

*Indotti discanti al avanti determinasse perché*

*C.H. Henning  
1911/1970*

## GENESI DELLA PORTANZA



**Copertina a colori: il volo tra le nubi  
evidenzia la grande deflessione  
(buco nero dietro l'ala), mentre  
i vortici d'estremità, già lontani,  
non si scaricano verso il basso.**

# GENESI DELLA PORTANZA

(Memoria per il X° Convegno Tecnico Nike-FIAM, Milano 2013)

## PREMESSA

All'aeromodellismo tradizionale, inteso come ideazione, costruzione e volo di piccole aerodine autocostruite ben si addice il detto latino "*Virtute duce, comite fortuna*". Oggigiorno, visto il dilagare dell'*aerogiocattolismo* commerciale, incoraggiato dagli enti cosiddetti *competenti*, si potrebbe adottare "*Pigritia duce, comite pecunia*"....

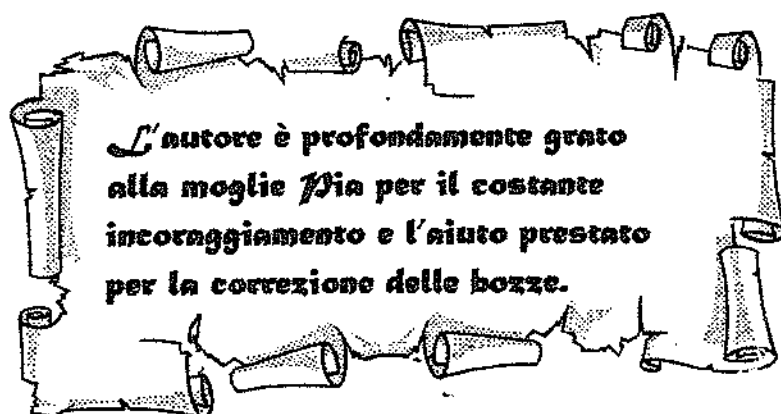
Visto che il volo è lo scopo finale delle minuscole aerodine realizzate dai costruttori di modelli volanti, si è ritenuto opportuno ricordare il principio fondamentale della scienza del volo (cioè la generazione della portanza) in una memoria sintetica, alla portata di tutti, con una minima dose di formule e senza elucubrations basate sulle matematiche superiori. Gli aeromodellisti non sono tenuti a conoscerle; il citarle in questa nota divulgativa sarebbe stato una inopportuna esibizione di erudizione accademica.

Non è, e non intende essere una trattazione scientifica completa, in quanto molte nozioni di secondaria importanza sono state omesse. Chi legge abitualmente gli articoli divulgativi che compaiono sulle riviste specializzate noterà che termini come strato limite, flusso laminare, flusso turbolento, effetto Coanda, non compaiono, in quanto non servono per questa chiacchierata.

Facendo tesoro del detto latino "*Repetita juvant*", sono stati ripresi alcuni argomenti citati nella memoria HORTEN IN PRATICA presentata al Convegno Tecnico NIKE-FIAM del 2011.

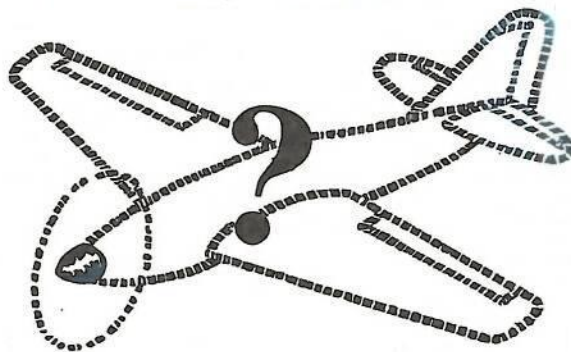
Avere le idee chiare sulla reale origine della portanza non garantisce automaticamente la possibilità di realizzare aeromodelli migliori, ma – come tutte le altre memorie presentate a questi convegni – consente di incrementare il bagaglio di nozioni avio-aeromodellistiche.

Un antico detto latino recita "*Scientia ipsa potestas est*". Va bene anche per noi, ovviamente accettando il fatto che l'aeromodellismo abbia anche una connotazione culturale. La qual cosa non guasta mai.



## SIMBOLI - DEFINIZIONI - UNITA DI MISURA

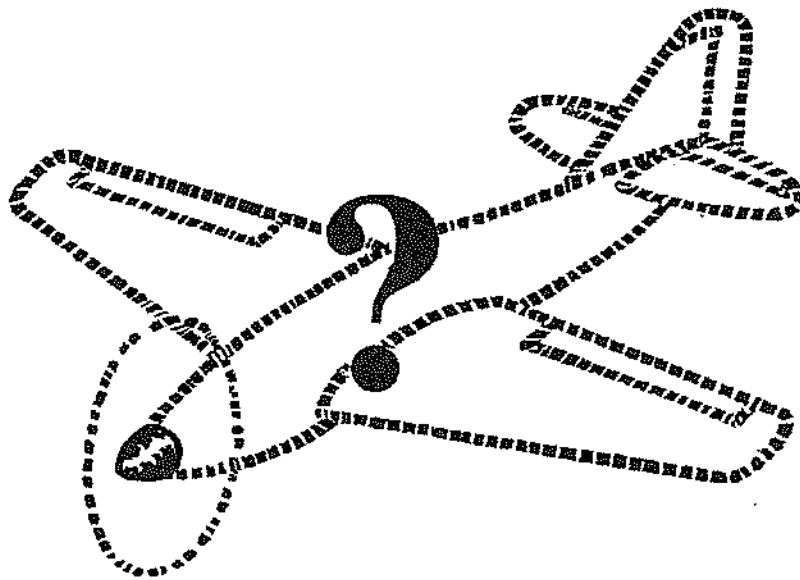
$\alpha$	Angolo d'attacco	gradi
$\varepsilon$	Angolo di deflessione	gradi
$\pi$	Pi greco	3,144
$\rho$	Densità dell'aria	$\text{Kg/m}^3$
$\Gamma$	Circuitazione	$\text{m}^2/\text{sec}$
$b$	Apertura alare	m
$e$	Fattore di efficienza di Oswald	--
$p$	Pressione statica	$\text{Kg/m}^2$
$q$	Pressione dinamica	$0,5\rho V^2$
$A$	Allungamento alare	--
$CL$	Coefficiente di portanza	--
$CD_i$	Coefficiente di resistenza indotta	--
$D$	Resistenza	Kg
$L$	Portanza	Kg
$M$	Momento	Kgm
$S$	Superficie alare	$\text{m}^2$
$V$	Velocità di traslazione	$\text{m/sec}$
$V_t$	Velocità tangenziale	$\text{m/sec}$
$W$	Peso in volo	Kg



## ALFABETO GRECO

[Le lettere greche sono normalmente usate come simboli  
in pubblicazioni tecniche e scientifiche]

alpha	$\alpha$	$A$	nu	$\nu$	$N$
beta	$\beta$	$B$	xi	$\xi$	$\Xi$
gamma	$\gamma$	$\Gamma$	omicron	$o$	$O$
delta	$\delta$	$\Delta$	pi	$\pi$	$\Pi$
epsilon	$\epsilon$	$E$	rho	$\rho$	$P$
zeta	$\zeta$	$Z$	sigma	$\sigma$	$\Sigma$
eta	$\eta$	$H$	tau	$\tau$	$T$
theta	$\theta$	$\Theta$	upsilon	$\upsilon$	$\Upsilon$
iota	$\iota$	$I$	phi	$\phi$	$\Phi$
kappa	$\kappa$	$K$	chi	$\chi$	$X$
lambda	$\lambda$	$\Lambda$	psi	$\psi$	$\Psi$
mu	$\mu$	$M$	omega	$\omega$	$\Omega$



L'aviazione si è sviluppata prima che la teoria del volo fosse chiaramente definita, analogamente a quanto è accaduto per tutte le altre tecnologie sviluppate dall'uomo.

La realizzazione pratica ha preceduto la formulazione delle rispettive teorie, sovente determinandone l'origine e lo sviluppo.

Come aeromodellisti possiamo tranquillamente affermare che i modelli volanti hanno preceduto gli aeroplani; quasi tutti i pionieri dell'aviazione costruirono modelli (per volo libero, s'intende) delle loro macchine volanti (sovente piuttosto fantasiose).

I capisaldi fondamentali della moderna teoria del volo furono definiti nel primo trentennio del secolo scorso, ad opera di parecchi ricercatori, in diversi paesi del mondo. Esaminare le diverse teorie allora elaborate esula dagli intenti di questa chiacchierata a carattere divulgativo.

Pertanto in questa memoria non ci sono novità concettuali, ma soltanto concetti esatti, ampiamente studiati in laboratori aeronautici e verificati sperimentalmente.

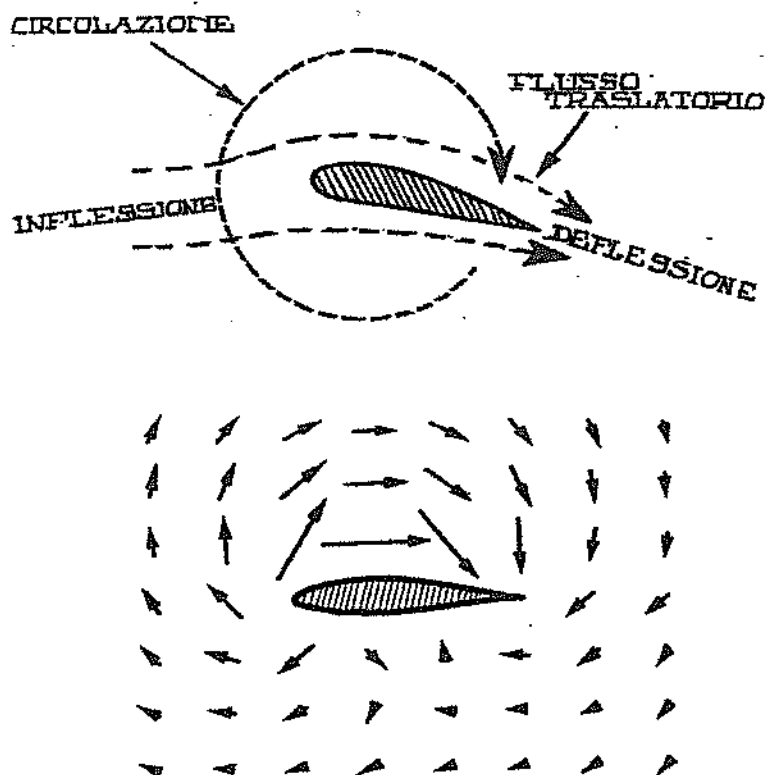
Sintetizzando al massimo, si può dire che si ebbe una grande diatriba tra le due principali scuole di pensiero: quella inglese, centrata sugli studi di Lanchester (Frederick William Lanchester, 1868-1946), e quella tedesca dovuta a Prandtl (1875-1953). Ognuna di queste due menti eccelse fu contornata da discepoli altrettanto acuti: impossibile citarli tutti.

Eviteremo quindi di addentrarci in discussioni dall'esito incerto, per concentrare la nostra attenzione sui punti essenziali della moderna e corretta teoria della generazione della portanza.

Sappiamo che nel volo orizzontale a velocità costante la portanza  $L$  deve essere esattamente uguale al peso  $W$  dell'aerodina, aeroplano o aeromodello che sia.

Quale è l'origine di questa portanza? Il campo aerodinamico attorno all'ala è

molto più complicato di quanto si pensi, rendendo impossibile una semplificazione estrema. In altre parole non bastano le quattro formulette semplici semplici alle ci siamo stati abituati, leggendo i manuali divulgativi per aeromodellisti (sono rimasti famosi quelli della RUNA prebellica).



**FIG.1**

*(In alto)* Se le molecole d'aria fossero visibili, un osservatore immobile non vedrebbe la circuitazione in movimento attorno all'ala, ma soltanto il *flusso traslatorio*, con *inflessione* e *deflessione*.

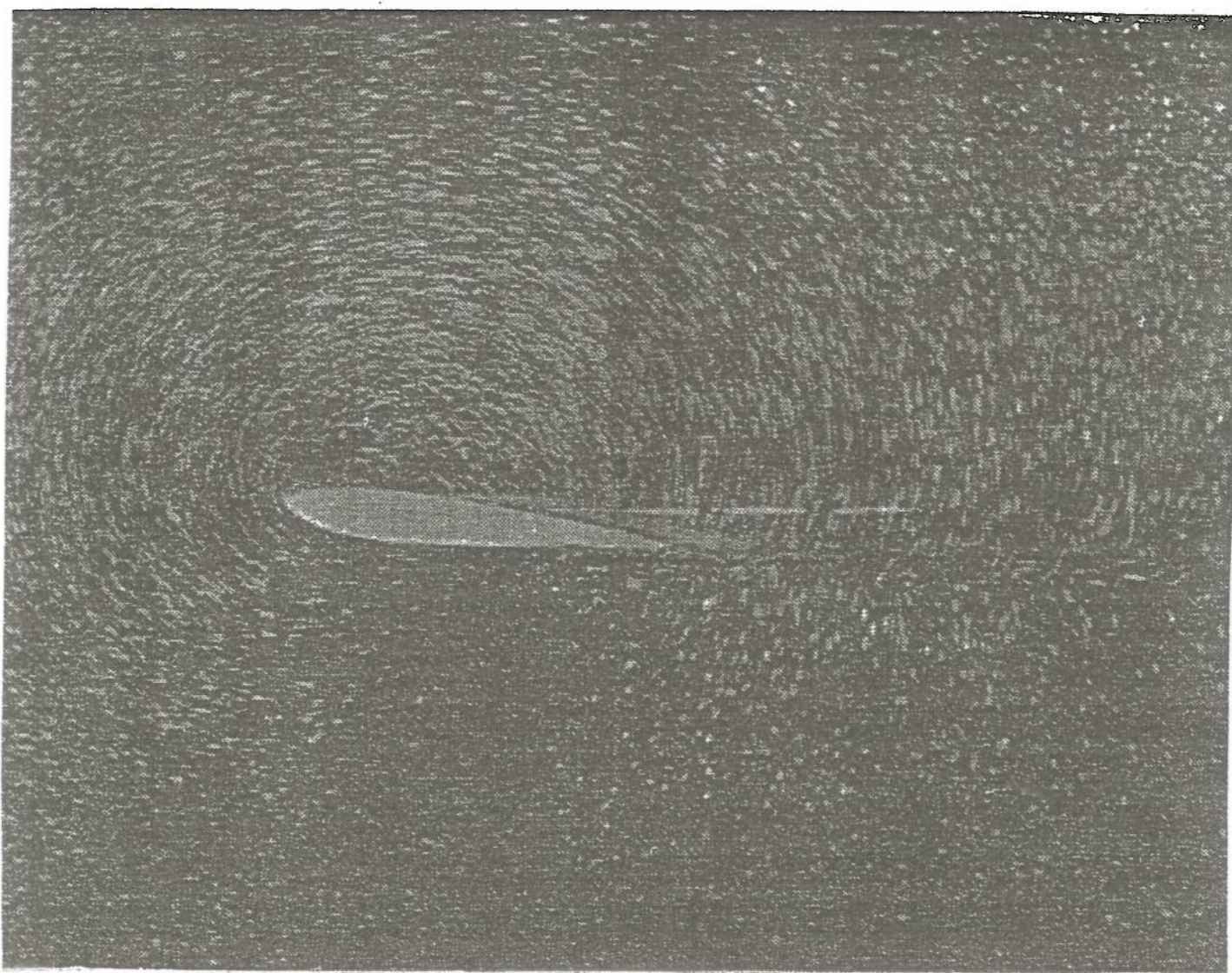
Se si muovesse alla stessa velocità dell'ala, vedrebbe la circuitazione attorno all'ala in movimento.

*(In basso)* Se le molecole d'aria fossero visibili, ecco una possibile istantanea (scattata da un osservatore a terra) relativa ad alcune di esse.

Sopra il dorso c'è molto più movimento che sotto l'ala.



Il sopraccitato campo aerodinamico può essere considerato come la sovrapposizione di due movimenti: uno *traslatorio*, ed uno *rotatorio*, come indicato nella FIG.1.



**FIG.2**

La *circuitazione* attorno all'ala, fotografata agli inizi del secolo scorso dal Gen.Bernasconi (Ingegnere del Genio Aeronautico) mediante un geniale accorgimento (Vedere testo).

Qualche testo indica *movimento traslo-circolatorio*. E' rimasta classica, nella documentazione tecnica, la fotografia eseguita agli inizi del secolo scorso dal Generale Bernasconi della Regia Aeronautica (**FIG.2**). Fu ottenuta inserendo nel flusso d'aria microscopiche goccioline fluorescenti (che diventano visibili se colpite da una lama di luce) e muovendo la macchina fotografica con velocità uguale a quella di traslazione dell'ala (cioè del tunnel aerodinamico). Le due prospettive della **FIG.1** sono entrambe valide: un osservatore fisso vede soltanto il moto traslatorio. Se si muovesse assieme alla macchina fotografica, esattamente alla stessa velocità del moto traslatorio, vedrebbe il moto circolatorio.

La circolazione è una realtà effettiva, non un arido concetto matematico: consente di calcolare la portanza prodotta dall'ala, come vedremo poco più avanti.

Già nel 1934 Ludwig Prandtl (giustamente ritenuto il padre dell'aerodinamica moderna) aveva scritto *"La portanza si può intendere solo sovrapponendo un flusso circolatorio sopra un flusso traslatorio"*. Prandtl corredò il suo studio con ottime fotografie. In seguito, diversi laboratori aerodinamici eseguirono analoghe fotografie. L'esistenza della *circuitazione* venne confermata da parecchi ricercatori. L'anno successivo, questa nozione venne riportata su diverse pubblicazioni, anche sull'AQUILONE, ma nessuno ne afferrò la reale portata, non solo a livello aeromodellistico.

A questo punto serve una piccola digressione, allo scopo di intendere meglio quanto andremo ad esaminare: ricordiamo le tre leggi fondamentali della dinamica, che riguardano, direttamente o indirettamente, la generazione della portanza. Basta un *buon* testo di fisica di terza media.

**Prima legge: principio d'inerzia** (o di Galileo). Intuito da Leonardo da Vinci e formulato chiaramente da Galileo, il principio d'inerzia dice *"Un corpo persevera nel suo stato di quiete o di moto rettilineo uniforme, finchè non intervenga una causa esterna a modificarlo."*

**Seconda legge: principio di Galileo.** *"Una forza costante in grandezza e direzione determina in un punto materiale (cioè in un corpo qualsiasi) un movimento accelerato nella direzione della forza stessa."*

**Terza legge: principio di Newton.** Partendo dal principio di Galileo, Newton arrivò a formulare il principio: *"Per un dato corpo l'accelerazione è proporzionale alla forza applicata"*, vale a dire *"Per un dato corpo il rapporto tra forza e accelerazione è costante"*. Più comunemente il principio di Newton viene definito di *azione e reazione* ed enunciato nel modo seguente: *"Ad ogni azione corrisponde sempre una reazione di uguale intensità ma di senso contrario"*.



Ciò significa che *“le azioni scambievoli di due corpi qualunque (e quindi anche ala e massa d’aria) sono sempre uguali in intensità e direttamente opposte lungo la medesima linea retta.”*

Tutto ciò va tenuto presente per intendere quanto andremo ad esaminare. Diverse leggi fisiche quindi, coerenti ma non cumulabili, sono implicate nella generazione della portanza: ognuna di esse si applica ad un particolare aspetto. Sono tutte corrette: possiamo esaminare le relazioni tra i diversi principi fisici, precisando anzitutto che i loro effetti pratici non sono cumulabili. E’ del tutto irrazionale mescolarli tra loro per arrivare alla dimostrazione che ci interessa. Ricordate il vecchio detto *“non mescolare mele e pere?”* I nostri antenati latini, anziché di mele e pere, parlavano di *“oves et boves”*.

L’ala genera portanza a causa del fatto che

- a) - vola con un certo angolo d’attacco
- b) - esiste una *circolazione* (o *circuitazione*) attorno al profilo dell’ala
- c) - esiste la legge di Newton: ad ogni azione corrisponde una reazione di uguale intensità, ma di senso contrario.

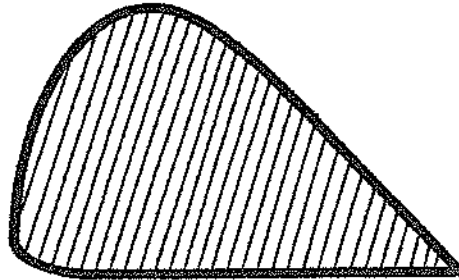
Probabilmente vi sarà capitato di leggere che la portanza è dovuta al principio di Bernoulli (1700-1782), che nella formulazione più semplice recita: *“In un fluido in movimento, la somma della pressione statica  $p$  e della pressione dinamica  $q$  rimane costante. ‘E’ dinamica la pressione che si esercita su una superficie qualsiasi in moto: senza movimento non c’è pressione dinamica. E’ statica, invece, la pressione che ci viene indicata assieme alle previsioni meteorologiche. Incidentalmente ricordiamo che Bernoulli non si interessò mai del volo.*

Il ricorso al principio di Bernoulli per spiegare l’origine della portanza viene tuttora ammannito in ogni ordine di scuola, anche a livello universitario. Persino la NASA, alcuni anni fa, pubblicò un simpatico fascicolo divulgativo, opera di una brava insegnante di fisica, nel quale l’origine della portanza veniva attribuito al principio di Bernoulli.

E’ semplice, intuitivo: gli amici di lingua inglese lo definirebbero *“fool proof”*. Ma **NON** è sufficiente a produrre la portanza necessaria per qualsiasi aerodina: nemmeno per le ali delle farfalle. Basta fare un esempio numerico, come nel Rif. 11, pag.87: per un generico modello, avente un carico alare di  $8 \text{ Kg/m}^2$ , il principio di Bernoulli fornisce solo una pressione differenziale di  $2,73 \text{ Kg/m}^2$ .

In un generico profilo portante, il contorno dorsale è più lungo di quello ventrale. Assumendo che i flussi dorsale e ventrale arrivino al bordo d’uscita contemporaneamente, la pressione statica sul dorso risulta inferiore a quella

ventrale, quindi l'ala viene sollevata verso l'alto. Ma non è così, per molteplici ragioni. Ciò è noto come *regola (fasulla) della gobba*: un profilo portante dovrebbe essere come indicato nella **FIG.3**. Il contorno dorsale è molto più lungo di quello ventrale.



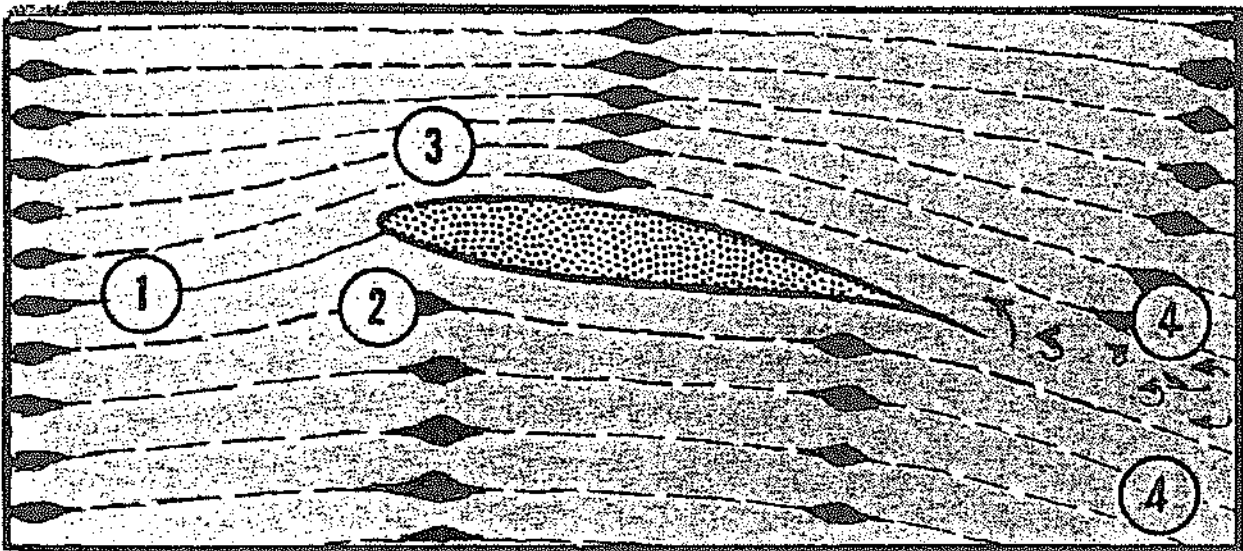
**FIG.3**

Secondo la *teoria della gobba*, un profilo portante dovrebbe essere così, cioè con il contorno dorsale molto più lungo di quello ventrale: evidentemente c'è qualcosa che non quadra !! Vedere il testo.

- (1) Nessuna legge fisica obbliga i due flussi ad arrivare contemporaneamente al bordo d'uscita. E' stato dimostrato, con prove alla galleria a fumo (**FIG.4**) e più recentemente con simulazioni informatiche (**FIG.5**) che il flusso dorsale arriva *sempre* prima di quello ventrale.
- (2) La differenza di lunghezza tra il contorno dorsale (**d**) e quello ventrale (**v**) dei profili alari di normale impiego (sia in aviazione che in aeromodellismo) è minima, tipicamente attorno al 4%, tale da non provocare un'adeguata variazione della pressione dorsale. Vedasi la Tabella della **FIG.6**.
- (3) Se fosse vera la *teoria della gobba*, come si potrebbe spiegare il volo rovescio ?
- (4) Ci sono profili portanti, nei quali il contorno ventrale è più lungo di quello dorsale (**FIG.7**); come si spiega allora la portanza?

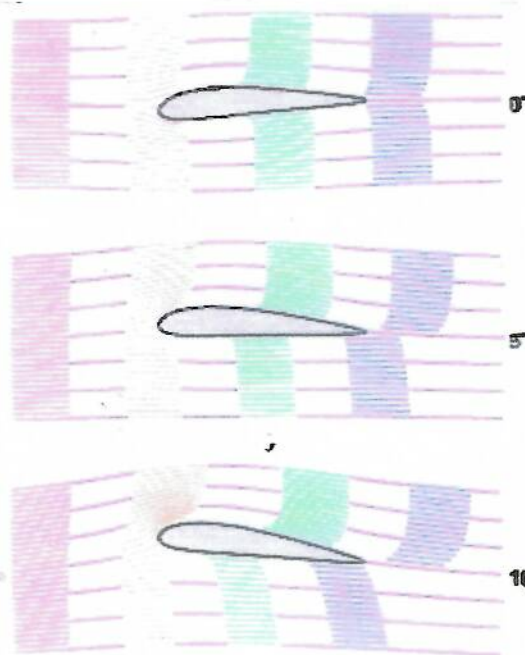
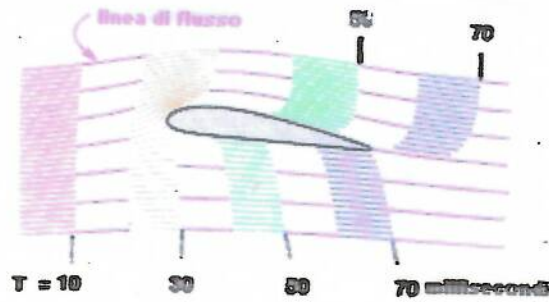
Già nel 1944 il tedesco W.Langwiesche (**Rif.32**) aveva scritto, a proposito della *teoria della gobba*: "Scordatevi! In primo luogo il teorema di Bernoulli non spiega niente; in secondo luogo, la presunta spiegazione è più intrigante del quesito". Ed inoltre "Il fatto più importante nel volo del più pesante dell'aria

è questo: *l'ala tiene su l'aeroplano spingendo l'aria verso il basso*". (Rif. 31). Nel 1972 N.F.Smith, ricercatore aeronautico della NASA aveva scritto: "Per spiegare il sostentamento dinamico (portanza), risultato dell'incontro tra un fluido (aria) ed un dispositivo portante (ala), bisogna applicare la terza legge della dinamica (Newton). Questa non solo è corretta da punto di vista della fisica, ma facilita l'insegnamento e l'apprendimento dell'intera faccenda." (Rif.32).



**FIG.4**  
Le nuvolette di fumo sotto al profilo rallentano cospicuamente.

Per esempio, esponendo una cartolina al vento relativo, notiamo una certa spinta verso l'alto quando diamo alla cartolina stessa una incidenza positiva. Sappiamo che l'aria, come tutti i gas, tende ad occupare tutto lo spazio che ha a disposizione: se sotto l'ala c'è una *pressione statica* maggiore di quella sul dorso, l'aria tende a spingere in su l'ala stessa. (FIG.8). L'aria, come tutti i gas, tende ad occupare tutto lo spazio a sua disposizione, nel tentativo di avere una uniforme pressione. Nella lastra piana (in alto in questa figura) l'addensamento delle molecole sul bordo d'attacco provoca il distacco prematuro; a ciò si pose rimedio, inizialmente, curvando leggermente il bordo d'attacco, per arrivare infine ad un profilo spesso (in basso), sufficiente per alloggiarvi un robusto longherone. Ma c'è dell'altro. Il ricercatore tedesco Kutta aveva ipotizzato che la *circuitazione* (che esamineremo poco più avanti) si aggiusterebbe automaticamente ad un livello tale, che i flussi sull'ala e sul ventre dell'ala si mescolerebbero armoniosamente al bordo d'uscita, prima di allontanarsene. Questa è la *condizione di Kutta-Joukowski*.



**FIG.5**

(Ricavata da un programma informatico di Denker, Rif.28).

(In alto)

A monte del profilo vi è una fila di iniettori (indicati in rosso), che sono in funzione continuamente.

Altri iniettori, con spaziatura sette volte maggiore, emettono fumo per 10 millisecondi, e per altri 10 millisecondi rimangono chiusi.

Nella figura il fumo blu è stato iniettato da 70 millisecondi, il verde da 50, l'arancione da 30, il rosso da 10.

Tutti i punti usciti dagli iniettori in un determinato istante formano una linea temporale (timeline). Esempio: il bordo destro della striscia verde è la linea temporale dei 50 millisecondi.

(In basso)

L'andamento dei flussi a vari angoli d'incidenza.

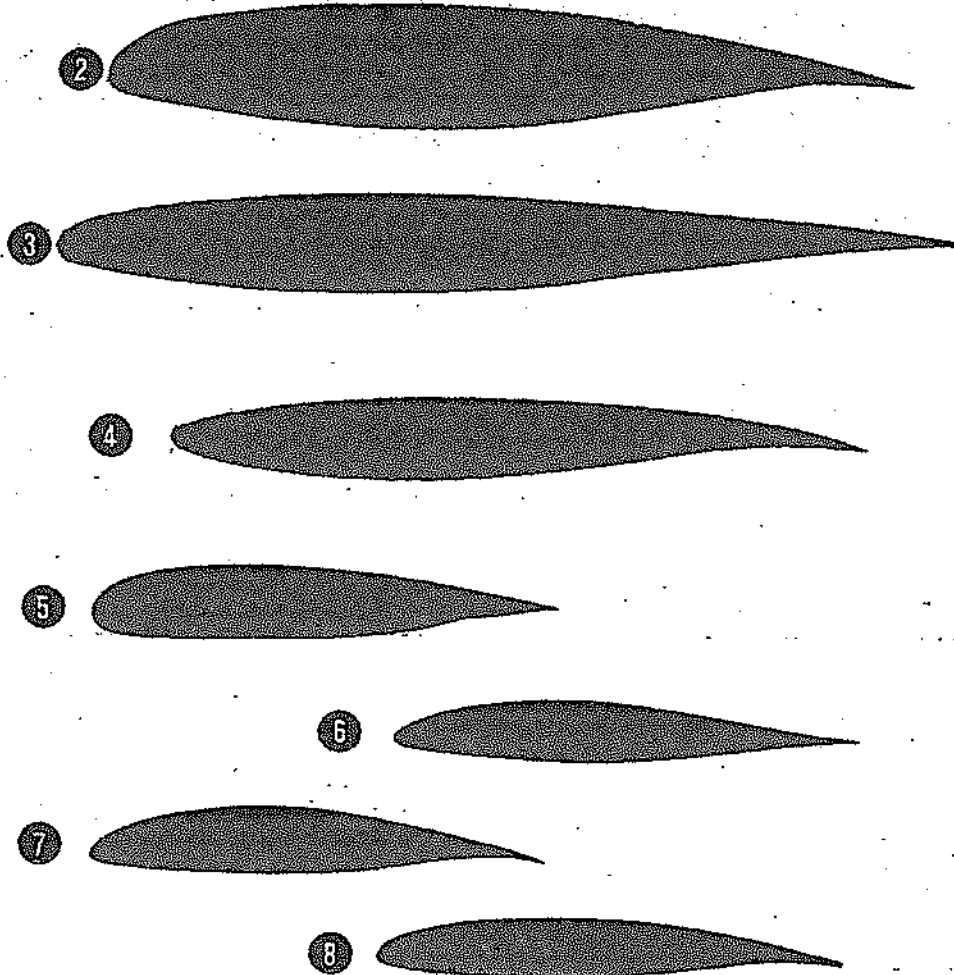
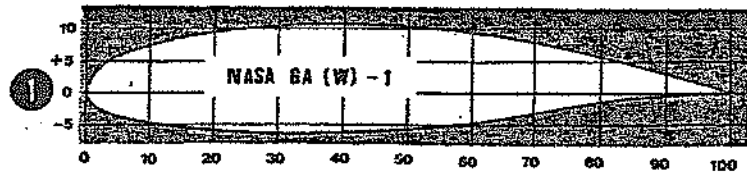


Un'ultima considerazione: le ali di taluni aeroplani dell'epoca pionieristica (ancora nel 1800) erano costituite da telai in legno, rivestiti di tela.

<b>PROFILO</b>	<b>RAPPORTO d/v</b>
ABRIAL 17	1.0179
ANTARES	1.0139
BENEDEK 1053 B	1.0198
BENEDEK 12355 B	1.0417
BOEING 103	1.0276
BROGGINI 55509	1.0196
CAVINI 15	1.0196
CJ-4	1.0157
CLARK K	1.0118
CLARK V	1.0058
CLARK YH	1.0058
CLARK YM-15	1.0136
CLARK X	1.0117
CLARK Y	1.0216
CLARK W	1.0254
CLARK Z	1.0556
COANDA 2	1.0000
CURTISS C.62	1.0019
CURTISS C.72	1.0098
DAYTON-WRIGHT T-1	1.0412
DVFLR RA-2	1.0097

**FIG.6**

Rapporto tra le lunghezze dei contorni dorsale (d) e ventrale (v) di alcuni comuni profili.

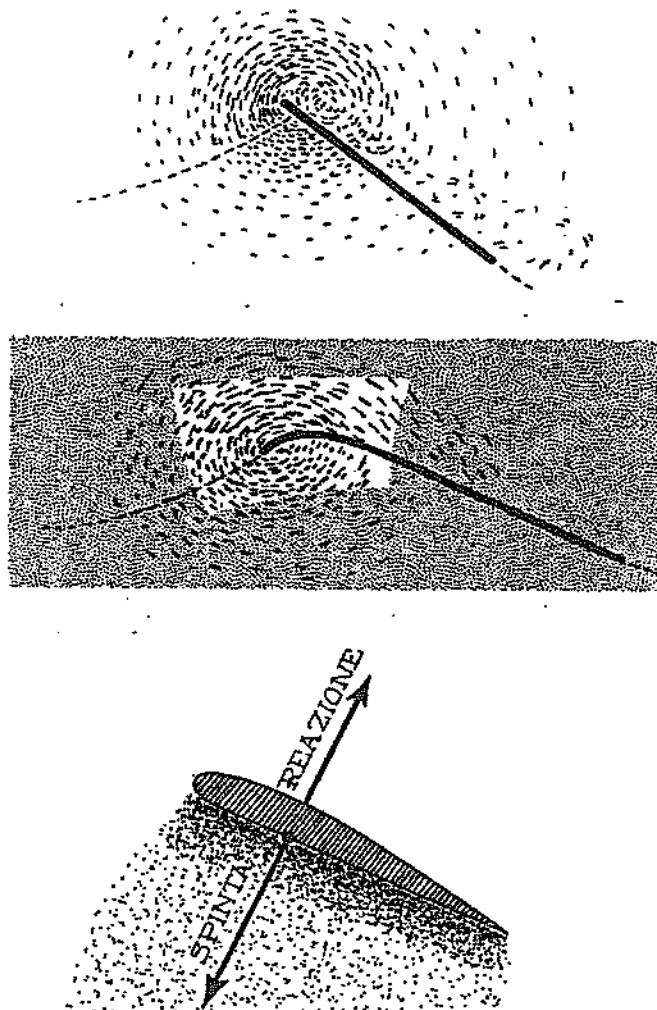


**FIG.7**

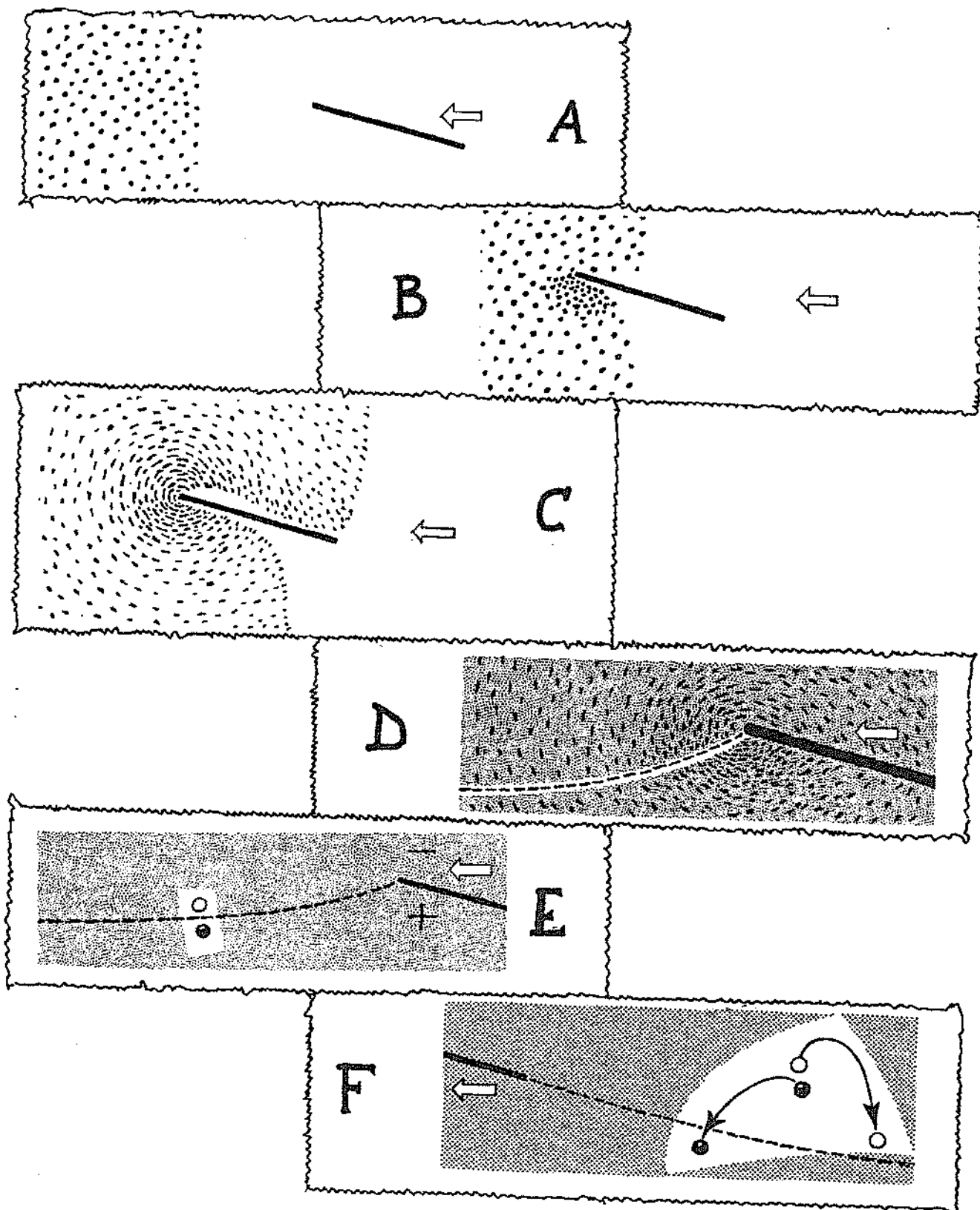
Questi profili presentano il contorno ventrale più lungo di quello dorsale. Secondo la "teoria della gobba" non potrebbero generare portanza (???)

- (1) NASA GA(W)-1 calcolato da Whitcomb
- (2) Do A-5, basato sugli stessi principi, come tutti i seguenti
- (3) A 300 B10X-13 (Airbus)
- (4) A 300 B2/B4 (Airbus)
- (5) Peterson-Chen
- (6) Jacobs
- (7) Whitcomb (velivoli da turismo)

Dal punto di vista aerodinamico erano lastre piane (come quelle sperimentate a lungo dal francese Eiffel (Gustave Eiffel, 1832-1923) e da altri). Anche molti "balsa" hanno l'ala costituita da una tavoletta di balsa. Quegli antichi velivoli ed i nostri balsa, anche senza un profilo portante degno di questo nome, volano egregiamente, purchè abbiano una certa incidenza positiva. Eiffel ed altri studiosi, sperimentando la lastra piana, si accorsero che entro un certo limite di incidenza (circa  $14^\circ$ ), essa non solo sviluppa portanza, ma risulta anche *autostabile* (entro certi limiti). Si comporta cioè come un comune profilo col codino rialzato.



**FIG.8**  
Dalla lastra piana al profilo aerodinamico.  
*In basso:* l'ala si solleva per reazione della massa d'aria spinta verso il basso.



**FIG.9**  
 Come arrivare al concetto di "circuitazione". Vedere testo.



Scoprirono anche (non si sa esattamente chi fu il primo) che la portanza aumenta notevolmente (anche 5 o 6 volte) e leggermente la lastra, ma con un nuovo problema. L'autostabilità non c'era più. Si dovette ricorrere allo stabilizzatore orizzontale in coda (*configurazione normale*) oppure sul muso della fusoliera (*configurazione canard*).

### **a) angolo d'attacco**

Visto che a noi aeromodellisti interessano gli aspetti pratici, e non le Complicate elaborazioni da premio Nobel, prendiamo in considerazione una semplice lastra piana, per esempio una tavoletta di balsa (**FIG.9-A**), che si muove orizzontalmente in una massa di molecole d'aria, con una certa incidenza. Parte delle molecole passa sul dorso, altre passano sotto.

La **FIG.9-B** ci mostra le molecole d'aria che cominciano ad *addensarsi* (o *costiparsi*) sotto la lastra piana. L'aria, come tutti i gas, non gradisce essere compressa, quindi si verifica istantaneamente una fuga da questa zona di alta pressione. Scappare sì, ma dove? Le molecole, che si sentono *pressate*, si rifugiano sul dorso della lastra, dove si è creato una specie di *vuoto* (in senso relativo).

Nel frattempo, tutta la massa d'aria circostante, nel tentativo *istintivo* di livellare il campo delle pressioni, ha spostato tutte le molecole da una parte o dall'altra (**FIG.9-C**).

Ogni molecola si può contrassegnare con un trattino, che ne indica direzione e velocità.

Le molecole già arrivate sul dorso della lastra piana, sono intercettate da questa e non possono più continuare il loro tragitto circolatorio. Una immaginaria linea di demarcazione divide le particelle tuttora in *salita* (*inflessione*), da quelle sul ventre (**FIG.9-D**). Dove questa linea immaginaria tocca la lastra piana si ha il cosiddetto punto di *stagnazione*.

Come la lastra si insinua tra di loro, dividendole, quella *superiore* (*bianca*) viene spinta prima in alto, poi verso il basso, a passaggio avvenuto.

La particella *nera* (*inferiore*) viene spinta in basso ed in avanti (**FIG.9-F**).

A valle della lastra, entrambe le molecole risultano deviate verso il basso.

Le loro posizioni indicano - molto grossolanamente - quanto ognuna delle due masse d'aria (superiore ed inferiore) sia spostata rispetto all'altra.

La linea tratteggiata rappresenta l'immaginaria linea di demarcazione.

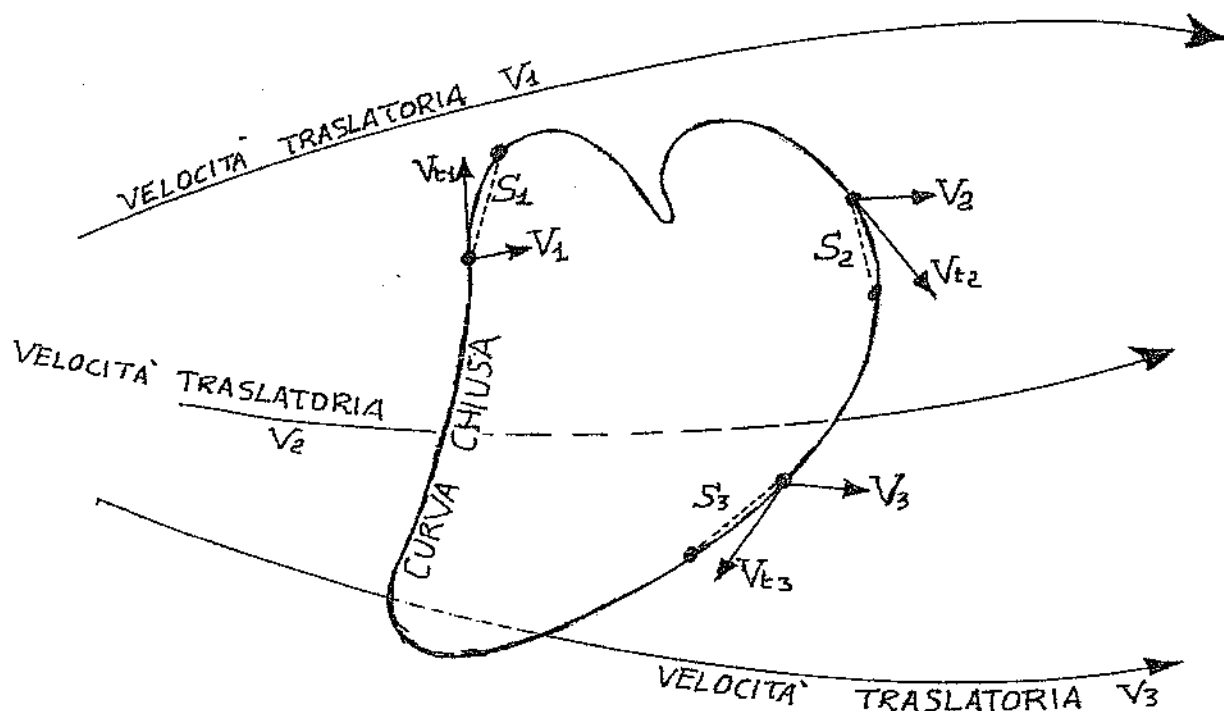
Per chiarire ulteriormente questo concetto, prendiamo in esame due molecole d'aria, scelte tra i diversi miliardi contenuti in un centimetro cubo, una sopra la linea di separazione (*bianca*), ed una sotto (*nera*) (**FIG.9-E**).

Come la lastra piana si insinua tra di loro, dividendole, quella *superiore* (*bianca*) viene spinta prima in alto, poi verso il basso, a passaggio avvenuto.

La particella *nera* (*inferiore*) viene spinta verso il basso ed in avanti (**FIG.9-F**).

A valle della lastra, entrambe le molecole risultano deviate verso il basso. Le loro posizioni indicano -molto grossolanamente - quanto ognuna delle due masse d'aria (superiore ed inferiore) sia spostata rispetto all'altra. La linea tratteggiata rappresenta l'immaginaria linea di demarcazione.

*Importante:* nel riflettere sul significato delle sei figure sopraccitate, bisogna tenere presente che avvengono tutte ed interagiscono tra di loro contemporaneamente. Le possiamo considerare come fotogrammi scattati a brevissimi intervalli (un milionesimo di secondo o più).



$$\text{CIRCUITAZIONE } C = V_{t1} \cdot S_1 + V_{t2} \cdot S_2 + V_{t3} \cdot S_3 + \dots$$

### FIG.10

La circuitazione  $C$  lungo una curva chiusa rimane costante nel tempo, relativamente alle stesse particelle fluide, anche se la forma della linea curva varia (teorema di Kelvin).

## **b) Circuitazione**

Dal punto di vista matematico la *circuitazione* (o *circolazione*) viene definita come l'integrale curvilineo esteso ad una curva (**FIG.10**).

Inizialmente (cioè parecchi decenni fa) la si considerò un semplice artificio matematico di calcolo, ma - come vedremo più avanti - la *circuitazione* è un fatto reale : è stato fotografato ed ha avuto applicazioni pratiche anche fuori dall'aerodinamica.

Dal punto di vista pratico, prendiamo in considerazione una curva chiusa qualsiasi, costituita da tanti punti che racchiudono un corpo; quindi la suddividiamo in tanti piccoli segmenti di lunghezza  $m$ , ognuno dei quali è dotato di un certo valore di velocità tangenziale  $V_t$ .

Il valore della *circolazione*, solitamente indicato con la lettera greca  $\Gamma$  (gamma maiuscola) è semplicemente la somma di tutti i segmenti sopracitati, ciascuno moltiplicato per la propria velocità tangenziale  $V_t$ .

L'inglese Lord Rayleigh ( J.W.Strutt, 1852-1916) aveva iniziato a studiare il comportamento di una corrente fluida attorno ad un cilindro disposto perpendicolarmente ad essa.

Trattandosi di un corpo simmetrico, si ha solo resistenza nel caso di *fluido reale*, oppure non si produce alcuna forza, se si considera un fluido *ideale* o *perfetto*, cioè privo di viscosità e non compressibile: ciò costituisce il cosiddetto paradosso di D'Alembert (francese, 1717-1783).

Tutto quanto sinora detto va tenuto presente quando si esamina il concetto di generazione della portanza.

Il concetto di *circuitazione* (o *circolazione*) fu elaborato (forse) per la prima volta dall'inglese Lanchester (1907), dal tedesco Martin Wilhelm Kutta (1867-1944) e dal russo Nikolaj Egorovic Joukowsky (1847-1921), ognuno dei tre indipendentemente dagli altri due: un caso non inconsueto in campo scientifico, quando diversi ricercatori si dedicano allo stesso problema.

Per l'esattezza Lanchester aveva espresso il principio che l'aria viene deviata verso il basso quando passa su una superficie curva (profilo oppure lastra), generando così, per reazione, una spinta verso l'alto (portanza).

E' l'applicazione del principio di Newton (*azione e reazione*) che esamineremo poco più avanti. Già nel 1898 Lanchester aveva brevettato l'idea degli schermi alle estremità alari, per ridurre i vortici terminali.

Il punto debole della teoria vorticoso di Lanchester è il presupposto che la circuitazione  $\Gamma$  rimanga costante nei vortici *aderenti* (*ala*) e nei vortici *liberi* (*estremità*). Lanchester aveva anche ideato un modello matematico per i vortici che l'ala si lascia dietro durante il volo, da qualcuno definiti "*trecce di Berenice*".

Come si vede, l'intensità della *circuitazione* (espressa in metri di circonferenza per metri al secondo, cioè in metri quadrati al secondo) aumenta con l'aumentare del raggio di rotazione.

Da essa (e non da maldestre interpretazioni del principio di Bernoulli) dipende la generazione della portanza.

L'intensità della *circolazione*, che ha le caratteristiche di un vortice (teoria di Prandtl), si determina con una semplice relazione

$$\Gamma = 2\pi r v_t$$

nella quale

$\Gamma$	= circuitazione	(m <sup>2</sup> /sec)
$r$	= raggio di rotazione	(m)
$v_t$	= velocità tangenziale di rotazione	(m/sec)
$\pi$	= pi greco = 3,14	

La variazione della traiettoria di un corpo rotante è dovuta all'effetto Magnus (descritto in APPENDICE), scoperto dal tedesco Heinrich Gustav Magnus (1802-1870), che era partito dalle conclusioni del sopracitato Lord Rayleigh. Esempio pratico: colpendo il pallone "di taglio", il calciatore ne determina la rotazione attorno all'asse. Ne risulta una traiettoria curvilinea.

Non dobbiamo mai dimenticare che anche l'aria possiede un certa viscosità, anche se bassissima. Un corpo in rotazione trascina con se lo strato d'aria attaccato alla propria superficie. Quest'ultimo, a sua volta, trascina con se lo strato contiguo, e così via. Si formano così strati d'aria rotanti su circonferenze concentriche. Ciò si verifica anche per un corpo cilindrico immerso in una corrente d'aria.

Facendo ruotare il cilindro (in un senso o nell'altro) la velocità del fluido aumenta superiormente oppure inferiormente, secondo il verso di rotazione. Per l'equazione di Bernoulli (che in questo caso si applica a pennello), si ha una variazione di pressione.

La traiettoria del corpo viene curvata in direzione opposta al verso di rotazione.

Ruotando in un flusso d'aria traslatorio, un cilindro rotante genera una forza perpendicolare al suo asse. Questa rotazione è l'unica responsabile della nascita di questa forza (portanza nel caso di cilindro disposto orizzontalmente).

Il tedesco Anton Flettner (1885-1961), con la collaborazione di Albert Betz, Jakob Ackeret (1898-1981) e Ludwig Prandtl, modificò nei primi anni '20 del secolo scorso un grosso piroscifo munendolo di due alti cilindri ruotanti, che funzionò regolarmente, navigando dall'Europa all'America.

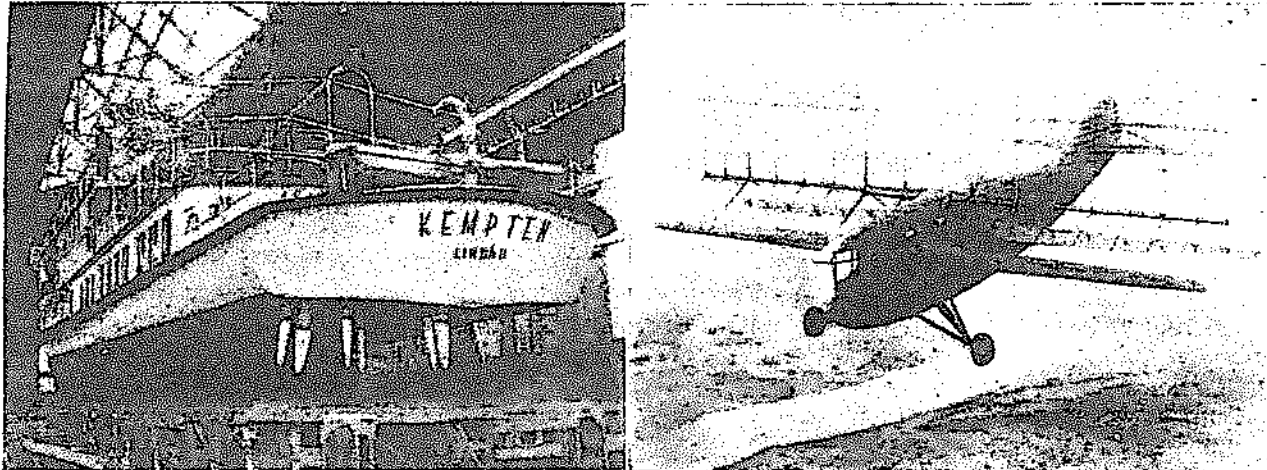
Flettner depositò a suo decine di brevetti relativi ad applicazioni del cilindro rotante in campo navale, aeronautico e terrestre.

Attualmente ci sono parecchie e notevoli applicazioni del cilindro rotante di



Flettner in campo navale (FIG.11).

In aviazione l'impiego di cilindri rotanti (ad asse orizzontale) al posto delle semiali, non è andato oltre lo stadio sperimentatale per un cumulo di ragioni che esulano dallo scopo di queste note (FIG.12).



**FIG.12**

Alli e cilindri rotanti impiegati anche come propulsori.

A destra: aeroplano Rohrbach (solo progettato)

A sinistra: battello Voigt-Schneider (parecchi esemplari costruiti)

Fu invece realizzata con successo la propulsione con cilindri ruotanti al posto di eliche marine, come mostrato nella parte sinistra di questa figura, Oltre un secolo fa, il russo Joukowski (1905) mise a punto un procedimento matematico di "mappatura conforme", che consente di trasformare un problema matematico e relativa soluzione in un altro con soluzione equivalente. La *mappatura conforme* richiede lo studio di *variabili complesse*, che sono combinazioni di *numeri reali* e di *numeri immaginari*. Questi ultimi si imparano (o si dovrebbero imparare) nelle scuole medie superiori, mentre a livello universitario si insegna (o si dovrebbe insegnare) l'impiego di variabili complesse per eseguire *mappature conformi*. Entro certe restrittive condizioni, possiamo definire *mappatura conforme* una funzione che preleva un punto da un piano complesso e lo trasferisce su un altro piano complesso. In parole povere, da una figura geometrica piana ad un'altra.

Con questo procedimento Joukowski estrasse da un cilindro rotante profili aerodinamici, così come li conosciamo noi. Ne furono realizzati migliaia, ad opera di parecchi ricercatori: per decenni furono usati universalmente sia in aviazione che in aeromodellismo. Joukowski convertì altresì l'intero campo

aerodinamico attorno al cilindro rotante nel campo aerodinamico attorno al profilo. Conoscendo piano e velocità attorno al cilindro rotante, la *mappatura conforme* di Joukowski fornisce gli analoghi valori attorno al profilo, cosicché si può determinare la portanza. Analogo procedimento fu studiato dal tedesco Kutta (1867-1944). In tutti i sacri testi di aerodinamica, il teorema cosiddetto di Kutta-Joukowski è sintetizzato nella relazione

$$L = \rho v_t b \Gamma \quad [\text{Kg}]$$

nella quale

<b>L = portanza</b>	<b>Kg</b>
<b><math>\rho</math> = densità dell'aria = 0,125</b>	<b>Kg/m<sup>3</sup></b>
<b><math>v_t</math> = velocità tangenziale di rotazione</b>	<b>m/sec</b>
<b>b = lunghezza del cilindro (o apertura alare)</b>	<b>m</b>
<b><math>\Gamma</math> = circuitazione (come già definita)</b>	<b>m<sup>2</sup>/sec</b>

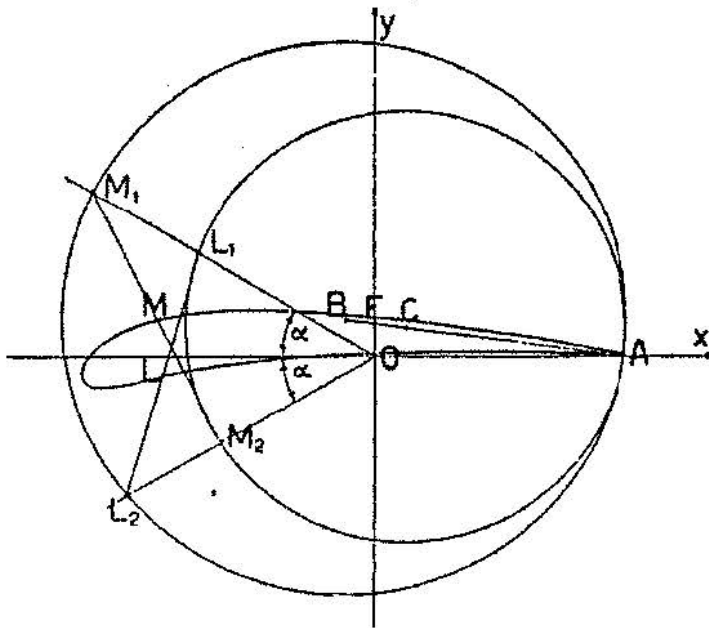
Kutta (1902) aveva ipotizzato che la *circuitazione* si aggiusterebbe automaticamente ad un livello tale, che i flussi sul dorso e sul ventre dell'ala si mescolerebbero armoniosamente al bordo d'uscita (ciò significa con velocità e pressioni uguali). Questa è la cosiddetta *condizione di Kutta*, che aveva preso in considerazione un flusso ideale, privo di viscosità e compressibilità.

Nella realtà un gas ideale non esiste ma come tale viene considerata l'aria in molti esperimenti e considerazioni teoriche: *ignorando la viscosità tutto diventa concettualmente più facile*. Sovente ciò produce risultati allettanti. Un esempio tipico è costituito da certi programmi informatici per tracciare profili alari e le loro caratteristiche aerodinamiche: sarebbe saggio verificarne l'algoritmo prima di impiegarli, per vedere se e in che modo hanno tenuto conto della *condizione di Kutta* e degli altri principi fondamentali della fisica. A Kutta e Joukowski si deve quindi la *teoria traslo-circolatoria della portanza*, sintetizzata nel teorema che porta il loro nome. Consente di calcolare matematicamente la portanza nell'ipotesi di flusso regolare al bordo d'uscita, cioè senza distacco. Ciò ha portato a risultati fondamentali per la scienza del volo.



**FIG.11**  
Applicazioni navali del cilindro di Flettner.

Per completezza d'informazione, ricordiamo che esistono metodi analitici per la determinazione quantitativa della portanza. Sono riportati in diversi trattati di aerodinamica teorica e sono alla base di tanti validi e moderni programmi informatici.



- a) su due assi cartesiani ortogonali  $Ox$  ed  $Oy$  si prende  $OA=c/2$  ed  $OF=d/c$ ;  $d$  indica la freccia della linea mediana, espressa come percentuale della corda  $c$ ;
  - b) si congiunge  $F$  con  $A$  e su questa linea si prende  $BF=CF=0.4b$ ;  $b$  indica lo spessore massimo del profilo, espresso come percentuale della corda  $c$ ;
  - c) con centro rispettivamente in  $B$  e  $C$  si tracciano due circonferenze di raggio  $BA$  e  $CA$ ;
  - d) si tracciano due semirette partenti da  $O$  ed egualmente inclinate su  $Ox$ : le loro intersezioni con le circonferenze danno i punti  $M_1, M_2, L_1, L_2$ , che vanno congiunti come indicato in figura;
  - e) il punto di mezzo del segmento  $M_1-M_2$  è un punto del dorso, il punto mediano del segmento  $L_1-L_2$  è un punto del ventre. Variando l'inclinazione delle rette uscenti da  $O$  si determinano altri punti del profilo, che può essere così agevolmente disegnato.
- Nei decenni recenti, quando il BASIC era l'unico linguaggio informatico a disposizione del pubblico generico, furono prodotti diversi programmi per tracciare profili Joukowski.

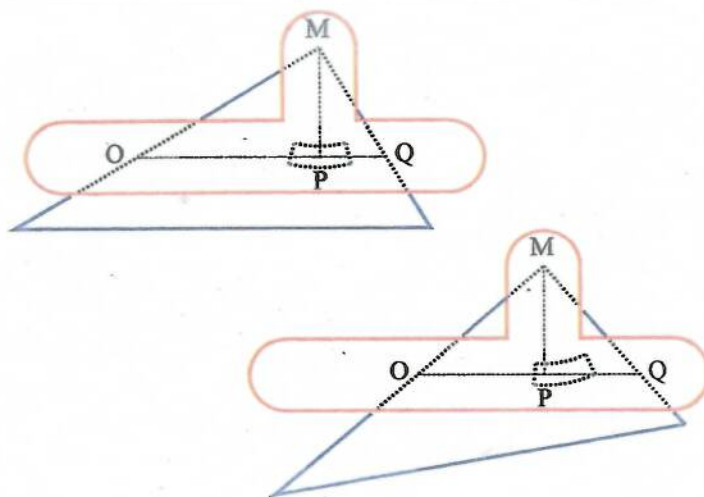
**FIG.13**

(Dal Rif.11) Come tracciare un profilo Joukowski per una corda avente lunghezza  $c$ .

Il teorema di Kutta-Joukowski si applica ugualmente bene a cilindri e profili alari, ma non spiega da che cosa derivi l'intensità della *circolazione*. Nel suo studio, Joukowski aveva considerato l'aria priva di viscosità.



Ciò nonostante la *mappatura conforme* è stata impiegata per disegnare numerosissimi profili alari impiegati per decenni sia in aviazione che in aeromodellismo, grazie al procedimento grafico ideato dal tedesco E. Trefftz nel 1913. Anteriormente alla guerra 1939-1940, questo procedimento era abbastanza diffuso tra gli aeromodellisti *pensanti*: è riportato nella FIG.13. Serve soltanto per tracciare la geometria dei profili. La *mappatura conforme* di Joukowski, con il ricorso ai piani di Jean-Robert Argand (svizzero, 1768-1822) oppure ai piani complessi di Argand-Gauss (Carl Friedrich Gauss, tedesco, 1777-1855) può essere facilmente appresa anche dagli studenti (svegli) di scuola media superiore. A questo scopo, nelle vecchie edizioni del sempre valido testo dell'inglese Leonard Bairstow (Rif.34), era allegato un semplice dispositivo, costituito da due fogli trasparenti (FIG.14), sui quali erano tracciati due triangoli di Arland-Gauss. Per quanto io ne sappia, il testo di Bairstow era sconosciuto in Italia prima della guerra 1939-1945. Parecchi decenni fa, quando in informatica c'era soltanto il linguaggio BASIC, avevo preparato un programmino (ora perso) per tracciare la geometria dei profili tipo Joukowski.



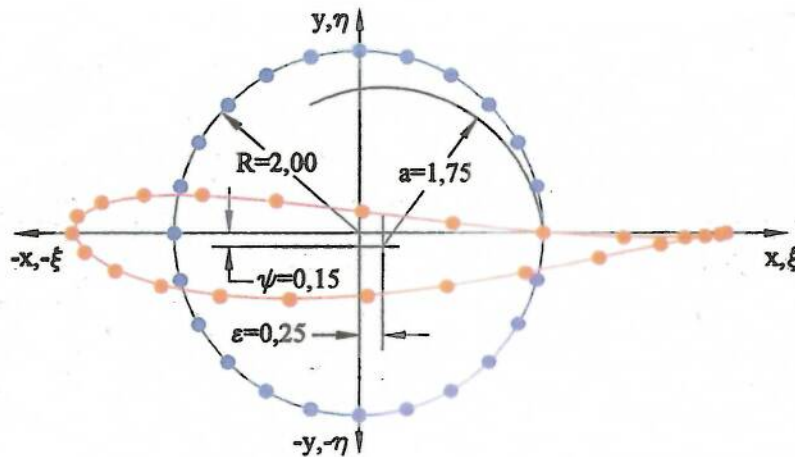
**FIG.14**  
I triangoli trasparenti di Bairstow (Dal Rif.30)

Purtroppo la determinazione delle caratteristiche aerodinamiche con il metodo originale Joukowski è piuttosto laboriosa, secondo quanto si legge in molti testi. Purtroppo non sono riuscito a trovare una traduzione dal russo dello studio originale di Joukowski.

Per noi aeromodellisti (ma non solo per noi) esiste il problema di misurare praticamente la velocità di rotazione a varie distanze dal centro di rotazione (asse del cilindro oppure punto di mezzo della corda alare).



Bisogna azzeccare la velocità esatta a determinare la portanza desiderata. Fortunatamente oggi sono disponibili parecchi programmi informatici per impiego professionale, che sono basati sulla fluido-dinamica computerizzata (*Computational Fluid Dynamics*); consentono di eseguire la *mappatura conforme* per tracciare profili e determinarne le caratteristiche aerodinamiche. La FIG. 15 mostra un esempio tratto dal Rif.30.



**FIG.15**

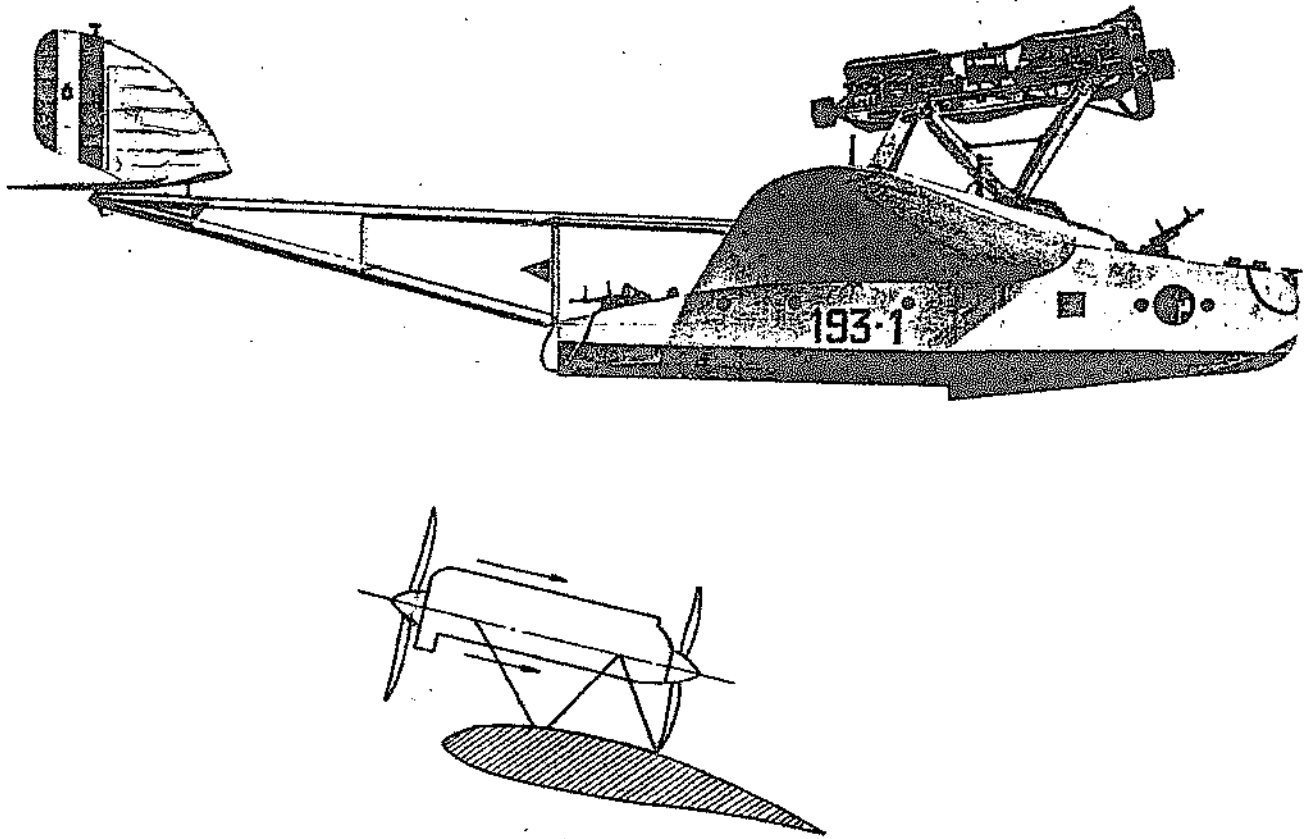
Un profilo disegnato con il metodo Joukowski (Dal Rif.30).

In questa pubblicazione, dedicata alle ali deportanti per le autocorsa della Formula 1, l'ing. Benzing ha riportato i dati dei profili provati dal compianto amico Enrico Gallazzi nella galleria del vento MEG. Erano stati pubblicati decenni fa in una monografia dell'ASA di Abbiategrosso, curata dall'autore di questa memoria.

Piccola parentesi. In aviazione sono stati escogitati diversi sistemi di ipersostentatori per incrementare la *circolazione* e quindi la *portanza* dell'ala: ogni manuale di aerodinamica applicata ne propone parecchie dozzine (argomento che esula dallo scopo di questa memoria). Probabilmente il metodo più curioso ed efficace ideato nel secolo scorso fu quello dell'ingegner Marchetti: installare l'elica sul dorso dell'ala (FIG.16), con l'asse di trazione calettato a  $+8^{\circ}30'$ . Si realizzavano così due vantaggi: aumento della circolazione e possibilità di calettare l'ala ad una incidenza molto elevata ( $+3^{\circ}$ ), senza pericolo di stallo. Quando gli idrovolanti S-55 (progettati dall'ingegner Marchetti negli anni '20, costruiti dalla SIAI di Sesto Calende, ed impiegati per le trasvolate atlantiche da Italo Balbo) stupirono il mondo per le loro prestazioni (eccezionali per quell'epoca), nessuno (o quasi) si rese conto del motivo reale.

Nel dopoguerra ciò è sfuggito anche a taluni aeromodellisti che hanno riprodotto l'S-55 in scala ridotta per radioguida: avendo ridotto l'incidenza

dell'ala e del gruppo motore il decollo risultò impossibile. Parentesi chiusa.



**FIG. 16**

Disposizione Marchetti del gruppo motopropulsore in modo da aumentare la circolazione della velocità (e quindi della portanza) mediante l'asse di trazione calettato a  $+8^{\circ}30'$ . L'ala è calettata a  $+3^{\circ}$ .

Dai ricordi liceali di elettrotecnica (che nel mio caso risalgono alla prima metà del secolo scorso), ricaviamo che esiste il teorema della *circuitazione del campo elettrico*, nonché il teorema della *circuitazione del campo magnetico*. La *forza elettromotrice*, cioè la forza che fa girare i motori elettrici, si sviluppa quando una corrente percorre un filo conduttore inserito in un campo magnetico. Ha così origine una *forza elettromotrice* che risulta perpendicolare sia al filo sia al campo magnetico.

L'intensità di questa forza  $F$  è proporzionale all'intensità del *campo magnetico*  $B$  ed all'intensità della *corrente elettrica*  $J$ , vale a dire

$$F = J \times B$$

Evitiamo di entrare in ulteriori particolari, che non ci interessano.

Questi concetti erano ben noti a Ludwig Prandtl (1874-1953) quando iniziò a studiare l'ala ad *allungamento finito* (cioè l'ala delle comuni aerodine), mentre i pionieri Kutta e Joukowski avevano preso in considerazione l'ala di *allungamento infinito* (che è soltanto una configurazione teorica).

Oltre cento anni fa, Prandtl intuì che il campo aerodinamico attorno all'ala può essere interpretato in modo analogo. L'ala deforma il flusso attorno ad essa, dando origine ad una forza (*portanza L*) perpendicolare al flusso stesso, sia al moto "a cavatappi", che essa genera muovendosi nell'aria.

L'intensità di questa forza risulta essere proporzionale alla velocità dell'aria ed alla "distorsione" del flusso generato dall'ala.

L'equivalente aerodinamico di  $\mathbf{F} = \mathbf{J} \times \mathbf{B}$  diventa

$$L/b = \rho v_t \Gamma$$

nella quale

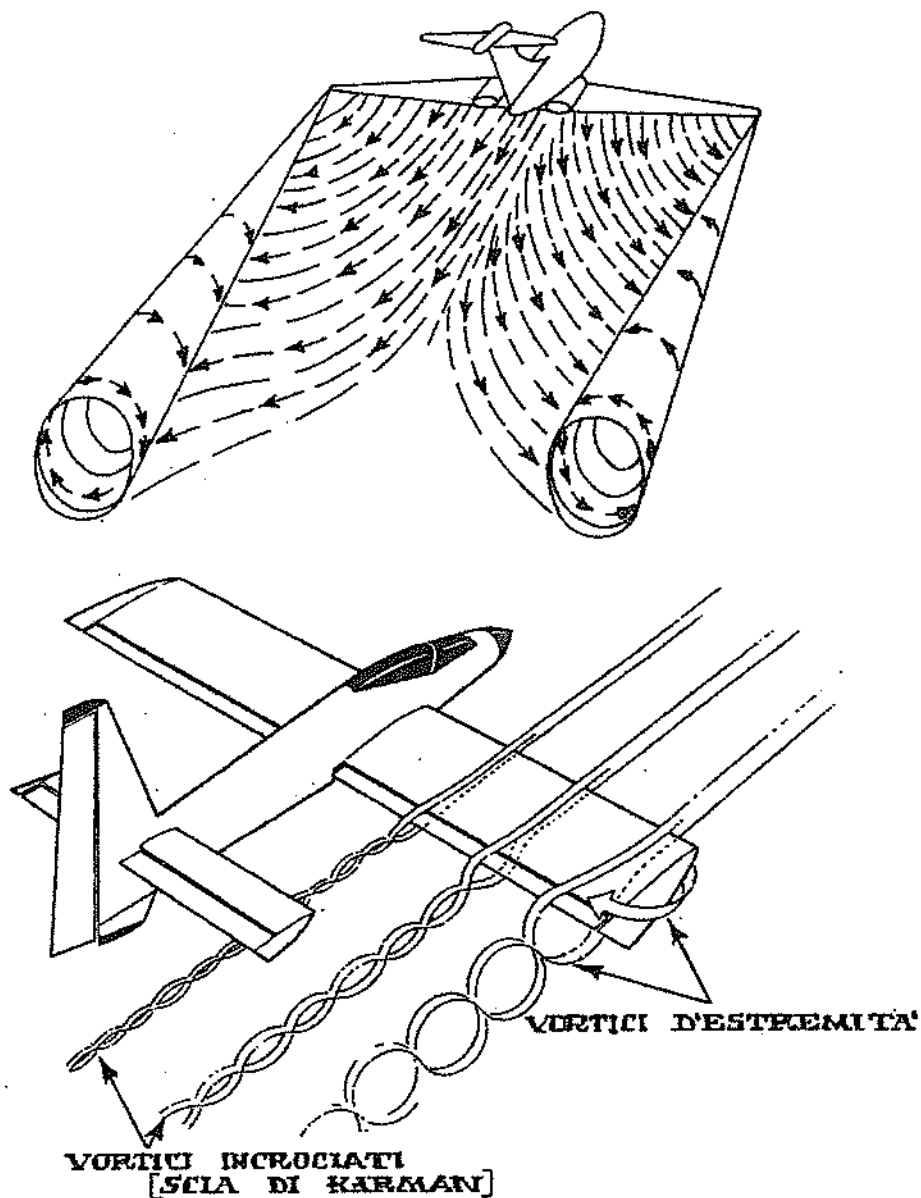
<b>b = apertura alare</b>	<b>m</b>
<b><math>\rho</math> = densità dell'aria = 0,125</b>	<b>Kg * m<sup>2</sup>/sec</b>
<b><math>\Gamma</math> = circolazione</b>	<b>m<sup>2</sup>/sec</b>
<b>L = portanza</b>	<b>Kg</b>
<b><math>V_t</math> = velocità tangenziale</b>	<b>m/sec</b>

Prandtl sapeva che i motori elettrici hanno "perdite negli avvolgimenti", che si possono determinare con le equazioni di Biot-Savart (francesi Jean-Baptiste Biot, 1774-1862, Felix Savart, 1791-1841).

La *circolazione* attorno all'ala non può arrestarsi alle estremità (come si è già detto, Lanchester aveva previsto gli schermi d'estremità); anche una *corrente elettrica* (considerata analoga alla *circolazione*) non può arrestarsi improvvisamente, ma continua nelle porzioni di avvolgimento fuori dal campo magnetico. In base al teorema di Helmholtz (Hermann Ludwig Ferdinand von Helmholtz, 1821-1894), alle estremità alari il vortice si libera nell'aria mediante due vortici (**FIG.17**); tra la mezzeria e le estremità si sviluppano anche i vortici incrociati, chiamati scia di Karman (tedesco, Theodore Von Karman, 1881-1963), oppure trecce di Berenice, come si è già detto. Si noti che i vortici d'estremità iniziano sul bordo d'attacco, con una decisa *inflessione (upwash)*. Di ciò si sono accorti da secoli parecchi uccelli migratori, che - come forse avrete potuto notare - non volano uno dietro l'altro, in fila indiana, ma scalati diagonalmente, in formazione a V rovescio (**FIG.18**). Sfruttano il flusso verso l'alto prodotto dall'inflessione terminale dell'uccello che li precede.

Prontamente Prandtl concluse che la *circolazione* prosegue oltre le estremità dell'ala, sotto forma di due energici vortici. (**FIG.19**).

La **FIG.20** (colorata con un programma CFD) dà una chiara idea dell'entità dei vortici d'estremità dietro un piccolo aeroplano per lavori agricoli. Sono un



**FIG.17**

**Vortici dietro all'ala.**

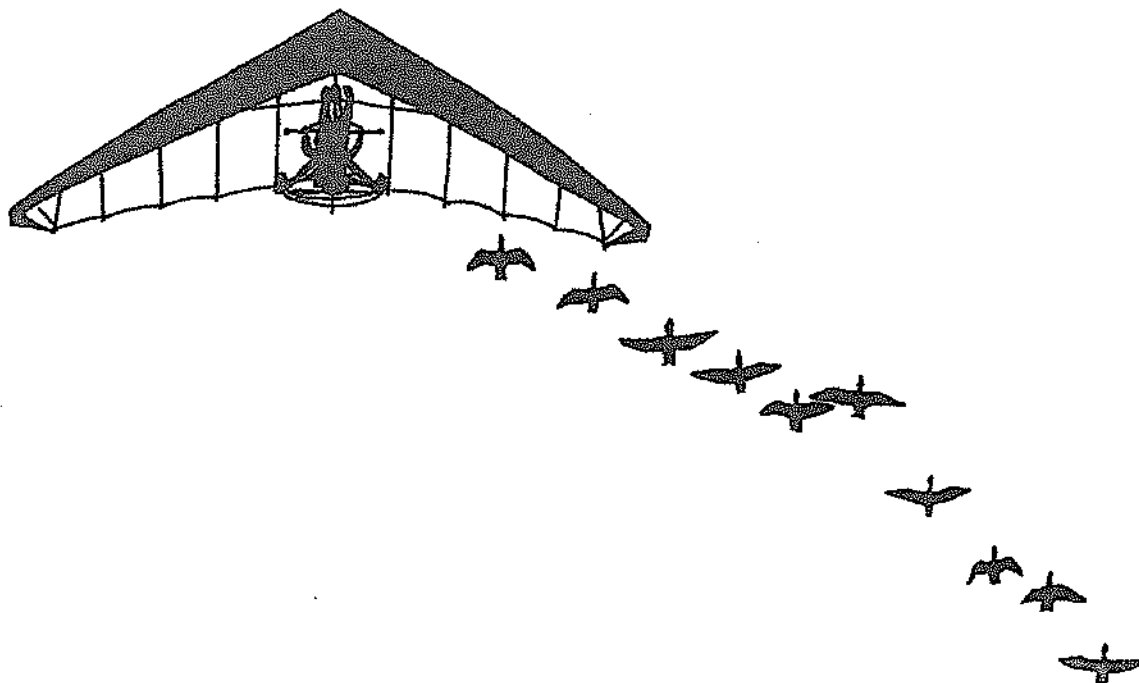
*In alto: comune rappresentazione, che ignora la massiccia deflessione verso il basso.*

*In basso: vortici d'estremità, che iniziano sul bordo d'entrata, e vortici incrociati (scia di Karman, oppure trecce di Berenice).*

notevole pericolo per i velivoli che lo seguono a distanza ravvicinata. Sintetizzando al massimo, si può concludere che il campo aerodinamico attorno ad un'ala di apertura finita può essere rappresentato analiticamente,



secondo la teoria di Prandtl, sostituendo all'ala stessa una *linea portante* (*asse dei vortici*), perpendicolare alla direzione della corrente asintotica. (FIG.21).



**FIG.18**

Le oche (ed altri uccelli migratori) sfruttano l'*inflessione verso l'alto* ("upwash"), generata dai vortici terminali, viaggiando in formazione scalata, anziché in fila indiana.

Questa è costituita da un *vortice aderente* di intensità variabile lungo l'apertura. Dietro l'ala si formano *vortici liberi*, responsabili della *resistenza indotta*. Si ha così la *teoria vorticosa* di Prandtl, sintetizzata nella FIG.22. Ha reso possibile il calcolo della portanza delle ali finite, risolvibile con il calcolo matematico, riducendo il relativo problema al calcolo dell'*induzione aerodinamica dei vortici* (analogo all'*induzione elettromagnetica*).

La FIG.23 mostra, in alto, un bireattore visto dalla coda: anche gli scarichi dei motori aumentano la turbolenza dei vortici. Al centro è indicato l'andamento delle velocità verticali immediatamente dietro l'ala: notare la forte *inflessione alle estremità*, sfruttata dalle oche quando volano in formazione (FIG.18). Per completezza d'informazione, bisogna ricordare che la teoria di Prandtl, benché ampiamente dimostrata da risultati sperimentali, presenta limitazioni in taluni casi particolari, cioè:

ali a forte freccia (delta e simili)

ali con basso allungamento (Flying Saucer e simili)

incidenza prossima allo stallo (tipicamente attorno a circa  $15^\circ$ )

A Prandtl si devono parecchi studi fondamentali, quali, ad esempio il concetto di *strato limite* (1904), con tutte le conseguenze che ne derivano.

Successivamente lavorò assiduamente con i suoi allievi Albert Betz (1885-1968) e Max Munk (1890-1981) per determinare gli effetti della resistenza indotta creata dai vortici d'estremità sulla portanza. Il risultato di questo decennale lavoro di ricerca è la *teoria vorticoso* precedentemente citata, che venne pubblicata nel 1918.

Durante la Guerra Mondiale 1914-1918, con la collaborazione di Munk, mise a punto la teoria del *profilo sottile* (quello impiegato nei velivoli dell'era pionieristica e nei nostri attuali modelli per volo libero). Questa teoria considera soltanto ali di *allungamento infinito*; consente di calcolare i valori della *portanza L* e del *momento M*, ma non quello della *resistenza D*.

Applicando la teoria vorticoso, Prandtl arrivò, nel 1917, alla conclusione che la più bassa *resistenza indotta* si riscontra nell'ala con distribuzione semi-ellittica della portanza (FIG.22). Ciò fu reso pubblico nel 1920.

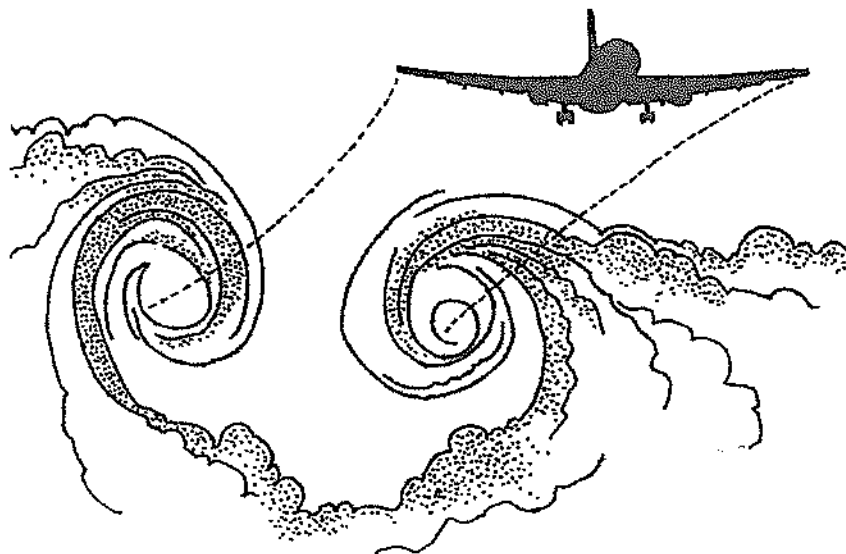


FIG.19

Superando la sommità di una nube cumuliforme, il rimescolamento provocato dai vortici d'estremità risulta evidente.

Nello stesso anno Betz (allievo di Prandtl) pubblicò la prima descrizione di questo concetto, che venne riportato in ogni testo di aerodinamica applicata.

E' sintetizzato nella nota formula

$$C_{Di} = C_L^2 : \pi A e$$

nella quale

**$C_{Di}$  = coefficiente di resistenza indotta**

**$C_L$  = coefficiente di portanza**

**$A$  = allungamento alare**

**$\pi$  = pi greco = 3,144**

**$e$  = fattore di efficienza di Oswald**

Il fattore di Oswald, sempre inferiore all'unità, tiene conto di diversi fattori che sono diversi per ciascun tipo di aerodina: in pratica tutte le resistenze passive dovute a fusoliera, carrelli, impennaggi, montanti, ecc. Normalmente è compreso tra  $e = 0,65$  ed  $e = 0,9$ .

Ecco i valori calcolati per alcuni aeroplani:

<b>Boeing 247D</b>	<b>0,75</b>
<b>Douglas DC 3</b>	<b>0,75</b>
<b>Sewersky P-35</b>	<b>0,62</b>
<b>Piper J-3 Cub</b>	<b>0,75</b>
<b>North American P.51</b>	<b>0,69</b>
<b>Piper PA-28</b>	<b>0,76</b>

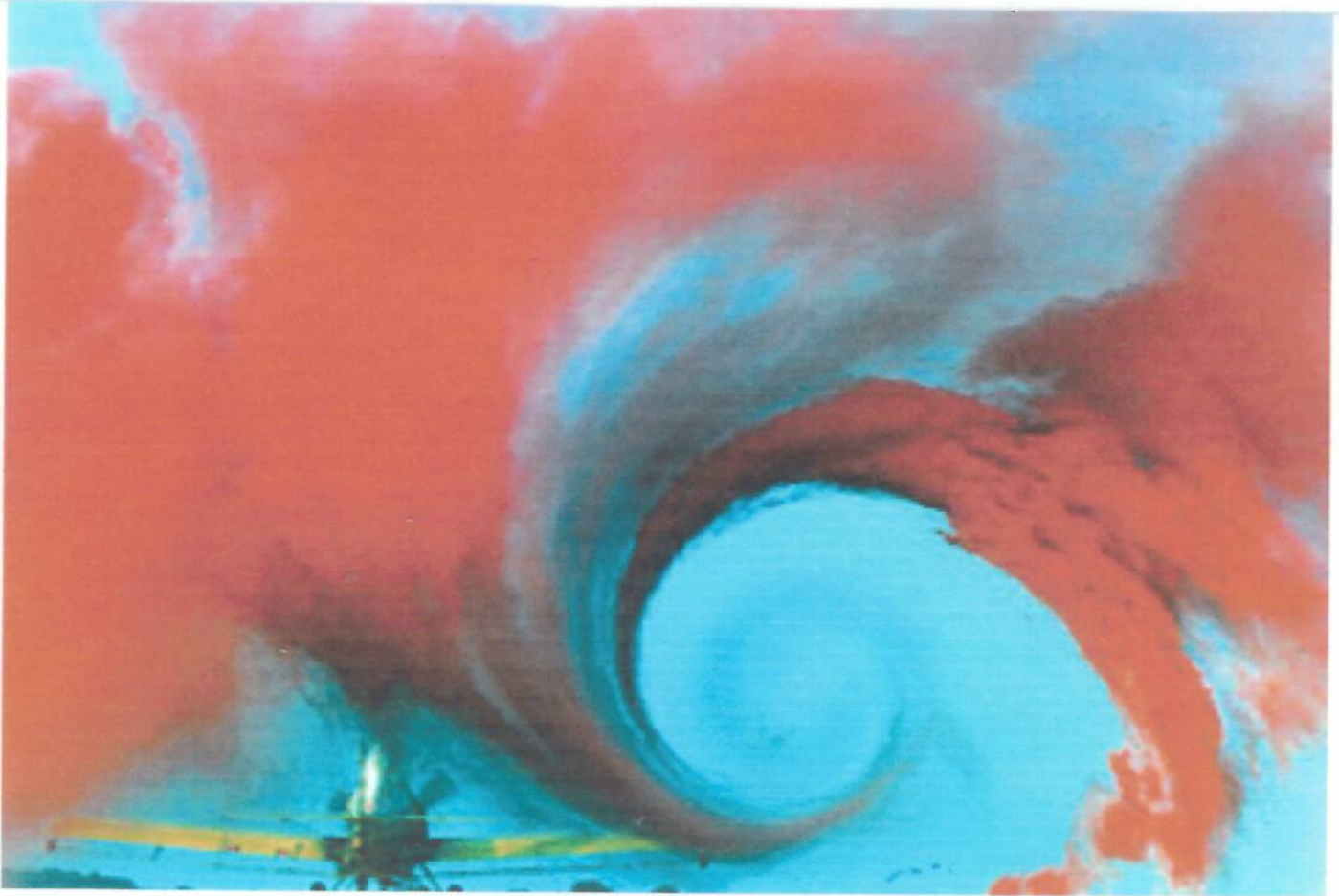
Non mi risulta che sia mai stato calcolato per aeromodelli.

Dopo gli studi di Betz si diede per scontato che la pianta ellittica (o comunque con distribuzione ellittica della portanza) fosse la migliore in senso assoluto. Questo concetto venne accettato universalmente come un dogma incontrovertibile. E' tuttora riportato in tutti i testi di aerodinamica applicata, sovente mediante un diagramma come quello della **FIG.24**. In proposito sono necessarie alcune precisazioni:

1) in pratica, anche se l'ala ha pianta semi-ellittica, la distribuzione della portanza non è mai rigorosamente ellittica. Quasi sempre il profilo cambia verso le estremità alari, mentre l'angolo d'attacco diminuisce drasticamente. La distribuzione perfettamente ellittica della portanza (e quindi la minima resistenza indotta) si ha solo se profilo ed incidenza rimangono costanti dalla mezzeria alle estremità. Un ragionevole compromesso è costituito da un'ala trapezoidale (magari a doppio trapezio) munita di adeguati svergolamento e variazione del profilo).

2) alcuni anni dopo aver annunciato la sua teoria vorticoso, Prandtl stesso precisò che la distribuzione ellittica non è la migliore in senso assoluto, soprattutto per allungamenti alari molto elevati. Il suo studio in proposito passò del tutto inosservato; solo recentemente anche alla NASA se ne sono accorti (Rif.35).

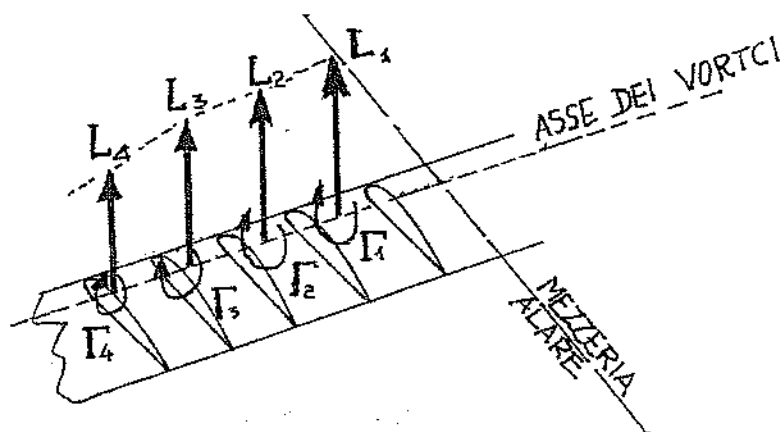
3) Prandtl, continuando i suoi studi, arrivò a stabilire che la *distribuzione a campana della portanza* lungo l'apertura alare è preferibile, quando si considera l'ala nella sua duplice funzione complessiva, vale a dire *generatrice di portanza L* (rigorosamente uguale al peso *W* dell'aerodina completa) e *struttura resistente* per tutte le sollecitazioni in volo.



**FIG.20**

Immagine colorata con uno speciale programma informatico. Mostra l'enorme scia d'estremità che si forma al decollo dietro un piccolo aeroplano per lavori agricoli. (in basso a sinistra).

A questo punto viene spontaneo di chiedersi "Come mai Prandtl (cui si devono entrambi i concetti distribuzione ellittica e distribuzione a campana), dopo anni di studi arrivò alla conclusione che la distribuzione a campana è preferibile?"



**FIG.21**

Linea portante (vorticosa) di Prandtl

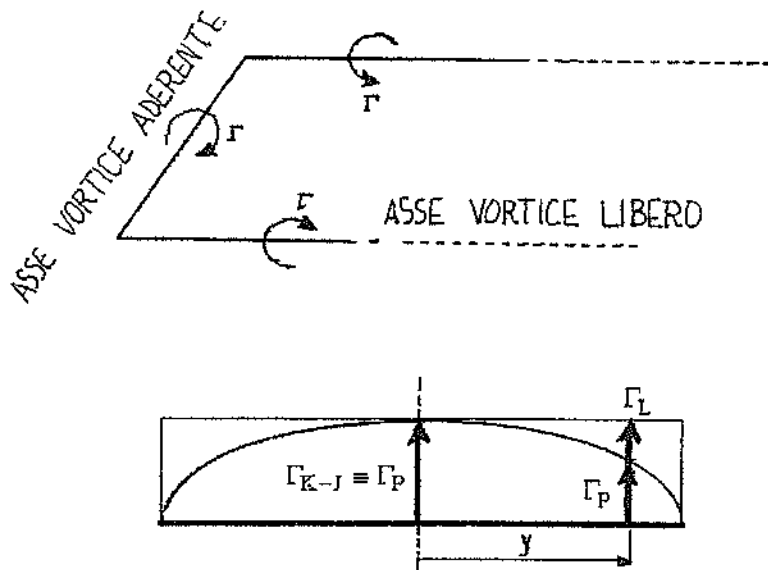
$L_1, L_2, L_3, \dots =$  portanza

$\Gamma_1, \Gamma_2, \Gamma_3, \dots =$  relativa circuitazione

La risposta sta nella definizione di *ala ellittica*: è un concetto puramente aerodinamico, che prescinde da qualsiasi reale esigenza strutturale. Con la *distribuzione a campana*, la definizione di ala comprende anche l'aspetto strutturale.

Riepilogando: l'ala con *carico ellittico* e l'ala con *carico a campana* sono finalizzate alla minima *resistenza indotta*, con uguale resistenza al *momento flettente*. La prima è leggermente migliore per quanto riguarda la *resistenza indotta* (circa l'11% a parità di condizioni), la seconda è decisamente superiore per quanto riguarda il peso della struttura resistente (cioè del longherone principale).

In altre parole, a parità di apertura alare, l'ala *ellittica* ha una minore *resistenza indotta*; quindi, per avere la stessa *resistenza indotta*, con la *distribuzione a campana* bisogna aumentare leggermente l'apertura alare. Dal punto di vista pratico, la *distribuzione a campana* di Prandtl, per un determinato momento flettente alla radice alare (cioè per un determinato peso del longherone) ha una resistenza indotta inferiore a quella della *distribuzione ellittica*. Ciò è dovuto al fatto che in quest'ultimo caso il *centro aerodinamico AC* della semiala è più vicino alla mezzzeria alare.



**FIG.22**

(In alto) - Andamento del vortice a staffa

(In basso) - Schema vorticoso di Prandtl

Notare:

$\Gamma_{K-J}$  = Vortice Kutta-Joukowski

$\Gamma_P = \Gamma_{K-J}$  = Vortice Prandtl

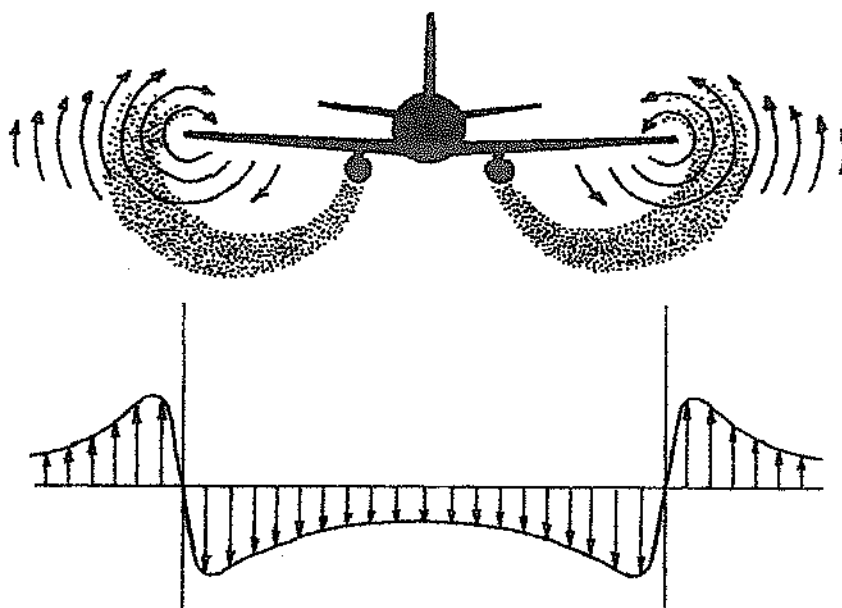
$\Gamma_L$  = Vortice libero =  $\Gamma_{K-J} = \Gamma_P$

Ma c'è dell'altro. Come ho riferito in un precedente convegno tenutosi in questa sala, le sopracitate considerazioni sono particolarmente importanti nella configurazione *tuttala a freccia positiva* (cioè con le estremità piegate all'indietro). In queste condizioni anche le funzioni degli impennaggi sono inserite nell'ala. Nell'ala *ellittica* si hanno: *sovente* problemi di *instabilità dinamica* e *sempre* *inversione degli alettoni*. Questi furono i problemi dei quali soffrirono i grandi *tuttala* americani Northrop.

I fratelli Horten furono i primi (anche nel loro paese, la Germania in guerra) a rendersi conto della validità del concetto della *campana* (contraddistinta dal noto simbolo  $\sin^3$ ). I loro velivoli *tuttala* non ebbero mai gli stessi problemi che provocarono la fine dei *tuttala* Northrop. La loro stabilità direzionale era eccellente: ciò spiega con il fatto che essendo la portanza concentrata verso la mezzeria dell'ala (all'incirca nel 30% dell'apertura), le porzioni esterne dell'ala erano più "libere" (rispetto all'ala ellittica) di svolgere le loro funzioni di



stabilità (effetto diedro) e di manovrabilità (alettoni ed elevoni).



**FIG.23**

*In alto:* osservando posteriormente un bireattore di linea, si nota che la distanza tra le scie lasciate dal velivolo è molto maggiore della distanza tra i due motori.

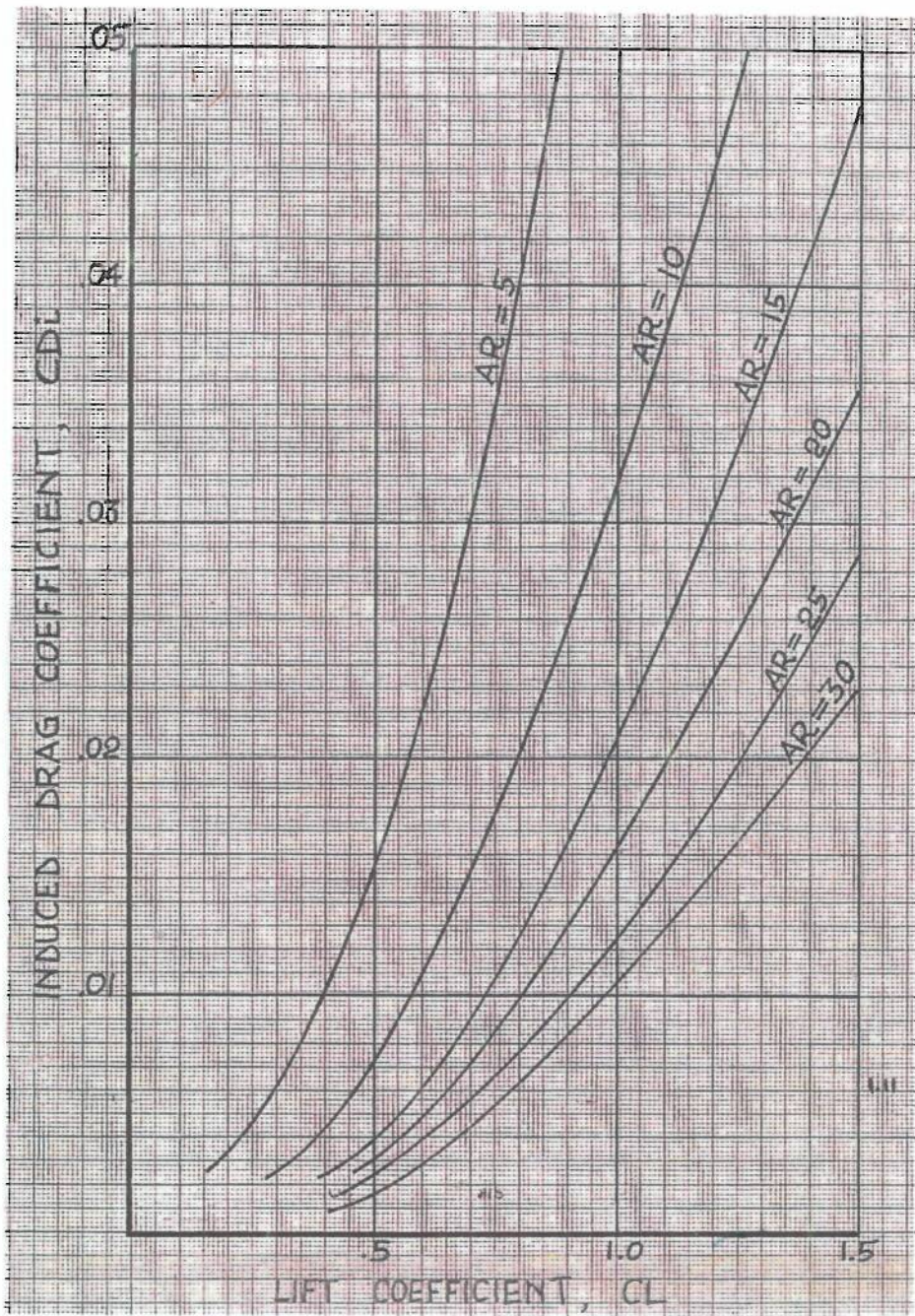
*In basso:* rappresentazione delle velocità verticali immediatamente dietro l'ala.

Notare l'inflessione (*upwash*) verso l'alto oltre le estremità, sfruttato normalmente dalle oche (e da altri uccelli migratori) quando volano in formazione scalata.

Nei tuttala Horten (oltre 40 furono i tipi progettati) l'inversione degli alettoni era minimizzata oppure semplicemente assente.

A proposito della configurazione tuttala come tale, è sintomatico rilevare (secondo quanto si legge sulla stampa specializzata) che le due principali aziende aeronautiche, la Boeing americana e l'Airbus francese, prevedano, per i grandi velivoli civili a partire dagli anni 2020-2030, la configurazione tuttala a freccia positiva.

L'esame superficiale dei tritici pubblicati rivela la *distribuzione a campana della portanza*, anche se ciò non verrà mai ammesso ufficialmente per il grande pubblico.



**FIG.24**

Come varia la resistenza indotta ( $C_{Di}$ ) in funzione dell'allungamento AR e del coefficiente di portanza  $C_L$

### c) Legge di Newton (azione-reazione)

In base al *principio d'inerzia* (precedentemente citato), se un flusso d'aria si curva, oppure se passa dallo stato di quiete a quello di movimento, c'è, senza dubbio alcuno, una forza che agisce su di esso.

Secondo il principio di *azione-reazione*, ad ogni azione corrisponde una reazione di uguale intensità ma di senso contrario.

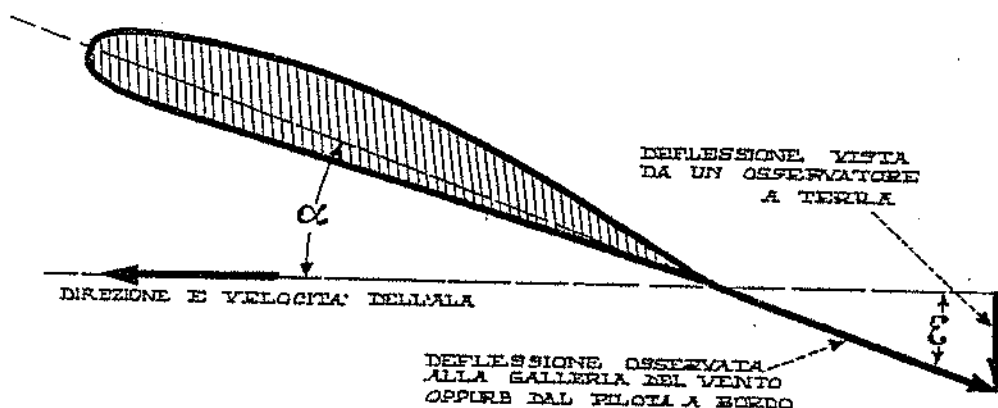
Non ci pensiamo mai, ma ciò accade quotidianamente sotto i nostri occhi, anche se non ce ne accorgiamo.

Un oggetto qualsiasi, appoggiato sul tavolo, scarica su di esso la forza del proprio peso. Il tavolo reagisce con forza di uguale densità, altrimenti - come minimo - resterebbe ammaccato.

Secondo la *legge di Newton* (sovente indicata come *terza legge della dinamica*), suggerisce che l'ala deve fare qualcosa all'aria, per ricavarne la portanza. Cambiando il *momento del flusso d'aria*, si provocano forze sull'ala. Per ottenere la desiderata portanza, l'ala deve deviare una grande quantità d'aria. Il momento testè citato (concetto al quale non siamo comunemente avvezzi), non è altro che il *prodotto della massa d'aria deviata moltiplicata per la velocità*.

In definitiva, *la portanza dell'ala è proporzionale alla quantità d'aria deviata verso il basso, moltiplicata per la velocità dell'aria stessa*.

*Per aumentare la portanza, bisogna aumentare la quantità d'aria deviata (aumentando l'angolo d'attacco), oppure aumentare la velocità di deflessione.*



**FIG.25**

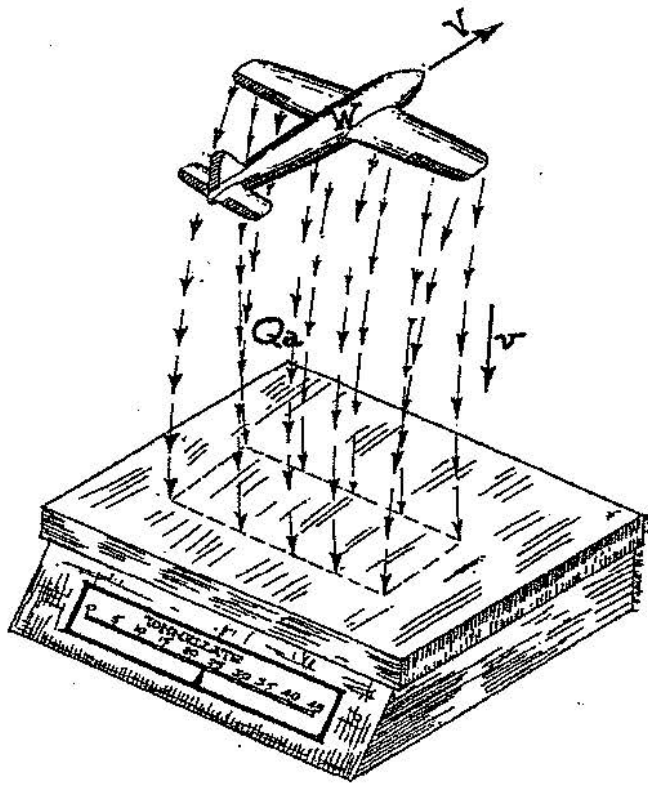
La deflessione (intensità e direzione) come appare nella galleria del vento e ad un osservatore a terra.

In prima approssimazione  $\epsilon$  (epsilon) =  $\alpha$  (alpha).

Dato che la portanza è dovuta alla *deflessione* sopracitata, è facile rilevare che ciò non è altro che l'applicazione del *principio di Galileo*, che lega l'accelerazione di un corpo alla sua massa ed alla forza agente su di esso. Ciò si esprime sinteticamente con la nota relazione  $F=ma$  ( $F$ =forza,  $m$ =massa,  $a$ =accelerazione).

La FIG.25 mostra come questa *deflessione* appare, osservandola alla galleria del vento (a fumo): tipicamente l'*angolo di deflessione*  $\varepsilon$  (epsilon) non è molto diverso dall'angolo d'attacco  $\alpha$  (alpha).

A bordo di un aeroplano, il pilota vedrebbe la stessa cosa, qualora ciò fosse tecnicamente possibile. Se l'aria fosse visibile, un osservatore a terra vedrebbe l'aria discendere quasi verticalmente dall'ala. L'entità di questa *deflessione* è enorme, ben superiore a quanto si è portati ad esaminare.



**FIG.26**

Se l'aerodina potesse sorvolare a bassa quota una ipotetica, enorme bilancia, con un piatto tanto grande da raccogliere TUTTA l'aria deviata in basso, verrebbe registrato il peso dell'aerodina in volo.



Per esempio esaminiamo la situazione di un Jumbo Jet (Boeing 747-400) in avvicinamento finale dopo un lungo volo. Supponiamo che il suo peso sia sceso a 300 tonnellate, avendo consumato buona parte del combustibile. Si avvicina a circa 70 m/sec e la sua apertura alare è di 65 metri.

Con la densità dell'aria  $\rho = 0,124$  la *circuitazione* vale  $\Gamma = 530 \text{ m}^2/\text{sec}$ .

A 30 metri dietro l'ala, la circonferenza del vortice è di circa 200 metri.

La circolazione è uguale alla circonferenza moltiplicata per la velocità tangenziale, che in questo caso risulta essere di 2,5 m/sec, cioè 150 m/min. Ciò costituisce un serio pericolo per qualsiasi velivolo che impattasse in questa turbolenza.

Fortunatamente esistono regole precise sulla separazione del traffico aereo. Immaginando di poter installare sotto l'aerodina in volo una ipotetica enorme bilancia (FIG.26), con un piatto tanto grande da raccogliere TUTTA l'aria deviata verso il basso, verrebbe registrato il peso dell'aerodina.

Possiamo anche mentalmente immaginare l'ala come un grande *condotto o convogliatore* (pensate a quelli dei grandi impianti di aria condizionata), che scaraventa verso il basso una grande quantità d'aria (FIG.27).

Come l'aerodina aumenta la velocità di avanzamento, il convogliatore cattura più aria: siccome peso e portanza necessaria rimangono costanti, la velocità di deflessione verso il basso diminuisce in proporzione.

*Per mantenere costante la portanza, si riduce l'angolo d'attacco: in ogni istante del volo, il prodotto aria per velocità verticale di deflessione è uguale al peso in volo.*

In appendice sono riportati una semplice procedura di calcolo per determinare la quantità d'aria deviata, (cioè l'entità della *deflessione*), nonché un esempio numerico. Ulteriori particolari, sempre alla portata di noi aeromodellisti (in aerodinamica siamo solo dilettanti) sono indicati nel Rif.11. In definitiva *la portanza è uguale alla massa d'aria deviata verso il basso nell'unità di tempo (cioè in un secondo), moltiplicata per la velocità verticale di deviazione.*

Per chi ricorda qualche nozione di fisica elementare e di analisi matematica, può essere utile qualche semplice verifica delle nozioni citate più sopra.

Basta applicare le equazioni dimensionali delle quantità in gioco, ottenendo:

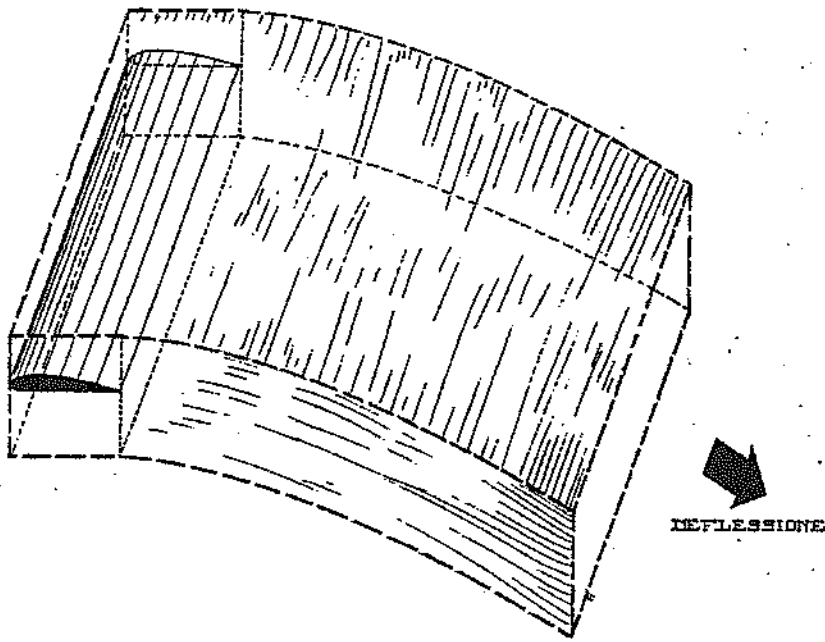
**portanza = peso =  $MLT^{-2}$**  . Analoga verifica possiamo fare usando

l'uguaglianza  $F*t = m*v$ , cioè **impulso ( $F*t$ ) = quantità di moto ( $m*v$ )**; infatti - come si è visto - l'ala impartisce all'aria una *quantità di moto pari alla massa d'aria deviata, moltiplicata per la velocità ad essa impartita.*

Infatti: **impulso =  $MLT^{-2}*T^1 = MLT^{-1}$**  e **quantità di moto =  $MLT^{-1}$**

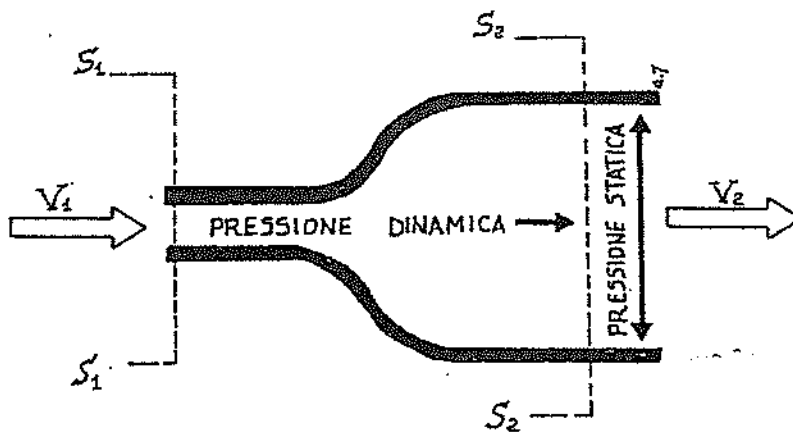
Anche in forma semplificata, il concetto della genesi della portanza risulta scientificamente corretto. A noi aeromodellisti non serve altro.

Per chi desidera approfondire qualche particolare argomento, utilizzando la bibliografia citata in calce, in **APPENDICE** sono riportate informazioni utili.



**FIG.27**

Si può immaginare l'ala come un grande condotto che convoglia verso il basso una grande quantità d'aria, direttamente proporzionale al peso dell'aerodina in volo.



$$Q = V_1 \cdot S_1 = V_2 \cdot S_2$$

$$S_1 < S_2 \quad V_1 > V_2$$

**FIG.28**

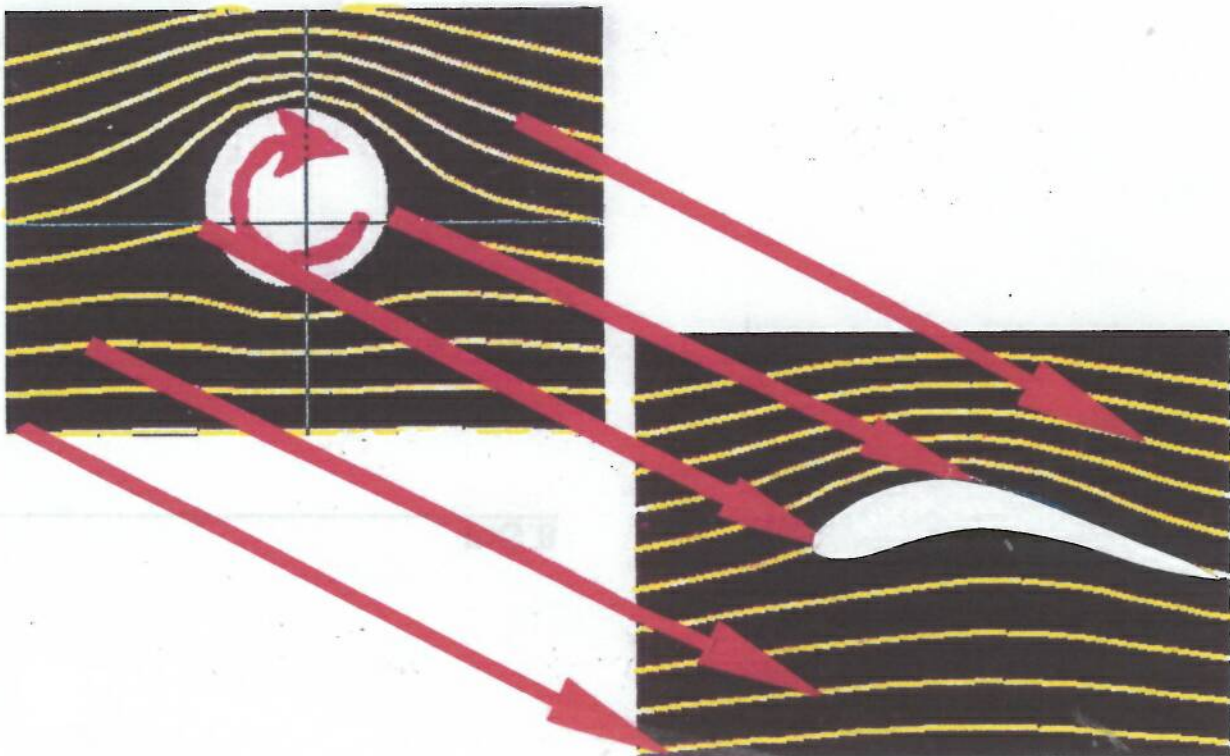
In un condotto a due sezioni diverse, in un punto qualsiasi la somma delle pressioni statica e dinamica rimane costante. La pressione statica si esercita sulla parete, quella *dinamica* nel senso del flusso.



Per essere correttamente utilizzata, l'ampia bibliografia riportata in fondo richiede una buona preparazione tecnica (non necessariamente aeronautica) nonché una adeguata conoscenza dei comuni termini aerotecnici inglesi e tedeschi.

**Conclusione rapidissima:**

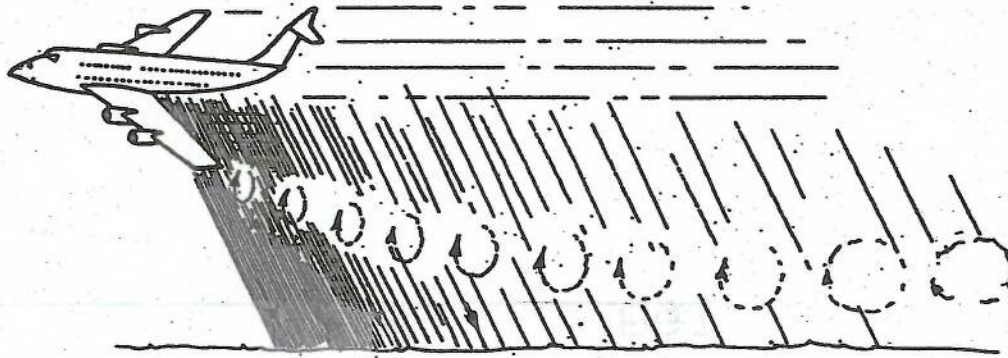
- 1) Secondo il principio di Bernoulli (FIG.28), sotto l'ala c'è una *pressione statica* maggiore rispetto alla zona ventrale. E' vero, ma l'entità di questo differenziale è insufficiente a generare la portanza necessaria.



**FIG.29**

La mappatura conforme di Joukowski consente di trasformare la circuitazione attorno ad un cilindro rotante in un profilo aerodinamico, e di calcolarne le caratteristiche.

- 2) Partendo dal cilindro di Magnus, attraverso la *mappatura conforme* di Joukowski, si arriva alla *teoria vorticoso* di Prandtl, ampiamente verificata sperimentalmente. La mappatura conforme consente di trasformare la circuitazione attorno al cilindro in profilo aerodinamico e di calcolarne le caratteristiche (FIG.29).



**FIG.30**

Oltre ai vortici d'estremità, che si esauriscono allontanandosi dall'ala, l'ala scaraventa continuamente in basso una grande quantità d'aria. L'effetto pratico equivale a quello del "wind shear".

- 3) Per generare la portanza necessaria l'ala scaraventa a terra una enorme quantità d'aria: è impossibile misurarla esattamente. La si può calcolare approssimativamente (FIG.30).

**Ferdinando Galè**  
[ferdigale@alice.it](mailto:ferdigale@alice.it)

Gruppo Aeromodellistico FALCHETTO  
ABBIATEGRASSO



Baveno, estate 2012

## RIFERIMENTI

- (1) THE ENIGMA OF THE AEROFOIL  
D.Bloor, 2011
- (2) ONLY THE WING  
R.E.Lee, 2011
- (3) DAGLI INSETTI AL JUMBO JET  
H.Tennekes, 2010
- (4) THEORETICAL AERODYNAMICS  
L.M.Milne-Thomson, 1973
- (5) FUNDAMENTALS OF HYDRO-AND AEROMECHANICS  
L.Prandtl - O.G.Tietjens, 1957
- (6) APPLIED HYDRO-AND AEROMECHANICS  
L.Prandtl - O.G.Tietjens, 1957
- (7) THEORY OF FLIGHT  
R.Von Mises, 1959
- (8) UNDERSTANDING FLIGHT  
D.E.Anderson, S.Eberhardt, 2001
- (9) INTRODUCTION TO AERODYNAMICS  
G.M.Craig, 2002
- (10) STOP ABUSING BERNOULLI !!!  
G.M.Craig, 1997
- 11) PERCHE' L'AEROPLANO VOLA ?  
F.Galè, 2000
- (12) UNA DELLE COMPONENTI DELLA PORTANZA  
C.Barborini, MODELLISTICA #12, Dicembre 2003
- (13) THEORY OF LIFTING SURFACES, Part 1  
L.Prandtl, 1920, NACA TN 9
- (14) THEORY OF LIFTING SURFACES, Part 2  
L.Prandtl, 1920, NACA TN 10
- (15) PROGETTO AERODINAMICO DI ALIANTI RADIOGUIDATI  
F.Galè, 1993, La Bancarella Aeronautica, Torino
- (16) THE SPANWISE DISTRIBUTION OF LIFT FOR MINIMUM  
INDUCED DRAG OF WINGS HAVING A GIVEN LIFT  
AND A GIVEN BENDING MOMENT  
.T.Jones, 1950, NACA TN 2249
- (17) THE MINIMUM INDUCED DRAG OF AEROFOILS  
M.M.Munk, 1921, NACA TR 121
- (18) UBER TRAGFLUGEL KLEINSTEN INDUZIERTEN WIDERSTANDES  
L.Prandtl, 1932, ZFM n.24

- (19) I CAPELLI BIANCHI DELLO STEALTH**  
G.Braga, VOLARE, Marzo 2012
- (20) LA DISTRIBUZIONE DELLA PORTANZA**  
F.Galè, Convegno NIKE-FIAM 2011
- (21) HORTEN IN PRATICA**  
F.Galè, Convegno NIKE-FIAM 2011
- (22) AERODYNAMIK DES FLUGMODELLS**  
F.W.Schmitz, 1957
- (23) ELEMENTI DI AERODINAMICA E DINAMICA DEL VOLO**  
G.Costanzi, 1938-XVI
- (24) NOZIONI TEORICHE ad uso del Corso Iniziale**  
G.Bacchelli, 1938-XVI
- (25) NOZIONI TEORICHE ad uso del Corso di Perfezionamento**  
G.Bacchelli, 1940-XVIII
- (26) ELEMENTI DI AERODINAMICA**  
G.Bacchelli, 1940-XVIII
- (27) NOZIONI ELEMENTARI DI PROGETTAZIONE DEI VELIVOLI**  
P.C.Bergonzi, 1939-XVII
- (28) SEE HOW IT FLIES**  
J.S.Denker, 1996
- (29) WHAT THE SMOKE TUNNEL TOLD ME**  
W.H.Carnahan, 1976
- (30) ALI - WINGS**  
E.Benzing, 2012
- (31) MANUALE DI TECNICA AEROMODELLISTICA**  
F.Galè, 1947
- (32) STICK AND RUDDER,**  
W.Langwiesche, 1944
- (33) THE PHYSICS TEACHER**  
N.F.Smith, 1972)
- (34) APPLIED AERODYNAMICS**  
Leonard Bairstow, 1939
- (35) TWITT 299, TWITT 304**  
A.Bowers, NASA Dryden Research Center, 2011

# APPENDICE

Sono qui sintetizzate alcune nozioni elementari utili per coloro che desiderassero approfondire qualche particolare argomento utilizzando la bibliografia indicata alle pagine 44 e 45.

EFFETTO MAGNUS.....	47
COME DETERMINARE LA DEFLESSIONE.....	48
ESEMPIO DI CALCOLO ARIA DEVIATA.....	49
GRADI E RADIANTI.....	50
TABELLA DELL'ARIA ATMOSFERICA.....	52
EQUAZIONI DIMENSIONALI.....	53
NUMERO DI REYNOLDS.....	55
INIZIO DELLA CIRCUITAZIONE.....	56
VERIFICHE.....	57
BERNOULLI NON BASTA.....	59



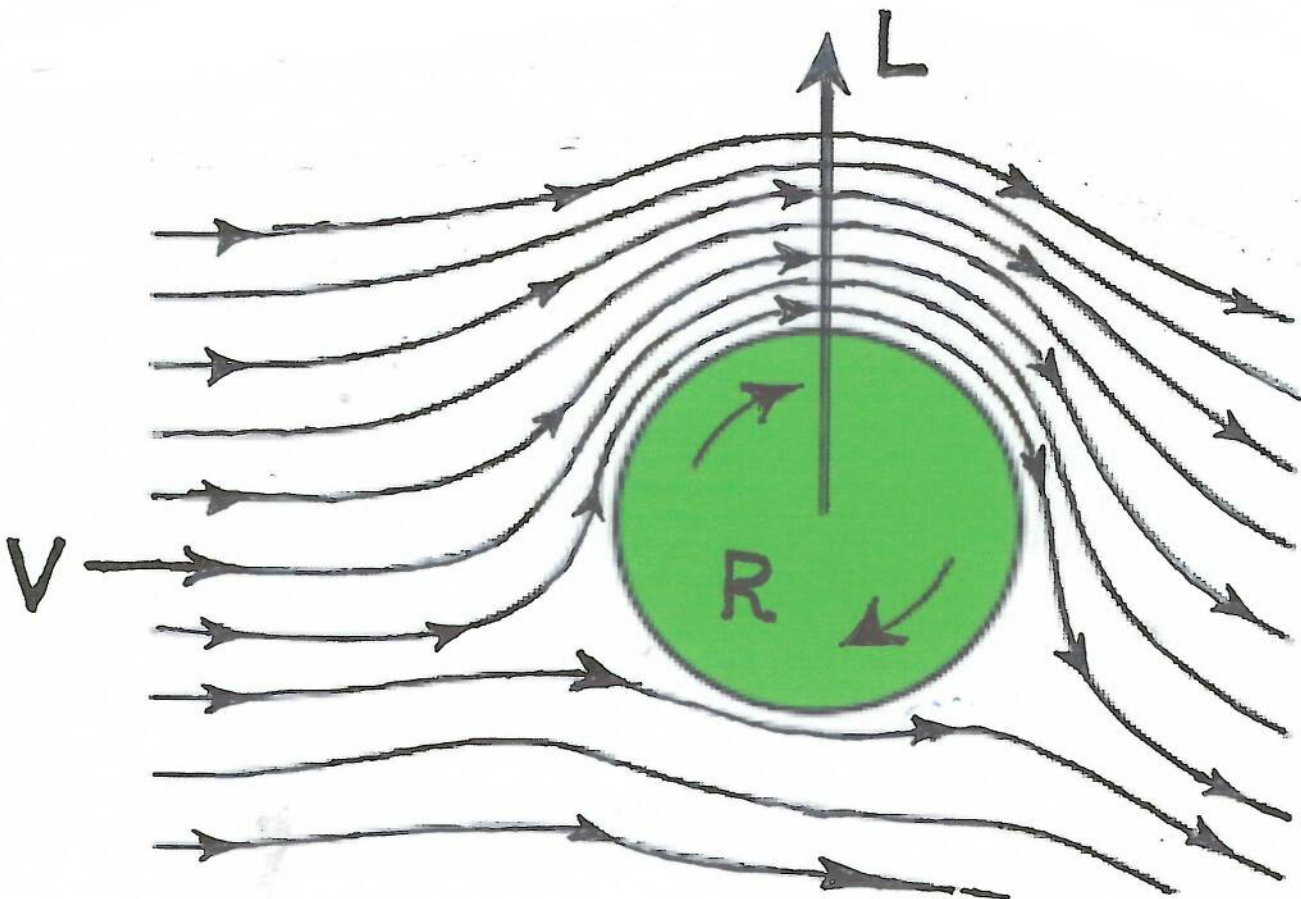
## EFFETTO MAGNUS

A causa della viscosità dell'aria (sia pur minima), un cilindro rotante  $R$ , immerso in un flusso con velocità di traslazione  $V$ , produce una spinta  $L$  (portanza) perpendicolare alla direzione di  $V$ .

Ciò costituisce il "germe" della circuitazione.

Di ciò si rese prontamente conto il tedesco Flettner, che depositò decine di brevetti relativi a propulsori aerei, navali e terrestri basati sul principio del cilindro rotante.

Fu presto seguito da parecchi altri inventori.



## COME DETERMINARE LA QUANTITÀ D'ARIA DEVIATA

- 1) Assumiamo che l'angolo di deflessione sia praticamente uguale all'angolo di attacco dell'ala, cioè  $\alpha \cong \varepsilon$ .
- 2) Accettiamo il principio che la massa d'aria deviata  $Q_{am}$ , moltiplicata per la velocità di deflessione  $v$  equivale al peso  $W$  dell'aerodina in volo a velocità  $V$ ; quindi  $Q_{am} \cdot v = W$  [ $Q_{am}$  = massa d'aria,  $Kg_m$ ,  $v$  = velocità verticale,  $m/sec$ ,  $W$  = peso,  $Kg$ ].
- 3) Dalla FIG.3.4 notiamo che i vettori delle velocità  $V$  e  $v$  si trovano ad angolo retto; possiamo quindi determinare  $v$  mediante una relazione trigonometrica, cioè  $v = V \cdot \tan \varepsilon$ . Per comodità del lettore i valori di tangente per gli angoli di interesse pratico sono riportati qui di seguito:

$\varepsilon^\circ$	1°	2°	3°	4°	5°	6°	7°	8°	9°	10°	11°	12°	13°	14°	15°
Tang	0.0175	0.0349	0.0524	0.0699	0.0875	0.1051	0.1228	0.1405	0.1584	0.1763	0.1944	0.2125	0.2309	0.2493	0.2680

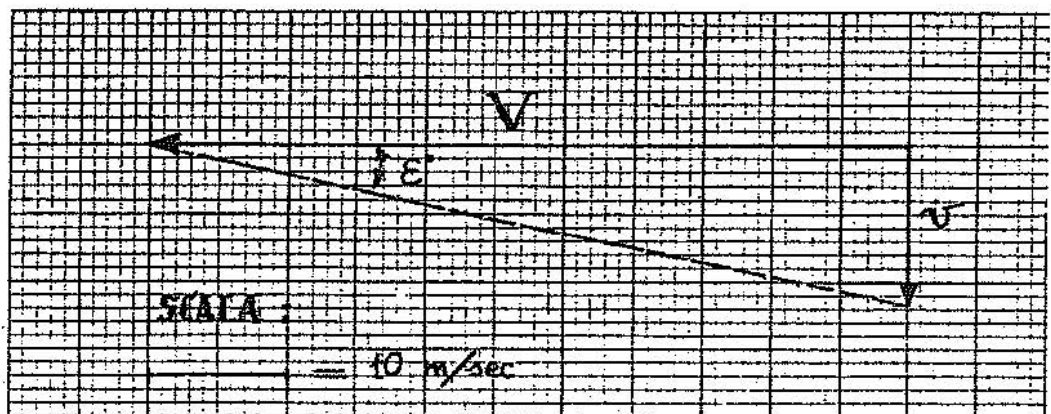
Tracciando la FIG.3.4 su carta millimetrata ed assumendo una scala adeguata per le velocità, essendo noto  $\varepsilon$ , il valore di  $v$  si ottiene immediatamente prolungando il segmento che, con  $V$ , determina l'angolo di deflessione.

4) La velocità  $v$  così determinata è quella che si riscontra immediatamente dietro l'ala: per operare correttamente dovremmo usare un valore medio, relativo a tutta la massa d'aria deviata.

5) Riscriviamo la formula 2) nel modo seguente  $Q_{am} = W / v$ , ottenendo così la massa d'aria deviata, espressa in *chilogrammi-massa*,  $Kg_m$ .

6) Moltiplichiamo il valore così trovato per  $9.81 \text{ m/sec}^2$  (accelerazione di gravità), ottenendo il peso  $W'$  della massa d'aria deviata, espresso in *chilogrammi-peso*,  $Kg$ .

7) Dividendo il peso  $W'$  per il peso specifico dell'aria ( $Kg/m^3$ ) alla quota di volo, troviamo il volume d'aria  $V_w$  ( $m^3$ ), che in ogni secondo viene scaraventato verso il basso.



**FIG.3.4**

Determinazione grafica della velocità massima di deflessione  $v$ .

$\varepsilon$  = angolo di deflessione, gradi

$v$  = velocità di deflessione,  $m/sec$

$V$  = velocità di traslazione,  $m/sec$

$Q_{am}$  = massa d'aria deviata,  $Kg_m$

$W$  = peso dell'aerodina,  $Kg$

$W'$  = peso della quantità d'aria deviata,  $Kg$

$V_w$  = volume del peso d'aria  $W'$

Dal Rif. 11

# ESEMPIO DI CALCOLO ARIA DEVIATA

Dal Rif.11

A questo punto sembra opportuno stimare, anche in maniera grossolana, la quantità d'aria che l'ala scaraventa in basso, per ogni secondo di volo. Non è possibile calcolare con mezzi semplici l'accelerazione impartita alla massa d'aria deviata. Con la procedura illustrata a pagina 16 si può arrivare ad una approssimativa determinazione del volume d'aria spostato, più che sufficiente a darci un'idea del fenomeno in gioco, senza pretendere che sia un conteggio esatto. Quando, da ragazzini, aggrappati alla rete di recinzione dell'aerodromo di Lonate Pozzolo (piedi a terra e cuore in cielo), ci passava sulla testa, ad una trentina di metri di quota il "gobbo maledetto" (Savoia-Marchetti SM 79), sentivamo una lieve ventata, non un uragano come quello che si abbatte sulle case attorno a Malpensa 2000. La ragione? L'SM 79 pesava soltanto 9500 Kg !!!

Assumiamo che la sua velocità fosse  $V=55$  m/sec (circa 200 Km/h), con un angolo d'attacco  $\alpha=12^\circ$ . Facendo i conticini suggeriti a pagina 16 troviamo quanto segue, assumendo che la sua velocità fosse  $V=55$  m/sec e l'angolo d'attacco  $\alpha=12^\circ$ : velocità di deflessione  $v=55 \cdot \tan 12^\circ = 55 \cdot 0.2126 = 11.7$  m/sec. Essendo  $W=9500$  Kg (il "gobbo maledetto" era noto per la sua relativa leggerezza) troviamo  $Q_{am} = 9500 / 11.7 = 812$  Kg<sub>m</sub>. Moltiplichiamo per  $9.81$  m/sec<sup>2</sup> (accelerazione di gravità), ottenendo il peso dell'aria deviata  $W' = 812 \cdot 9.81 = 7965$  Kg. Alla quota indicata (inferiore a 500 metri) il peso specifico dell'aria è di  $1.225$  Kg/m<sup>3</sup>, quindi il volume d'aria scaraventato a terra risulta di metri cubi  $7965 / 1.225 = 6502$  circa. Ben diversa è la situazione relativa ai pesanti aviogetti da trasporto del nostro tempo: consideriamo, ad esempio, il McDonnell-Douglas MD-80, utilizzando i parametri di volo prescritti dalla casa costruttrice, che sono stati cortesemente forniti dal sig. Antonio Seria, 1° ufficiale pilota dell'ALITALIA. Sono stati presi in considerazione i pesi al collo di  $46.000$  Kg e di  $66.000$  Kg, che sono i limiti minimo e massimo indicati nel manuale operativo della McDonnell-Douglas. I conteggi empirici (Vedere pag.16) sono basati sui dati strumentali di bordo; la velocità di traslazione  $V$ , sugli strumenti di bordo (KIAS= *knots indicated air speed*), è espressa in nodi (1 nodo= 1 miglio/ora), ed è sempre inferiore a quella reale rispetto all'aria ferma, TAS (*true air speed*). La variazione è di circa il 3% per ogni 1000 piedi di quota. La TAS è stata qui ignorata. Si è invece assunto che l'angolo di deflessione  $\epsilon$  corrispondesse all'angolo d'attacco  $\alpha$ , indicato dalla strumentazione di bordo.

Con l'ala in configurazione *sporca* (cioè con i flaps estesi), l'angolo d'attacco, e (quindi quello di deflessione) risulta da 3 a 5 volte superiore a quello che si ha in configurazione *pulita*, cioè con tutte le parti mobili retratte

# GRADI E RADIANI

La misura di angoli viene, di solito, indicata in *gradi* oppure in *radiani*; nel primo caso, l'intero angolo giro viene suddiviso in 360 parti uguali, dette *angoli sessagesimali*.

Tracciando dall'origine 0 due assi ortogonali, si suddivide il piano in quattro quadranti uguali, ognuno dei quali ha un'apertura di 90° (FIG.10.2).

Nel secondo caso, invece, il *radiante* viene così definito

$$\text{rad} = 360^\circ : 2\pi = 180^\circ : \pi = 57,3^\circ$$

dove:

rad = radiante

$\pi$  = (pi greco) = 3.14 (numero fisso)

Per definizione, il radiante e' l'angolo compreso tra due raggi R, che sottende un arco (di cerchio) avente lunghezza uguale al raggio R. Un radiante equivale a 57.3 gradi sessagesimali (FIG.10.3).

Quando la misura di un angolo comprende anche delle frazioni di angolo (esprese di solito in sessantesimi), la frazione va ridotta in centesimi, prima di inserirla nella formula (10.1).

**ESEMPIO:** ad un angolo  $\alpha^\circ$ (alfa) = 17° 40' = 17° + 40/60 = 17.64 corrisponde  $3.14 \cdot 17.64 / 180 = 0.307$  rad.

**ESEMPIO:**  $\alpha^\circ$ (alfa) = 90°, quindi  $3.14 \cdot 90 / 180 = 1.57$  rad.

La conversione degli angoli, da gradi a radianti, si puo' fare agevolmente con la TABELLA 10.4, facendo una interpolazione lineare per le frazioni di grado.

Per convertire invece i radianti in gradi, basta moltiplicare per 57.3.

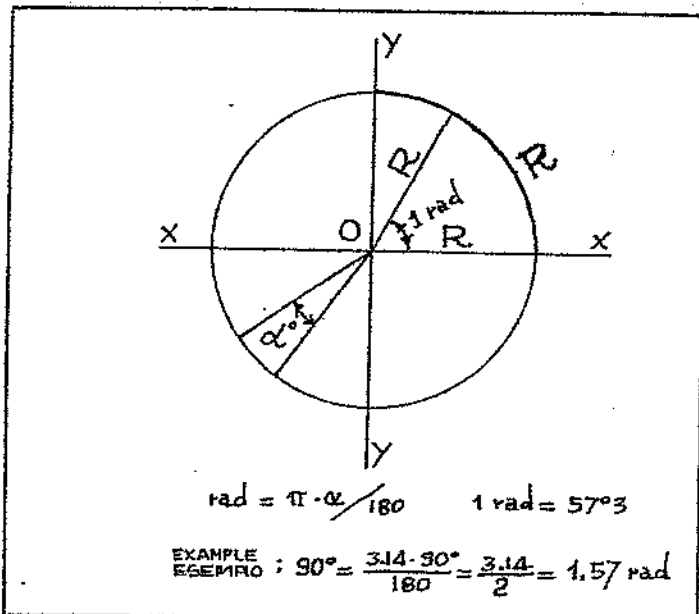


FIG.10.3

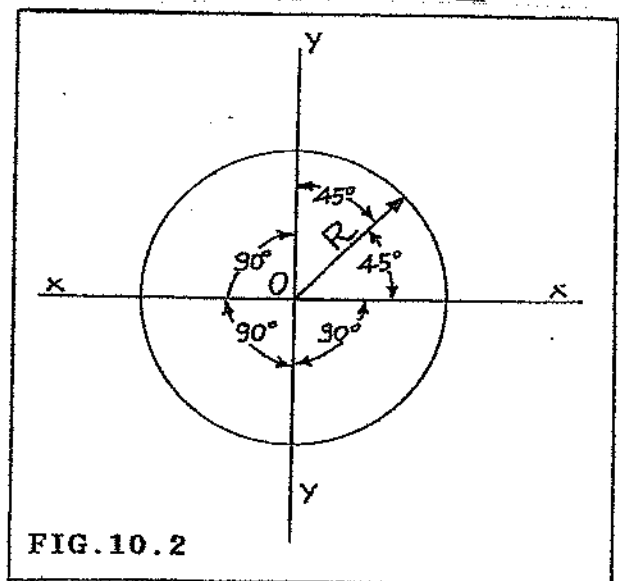




TABELLA 10.4

DEGREES—RADIANS CONVERSION		CONVERSIONE ANGOLI—RADIANI	
0	0.000000	0	0.000000
1	0.017453	1	0.017453
2	0.034907	2	0.034907
3	0.052360	3	0.052360
4	0.069813	4	0.069813
5	0.087266	5	0.087266
6	0.104719	6	0.104719
7	0.122172	7	0.122172
8	0.139625	8	0.139625
9	0.157078	9	0.157078
10	0.174531	10	0.174531
11	0.191984	11	0.191984
12	0.209437	12	0.209437
13	0.226890	13	0.226890
14	0.244343	14	0.244343
15	0.261796	15	0.261796
16	0.279249	16	0.279249
17	0.296702	17	0.296702
18	0.314155	18	0.314155
19	0.331608	19	0.331608
20	0.349061	20	0.349061
21	0.366514	21	0.366514
22	0.383967	22	0.383967
23	0.401420	23	0.401420
24	0.418873	24	0.418873
25	0.436326	25	0.436326
26	0.453779	26	0.453779
27	0.471232	27	0.471232
28	0.488685	28	0.488685
29	0.506138	29	0.506138
30	0.523591	30	0.523591
31	0.541044	31	0.541044
32	0.558497	32	0.558497
33	0.575950	33	0.575950
34	0.593403	34	0.593403
35	0.610856	35	0.610856
36	0.628309	36	0.628309
37	0.645762	37	0.645762
38	0.663215	38	0.663215
39	0.680668	39	0.680668
40	0.698121	40	0.698121
41	0.715574	41	0.715574
42	0.733027	42	0.733027
43	0.750480	43	0.750480
44	0.767933	44	0.767933
45	0.785386	45	0.785386
46	0.802839	46	0.802839
47	0.820292	47	0.820292
48	0.837745	48	0.837745
49	0.855198	49	0.855198
50	0.872651	50	0.872651
51	0.890104	51	0.890104
52	0.907557	52	0.907557
53	0.925010	53	0.925010
54	0.942463	54	0.942463
55	0.959916	55	0.959916
56	0.977369	56	0.977369
57	0.994822	57	0.994822
58	1.012275	58	1.012275
59	1.029728	59	1.029728
60	1.047181	60	1.047181
61	1.064634	61	1.064634
62	1.082087	62	1.082087
63	1.099540	63	1.099540
64	1.116993	64	1.116993
65	1.134446	65	1.134446
66	1.151899	66	1.151899
67	1.169352	67	1.169352
68	1.186805	68	1.186805
69	1.204258	69	1.204258
70	1.221711	70	1.221711
71	1.239164	71	1.239164
72	1.256617	72	1.256617
73	1.274070	73	1.274070
74	1.291523	74	1.291523
75	1.308976	75	1.308976
76	1.326429	76	1.326429
77	1.343882	77	1.343882
78	1.361335	78	1.361335
79	1.378788	79	1.378788
80	1.396241	80	1.396241
81	1.413694	81	1.413694
82	1.431147	82	1.431147
83	1.448600	83	1.448600
84	1.466053	84	1.466053
85	1.483506	85	1.483506
86	1.500959	86	1.500959
87	1.518412	87	1.518412
88	1.535865	88	1.535865
89	1.553318	89	1.553318
90	1.570771	90	1.570771
91	1.588224	91	1.588224
92	1.605677	92	1.605677
93	1.623130	93	1.623130
94	1.640583	94	1.640583
95	1.658036	95	1.658036
96	1.675489	96	1.675489
97	1.692942	97	1.692942
98	1.710395	98	1.710395
99	1.727848	99	1.727848
100	1.745301	100	1.745301



# TABELLA DELL'ARIA ATMOSFERICA

Raramente gli aeromodelli volano a quote superiori a 4000 metri (forse quando facciamo volare i modelli sui pendii alpini).

La densità dell'aria diminuisce con l'aumentare della quota.

Da questa tabella notiamo - per esempio - che già a 3000 metri la densità è ridotta di circa  $\frac{1}{4}$ , mentre la velocità di volo (minima per il sostentamento) aumenta del 16%.

Tabella 6 Dati relativi all'atmosfera: quota ( $h$ ); temperatura ( $T$ ); densità dell'aria ( $\rho$ ); rapporto tra densità dell'aria in quota e a livello de mare ( $\rho/\rho_0$ ); rapporto tra velocità di crociera in quota e a livello de mare ( $V/V_0$ ); velocità del suono alle diverse quote.

$h$ (m)	$T$ (°C)	$\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	$\rho/\rho_0$	$V/V_0$	Velocità del suono (m/sec)
0	15,0	1,225	1,000	1,00	340
1.000	8,5	1,112	0,908	1,05	333
2.000	2,0	1,007	0,822	1,10	333
3.000	-4,5	0,909	0,742	1,16	329
4.000	-11,0	0,819	0,669	1,22	325
5.000	-17,5	0,736	0,601	1,29	321
6.000	-24,0	0,660	0,539	1,36	317
7.000	-30,5	0,590	0,481	1,44	312
8.000	-37,0	0,525	0,429	1,53	308
9.000	-43,5	0,466	0,381	1,62	304
10.000	-50,0	0,413	0,337	1,72	300
11.000	-56,5	0,364	0,297	1,83	295
12.000	-56,5	0,311	0,254	1,98	295
13.000	-56,5	0,266	0,217	2,15	295
14.000	-56,5	0,227	0,185	2,32	295

# EQUAZIONI DIMENSIONALI

## DIMENSIONI E MISURE

Due grandezze, anche se non rigorosamente omogenee, possono essere messe in relazione tra di loro, quando la loro unita' di misura si puo' derivare da una unita' fondamentale, mediante un fattore esponenziale, che e' un numero (positivo o negativo).

Il fattore esponenziale indica la classe cui appartiene la grandezza. Indicando con L l'unita' di misura della lunghezza, le unita' di superficie e di volume sono, rispettivamente:

superficie,  $L^2$  (fattore esponenziale 2)  
volume,  $L^3$  (fattore esponenziale 3)

I numeri reali, le funzioni trigonometriche, gli angoli sono *classi* di grandezze a *dimensione zero*. Hanno ugualmente *dimensione zero* i *fattori numerici* (sovente indicati con la lettera k), che compaiono in numerose formule.

Anche i coefficienti di forza (portanza, resistenza) e di momento hanno *dimensione zero*: infatti sono definiti *adimensionali*.

Attenzione: in queste considerazioni non bisogna confondere il termine *dimensione* (del fattore esponenziale) con la *misura* effettiva della grandezza in considerazione.

Nel linguaggio corrente si usano indifferentemente i termini *misura* e *dimensione*, quando cio' non ingeneri confusione.

## SISTEMA L-M-T

Nella meccanica razionale, della quale l'aerodinamica e' una parte, tutte le grandezze sono definite da tre classi:

lunghezze, L  
masse, M  
tempi, T

Queste tre classi costituiscono il *sistema assoluto di Gauss*. Il valore di una grandezza qualsiasi, Q, risulta cosi' determinato da una espressione del tipo

$$Q = L^a \cdot T^b \cdot M^c \quad (10.2)$$

nella quale a, b, c, sono coefficienti numerici.

Le equazioni del tipo (10.2) sono utilissime, in pratica, per verificare se si sono commessi errori, quando si eseguono trasformazioni e passaggi per arrivare all'espressione finale. A questo punto, da entrambi i lati del segno di uguaglianza (=) si devono trovare le stesse unita' di misura con gli stessi esponenti. Questo conferma che i due termini dell'espressione sono omogenei.

In questo testo a carattere divulgativo, sono state adottate le unita' pratiche del sistema metrico decimale, quelle di uso comune nella vita quotidiana. Sono indicate nella

TABELLA 10.11

Grandezza	Dimensioni	Unita' di misura
Lunghezza	L	m
Superficie	L <sup>2</sup>	m <sup>2</sup>
Tempo	T	sec
Massa	M	Kg massa = 9.81 * Kg
Forza	L * M * T <sup>-2</sup>	Kg = 1000 grammi
Volume	L <sup>3</sup>	m <sup>3</sup>
Velocita'	L * T <sup>-1</sup>	m/sec
Accelerazione	L * T <sup>-2</sup>	m/sec * sec
Velocita' angolare	T <sup>-1</sup>	rad/sec o °/sec
Momento	L <sup>2</sup> * M * T <sup>-2</sup>	Kg * m

# NUMERO DI REYNOLDS

E' un pratico indice di similitudine dinamica, indispensabile per confrontare fenomeni aerodinamici diversi, quali il comportamento di un'ala, di un profilo, di una intera aerodina. E' definito dalla relazione

$$NR = V \cdot l / \nu$$

nella quale

V=velocità, m/sec

l=misura lineare caratteristica, di solito la corda c, m

$\nu$ =(nu) coefficiente di viscosità cinematica dell'aria = 0.00001446  
(a 15°C e 760 mm Hg)

Dipende quindi dalla velocità, dalla viscosità cinematica dell'aria, dalla dimensione lineare presa come riferimento, in pratica la corda c.

Nella pratica corrente si usa la relazione

$$NR = V \cdot c \cdot \rho / \mu$$

nella quale

V= velocità, m/sec

c= corda alare, m

$\rho$ = densità dell'aria

$\mu$ = viscosità dell'aria

I valori di queste quattro grandezze si misurano, nei due sistemi, decimale ed anglosassone, come indicato nella Tabella A.

Il numero di Reynolds si ottiene moltiplicando il prodotto  $V \cdot c$ , detto indice di Reynolds per un fattore numerico, dato dal rapporto  $\rho / \mu$ , indicato nella Tabella B, secondo le unità di misura impiegate. Il valore così calcolato si chiama numero di Reynolds geometrico ed è più che adeguato per le applicazioni aeromodellistiche: quello effettivo può essere diverso da quello così calcolato per le condizioni dell'aria, che possono variare, come si è già esaminato.

**Tabella A**

	Sistema metrico decimale (kg. - metro - secondo)	Sistema anglosassone (libbra - piede - secondo)
$\rho$	0,125 kg.mq./sec. a quota 0 m.	0,0002378 Lbs.sft./sec. a quota 0 m.
V	m./sec.	feet/sec.
l	m.	feet
$\mu$	$1,81 \cdot 10^{-6}$ kg.sec./mq. a 15° e 760 mm. di Hg.	$0,3728 \cdot 10^{-6}$ Lbs.sec./sft. a 15° e 760 mm. di Hg.

**Tabella B**

$\rho / \mu$	Velocità di traslazione in	Corda alare in
69 000	m./sec.	m.
690	m/sec.	cm.
192	km/h.	cm.
6378	feet/sec.	feet
9354	miles/h.	feet

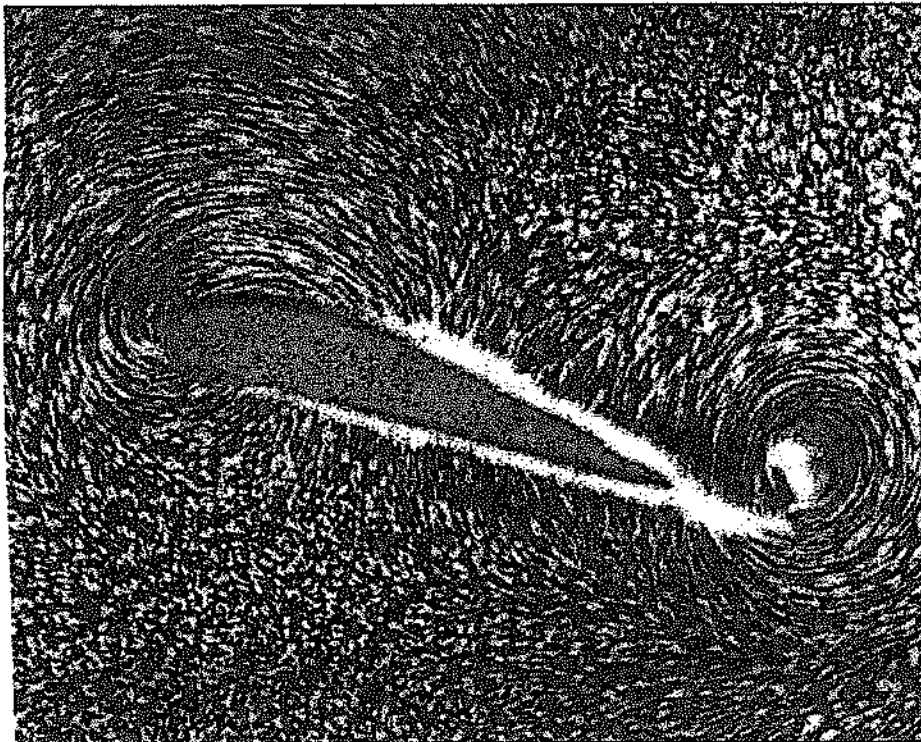
(1 miglio = m. 1609,32 — 1 piede = cm. 30,48).

## INIZIO DELLA CIRCUITAZIONE

Quando si inizia a soffiare aria nella galleria del vento, inizia la circuitazione mediante la formazione di un vortice sulla parte anteriore del profilo (definito *legato* oppure *portante*), nonché di un vortice (detto *libero*) sulla coda del profilo stesso, ruotante in senso opposto.

E' l'inizio della *circuitazione*, cui si deve la portanza indispensabile per il volo. Quest'ultima era stata ignorata a lungo nei secoli scorsi, ritardando così lo sviluppo dell'aviazione.

Esattamente la stessa cosa succede quando un'aerodina (modello oppure aeroplano) inizia a rullare sul terreno per decollare.





## VERIFICHE

Allo scopo di chiarire ulteriormente quanto sin qui esposto, eseguiamo alcune semplici verifiche, iniziando dall'omogeneità delle formule esposte a pagina 20 e pagina 21. Ci serviamo delle equazioni dimensionali riportate a pagina 53 e pagina 54: è indispensabile che da un lato e dall'altro del segno di uguaglianza  $\Leftrightarrow$  ci siano espressioni identiche, con gli stessi esponenti.

### CIRCUITAZIONE

$$\Gamma = 2\pi V_t R_t \quad [1]$$

$$\begin{array}{c} \text{m}^2/\text{sec} = \text{m}/\text{sec} + \text{m} \\ \downarrow \qquad \downarrow \qquad \downarrow \\ \text{L}^2\text{T}^{-1} = \text{L}\text{T}^{-1} + \text{L} \\ \downarrow \qquad \downarrow \\ \text{L}^2\text{T}^{-1} = \text{L}^2\text{T}^{-1} \end{array}$$

NOTE:  $V_t$  = velocità tangenziale di circuitazione  
 $R_t$  = raggio di circuitazione

### PORTANZA

$$L = \rho V b \Gamma \quad [2]$$

$$\begin{array}{c} \text{Kg} = \text{Kgsec}^2/\text{m}^4 + \text{m}/\text{sec} + \text{m} + \text{m}^2/\text{sec} \\ \downarrow \qquad \downarrow \qquad \downarrow \qquad \downarrow \qquad \downarrow \\ \text{LMT}^{-2} = \text{LMT}^{-2}/\text{L}^4 + \text{LT}^{-1} + \text{L} + \text{L}^2\text{T}^{-1} \\ \downarrow \qquad \downarrow \qquad \downarrow \qquad \downarrow \\ \text{LMT}^{-2} = \text{L}^{-3}\text{M} + \text{LT}^{-1} + \text{L} + \text{L}^2\text{T}^{-1} \\ \downarrow \qquad \downarrow \qquad \downarrow \qquad \downarrow \\ \text{LMT}^{-2} = \text{LMT}^{-2} \quad \text{Q.V.D.} \quad \text{Anche qui siamo a posto !!} \end{array}$$

semplificando

Riprendiamo in esame il maximodello preso in esame a pag.87 del Rif.11 (riportata alla fine dell'appendice) per dimostrare che il principio di Bernoulli non produce abbastanza portanza per il suo sostentamento in volo.

Abbiamo assunto che volasse a  $V = 20 \text{ m/sec}$  (cioè 72 Km/h); ipotizziamo ora le sue caratteristiche principali:

apertura	$b = 4 \text{ m}$
corda media	$c = 0,35 \text{ m}$
peso al decollo	$W = 11,0 \text{ Kg}$
superficie	$S = 1,4 \text{ m}^2$
allungamento	$AR = 11,43$

Applichiamo la formula [2] basata sulla circolazione, sapendo che portanza  $L$  deve essere esattamente uguale al peso  $W$ . Possiamo quindi scrivere

$$11,00 = \rho \cdot 20 \cdot 4 \cdot \Gamma$$

Da questa relazione ricaviamo

$$\Gamma = 11,00 : [0,125 \cdot 20 \cdot 4] = 11 / 10 = 1,1 \text{ m}^2 / \text{sec}$$

Questo è il valore sufficiente per il sostentamento del nostro modello.

Riassumiamo brevemente: la rotazione della corrente è l'unica responsabile della generazione della portanza. Ciò indusse separatamente Kutta (nel 1902) e Joukowsky (nel 1905) a formulare la *teoria circolatoria della portanza*, sintetizzata nel teorema che porta il loro nome. Si basa su un concetto molto semplice: gli effetti aerodinamici di un flusso *reale* (d'aria) su un corpo qualsiasi risultano dalla sovrapposizione degli effetti di due correnti *ideali*, una *traslatoria* ed una *circolatoria*. In definitiva, secondo il teorema di Kutta-Joukowsky (fondamentale per lo sviluppo dell'aeronautica), su un'ala di apertura infinita a profilo costante, investita da una corrente d'aria, si sviluppa una forza (portanza), diretta perpendicolarmente alla direzione del moto. Per un tratto di lunghezza unitaria (cioè di un metro, secondo le unità di misura indicate per questa chiaccherata), l'intensità di questa forza è data dalla formula sopra riportata.

Kutta e Joukowsky avevano formulato la loro teoria sull'ipotesi di flusso regolare al bordo d'uscita del profilo alare, cioè senza distacco. Ciò comporta una corrente *stazionaria*: non può essere una corrente qualsiasi, ma tale da tradurre esattamente la corrente indotta dal corpo (cioè dall'ala).

Fortunatamente esistono parecchi programmi analitici CFD (Computational Fluid Dynamics), basati sulla *mappatura conforme*, che consentono la determinazione quantitativa della portanza. Sono basati sulla *mappatura conforme*, già citata. Richiedono una preparazione tecnica superiore ed una buona dimestichezza con le matematiche superiori, che l'aeromodellista medio non è tenuto a possedere.

Per completezza d'informazione riportiamo, dal Rif.11 (pag.87), il conteggio che dimostra come il principio di Bernoulli non sia sufficiente a produrre la portanza necessaria a sostenere in volo una determinata aerodina.

## IL PRINCIPIO DI BERNOULLI NON E' SUFFICIENTE

Proviamo a verificare l'applicabilità del principio di *Bernoulli*, assumendo - per assurdo - che siano validi il *principio dell'ugual tempo di transito* e la *teoria della gobba*.

Ricordiamo brevemente il principio di Bernoulli, sintetizzato dalla relazione

$$P = p + q$$

dove  $P$ =pressione totale,  $p$ =pressione statica,  $q$ =pressione dinamica.

Consideriamo - per esempio - un maximo modello che, nell'aria ferma, avanza a 20 m/sec (72 Km/h) alla quota di 500 metri.

A questa altitudine la *pressione atmosferica* è  $P = 9.421 \text{ Kg/m}^2$  e la *densità dell'aria* è  $\rho = 0,1191 \text{ (Kg} \cdot \text{sec}^2/\text{m}^4)$ . Vedere Tabella Aria Tipo Internazionale.

L'ala del modello è munita di profilo CLARK Z, nel quale il contorno dorsale è più lungo del 5,56% rispetto a quello ventrale. Vedere tabella allegata.

La corda alare è di m.0,35, quindi il contorno dorsale risulta pari a  $0,35 \cdot 1,0556 = 0,36946$  metri. Assumiamo altresì che il *carico alare* sia di  $80 \text{ g/dm}^2$  (cioè  $8 \text{ Kg/m}^2$ ): affinché il modello possa volare, è indispensabile che sotto l'ala agisca una pressione di uguale intensità, diretta verso l'alto.

Sul *ventre* del profilo il tempo di transito risulta  $t = 0,35(\text{m}) : 20(\text{m/sec}) = 0,0175 \text{ sec}$ .

La *pressione dinamica* risulta pari a  $q = 0,5 \cdot 0,1191 \cdot 20^2 = 0,05955 \cdot 400 = 23,82 \text{ Kg/m}^2$ .

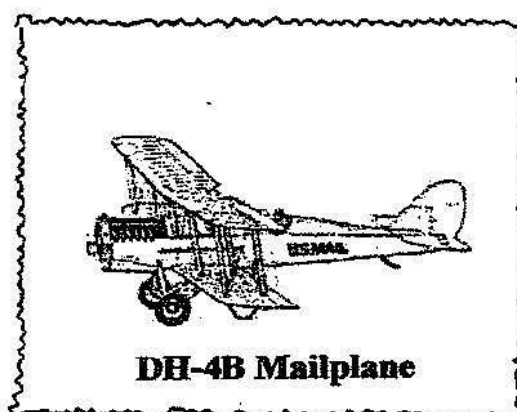
Deducendo questo valore dalla *pressione atmosferica*  $P = 9421 \text{ Kg/m}^2$  si ottiene la *pressione statica* esistente sotto l'ala, cioè  $p = 9421 - 23,82 = 9397,18 \text{ Kg/m}^2$ .

Sul *dorso* del profilo, che l'aria dovrebbe percorrere nello stesso tempo  $t = 0,0175$  secondi, la velocità risulta  $v = 0,36946(\text{m}) : 0,0175(\text{sec}) = 21,112 \text{ m/sec}$ .

La corrispondente *pressione dinamica* risulta  $q = 0,5 \cdot 0,1191 \cdot [21,12]^2 = 0,05955 \cdot 445,71654 = 26,5424 \text{ Kg/m}^2$ .

Deducendo questo valore dalla *pressione atmosferica*  $P = 9421 \text{ Kg/m}^2$ , si ottiene la *pressione statica* sopra l'ala, cioè  $p = 9421 - 26,5424 = 9394,45 \text{ Kg/m}^2$ .

In definitiva, la *pressione statica differenziale* tra *dorso* e *ventre* del profilo risulta pari a  $9397,18 - 9394,45 = 2,73 \text{ Kg/m}^2$ , decisamente insufficiente a sostenere il nostro modello che ha un carico alare di  $8 \text{ Kg/m}^2$ . Q.V.D.



## GLOSSARIO MINIMO DI AEROTECNICA

### DEFINIZIONI - SIMBOLI - FORMULE - UNITA' DI MISURA

[Allegato alla monografia "PERCHE' L'AEROPLANO VOLA?"]

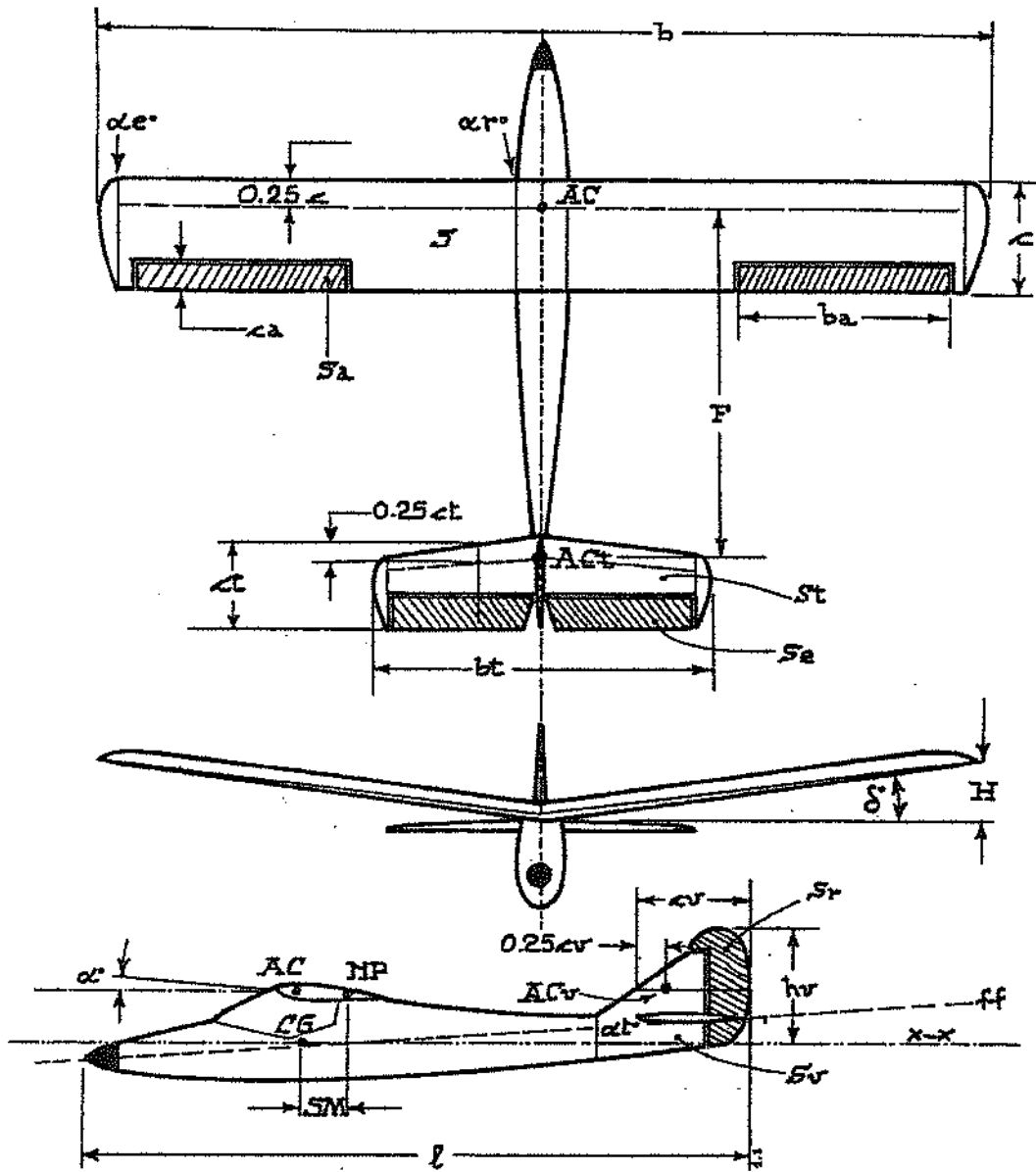
#### Avvertenze:

- A) Le **definizioni** usate in questo testo sono quelle di uso comune.
- B) I **simboli** qui elencati possono differire da quelli che si trovano in altre pubblicazioni; l'elenco completo delle lettere dell'alfabeto greco si trova a pag.66. Per l'identificazione dei simboli principali, indicati tra parentesi quadre [ ], si suggerisce di osservare il trittico della **FIG.7.1**, relativo ad una generica aerodina. Ogni simbolo può assumere significato diverso, secondo il contesto in cui è inserito.
- C) Per interpretare correttamente le **formule**, occorre fare attenzione alle eventuali note in calce a ciascuna di esse.
- D) In questo testo sono state usate le **unità di misura** pratiche, di uso quotidiano nella vita comune, non quelle scientifiche. Nell'eseguire eventuali calcoli occorre usare unità di misura congrue, cioè dello stesso sistema; in altre parole non si possono mescolare, in un determinato calcolo, metri e piedi, oppure chilogrammi e libbre, ecc.ecc. Nell'elaborare espressioni ed equazioni è consigliabile verificare il risultato finale mediante le equazioni dimensionali.

**ACCELERAZIONE [a]** - Variazione della velocità nell'unità di tempo; per esempio, se un aeromodello accelera, passando da 8 m/sec a 10 m/s in un secondo di tempo, la sua accelerazione risulta uguale a 2 m/sec<sup>2</sup>. *Unità di misura: m/sec<sup>2</sup>.*

**AERODINA** - Macchina volante aerea a sostentamento dinamico: aeroplani, alianti, aeromodelli, elicotteri, autogiri, schermoplani: volano solo se le superfici profilate sono dotate di moto traslatorio oppure rotatorio. La nomenclatura di una aerodina semplice (aeromodello a motore) è indicata nella **FIG.7.1**.

**ALLUNGAMENTO [AR]** - Rapporto tra apertura alare e corda media geometrica,  $AR=b/c$  oppure  $AR=b^2/S$ . Viene indicato anche con la lettera greca  $\lambda$  (lambda). A volte viene definito anche *rapporto di aspetto*, che è una maldestra traduzione del termine inglese *aspect ratio*. Un allungamento elevato comporta la riduzione della resistenza indotta, provocata dai vortici d'estremità.



**FIG.7.1**  
 Parametri fondamentali di ogni aerodina.

**ANGOLO D'ATTACCO AERODINAMICO  $[\alpha]$**  - Angolo di inclinazione dell'ala (e di qualsiasi altra superficie profilata) rispetto alla direzione di traslazione (che non coincide necessariamente con l'asse della fusoliera, come sovente capita di leggere). Di solito viene indicato con la lettera greca  $\alpha$  (alpha). Per definizione è l'angolo tra la direzione di traslazione e l'angolo di portanza nulla del profilo  $[\alpha_0]$ .  
 Unità di misura: angoli sessagesimali oppure radianti.




**ANGOLO D'ATTACCO GEOMETRICO** [ $\alpha$ ] - E' l'angolo tra la direzione di traslazione e un elemento geometrico del profilo: la corda, cioè il segmento che unisce il naso con il bordo di fuga del profilo. Sovente (ed erroneamente, viene riferito all'asse della fusoliera, che non coincide necessariamente con la direzione di volo). *Unità di misura: angoli sessagesimali oppure radianti.*

Nel caso di profili piano-convessi viene riferito, per comodità, al fondo piatto del profilo stesso. Comunemente viene anch'esso indicato col simbolo  $\alpha$  (alpha): occorre quindi fare attenzione nel caso di calcoli e/o considerazioni varie.

**ANGOLO DI DEFLESSIONE** [ $\epsilon$ ] - Deviazione verso il basso subita dal flusso d'aria che scorre sopra l'ala, per via della *circolazione* attorno al profilo (che è la vera causa della portanza). in primissima approssimazione lo si può considerare uguale all'*angolo d'attacco aerodinamico*. Aumenta l'incidenza negativa dello stabilizzatore orizzontale, incrementando così il *diedro longitudinale effettivo* rispetto a quello *geometrico*, e quindi la stabilità di beccheggio. *Unità di misura: angoli sessagesimali oppure radianti.*

**APERTURA ALARE** [ $b$ ] - Distanza tra le estremità alari, misurata sulla proiezione su un piano orizzontale. Unità di misura: **m**. Per via del *diedro alare* (positivo in quasi tutti i modelli volanti), l'apertura  $b$  è inferiore alla lunghezza effettiva delle due semiali sommate assieme. *Unità di misura: m.*

**BARICENTRO (CENTRO DI GRAVITA')** [CG] - E' il punto di applicazione della risultante di tutte le forze di gravità (pesi) agenti sul modello. Nei piani costruttivi, non solo in aeromodellismo viene rappresentato con un piccolo cerchio suddiviso

in quattro parti, due bianche e due nere, ----> . Questo cerchietto, nei piani costruttivi, viene regolarmente appiccicato sulla corda alla radice alare, mentre sarebbe assai più utile, per talune configurazioni, indicare anche la sua esatta posizione in verticale, che è importante per la *stabilità pendolare* attorno all'asse *longitudinale (rollio)*.

**BECCHEGGIO** - Oscillazione rotatoria attorno all'asse trasversale passante attraverso il *baricentro CG*: può essere dovuta a instabilità dell'aerodina (per inadeguatezza del progetto aerodinamico oppure del centraggio), a cause esterne (raffiche), a comando dell'elevatore.

**BRACCIO DI LEVA DELLO STABILIZZATORE (ORIZZONTALE /VERTICALE)** - Distanza tra il *baricentro* ed il *fuoco* dello stabilizzatore; quest'ultimo si trova al 25% della *corda media* dell'impennaggio (verticale o orizzontale).

A volte viene considerata braccio di leva la distanza tra il fuoco dell'ala e quello dell'impennaggio; nel caso del *diagramma di Crocco*, il braccio di leva è riferito al bordo d'attacco dell'ala.. *Unità di misura: m.*

**BOLLA DI SEPARAZIONE** - Denominazione (per la verità impropria) dei vortici che si formano sul dorso e sul ventre del profilo, quando il gradiente di pressione diventa troppo elevato. Questi vortici, come si è illustrato nel testo, ad ogni data incidenza e velocità, rimangono nella stessa posizione, distaccandosi dal dorso del profilo ed arrotolandosi su se stessi.

Provocano una maggior resistenza, e quando superano una certa dimensione ed intensità causano lo stallo dell'ala. Le comuni espressioni "*distacco della bolla*", "*scoppio della bolla*", benchè tecnicamente improprie, indicano chiaramente l'effetto negativo dei vortici: la loro formazione può essere attenuata mediante

l'installazione di opportuni turbolatori, che sono efficaci soprattutto a velocità molto basse.

**CARICO ALARE (o SUPERFICIALE)  $[W/S]$**  - E' il rapporto tra il *peso totale* (**Kg**) dell'aerodina in ordine di volo, **W**, e la *superficie portante*, **S** (**m<sup>2</sup>**).

Nel caso di aeromodelli con profilo di coda *portante* (sia per volo libero sia per volo radioguidato) la *superficie S* comprende anche quella dello stabilizzatore orizzontale: a questo riguardo ci sono prescrizioni in diversi regolamenti di gara. Per qualsiasi modello volante un *carico alare* il più basso possibile è garanzia di buone prestazioni; il limite effettivo è dettato dall'esigenza di adeguata robustezza strutturale, che va studiata in funzione delle sollecitazioni previste durante il volo, come chiaramente descritto nel Rif.44. *Unità di misura: Kg/m<sup>2</sup>*.

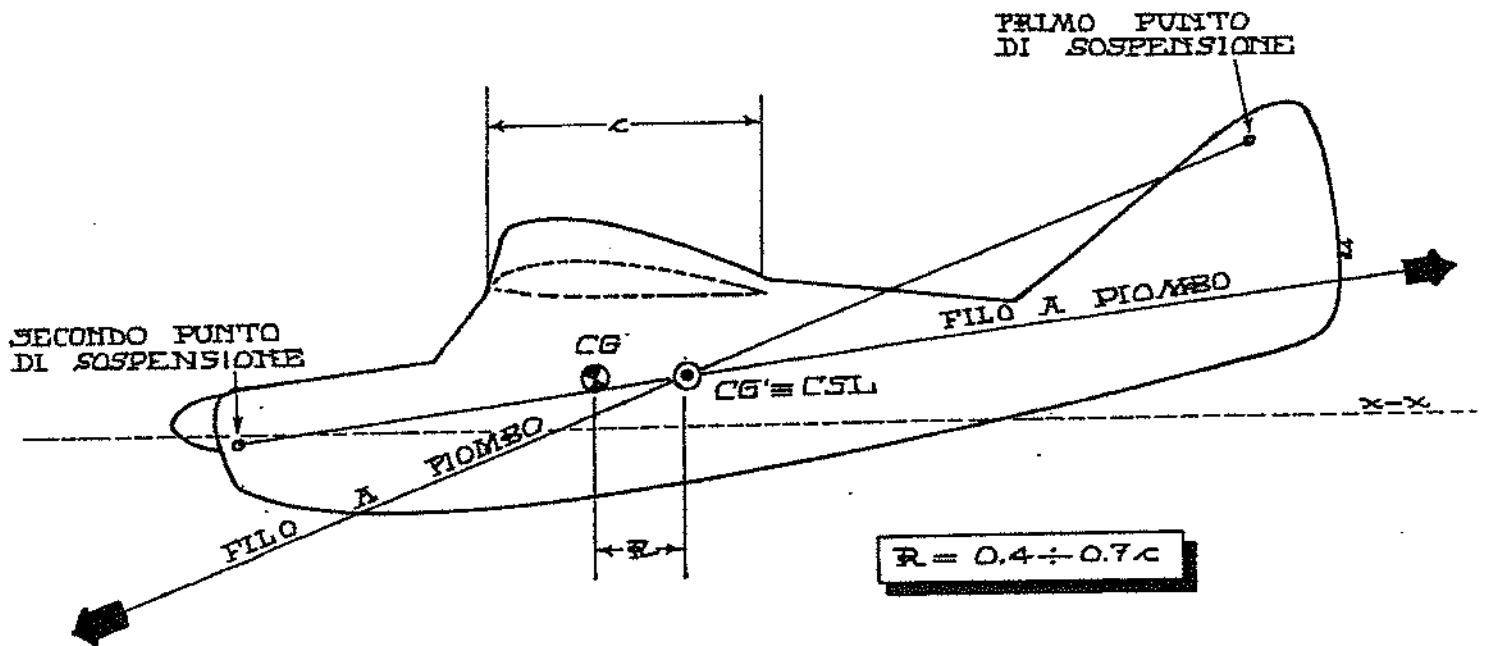
**CENTRAGGIO** - Operazione di equilibratura del modello, consistente nello spostare i pesi variabili a bordo (zavorra, batterie, ecc.ecc.) in modo che il modello abbia una traiettoria regolare, senza oscillazioni trasversali o laterali. Quando possibile, si verifica che il modello abbia una planata tesa e perfettamente rettilinea.. A questo scopo bisogna verificare che tutti i dati di progetto (incidenze, simmetrie, ecc.) siano rispettate, prima di spostare i pesi variabili affinché il *baricentro CG* cada nel punto previsto.

**CENTRO AERODINAMICO (o FUOCO)  $[AC]$**  - Punto rispetto al quale il *coefficiente di momento CM* rimane praticamente costante al variare dell'*angolo di attacco*, nel campo delle incidenze comunemente adottate. Può anche trovarsi al di fuori del contorno del profilo: per le applicazioni pratiche (calcoli relativi alla stabilità longitudinale) si considera la sua proiezione sulla corda, che di solito oscilla tra il 23% ed il 27%. Convenzionalmente, non solo in aeromodellismo, lo si considera situato al 25% c.

**CENTRO DI PRESSIONE  $[CP]$**  - Punto applicazione della *risultante aerodinamica* durante il moto di un profilo in una corrente d'aria. Si sposta verso il bordo d'entrata al crescere dell'angolo d'attacco, e verso il bordo di fuga nel caso opposto : questo avviene per tutti i *profili portanti*, ad eccezione di quelli cosiddetti *autostabili*. In questi ultimi, all'aumento dell'angolo d'attacco si ha un arretramento del *centro di pressione*:ciò è dovuto al fatto che questi profili, detti anche "*reflex*", presentano la linea mediana con andamento ad S. In altri termini, il codino rialzato fa sì che si comportino come un'aerodina completa, dotata di diedro longitudinale.

Gli spostamenti, anche minimi, del *centro di pressione* provocano variazioni di assetto che devono essere istantaneamente corretti dallo stabilizzatore orizzontale. Per questo motivo, nei conteggi relativi alla *stabilità longitudinale*, è consuetudine fare riferimento al *fuoco* del profilo (detto anche *centro aerodinamico*), che si assume convenzionalmente situato al 25% della *corda media* a partire dal bordo d'entrata.

**CENTRO DI SUPERFICIE LATERALE  $[CSL]$** - Coincide con il centro di figura **CG'** della vista laterale dell'aeromodello ed è rilevante per la stabilità direzionale. Tracciata la vista laterale e ricavatane la sagoma da materiale omogeneo (cartoncino, per esempio) **CG'** si determina mediante filo a piombo applicato in due punti diversi, come indicato nella **FIG.7.2**. Tipicamente la distanza **R** tra il baricentro **CG** del modello completo e **CG'** è compresa tra **0.4** e **0.7 c** (corda media alare).



**FIG.7.2**  
 Determinazione del Centro di Superficie Laterale CSL  
 mediante agoma in materiale omogeneo e filo a piombo.

**CORDA ALARE GEOMETRICA [c]** - Distanza tra bordo d'entrata e bordo di fuga, misurata parallelamente alla mezzeria alare. Se l'ala è a pianta non rettangolare, esistono infinite corde alari; in questo caso si fa riferimento alla *corda media*. Nel caso di ala trapezoidale (cioè a *rastremazione semplice*), la *corda media* è data dalla media tra la *corda alla radice*,  $c_r$ , e la *corda all'estremità*  $c_e$ , cioè  $c = [c_r + c_e] : 2$ .

Nel caso di piante alari a contorno più elaborato (poligonale, a doppia rastrematura, ellittica, semi-ellittica, mista, ecc.) si usano semplici formule geometriche (Rif.19).

In questo caso si può anche procedere con questo semplice metodo:

- a) tracciare in grandezza naturale la pianta della semiala su materiale omogeneo (cartoncino, carta da pacchi);
- b) ritagliare e pesare la sagoma così ottenuta;
- c) tagliare e pesare un *decimetro quadrato* (cm.10x10) dello stesso materiale;
- d) dividere il *peso della sagoma* per il *peso del decimetro quadrato*: il risultato è la *superficie della semiala*, espressa in decimetri quadrati.

A questo punto si può anche determinare la *corda media* necessaria per i conteggi; dividiamo la *superficie S* per l'*apertura b*, ottenendo la *corda media c*. Quindi si fa scorrere lentamente un righello parallelamente alla mezzeria, fino a riscontrare la posizione del valore  $c$  testè determinato. La precisione che si ottiene è più che sufficiente per ogni esigenza aeromodellistica. *Unità di misura: m.*

**CORDA ALARE AERODINAMICA [c<sub>a</sub>]** - *Corda media* ideale sulla quale, per comodità di ragionamento, si immagina sia applicata la forza aerodinamica di ogni singola semiala. La distribuzione della portanza lungo la semiala decresce

dalla radice verso l'estremità; conseguentemente la *corda media aerodinamica*  $c_a$  si trova leggermente più vicina alla mezzeria rispetto alla *corda media geometrica*  $c$ . Quest'ultima è più che sufficiente per tutte le applicazioni pratiche, non solo in aeromodellismo. Note le caratteristiche del profilo (o dei profili) alari, la determinazione di  $C_a$  non presenta particolari difficoltà: è di interesse puramente accademico. *Unità di misura: m.*

**CROCCO** - L'ing. *Arturo Crocco*, pioniere dell'aviazione, al cui sviluppo ha dato contributi notevoli, sia teorici che pratici. A lui si deve un metodo semplice, aritmetico-grafico, che consente di determinare rapidamente la posizione del fuoco NP dell'aerodina completa, quando siano note le caratteristiche dei profili impiegati, e le caratteristiche geometriche (bracci di leva, rapporti volumetrici, ecc). Ciò consente di introdurre variazioni prima ancora di passare alla progettazione definitiva. Tuttora impiegato da aeromodellisti intraprendenti per i più svariati tipi di aeromodelli (veleggiatori, idrocorsa Coppa Schneider, motomodelli da diporto).

**DEFLESSIONE (o SVIO) [ $\epsilon$ ]** - Per produrre la portanza, l'ala devia verso il basso una grande quantità d'aria, nell'ambito del complesso fenomeno detto *circolazione*. All'altezza dello stabilizzatore orizzontale la deflessione assume valori press'a poco uguali all'*incidenza assoluta* (riferita cioè all'angolo di portanza nulla). La deflessione aumenta col diminuire della velocità di traslazione. *Unità di misura: gradi sessagesimali.*

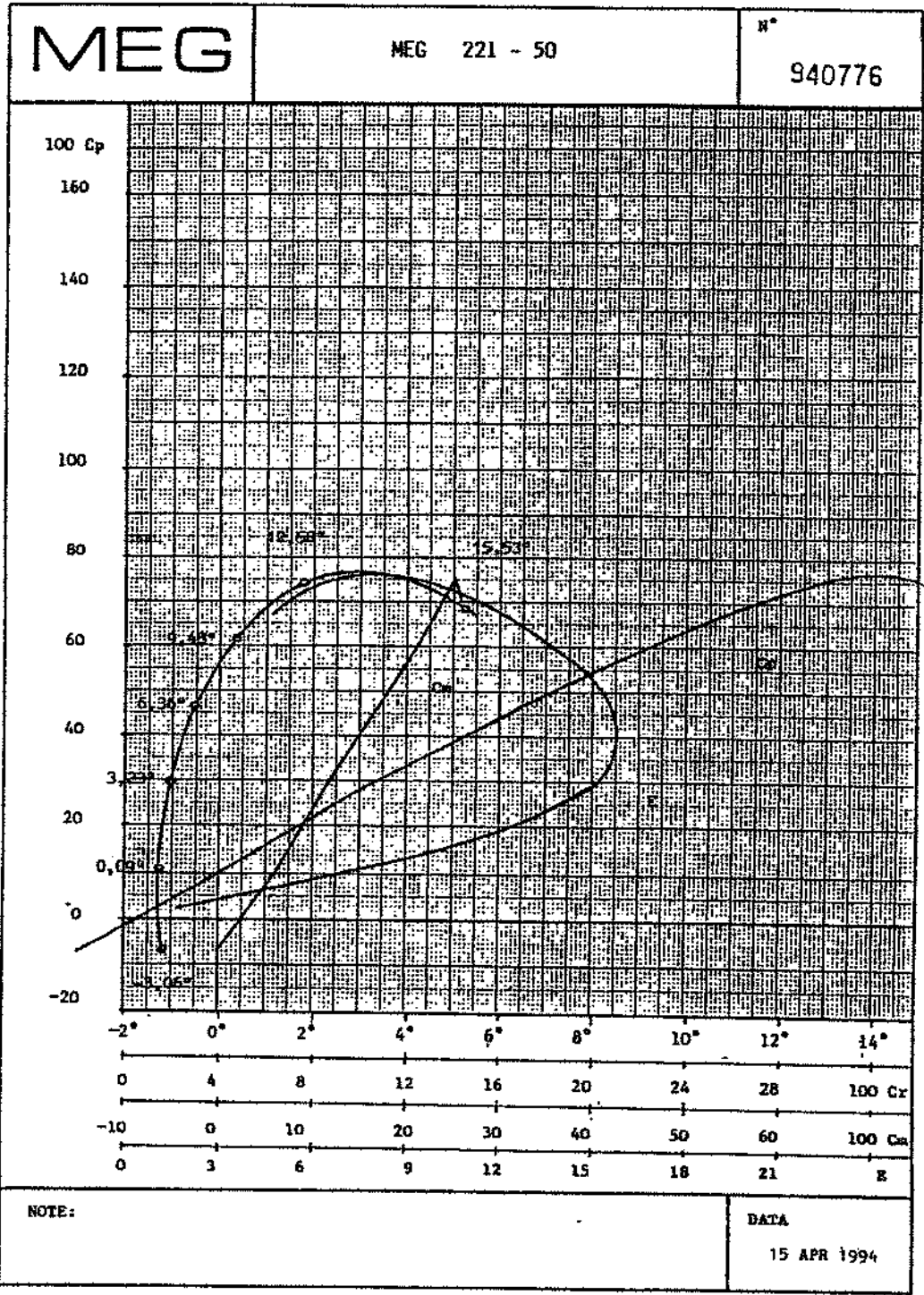
**DENSITA' [ $\rho$ ]** - Rapporto tra la massa di un corpo ed il suo volume; numericamente è dato dal rapporto tra il *peso specifico*  $\gamma$  ( $\text{Kg}/\text{m}^3$ ) e l'*accelerazione di gravità* ( $9.81 \text{ m}/\text{sec}^2$ ). *Unità di misura:  $\text{Kg}/\text{m}^3$ .*

**DIAGRAMMA ORTOGONALE DEL PROFILO** - Lungo l'asse orizzontale (*ascisse*) si ha la scala delle *incidenze*, di solito in gradi sessagesimali; lungo l'asse verticale (*ordinate*) si hanno - di solito - tre scale: una per il *coefficiente di portanza*  $CL$ , una per il *coefficiente di resistenza*  $CD$ , una per il loro rapporto, cioè per l'*efficienza aerodinamica*  $E$ . Tali scale possono anche essere diverse una dall'altra.

Per avere i dati relativi ad una determinata incidenza, si traccia una verticale passante per il valore di quest'ultima, determinando così, sulle scale verticali, i valori cercati. gli assi. La **FIG.7.3**, relativa a prove eseguite da *Enrico Gallazzi* nella galleria del vento MEG, è un nitido esempio della completezza con cui dovrebbero essere presentati i dati aerodinamici, onde facilitarne l'utilizzazione. Questo grafico non viene mai presentato per i profili prodotti mediante elaboratore elettronico.

**DIEDRO ALARE [ $\delta$ ]** - Angolo compreso tra ogni semiala ed il piano orizzontale di riferimento; la sua entità varia secondo il tipo e la configurazione di ogni aeromodello. Entro certi limiti, la stabilità trasversale migliora aumentando il diedro. L'effetto stabilizzante del diedro alare dipende, a parità di tutti gli altri fattori, dalla posizione dell'ala rispetto alla fusoliera [**FIG.7.4**]. *Unità di misura: gradi sessagesimali oppure radianti.*

**DIEDRO LONGITUDINALE GEOMETRICO** - Differenza tra il calettamento dell'ala e quello dello stabilizzatore orizzontale, entrambi riferiti alla linea di traslazione. Normalmente è compreso tra  $2^\circ$  e  $4^\circ$  per aeromodelli di configurazione convenzionale (ala+fusoliera+stabilizzatore). *Unità di misura: gradi sessagesimali.*



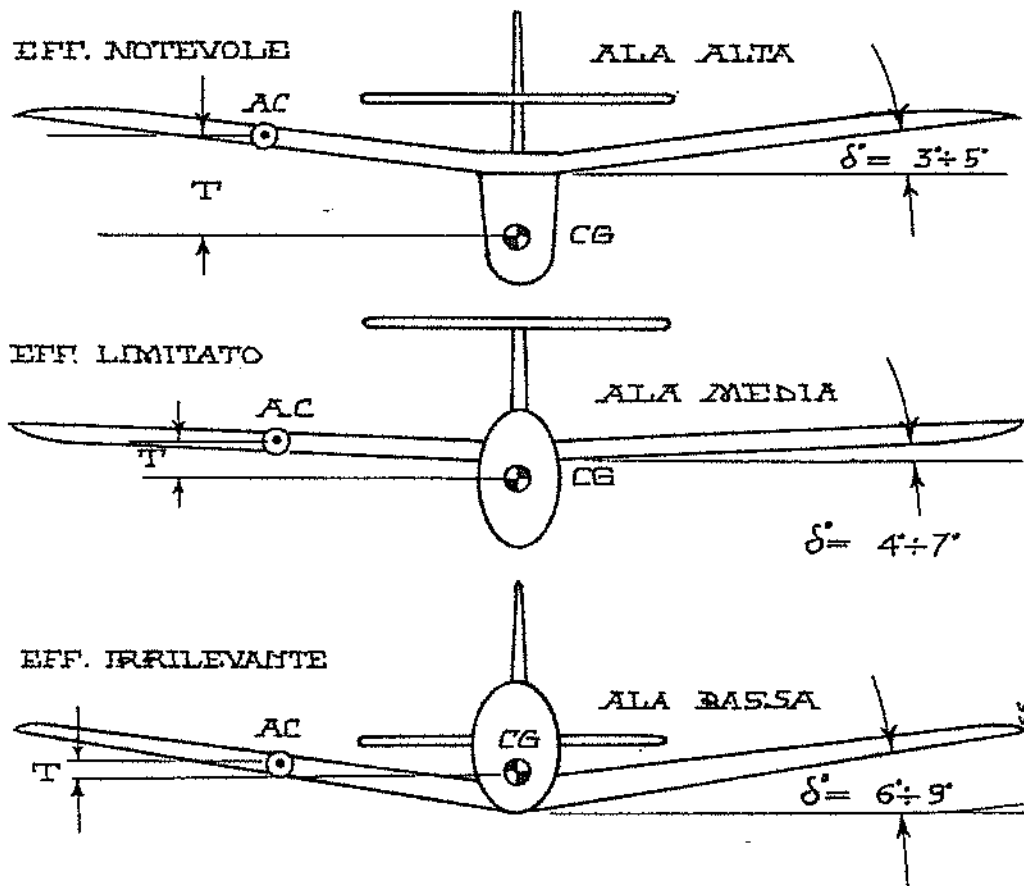
**FIG.7.3**  
**Esempio di nitida e corretta presentazione di dati ricavati in soffieria aerodinamica**  
**(Galleria del vento MEG di Enrico Gallazzi, Busto Arsizio).**



**DIEDRO LONGITUDINALE AERODINAMICO (o ASSOLUTO)** - Differenza tra il calettamento dell'ala e quello dello stabilizzatore orizzontale, entrambi riferiti all'incidenza di portanza nulla. In genere risulta superiore a quello geometrico.

*Unità di misura: gradi sessagesimali.*

**DIEDRO LONGITUDINALE EFFETTIVO** - Passando sull'ala, l'aria viene deviata verso il basso: questa *deflessione* crea la portanza alare e, di fatto, aumenta l'incidenza negativa di lavoro dello stabilizzatore. Indicativamente si può assumere che il diedro longitudinale effettivo sia uguale al diedro longitudinale geometrico sommato alla deflessione; questo vale per aerodine leggere (modelli volanti) e non molto veloci. *Unità di misura: gradi sessagesimali.*

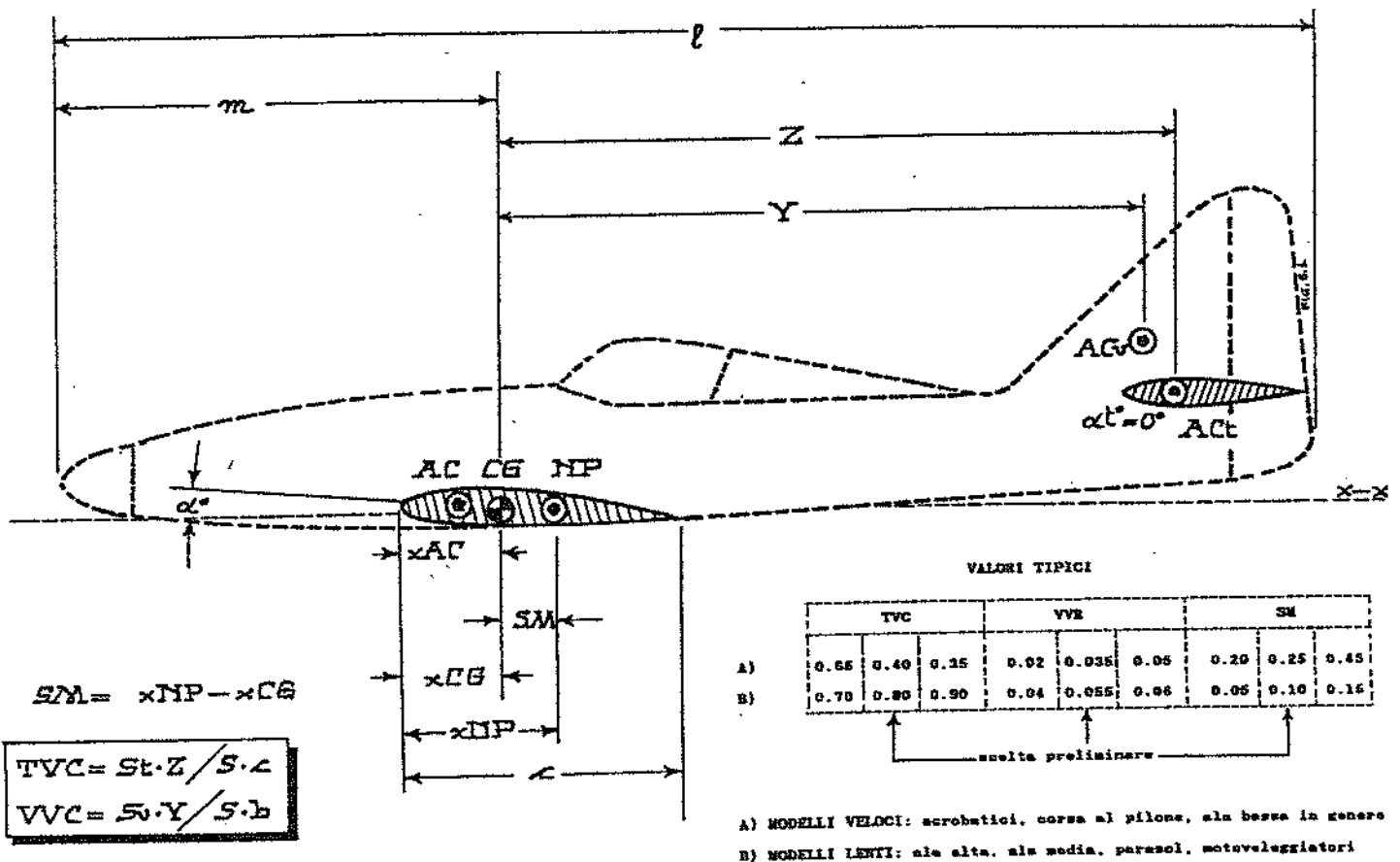


**FIG.7.4**

Il diedro alare è tanto più efficace quanto più elevato è il momento della risultante aerodinamica (applicata nel centro aerodinamico dell'ala AC) rispetto al baricentro CG.

**EFFICIENZA AERODINAMICA [E]** - In ogni aerodina, è il rapporto tra *portanza* e *resistenza*, oppure tra i rispettivi *coefficienti di portanza*  $C_l$  e di *resistenza*  $C_d$ . Nei veleggiatori in planata l'efficienza è anche uguale al rapporto tra *distanza percorsa*,  $D$ , ed *altezza d'inizio della planata*,  $H$ . Simbolo:  $E=L/D=C_l/C_d=D/H$ . I coefficienti  $C_l$  e  $C_d$  si riferiscono all'intera aerodina, e non al solo profilo alare.

Ovviamente anche l'efficienza di un profilo, come tale, si misura con il rapporto  $E=CL/CD$ , che varia secondo le condizioni di prova alla galleria del vento. Nella realtà l'efficienza di una aeromodello adottante un determinato profilo alare risulta molto inferiore a quella del profilo isolato; non è raro verificare  $E=10$  per un profilo avente  $E=20$  (o più).



**FIG.7.5**  
 Valori tipici del margine statico SM e dei rapporti volumetrici di coda TVC (orizzontale) e VVC (verticale).

**EQUAZIONI DIMENSIONALI** - Le grandezze in gioco nell'aerodinamica applicata possono essere *omogenee* o *disomogenee*: le prime si possono sommare tra di loro, le altre no. Si possono aggiungere lunghezze diverse, ma non una lunghezza ed un volume, che sono grandezze *disomogenee*. Questa semplice regola di logica elementare si rifà ad un proverbio latino, secondo il quale "oves et boves" non si possono mescolare. Due grandezze, anche se non omogenee, possono essere messe in relazione tra di loro, quando la loro unità di misura si può derivare da una unità fondamentale mediante un fattore esponenziale, che è un numero (positivo o negativo). Il valore del fattore esponenziale indica la classe cui appartiene la grandezza: indicando con L l'unità di misura della lunghezza, l'unità di superficie e di volume sono rispettivamente:  $L^2$  (fattore esponenziale 2) ed  $L^3$  (fattore esponenziale 3). Nella meccanica razionale (ivi compresa l'aerodinamica), tutte le

grandezze sono definite da tre classi, che definiscono il sistema assoluto di Gauss:

lunghezze **L**, masse **M**, tempi **T**

Il valore **Q** di qualsiasi grandezza risulta così determinato da una espressione del tipo  $Q=L^a M^b T^c$ . In essa **a**, **b**, **c** sono coefficienti numerici.

Le equazioni di questo tipo, dette *dimensionali*, sono utilissime in pratica, per verificare se sono stati commessi errori nell'eseguire trasformazioni e passaggi matematici per arrivare all'espressione finale. A questo punto, da entrambi i lati del segno di uguaglianza (=) si devono trovare le stesse unità di misura con gli stessi esponenti. Ciò conferma che i due termini dell'espressione sono omogenei. Le equazioni dimensionali più ricorrenti sono elencate qui di seguito, unitamente alle unità di misura del sistema metrico decimale di uso corrente.

<u>GRANDEZZA</u>	<u>DIMENSIONI</u>	<u>UNITA' DI MISURA</u>
Lunghezza	L	m
Superficie	L <sup>2</sup>	m <sup>2</sup>
Volume	L <sup>3</sup>	m <sup>3</sup>
Tempo	T	sec
Massa	M	Kg <sub>m</sub> (massa)=9.81 Kg
Forza	LMT <sup>-2</sup>	Kg=1000 grammi
Velocità	LT <sup>-1</sup>	m/sec
Accelerazione	LT <sup>-2</sup>	m/sec <sup>2</sup>
Velocità angolare	T <sup>-1</sup>	rad/sec oppure gradi/sec
Momento	L <sup>2</sup> MT <sup>-2</sup>	Kgm
Momento d'inerzia	ML <sup>2</sup>	Kg <sub>m</sub> m <sup>2</sup>
Energia, lavoro	L <sup>2</sup> MT <sup>-2</sup>	Kgm
Potenza	L <sup>2</sup> MT <sup>-3</sup>	Watt
Impulso	LMT <sup>-1</sup>	Kg <sub>m</sub> /sec
Quantità di moto	LMT <sup>-1</sup>	Kg <sub>m</sub> /sec
Densità dell'aria	ML <sup>-3</sup>	Kg <sub>m</sub> /m <sup>3</sup>
Peso specifico dell'aria	ML <sup>-3</sup>	Kg/m <sup>3</sup>
Viscosità cinematica	L <sup>2</sup> T <sup>-1</sup>	m <sup>2</sup> /sec

Nota: **Kg<sub>m</sub>** denota il chilogrammo massa, cioè il chilogrammo-peso **Kg** diviso per l'accelerazione di gravità. ( $g=9.81 \text{ m/sec}^2$ .)

I numeri reali, le funzioni trigonometriche, gli angoli sono classi di grandezze a *dimensione zero*: hanno ugualmente dimensione zero i fattori numerici (sovente indicati con la lettera **K**), che compaiono in numerose formule. Anche i coefficienti di portanza, resistenza, momento, rollio, imbardata, beccheggio hanno *dimensione zero*.

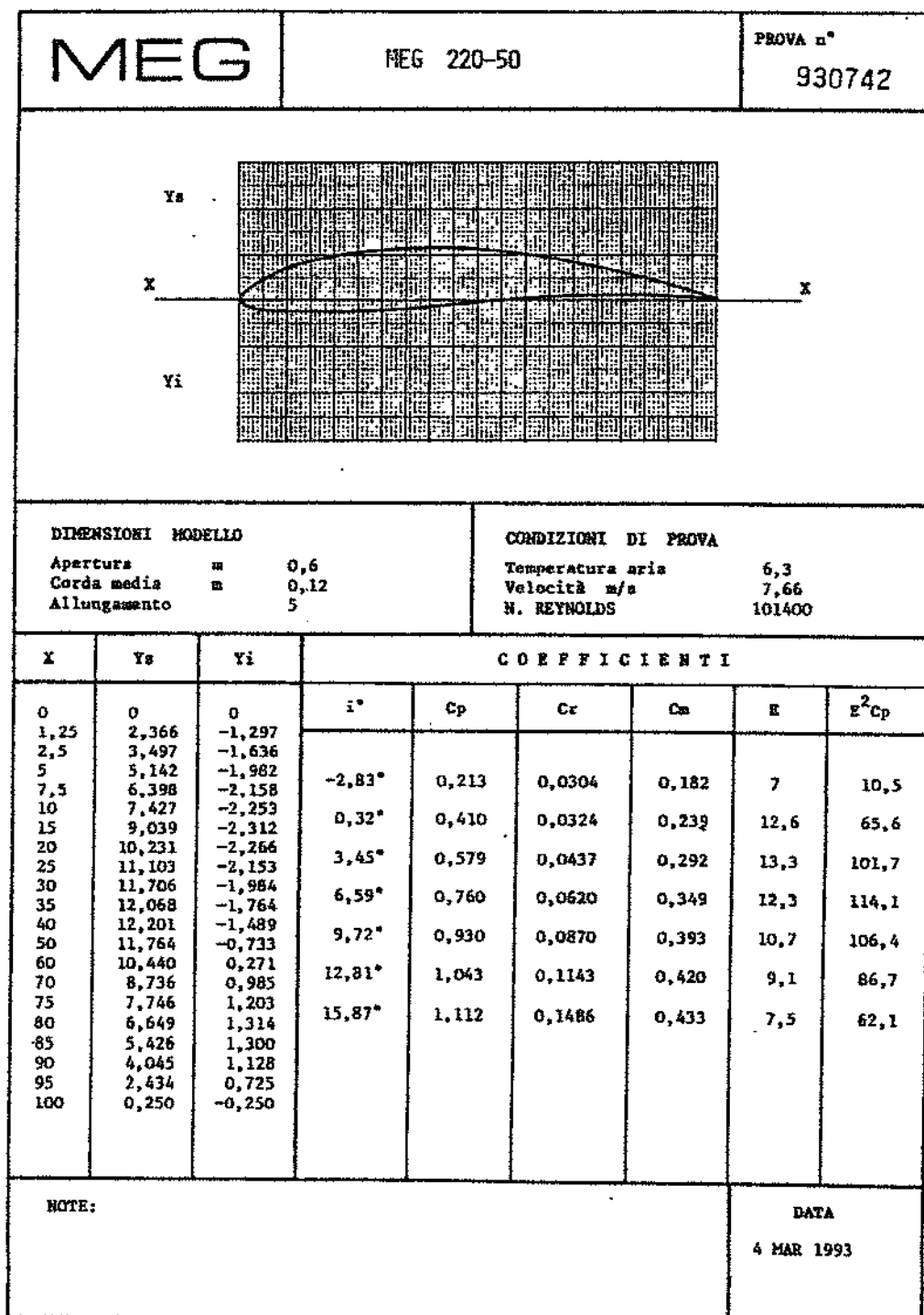
**Avvertenza:** non bisogna confondere il termine *dimensione* (del fattore dimensionale) con la *misura* effettiva della grandezza considerata; nel linguaggio comune si usano indifferentemente i termini *misura* e *dimensione*, quando ciò non ingeneri confusione.

**GRANDEZZE** - Numeri puri (come il rapporto di rastremazione e l'allungamento alare) che non necessitano di una direzione nello spazio per essere esattamente definiti, sono detti *quantità (o grandezze) scalari*, più semplicemente *scalari*.

Qualche esempio: volume, densità, massa, energia.

Sono invece *quantità vettoriali* o, più semplicemente, *vettori* le grandezze che

abbisognano di intensità, direzione e verso per essere completamente definite.



**FIG.7.6**

Completa e corretta rappresentazione dei dati ricavati alla galleria del vento: oltre alle condizioni di prova, sono riportati gli angoli d'attacco ed i relativi rilevamenti (Galleria del vento MEG di Enrico Gallazzi). Raramente si vedono dati presentati in modo così professionale.

Sono vettori tutte le forze, le velocità (anche quelle angolari), i momenti lineari. Quando agiscono in un piano bidimensionale, i vettori si possono comporre tra di loro mediante la regola del parallelogramma: si possono comporre anche se agiscono nello spazio tridimensionale, ma ciò non interessa le normali applicazioni aeromodellistiche.

**IMBARDATA** - Rotazione, anche parziale, dell'aerodina attorno all'asse verticale baricentrico; può essere provocata dal timone direzionale oppure da una causa esterna. Durante l'azionamento degli alettoni si può verificare l'*imbardata inversa*: l'aerodina tende a virare dalla parte opposta rispetto all'alettone alzato. Ciò è dovuto alla maggior resistenza che si verifica nell'alettone abbassato. Per eliminare l'*imbardata inversa* il sistema più semplice consiste nel *comando differenziale* degli alettoni, realizzato meccanicamente oppure elettronicamente, con un rapporto compreso - di solito - tra 1:4 ed 1:5 a favore del movimento in alzata. Esempio: alettone alzato +5°, alettone abbassato -20°. Altri accorgimenti sono descritti nel Rif.19. Il calcolo del momento d'imbardata non è agevole a livello aeromodellistico.

**IMPULSO** - Prodotto di una forza  $F$  moltiplicato per il tempo  $t$  di applicazione ad un corpo qualsiasi, al quale viene conferito un impulso di valore  $Ft$ . Questo impulso è uguale alla *quantità di moto* impartita al corpo stesso.

**INCIDENZA [i]** - Angolo formato tra l'asse longitudinale della fusoliera ed un elemento dell'ala, di solito la corda alla radice. Comunemente si usano indifferentemente i termini *angolo d'attacco* ed *incidenza*: occorre quindi fare molta attenzione quando si fanno conteggi e considerazioni diverse. Rispetto all'asse longitudinale della fusoliera (misurato dal naso alla coda) l'ala può anche essere calettata ad *incidenza di portanza* nulla (negli aeromodelli radioguidati per acrobazia); anche in questo caso, per via della *deflessione*, l'*angolo d'attacco effettivo* risulta sempre positivo (altrimenti il volo non sarebbe possibile). *Unità di misura: angoli sessagesimali.*

**LINEA FOCALE** - Linea (non necessariamente retta) che congiunge i fuochi di tutte le corde alari, situati convenzionalmente al 25% di ogni corda. Normalmente è ad angolo retto con la mezzeria dell'aerodina; quando risulta piegata leggermente in avanti (*freccia negativa*) migliora leggermente la manovrabilità e lo stallo (stalla prima la parte alare vicina alla mezzeria). Quando è piegata all'indietro (*freccia positiva*), migliorano la stabilità direzionale quella trasversale (rollio ed imbardata avvengono sempre contemporaneamente), ma peggiora, in misura minima, la tendenza allo stallo. Statisticamente le aerodine (aeroplani ed aeromodelli) con freccia negativa sono rarissime, perchè complessivamente gli svantaggi superano i vantaggi.

**MARGINE STATICO [SM]** - Distanza tra il baricentro  $CG$  ed il centro aerodinamico dell'aerodina completa, normalmente definito *punto neutro* (Vedi). Normalmente viene espresso come percentuale della corda  $c$ ; l'entità varia secondo il tipo di aeromodello ed il grado di stabilità che si vuole ottenere, come illustrato in diverse monografie della *Collana di Tecnica Aeromodellistica*. Alcuni valori tipici sono indicati nella **FIG.7.5**.



**MOMENTO [M]**- E' il prodotto di una *forza (Kg)* moltiplicata per una *distanza (m)*, purchè tra la *direzione della forza* e la *distanza* ci sia un angolo retto (**90°**).

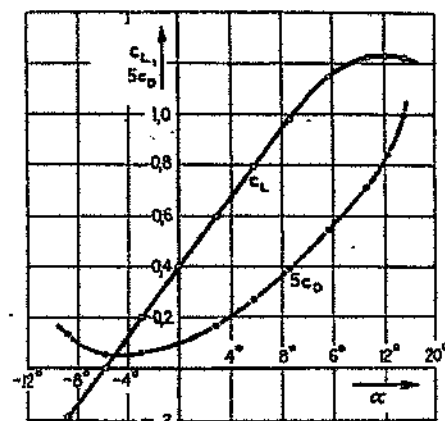
Si ha un *momento* anche quando un flusso di un fluido qualsiasi (anche aria) viene deviato, come si è visto nel caso della *deflessione*, origine della portanza.

In un'ala il *momento* è costituito dalla *portanza* moltiplicata per la *distanza* tra il suo punto di applicazione (**CP**) ed il baricentro **CG**. La posizione di **CP** lungo la corda varia al variare dell'angolo d'attacco, per cui il momento così calcolato non è adatto per i conteggi relativi alla stabilità longitudinale statica. Si fa quindi ricorso al momento riferito al *centro aerodinamico (AC)* del profilo alare (Vedi). Per la costruzione del *diagramma di Crocco* si prende in considerazione il momento riferito al bordo d'attacco della *corda media c*.

**NUMERO DI REYNOLDS [RN]**- Pratico indice di *similitudine dinamica*, che consente di confrontare tra di loro situazioni aerodinamicamente molto diverse; fisicamente è dato dal rapporto tra le *forze d'inerzia* e la *viscosità cinematica*. In pratica si calcola moltiplicando tra di loro *corda*, *velocità* ed un *numero caratteristico*, in funzione delle unità di misura adottate, come indicato nel Cap.1 - CONOSCIAMO L'ARIA. In un'ala non rettangolare, ogni corda ha un **RN** diverso: in questo caso si fa riferimento alla *corda media geometrica*, **c**. Le caratteristiche dei profili vanno sempre riferite al valore **RN** al quale sono state ricavate (sperimentate alla galleria del vento oppure calcolate all'elaboratore elettronico), onde poter effettuare una scelta oculata. Nei modelli volanti il numero di Reynolds oscilla tra  $RN=5.000$  (piccoli modelli anche per volo libero) ad oltre  $RN=200.000$  (maximodelli di grandi dimensioni).

**FIG.7.7**

Esempio di diagramma  $C_L-\alpha$  (curva "a") sul quale è stata tracciata anche la curva  $C_D-\alpha$ . Notare che, per comodità di rappresentazione, i valori di  $C_D$  sono moltiplicati per 5 sull'asse delle ordinate (verticale).



**POLARE DI EIFFEL** - Come la *polare odografica* (Vedi), serve per sintetizzare le caratteristiche e le prestazioni di una aerodina completa, in modo del tutto analogo alla polare del profilo. In questa polare si riscontrano alcuni punti caratteristici : massima *efficienza E*, massimo *fattore di potenza  $CL^3/CD^2$* , volo veloce, affondata, volo rovescio, decollo, atterraggio. Il calcolo a livello aeromodellistico, ancorchè possibile, sarebbe molto laborioso e di scarsissima utilità pratica.

**POLARE ODOGRAFICA** - Detta anche semplicemente *odogramma* o *polare delle velocità*. A differenza della *polare di Eiffel*, che dipende unicamente dalla configurazione dell'aerodina, la polare delle velocità vale solo per un determinato carico alare e per il volo orizzontale. Sull'asse *orizzontale* (di solito nella parte alta della illustrazione) sono indicate le *velocità orizzontali V*, mentre sull'asse *verticale* compaiono i valori della *velocità di caduta Vy*, entrambe espresse in **m/sec**. Si identificano tre punti significativi.: *velocità minima di sostentamento* (il volo non è possibile a velocità inferiore), la *velocità minima di caduta Vy*, e la *velocità di massima efficienza aerodinamica E*, che si ottiene tracciando dal *polo O* una tangente alla *curva polare*. L'odogramma sintetizza le prestazioni di veleggiatori "full size", per i quali vengono effettuate anche verifiche in volo. Per modelli radioguidati il calcolo dell'odogramma non è difficile, ma complicato per la mancanza di dati sperimentali su taluni componenti. In commercio sono stati presentati diversi programmi per determinare l'odogramma mediante elaboratori elettronici, anche di debole potenza. Purtroppo tutti presentano un difetto: quello di adottare per la fusoliera un valore costante per qualsiasi assetto e velocità. Sono quindi adatti solo per un confronto grossolano tra modelli sostanzialmente identici, ma muniti di diversi profili alari..

**POLARE DI PROFILO** - Classica rappresentazione grafica delle caratteristiche di un profilo alare, misurate alla galleria del vento, oppure calcolate con l'elaboratore elettronico. Nei diagrammi di questo tipo, l'asse orizzontale (*ascisse*) reca i valori del *coefficiente di resistenza CD*, mentre sull'asse verticale (*ordinate*) sono indicati i valori del *coefficiente di portanza CL*. L'intersezione tra i due assi è detta *polo*, da qui il nome di *diagramma polare*, più semplicemente *polare*.

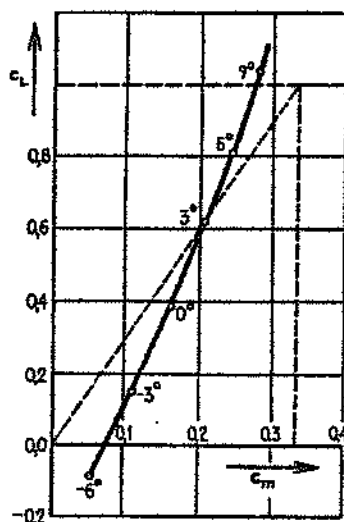
Le caratteristiche del profilo sono rappresentate da una curva, appunto detta *polare*, sulla quale sono (o dovrebbero essere) indicati, almeno di due in due, i valori della incidenza corrispondente. I valori di **CD** e di **CL** si trovano tracciando due rette attraverso l'incidenza prescelta, sino ad incontrare gli assi orizzontale e verticale. I laboratori aerodinamici affidabili (come il MEG dell'aeromodellista bustese Enrico Gallazzi) presentano i dati completi e sovente anche in forma tabellare [FIG.7.6], indicando anche gli angoli di prova. Il diagramma "a" (cioè la curva **CL- $\alpha$** ) sovente viene completato con la curva **CD- $\alpha$** , molto utile per l'impiego pratico [FIG.7.7]. Per l'impiego pratico è pure utile la curva del *coefficiente di momento CM* in funzione del *coefficiente di portanza CL* [FIG.7.8].

L'incidenza di *massima efficienza* (cioè del miglior rapporto **CL/CD**) si trova tracciando una retta dal *polo tangente* alla *curva polare*; quanto più essa è raddrizzata e vicina all'asse verticale, tanto più il profilo è di buone caratteristiche. Nei diagrammi ben realizzati sono anche indicati i valori d'incidenza corrispondenti a resistenza minima, portanza nulla, portanza massima, fattore di potenza. (Rif.19). Tutto questo per i diagrammi "vecchia maniera", basati su dati ricavati alla galleria del vento, completati con l'indicazione del *numero di Reynolds* delle prove. Se questo valore è molto diverso da quello di impiego aeromodellistico, i dati vanno

impegnati con una certa cautela; lo stesso dicasi per i profili ricavati con l'elaboratore elettronico, in quanto i valori dell'incidenza non sono mai indicati e la loro individuazione, ancorchè laboriosa, può ingenerare notevoli errori di graficismo, poichè di solito i diagrammi sono presentati in piccolissima scala (formato cartolina, quando va bene). Sovente queste polari forniscono valori troppo ottimistici, soprattutto quando il programma adottato non tiene conto della viscosità e/o della compressibilità dell'aria.

**FIG.7.8**

Rappresentazione del coefficiente di momento  $C_m$  in funzione del coefficiente di portanza  $C_L$ ; la curva risultante è praticamente assimilabile ad una retta nel campo delle incidenze di normale impiego. Le linee tratteggiate servono per determinare lo spostamento del centro di pressione CP lungo la corda del profilo.



**PORTANZA [L]** - Componente verticale della reazione aerodinamica  $R$ , che si sviluppa su una superficie profilata investita da una corrente d'aria, per via della circolazione attorno all'ala. E' riassunta nella semplice relazione  $L=S*CL*q$  nella quale  $S$ = superficie alare,  $CL$ =coefficiente di portanza,  $q=0.5*\rho*V^2$ =pressione dinamica.. Unità di misura: Kg.

**PUNTO NEUTRO** - Non è altro che il *centro aerodinamico* o *fuoco* dell'aerodina completa: rispetto ad esso il *momento* (e quindi il relativo coefficiente) rimane costante al variare dell'*angolo d'attacco*. La sua distanza dal *baricentro CG* si definisce *margin statico*(Vedi), ed è un indice della *stabilità longitudinale statica* dell'aerodina.

**QUANTITA' DI MOTO** - Prodotto della *massa m* di un corpo per la sua *velocità v*, causata dall'*impulso* di una *forza F* ad esso applicata per il *tempo t*. Esiste l'uguaglianza numerica e dimensionale  $Ft=mv$ .

**RAPPORTO DI RASTREMAZIONE [TR]** - E' il rapporto tra la *corda d'estremità c<sub>e</sub>* e quella alla *radice c<sub>r</sub>*, cioè  $TR=c_e/c_r$ . In un'ala rastremata (anche con doppia rastremazione) la distribuzione della portanza lungo ogni semiala si avvicina a quella ideale, cioè ellittica, che presenta la minor resistenza indotta.

Questa diminuisce con il crescere dell'allungamento alare AR; per questo motivo gli alianti hanno ali molto allungate. Nella realtà, la distribuzione della portanza sull'intera ala non assume mai andamento perfettamente ellittico, a causa della presenza della fusoliera [FIG.4.16].

**RAPPORTO VOLUMETRICO DI CODA (ORIZZONTALE [TVC])** - E' costituito dalla relazione  $TVC=(S_t*Z):(S*c)$ ; per il significato dei simboli e per i valori tipici, vedere

**FIG.7.5.** Entra in gioco nei calcoli per il centraggio e la stabilità longitudinale statica, in quanto è un elemento della lunga espressione del *momento di beccheggio*. Quest'ultimo non è di agevole determinazione a livello modellistico, per cui ci si limita a prendere in considerazione il valore **TVC**.

**RAPPORTO VOLUMETRICO DI CODA (VERTICAL) [VVC]** - Analogo al precedente, è costituito dalla espressione  $VVC=(S_v*Y):(S*b)$ ; per il significato dei simboli e per i valori tipici, vedere la **FIG.7.5**. Entra in gioco nei calcoli relativi alla stabilità direzionale, in quanto è un elemento della lunga espressione del *momento di imbardata*. Quest'ultimo non è di agevole determinazione a livello modellistico, per cui ci si limita a prendere in considerazione il valore **VVC**.

**RESISTENZA [D]** - E' la componente orizzontale della reazione aerodinamica totale **R**, che si sviluppa su una superficie profilata investita da una corrente d'aria. E' riassunta nella semplice relazione  $D=S*CD*q$  nella quale  $S$ =superficie alare,  $CD$ =coefficiente di resistenza,  $q=0.5*\rho*V^2$  = pressione dinamica.. Per il moto traslatorio orizzontale questa forza deve essere bilanciata da una trazione **T** di uguale intensità ma di senso contrario. *Unità di misura: Kg*

**RESISTENZA INDOTTA** - E' causata dai vortici che si formano alle estremità dell'ala, a causa del differenziale di pressione tra flusso ventrale e flusso dorsale. Si riduce aumentando l'allungamento alare **AR**, riducendo la corda d'estremità, adottando all'estremità alare un profilo sottile calettato a 0°. *Unità di misura: Kg.*

**RESISTENZA PARASSITA** - In ogni aerodina, è costituita dalla somma di tutte le resistenze non legate alla generazione della portanza **L**. Da non confondere con la resistenza di profilo. *Unità di misura: Kg.*

**RESISTENZA DI PROFILO** - In ogni superficie profilata è costituita dalla somma delle resistenze di forma (del profilo come tale, dovuta alla scia di Karman) e di attrito dell'aria sulla superficie stessa. Questa componente si riduce levigando al massimo, secondo le tecniche di costruzione, le superfici profilate.

**ROLLIO** - Rotazione anche parziale (pochi gradi) attorno all'asse longitudinale, causata da causa esterne o dal movimento di parti mobili (alettoni e/o timone direzionale).

**STALLO** - Repentina ed enorme diminuzione della portanza e contemporaneo incremento di resistenza dovuto alla formazione di grandi vortici sul dorso del profilo.

**STOL** - Acronimo inglese (Short Take Off and Landing) per indicare aeroplani con brevissima corsa al decollo ed in atterraggio. Queste prestazioni si ottengono grazie a potenza esuberante, basso carico alare, dispositivi di ipersostentazione (flaps, fessure, alule). A livello modellistico è indispensabile un carico alare bassissimo (non superiore a 30-35 grammi/decimetro quadrato). Un buon aeromodello STOL dovrebbe staccarsi dal suolo pressochè automaticamente in presenza di lieve vento.

**SUPERFICIE ALARE [S]** - Per definizione è costituita dal prodotto della *apertura alare b* per la *corda media c*, cioè  $S=b*c$ . Si ignora la superficie effettiva delle due semiali, nonché l'attraversamento della fusoliera. *Unità di misura: m<sup>2</sup>.*

**SVERGOLAMENTO AERODINAMICO** - Si verifica quando l'*angolo di portanza nulla* del profilo alla *radice* e di quelli verso l'*estremità* sono diversi. Nelle configurazioni normali si caletta il profilo d'estremità con angolo d'attacco inferiore

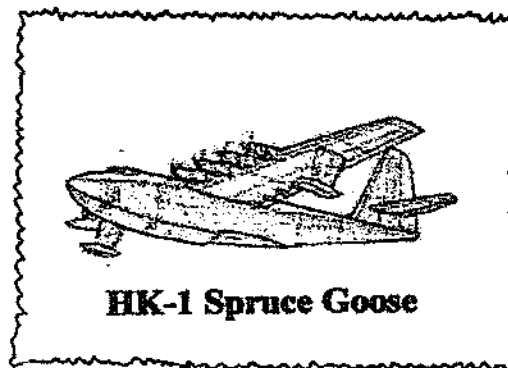
a quello situato alla radice dell'ala. *Unità di misura: gradi sessagesimali oppure radianti.*

**SVERGOLAMENTO GEOMETRICO** - Differenza tra le incidenze *geometriche* (per esempio rispetto all'asse della fusoliera, tra il profilo alla *radice* e quelli verso l'*estremità* alare. *Unità di misura: gradi sessagesimali.*

**VISCOSITA' CINEMATICA** - Proprietà di un fluido in movimento; in esso uno strato in movimento tende a trascinare con se quello adiacente. La forza di attrito, che interagisce tra i due strati (quindi tra gli infiniti strati che ci sono in un fluido) è proporzionale alla velocità relativa tra i due strati.

**WIND SHEAR** - Termine inglese per indicare la violenta ed improvvisa caduta verso il basso di una grande massa di aria fredda, di fronte ad un fronte caldo (in concomitanza con temporali). L'effetto è un anomalo incremento della velocità di caduta verticale delle aerodine che vi si trovano coinvolte: molti gravi incidenti sono stati provocati in questo modo. Questo effetto è analogo a quello provocato dalla *deflessione* dietro l'ala, per via della *circolazione*.

**WINGLETS** - Alette all'estremità alare, sul dorso e sul ventre, ideate dall'americano Whitcomb. Hanno lo scopo di ridurre la formazione dei vortici d'estremità. Si possono ottimizzare per una ben determinata velocità di volo soltanto. Esiste un rapporto NASA che suggerisce (quando possibile) di aumentare l'apertura alare di una lunghezza pari all'altezza delle alette, ottenendo lo stesso effetto pratico.





# FATTORI DI CONVERSIONE

*Riportiamo alcuni dei fattori di conversione ricorrenti nella tecnologia aeronautica.*

PER CONVERTIRE	IN	MOLTIPLICARE PER
<b>LUNGHEZZA</b>		
cm .....	in .....	0.3937
m .....	ft .....	3.281
dm .....	ft .....	0.3281
in .....	cm .....	2.54
ft .....	m .....	0.3048
<b>AREA</b>		
cm <sup>2</sup> .....	ft <sup>2</sup> .....	1.076/1000
m <sup>2</sup> .....	ft <sup>2</sup> .....	10.76
ft <sup>2</sup> .....	cm <sup>2</sup> .....	929.0
ft <sup>2</sup> .....	dm <sup>2</sup> .....	9.29
ft <sup>2</sup> .....	m <sup>2</sup> .....	0.0929
<b>VOLUME</b>		
cm <sup>3</sup> .....	in <sup>3</sup> .....	0.06102
m <sup>3</sup> .....	ft <sup>3</sup> .....	35.31
lt .....	Gallons (USA) .....	0.2642
lt .....	Gallons (Imperial) .....	0.2199
in <sup>3</sup> .....	cm <sup>3</sup> .....	16.38
Gallons (USA) .....	lt .....	3.7853
Gallons (Imperial) .....	lt .....	4.5459
<b>PESO</b>		
g .....	ozs .....	0.03527
Kg .....	lbs .....	2.205
ozs .....	g .....	28.35
lbs .....	Kg .....	0.4536
<b>CARICO ALARE</b>		
Kg/m <sup>2</sup> .....	lbs/ft <sup>2</sup> .....	0.2048
lbs/ft <sup>2</sup> .....	Kg/m <sup>2</sup> .....	4.8824
g/dm <sup>2</sup> .....	ozs/ft <sup>2</sup> .....	0.3278
ozs/ft <sup>2</sup> .....	g/dm <sup>2</sup> .....	3.05
<b>MOMENTI</b>		
g*cm .....	ozs-in .....	0.0138857
Kg*cm .....	ozs-in .....	13.89
Kg*m .....	ft-lbs .....	7.2329
ft-lbs .....	Kg*m .....	0.138255
ozs-in .....	g*cm .....	72.01
ozs-in .....	Kg*cm .....	0.07201
<b>VELOCITA'</b>		
Km/h .....	mph .....	0.6214
m/sec .....	ft/sec .....	3.281
m/min .....	ft/min .....	3.281
mph .....	Km/h .....	1.609
ft/sec .....	m/sec .....	0.3048
ft/min .....	m/min .....	0.3048
<b>ACCELERAZIONI</b>		
m/sec <sup>2</sup> .....	ft/sec <sup>2</sup> .....	3.281
ft/sec <sup>2</sup> .....	m/sec <sup>2</sup> .....	0.3048
gravita' "g" .....	m/sec <sup>2</sup> .....	9.81
gravita' "g" .....	ft/sec <sup>2</sup> .....	32.174