

CAPIRE HORTEN

SINOSSI

Questa monografia è da considerarsi come il logico complemento della relazione **"PER CHI SUONA LA CAMPANA ?"**, presentata al **SETTIMO CONVEGNO DI TECNICA AEROMODELLISTICA**, organizzato da NIKE-FIAM il 7 Dicembre 2007. La configurazione tuttala ha sollecitato l'interesse dei progettisti già nell'epoca pionieristica dell'aviazione, nella speranza (o illusione) di arrivare ad una configurazione aerodinamicamente pura, cioè priva di tutte le resistenze estranee alla generazione della portanza necessaria per il volo.

L'obbiettivo è stato raggiunto solo parzialmente, per una serie di ragioni che esulano dallo scopo di questa nota. Lo sviluppo dell'aviazione avrebbe avuto un andamento ben diverso se alla configurazione tuttala fosse stata applicata tanta ricerca quanta ne fu dedicata alla configurazione tradizionale (ala, fusoliera, impennaggi). Due constatazioni odierne confermano l'opinione che il tuttala offra infinite possibilità di sviluppo: a) alla fine della II° Guerra Mondiale (1939-1945) quasi tutti progetti avanzati per velivoli militari tedeschi prevedevano la configurazione tuttala, nelle sue diverse forme, b) per i velivoli dei prossimi venti-trenta anni le principali case aeronautiche americane ed europee prevedono velivoli tuttala (anche biplani), sia per applicazioni civili, sia per quelle militari.

Tra i progettisti insigni di tuttala, la figura del Dr. Reimar Horten (con il quale l'autore ha avuto il piacere di scambiare proficua corrispondenza) è indubbiamente la più significativa, soprattutto per il fatto che sono alcune centinaia gli esemplari costruiti su suoi progetti. E' opinione dell'autore che i principi Horten siano tuttora i più validi, nonché i più adatti per le realizzazioni modellistiche di tuttala. Infatti a questo livello è indispensabile una elevata stabilità automatica, visto che con il radiocomando si può intervenire solo con un certo ritardo. Questa nota si prefigge di esporre il nucleo essenziale della concezione di Horten nella forma più semplice possibile. Sarebbe una assurdità pretendere da parte degli aeromodellisti la conoscenza dell'aerodinamica teoretica, illustrata nelle ricerche di Prandtl, Kutta, Joukowski, Betz, Von Mises, Trefftz, Karman, tanto per citare quelli che costituiscono il fondamento su cui Horten sviluppò la sua concezione.

Conseguentemente è stato adottato un linguaggio pratico e semplice, in modo che i concetti esposti risultino chiari a tutti i lettori, soprattutto a quelli che non hanno una preparazione specifica.

A risparmio di tempo si è evitato di ripetere quanto già esposto nella relazione del 2007 sopracitata.

A parte la configurazione aerodinamica nel suo complesso, nell'analizzare i tuttala Horten è indispensabile fare riferimento alla stabilità (sia statica che dinamica), nonché alla manovrabilità.

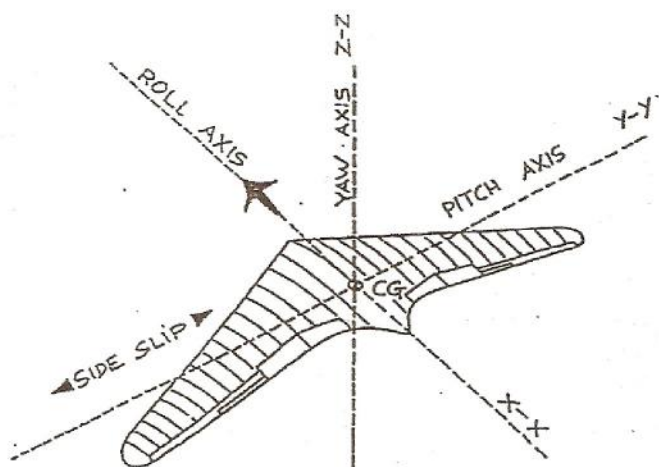


FIG.1

Gli assi baricentrici ai quali sono riferiti tutti i movimenti del tuttala:
 $x-x$, asse di rollio $y-y$, asse di beccheggio, $z-z$, asse d'imbardata

A questo proposito tutta la letteratura tecnica fa riferimento ai tre assi baricentrici:

- $x-x$ asse longitudinale o di rollio
- $y-y$ asse trasversale o di beccheggio
- $z-z$ asse verticale o di imbardata.

Uno scorrimento lungo l'asse di beccheggio $y-y$ si definisce derapata.

La manovrabilità è assicurata dai movimenti di rollio, beccheggio ed imbardata, causati dai rispettivi momenti rispetto agli assi baricentrici sopracitati (**FIG.1**). Qualsiasi movimento può essere scomposto (analiticamente s'intende) in una o più rotazioni (anche parziali) attorno ai predetti assi passanti per il baricentro **CG**. Il ricercatore Albion Bowers della NASA (**Rif.7**) ha ripetutamente affermato, senza che nessuno lo abbia contraddetto, che un'ala volante Northrop (ben nota a chi si interessa di tuttala) ha più caratteristiche in comune con un'aerodina a configurazione tradizionale (ala+fusoliera+impennaggi), che non con un tuttala genuinamente Horten.

Quest'affermazione ha a che fare con la distribuzione del carico lungo l'apertura alare e con il sistema di controllo ad essa

associato.

Quando progettiamo un'ala per un nostro aeromodello di configurazione normale, ci limitiamo a scegliere la forma geometrica, il profilo e le incidenze in diversi punti della semi-apertura alare. Se intendiamo eseguire anche un minimo calcolo strutturale (per esempio la verifica di un longherone, roba da terza media), assumiamo che la portanza (cioè il carico primario sul longherone) sia proporzionale al coefficiente di portanza che compete alla strisciolina di superficie presa in esame.

Dopo di che determiniamo la corda media geometrica **cg** e prontamente la assimiliamo a quella aerodinamica **ca**.

Determiniamo il centro aerodinamico **AC** o fuoco **F**, che si trova al 25% di questa corda. Dopo di che proiettiamo il tutto sulla vista laterale (**FIG.2-a**), cioè sull'asse x-x ed osserviamo la posizione di **AC**. Come ci hanno sempre insegnato, sarà nostra cura sistemare il baricentro **CG** leggermente più avanti di **AC** (verso il naso del profilo). La distanza tra **AC** e **CG**, di solito misurata in frazioni della corda media alare **cg** viene definita margine statico **SM** ed è un dato caratteristico di ogni tipo di modello volante.

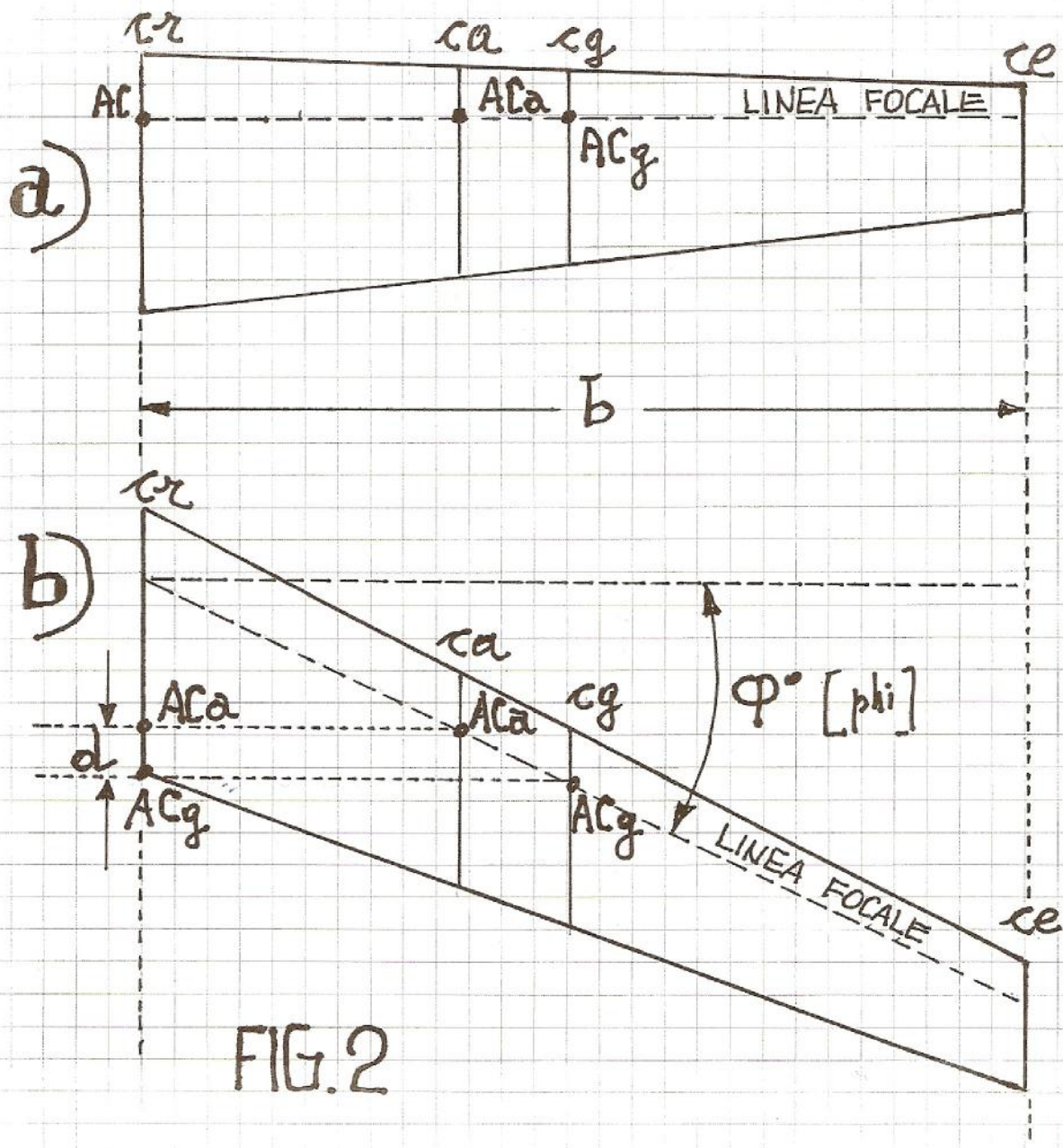
Rivediamo brevemente il concetto di centro aerodinamico: per definizione si considera come tale quel punto nel quale si può considerare idealmente applicata la forza aerodinamica, cioè la portanza. In pratica incidenza, corda ed, a volte, anche il profilo, variano (cioè diminuiscono) verso l'estremità alare;

conseguentemente la risultante aerodinamica si trova applicata in un punto **ACg** diverso, più vicino alla mezzeria. Per un'ala rettilinea ciò non ci crea particolari problemi, in quanto la proiezione di **AC** sull'asse x-x non ne è influenzata.

Sappiamo che l'ala isolata non può essere stabile, in quanto è praticamente impossibile sistemare il baricentro **CG** anteriormente al fuoco **AC**. Infatti, per ottenere adeguata stabilità longitudinale, aggiungiamo uno stabilizzatore in coda oppure anteriormente nel caso dei *canards*. E' logico assumere che, essendo quest'ultimo rigidamente collegato all'ala mediante la fusoliera, esiste un centro aerodinamico **AC** dell'intero sistema. Ad esso si fa riferimento in tutti i ragionamenti relativi alla stabilità longitudinale.

Nel caso di ala a freccia indichiamo con ϕ (**phi**) la freccia della linea focale che è la linea che collega i punti situati al 25% di ogni corda (o centina): la posizione del punto **AC** effettivo diviene fondamentale, non essendoci lo stabilizzatore orizzontale che mette tutto in ordine (**FIG.2-b**). Le proiezioni di **ACg** ed **ACa** sull'asse longitudinale non

coincidono: tra i due esiste una certa distanza d , che, per quanto minima, può essere determinante agli effetti della stabilità



Su questo punto, particolarmente sulla distribuzione del carico lungo la semi-apertura alare e sul sistema di comandi ad essa associato è intervenuto autorevolmente il Dr.Reimar Horten, del quale l'autore confessa di essere un sincero ammiratore. In aeromodellismo il dimensionamento strutturale non è mai un

problema serio, dati i regolamenti di gara, carenti sotto molti punti di vista (argomento che esula da queste note divulgative).

In aviazione invece l'obiettivo di ogni progettista è sempre quello del massimo carico per una data apertura alare, avuto riguardo anche alla manovrabilità e resistenza strutturale con un determinato peso.

Dobbiamo ora ritornare mentalmente all'epoca pionieristica dell'aviazione: fu nel 1903 che il tedesco Ludwig Prandtl ideò un metodo di calcolo, che consentiva di determinare portanza, resistenza indotta, carico lungo la semi-apertura alare.

Questo studio fondamentale è sintetizzato nel cosiddetto *integrale di Prandtl*, riportato in tutti i testi di aerodinamica teoretica.

Era una rivoluzione che azzerava tutti i metodi empirici di calcolo allora in voga.

A questo punto, avendo a disposizione un valido metodo di calcolo, risultò naturale porsi la domanda *"Qual è la scelta ottimale? Quale è la più piccola resistenza indotta di un'ala, per una determinata portanza?"* (Cioè per un determinato peso?)

Prandtl lo stabilì nel 1908, ma non pubblicò mai i suoi calcoli; ciò nonostante il suo metodo è tuttora riportato in tutti i testi di aerodinamica. Nulla si sarebbe saputo se un suo brillante allievo, Albert Betz (cui si deve, tra l'altro una valida teoria sulle eliche) non avesse messo a punto un metodo di calcolo per minimizzare la resistenza di profilo di un'ala. La soluzione non è altro che la distribuzione ellittica della portanza lungo l'apertura alare.

Come apprendiamo da qualsiasi testo di aerodinamica, questa condizione assicura la più bassa resistenza indotta di un'ala rettilineare, a parità di apertura e di portanza generata.

Semplice, no?

A proposito di questo ragionamento, non è stato trovato alcun scritto di Prandtl, benché qualificati ricercatori della NASA gliene attribuiscano la paternità.

Nel 1932 Prandtl gettò alle ortiche la sopraccitata teoria sulla minima resistenza indotta (quella riportata in ogni testo di aerodinamica), e ne pubblicò una nuova, alla quale nessuno prestò attenzione.

Riteniamo che Prandtl si sia posto questa domanda: *"Se prendo in considerazione un'ala con distribuzione ellittica della portanza, ed intendo costruirla, devo anzitutto dimensionare un longherone (o un sistema di longheroni), che sia adatto a sostenere quel carico"*.

In altre parole, stabilito il carico, cioè il momento flettente alla

radice alare, se l'ala deve sviluppare la stessa portanza di una equivalente con distribuzione ellittica, esiste una distribuzione che dia una resistenza inferiore ? Cioè: stesso momento flettente, stessa portanza, apertura alare libera, resistenza minima ?

Prandtl trovò la soluzione: apertura alare aumentata del 22% e distribuzione della portanza concentrata verso la mezzeria alare, con resistenza indotta diminuita dell'11%, ovviamente a parità di portanza (cioè peso al decollo) e di momento flettente.

Il giovane Reimar Horten, allora aeromodellista e studente liceale, fu il primo a riconoscere la straordinaria validità di questo concetto, semplicemente ignorato dagli esperti delle principali case aeronautiche tedesche, allora sulla cresta dell'onda. Fu anche il primo a definirlo *distribuzione a campana della portanza*.

Prandtl pubblicò una sintetica relazione (**Rif.4**), alla quale nessuno prestò attenzione, ad eccezione dei fratelli Horten, allora semplici aeromodellisti costruttori di alianti amatoriali a configurazione tuttala.

La conclusione in calce alla citata relazione è nitida e significativa: *“Avendo esaurito il problema, per una data portanza ed un dato momento d'inerzia, la linea di distribuzione che assicura la più bassa resistenza indotta, **NON** è la curva ellittica, ma piuttosto la forma molto allungata dell'ala”*.

Questo concetto fondamentale fu sintetizzato da Prandtl in una relazione molto sintetica: due pagine, due illustrazioni, due tabelle, undici equazioni.

Classico, semplice, elegante, fantastico!

Non sorprende che molti studiosi, (ai quali si è unito anche il modesto scribacchino di queste note), siano diventati ammiratori di Prandtl.

Dopo la seconda guerra mondiale (1939-1945) prevalse, anche in campo scientifico, la tendenza a rifiutare tutto quanto fosse di origine tedesca, italiana, giapponese.

L'idea di Prandtl fu semplicemente dimenticata. Furono gettati alle ortiche anche gli studi del giapponese prof. Kimura (**Rif.6**): successivamente furono ripresi alla chetichella da altri ricercatori, ovviamente senza citare Kimura.

Molto tempo dopo, l'idea di Prandtl fu ripresa da altri ricercatori, tra i quali Robert T. Jones nel 1950, quando lavorava al Centro di Ricerche NASA Ames. Pure lui concluse che la distribuzione a campana è la soluzione migliore.

Un quarto di secolo più tardi Klein e Viswanathan arrivarono alla stessa conclusione, avendo aggiunto la resistenza al taglio alle sollecitazioni da prendere in considerazione per dimensionare il longherone.

A conferma di tutto quanto sin qui esposto, arrivarono le ricerche di Richard Whitcomb, tese ad estrarre energia dai vortici alle estremità alari. Evito di entrare in particolari, che esulano dallo scopo di questa nota divulgativa.

In breve, appiattendo le alette d'estremità Whitcomb si aumenta l'apertura alare del 22%: la resistenza indotta diminuisce dell'11%. Questi numeri, 22% ed 11% sono gli stessi che aveva trovato Prandtl, parecchi decenni prima di Whitcomb. E' una sorpresa? Se la curva della portanza è ellittica, anche la distribuzione della resistenza indotta risulta ellittica.

Se si aumenta la portanza su una semi-ala, si aumenta anche la resistenza indotta (più portanza, più resistenza).

Accade così che, durante la virata, la semi-ala che si solleva viene spinta all'indietro. Conosciamo questo fenomeno come *inversione dell'alettone*: in pratica viene corretto con un robusto differenziale, tipicamente con rapporto 1:3.

Immaginiamo ora di appiattare l'aletta di Whitcomb, che normalmente genera una leggera spinta indotta.

Aumentando la portanza sull'aletta appiattita, aumenta anche questa spintarella. Risultato: mancanza dell'inversione d'alettone. Nella distribuzione a campana di Prandtl la spintarella testè citata si presenta per almeno il 30% della semi-apertura alare (verso l'estremità). La conseguenza pratica è che sistemando gli elevoni nell'ultimo terzo della semi-ala, verso l'estremità, si evita l'inversione dell'effetto alettone.

Questo concetto è stato chiaramente illustrato da Reimar Horten: solo recentemente se ne è riconosciuta l'assoluta validità.

Ferdinando Gale

[Aeromodellista dal 1934]

RIFERIMENTI

APPROXIMATE SOLUTION FOR MINIMUM INDUCED DRAG OF

(1) WINGS WITH GIVEN STRUCTURAL WEIGHT

A.Klein, S.P. Viswanathan Journal of Aircraft Vol 12 No.2 February 1975

THE SPANWISE DISTRIBUTION OF LIFT FOR MINIMUM INDUCED

(2) DRAG OF WINGS HAVING A GIVEN LIFT AND A GIVEN BENDING MOMENT

NACA TN 2249 R.T.Jones December 1950

(3) THE MINIMUM INDUCED DRAG OF AIRFOILS

NACA TR 121 M.Munk 1939

(4) UBER TRAGFLUGEL KLEINSTEN INDUZIERTER WIDENSTANDERS

Zeitschrift fur Flugtechnik n.24 28-XII-1932 L.Prandtl

(5) MINIMIZING INDUCED DRAG

R.T.Jones NASA Ames Research Center

(6) JAPANESE TAILLESS AIRCRAFT AND THEORETICAL WORK ON SPIRAL INSTABILITY

*Prof. Kimura
USAAF No.F 1R-109-RE 7 August 1946*

(7) ON HORTEN 1b/c PLANS

A.Bowers TWITT Newsletter June 2008

(8) THE STABILITY AND CONTROLLABILITY OF ALL-WING AIRCRAFT

*R.Horten (Cordoba, Argentina, Sept.1982) TWITT Newsletter October
2008*

(9) TUTTALA HORTEN

F.Galè 2003 LA BANCARELLA AERONAUTICA Torino

(10) DETERMINATION OF THE CHARACTERISTICS OF TAPERED WINGS

R.F.Anderson NACA Report No.572 1937

(11) IS THE "MITTENEFFEKT" A MYTH ?

F.Galè TWITT Newsletter n.260 February 2008