

CALCOLO DEL TURBOLATORE IN PROFILI PORTANTI A BASSO NUMERO DI REYNOLDS PER MODELLI DA VOLO LIBERO (3/2005)

Filippo Surace NIKE Milano

Ricordiamo brevemente che il numero di Reynolds della corrente che lambisce un corpo aerodinamico esprime in termini adimensionali il rapporto fra l'energia disponibile e la dissipazione viscosa nella corrente. A bassi numeri di Reynolds, tipici della grande maggioranza delle superfici portanti dei modelli da volo libero, ed agli elevati coefficienti di portanza richiesti, il bilancio energetico nello strato limite è spesso inadeguato a garantire l'aderenza dello strato limite al profilo nella zona di gradiente di pressione positivo sul dorso, con conseguente distacco prematuro dello strato limite e degenerazione delle caratteristiche di portanza e resistenza.

Il distacco avviene per inversione della corrente nello strato limite laminare e successivi riaggancio e/o transizione turbolenta.

In questi casi è quasi sempre conveniente evitare il distacco energicizzando lo strato limite nel modo più semplice che si conosce: forzando la transizione dello strato limite da laminare a turbolento mediante un turbolatore posto a monte del punto di inversione della corrente. Il guadagno che si ottiene evitando il distacco prematuro dello strato limite compensa largamente nella maggior parte dei casi la perdita di attrito dovuta alla presenza del turbolatore ed alla transizione anticipata da strato limite laminare a turbolento.

Riassumiamo le principali caratteristiche aerodinamiche richieste per i profili nelle diverse applicazioni:

- Elica: E' richiesta la massima efficienza Cl/Cd , preferibilmente con coefficiente di portanza non elevato, allo scopo di non ridurre le corde a pari condizioni di funzionamento, e quindi i numeri di Reynolds. Non ci occuperemo in seguito dei profili per eliche che presentano problemi particolari legati in generale alla centrifugazione dello strato limite, ed in particolare per i motomodelli a problemi di comprimibilità (numero di Mach elevato).

- Ala: Limitatamente alla minimizzazione della velocità di discesa in planata, è richiesto il massimo valore possibile del fattore di potenza $Cl^{1.5}/Cd$ del modello completo. Questo richiederebbe l'ottimizzazione del profilo alare caso per caso, tenendo conto anche della necessità di ottimizzazione della salita, quando richiesta (contenimento della resistenza del profilo a bassi coefficienti di portanza).

Fortunatamente l'esperienza insegna che l'ottimizzazione del fattore di potenza del profilo isolato corrisponde abbastanza da vicino a quella del modello completo.

- Piano di quota: Esclusa la configurazione "Canard" non interessante dal punto di vista prestazionale, per ragioni di stabilità il piano di quota lavora a coefficienti di portanza molto bassi.

In queste condizioni è richiesta la massimizzazione dello "slope" (derivata del coefficiente di portanza rispetto all'incidenza) a numeri di Reynolds bassi, allo scopo di ottenere valori elevati di "slope" effettivo del piano di quota dovuti all'effetto combinato del profilo e dell'allungamento.

Ci occupiamo di seguito del calcolo del turbolatore e dell'applicazione al caso particolarmente interessante dei profili alari. I riferimenti bibliografici sono riportati in parentesi [].

-1- CARATTERIZZAZIONE DELLO STRATO LIMITE LAMINARE

Nella Fig. 1.1 è riportato un esempio di strato limite nella parte anteriore del dorso di un profilo alare nel caso particolarmente interessante di gradiente di pressione positivo: pressione crescente nel senso della corrente esterna allo strato limite. Lo spessore dello strato limite è fortemente amplificato rispetto alla realtà allo scopo di rendere con chiarezza l'andamento dei profili di velocità. I diagrammi sono limitati dallo spessore convenzionale, definito come la distanza dalla parete alla quale la velocità raggiunge il 99% della velocità esterna allo strato limite. Ci si libera da questa imbarazzante convenzione caratterizzando lo strato limite attraverso lo spessore di spostamento e lo spessore di quantità di moto definiti nella figura. Il rapporto fra queste due grandezze definisce il parametro di forma H .

Esempi classici di calcolo dello strato limite sono quelli relativi alla lastra piana lambita da corrente uniforme parallela alla lastra, quindi con gradiente di pressione nullo (Blasius [1; 2; 4]), e la successiva estensione al caso di profili di velocità simili e gradiente di pressione diverso da zero, secondo Falkner e Skan.

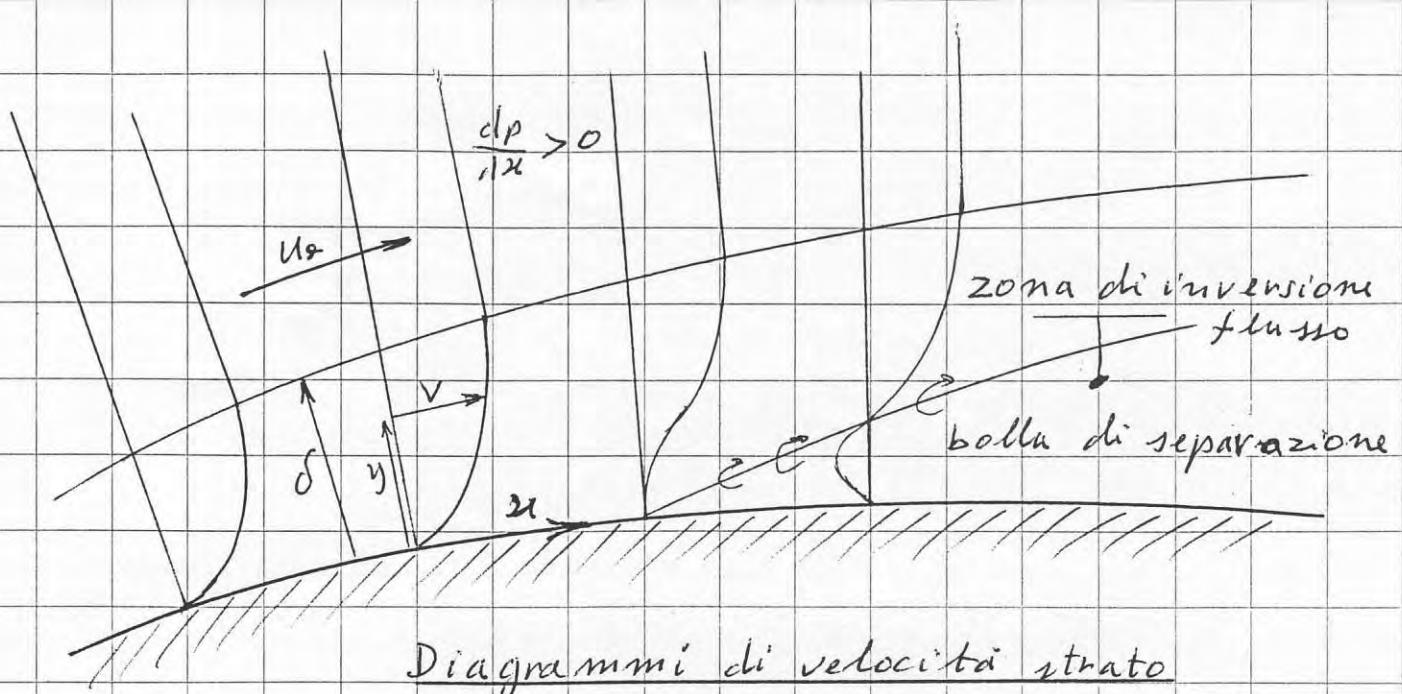
Entrambe le trattazioni forniscono diagrammi di velocità che si raccordano alla corrente esterna all'infinito. Tuttavia la velocità parte dal valore 0 al contatto con il profilo e raggiunge il valore asintotico in modo molto netto, per cui è possibile ritenere di ottima approssimazione l'ipotesi base di Prandtl di spessore limitato dello strato limite. In quest'ottica si colloca il metodo classico di Pohlhausen [2] che descrive il profilo di velocità in forma polinomiale e che è alla base di metodi di calcolo dello strato limite laminare molto validi.

Per il calcolo del turbolatore, essendo disponibili i dati che caratterizzano lo strato limite, abbiamo preferito adottare per il profilo di velocità una formulazione più flessibile della polinomiale, riportata nelle Figg. 1.2, 1.3. Le formule adimensionali di calcolo che caratterizzano il profilo di velocità sono funzioni dell'unico parametro " a ", che viene calcolato in modo da soddisfare il parametro di forma H . Noto il parametro " a " si completa la definizione geometrica dello strato limite calcolando la sua altezza.

Il calcolo viene completato con la valutazione della velocità media quadratica che investe il turbolatore.

E' interessante osservare che il confronto della formulazione adottata con le altre comunemente usate (Blasius, Falkner-Skan, Pohlhausen) dà luogo a differenze modeste, a dimostrazione della bontà dell'approccio seguito.

Nella Fig. 1.4 sono riportati alcuni esempi di profili di velocità espressi in forma adimensionale, calcolati con la formula adottata. Sono inoltre tabulati i relativi dati geometrici, funzioni di " a ".



Diagrammi di velocità strato limite laminare

δ = spessore convenzionale dello strato limite

u_∞ = velocità esterna allo strato limite

v = velocità interna allo strato limite

Spessore di spostamento:

$$\delta^* = \int_0^\infty \left(1 - \frac{v}{u_\infty}\right) dy$$

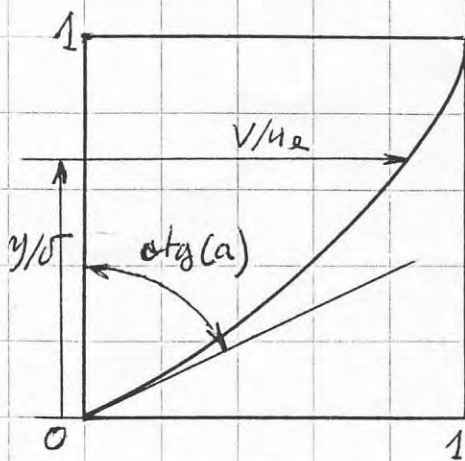
Spessore di quantità di moto:

$$\theta = \int_0^\infty \left(1 - \frac{v}{u_\infty}\right) \frac{v}{u_\infty} dy$$

Parametro di forma:

$$H = \frac{\delta^*}{\theta}$$

Fig. 1.1: Strato limite laminare



Formulazione adimensionale
del profilo di velocità:

$$\frac{V}{u_\infty} = \left[1 - (1-t)^{2+a} \right] \left[1 - \frac{2}{2+a} (1-t)^2 \right]$$

$t = y/\delta$ $\delta =$ altezza strato lim.

Spessore di spostamento: $\frac{\delta^*}{\delta} = \frac{21 + 5a}{3(3+a)(5+a)}$

Spessore di quantità di moto:

$$\frac{\theta}{\delta} = \frac{2+a}{(3+a)(5+2a)} + \frac{2(1+2a)}{3(5+a)(7+2a)} - \frac{8}{5(2+a)(9+2a)}$$

Velocità media quadratica che investe
il turbolatore di altezza h :

$$x = 1 - \frac{h}{\delta}$$

1° caso: $\frac{h}{\delta} < 1$ ($x > 0$)

$$\begin{aligned} \bar{V}^2 = \frac{1}{1-x} & \left[(1-x) + \frac{4(1-x^3)}{3(2+a)} + \frac{4(1-x^5)}{5(2+a)^2} - \frac{2(1-x)^{3+a}}{3+a} + \frac{8(1-x)^{5+a}}{(2+a)(5+a)} \right. \\ & \left. - \frac{8(1-x)^{7+a}}{(2+a)^2(7+a)} + \frac{1-x^{5+2a}}{5+2a} - \frac{4(1-x)^{7+2a}}{(2+a)(7+2a)} + \frac{4(1-x)^{9+2a}}{(2+a)^2(9+2a)} \right] \end{aligned}$$

Fig. 1.2: Formule profilo strato limite (1ª parte)

2° Caso: $\frac{h}{\delta} \geq 1$ ($x \leq 0$)

$$\bar{V}_0^2 = 2(4+4a+a^2) \left[\frac{1}{(3+a)(5+2a)} - \frac{4}{3(2+a)(5+a)(7+2a)} + \frac{4}{5(2+a)^2(7+a)(9+2a)} \right]$$

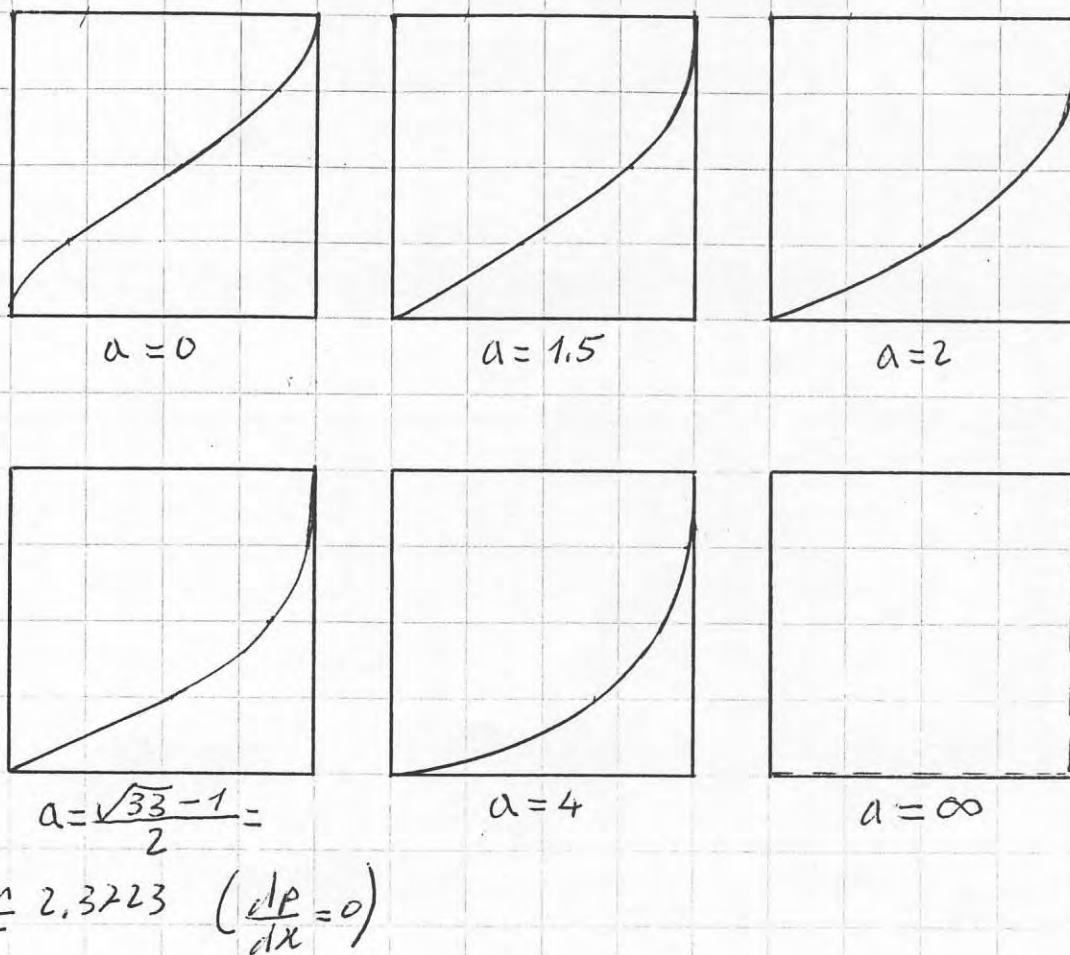
$$\bar{V}^2 = \frac{\bar{V}_0^2}{h} \delta + h - \delta$$

Quadrato della velocità media de inversa il turbolatore:

(u = velocità all'esterno dello strato limite)

$$V^2 = u_e^2 \bar{V}^2$$

Fig. 1.3: Formule profilo strato limite (2° Parte)



α	H	$1/H$	δ^*/δ	$\bar{V}_0^{2\otimes}$
0	3.6750	0.27211	0.46667	0.40640
1.5	2.6400	0.37736	0.32479	0.55265
2	2.4914	0.40138	0.29524	0.58626
2.3723	2.3981	0.41700	0.27657	0.60810
4	2.1305	0.46938	0.21693	0.68125
∞	1.4286	0.70000	0	1.0000

$\otimes$ Coefficiente di correzione del quadrato della velocità esterna allo strato limite per altezza di turbolenza = spessore dello strato limite

Fig. 1.4: Profili di velocità 6/26

Si precisa inoltre:

- Per $a < 0$ si ha gradiente di pressione > 0 con inversione del flusso (bolla di separazione)
- Per $a \geq 0$ non si ha inversione di flusso, e in particolare:
 - Per $0 \leq a < 2.3723$ si ha gradiente di pressione > 0
 - Per $a = 2.3723$ si ha gradiente di pressione nullo
 - Per $a > 2.3723$ si ha gradiente di pressione < 0

Infine nella Fig. 2.1 è riportata l'equazione integrale di Karman, presentata in una forma particolarmente adatta al calcolo del turbolatore [1]. Questa equazione esprime l'equilibrio dinamico dello strato limite ed è valida in entrambi i casi di deflusso laminare e turbolento. Si tratta di un'equazione differenziale del 1° ordine a coefficienti variabili, che esprime il legame fra i valori locali dei parametri geometrici dello strato limite, della velocità all'esterno e dello sforzo tangenziale applicato alla parete. Agendo su quest'ultimo fattore mediante il turbolatore è possibile anticipare la transizione dello strato limite da laminare a turbolento.

-2- IMPOSTAZIONE DEL CALCOLO DEL TURBOLATORE (Figg. 2)

Ci basiamo sui risultati delle esperienze di I. Tani [4] sulla transizione da strato limite laminare a turbolento condotte su lastre piane orientate secondo la velocità della corrente, causata da un ostacolo di sezione circolare appoggiato alla lastra. In questo caso il gradiente di pressione è nullo in tutto il campo di velocità.

Secondo questi risultati, confermati da altri autori, la transizione si verifica spontaneamente quando il numero di Reynolds della corrente misurato assumendo come lunghezza caratteristica lo spessore di quantità di moto, raggiunge il valore 320. La formula 2.1.2 esprime questo concetto.

La presenza dell'ostacolo, aumentando localmente lo spessore di quantità di moto, anticipa la posizione del punto di transizione rispetto alla posizione spontanea in assenza dell'ostacolo.

In realtà nei casi per noi interessanti (dorsi di profili portanti) il gradiente di pressione è sempre diverso da zero. Si introduce quindi, sempre secondo Tani ed altri autori, la correzione espressa dalla formula 2.2.1, che si giustifica intuitivamente in quanto esalta la differenza delle condizioni locali del profilo rispetto alla lastra piana, ma si riconduce a quest'ultima nel caso in cui i parametri locali dello strato limite coincidono con quelli della lastra piana.

Sostituendo nella 2.2.1 il valore dello spessore di spostamento della lastra piana (formula 2.1.3; Rif. [1; 4]), si ottiene la formula 2.2.2 che esprime il legame fra lo spessore critico di quantità di moto e le seguenti grandezze adimensionali:

- Numero di Reynolds del profilo
- Velocità locale fuori dallo strato limite / velocità asintotica della corrente
- Posizione dell'ostacolo relativa alla corda

Se la corrente che investe l'ostacolo è laminare, la sua trasformazione locale in deflusso turbolento richiede che la presenza dell'ostacolo colmi almeno il deficit di spessore di quantità di moto esistente rispetto al valore limite fornito dalla 2.2.2 (formula 2.2.3).

Equazione integrale di Kármán:

Posto:

ρ = densità dell'aria

$q = \frac{1}{2} \rho U_e^2$ = energia cinetica della corrente allo
esterno dello strato limite

τ = sforzo tangenziale applicato alla parete

x = coordinata corrente lungo la parete

$$\frac{d\theta}{dx} + \left(\frac{H+2}{2} \right) \frac{\theta}{q} \frac{dq}{dx} = \frac{\tau}{2q} \quad 2.1.1$$

Lastra piana: transizione deflusso laminare -
turbolento con gradiente di pressione
nullo;

Re = numero di Reynolds nel punto di trans.

θ_{cr} = valore critico dello spessore di quantità di
moto

$$Re \theta_{cr} = 320 \quad 2.1.2$$

Profilo reale: transizione con gradiente di
pressione $\neq 0$

Re = numero di Reynolds del profilo

t = posizione adimensionale della transizione

Spessore adimensionale q di moto lastra piana:

$$\theta_0 = 0,664 \sqrt{\frac{x}{Re}} \quad 2.1.3$$

Fig. 2.1: Eq. int. Kármán 8/26

$$\frac{(Re \theta_{cr} U_e)^2}{Re \theta_0} = 320 \quad \left(\frac{dp}{dx} \neq 0 \right) \quad 2.2.1$$

U_e = velocità locale fuori dallo strato limite /
velocità asintotica della corrente

Da 2.1.3 e 2.2.1:

$$\theta_{cr} = \frac{14.5767}{U_e} \left(\frac{t}{Re^3} \right)^{1/4} \quad 2.2.2$$

Secondo Preston [4]:

$\Delta\theta$ = contributo minimo richiesto al
turbolatore (θ = valore effettivo)

$$\Delta\theta = \theta_{cr} - \theta \quad 2.2.3$$

Secondo Kármán [1]:

$$\Delta\theta + \frac{H+2}{2} \frac{\theta}{A} \Delta q = \frac{\tau \Delta x}{2q} \quad 2.2.4$$

Posto:

F = forza concentrata di resistenza turbolatore

$$\Delta\theta = \frac{F}{\rho U_e^2} \quad 2.2.5$$

Fig. 2.2: $\Delta\theta$ = funzione di F

Moltiplicando l'equazione integrale di Kármán (formula 2.1.1) per il differenziale dell'ascissa si ottiene l'equazione 2.2.4, nella quale al secondo membro figura il prodotto dello sforzo tangenziale per il differenziale dell'ascissa. Questo prodotto è la forza applicata alla parete. Trattandosi di una forza concentrata dovuta all'ostacolo, portando a zero il differenziale il suo valore rimane finito, mentre si annulla la variazione di energia cinetica al primo membro. Si ottiene in tal modo la formula 2.2.5 che fornisce la variazione locale dello spessore di spostamento dovuta alla forza di attrito introdotta dal turbolatore.

Nella trattazione di Tani il calcolo della resistenza del turbolatore è eseguito secondo Preston [4] con la formula 2.3.1, nella quale si assegna alla velocità che investe l'ostacolo il valore al sommo dell'ostacolo stesso. Questa ipotesi è in contrasto con il buon senso e con quanto riportato da autorevoli sperimentatori (Hoerner [3]). Né si può ritenere di renderla valida correggendo il valore del coefficiente di resistenza dell'ostacolo, in quanto forma del profilo di velocità e spessore dello strato limite sono molto variabili in funzione dell'incidenza di lavoro del profilo portante.

Per queste ragioni si è preferito considerare la resistenza del turbolatore proporzionale al valor medio del quadrato della velocità che investe il turbolatore. La resistenza viene quindi espressa dalla formula 2.3.2, con la velocità calcolata secondo le formule delle Figg. 1.2, 1.3.

Introducendo la 2.3.2 nella 2.2.5 ed adimensionalizzando si ottiene la formula 2.3.3 che esprime la variazione locale dello spessore di quantità di moto in funzione delle caratteristiche della corrente e del turbolatore. Il confronto della 2.3.3 con la 2.2.3 fornisce l'altezza minima del turbolatore richiesta per assicurare la transizione locale del deflusso nello strato limite da laminare a turbolento.

Correzione delle formule per valori elevati dell'altezza del turbolatore (Fig. 2.4)

Le formule trovate valgono certamente per altezze di turbolatore molto piccole rispetto allo spessore dello strato limite. Difatti nessuna correzione viene indicata nella letteratura disponibile.

Per altezze elevate di turbolatore ci dobbiamo aspettare una variazione a monte dello strato limite, che interpretiamo come segue.

Lo spessore dello strato limite a monte del turbolatore non subisce alterazioni nell'intorno dell'altezza nulla del turbolatore, mentre per altezza del turbolatore tendente all'infinito lo spessore dello strato limite a monte si incrementa come l'altezza del turbolatore. Aggiungendo l'ulteriore ipotesi relativa allo spessore di spostamento illustrata in Fig. 2.4 si ottiene la correzione richiesta per l'altezza dello strato limite (formula 2.4.1).

Estendendo la correzione allo spessore di quantità di moto si ottiene la formula 2.4.2, che completa l'espressione che definisce l'effetto del turbolatore sulla variazione locale dello spessore di quantità di moto (formula 2.4.3).

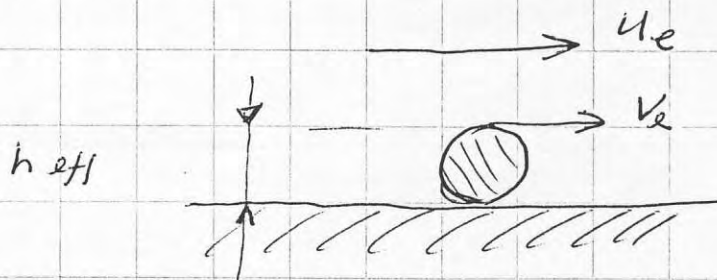
La correzione così ricavata è di buon senso ma assolutamente empirica, e riduce alquanto l'altezza del turbolatore. La sua influenza sul dimensionamento del turbolatore e sulle caratteristiche aerodinamiche del profilo turbolato è molto modesta.

Resistenza turbolatore secondo Preston [4]:

C_d = coefficiente di resistenza turbolatore

h = altezza adimensionale turbolatore

V_x = velocità alla altezza h



h_{eff} = altezza effettiva del turbolatore

$$F = \frac{1}{2} \rho V_x^2 C_d h_{eff} \quad 2.3.1$$

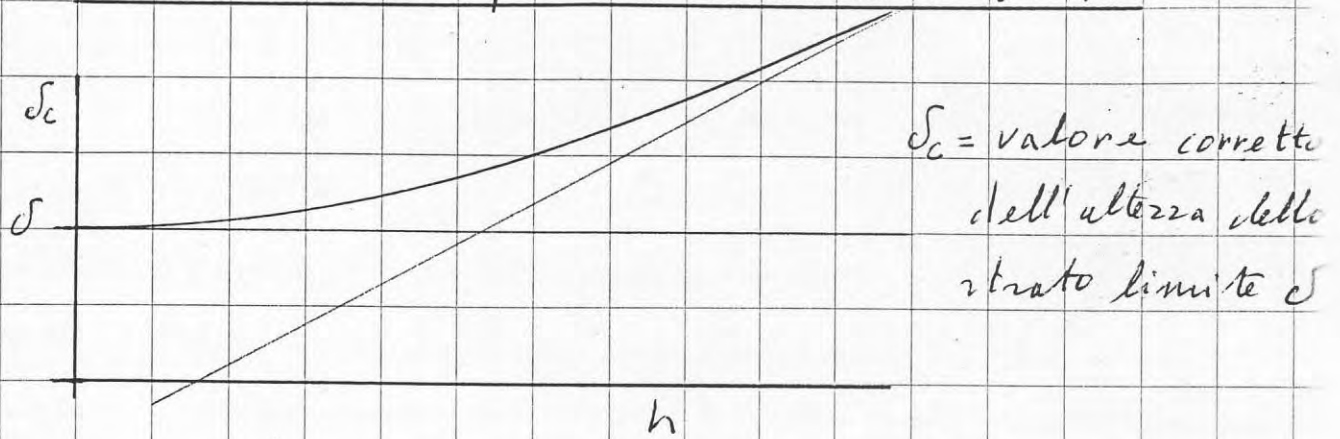
Resistenza turbolatore alottata:

$$F = \frac{1}{2} \rho u_e^2 \bar{V}^2 C_d h_{eff} \quad 2.3.2$$

$$\Delta \theta = \frac{1}{2} \bar{V}^2 C_d h \quad 2.3.3$$

Fig. 2.3: Resistenza turbolatore

Correzione $\Delta\theta$ per valori elevati di h



Ipotesi:

$$h=0: \quad \delta_c = \delta \quad \frac{d\delta_c}{dh} = 0$$

$$h = \delta^* \quad \delta_c - \delta = \frac{\delta^*}{2} \quad \delta^* = \text{spessore di spostamento}$$

$$h = \infty \quad \frac{\delta_c}{\delta} = 1$$

Segue:

$$\frac{\delta_c}{\delta} = 1 + \frac{\delta^*}{\delta} \frac{\left(\frac{h}{\delta^*}\right)^2}{1 + \frac{h}{\delta^*}} \quad 2.4.1$$

Correzione dello spessore di quantità di moto.

$$\Delta\theta_c = \frac{\delta^*}{\delta} \theta \frac{\left(\frac{h}{\delta^*}\right)^2}{1 + \frac{h}{\delta^*}} = \frac{2(1+5a)}{3(3+a)(5+a)} \theta \frac{\left(\frac{h}{\delta^*}\right)^2}{1 + \frac{h}{\delta^*}} \quad 2.4.2$$

$$\Delta\theta_t = \frac{1}{2} V^2 C_d h + \Delta\theta_c \quad (\text{effetto turbolatore}) \quad 2.4.3$$

Fig. 2.4: Correzione di $\Delta\theta$
12/26

-3- PROCEDURA DI CALCOLO DEL PROFILO TURBOLATO

La procedura è valida sia per valutare l'effetto sul profilo di un turbolatore di posizione e dimensione note, sia per ricercare dimensione e posizionamento del turbolatore in funzione delle caratteristiche aerodinamiche del profilo che si intende ottimizzare. Naturalmente in quest'ultimo caso la procedura diviene iterativa per quei gradi di libertà che si intende indagare.

In ogni modo in entrambi i casi è necessario disporre di un codice di calcolo che oltre alle caratteristiche aerodinamiche globali del profilo fornisca le seguenti informazioni locali sullo strato limite:

- Spessore di spostamento
- Spessore di quantità di moto
- Velocità all'esterno dello strato limite

1° Passo: Calcolo delle caratteristiche aerodinamiche del profilo nudo:

Assegnati i parametri aerodinamici richiesti, numero di Reynolds ed un indicatore dello stato di turbolenza della corrente (es: Ncr per i codici XFOIL), il codice di calcolo fornisce i coefficienti di portanza, resistenza e momento per una gamma di incidenze la più ampia possibile, compatibilmente con i limiti operativi e di convergenza del codice adottato.

2° Passo: Calcolo delle caratteristiche aerodinamiche del profilo con transizione forzata nel punto di applicazione del turbolatore:

Il calcolo viene ripetuto senza alterare i parametri aerodinamici ed introducendo la transizione forzata sul dorso. Non consideriamo l'eventualità di forzare la transizione sul ventre. Il calcolo del doppio turbolatore che potrebbe essere utile in caso di profili molto curvi, non è stato affrontato a causa della sua onerosità.

Per ogni incidenza considerata, oltre ai coefficienti di portanza, resistenza e momento, si rilevano i valori adimensionali dello spessore di spostamento, dello spessore di quantità di moto e della velocità all'esterno dello strato limite in corrispondenza del punto di applicazione della transizione forzata, coincidente con la posizione fissata del turbolatore. Si calcola quindi per ogni incidenza il parametro di forma, come rapporto fra lo spessore di spostamento e lo spessore di quantità di moto.

Si limita quindi l'indagine al valore massimo di incidenza oltre il quale si ha inversione di flusso. Deve quindi essere rispettata la condizione (Fig. 1.4):

$$a \geq 0; \quad H \leq 3.675$$

Se la condizione è troppo restrittiva nella zona delle incidenze elevate, è opportuno spostare in avanti se possibile la posizione della transizione forzata e quindi del turbolatore.

3° Passo: Calcolo delle caratteristiche aerodinamiche del profilo turbolato:

Per tutte le incidenze utili si calcola la differenza fra gli spessori di quantità di moto critico ed effettivo nel punto di transizione. Come si è già detto questa differenza deve essere colmata dal contributo del turbolatore se si vuole realizzare la transizione nel punto desiderato.

D'altra parte per una assegnata altezza di turbolatore si conosce il suo contributo allo spessore di quantità di moto. Se il rapporto fra questo contributo ed il valore richiesto è ≥ 1 la transizione al turbolatore è assicurata, e sono quindi validi per il profilo turbolato ed all'incidenza in esame, i coefficienti di portanza e momento del profilo con transizione forzata. Il coefficiente di resistenza sarà quello della transizione forzata, maggiorato del contributo della resistenza propria del turbolatore.

Se invece il rapporto fra il contributo del turbolatore e quello richiesto è < 1 , si assume che i coefficienti aerodinamici del profilo turbolato siano la media pesata fra quelli relativi alla transizione libera e alla transizione forzata. Naturalmente anche in questo caso al coefficiente di resistenza così calcolato si aggiunge il contributo della resistenza del turbolatore.

Nelle Figg. 3 sono riassunte le formule relative alla procedura di calcolo illustrata.

-4- ESEMPIO DI APPLICAZIONE AL CALCOLO DEL TURBOLATORE DI UN PROFILO ALARE PER MODELLI F1B

Si prende in considerazione il profilo da noi chiamato AA29R, usato in passato da Andriukov e le cui coordinate sono riportate alla pag. 8184 di Vol Libre.

Le caratteristiche geometriche del profilo, che non necessita di smoothing, e la sua forma, sono riportate nelle Figg. 4.1 e 4.2.

Il codice di calcolo usato è XFOIL 6.9 con i seguenti dati:

- Numero di Reynolds 28000, valore medio di un'ala di modello F1B di allungamento compreso fra 17 e 18.
- Numero indice di turbolenza dell'aria e/o di rugosità superficiale del profilo: $N_{cr}=9$ (valore di default).
- Posizionamento del turbolatore al 10% della corda.

Nelle Figg. 4.3 e 4.4 sono riportati i risultati dei calcoli eseguiti nei due casi di profilo con transizione libera e transizione forzata sul dorso al 10% della corda.

In entrambi i casi si hanno notevoli irregolarità nell'andamento dei coefficienti di portanza alle basse incidenze e difficoltà di convergenza, entrambe dovute ad instabilità della corrente nel ventre, causata dal camber elevato e dal basso numero di Reynolds. Alle incidenze elevate la corrente nel ventre si stabilizza. Il calcolo viene arrestato poco oltre il limite di stallo.

I due files delle Figg. 4.3 e 4.4 sono utilizzati come input del programma di calcolo XFOIL42.BAS da noi sviluppato, che effettua sia il calcolo dell'effetto di un turbolatore assegnato sulle caratteristiche aerodinamiche del profilo, sia sotto definite condizioni, il calcolo dell'altezza del turbolatore che massimizza il fattore di potenza del profilo.

Nella Fig. 4.5 il file con transizione forzata della Fig. 4.4 viene completato con il calcolo del parametro di forma H , dedotto per ogni incidenza dagli spessori di spostamento e di quantità di moto. Si nota che alla massima incidenza si ha inversione della corrente nello strato limite ($H > 3.675$). Ciò significa che la posizione scelta per il turbolatore è piuttosto arretrata. L'analisi viene quindi limitata alla incidenza massima di 10.5° .

Spessore critico di quantità di moto:

$$\theta_{cr} = \frac{14.5767}{u_e} \left(\frac{t}{Re^3} \right)^{1/4} \quad 2.2.2$$

Incremento minimo di θ richiesto per la transizione al turbolatore:

$$\Delta\theta = \theta_{cr} - \theta \quad (\theta = \text{gamma di q. di moto senza turbolatore}) \quad 2.2.3$$

Contributo del turbolatore:

$$\Delta\theta_t = \frac{1}{2} \bar{V}^2 C_{dt} h + \Delta\theta_c \quad 2.4.3$$

Coefficiente ponderale:

$$\xi = \frac{\Delta\theta_t}{\Delta\theta} \quad 3.1.1$$

$$\text{Se } \xi \geq 1 \quad \xi = 1$$

Contributo del turbolatore al coeff. di resistenza del turbolatore:

$$\Delta\theta_t = \frac{F}{\rho u_e^2} = \frac{1}{2} \frac{C_{dt}}{u_e^2} \quad (2.2.5)$$

$$C_{dt} = \text{contributo turbolatore} = 2 \Delta\theta_t u_e^2 \quad 3.1.2$$

Fig. 3.1: Procedura di calcolo 15/26

Coefficienti aerodinamici del profilo turbolento

Cl_0, Cm_0, Cd_0 = coefficienti di portanza, momento e resistenza del profilo con transizione spontanea

Cl_1, Cm_1, Cd_1 = coefficienti di portanza, momento, e resistenza del profilo con transizione forzata

Profilo turbolento

$$Cl = Cl_0(1-\xi) + Cl_1\xi \quad 3.2.1$$

$$Cm = Cm_0(1-\xi) + Cm_1\xi \quad 3.2.2$$

$$Cd = Cd_0(1-\xi) + Cd_1\xi + Cdt \quad 3.2.3$$

Fig. 3.2: Procedura di calcolo

Nome file origine: AA29R

AA29R: Andriukov Vol Libre 8184

Caratteristiche geometriche Profilo di BASE:

Coefficiente di affinità body cab = 1.00000

Coefficiente di affinità m.c.l. cam = 1.00000

Raggio naso profilo 100*rop = 0.97869

Ascissa spessore massimo body 100*xbmx = 18.82221

Spessore massimo body 100*spm = 6.56553

Spessore bordo di uscita 100*eps = 0.4200

Ascissa altezza massima camber 100*xcmx = 42.37103

Altezza massima camber 100*ycmx = 5.62401

Ascissa altezza massima profilo 100*xmx = 32.23536

Altezza massima profilo 100*ymx = 8.37607

Area profilo 100*Area = 3.92711

Coordinate centro rivestimento

(spessore costante): 100*xce = 49.46286

100*yce = 3.91428

Coefficienti aerodinamici ideali:

Coeff. di portanza MCl (alfa=0) Clmcl = 0.72350

Coeff. di momento MCL Cmmcl = -0.16885

Incid. portanza nulla profilo (gradi) alfa0 = -6.59750

Slope profilo (Cl/gradi) slope = 0.11506

Coordinate Profilo 1° normalizzazione:

100*x	100*y	100*x	100*y	100*x	100*y	100*x	100*y
100.0000	0.2100	29.2893	8.3404	0.0000	0.0000	29.2893	2.2098
94.7664	1.6117	25.6855	8.2068	0.1370	-0.5075	33.0869	2.5434
89.5472	2.7442	22.2854	7.9789	0.5478	-0.8211	37.0680	2.8270
84.3566	3.7165	19.0983	7.6610	1.2312	-0.9667	41.2215	3.0788
79.2088	4.5528	16.1329	7.2503	2.1852	-1.0132	45.5361	3.2662
74.1181	5.2543	13.3975	6.7613	3.4074	-0.9248	50.0000	3.4001
69.0983	5.8694	10.8993	6.2066	4.8943	-0.7430	54.6010	3.4695
64.1632	6.4183	8.6455	5.5947	6.6420	-0.5165	59.3263	3.4667
59.3263	6.8983	6.6420	4.9243	8.6455	-0.2510	64.1632	3.3886
54.6010	7.3078	4.8943	4.2293	10.8993	0.0410	69.0983	3.2231
50.0000	7.6522	3.4074	3.4514	13.3975	0.3725	74.1181	2.9668
45.5361	7.9417	2.1852	2.7249	16.1329	0.7291	79.2088	2.6020
41.2215	8.1637	1.2312	1.9985	19.0983	1.0959	84.3566	2.1050
37.0680	8.3050	0.5478	1.3102	22.2854	1.4663	89.5472	1.4671
33.0869	8.3737	0.1370	0.6352	25.6855	1.8414	94.7664	0.6713
						100.0000	-0.2100

Coordinate Profilo 2° normalizzazione:

100*x	100*ys	100*yi	100*x	100*ys	100*yi
0.00	0.00000	0.00000	45.00	7.97290	3.24674
1.25	2.01472	-0.96871	50.00	7.65220	3.40005
2.50	2.92589	-0.99850	55.00	7.27576	3.47185
5.00	4.27951	-0.72858	60.00	6.83457	3.46081
7.50	5.22633	-0.40267	65.00	6.33000	3.36657
10.00	5.97860	-0.07285	70.00	5.76172	3.18347
15.00	7.06184	0.58468	75.00	5.14151	2.91231
20.00	7.76388	1.20521	80.00	4.43121	2.53374
25.00	8.16925	1.76729	85.00	3.60417	2.03391
30.00	8.35539	2.27756	90.00	2.65185	1.40420
35.00	8.35072	2.68570	95.00	1.55506	0.63371
40.00	8.21270	3.01106	100.00	0.21000	-0.21000

Fig. 4.1: Geometria Profilo

AA29R: Andriukov Vol Libre 8184
 Coefficiente di affinità body 1
 Coefficiente di affinità m.c.l. 1
 Spessore bordo di uscita*100 .42

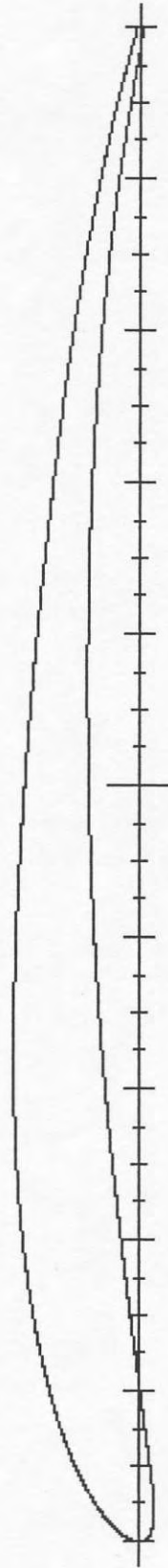


Fig. 4.2: Geometria Profilo

AA29RA028:AA29R Ncr=9 Re=28 18/07/04

-5.000	-0.2816	0.09114	-0.0011
-4.000	0.0448	0.04889	-0.0287
-3.000	0.0689	0.04308	-0.0271
-2.000	-0.0287	0.04353	0.0013
-1.000	-0.1674	0.04405	0.0326
0.000	0.3463	0.04015	-0.1100
1.000	0.4695	0.03911	-0.1191
2.000	0.5545	0.04213	-0.1229
3.000	0.7045	0.05007	-0.1409
4.000	0.8640	0.05727	-0.1551
5.000	0.9394	0.06589	-0.1560
6.000	1.0440	0.07478	-0.1575
6.500	1.0324	0.08237	-0.1549

z α C_d C_m

Fig. 4.3: Transizione libera

AA29RA028:AA29R Ncr=9 Re=28 xt=.10 18/07/04

-5.000	-0.1909	0.08820	-0.0208	0.00205	0.00090	1.100
-4.000	0.1042	0.04780	-0.0422	0.00215	0.00090	1.120
-3.000	0.1498	0.04132	-0.0448	0.00225	0.00095	1.150
-2.000	0.0229	0.04446	-0.0118	0.00220	0.00095	1.140
-1.000	0.3909	0.03880	-0.1230	0.00250	0.00095	1.220
0.000	0.5431	0.03224	-0.1306	0.00230	0.00095	1.290
1.000	0.6594	0.02809	-0.1282	0.00240	0.00100	1.340
2.000	0.7652	0.02949	-0.1268	0.00250	0.00100	1.400
3.000	0.8665	0.03117	-0.1250	0.00265	0.00105	1.450
4.000	0.9635	0.03318	-0.1227	0.00275	0.00110	1.500
5.000	1.0553	0.03556	-0.1200	0.00300	0.00110	1.560
6.000	1.1408	0.03847	-0.1167	0.00315	0.00115	1.605
7.000	1.2186	0.04207	-0.1128	0.00340	0.00115	1.630
8.000	1.2843	0.04668	-0.1080	0.00370	0.00120	1.700
9.000	1.3299	0.05272	-0.1019	0.00400	0.00125	1.730
10.000	1.3557	0.06122	-0.0966	0.00440	0.00130	1.760
10.500	1.3604	0.06681	-0.0949	0.00465	0.00130	1.770
11.500	1.3553	0.08116	-0.0940	0.00530	0.00135	1.800

z α C_d C_m δ^* θ U_e

Fig. 4.4: Transizione forzata

File xt:	alfa1	Cl1	Cd1	Cm1	dt1*10 ³	dte1*10 ³	vut1	H
-5.00	-0.1909	0.08820	-0.0208	2.050	0.900	1.100	2.2778	
-4.00	0.1042	0.04780	-0.0422	2.150	0.900	1.120	2.3889	
-3.00	0.1498	0.04132	-0.0448	2.250	0.950	1.150	2.3684	
-2.00	0.0229	0.04446	-0.0118	2.200	0.950	1.140	2.3158	
-1.00	0.3909	0.03880	-0.1230	2.500	0.950	1.220	2.6316	
0.00	0.5431	0.03224	-0.1306	2.300	0.950	1.290	2.4211	
1.00	0.6594	0.02809	-0.1282	2.400	1.000	1.340	2.4000	
2.00	0.7652	0.02949	-0.1268	2.500	1.000	1.400	2.5000	
3.00	0.8665	0.03117	-0.1250	2.650	1.050	1.450	2.5238	
4.00	0.9635	0.03318	-0.1227	2.750	1.100	1.500	2.5000	
5.00	1.0553	0.03556	-0.1200	3.000	1.100	1.560	2.7273	
6.00	1.1408	0.03847	-0.1167	3.150	1.150	1.605	2.7391	
7.00	1.2186	0.04207	-0.1128	3.400	1.150	1.630	2.9565	
8.00	1.2843	0.04668	-0.1080	3.700	1.200	1.700	3.0833	
9.00	1.3299	0.05272	-0.1019	4.000	1.250	1.730	3.2000	
10.00	1.3557	0.06122	-0.0966	4.400	1.300	1.760	3.3846	
10.50	1.3604	0.06681	-0.0949	4.650	1.300	1.770	3.5769	
11.50	1.3553	0.08116	-0.0940	5.300	1.350	1.800	3.9259 *	

COD.(<0=Nuovi files; 0=Tabella; >0=O.K.)?

Fig. 4.5: Transizione forzata

File	000 Estrapolato : alfa	Cl	Cd	Cm
-5.00	-0.2816	0.09114	-0.0011	
-4.00	0.0448	0.04889	-0.0287	
-3.00	0.0689	0.04308	-0.0271	
-2.00	-0.0287	0.04353	0.0013	
-1.00	-0.1674	0.04405	0.0326	
0.00	0.3463	0.04015	-0.1100	
1.00	0.4695	0.03911	-0.1191	
2.00	0.5545	0.04213	-0.1229	
3.00	0.7045	0.05007	-0.1409	
4.00	0.8640	0.05727	-0.1551	
5.00	0.9394	0.06589	-0.1560	
6.00	1.0440	0.07478	-0.1575	
6.50	1.0324	0.08237	-0.1549	
7.00	1.0073	0.09190	-0.1555	
8.00	0.9594	0.11087	-0.1566	
9.00	0.9145	0.12971	-0.1577	
10.00	0.8725	0.14842	-0.1589	
10.50	0.8526	0.15773	-0.1595	

COD.(<0=Nuovi files; 0=Tabella; >0=O.K.)?

Fig. 4.6: Transizione libera + estrapolazione

Nella Fig. 4.6 è riportato il file relativo alla transizione libera, estrapolato allo scopo di coprire il campo delle incidenze utili del file con transizione forzata. L'estrapolazione viene eseguita raccordando prudenzialmente C_l , C_d , C_m , con i valori relativi alla lastra piana secondo Glauert [2].

La Fig. 4.7 illustra i dati operativi (voci numerate) che possono essere cambiati da tastiera. Si illustrano le voci di non immediata comprensione:

- 1- Correzione: E' illustrata in Fig. 2.4: viene attivata per $corr=1$ ed eliminata per $corr=0$
- 2- Altezza turbolatore: Nel caso di ricerca automatica di ottimizzazione viene assegnato un valore molto elevato che viene successivamente corretto secondo il risultato del calcolo. In caso contrario si assegna il valore desiderato.
- 3- C_d : Coefficiente di resistenza del turbolatore: Valori consigliati:
0.75 per sezione circolare (filo)
1.00 per spigolo vivo (listello)
- 7- Distanza minima dallo stallo del punto di massimo fattore di potenza (W)
- 8- Semiampiezza: L'ottimizzazione viene eseguita sul valore medio di W calcolato in un intorno simmetrico dell'incidenza in esame.
- 9- Semintervallo di tolleranza: Tiene conto dell'eventuale errore in altezza del turbolatore calcolando C_l e C_d rispettivamente ai valori minimo e massimo del campo di tolleranza.
- 10- Coefficiente di amplificazione dell'errore quadratico medio del fattore di potenza nell'intervallo descritto al punto -8-. Inseverimento dell'effetto dell'allontanamento di W dalla media nell'intervallo. Per $cewm=1$ (valore consigliato) non si ha inseverimento.

Il risultato del calcolo di ottimizzazione eseguito automaticamente con i dati di input della Fig. 4.7 ($auto=1$), forniscono l'altezza del turbolatore:

$$1000 \cdot h = 6.5$$

Nelle Figg. 4.8 e 4.9 sono riportate le caratteristiche aerodinamiche del profilo turbolato. In particolare in Fig. 4.9 E_{10mx} (x) ed E_{15mx} (O) sono rispettivamente i valori massimi dell'efficienza e del fattore di potenza.

Osserviamo inoltre che alle basse incidenze le irregolarità dei coefficienti di portanza sono state rimosse allo scopo di consentire l'utilizzazione dei dati aerodinamici nel calcolo iterativo delle caratteristiche dell'ala completa secondo Sivells e Neely [1] (problemi di convergenza).

Ricordiamo infine che a nostro avviso sussistono notevoli incertezze sui valori da assegnare ad N_{cr} a numeri di Reynolds molto bassi. Fortunatamente la presenza del turbolatore attenua in una certa misura l'effetto di N_{cr} sui risultati di calcolo. Nella Fig. 4.10 è riportato il risultato del calcolo per $N_{cr}=7$. Si nota una lieve riduzione dell'altezza del turbolatore ed un certo miglioramento dell'efficienza e del fattore di potenza massimi, insieme al passaggio da 0.05 a 0.06 del coefficiente di resistenza a portanza circa nulla.

INPUT dati turbolatore: xt = .1	
Numero di Reynolds di prova	Rey = 28000
-1- Correzione altezza turbolatore	corr = 1
Spessore di spostamento massimo	1000*dtmx0 = 5.3
Altezza turbolatore ottimizzata (Valida dopo ricerca automatica)	1000*ytm = 0
-2- Altezza turbolatore * 1000 (<=50)	yt0 = 50
-3- Cd turbolatore (.75; 1)	Cdt = .75
Incidenze:	
Minima 000	alfa0mn = -5
Massima 000	alfa0mx = 6.5
Minima xt	alfa1mn = -5
Massima xt	alfa1mx = 10.5
-4- Minima profilo turbolato (>=alfa1mn)	alfamn = -5
-5- Massima profilo turbolato (<=alfa1mx)	alfamx = 10.5
-6- Ricerca automatica altezza turbolatore ottima nell'intervallo 0-yt0 (step 1/10 ⁴): (0=NO; <>0=SI)	auto = 0
-7- Distanza angolare minima dallo stallo	dalfas = 1
-8- Semiampiezza di calcolo W medio	dalfa = 1
-9- Semintervallo di tolleranza altezza turbolatore*1000	tdy = .5
-10- Coeff. amplificazione e.q.m. Wm	cewm = 1
COD. (<0=Nuovi files/dati operativi; 0=O.K.)?	

Fig.4.2: XFoil42.BAS: Dati Operativi

File Finale:	alfa	Clc	Cdc	Cmc
	-5.00	-0.2144	0.09352	-0.0157
	-4.50	-0.0625	0.07313	-0.0273
	-4.00	0.0893	0.05274	-0.0388
	-3.50	0.1100	0.04962	-0.0397
	-3.00	0.1310	0.04649	-0.0407
	-1.50	0.1409	0.04703	-0.0491
	-1.00	0.2790	0.04498	-0.0918
	-0.50	0.4100	0.04204	-0.1135
	0.00	0.5232	0.03898	-0.1285
	0.50	0.5861	0.03698	-0.1282
	1.00	0.6490	0.03489	-0.1277
	1.50	0.7063	0.03557	-0.1273
	2.00	0.7641	0.03621	-0.1268
	2.50	0.8159	0.03707	-0.1259
	3.00	0.8665	0.03800	-0.1250
	3.50	0.9150	0.03912	-0.1239
	4.00	0.9635	0.04024	-0.1227
	4.50	1.0094	0.04152	-0.1213
	5.00	1.0553	0.04277	-0.1200
	5.50	1.0980	0.04427	-0.1183
	6.00	1.1408	0.04576	-0.1167
	6.50	1.1797	0.04743	-0.1147
	7.00	1.2186	0.04909	-0.1128
	7.50	1.2515	0.05137	-0.1104
	8.00	1.2843	0.05364	-0.1080
	8.50	1.3071	0.05646	-0.1049
	9.00	1.3299	0.05928	-0.1019
	9.50	1.3428	0.06324	-0.0993
	10.00	1.3557	0.06721	-0.0966
	10.50	1.3604	0.07240	-0.0949

COD. (0=Tabella; >0=O.K.)?

Fig. 4.8: File profilo turbolento

PR0403:AA29R N=9 Re=28 def. t. 6.5/100 2/11/04
 E65mx= 24.255 E10mx= 24.932 E15mx= 27.403

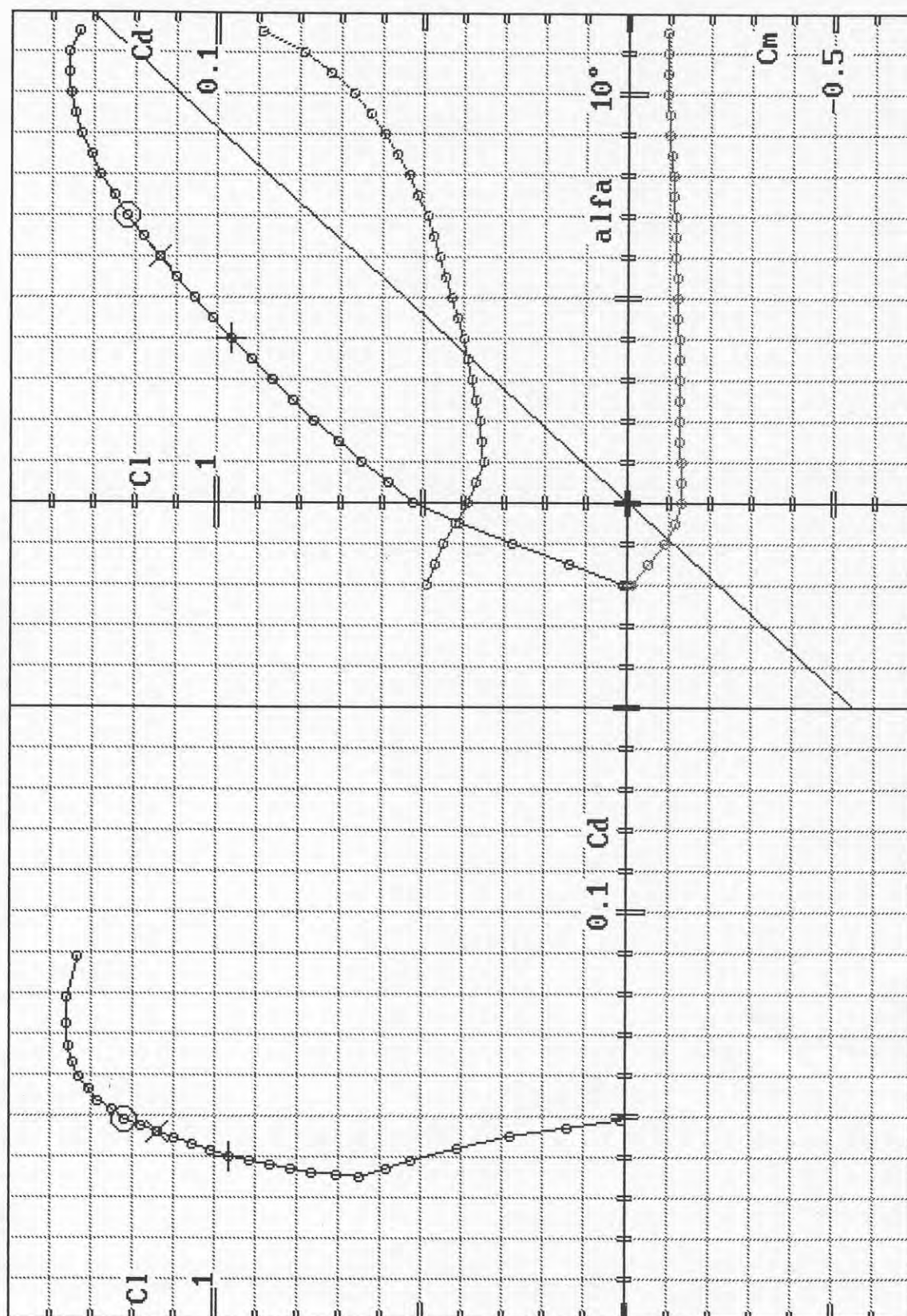


Fig.4.9: Profilo Turbolato $Nu=9$

PR0431:AA29R, N=7 Re=28 def. t. 6.3/100 20/12/04
 E65mx= 24.471 E10mx= 25.274 E15mx= 27.638

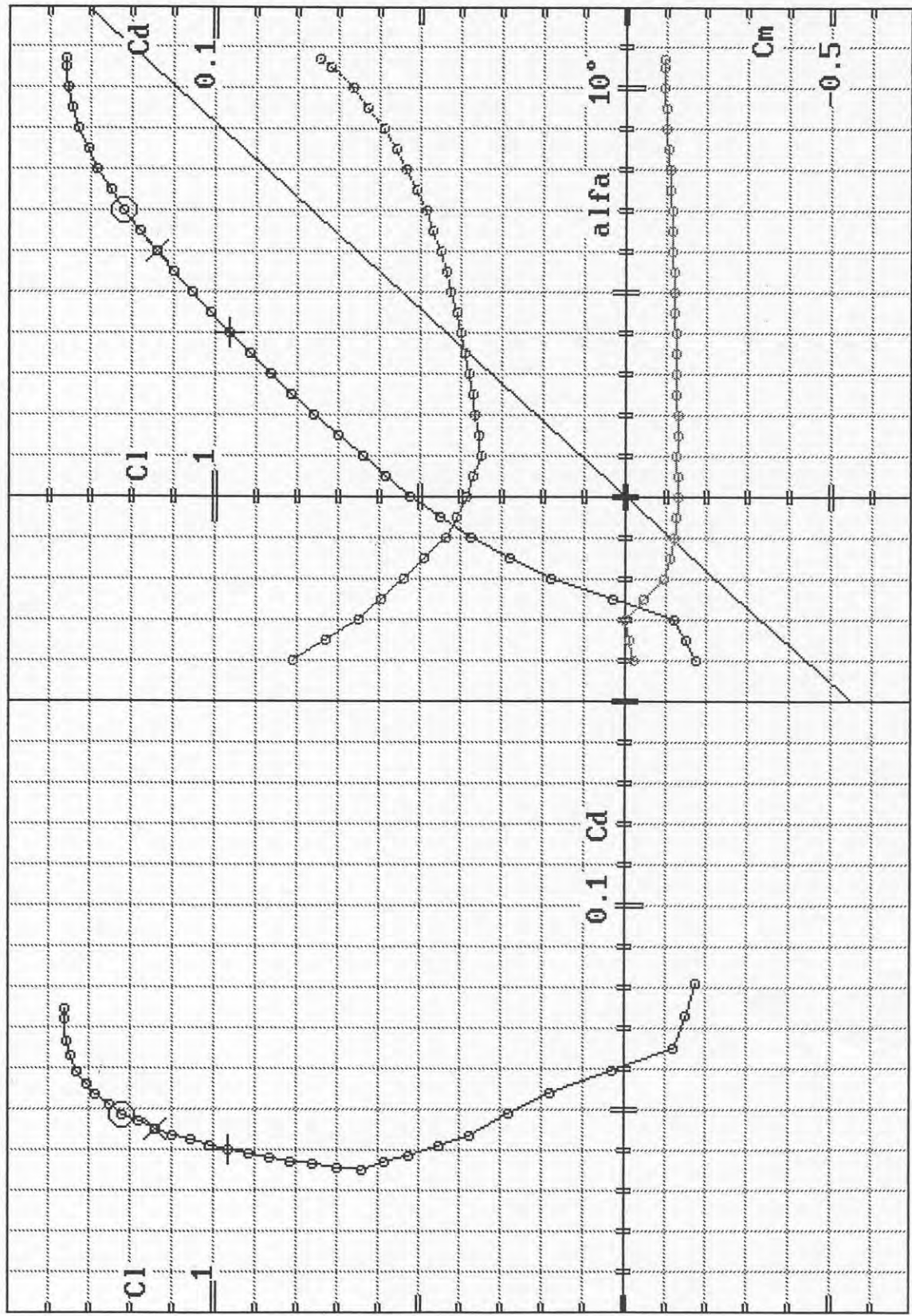


Fig. 4.10: Profilo Turbolato $N_u = 7$

-5- CONCLUSIONI

Abbiamo cercato di realizzare un approccio il più possibile razionale al problema piuttosto complesso del calcolo del turbolatore. In effetti, a parte la brillante serie di articoli di Loris Kannevorff su Modellistica di alcuni decenni fa, niente di importante sembra sia stato scritto sull'argomento, almeno per i numeri di Reynolds che interessano il volo libero.

Sebbene l'impostazione generale del problema possa considerarsi adeguata, permangono alcune perplessità sui seguenti punti:

- Il valore critico del numero di Reynolds dello spessore di spostamento su lastra piana con gradiente di pressione nullo varia in modo non trascurabile a seconda delle fonti. Noi abbiamo assunto quello indicato da Tani su esperienze di Preston, che ci è sembrato il più centrato rispetto alle nostre esigenze (transizione in corrispondenza del turbolatore).

- Si hanno dei dubbi sulla modalità di calcolo della resistenza del turbolatore, o almeno sul coefficiente di resistenza da adottare. Circa la modalità di calcolo, noi abbiamo preferito all'approccio di Preston quello sicuramente più razionale proposto da Hoerner.

- Per le incidenze alle quali il turbolatore ha un'altezza insufficiente a realizzare la transizione in corrispondenza al turbolatore stesso, i coefficienti aerodinamici del profilo vengono valutati come medie pesate dei coefficienti dei profili con transizione libera e forzata, secondo le formule della Fig. 3.2. Questo approccio è qualitativamente in sintonia con la sperimentazione di Tani e di altri autori, ma meriterebbe ulteriori verifiche.

- Infine segnaliamo alcuni problemi che nascono nell'uso del codice di calcolo XFOIL: difficoltà di convergenza specie ai coefficienti di portanza molto bassi, doppie soluzioni a pari incidenza (Risultati non validi? Isteresi?), oscillazioni del coefficiente di portanza alle incidenze elevate, con difficoltà di definire univocamente la condizione di stallo.

-6- BIBLIOGRAFIA

- [1] I. H. ABBOTT and A. E. VON DOENHOFF
THEORY OF WING SECTIONS
DOVER PUBLICATIONS, INC. NEW YORK
- [2] B. FINZI
LEZIONI DI AERODINAMICA
LIBRERIA EDITRICE POLITECNICA TAMBURINI - MILANO
- [3] S. F. HOERNER
FLUID DYNAMIC DRAG
LIBRARY ON CONGRESS CATALOG CARD NUMBER 64-19666
U.S.A.
- [4] G. V. LACHMANN
BOUNDARY LAYER AND FLOW CONTROL
PERGAMON PRESS LTD. HEADINGTON HILL HALL, OXFORD
4 - 5 FITZROY SQUARE, LONDON W. I.