

APPUNTI DI DINAMICA DEL VOLO



Roberto Speziali

1	LE FORZE E LE LEGGI DELLA DINAMICA.....	2
2	LE FORZE CHE AGISCONO SULL’AEREO	3
2.1	LA FORZA PESO.....	3
2.2	LA PORTANZA.....	3
2.2.1	<i>Il coefficiente di portanza.....</i>	5
2.2.2	<i>Lo stallo.....</i>	7
2.2.3	<i>Le teorie incorrette della portanza.....</i>	8
2.3	LA RESISTENZA.....	9
2.3.1	<i>Il coefficiente di resistenza.....</i>	10
2.4	LA TRAZIONE.....	11
3	L’EFFICIENZA	12
4	LA POTENZA DISPONIBILE E LA POTENZA NECESSARIA.....	13
5	LE MANOVRE.....	15
5.1	VOLO A QUOTA COSTANTE	15
5.2	SALITA E DISCESA	16
5.3	LA VIRATA E LA RICHIAMATA	17
6	RELAZIONE FRA FATTORE DI CARICO E VELOCITÀ DI STALLO.....	18
7	LE ALI IN EFFETTO SUOLO	19
8	RIFERIMENTI	20

“Il volo non e' semplicemente un vile
processo meccanico ma un'arte
raffinata, puramente estetica, poesia
del movimento ed il miglior modo di
imparare è la pratica ...”

*Il Gufo Anacleto
in "La spada nella roccia"*

1 Le forze e le leggi della dinamica

In termini semplici si può pensare che, quando un corpo riceve una spinta in una determinata direzione, è soggetto ad una forza. Ad ogni forza corrisponde una accelerazione a secondo la relazione $F = ma$ dove m è la massa dell'oggetto sul quale la forza agisce (Seconda legge della dinamica). L'unità di misura della forza è il **Newton** ($1N = 1Kg \times 1m/sec^2$).

Per visualizzare le forze e calcolarne la somma o la differenza si usano i **vettori**, ovvero dei segmenti dotati di una direzione, verso e di una lunghezza che rappresenta l'intensità della forza. I vettori si sommano o sottraggono usando **la legge del parallelogramma** (Fig. 1).

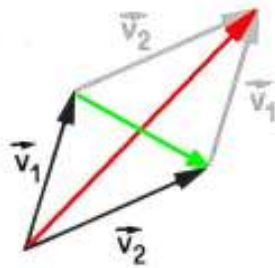


Fig. 1. La legge del parallelogramma per calcolare la somma (rosso) o la differenza (verde) di due vettori.

Le forze possono essere prodotte artificialmente con dei sistemi meccanici (ad es. motori, ali), o possono esistere in natura (f. gravitazionale, f. magnetica, f. elettrica).

Si parla di **forze apparenti** quando il sistema, nel quale si trova l'oggetto, è sottoposto ad una forza esterna. Ad esempio quando freniamo con l'automobile ci sentiamo spinti in avanti, in realtà è l'automobile che, rallentando, ci viene incontro. Allo stesso modo la **forza centrifuga**, che il guidatore sente durante una curva, o che un pilota avverte durante una virata o una richiamata, è un altro esempio di forza apparente.

Generalmente su ogni oggetto agiscono più forze: la forza peso, gli attriti, le forze generate da propulsori, ecc. Se la somma di queste forze è nulla, non si ha alcuna accelerazione dell'oggetto che può rimanere fermo o continuare a muoversi con una velocità costante. (Prima legge della dinamica).

Riportando quanto detto nel nostro caso, gli aeroplani che volano a velocità costante (in qualunque assetto si trovino) sono soggetti a delle forze la cui risultante è nulla (volo stazionario).

2 Le forze che agiscono sull'aereo

Sui velivoli, alla **TRAZIONE**, esercitata dal gruppo propulsore, ed al **PESO**, si contrappone una forza detta **REAZIONE AERODINAMICA** la cui componente lungo la direzione del moto è detta **RESISTENZA** e si contrappone alla trazione, mentre la componente perpendicolare è detta **PORTANZA** ed è opposta al peso. Nel caso del volo stazionario la resistenza equilibra la trazione e la portanza equilibra il peso (Fig. 2).

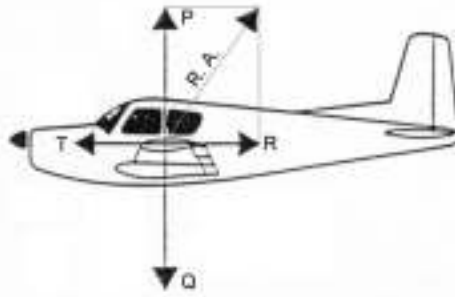


Fig. 2. Le forze che agiscono sull'aereo in volo livellato stazionario.[Trebij]

2.1 La forza peso

La forza peso è la forza con la quale la terra attrae tutti gli oggetti. Pertanto questa forza è **sempre perpendicolare alla superficie terrestre ed è sempre diretta verso il basso**. Il punto di applicazione della forza peso è il **baricentro** dell'aereo.

Poiché l'accelerazione della forza di gravità è costante ed è pari a 9.8 m/s^2 è evidente che maggiore è la massa del corpo attratto, maggiore è la forza peso che agisce su di esso e tanto più grande dovrà essere l'intensità della portanza per sollevarlo.

Dalla seconda legge della dinamica si ha che ad una massa di 450 Kg corrisponde una forza di $450 \text{ Kg} \times 9.8 \text{ m/s}^2 = 4410 \text{ Newton}$. Per semplicità in alcuni esempi numerici si fa riferimento al *Kgf* (chilogrammo-forza) che rappresenta la forza che esercita 1 Kg attratto dalla forza peso. ($1 \text{ Kgf} = 9.8 \text{ N}$).

2.2 La portanza

La portanza è generata dalle ali che sono sagomate ed orientate in modo tale da deviare il flusso d'aria. Questa forza è in grado di vincere o eguagliare il peso ovvero di sollevare o di far mantenere in volo l'aereo.

La portanza è composta da due forze: la prima esercita una **pressione sul ventre** dell'ala ed è generalmente pari a circa $1/3$ della portanza, la seconda è generata dalla **depressione dorsale** dell'ala e contribuisce per i restanti $2/3$ (Fig. 3).

La portanza è in realtà costituita dalla somma di tante forze che si distribuiscono su tutta la superficie alare ma, come per il peso, si ha un centro di applicazione della forza detto **centro di pressione**. Il centro di pressione si trova orientativamente ad $1/4$ della corda alare dietro il bordo di attacco. *Questa posizione non è fissa e si avvicina, entro certi limiti, al bordo di attacco all'aumentare dell'angolo di incidenza.*

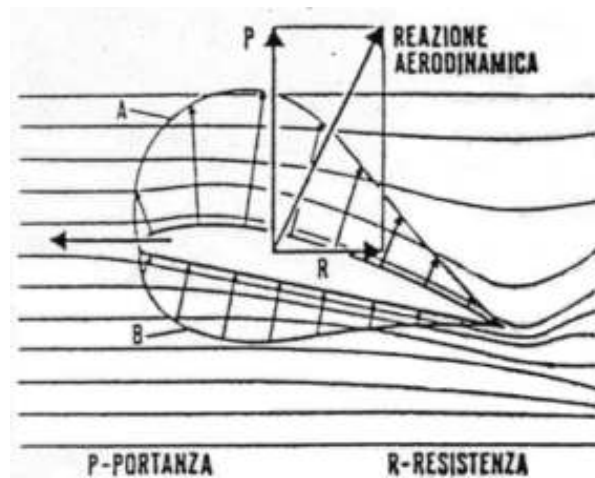


Fig. 3. Distribuzione della depressione dorsale (A) e della pressione ventrale (B).

La portanza è **sempre ortogonale alla direzione del moto** ovvero all'asse trasversale del velivolo in qualunque assetto esso si trovi. *In alcuni casi si sentirà dire che quando l'aereo è a candela (asse longitudinale del velivolo perpendicolare al terreno) la portanza è nulla, in realtà è nulla solo la componente verticale della portanza, quella che si oppone al peso.*

La pressione ventrale

Per comprendere la pressione ventrale consideriamo una tavoletta di legno piana orientata in modo tale da formare un certo angolo di incidenza con il flusso d'aria che la investe. L'aria urtando sul ventre della tavoletta tende a spingerla verso l'alto, secondo lo stesso principio fisico che fa galleggiare uno sci d'acqua in movimento e cioè per il principio di azione e reazione. La portanza così prodotta però non sarebbe comunque sufficiente a far decollare un aereo avente le ali piane (fig. 5).

La depressione dorsale

Per ottenere una portanza sufficiente a sollevare l'aereo dal suolo si deve sagomare in maniera opportuna l'ala (Fig. 4) in modo da sfruttare il **principio di Bernulli**: "La pressione che un fluido esercita lungo la direzione perpendicolare al suo moto è inversamente proporzionale alla sua velocità".

In pratica il profilo alare è tale da costringere l'aria a scorrere sul dorso ad una velocità maggiore rispetto al ventre creando una diminuzione di pressione. Solo con la depressione dorsale la portanza può assumere una intensità tale da far decollare l'aereo (fig. 5).



Fig. 4. Esempi di profili alari.

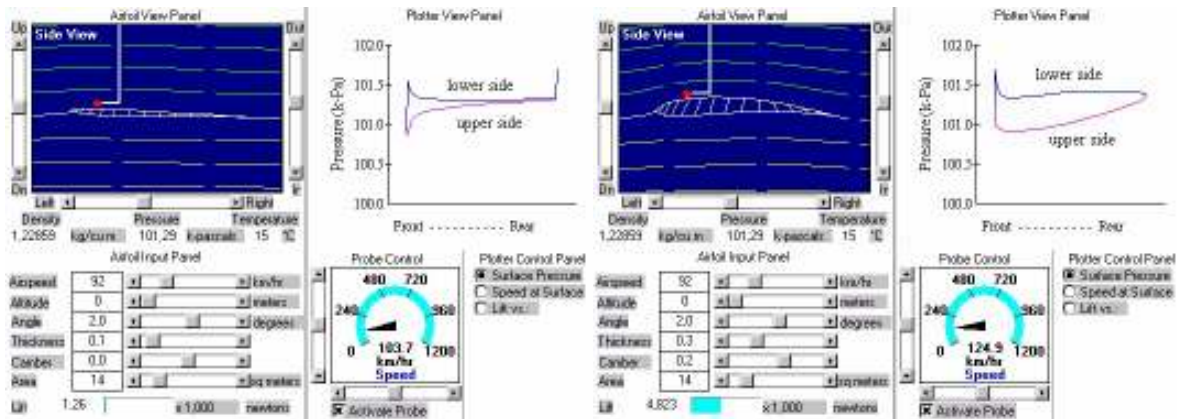


Fig. 5. Simulazione con Foilsim 1.1 di un profilo alare “a tavoletta” ed uno “convenzionale”. L’angolo di incidenza (2°), la velocità (92 Km/h) e la superficie alare sono simili a quelli di un ultraleggero prima della rotazione in fase di decollo. Si può notare come il profilo a destra sviluppa una portanza pari a 4823 N sufficienti a far alzare in volo l’ultraleggero, mentre il profilo a tavoletta ne genera circa un quarto. Si noti anche il valore della velocità dell’aria sul dorso dell’ala che è di 103.7 Km/h nel primo caso e di 124.9 Km/h nel secondo.

2.2.1 Il coefficiente di portanza

Dopo una introduzione qualitativa della portanza è importante descriverla anche quantitativamente analizzando il contributo delle varie grandezze che la generano.

La relazione matematica che descrive la portanza è:

$$P = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_p \cdot n$$

dove

ρ = densità dell'aria

V = velocità del flusso d'aria che investe l'ala, ovvero il *vento relativo*

S = superficie alare

n = vettore unitario perpendicolare alla direzione del flusso d'aria (serve solo per dare la direzione)

C_p = coefficiente di portanza

Mentre le prime quattro grandezze sono intuitive bisogna spendere qualche minuto per comprendere il significato di C_p . Il coefficiente di portanza è un numero adimensionale che tiene conto di tre parametri:

- la geometria dell'ala;
- il profilo dell'ala;
- l'angolo di incidenza.

L'esatto valore di C_p viene determinato ponendo l'ala nella galleria del vento e, conoscendo le altre quantità (densità e velocità dell'aria, superficie alare), si misura con un dinamometro la portanza prodotta dall'ala in funzione dell'angolo di incidenza. Analogamente misurando la resistenza si può calcolare il coefficiente di resistenza C_R (fig. 6 sinistra).

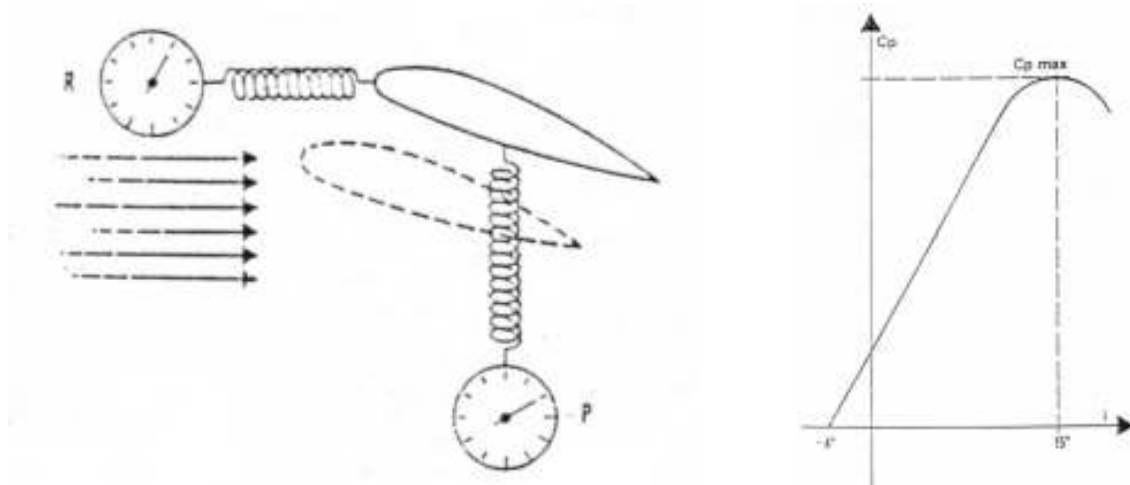


Fig. 6. Sinistra: determinazione sperimentale dei coefficienti di portanza e resistenza.
Destra: grafico di C_p in funzione dell'angolo di incidenza.

2.2.2 Lo stallo

Dall'esperimento nella galleria del vento si ricava il grafico della fig. 9 destra: all'aumentare dell'angolo di incidenza C_p aumenta in maniera lineare fino al raggiungimento di un angolo critico oltre il quale C_p cala bruscamente. La causa della brusca diminuzione di portanza è lo **stallo** (fig. 7), ovvero il distacco del flusso di aria dal dorso dell'ala provocato da un eccessivo valore dell'angolo di incidenza (circa 15° - 18°).

Generalmente lo stallo non avviene di colpo in quanto non interessa tutta la superficie alare, ma comincia alla radice dell'ala e si propaga verso l'estremità. Ciò si ottiene svergolando l'ala (fig. 7), dotandola di un angolo di calettamento maggiore vicino alla fusoliera e minore alle sue estremità. Il distacco graduale del flusso d'aria genera dei segni premonitori, come vibrazioni dell'aereo e la perdita di efficienza dei comandi.

Poiché la portanza ed il peso (costante) del velivolo **durante un volo a quota costante**, devono essere uguali in ogni istante dalla formula 1 si ha

$$Q = P = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_p = \text{costante}$$

Si può notare che all'aumentare di C_p , ovvero dell'angolo di incidenza, la velocità V deve diminuire e viceversa. Pertanto quando C_p raggiunge il suo valore massimo, V ha il suo valore minimo ed in questo caso si parla di **velocità minima di sostentamento** che, in pratica, è molto vicina alla **velocità di stallo**.

Il valore della velocità di stallo si deriva invertendo la formula 2:

$$V_{\text{stallo}} = \sqrt{\frac{2Q}{\rho S C_{p_{\text{MAX}}}}}$$

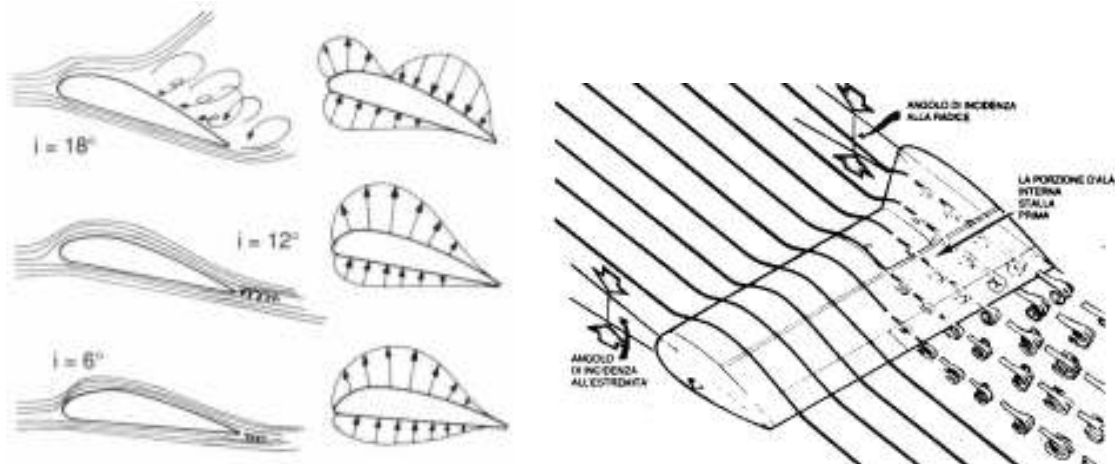


Fig. 7. Sinistra: comportamento del flusso e distribuzione delle pressioni in funzione dell'angolo di incidenza. **Destra:** un'ala svergolata stalla prima alla radice. [Trebbi]

2.2.3 Le teorie incorrette della portanza

Il concetto della portanza è molto semplice, spesso però le idee vengono confuse da verità parziali. È utile accennare alle tre teorie incorrette della portanza che spesso si sentono o si leggono.

Teoria incorretta n. 1 – Teoria del cammino più lungo.



Il profilo del dorso dell'ala è più lungo del ventre.

Le molecole d'aria che scorrono sul dorso si devono muovere più velocemente rispetto a quelle del ventre in quanto devono percorrere un cammino più lungo a parità di tempo.

Per il principio di Bernulli sul dorso si crea una depressione che genera la portanza.

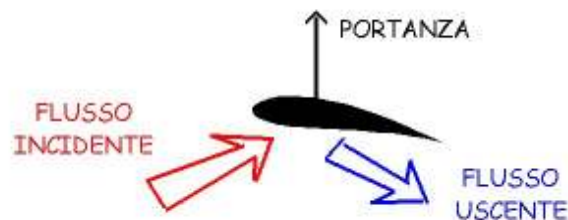
Vediamo cosa c'è di sbagliato analizzando i singoli punti:

Esistono profili alari (vedi Fig. 4) simmetrici, generalmente utilizzati negli aerei acrobatici, che producono portanza inclinandoli rispetto al flusso.

Questa teoria si basa sul fatto che due molecole d'aria, una passando sul bordo superiore e l'altra su quello inferiore dell'ala, si incontrano al bordo di uscita e, quindi, le molecole del flusso superiore devono essere più veloci di quelle del flusso inferiore. Il fatto che le molecole si devono riunire al bordo di uscita è una assunzione fisica falsa non esiste alcun motivo per cui questo debba succedere. È vero che le molecole d'aria vanno più veloci sul dorso ma ad una velocità così alta che non incontrano le "corrispettive" molecole che passano sotto l'ala.

Il terzo punto è parzialmente vero ed è quello che, enunciando il teorema di Bernulli, genera sicurezza nella teoria e la confusione; esiste la depressione dorsale ma la velocità del flusso dell'aria sul dorso prevista da questa teoria non sarebbe sufficiente a generare la portanza effettivamente misurata. Inoltre questa teoria trascura completamente la pressione ventrale e quindi gli aerei non potrebbero volare in volo rovescio come si vede nelle manifestazioni o durante i combattimenti aerei.

Teoria incorretta n. 2 – Teoria Newtoniana della azione e reazione



Le molecole impattando sul ventre dell'ala producono portanza per il semplice principio di azione e reazione.

In questa teoria non si tiene conto della forma del dorso, e non si descrive l'utilizzo degli spoilers che vengono utilizzati per manovrare l'aereo deformando il profilo del dorso delle semiali.

Anche in questo caso il fenomeno viene spiegato nella sua parzialità (almeno per le velocità tipiche di un ULM) in quanto si considera solo la pressione ventrale che, come accennato in precedenza contribuisce solo per un terzo alla portanza di un'ala.

Teoria incorretta n. 3 – Teoria del tubo Venturi



Il dorso dell'ala si comporta come un tubo Venturi che comprime il flusso dell'aria. All'interno della zona compressa l'aria scorre più velocemente.
Per il principio di Bernulli la depressione dorsale produce la portanza.

Un'ala non è la metà di un tubo Venturi, non esiste un'altra metà superiore, il flusso d'aria, quindi, allontanandosi dal profilo dell'ala avrà velocità via decrescenti fino a raggiungere lo strato di aria calma. Al contrario, al centro di un tubo Venturi, si ha il massimo della velocità del flusso. Viene enunciato il principio di Bernulli ma la distribuzione delle velocità del flusso sul dorso non è quella corretta e si trascura il ventre dell'ala.

2.3 La resistenza

La resistenza di un'ALA durante il suo moto è data dalla somma di tre tipi di resistenza:

LA RESISTENZA DI ATTRITO dovuta all'attrito dell'aria al passaggio dell'ala non a causa dell'urto delle molecole contro l'ala, ma dello sfregamento degli strati ad essa sovrastanti. Alla distanza di circa **2 mm** c'è il primo strato d'aria che rimane immobile e non viene trascinato dagli strati sottostanti. Lo spessore degli strati che vengono trascinati dal moto dell'ala è detto **STRATO LIMITE**. Lo strato limite non ha le stesse caratteristiche lungo l'ala: nella parte anteriore, generalmente, ha un andamento laminare, nella parte posteriore uno turbolento, la transizione tra i due tipi di flusso generalmente avviene dove il profilo dell'ala è massimo.

LA RESISTENZA DI FORMA dipende dalla forma dell'ala e dalla superficie esposta al moto e quindi dall'angolo di incidenza. La somma delle due resistenze danno origine alla **resistenza di profilo**.

LA RESISTENZA INDOTTA è generata dal fenomeno della **circuitazione dell'aria all'estremità dell'ala**. Essendo la pressione del ventre maggiore di quella del dorso, alle estremità dell'ala, l'aria tende a passare dal ventre verso il dorso dell'ala creando dei vortici elicoidali (fig. 8 e copertina). L'energia immagazzinata in questi vortici è definitivamente persa.

Generalmente questi vortici tendono a scendere con un rateo di 400/500 *piedi/min* per poi stabilizzarsi a circa 1000 piedi sotto la traiettoria del velivolo. La loro potenza è direttamente proporzionale al peso del velivolo che li genera e possono diventare estremamente pericolosi per gli aerei leggeri che incautamente dovessero attraversarli.

La resistenza indotta è inversamente proporzionale alla velocità in quanto la differenza di pressione tra il dorso ed il ventre dell'ala diminuisce con l'angolo di incidenza. Per ridurre questo tipo di resistenza in alcuni casi il costruttore munisce l'estremità dell'aereo con delle TIPS ALARI

che consentono di aumentarne l'efficienza (e quindi l'autonomia dell'aereo) riducendo i vortici alle estremità.

Un altro modo per ridurre la resistenza indotta consiste nell'aumentare l'allungamento alare ed è per questo motivo che gli alianti hanno ali molto allungate diminuendo il carico alare.

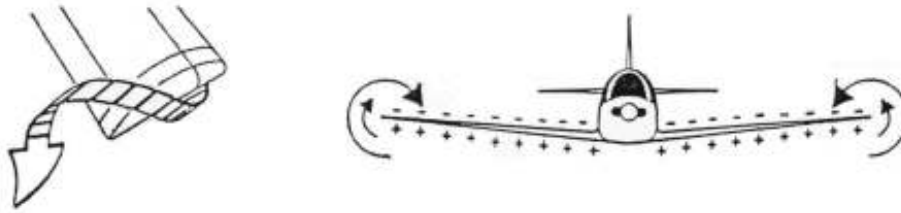


Fig. 8. I vortici alari generati dalla resistenza indotta..

2.3.1 Il coefficiente di resistenza

La formula della resistenza di un'ala è identica a quella della portanza solo che al posto di C_P c'è C_R il coefficiente di resistenza. Come visto nel caso del coefficiente di portanza, dagli esperimenti nella galleria del vento si ottengono i valori di C_R in funzione dell'angolo di incidenza (fig. 9).

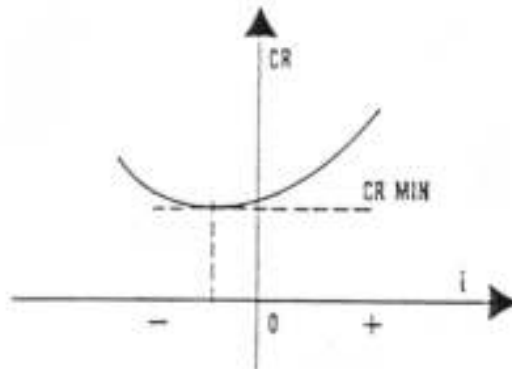


Fig. 9. Andamento di C_R in funzione dell'angolo di incidenza.

2.4 La trazione

La trazione è la forza esercitata dall'elica ed è sempre parallela all'asse longitudinale del velivolo. Le pale di un'elica funzionano sfruttando lo stesso principio che descrive la portanza di un'ala. I parametri che definiscono un'elica sono (fig. 10):

L'ANGOLO DI CALETTAMENTO: è l'angolo tra la corda del profilo della pala ed il piano di rotazione dell'elica. Poiché la velocità periferica delle pale aumenta all'allontanarsi dall'asse di rotazione, per mantenere il più uniforme possibile l'angolo di incidenza lungo la pala, la si svergola. L'angolo di incidenza, infatti, dipende dalla somma della velocità di rotazione dell'elica e dalla velocità del velivolo.

IL PASSO GEOMETRICO: è la distanza di cui l'elica avanzerebbe se si avvittasse in una madrevite solida anziché nell'aria. A causa dello svergolamento un'elica possiede infiniti passi geometrici, quindi si attribuisce come passo geometrico quello corrispondente al profilo che si trova a **7/10** della lunghezza della pala.

IL PASSO REALE (AVANZO): è la distanza di cui l'elica si sposta effettivamente dopo aver fatto un giro per effetto della velocità dell'aereo.

IL REGRESSO: è la differenza tra il passo geometrico e quello reale.

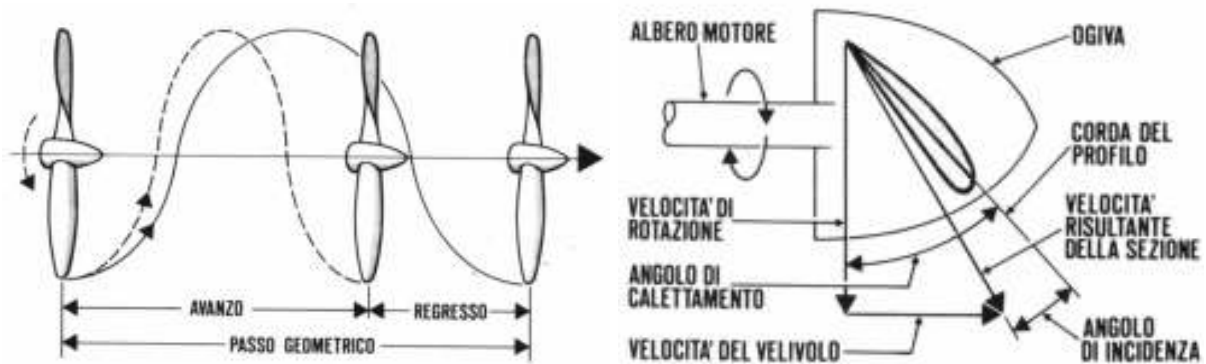


Fig. 10. I parametri di un'elica.

Quando la velocità dell'aereo è nulla (per es. durante la prova motore) si dice che l'elica gira a **punto fisso** e l'angolo di calettamento coincide con l'angolo di incidenza. All'aumentare della velocità del velivolo l'angolo di incidenza diminuisce e, quindi, anche la trazione diminuisce dipendendo dall'incidenza. La trazione è massima quando l'aereo è fermo e diventa nulla ad un certo valore della velocità dell'aereo alla quale si annulla l'incidenza.

3 L'Efficienza

L'Efficienza (E) di un'ala è definita come il **rapporto tra la portanza e la resistenza**, ovvero tra C_P e C_R . Quindi per far volare un aereo pesante 450 Kg con una efficienza pari a 10, sono necessari 45 Kg di trazione. Inoltre si può facilmente dimostrare che l'efficienza indica anche il rapporto tra la distanza percorsa al suolo e la quota persa durante un volo planato ovvero l'angolo di rampa (negativo).

I valori tipici di E vanno da 8-10 per gli aerei più comuni fino a 30-50 per gli alianti. Poiché i due coefficienti dipendono dall'angolo di incidenza anche l'efficienza di un'ala dipenderà da esso. Esisterà pertanto un angolo di incidenza che rende massima l'efficienza di un'ala corrispondente ad una velocità di massima efficienza da impostare se, durante una planata in caso di piantata motore, si vuole percorrere la massima distanza sul terreno.

Generalmente si commettono due errori:

1. considerare l'efficienza di un velivolo dipendente dal peso;
2. considerare la velocità di massima efficienza quella che si ottiene avendo la minima velocità variometrica.

Nel primo caso è chiaro che il peso non entra in gioco in quanto C_P e C_R sono delle **grandezze puramente aerodinamiche**. Quindi due aerei identici ma con peso diverso hanno esattamente la stessa efficienza. La differenza di peso modifica solamente la velocità di massima efficienza che sarà maggiore quanto maggiore sarà il peso dell'apparecchio. Infatti l'aereo più pesante dovrà scendere più velocemente per sviluppare una portanza superiore rispetto all'apparecchio più leggero ma percorrerà la stessa distanza sul terreno.

In caso di vento l'aereo più leggero, rimanendo per più tempo in volo, percorrerà una distanza minore in caso di vento contrario e maggiore in caso di vento in coda rispetto a quello più pesante (Fig. 11).

Nel secondo caso è utile sapere che la velocità che consente di percorrere la massima distanza non coincide con la velocità che permette di mantenere l'aereo in aria il più lungo possibile (velocità minima variometrica) che è minore di quella di massima efficienza. Questo concetto è ben noto ai piloti di alianti che devono rimanere in aria il più lungo possibile. E' altresì vero che per gli alianti le due velocità sono distinte mentre per gli ULM e per gli aerei di AG sono molto simili.

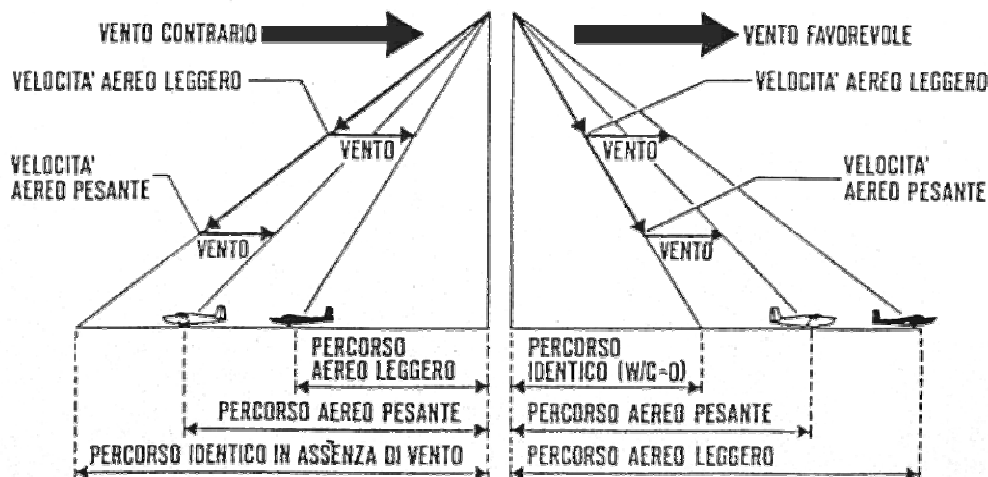


Fig. 11. Differenze di percorso tra due apparecchi di peso diverso in caso di vento [Trebij].

4 La potenza disponibile e la potenza necessaria

L'elica ha il compito di **trasformare la potenza motrice** di un motore (W_n) in **potenza disponibile** (W_d). Il rapporto tra queste due quantità definisce il **rendimento** (η_e) dell'elica.

Poiché la **potenza = forza \times velocità** in questo caso si ha che $W_d = T \times V$. Quindi a $V=0$ anche se la trazione è massima il rendimento e la potenza disponibile sono nulli. Ci sarà un valore della velocità che renderà massimo il rendimento dell'elica. Generalmente il valore massimo del rendimento non supera lo 0.85.

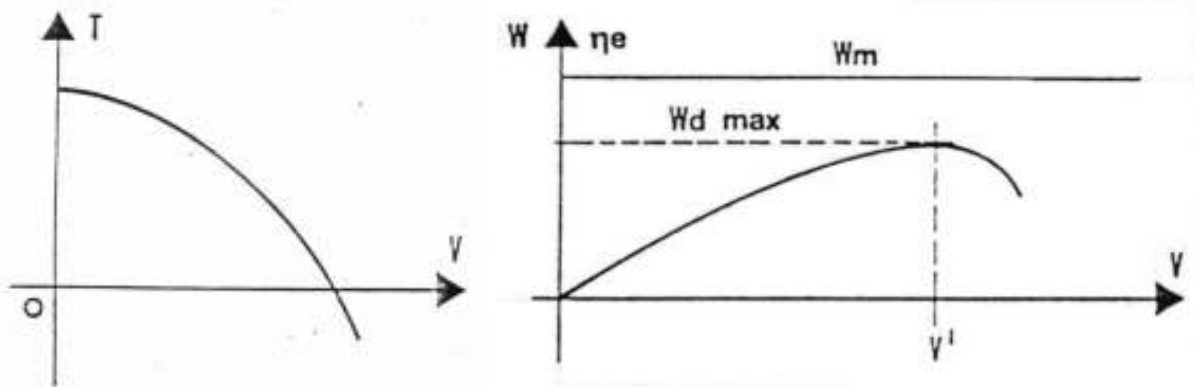


Fig. 12. Grafico della trazione (sinistra) e della potenza disponibile (destra) in funzione della velocità di volo.

Se si considera, invece della potenza disponibile, quella effettivamente **necessaria** (W_{no}) per contrastare la resistenza in ogni fase del volo orizzontale si ottiene il grafico di Fig. 16 nel quale è indicato l'angolo di incidenza, la velocità alla quale si deve volare per mantenere quell'angolo di incidenza e la potenza necessaria per volare a quella velocità. Inoltre la curva rappresenta tre punti caratteristici:

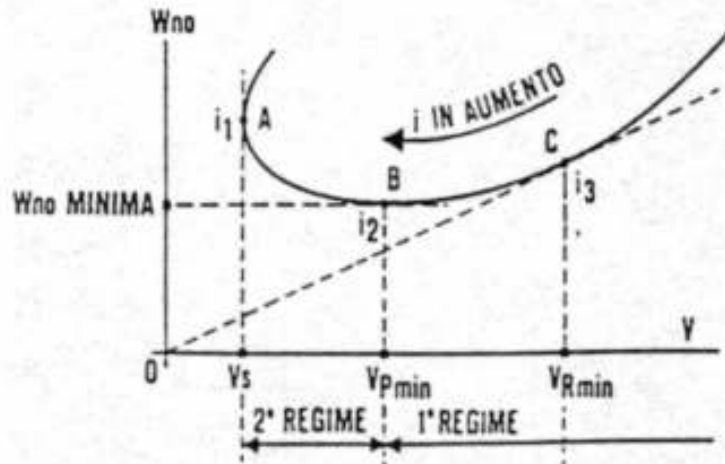


Fig. 13. Andamento della potenza necessaria in funzione della velocità di volo.

Punto A: proiettando il punto sull'asse delle ascisse si ottiene la **velocità di stallo**. L'angolo i_1 è l'angolo di incidenza critica.

Punto B: proiettando il punto sull'asse delle ascisse si ottiene la **velocità di massima autonomia oraria**, corrispondente al valore di minima potenza necessaria per volare.

Punto C: si ottiene tracciando la tangente alla curva passando per l'origine. La proiezione di questo punto sull'asse delle ascisse indica la **velocità di massima autonomia chilometrica**.

Volando a questa velocità è minimo il rapporto tra il consumo orario e la velocità. L'angolo i_3 è l'angolo di massima efficienza.

Il punto B rappresenta anche il punto di separazione tra due regimi di volo: **il regime veloce o 1° regime e regime lento o 2° regime**. Le differenze principali tra i 2 regimi sono tre:

Nel 1° regime ad aumento della potenza corrisponde un aumento della velocità, mentre nel 2° regime l'aumento di potenza serve per sostenere l'aereo a velocità sempre più basse.

Nel 1° regime si può salire cabrando l'aereo a scapito della velocità, nel 2° regime per salire si dovrà picchiare l'aereo aumentando così la velocità.

Nel 1° regime l'aereo è molto più stabile e, entro certi limiti, dopo una sollecitazione tende a ritornare nel suo inviluppo di volo. Nel 2° regime l'aereo è in una situazione di "equilibrio instabile": una eventuale perturbazione fa' uscire definitivamente l'aereo dall'inviluppo.

5 Le manovre

In questo paragrafo vengono riportati degli esempi numerici, del tutto indicativi, per una analisi quantitativa delle forze che agiscono sull'apparecchio durante le manovre più comuni.

Si consideri di volare con un ultraleggero del peso di 450 Kg e dotato di un motore da 65 HP nominali (1 HP = 746 Watt => 65 HP = 48490 Watt).

5.1 Volo a quota costante

Per dimostrare quantitativamente che con la stessa potenza erogata si può volare a due velocità differenti (fig. 14), si supponga di volare ad una velocità di 30 KTS (15.4 m/s) con l'aereo molto cabrato (16°) quindi con un assetto tipico del volo lento in 2° regime alla velocità vicina a quella di minimo sostentamento. In gergo si dice che si vola "appesi al motore".

A questa velocità è verosimile assumere una efficienza pari a 5 ed un rendimento dell'elica pari al 30%

Per semplicità si considerino tutte le forze applicate al baricentro dell'aereo. La forza peso è diretta verso il basso, la resistenza e la portanza sono rispettivamente parallela e perpendicolare allo spostamento e la trazione è parallela all'asse longitudinale dell'apparecchio. Poiché il volo è a velocità costante la somma delle quattro forze deve essere nulla. Effettuando la somma delle forze nel sistema di riferimento della terra, si deve scomporre la trazione come da fig. 15. Si può notare come, in questo assetto, la componente orizzontale della trazione equilibra la resistenza e contribuisce, in piccola parte, alla portanza. Per calcolare la potenza che il propulsore deve sviluppare per volare in queste condizioni si deve moltiplicare la componente orizzontale della trazione per la velocità dopo aver espresso questa forza in Newton:

$$90 \text{ Kg} \cdot 9.8 \text{ m/s}^2 \cdot 15.4 \text{ m/s} = 13583 \text{ Watt}$$

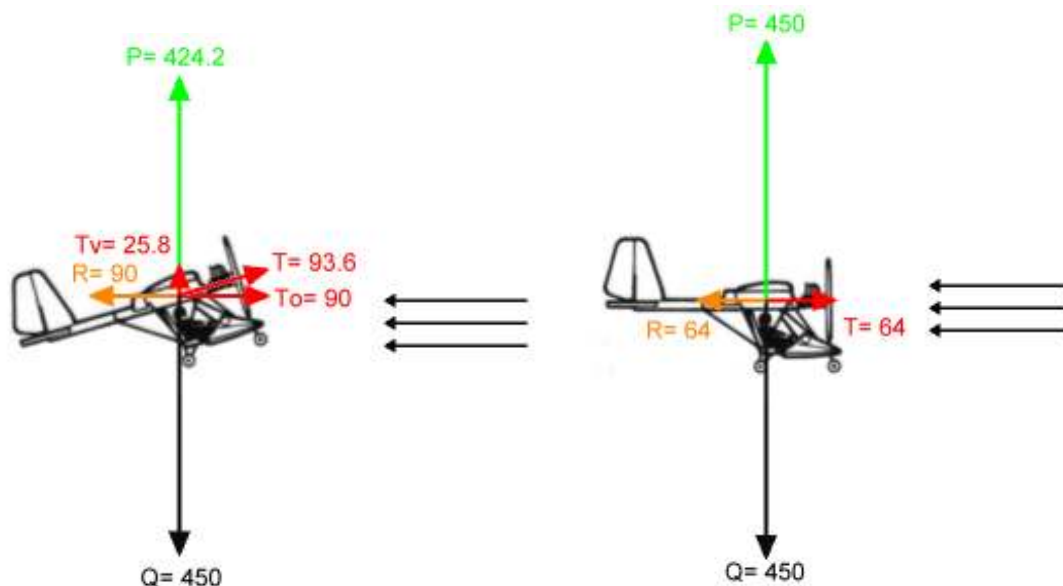


Fig. 14. Distribuzione delle forze durante il 2° regime (sinistra) ed il 1° regime (destra).

Considerando l'efficienza dell'elica pari al 30% si ha una potenza disponibile pari a $48490 \times 0.30 = 13547$ Watt, quindi il pilota deve tenere la manetta al massimo anche volando molto piano; ecco perché si dice volare "appesi al motore".

Portando l'assetto ad un angolo di incidenza tipico di una crociera normale si passa al 1° regime e, continuando a volare con il motore a tutta potenza, l'aereo accelererà fino a raggiungere la velocità massima.

Supponendo che con l'assetto meno cabrato l'ala raggiunga una efficienza pari a 7 e che l'elica aumenti il suo rendimento fino al 60%, si può ricavare la velocità raggiunta sempre con la manetta nella stessa posizione:

$$Velocità = \frac{Potenza}{Trazione} = \frac{48490 \text{ Watt} \times 0.6}{\frac{450 \text{ Kg}}{7} \cdot 9.8 \text{ m/s}^2} = 46.2 \text{ m/s} = 89.8 \text{ KTS}$$

5.2 Salita e discesa

Per uscire dalla fase di volo livellato si può agire sulla potenza o sull'assetto o su tutte e due contemporaneamente.

Si supponga di aver regolato il trim per viaggiare ad una determinata velocità, aumentando la trazione l'aereo accelera, la deportanza sui piani di coda aumenta facendo aumentare l'assetto dell'aereo che inizierà a salire. Quando l'aereo ritorna nelle condizioni di volo stazionario il rateo di salita diventa costante. Si può notare dalla figura 15 che la trazione deve essere uguale alla resistenza più una componente del peso che aumenta con l'angolo di rampa. La portanza necessaria a far volare l'aereo è minore rispetto a quella che serviva a far volare l'aereo in volo livellato in quanto non deve bilanciare il peso Q ma la sua componente Q_1 , pertanto, per continuare a volare con la stessa velocità che si aveva durante il volo livellato si può ridurre leggermente l'assetto. In realtà gli angoli di rampa che si ottengono aumentando la potenza negli ULM sono talmente piccoli che in pratica l'aereo sale con la velocità di trim impostata precedentemente.

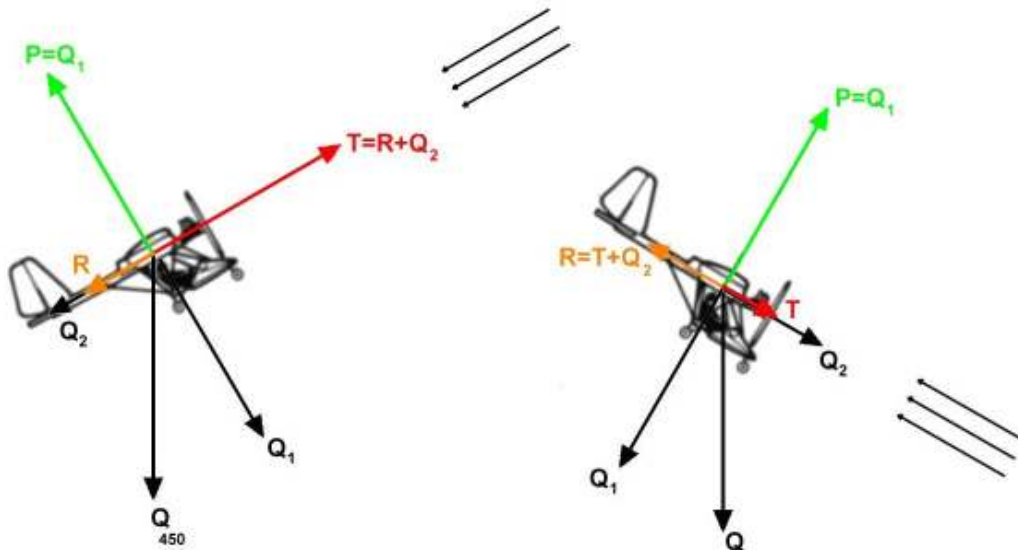


Fig. 15. Distribuzione delle forze durante la salita e la discesa.

Se si vuole salire mantenendo la potenza del volo livellato si azionerà la cloche. Se si è nel 2° regime la velocità deve diminuire in quanto la trazione dovrà bilanciare oltre alla resistenza anche Q2. La velocità del velivolo sarà quella necessaria per generare una portanza pari a Q1. Se si è nel 1° regime si dovrà picchiare l'aereo che aumentando la velocità tenderà a salire per un aumento di portanza.

Analogamente se si vuole far scendere l'aereo si può agire sulla manetta o sugli elevatori. Riducendo la trazione la resistenza decelererà l'aereo che, non generando la stessa portanza, inizia a scendere. Il rateo di discesa si assesta ad un valore costante in condizioni di volo stazionario quando la resistenza equilibra la trazione e la componente del peso Q2. Anche in questo caso la portanza necessaria a far volare l'aereo è più bassa e l'equilibrio si stabilisce quando la velocità indicata è praticamente la velocità di trim.

Volendo far scendere l'aereo con la cloche mantenendo la potenza del volo livellato, l'aereo aumenterà la sua velocità in quanto alla trazione si aggiunge la componente del peso Q2.

5.3 La virata e la richiamata

Per far virare l'aereo bisogna inclinare le ali in modo da generare una forza, la **PORTANZA ORIZZONTALE**, che serve per abbandonare la traiettoria rettilinea. Alla portanza orizzontale si oppone una **FORZA CENTRIFUGA** la quale, sommandosi al peso, genera il **PESO APPARENTE** maggiore del peso reale (Fig. 16). Per mantenere la quota si deve contrastare il peso apparente con un aumento della portanza ottenuto aumentando leggermente l'angolo di incidenza o/e aumentando la velocità con un incremento di potenza.

Il peso apparente aumenta al crescere dell'inclinazione dell'ala (**angolo di bank**) e raggiunge un valore pari a **due volte** il peso reale nelle virate con angolo di bank pari a 60°.

Un'altra manovra dove si genera il peso apparente è la richiamata. La forza centrifuga si somma al peso in maniera proporzionale al quadrato della velocità ed inversamente proporzionale al raggio di richiamata. Pertanto l'uscita da una affondata deve essere eseguita nella maniera più dolce possibile.

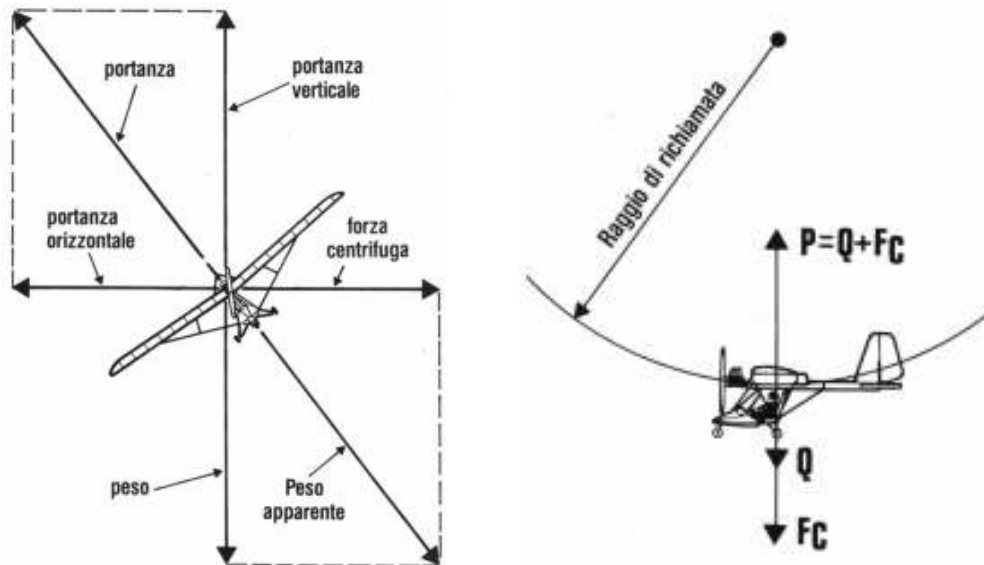


Fig. 16. La distribuzione delle forze durante una virata ed una richiamata. [Trebbi]

6 Relazione fra fattore di carico e velocità di stallo

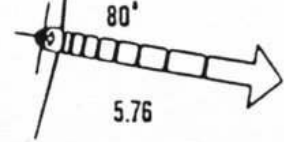
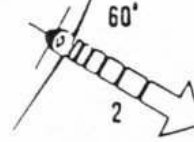
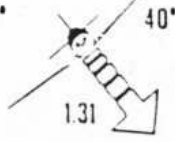
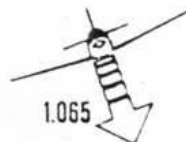
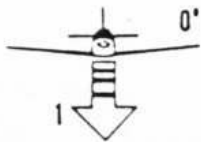
Il rapporto tra il peso reale e quello apparente è detto fattore di carico (n). Tutti gli aerei sono costruiti in modo tale che la struttura possa sopportare varie volte il peso del velivolo. Il fattore di carico massimo (fattore di contingenza) va generalmente da +3.8 -1.5 raggiungendo, nel caso di aerei acrobatici, +9 e -7. Il frequente raggiungimento del fattore di contingenza rischia di indebolire la struttura dell'aereo mentre il superamento del fattore di contingenza di una quantità pari al fattore di rottura (generalmente 1.5) può comportare il collasso.

Inoltre durante le manovre al variare del fattore di carico varia anche la velocità di stallo. Dalla formula 3 poiché in manovra la portanza deve essere uguale al peso apparente $Q_a=nQ$ si ha

$$V_{stallo} = \sqrt{\frac{2Q_a}{\rho S C_{P_{MAX}}}} = \sqrt{\frac{2nQ}{\rho S C_{P_{MAX}}}} \Rightarrow V_{stallo}^{manovra} = V_{stallo} \cdot \sqrt{n}$$

In una virata con angolo di bank di 60° si ha $n=2$ e quindi la velocità di stallo aumenta del 41%.

INCLINAZIONE



FATTORE DI CARICO

Fig. 17. Il fattore di carico in funzione dell'angolo di bank.

7 Le ali in effetto suolo

L'effetto suolo si manifesta quando l'aereo vola ad una distanza dal terreno confrontabile con l'apertura alare ed è composto da due fenomeni:

la riduzione della resistenza indotta. Quando un'ala è prossima al suolo i vortici generati dalla resistenza indotta non riescono a svilupparsi completamente e non assorbono più la stessa quantità di energia. Come accennato precedentemente, essendo la resistenza indotta inversamente proporzionale all'allungamento alare, in prossimità del terreno è come se le ali fossero maggiormente allungate (fig. 18). Questo tipo di trattazione teorica è stata sviluppata già nel 1920 da Wieselberger e prevede un dimezzamento della resistenza quando l'ala ha una distanza dal suolo pari al 10% della sua apertura.

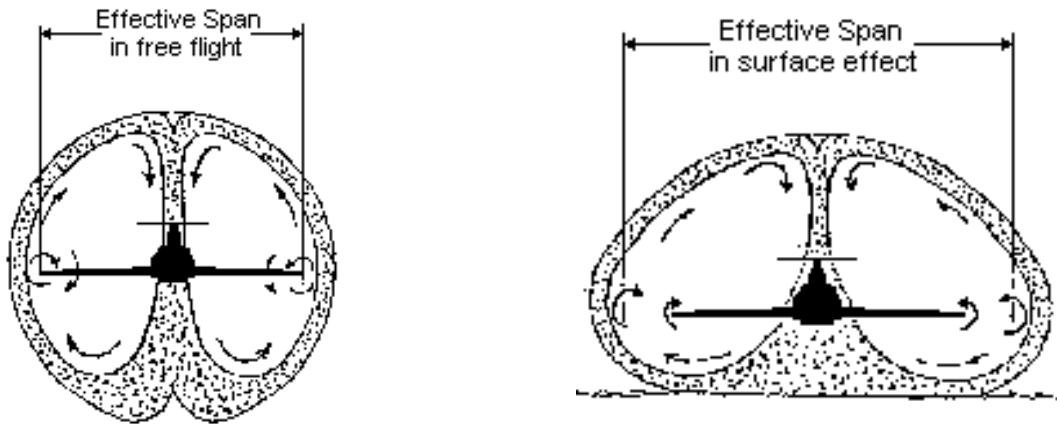


Fig. 18. Lo sviluppo dei vortici alari di un aereo lontano dal suolo (sinistra) ed in prossimità del suolo (destra).

L'aumento di portanza. Questo effetto è dovuto ad un cuscino d'aria che "ristagna" sotto l'ala vicina al suolo creando un aumento di pressione come si può notare nella fig. 19; il colore rosso indica alta pressione, il verde la pressione atmosferica ed il blu una depressione.

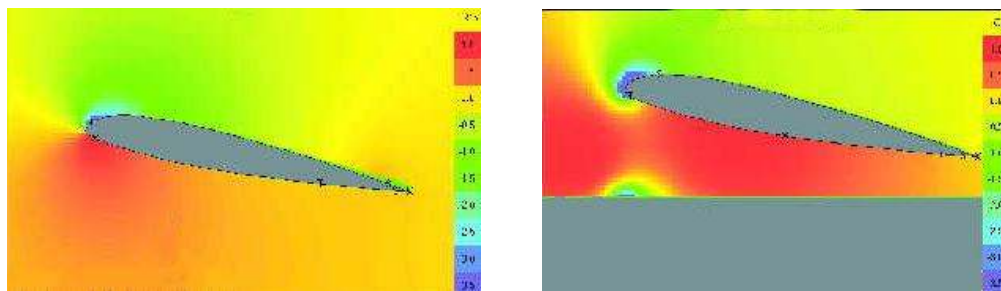


Fig. 19. Il campo di pressione di un'ala in volo libero (sinistra) e di una in effetto suolo ad una altezza pari a 1/10 della sua apertura.

I due effetti producono complessivamente un aumento di efficienza del velivolo. L'effetto suolo esiste anche durante il decollo e, probabilmente, i primi voli dei fratelli Wright sono avvenuti, a loro insaputa, grazie a questo effetto.

8 Riferimenti

- *Il volo ultraleggero*. R. Trebbi – Seconda edizione, 1992
- *Beginner's guide to Aereodynamics*. A cura di R. Benson. Sito <http://www.lerc.nasa.gov>
- *Wing in Ground effect aerodynamics*. Sito <http://www.wig.com>