'aliante in questo modo, dovremo, dopo, muovere il c.g. indietro per evitare di avere un centraggio eccessivamente picchiato e a bassa incidenza. Il primo requisito di un modello è una buona stabilità, senza la quale diventa impossibile volare qualunque sia l'impostazione del timone di profondità. In pratica il piano di coda e il braccio di leva devono essere grandi abbastanza e il c.g. deve essere abbastanza in avanti; queste tre variabili saranno dimensionate in modo da ottenere le caratteristiche di volo desiderate, e tutto è fatto provando e sbagliando.

Nel caso del nostro modello F1E, quindi, cerchiamo quello che abbiamo definito il limite inferiore del centraggio, cioè l'incidenza longitudinale e la posizione del c.g. ottimale per far volare il modello al più elevato  $C_p$  "sicuro" possibile (un pò prima dello stallo) e alla minima velocità, in modo da minimizzare la velocità di caduta. Se da questa impostazione cominciamo a picchiare (avvitare la vite di registro del quota), cioè a ridurre la incidenza longitudinale, il modello dovrà trovare una nuova condizione di equilibrio. Ma il baricentro è rimasto dov'era e il quota tenderà a portarsi nella stessa posizione di prima per fornire lo stesso contributo di portanza, e dato che la risultante deve sempre passare dal c.g., anche l'ala dovrà fornire sempre lo stesso contributo (uguale al peso). Dato che la sua incidenza è ridotta, il CP di lavoro sarà inferiore e allora dovrà aumentare la sua velocità.

### A1.4 Tornando alle equazioni

Ora sappiamo che il Coefficiente di Portanza  $C_p$  è un qualcosa che può essere variato o mantenuto in volo, modificando l'incidenza del piano di coda. Il fatto che si debba "cabrare o picchiare" molto o poco dipende da come abbiamo centrato il modello, se con il baricentro piuttosto avanti o un pò più indietro e se abbiamo usato una generosa superficie dello stabilizzatore o no. Non possiamo dire dal disegno di progetto quale sarà esattamente il  $C_p$  al quale il modello volerà, ma, variando il centraggio e provando, possiamo ottenere quello che desideriamo in volo.

L'equazione che lega portanza, velocità e superficie alare è  $P = 1/2\rho v^2 S C_p$ .

Sappiamo che, nel volo uniforme rettilineo, la Portanza è praticamente uguale al peso.

$$Q = 1/2\rho v^2 S C_p \quad \text{pertanto} \quad v = 4\sqrt{\frac{Q}{\rho S C_p}}$$

$\rho$  = è la densità dell'aria che assumiamo pari a 0,125

$$v = 4\sqrt{\frac{K}{C_p}}$$

$\frac{Q}{S}$  è il carico alare  $K$  in  $Kg/m^2$

Dalla semplice formuletta si ricava che, ad esempio, un modello medio-lento con  $C_p=1$  e carico alare di 10  $g/dm^2$ , cioè 1  $kg/dm^2$ , vola a 4 m/s. Un F1E con carico 14 $g/dm^2$  e  $C_p=1$  vola a 4,7 m/s. Per un'ala di 33  $dm^2$ , 100 grammi di zavorra in più significano 3  $g/dm^2$  in più di carico. Nel caso dell'F1E visto prima la velocità diventa 5,2 m/s. Altri 100 g e andiamo a 5,66 m/s ecc.

Se, con carico alare 10 $g/dm^2$ , riduciamo di 0,5° l'incidenza relativa longitudinale (avvitiamo la vite di registro di 1mm per un piano di coda con 120mm di corda), il  $C_p$  cala di circa 0,1 (vedi Tabella I). La velocità di volo diventa  $4 (1/0,9)^{1/2} = 4,25$  m/s, 0,25 m/s in più. Con carico 14 $g/dm^2$  l'incremento sarebbe di 0,3 m/s, passando da 4,7 a 5 m/s.

La velocità orizzontale dipende soltanto da due parametri, il carico alare e il coefficiente di portanza. Dato un certo carico alare, l'unica cosa che regola la velocità è pertanto il coefficiente  $C_p$ . Lo stabilizzatore è perciò il regolatore della velocità.

Potrebbe sembrare ovvio che affinare il disegno del modello per ridurre la resistenza, faccia sì che esso voli più velocemente. Non è così! La resistenza governa l'Angolo di Discesa ed ogni riduzione della resistenza produrrà una planata più piatta alla stessa velocità sulla traiettoria. L'unica velocità che cambia è quella di discesa verticale, che è *minore se la resistenza è minore..* Infatti ricordiamo che la velocità di discesa  $V_y = V \cdot R/P = V \cdot C_r/C_p$ .

Per la cronaca  $V_y$  può essere espresso come  $4(K/C_p)^{1/2} \cdot C_r/C_p = 4K^{1/2} \cdot C_r/C_p^{3/2}$  con una formula che evidenzia chiaramente l'importanza del carico alare  $K$  e del "fattore di potenza"  $C_p^{1.5}/C_r$  il cui valore più elevato, corrispondente alla minima velocità di discesa, si ottiene per un angolo di incidenza un pò più elevato di quello di efficienza massima.

### A1.5 La polare delle velocità

Per ogni valore del  $C_p$  di funzionamento, cioè dell'assetto di volo, si avrà una coppia di valori per  $V$  e  $V_y$ . Queste coppie di valori, riportate in un diagramma cartesiano, danno luogo alla Polare delle Velocità (Fig.19), che i piloti di alianti full-scale conoscono molto bene e che invece è poco nota agli aeromodellisti per le difficoltà esistenti nel ricavarla con precisione. E' però opportuno parlarne, perchè chiarisce alcuni concetti importanti.

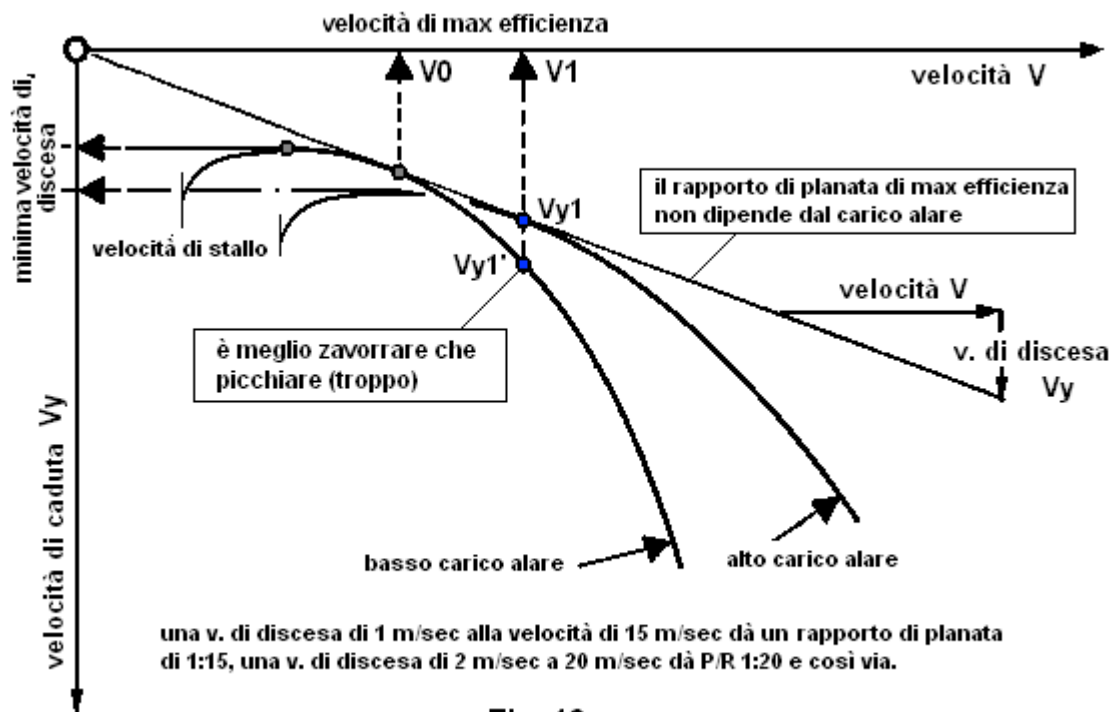


Fig. 19

La curva evidenzia i valori minimi della velocità sulla traiettoria (stallo) e della velocità verticale di discesa. Il rapporto,  $V/V_y$ , (cioè l'efficienza  $E$ ) può essere evidenziato mediante una linea passante per l'origine. La linea tangente alla curva indica l'efficienza massima (se le due scale sono omogenee, la pendenza di tali linee corrisponderebbe all'angolo di planata nei vari assetti). Un aumento del carico alare (ad esempio con l'aggiunta di zavorra) fa spostare la curva verso destra e verso il basso, con aumento dei valori minimi di  $V$  e  $V_y$ , mentre l'efficienza massima resta invariata, ma si ottiene per una velocità più elevata, cosa utile quando si debba penetrare nel vento, come nel caso dell'F1E. A tale proposito si noti come la velocità  $V_1$  possa anche essere ottenuta senza zavorrare, cioè riducendo l'incidenza longitudinale, picchiando, per ottenere un  $C_p$  più basso e quindi più velocità. La velocità di discesa  $V_{y1'}$  che si ottiene è peggiore della  $V_{y1}$  relativa al modello zavorrato, come evidenziato dal grafico. I profili concavo convessi hanno una polare delle velocità con la "cupola" piuttosto appuntita, cuspidale; sono fatti per volare solo alla velocità di caduta minima. Se ci spostiamo da questa la  $V_y$  cresce notevolmente. Ecco perchè i profili da pendio presentano generalmente una curvatura inferiore rispetto a quelli da pianura. Hanno un

intervallo più ampio di velocità a quasi parità di rateo di discesa. Cioè la curva è più dolce, meno cuspidale. Come la coppia di un motore diesel rispetto a quella di un benzina a 16 valvole.....

Diciamo quindi che si può agire sulla incidenza longitudinale finchè si rimane sulla “cupola” e non si oltrepassa di molto la velocità di efficienza massima, poi bisogna zavorrare.

Pierre Chaussebourg zavorra l’F1E davanti al baricentro, spostando il piombo in avanti tanto maggiore è il vento, senza toccare la incidenza longitudinale. Cosa ci dice la polare in un caso del genere? Innanzitutto, parlando il centraggio, abbiamo imparato (Fig. 18e) che con il baricentro dietro il centro di Pressione il piano di coda deve portare e quindi, per avere l’equilibrio, deve essere calettato meno negativamente (diciamo a  $-1^\circ$ ) rispetto all’asse di riferimento della fusoliera, rispetto al caso di stabilizzatore non portante ( $-2^\circ$  in Fig. 18d), in modo da incontrare il flusso deviato dall’ala ad un angolo positivo. Se il c.g. viene portato più avanti, diciamo sul Centro di Pressione (Fig. 18d) e lasciamo lo stabilizzatore a  $-1^\circ$ , invece di portarlo a  $-2^\circ$ , condizione nella quale l’ala lavorava a  $4^\circ$  e  $C_p=0,4$ , facciamo sì che l’ala lavori a  $\alpha - \varepsilon - 1^\circ = 0^\circ$ , cioè  $\alpha = 2^\circ$  e  $C_p=0,2$ .

Pertanto, zavorrando davanti al baricentro, abbiamo fatto due cose:

- ✓ Aumentato il carico alare (supponiamo da 20 a 30 g/dm<sup>2</sup>) e quindi spostato la polare delle velocità in basso a destra. Con  $C_p= 0,4$  la velocità sarebbe passata da 9 a 11 m/s.
- ✓ Picchiato sensibilmente il modello, riducendo il  $C_p$  da 0,4 a 0,2. E’ come se avessimo avvitato la vite di registro di 2mm. La velocità sale da 11 a 15,5 m/s.

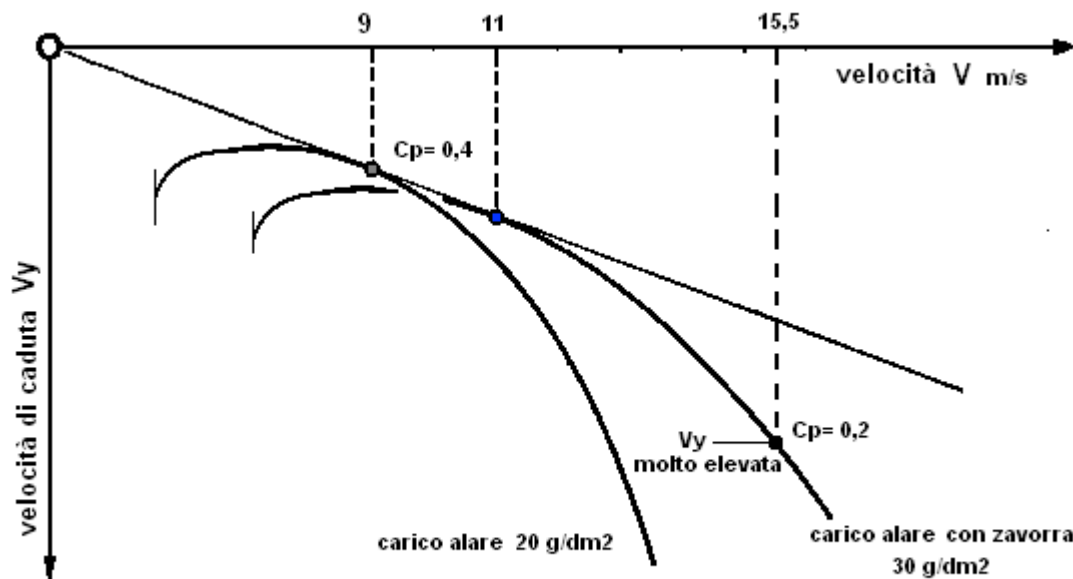


Fig. 20

L’incremento di velocità è notevolissimo. Per arrivare a 15,5 m/s con  $C_p 0,4$  avremmo dovuto zavorrare fino a 60 g/dm<sup>2</sup>, cioè tre volte il carico normale, improponibile. La contropartita la pago in termini di velocità di caduta, molto elevata. Ci vuole una dinamica con un gradiente elevatissimo, altrimenti il modello viene giù come una bomba!

### A1.6 Lo scotto da pagare per volare

Detto per l’ennesima volta, il rapporto Portanza/Resistenza, cioè l’Efficienza, costituisce un fattore determinante per le prestazioni di un velivolo. Aeromodelli in scala avrebbero esattamente la stessa efficienza dei fratelli maggiori se non fosse per il deterioramento delle caratteristiche aerodinamiche, chiamato appunto “effetto scala” e quantizzato dal Numero di Reynolds. Questo peggioramento avviene “ad un certo punto” (dimensioni, velocità, densità e viscosità dell’aria) tra le “loro” condizioni e le nostre. Comunque ricordiamoci che  $P/R$  è lo stesso di  $C_p/C_r$ , cioè dimentichiamoci della entità delle forze in gioco e pensiamo in termini di coefficienti. Questi dipendono dalla geometria e non dalla scala in cui il modello è costruito o dal peso al quale viene fatto volare.  $C_p$  è una misura della capacità di generare portanza e  $C_r$  è una misura della “scorrevolezza” dell’aeroplano; un velivolo ben “profilato” ha un  $C_r$  basso. Per un velivolo con il

controllo sull'elevatore, l'incidenza e il  $C_p$  possono essere variati durante il volo, cosicché può essere coperto un intervallo completo di valori  $C_p/C_r$ . A  $C_p=0$  il valore dell'efficienza deve per forza essere zero, e si potrebbe dedurre che un aumento del  $C_p$  fino ai valori normali di volo, cioè diciamo tra 0,2 e 0,9, condurrà a valori rispettabili di  $C_p/C_r$ . Anche senza sapere nulla circa la relazione tra il Coefficiente di Resistenza e l'angolo di attacco, possiamo sicuramente desumere che l'efficienza tenderà a deteriorarsi quando riduciamo l'incidenza (e quindi il  $C_p$ ) per aumentare la velocità.

Un aereo ha bisogno di portanza ma, purtroppo, associata alla generazione di questa portanza c'è una penalizzazione conosciuta come "Resistenza Indotta". Anche se la resistenza di forma e di attrito del profilo fosse zero, ci sarebbe sempre questa resistenza dipendente dalla portanza. E' questo lo scotto da pagare: l'aria tende a passare dalla zona in pressione (intradosso) a quella in depressione (extradosso) creando vortici. Il Coefficiente di Resistenza Indotta  $C_{ri}$  aumenta con il quadrato del  $C_p$ , diminuisce con l'allungamento alare e non dipende dal profilo. Chiamiamo  $C_{rp}$  il coefficiente di resistenza di profilo.

$C_r = C_{rp} + C_{ri} = C_{rp} + (C_p^2/\pi\lambda)$ , dove  $\lambda$  è allungamento alare (apertura/corda media).

Il  $C_r$  possiamo, con "conveniente" approssimazione, considerarlo indipendente dall'incidenza.

Così il valore minimo del coefficiente totale di resistenza si verifica a  $C_p$  zero, dove anche  $C_p/C_r$  sarà zero, mentre la rapida crescita di  $C_{ri}$  con  $C_p$  suggerisce che la resistenza totale potrebbe raggiungere un valore eccessivo a valori particolarmente elevati di  $C_p$ , impedendo il raggiungimento di un alto valore dell'efficienza. Un valore ottimo dovrebbe esistere da qualche parte ad un  $C_p$  intermedio, prima che la resistenza indotta sia salita eccessivamente. Ed è proprio così: matematicamente il valore massimo di  $P/R$  si verificherà ad un  $C_p$  dove  $C_{ri}$  è uguale a  $C_{rp}$ . Nella pratica questo avviene invariabilmente a valori piuttosto alti di  $C_p$ .

Parlando in generale, nel caso dei modelli, con corda piccola e bassa velocità (cioè basso  $N$ , di Reynolds), c'è sempre un crollo prematuro della portanza ad una incidenza e un  $C_p$  inferiori rispetto a modelli più grandi e veloci ed in pratica questo potrebbe accadere prima di raggiungere l'incidenza alla quale dovrebbe verificarsi la efficienza massima teorica. In queste circostanze il miglior  $C_p/C_r$  ottenibile si trova ad un valore di  $C_p$  più elevato di quello al quale il modello può essere centrato. L'usanza comune per modelli da durata di centrare il modello al limite dello stallo è quella giusta per ottenere la miglior efficienza o l'angolo di planata minore. Non è così per tutti i modelli, specialmente quando l'allungamento è particolarmente basso, nel qual caso la efficienza massima potrebbe aversi ad un valore intermedio di  $C_p$ , ben al di sotto dello stallo. Anche per valori medi di  $C_p$  per un modello con una bassa resistenza di profilo.

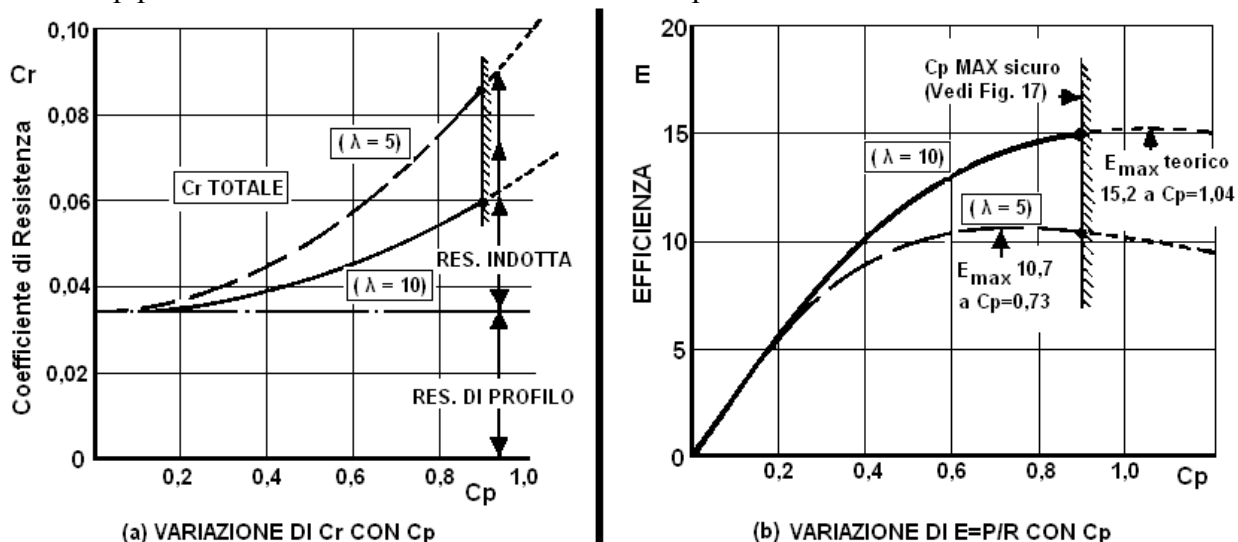


Fig. 21

La Fig.21.illustra, a mò di esempio, le caratteristiche che il profilo già preso in esame in fig.17 avrebbe, assumendo una efficienza  $E=15$  a  $C_p=0,9$  con allungamento  $\lambda = 10$ .

Si nota come l'efficienza massima teorica è pari a 15,2. corrispondente ad un  $C_p=1,04$ , oltre la incidenza "sicura" del profilo. Viene anche indicato cosa succede se l'allungamento  $\lambda$  viene ridotto a 5;  $P/R$  è inevitabilmente peggiore e il suo massimo si verifica ben al di sotto della zona di stallo.



La curva dell'efficienza è piuttosto piatta nei pressi del massimo, cosicchè non c'è una grande penalizzazione se non si coglie il centraggio ideale.

La *velocità di discesa* verticale è un qualcosa di un pò diverso, in quanto dipende dalla combinazione simultanea di  $E=P/R$  (che assicura un ridotto angolo di planata) e della velocità di avanzamento. Per i modelli paga sempre un centraggio che colga la più bassa velocità di avanzamento (il più alto  $C_p$  possibile) dato che risparmiare in velocità è molto più importante di qualunque cambiamento in efficienza vicino al picco.

Concludendo la Resistenza è il nostro nemico; non si può eliminare ma può essere minimizzata con un buon progetto. La Resistenza Indotta può superare il 50% del totale è perciò un elevato allungamento beneficia notevolmente i veleggiatori da durata dotati di profili sottili e curvi, ad alto  $C_p$ .

## Bibliografia

**Dave Hughes** – RC Slope soaring

**Frank Zaic** – Circular Aircraft and Model Aircraft

**Martin Simons** – Model Aircraft Aerodynamics

**Loris Kanneworff** – Progettiamo gli aeromodelli

**Daniel Petcu** – F1E Handlauch Gliders Flight Tests

**Edi Mauri** – Appunti sul centraggio in gara dei modelli F1E