

INFLUENZA DELLA RUGOSITA' DELLE SUPERFICIE
PORTANTI SUI FLUSSI AERODINAMICI

Quanto viene qui di seguito esposto è la parte sintetica di una più vasta trattazione analitico- sperimentale resa possibile dall'uso di specifici laboratori di gas-dinamica in Stoccarda.

Il poter introdurre , in una adeguata e specifica galleria del vento, un intero aeromodello, nella fattispecie un Wakefield (ma i dati valgono perfettamente anche per altri di modello che si muovano rispetto al fluido gassoso con velocità compresa fra i 10 e 30 Km/h) fa sì che i dati numerici e quelli fotografici ottenibili siano quanto mai realistici e più che ragionevolmente estrapolabili al caso di volo reale.

Pur tralasciando la complessa struttura di equazioni differenziali alle derivate parziali, necessarie per la definizione dell'intero problema, è doveroso far notare che la sperimentazione è avvenuta facendo investire l'aeromodello dal fluido gassoso (aria) sia in "grana sottile" che in "grana grossa".

Il concetto di "grana" , pur potendo differire da laboratorio a laboratorio, è comunque e dovunque legato sia alla densità del fluido gassoso, sia alle condizioni termodinamiche di temperatura e pressione del medesimo, sia al tipo di griglia (quasi schematizzandolo come un alveare) che immette il fluido gassoso nella camera di prova ove si trova, opportunamente fissato con fili-sensori di estrema sensibilità, l'aeromodello in prova.

La fig.1 può dare un'idea di ciò che realmente avviene:

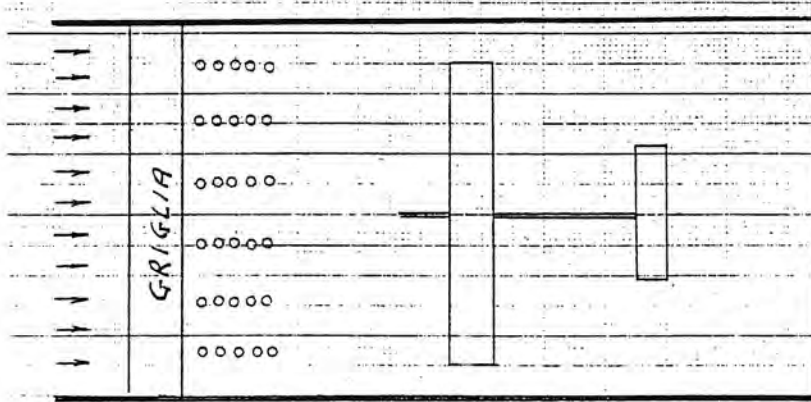
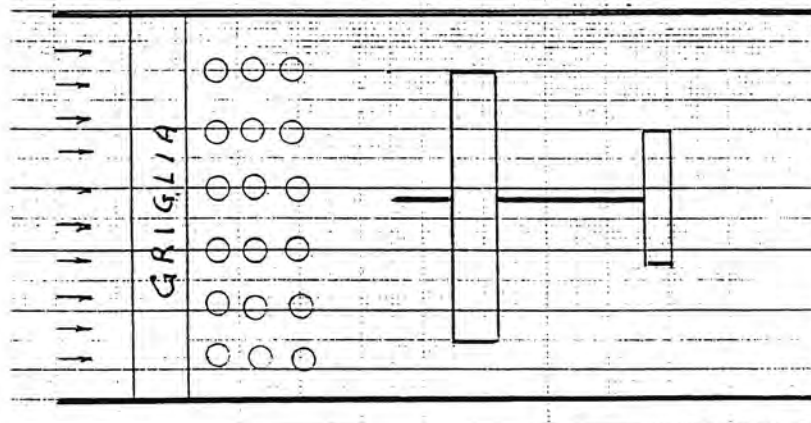


FIG. 1



Si tenga presente che il concetto di "grana" è insito sia in campo di regime laminare che in campo di regime turbolento; su tale questione mi permetto di ritornare, con qualche scritto, in futuro.

In breve, è noto che le superficie portanti (sostanzialmente ala + stabilizzatore poichè il timone verticale non ha ~~nessun~~ ~~nessi~~ effetti significativi in questa trattazione) creano, nel loro moto di traslazione rispetto al fluido gassoso che li circonda, forze superficiali attive (portanza) e passive (resistenza) utili sia al sostentamento dell'aeromodello che al suo buon equilibrio lungo gli assi di volo.

Centrare un modello significa, in pratica, far sì che il rapporto portanza/resistenza sia il massimo possibile ovvero anche che la resistenza sia ridotta al minimo.

Per sintesi espositiva non viene trattata la questione dei vortici di estremità (sia per l'ala che per lo stabilizzatore), figli diretti della portanza, facendo essa parte della più ampia trattazione citata all'inizio.

Mi permetto, al riguardo, far notare che è più che opportuno eliminare ogni spigolo vivo, specie sulle estremità delle superficie portanti, giacchè ogni presenza spigolosa (e i dati sperimentali rilevati ed elaborati elettronicamente sono inoppugnabili) è fonte di vortici che, in breve, per poter vivere mangiano energia cinetica all'aeromodello nel senso che ne rallentano la velocità sulla traiettoria con conseguente decadimento di forze portanti, utili a contrastare la forza peso (costante) dell'aeromodello, quasi costante restando, per contro, il valore della resistenza globale.

Un telegrafico cenno matematico porta a dire che in un punto di spigolo vivo la funzione, ovvero il legame matematico tra i vari parametri non presenta continuità analitica, pur presentando continuità geometrica; ciò significa che la funzione analitica non è integrabile nè derivabile in continuo su tutto il perimetro che corre lungo il bordo di attacco e di uscita alare:

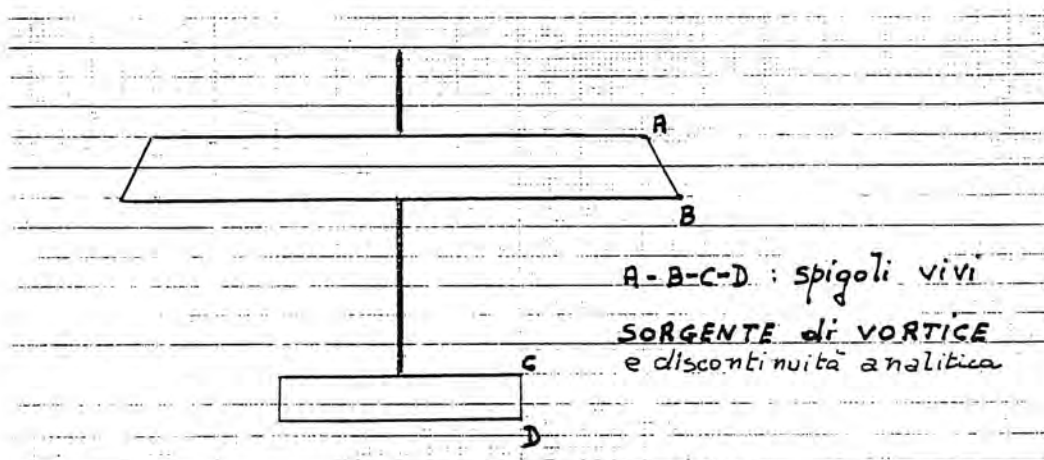


FIG. 2

La discrepanza si risolve nell' ammettere una discontinuità matematica, ovvero una sorgente di vortice nel punto ed in ogni punto di spigolo vivo.

Il distacco dei filetti fluidi, dalla zona superiore del profilo alare, non avviene mai , per vari motivi, in corrispondenza della fine del bordo di uscita; schematicamente la situazione è così riassumibile:

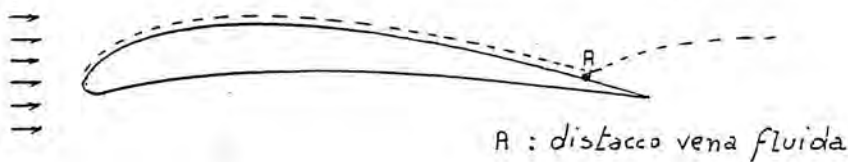


FIG. 3

E' da notare , a riguardo, che il punto A di distacco non è costante per tutta l'apertura alare sia per il fatto di piccoli, ma non trascurabili imperfezioni di curvatura del profilo, sia per l'effetto di microturbolatore della verniciatura non costante, come esplicitato nel corso di questa esposizione.

Per quanto sopra citato, ciò è causa di perdita sostanziale di portanza sia per il fatto che diminuisce la superficie portante utile, sia per il fatto che l'insorgere di zona vorticoso, in prossimità della distacco dei filetti , è causa di disturbo nella distribuzione della depressione sulla superficie superiore alare.

Il fondamento fisico su cui poggia la applicazione di un turbolatore è, in parole sintetiche, quello di "perdere" una piccola parte di superficie alare all'imbocco del profilo per "guadagnarne" una maggiore al bordo d'uscita. Alcune trattazioni scientifiche fanno riferimento a tale concetto introducendo un parametro adimensionale , denominato rendimento di superficie , espresso da :

$$\eta = \frac{S_G}{S_A}$$

ove S_G = superficie alare guadagnata sul bordo di uscita per effetto dello spostamento all'indietro del punto A in Fig. 3;

S_A = superficie alare perduta per il microvortice che si instaura nel punto di posizionamento del turbolatore.

Da quanto sopra, è evidente che per essere efficiente un turbolatore a filo, od un altro sistema equivalente, deve avere un rendimento $\eta > 1$.

La sola uguaglianza ad 1 rende inutile ogni applicazione per il fatto della resistenza che essa introduce.

L'uso di un semplice turbolatore, di qualsivoglia forma, atto a forzare il distacco dei filetti di fluido gassoso verso la fine del bordo d'uscita, non sempre è totalmente valido, stante la non costante perpendicolarità del fluido gassoso (aria) rispetto alla apertura alare, condizione essenziale per il rendimento del turbolatore, :

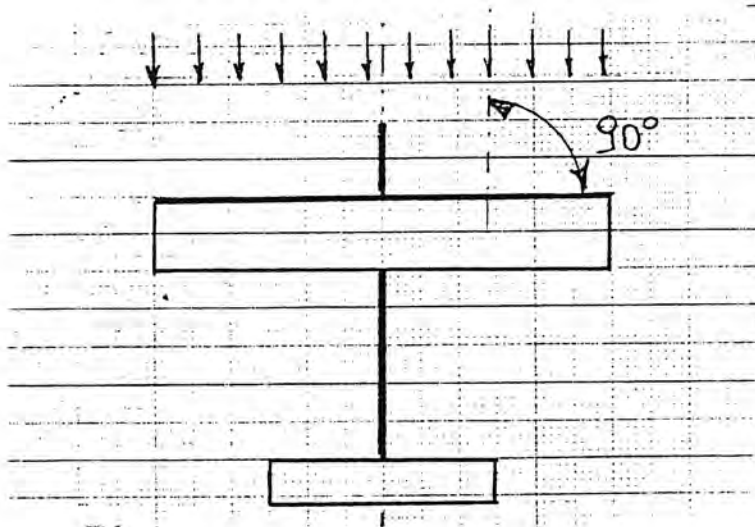


FIG. 4

I responsi sperimentali, al riguardo, sono quanto mai espliciti e, di fatto, sono riassumibili secondo due direttrici:

- 1) la forma ottimale della sezione retta del turbolatore (più oltre verrà fatto cenno alla sua posizione rispetto al bordo di entrata alare) è quella circolare con diametro oscillante da mm $0,3 + 0,5$, su corde alari comprese tra mm $100 + 160$.
Di irrilevante importanza (i dati cinefotografici relativi a riprese effettuate a 100.000 ft./sec lo dimostrano in modo lampante) è l'uso di un turbolatore sul piano stabilizzatore.
- 2) La non sufficiente e costante efficacia di un turbolatore a sezione circolare, pur piazzato in modo e posizione ottimale, è dovuta al fatto che l'asse longitudinale dell'aeromodello si trova solo ciclicamente parallelo allo scorrere del fluido gassoso; ciò comporta l'essere del pari ciclico l'angolo di 90° che il bordo di attacco alare forma con il fluire dell'aria.

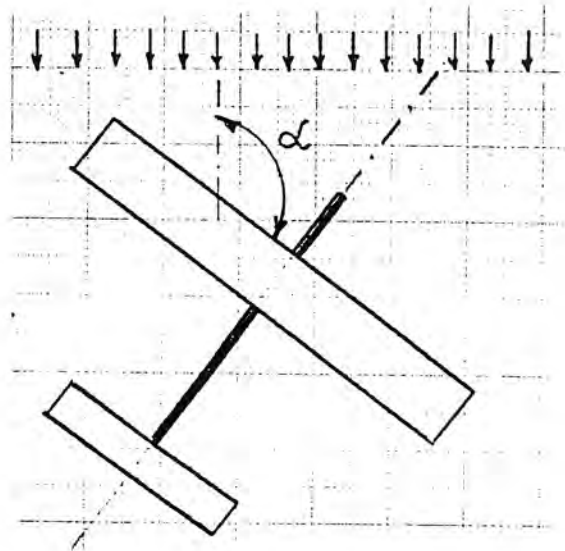


FIG. 5

Ciò comporta che la sezione del turbolatore tagliata dai filetti fluidi che lo investono non è più un cerchio di diametro $\varnothing 0,3 + 0,5$ mm, bensì un ellisse con l'asse minore di tale valore e quello maggiore dipendente dalla posizione angolare che, istante per istante, l'aeromodello assume nel suo moto relativo rispetto al fluido gassoso che lo circonda.

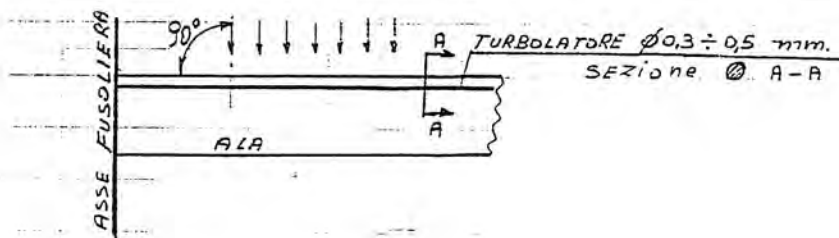


FIG. 6a

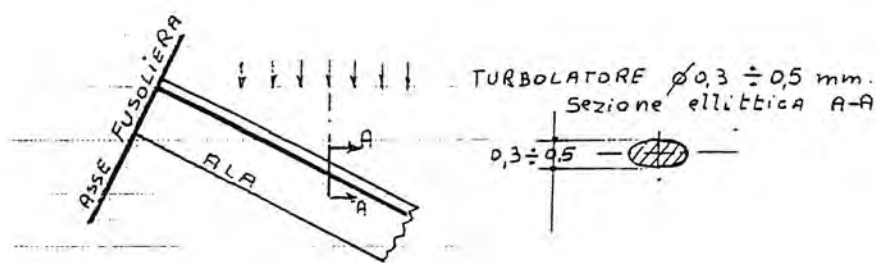


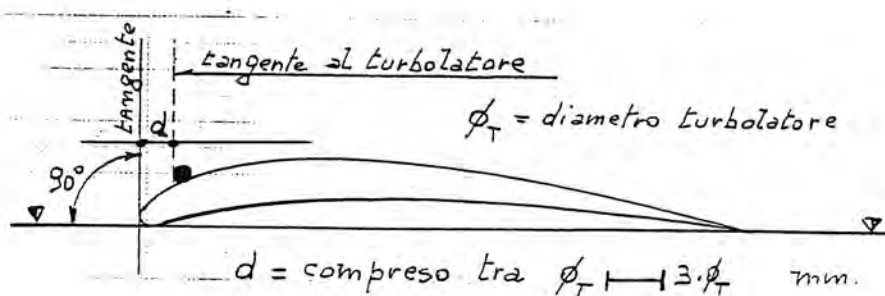
FIG. 6b

I dati fotografici nonchè i valori numerici mostrano in modo assoluto che, in situazione di non perpendicolarità si ha l'insorgere di un vortice sul bordo d'attacco quanto mai nocivo perchè si aggiunge, come sovrapposizione degli effetti, che nulla modificano, per la presenza di un turbolatore,

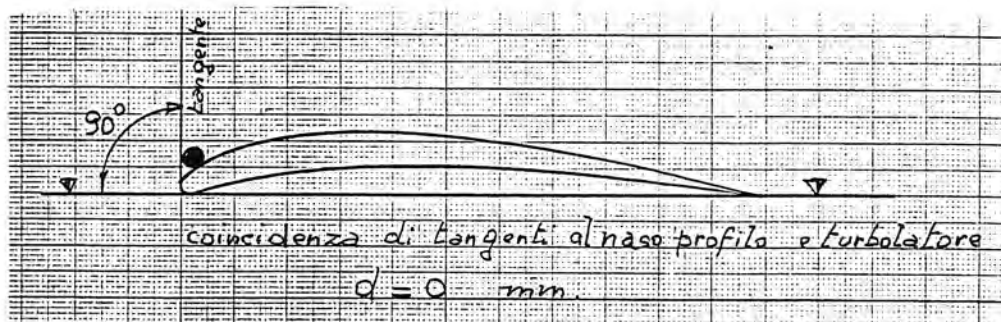
circa il loro punto geometrico di insorgenza.

Circa la posizione ottimale del turbolatore, di sezione retta circolare, rispetto alla curvatura del profilo alare, v'è da dire che i dati fotografici hanno messo in evidenza un dato pressochè costante ovvero la indipendenza della forma dell'imbocco d'entrata del profilo (NACA, Göttinga, ecc), purchè concavo-convesso, dal raggio di curvatura del naso del profilo, nonchè dagli avvallamenti o non (ricopertura in jap, seta, fibre sintetiche, balsa, ecc.) tra una centina e l'altra.

I valori ottimali sono riportati nella figura seguente:



difficile In determinate condizioni di temperatura, pressione e umidità, concomitanza, da raggiungere sui campi di gara, quali, ad esempio, 15°, 80% di umidità e bassa pressione atmosferica, la posizione del cerchietto del turbolatore può essere portata tangente alla verticale del bordo d'attacco



Tuttavia, anche con posizione non tangente, i responsi computerizzati hanno mostrato, nel campo di utilizzo di velocità comprese fra 10 e 30 Km/h, valori medi più che accettabili.

La realtà di volo è, però, assai spesso diversa perchè l'aeromodello si muove relativamente all'aria e quindi l'angolo di impatto con il turbolatore non sempre ottimale (90°) del pari la forma di cerchio come sezione retta.

Occorre pertanto, volendo ottimizzare ogni posizione angolare direzione aria - turbolatore, un sistema di, per così dire, di microturbolatori distribuiti casualmente sul solo dorso dell'ala si che la intercettazione dei filetti di fluido gassoso avvenga secondo angoli di impatto costanti, ciò che porta a dire che occorre costellare il dorso del profilo alare con infinite pseudosferule di diametro estremamente piccolo.

Il metodo operativo, risultato assai valido, è la verniciatura a spruzzo (il sistema manuale, pur efficace, ^{decade}rispetto al tipo citato, di circa il 60%) eseguita sul dorso dell'ala non secondo linee prevalenti, siano esse la corda alare o l'apertura alare, bensì secondo andamento casuale o circolare con angolo di impatto asse del ventaglio di spruzzo-piano del dorso alare oscillante tra 90° e 60° , come schematizzato in fig. 9.

Le riprese in sistema RVM (video) eseguita con altissima frequenza (100.000 ft/sec) in condizioni di angolatura dell'asse longitudinale dell'aeromodello rispetto all'asse del fluido gassoso fortemente variante (praticamente a tutto 180°), hanno evidenziato la ottima rispondenza di questa distesa di microsferule di verniciatura nei confronti del problema del distacco posticipato dei filetti gassosi sul bordo d'uscita.

Prima di introdurre alle microfotografie eseguite al microscopio elettronico nonchè ai relativi valori numerici comparativi, è da far presente che poco incidono piccole variazioni dell'angolo piano di spruzzo-piano superficie alare:

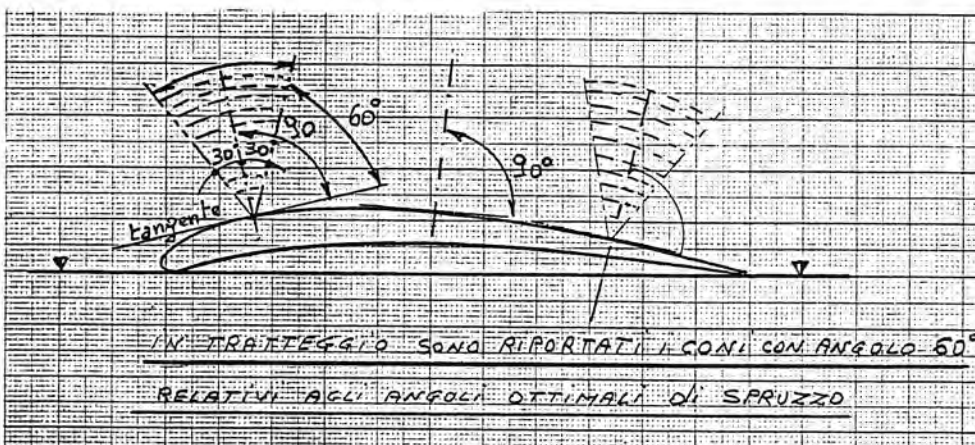


FIG. 9

L'essenziale è far sì che tale angolo rimanga tra 90° e 60° per una serie di ragioni legate a motivi di aderenza viscosa del fluido liquido di spruzzo.

Del pari ha scarsissima importanza sia la velocità (o la pressione) di efflusso della vernice, sia la sua consistenza in termini di diluizione, purchè non si scenda al di sotto di concentrazioni di circa 5 : 1, ossia 5 parti, in volume, di diluente ed 1, in volume, di vernice.

A riguardo le microfotografie delle superficie alari così trattate ed i relativi dati registrati ed elaborati dai sofisticati strumenti scientifici (tra cui gli estensimetri BALDWIN SRL-4) collegati alla galleria del vento, sono assai espliciti.

Le condizioni sperimentali essenziali con le quali si è operato sono le seguenti :

| | |
|-------------------|--------------------------|
| temperatura | 18 + 20 gradi centigradi |
| umidità | 45 % |
| numero di Reynold | NR = 30.000 |

Leggeri scarti di tali valori e di altri, di minor impatto sui dati registrabili, non hanno dato adito a significative variazioni di risposta.

In sostanza si è operato in un campo di velocità, sulla traiettoria, compresa tra 15 e 30 Km/h come valore medio.

I valori numerici in questione sono relativi, in modo specifico, a ricoperture effettuate con i tipici prodotti attualmente in uso sui modelli formula FAI.

Per altri materiali di copertura (Jap, seta, modelspan, ecc) le variazioni riscontrate sono comunque del tutto insignificanti per cui in pratica è ininfluenza, sui valori ottenuti, il tipo di ricopertura.

DATI DI MICROFOTOGRAFIA

micro 1



Verniciatura a spuzzo eseguita solo per linee parallele alla apertura alare .

Ciò è assimilabile ad un turbolatore circolare (tipo un filo di cotone liscio ritorto) di $\varnothing 0,3$ mm posto appena sopra il bordo d'entrata (come in precedenza schematizzato).

Il guadagno medio percentuale, sulla corda alare ,nel distacco sul bordo d'uscita dei filetti fluidi è dato da:

$$\Delta C = 0,3 \% \cdot C \quad \text{mm}$$

ove C = corda alare

Un esempio può chiarire sia geometricamente che numericamente:

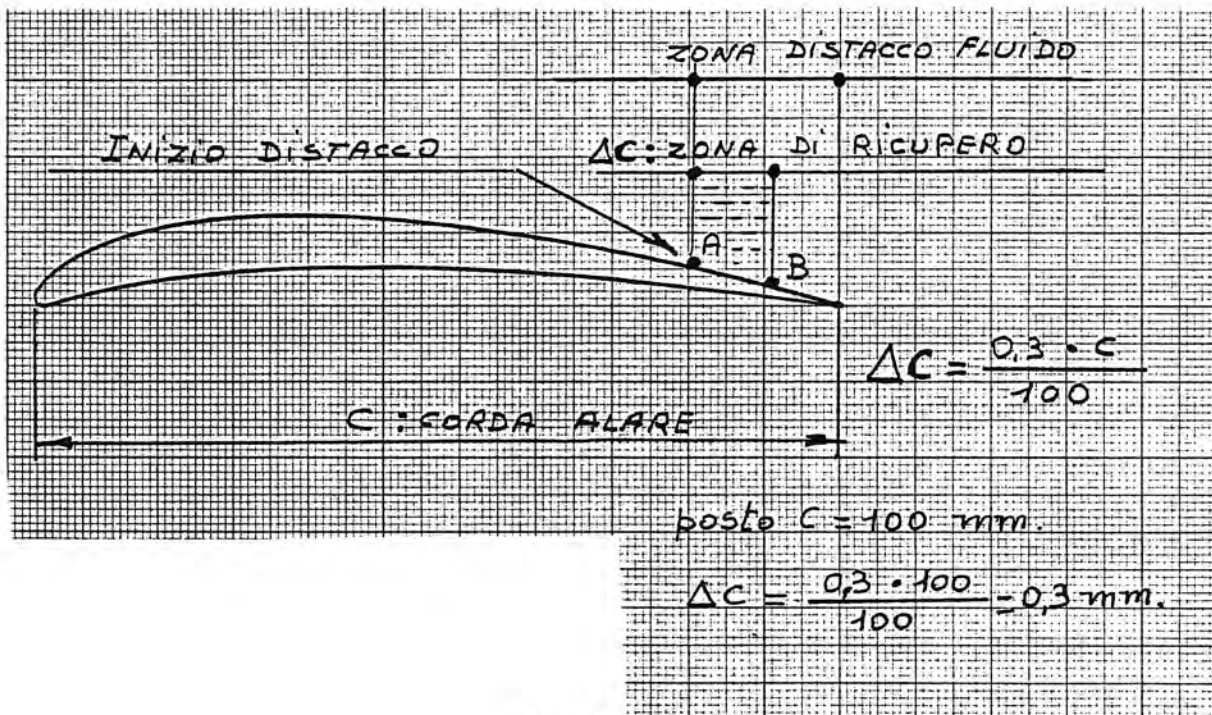


FIG. 10

E' bene ricordare che variando la corda alare cambia del pari il punto di distacco dei filetti gassosi, spostandosi non solo più indietro, ma talora anche sensibilmente in avanti per via di complesse questioni legate al N.R. che, per bassi valori di corda, perde di entità fisico-matematica. Non si modifica però il valore adimensionale dello 0,3 %; ciò è derivato da operazioni gas-dinamiche assai sofisticate,

micro 2



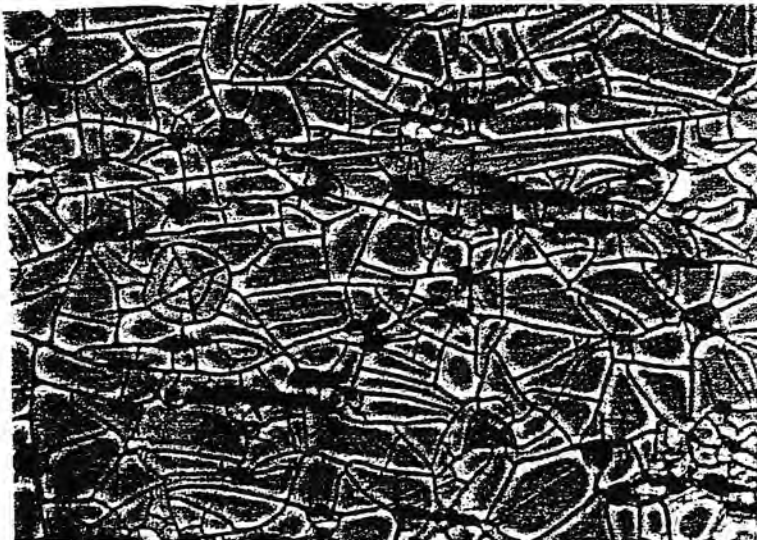
Verniciatura a spruzzo eseguita parallelamente alla sola corda alare.
In tale schema operativo perde di importanza il concetto di turbolatore classico e si ha, inoltre, un decadimento nel guadagno (o ricupero) del punto di distacco.

Il guadagno medio percentuale, facendo riferimento allo schema di figura 10, è di valore:

$$\Delta C = 0,1 \% \cdot C \text{ mm}$$

In pratica questo tipo di verniciatura non invoglia il fluido gassoso, che lambisce il dorso del profilo alare, a ritardare il proprio distacco dal medesimo, stante che i filetti fluidi esauriscono la propria forza genetica di adesione alla curvatura, non avendo avuto all'imbocco del profilo un segnale dinamico di recupero di pressione.

micro 3



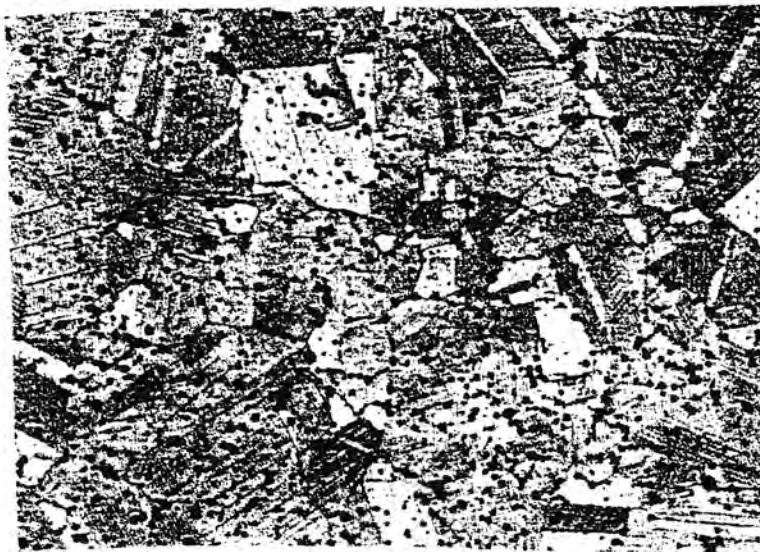
Verniciatura a spruzzo casuale, ma con direzione di spruzzo perpendicolare alla curvatura della superficie del profilo.

Il guadagno medio percentuale, in tal caso, è fortemente cresciuto ed è risultato:

$$\Delta C = 0,8 \% \cdot C \text{ mm}$$

L'effetto di una simile verniciatura è assimilabile ad un insieme di infinite sfere di diametro estremamente piccolo, comunque registrabile alla lettura effettuata dall'ultra microscopio elettronico, che offrono sempre lo stesso impatto di forma geometrica ai filetti gassosi che investono l'aeromodello secondo i diversi angoli di posizione relativa.

micro 4



Verniciatura a spruzzo eseguita totalmente in modo casuale variando l'angolo di spruzzo nell'ambito di quanto schematizzato in figura 9 (angolo tra 90° e 60°).

Il guadagno medio percentuale, in tale situazione, raggiunge il suo valore massimo:

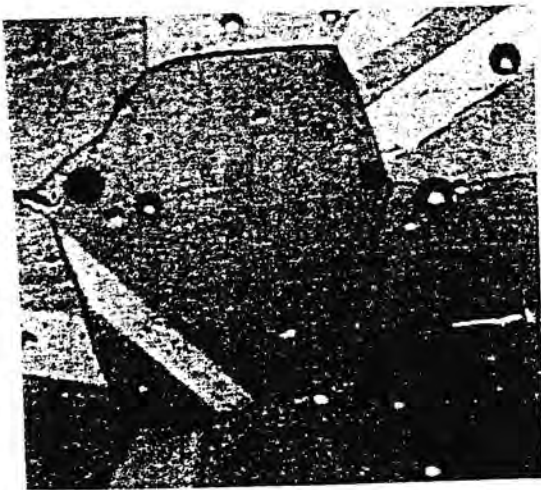
$$\Delta C = 1,8 \% \cdot C \text{ mm}$$

Più avanti di questo valore non è possibile andare per una interessante ed assai complessa serie di motivi fisico-matematici che saranno, eventualmente, argomento di una futura trattazione.

Quanto esposto sopra, relativamente a verniciatura a spruzzo, è valido anche per tipo di verniciatura a mano però con decadimento di circa il 60 % dei valori di ΔC citati, per via del fatto sostanzialmente dovuto alla scadente uniformità della verniciatura a mano rispetto a quella a spruzzo.

Per motivi di stringatezza di esposizione, mi permetto solo di far notare che, quand'anche si associassero, in un'unica presenza, gli effetti di un turbolatore classico (filo \varnothing 0,3 + 0,5 mm) e quelli relativi alla Microfotografia 4, non cambierebbe il valore massimo $\Delta C = 1,8 \% C$, stante la quasi totale perdita (senza provocare aggiunta di resistenza frontale) di azione del turbolatore classico a filo. Su questo aspetto, confermato in modo inoppugnabile dai dati di ripresa RTV e dai valori elaborati a computer, tornerò con una futura breve, ma esplicativa trattazione.

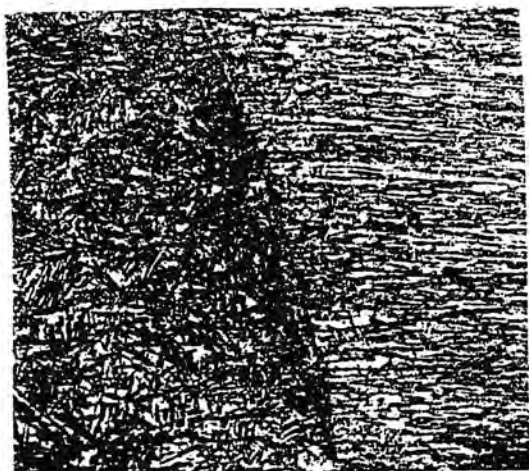
Al titolo esplicativo si riportano microfotografie relative al caso (4) e cioè verniciatura a spruzzo casuale per materiali tipo: Jap, Modelspan leggera e seta leggera:



Jap lato lucido



Jap lato opaco



modelspan leggera



seta leggera

CENNI SULLE MICROFOTOGRAFIE

Le microfotografie soprariportate in bianco e nero, sono in realtà a colori.

Sono state ottenute, postverniciatura a spruzzo e relativa misurazione, "trattando" la superficie con un' azione in grado di promuovere la formazione di ossidi superficiali di diverso spessore (si tratta come intuitibile, di micron).

Tali strati sono caratterizzati da potere rifrangente differente e quindi un fascio luminoso che li colpisca è in grado di differenziarli cromaticamente per interferenza.

A chiusura di tali note esplicative ringrazio la FIAM per avermi gentilmente ospitato e chiedo venia ai lettori per le imprecisioni e le lacune negli argomenti trattati.

G. PELLICCIA