CONSIDERAZIONI SU DUE PROBLEMI RELATIVI ALLA VALUTAZIONE NUMERICA DELLE PRESTAZIONI AERODINAMICHE DEI PROFILI ALARI A BASSO NUMERO DI REYNOLDS (01/2007)

Filippo Surace NIKE Milano

Il calcolo numerico delle caratteristiche aerodinamiche di un profilo alare presenta in generale un certo numero di problemi dovuti quasi sempre in piccola parte ai limiti del codice usato, e in gran parte alla difficoltà intrinseca al problema che si vuole risolvere. Queste difficoltà si acuiscono in genere nelle condizioni limiti previste per l'utilizzo del codice, ad esempio nel campo di numeri di Reynolds molto bassi, che interessa il volo libero.

In questo campo il codice di gran lunga più usato è XFOIL, messo a punto dal professor Drela dell'M.I.T. [2]. A questo codice ci riferiamo nelle considerazioni che seguono.

I principali problemi che si incontrano sono notoriamente i seguenti:

-Difficoltà di convergenza della soluzione numerica, particolarmente sentita nei profili con ventre concavo a basse incidenze (transizione libera sul ventre) nell'intorno del coefficiente di portanza nullo. Questa condizione di funzionamento interessa ad esempio lo spunto iniziale della salita dei modelli ad elastico e tutta la salita dei modelli a motore.

-Difficoltà di interpretazione e di utilizzo dei risultati ottenuti, specie per quanto riguarda le doppie soluzioni (si tratta di isteresi e quindi sono entrambe valide? Se si, quale scegliere in funzione delle diverse condizioni di volo?), e le zone di funzionamento con "slope" negativo che rischiano di mettere in crisi il calcolo dell'ala completa con i metodi tradizionalmente usati.

-Problemi di minore importanza si incontrano talvolta nella zona dello stallo, ovviamente poco frequentata, e che interessa principalmente il calcolo del margine statico di stallo.

Esistono infine altri due problemi, che sono l'oggetto di questa relazione:

-La corretta definizione del numero critico Ncr.

-La definizione della geometria reale del profilo.

Entrambe le voci hanno ovviamente notevoli ripercussioni sul risultato del calcolo.

(Riferimenti bibliografici in parentesi quadre).

-1-VALUTAZIONE DI Ncr

Questo numero adimensionale, definisce insieme al numero di Reynolds e al numero di Mach (circa nullo ed ininfluente nel nostro caso) il comportamento aerodinamico del profilo: valore di default Ncr = 9.

Senza entrare in dettaglio, questo numero influenza la transizione naturale nello strato limite da deflusso laminare a turbolento, e viene messo in relazione con il livello di turbolenza (turbulence level) della corrente a monte del profilo. Bassi valori di Ncr corrispondono ad elevata turbolenza e quindi anticipano la transizione naturale, che invece viene ritardata con elevati valori di Ncr. Naturalmente il valore di Ncr non influenza il deflusso finchè non si ha transizione naturale nello strato limite.

In caso di transizione forzata (imposta dall'operatore sul dorso e/o sul ventre), Ncr influenza il deflusso solo se la transizione naturale avviene a monte di quella imposta.

Circa il valore da assegnare ad Ncr le istruzioni fornite dalla guida all'uso del codice (versione 6.9, [2]) sono le seguenti:

Casi	Ncr	
-Alianti	12-14	
-Motoalianti	11-13	
-Gallerie a bassa turbolenza	10-12	
-Gallerie a media turbolenza	9	(valore di default)
-Gallerie ad alta turbolenza	4-8	

Vengono anche indicate altre situazioni, fortunatamente per noi non interessanti, per le quali sono previsti valori ancora più bassi di quelli indicati. Nessuna ulteriore indicazione viene fornita, in grado di orientarci nel caso di profili per aeromodelli a numeri di Reynolds molto bassi.

Allo scopo di valutare l'influenza della scelta di Ncr sui risultati di calcolo nei casi che ci interessano, è stata eseguita una serie di elaborazioni sul profilo Andriukov pubblicato su Vol Libre a pagina 8184 (Fig.1.1) al numero di Reynolds 24000, tipico di un'ala F1G, senza e con turbolatore, e con Ncr = 5, 6, 7, 9.

L'ottimizzazione del turbolatore e le relative polari sono state eseguite secondo le modalità riportate nella nota da me presentata nel Convegno del 2005 [4].

Nelle Figg. da 1.2 a 1.9 sono riportati i risultati delle elaborazioni. Le Figg. da 1.2 a 1.5 relative ai casi di assenza di turbolatore sono completate dall'indicazione del campo delle incidenze alle quali si manifesta la transizione naturale da strato limite laminare a turbolento sul dorso e sul ventre. All'aumentare di Ncr l'inizio della transizione sul dorso si sposta progressivamente verso incidenze maggiori, ed a pari Ncr all'aumentare dell'incidenza il punto di transizione si sposta abbastanza regolarmente verso il naso del profilo. Al contrario, sul ventre si hanno alla basse incidenze brusche variazioni di posizione della transizione dovute alla concavità del ventre stesso, e che sono responsabli delle difficoltà di valutazione che si incontrano con questi tipi di profili ai bassi coefficienti di portanza. Queste difficoltà si riducono ma non si eliminano del tutto nei profili turbolati sul dorso.

********** PROFIL50.BAS 3/11/05 ** 15:14:51 ** 01-05-2007 **********

Grafico di un profilo con coordinate sequenziali dorso-ventre.
Raggi di curvatura naso calcolati all'ascissa minima.
Rif. Geometria Profili 3/11/05. Aggiornamento 22/06/06.
Profilo :AA29R.SEQ
Etichetta:AA29R: Andriukov Vol libre radice
Coordinate profilo:

100*x	100*y	100*x	100*y	100*x	100*y	100*x	100*y
100.0000	0.2110	29.2890	8.3400	0.0000	0.0000	29.2890	2.2100
94.7660	1.6130	25.6860	8.2070	0.1370	-0.5080	33.0870	2.5430
89.5470	2.7450	22.2850	7.9790	0.5480	-0.8210	37.0680	2.8270
84.3570	3.7170	19.0980	7.6610	1.2310	-0.9670	41.2210	3.0790
79.2090	4.5530	16.1330	7.2500	2.1850	-1.0130	45.5360	3.2660
74.1180	5.2550	13.3970	6.7610	3.4070	-0.9250	50.0000	3.4000
69.0980	5.8700	10.8990	6.2070	4.8940	-0.7430	54.6010	3.4690
64.1630	6.4190	8.6450	5.5950	6.6420	-0.5160	59.3260	3.4660
59.3260	6.8990	6.6420	4.9240	8.6450	-0.2510	64.1630	3.3880
54.6010	7.3080	4.8940	4.2290	10.8990	0.0410	69.0980	3.2230
50.0000	7.6520	3.4070	3.4510	13.3970	0.3720	74.1180	2.9660
45.5360	7.9420	2.1850	2.7250	16.1330	0.7290	79.2090	2.6010
41.2210	8.1640	1.2310	1.9990	19.0980	1.0960	84.3570	2.1040
37.0680	8.3050	0.5480	1.3100	22.2850	1.4660	89.5470	1.4660
33.0870	8.3740	0.1370	0.6350	25.6860	1.8410	94.7660	0.6700
						100.0000	-0.2110

Risultati elaborazione:

Raggio naso dorso	100*rod =	1.472
Raggio naso ventre	100*rov =	0.942
Raggio medio aritmetico	100*roa =	1.207
Raggio medio geometrico	100*rog =	1.177
Ascissa camber massimo	100*xcx =	42.243
Camber massimo	100*ycx =	5.624
Ascissa spessore massimo	100*xbx =	19.098
Spessore massimo	100*ybx =	6.565
Area	100*Are =	3.928
Incid. tangente inferiore	(°) dbe =	0.470
Coeff. di portanza MCL	Clmcl =	0.726
Coeff. di momento MCL	Cmmcl =	-0.170

AA29R.SEQ
AA29R: Andriukov Vol libre radice

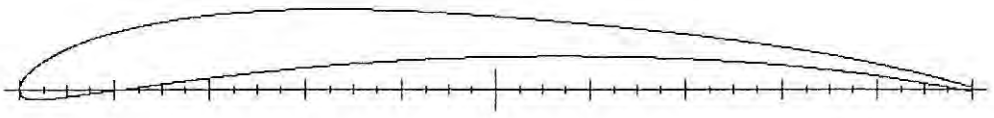


Fig. 1.1

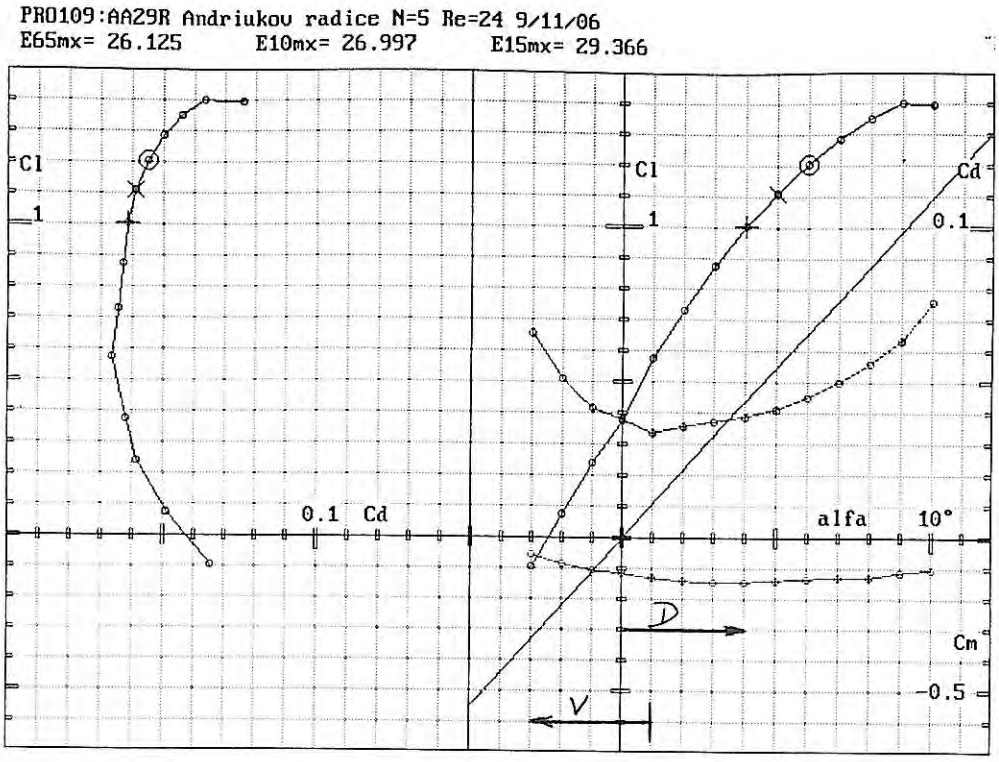

PR0109:AA29R Andriukov radice N=5 Re=24 9/11/06
E65mx= 26.125
E10mx= 26.997
E15mx= 29.366
Cl
1
0.1 Cd
Cl
1
Cd
0.1
alfa
10°
D
V
Cm
-0.5

Fig. 1.2

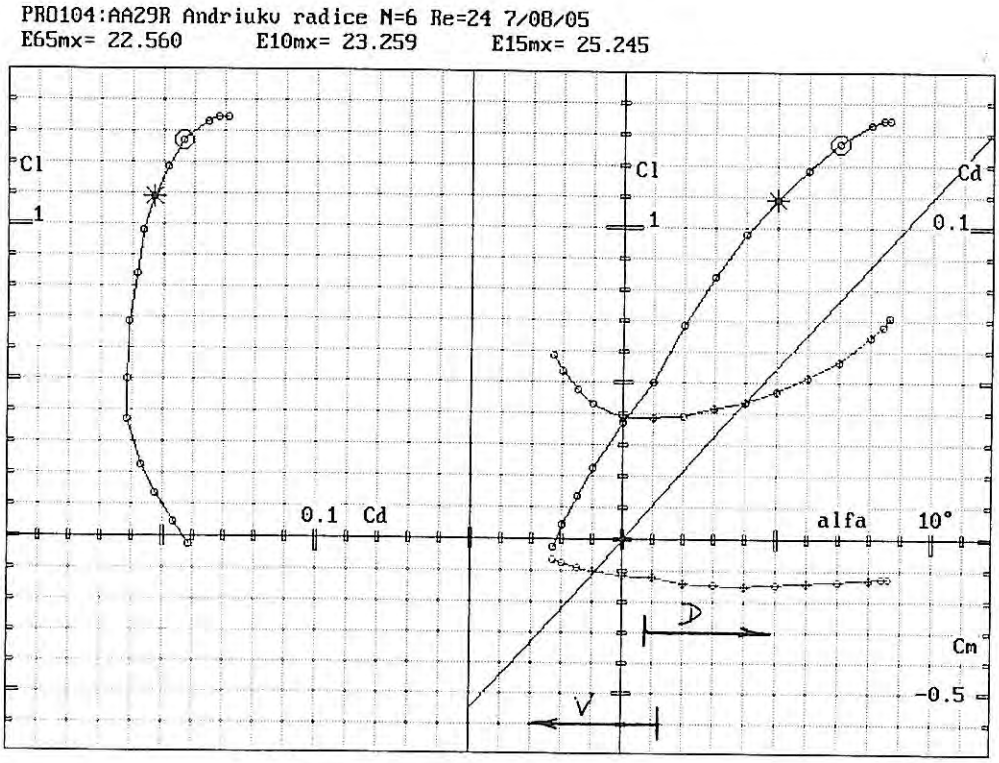

PR0104:AA29R Andriuku radice N=6 Re=24 7/08/05
E65mx= 22.560
E10mx= 23.259
E15mx= 25.245
Cl
1
0.1 Cd
Cl
1
Cd
0.1
alfa
10°
D
V
Cm
-0.5

Fig. 1.3

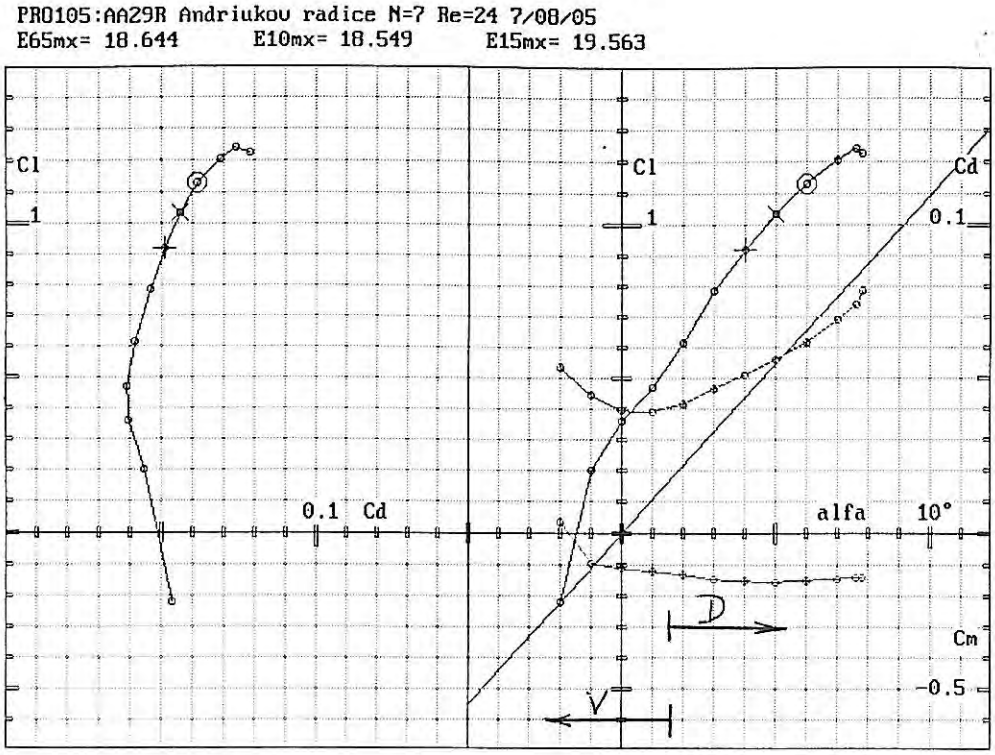

PR0105:AA29R Andriukov radice N=7 Re=24 7/08/05
E65mx= 18.644 E10mx= 18.549 E15mx= 19.563
Cl
1
0.1 Cd
Cl
1
Cd
0.1
alfa 10°
D
Cm
-0.5
V

Fig. 1.4

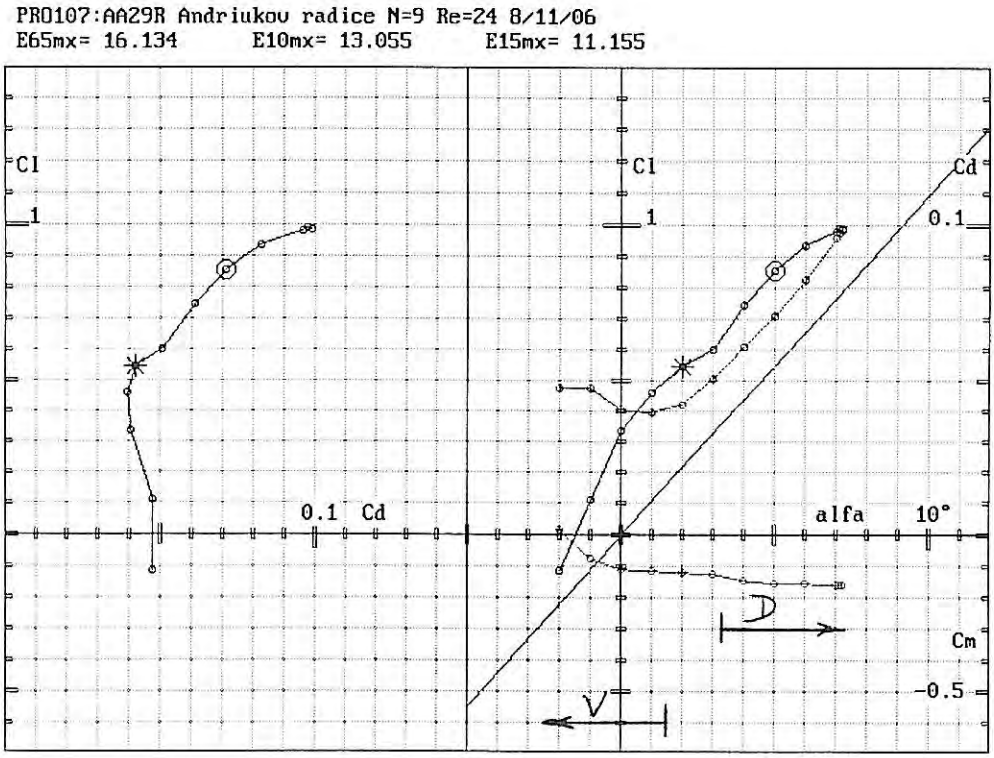

PR0107:AA29R Andriukov radice N=9 Re=24 8/11/06
E65mx= 16.134 E10mx= 13.055 E15mx= 11.155
Cl
1
0.1 Cd
Cl
1
Cd
0.1
alfa 10°
D
Cm
-0.5
V

Fig. 1.5

PR0463:AA29R N=5 Re=24 tur. 0.5/60 9/11/06
E65mx= 26.076 E10mx= 26.907 E15mx= 29.320

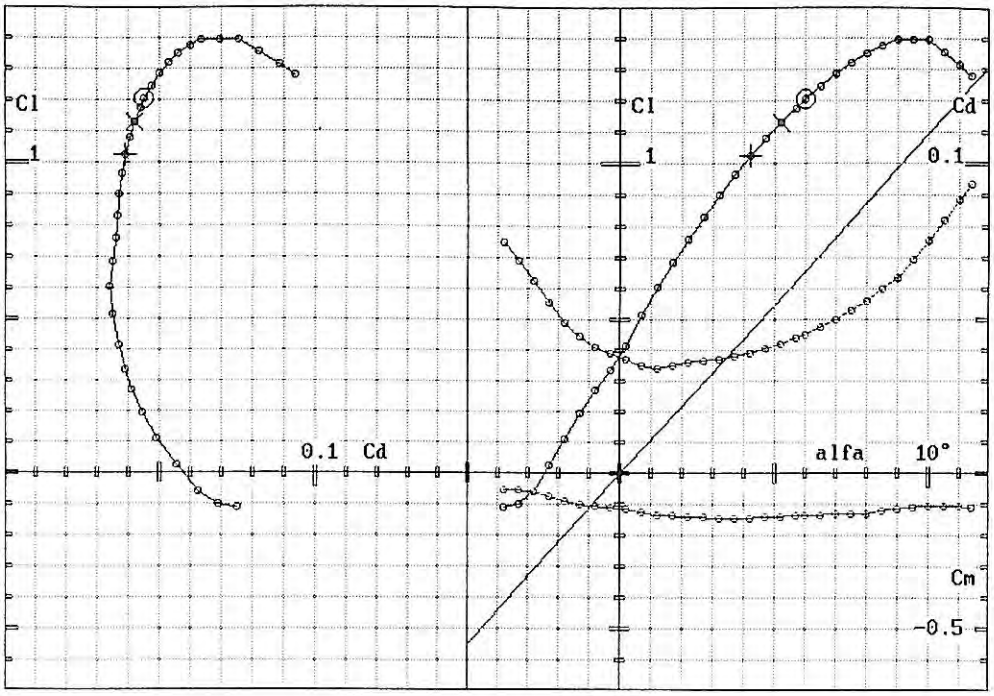


Fig. 1.6

PR0464:AA29R N=6 Re=24 tur. 5.1/60 27/11/06
E65mx= 22.480 E10mx= 22.945 E15mx= 24.743

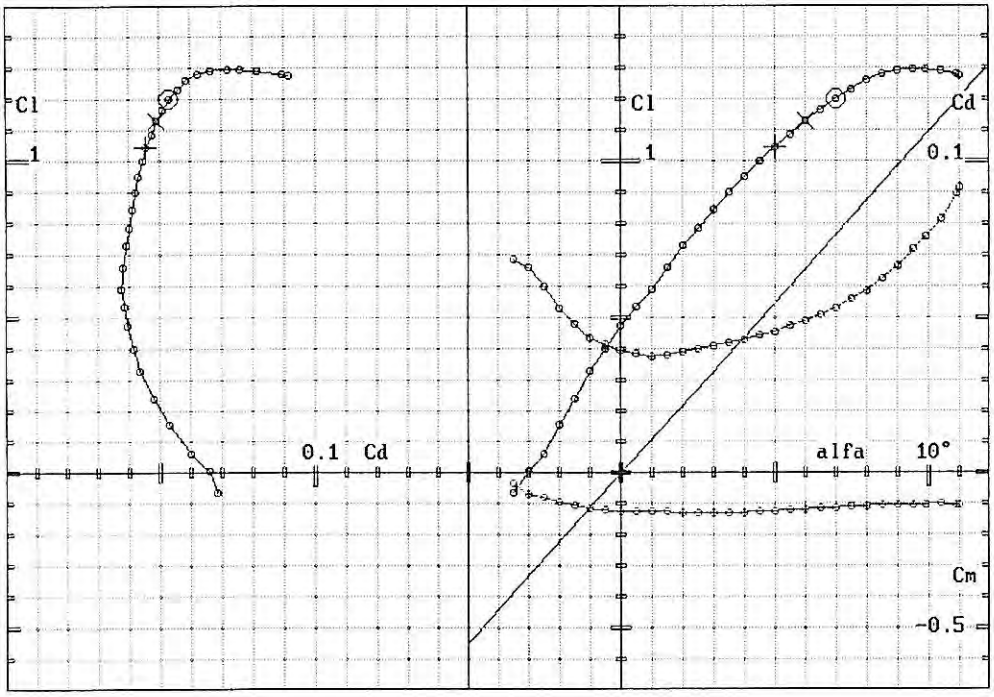


Fig. 1.7

PRO460:AA29R N=7 Re=24 tur. 5.8/60 9/11/06
E65mx= 22.401 E10mx= 22.732 E15mx= 24.317

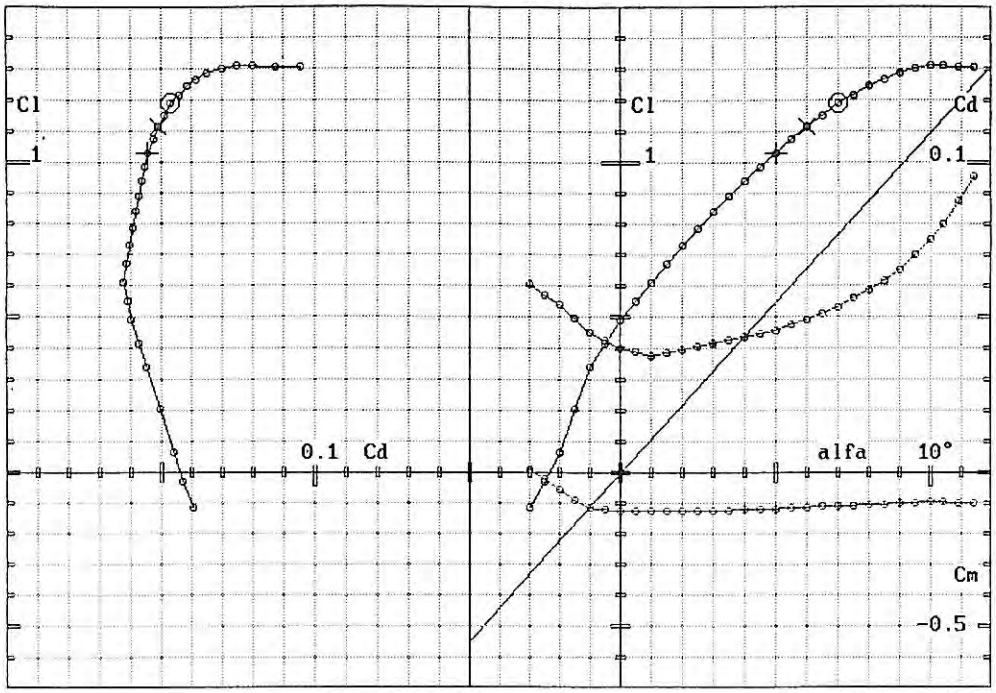


Fig. 1.8

PRO461:AA29R N=9 Re=24 tur. 6/60 9/11/06
E65mx= 22.349 E10mx= 22.480 E15mx= 24.073

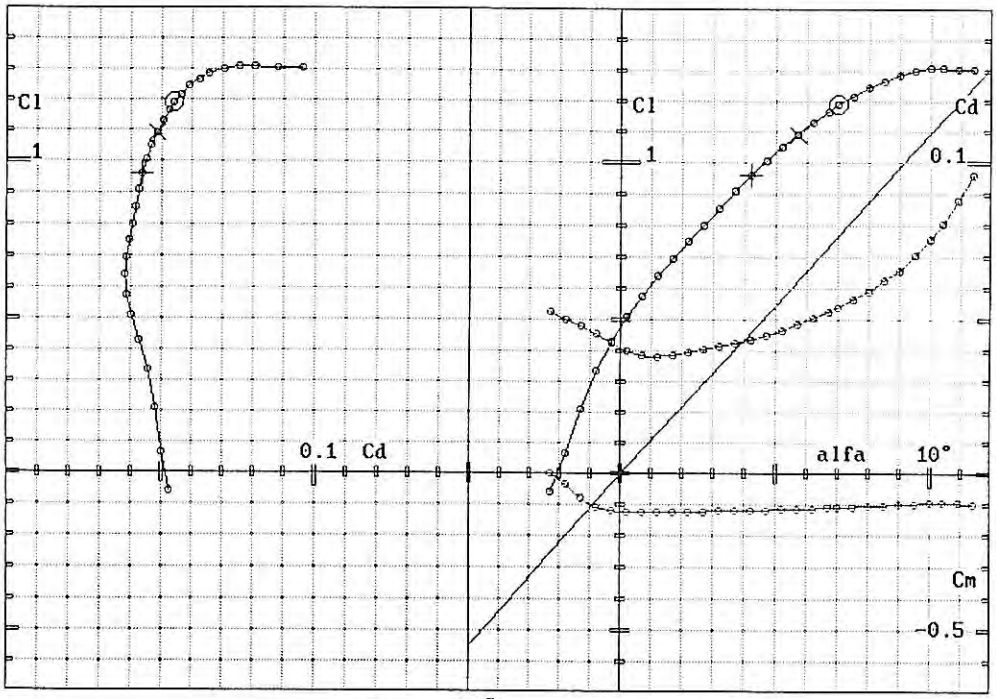


Fig. 1.9

Nella tabella che segue sono riassunti per confronto i punti più caratteristici delle polari calcolate.

Fig.	Polare	turb.	Ncr	Cd0	Cdmn	E10	E15	Clu	Cls
1.2	PRO109	No	5	0.0574	0.0336	27.00	29.37	1.205	1.398
1.3	PRO104	No	6	0.0567	0.0384	23.26	25.24	1.269	1.346
1.4	PRO105	No	7	0.0488	0.0392	18.55	19.56	1.130	1.239
1.5	PRO107	No	9	0.0475	0.0393	13.05	11.15	0.857	0.988
1.6	PRO463	0.5/60	5	0.0575	0.0340	26.91	29.32	1.205	1.397
1.7	PRO464	5.1/60	6	0.0661	0.0376	22.94	24.74	1.200	1.294
1.8	PRO460	5.8/60	7	0.0561	0.0375	22.73	24.32	1.187	1.311
1.9	PRO461	6.0/60	9	0.0514	0.0378	22.48	24.07	1.187	1.311

Fig. 1.10:
-turb.: dimensione turbolatore sul dorso: (altezzax1000)/(ascissax1000)
-Cd0: coeff. di resistenza a portanza nulla
-Cdmn: coeff. di resistenza minimo
-E10: efficienza massima
-E15: fattore di potenza massimo: interessa la planata. Soddisfa la condizione di distanza angolare dallo stallo di almeno 1°
-Clu: coeff. di portanza utile, corrispondente ad E15
-Cls: coeff. di portanza massimo, allo stallo

Si osserva:
-Cd0: Interessa lo spunto in salita dei moderni modelli ad elastico e tutta la salita per gli F1C. Per quanto si è detto si tratta di valori talvolta di difficile valutazione, specie per i profili non turbolati. La presenza del turbolatore peggiora alquanto Cd0.
-Cdmn: Interessa una breve parte intermedia della salita dei moderni modelli ad elastico. Non si ossevano grandi differenze fra i casi esaminati.
-E10, E15: In assenza di turbolatore, efficienza e fattore di potenza massimi sono influenzati moltissimo dalla scelta di Ncr. Minore influenza ma sempre notevole conserva Ncr in presenza del turbolatore, che migliora notevolmente le prestazioni del profilo, tranne che nel caso Ncr = 5 che non richiede praticamente turbolatore in quanto la transizione sul dorso è sufficientemente assicurata del basso valore di Ncr.
-Clu, Cls: Interessano rispettivamente la planata ed il margine statico di stallo. Variazioni importanti fra i vari casi si osservano soltanto per Ncr = 9 in assenza di turbolatore.

Le suddette considerazioni ci portano a due conclusioni importanti:
-1°-Il problema che ci proponiamo di affrontare è reale ed importante
-2°-Il caso Ncr = 5 dà luogo ad un risultato contrario all'esperienza maturata sul campo, che esclude che con un profilo concavo al basso numero di Reynolds considerato, il comportamento di un'ala reale sia indifferente alla presenza di un turbolatore correttamente calcolato.

Osserviamo che XFOIL fornisce per ogni valore di Ncr l'equivalente livello di turbolenza ('turbulence level') a monte del profilo. D'altra parte la letteratura specializzata allarga il concetto di livello di turbolenza sovrapponendo all'effetto della turbolenza atmosferica propriamente detta, quello dell'asperità della superficie 'bagnata' del corpo aerodinamico investito dalla corrente.

Ci proponiamo di valutare in quale misura le dimensioni e le velocità dei nostri modelli influiscono sulle due componenti della turbolenza equivalente prima definita, allo scopo di risalire ai valori di Ncr più adatti alle reali condizioni di volo dei modelli.

-1A-Turbolenza atmosferica

Il livello di turbolenza atmosferica viene comunemente definito per correnti bidimensionali secondo la formula 1A.1 [5] , trasformata per i nostri scopi nella 1A.2, resa equivalente alla 1A.1 con un'adeguata scelta di di 'v1'.

In prima approssimazione si può ritenere v1 costante, in quanto indice della turbolenza dell'atmosfera. Ci domandiamo tuttavia se per grandi variazioni della velocità di volo la 1A.2 sia sufficientemente indicativa dell'effetto della turbolenza sul deflusso dell'aria intorno al profilo alare.

A questo scopo consideriamo una frequenza qualunque dello spettro di turbolenza che rappresentiamo come ampiezza di spostamento nella Fig. 1A.3. La 1A.4 descrive in ogni istante lo spostamento nel punto di controllo 'x'. Derivando rispetto al tempo e considerando i due possibili sensi del moto, si ottiene la 1A.5: frequenza ed ampiezza della velocità di turbolenza percepite si spezzano in due coppie di valori.

Introducendo un coefficiente di proporzionalità fra lunghezza d'onda ed ampiezza 'a' (1A.6), e introducendo inoltre l'ampiezza della velocità di spostamento della particella elementare (1A.7), si ottiene la 1A.8 e quindi il valore efficace relativo alla sovrapposizione delle due frequenze (1A.9). La 1A.9 indica che a pari turbolenza dell'atmosfera, un corpo in moto con velocità 'U' percepisce un valore equivalente di turbolenza che cresce all'aumentare della velocità.

Estendendo la 1A.9 a tutta la gamma di frequenze dello spettro di turbolenza, e dividendo per la velocità di volo si ottiene la componente del livello di turbolenza dovuto all'atmosfera (1A.10) definito in funzione del parametro adimensionale 'q' e del parametro v1 che ha le dimensioni di una velocità . Il livello di turbolenza è funzione decrescente della velocità di volo: per U tendente a zero diverge all'infinito, e per U tendente all'infinito tende al valore finito q.

-1B-Turbolenza equivalente alla rugosità della superficie del profilo

Consideriamo inizialmente il caso di una asperità isolata la cui altezza sia definita in funzione della corda alare. E' piuttosto evidente che a pari tecnologia applicata in un ampio campo di dimensioni, siano altrettanto improponibili sia la costanza dell'imperfezione superficiale, sia la sua proporzionalità alla dimensione del pezzo. Si considera quindi abbastanza accettabile una formulazione intermedia come quella proposta nella 1B.1 (proporzionalità dell'asperità alla radice quadrata della corda).

U = velocità di volo

u_i = componente media quadratica di turbolenza secondo la velocità di volo

v_i = componente media quadratica di turbolenza normale alla velocità di volo

atl = livello di turbolenza atmosferica

$$atl = \sqrt{\frac{u_i^2 + v_i^2}{2U^2}} \qquad 1A.1$$

Ovvero:

$$atl = \frac{v_i}{U} \qquad 1A.2$$

η = spostamento trasversale di ampiezza "a" di una particella elementare d'aria

ω = pulsazione

λ = lunghezza d'onda

x = posizione di un punto di controllo (es. prua del profilo) che si muove alla velocità di volo U

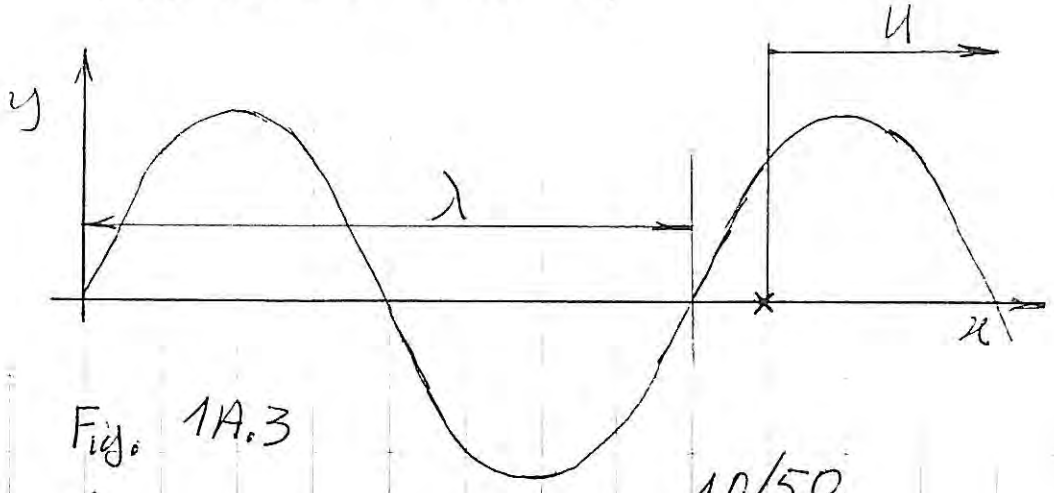


Fig. 1A.3

$$y = a \operatorname{sen}\left(\omega t + \frac{2\pi x}{\lambda}\right) \qquad 1A.4$$

$$\dot{y} = a\left(\omega \pm \frac{2\pi u}{\lambda}\right) \cos\left[\left(\omega \pm \frac{2\pi u}{\lambda}\right) t\right] \qquad 1A.5$$

$$\lambda = \beta a \qquad 1A.6$$

$$V_0 = a\omega \qquad 1A.7$$

$$\dot{y} = \left(V_0 \pm \frac{2\pi u}{\beta}\right) \cos\left[\left(\omega \pm 2\frac{\pi u}{\lambda}\right) t\right] \qquad 1A.8$$

$$V_e = \sqrt{\frac{1}{2}\left[\left(V_0 + \frac{2\pi u}{\beta}\right)^2 + \left(V_0 - \frac{2\pi u}{\beta}\right)^2\right]} =$$

$$= \sqrt{V_0^2 + \left(\frac{2\pi u}{\beta}\right)^2} \qquad 1A.9$$

Livello di turbolenza dovuto alla atmosfera:

$$atl = \sqrt{\left(\frac{V_1}{u}\right)^2 + 9^2} \qquad 1A.10$$

Confrontando l'altezza dell'asperità con lo spessore di spostamento dello strato limite valutato in via di approssimazione con la formula della lastra piana in assenza di gradiente di pressione (1B.2) [1], si ottiene secondo Tollmien, Grohne ed altri autori [5], la formula 1B.3 che stabilisce l'equivalenza fra asperità e velocità di turbolenza della corrente.

E' facile dimostrare che il cubo del rapporto fra altezza dell'asperità e spessore di spostamento è proporzionale alla resistenza opposta dall'asperità, almeno per valori del rapporto <<1. Si ritrova quindi attraverso questa resistenza un suggestivo legame fra turbolenza della corrente e transizione forzata ottenuta mediante turbolatore, secondo quanto ho esposto nella mia relazione del Convegno 2005 [4].

Valutiamo l'effetto dell'asperità sulla velocità equivalente 've' in funzione della posizione dell'asperità lungo la corda. A questo scopo introduciamo un'espressione della velocità nello strato limite che consenta di valutare agevolmente la resistenza dell'asperità per qualunque rapporto fra altezza dell'asperità e spessore di spostamento.

Omettendo per brevità la relativa dimostrazione, adottiamo l'espressione 1B.4, e calcoliamo la resistenza dell'asperità mediante la formula 1B.5 [3][4]. Questa formula esprime il fatto che a parità di altre condizioni, la resistenza dell'asperità isolata è funzione dello spessore di spostamento, e quindi della posizione dell'asperità lungo la corda. In particolare, essendo lo spessore dello strato limite crescente verso il bordo di uscita, la resistenza è massima al bordo di entrata, e minima al bordo di uscita.

Possiamo adesso calcolare la resistenza totale dovuta ad una distribuzione uniforme lungo la corda, di asperità di altezza costante 'h'. Poniamo, come è ragionevole supporre, il numero di asperità per unita di lunghezza di corda inversamente proporzionale alla altezza dell'asperita. Segue che la forza per unità di lughezza di corda è proporzionale al rapporto F1/h (1B.6). Integrando lungo la corda si ottiene quindi l'espressione della forza risultante (1B.7).

La 1B.8 indica che l'unica grandezza variabile sotto il segno di integrale si presenta in una forma che rende impossibile l'integrazione in forma chiusa. Si esegue quindi la integrazione approssimando la funzione integranda ad un arco di parabola, come indicato dalle formule 1B.9 e 1B.10. Questa approssimazione è da considerarsi molto buona in tutti i casi che interessano, essendo come già detto prevalente il contributo alla resistenza della parte anteriore del profilo.

Integrando la funzione approssimata e sostituendo nella 1B.7 si ottiene la forza risultante espressa dalla 1B.11. Adimensionalizzando la forza secondo la 1B.12 e tenendo presente la relazione di proporzionalità fra azione aerodinamica e livello di turbolenza ricordata a proposito della 1B.3, si perviene ad un risultato particolarmente interessante:

-Il livello di turbolenza equivalente alla rugosità superficiale è proporzionale al numero di Reynolds riferito al parametro di qualità della superficie 'h0'.

-Il livello di turbolenza equivalente alla rugosità superficiale è a parità delle altre condizioni proporzionale alla velocità di volo.

Assegnato un adeguato parametro 'v2' avente le dimensioni di una velocità, la espressione della turbolenza equivalente alla rugosità superficiale viene espressa secondo la 1B.13.

h = altezza asperità

h_0 = parametro di qualità della superficie

C = corda alare

$$h = \sqrt{h_0 C} \qquad 1B.1$$

δ^* = spessore di spostamento

Re = numero di Reynolds profilo

t = ascissa adimensionale corda (bordo d'entrata) $0 \leq t \leq 1$ (bordo d'uscita)

Per deflusso laminare (e gradiente di pressione = 0):

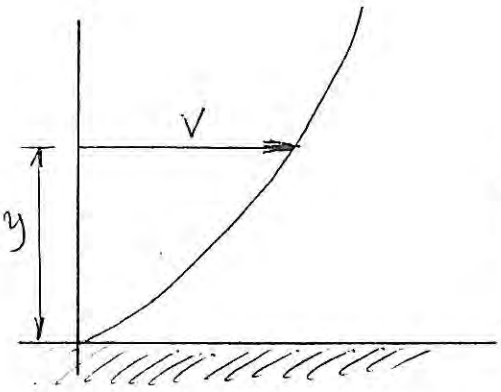
$$\frac{\delta^*}{C} = 1.73\sqrt{\frac{t}{Re}} \qquad 1B.2$$

Ve = componente media quadratica di turbolenza equivalente alla asperità h

$$\frac{Ve}{U} = 0.044\left(\frac{h}{\delta^*}\right)^3 \qquad 1B.3$$

V = velocità nello strato limite

y = distanza dalla parete



$$\frac{V}{u} = 1 - e^{-\frac{y}{\delta^*}} \qquad 1B.4$$

F_1 = forza relativa ad una asperità

ρ = densità dell'aria

Cd = coefficiente di resistenza asperità

$$F_1 = \frac{1}{2}\rho Cd \int_0^h v^2 dy = \frac{1}{2}\rho Cd\, u^2 \int_0^h \left(1 - e^{-\frac{y}{\delta^*}}\right) dy =$$

$$= \frac{1}{2}\rho Cd\, u^2 \left[h + \frac{\delta^*}{2}\left(4e^{-\frac{h}{\delta^*}} - e^{-\frac{2h}{\delta^*}} - 3\right)\right] \qquad 1B.5$$

Forza per unità di lunghezza della corda $\equiv \frac{F_1}{h}$ $\qquad 1B.6$

Forza risultante su tutta la corda:

$$F \equiv \int_0^c \frac{F_1}{h} dx = \int_0^1 \frac{F_1 C}{h} dt$$

$$F \equiv \frac{1}{2}\rho Cd\, u^2 C \int_0^1 \left[1 + \frac{\delta^*}{2h}\left(4e^{-\frac{h}{\delta^*}} - e^{-\frac{2h}{\delta^*}} - 3\right)\right] dt \qquad 1B.7$$

endo secondo 1B.1 e 1B.2:

$$\frac{h}{\delta^*} = \frac{1}{1.73}\sqrt{\frac{h_0}{C_i}}\sqrt{\frac{Re}{t}} = \beta \qquad 1B.8$$

Funzione integranda:

$$\Phi(t) = 1 + \frac{4\ell^{-\beta} - \ell^{-2\beta} - 3}{2\beta} \qquad 1B.9$$

Per $t = 0 \quad \Phi(0) = 1$

Nell'intorno di $t = 0$:

$$\frac{d\Phi}{dt} = -\frac{3}{4\beta t} = -\frac{3 \cdot 1.73}{4}\sqrt{\frac{C_i}{h_0 Re\, t}} \qquad 1B.10$$

ν = viscosità cinematica dell'aria

$$F \equiv \frac{1}{2}\rho C_d U^2 C_i \frac{h_0 U}{\nu} \qquad 1B.11$$

Porto:

Re_{h_0} = Numero di Reynolds relativo al parametro di qualità della superficie

rtl = livello di turbolenza equivalente alla rugosità della superficie

$$\frac{F}{\frac{1}{2}\rho C_d U^2 G} \equiv \frac{h_0 U}{\nu} = Re_{h_0} \equiv rtl \qquad 1B.12$$

$$rtl = \frac{U}{V_2} \qquad 1B.13$$

Punto 3:

etl = livello di turbolenza equivalente

$$etl = \sqrt{q^2 + \left(\frac{V_1}{U_1}\right)^2 + \left(\frac{U}{V_2}\right)^2} \qquad 1C.1$$

U_{mn} = velocità di minimo etl

$$U_{mn} = \sqrt{V_1 V_2} \qquad 1C.2$$

etl_{mn} = livello minimo di turbolenza equivalente

$$etl_{mn} = \sqrt{q^2 + 2\frac{V_1}{V_2}} \qquad 1C.3$$

$$V_2^2 = \frac{U_2^4 - U_1^4}{U_2^2(t_2^2 - q^2) - U_1^2(t_1^2 - q^2)} \qquad 1C.4$$

$$v_1^2 = u_1^2 u_2^2 \frac{u_2^2(t_1^2 - q^2) - u_1^2(t_2^2 - q^2)}{u_2^4 - u_1^4} \qquad 1C.5$$

$$Q = \left[1 - \left(\frac{u_1}{u_2}\right)^2\right] q^2 \qquad (Q \geq 0) \qquad 1C.6$$

$$t_2^2 - \left(\frac{u_1}{u_2}\right)^2 t_1^2 > Q \qquad 1C.7$$

$$t_1^2 - \left(\frac{u_1}{u_2}\right)^2 t_2^2 > Q \qquad 1C.8$$

-1C-Turbolenza equivalente risultante

Sempre secondo Tollmien e Grohne [5] il livello di turbolenza risultante si ottiene come radice quadrata della somma dei quadrati dei livelli di turbolenza componenti (1C.1).

Si osserva:

-Il livello di turbolenza equivalente è definito da due parametri (q, v1) relativi alla turbolenza atmosferica, e da un parametro (v2) relativo al parametro di qualità superficiale.

-Fissati questi parametri, il livello di turbolenza è funzione della velocità di volo. In particolare alle basse velocità prevale l'effetto relativo della turbolenza dell'aria, e si riduce quello della rugosità a causa dell'aumento relativo dello spessore dello strato limite. Il contrario si verifica alle alte velocità.

-Il livello di turbolenza equivalente diverge all'infinito per velocità di volo tendente a zero o all'infinito. Esiste quindi una velocità che minimizza il livello di turbolenza (1C.2), ottenibile per derivazione della 1C.1. Il corrispondente livello minimo di turbolenza è dato dalla 1C.3.

Le considerazione svolte finora hanno portato alla definizione del legame fra velocità di volo e livello di turbolenza equivalente, ma non forniscono indicazioni sui valori da assegnare ai tre parametri richiesti dalla 1C.1, che devono quindi essere stimati attingendo a dati medi forniti da altre fonti.

Ammettiamo di conoscere i livelli di turbolenza 't1', 't2' corrispondenti alle velocità di volo 'U1', 'U2' (U2>U1). Dalla 1C.1 si deducono le espressioni di v1, v2, in funzione dei dati suddetti e di q^2 (formule 1C.4, 1C.5). Da queste espressioni, imponendo le condizioni:

$$v2^2>0 \qquad v1^2>0$$

si ottengono le condizioni di compatibiltà dei dati di ingresso (formule 1C.6, 1C.7, 1C.8).

Osserviamo che sebbene i gradi di libertà che definiscono la 1C.1 siano tre, le due condizioni imposte relative alle velocità U1, U2, insieme alle condizioni di compatiblità definiscono abbastanza bene la funzione di turbolenza. Difatti per valori ragionevoli dei dati di ingresso si constata che il campo di variabilita di q^2 è in genere abbastanza ristretto ed influenza modestamente il risultato dei calcoli. Per questa ragione è possibile liberarsi di questo grado di libertà assegnando a q^2 un valore intermedio fra quelli possibili, pari ad esempio a 1/2 del massimo consentito dalle condizioni di compatibilità.

Una volta definiti i parametri della formula 1C.1, per ogni velocità di volo si ha un livello di turbolenza; è quindi possibile risalire al corrispondente valore di Ncr, mediante la funzione etl(Ncr) ricavabile da XFOIL. Si riportano alcuni punti di questa funzione:

Ncr	100*etl	Ncr	100*etl
3	0.854	9	0.070
4	0.563	10	0.046
5	0.371	11	0.030
6	0.245	12	0.020
7	0.161	13	0.013
8	0.106	14	0.009

Osserviamo che Ncr è funzione decrescente del livello di turbolenza equivalente, per

cui la funzione Ncr(U) presenterà un andamento a campana con un massimo in corrispondenza della velocità di minimo livello di turbolenza, e tenderà a zero per velocita di volo tendenti a zero oppure all'infinito.

Considerando come si è detto soltanto due gradi di libertà indipendenti, accettiamo per la maggiore delle due velocità di riferimento U2 l'indicazione fornita dal manuale XFOIL, ponendo ad esempio nel caso di un aliante puro o motorizzato:

U2 = 50 m/s Ncr = 11

Questa scelta, essendo relativa a velocità molto maggiori di quelle che ci interessano nella maggioranza dei casi, non influenzerà in maniera determinante le nostre valutazioni.

Si tratta adesso di assegnare un opportuno valore di Ncr per la velocità U1 scelta nel campo di velocità che interessano la planata nel volo libero.

A questo scopo abbiamo eseguito una serie di valutazioni nel campo di velocità e di numeri di Reynolds che interessano alcune delle principali categorie: F1A, F1B, F1C, F1G, O.T.

Per ogni categoria, scelti profili di larga applicazione e opportuni valori medi di velocità e di numeri di Reynolds, sono state calcolate le polari dei profili a diversi Ncr e simulate le corrispondenti prestazioni di volo su modelli di dimensioni medie, con particolare riguardo per la planata. Il confronto dei risultati delle simulazioni con la comune esperienza delle prestazioni reali sul campo, ha costituito la base per una prima scelta della coppia di valori U1, Ncr(U1).

Per brevità ci limitiamo a riportare nelle tabelle della pagina che segue alcuni dati relativi alle due tipologie di modelli che si pongono agli estremi del campo di velocità di planata nel volo libero: F1G, F1C. Per una più facile interpretazione dei dati riportiamo le prestazioni dei profili applicati ad ali standard con pianta rettangolare, prive di svergolature e con allungamento 10. In tal modo sono mediati gli eventuali effetti di irregolarità locali delle polari dei profili. Significati dei simboli come in Fig. 1.10. Si osserva:

-Fig. 1C.9: Per l'ala di allungamento finito si trovano risultati qualitativamente analoghi a quelli della Fig. 1.10: l'effetto di Ncr è notevole in assenza di turbolatore, e ridotto in presenza di turbolatore. La differenza di prestazioni in planata constatata sperimentalmente a vantaggio del turbolatore, consiglia per la velocità nominale di 3 m/s di assunere Ncr >=7.

-Fig. 1C.10: In questo caso il più elevato numero di Reynolds rende la prestazione in planata poco dipendente da Ncr, e questo giustifica indirettamente l'assenza del turbolatore. Si conclude che nessuna indicazione utile è ricavabile nella zona delle velocità più elevate.

Per l'elaborazione di questi risultati e di quelli relativi alle altre tipologie di modelli qui non riportate. , è stato realizzato il programma di calcolo in QUICKBASIC, il cui Input è riportato nella Fig. 1C.11. Per i due valori di velocità prescelti si introducono i corrispondenti livelli di turbolenza aiutandosi con la tabella ricavata da XFOIL che mette in relazione il livello di turbolenza con Ncr. Verificata la compatibilità dei dati introdotti, vengono calcolati i valori massimi del coefficiente q (qqx nel programma) e della

Polare	Ncr	turb.	Cd0	Cdmn	E10	E15	Clu	Cls
PRO104	6	no	.0566	.0435	12.8	12.6	1.097	1.247
PRO110	6.5	no	.0562	.0440	12.1	12.0	1.058	1.167
PRO105	7	no	.0487	.0439	11.5	11.1	1.027	1.138
PRO111	7.5	no	.0511	.0444	10.9	10.2	0.983	1.059
PRO106	8	no	.0480	.0443	10.4	9.4	0.887	1.025
PRO464	6	5.1/60	.0658	.0473	12.7	12.5	1.056	1.232
PRO460	7	5.8/60	.0560	.0483	12.6	12.4	1.051	1.248
PRO457	8	6.6/80	.0558	.0492	12.7	12.4	1.064	1.251

Fig. 1C.9: Ala profilo AA29R Allungamento 10
Velocità nominale 3 m/s Numero di Reynolds 24000

Polare	Ncr	turb.	Cd0	Cdmn	E10	E15	Clu	Cls
PRO219	7.5	no	.0274	.0233	17.1	17.2	1.007	1.268
PRO225	8	no	.0279	.0234	16.9	17.0	1.022	1.266
PRO226	8.5	no	.0283	.0236	16.7	16.9	1.025	1.258
PRO218	9	no	.0336	.0238	16.5	16.7	1.032	1.290
PRO227	9.5	no	.0295	.0237	16.3	16.5	1.023	1.254

Fig. 1C.10: Ala profilo 6049S* Allungamento 10
Velocità nominale 6.1 m/s Numero di Reynolds 57000

* Camber x 0.85

```
****************************** NCR63.BAS 8/12/06 ******************************
Calcolo di Ncr di XFOIL in funzione della velocità di volo secondo
AERODINAMICA 15-16/11/06.
U = Velocità asintotica della corrente. Tutte le velocita in m/s.
Nota: 0.009<=100*t2<100*t1<=0.563; t='turbulence level'

   Ncr 100*t   Ncr 100*t   Ncr 100*t   Ncr 100*t    Ncr 100*t    Ncr 100*t
   4.0 .563    5.5 .301    7.0 .161    8.5 .086    10.0 .046    12.0 .020
   4.5 .457    6.0 .245    7.5 .131    9.0 .070    10.5 .038    13.0 .013
   5.0 .371    6.5 .199    8.0 .106    9.5 .057    11.0 .030    14.0 .009

-1- 1° Velocità di riferimento (>=1)              u1 = 3
-2- Corrispondente livello di turbolenza     100*t1 = .131
-3- 2° Velocità di riferimento (>=2*v11)          u2 = 50
-4- Corrispondente livello di turbolenza     100*t2 = .03
    Coeff. max. var. turbolenza atm.       10^4*qqx = 2.900414
    Valore consigliato                     10^4*qqc = 1.45
-5- Coeff. var. turb. atm. (0<=qq<=qqx))    10^4*qq = 1.45
    Max. semiampiezza intervallo u11           du1x = 1.5
-6- Semiampiezza intervallo u11 (grafico)       du1 = .5

   Velocità caratteristica turb. atm.          v11 = 3.90559E-03
   Velocità equivalente di rugosità            v12 = 199405
   Velocità di minima turbolenza equiv.        Umn = 27.90689
   Minima turbolenza equivalente          100*tmn = 2.453517E-02

   COD.(0=O.K.)?
```

Fig. 1C.11

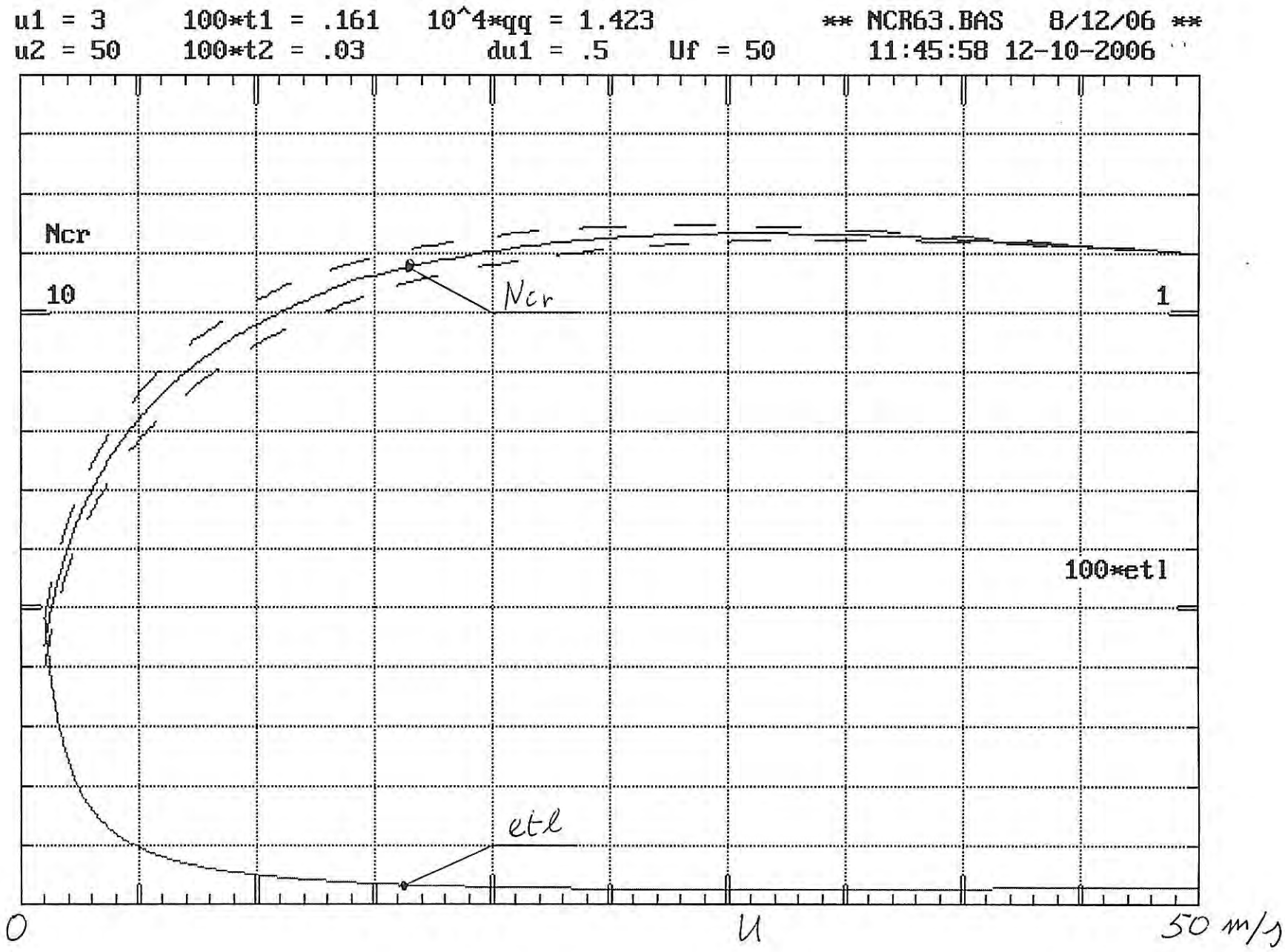

u1 = 3
100*t1 = .161
10^4*qq = 1.423
** NCR63.BAS 8/12/06 **
u2 = 50
100*t2 = .03
du1 = .5
Uf = 50
11:45:58 12-10-2006
Ncr
10
1
Ncr
100*etl
etl
0
U
50 m/s

Fig. 1C.12

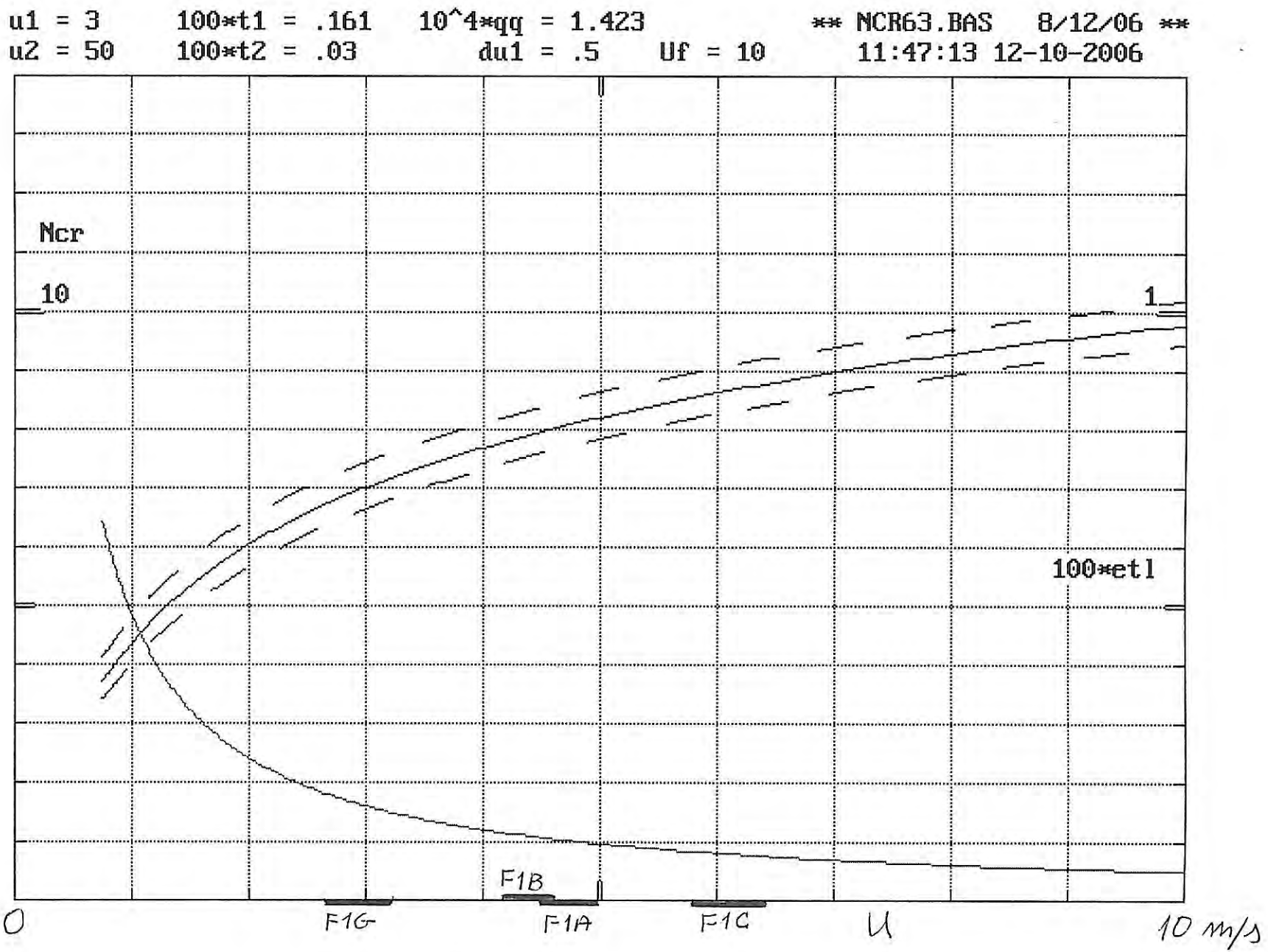

u1 = 3 100*t1 = .161 10^4*qq = 1.423 ** NCR63.BAS 8/12/06 **
u2 = 50 100*t2 = .03 du1 = .5 Uf = 10 11:47:13 12-10-2006
Ncr
10
1
100*etl
F1B
0
F1G
F1A
F1C
U
10 m/s

Fig. 1C.13

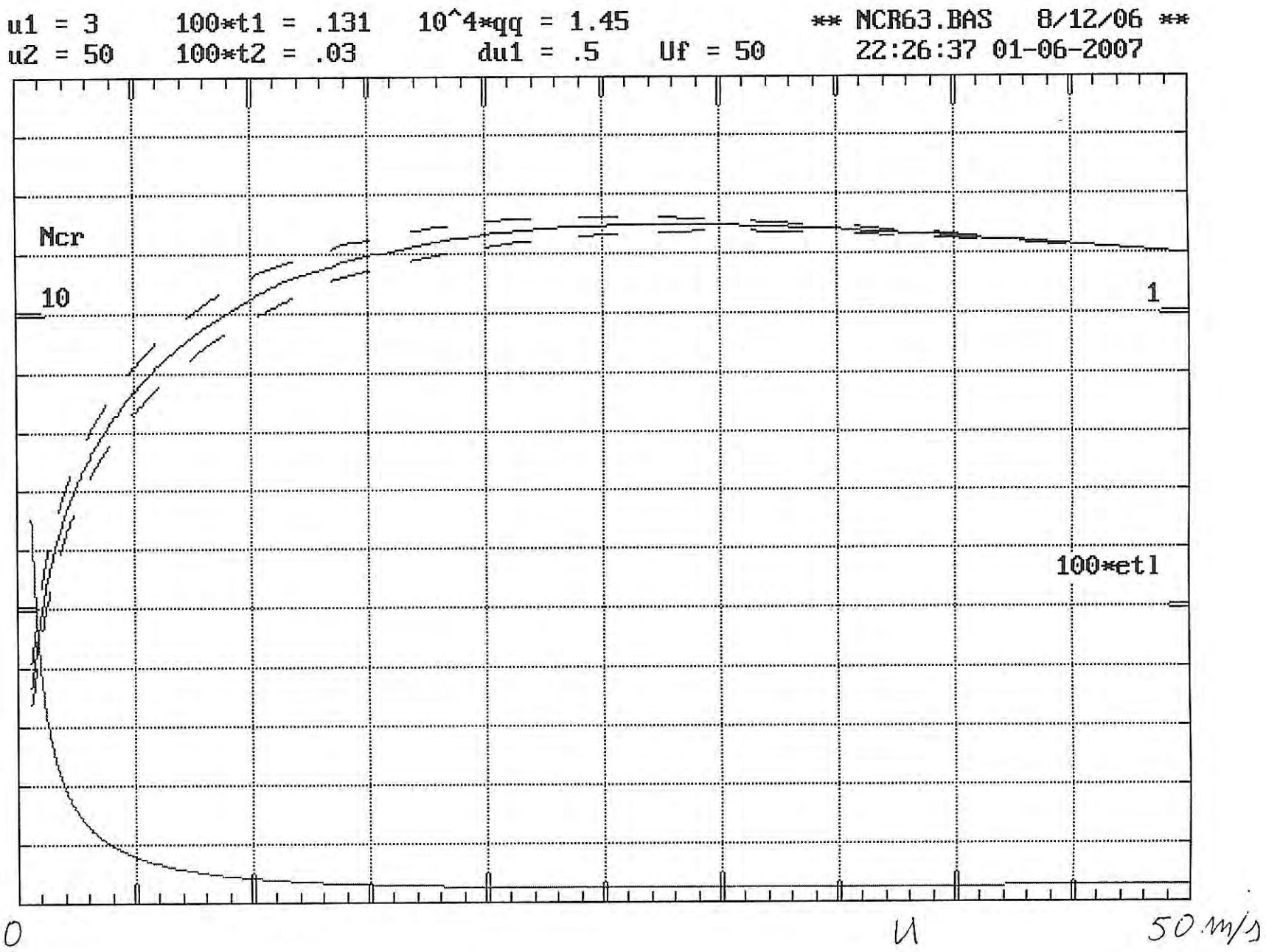

u1 = 3
100*t1 = .131
10^4*qq = 1.45
*** NCR63.BAS 8/12/06 ***
u2 = 50
100*t2 = .03
du1 = .5
Uf = 50
22:26:37 01-06-2007
Ncr
10
1
100*etl
0
U
50 m/s

Fig. 1C. 14

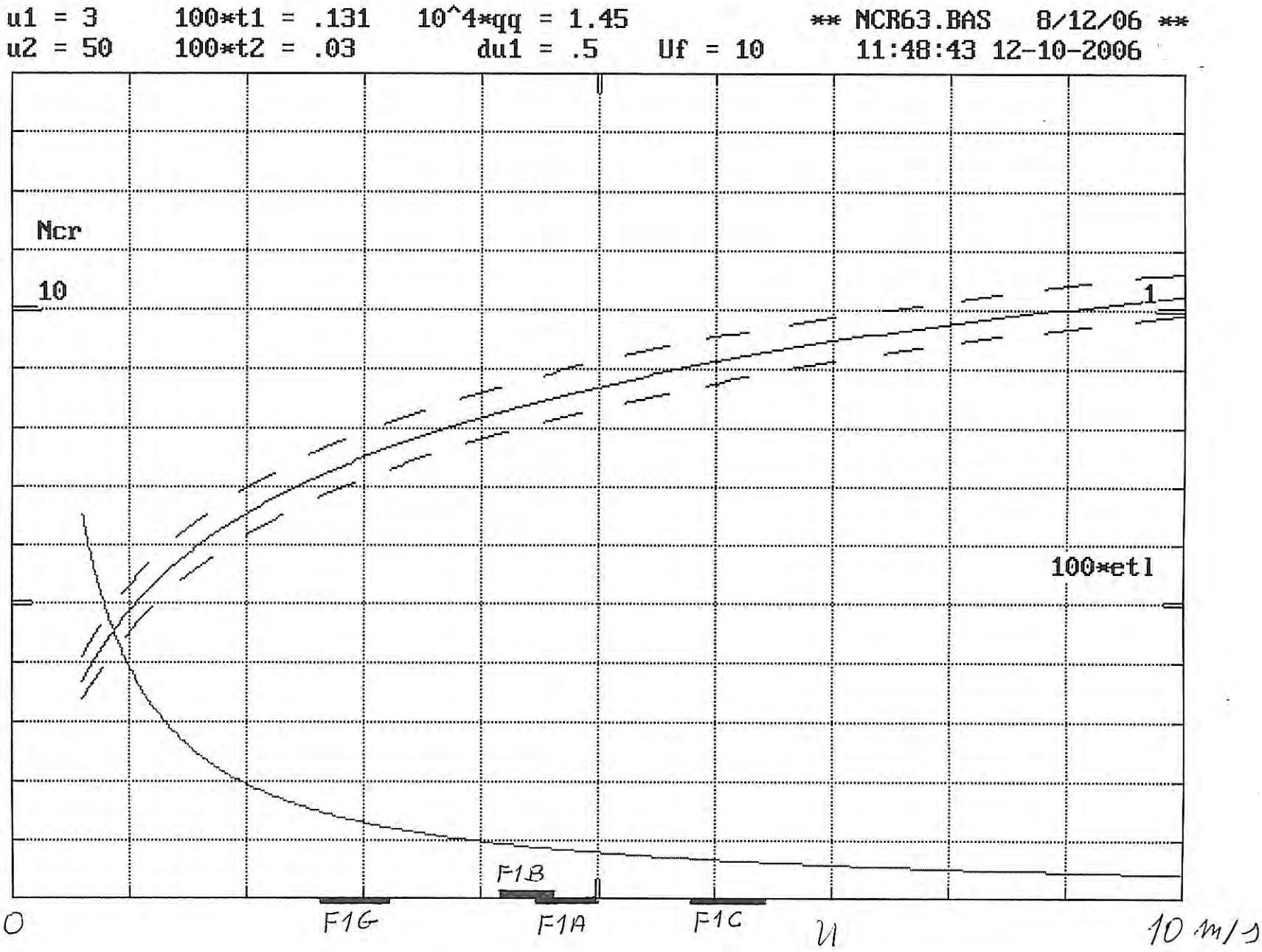

u1 = 3 100*t1 = .131 10^4*qq = 1.45 ** NCR63.BAS 8/12/06 **
u2 = 50 100*t2 = .03 du1 = .5 Uf = 10 11:48:43 12-10-2006
Ncr
10
1
100*et1
F1B
F1G
F1A
F1C
0
U
10 m/s

Fig. 1C.15

semiampiezza massima di variabilità della velocità minima introdotta (du1x), sempre nel rispetto delle condizioni di compatibilità. Assegnati qq, du1 e l'intervallo di velocità che interessa, si ottiene il diagramma di Fig. 1C.12 nel quale in funzione della velocità di volo in ascissa, sono riportati l'Ncr (linea continua in alto) relativo alla velocità di riferimento U1, ed i valori di Ncr relativi ad U1-du1 e U1+du1 (linee tratteggiate in alto). Il diagramma è completato dal livello equivalente di turbolenza (linea continua in basso).

Si osserva un massimo di Ncr in corrispondenza alla velocità di minima turbolenza equivalente (Fig. 1C.11: circa 28 m/s), e quindi l'andamento crescente di Ncr nell'intervallo delle velocità che interessano la planata nel volo libero. La Fig. 1C.13 illustra in dettaglio questo intervallo.

Le Figg. 1C.12 ed 1C.13 sono state ottenute ipotizzando Ncr = 7 alla velocità di 3 m/s.

Questo dato è in discreto accordo con i confronti da noi eseguiti fra simulazioni e risultati sperimentali, e tuttavia essendo in genere l'aumento di Ncr peggiorativo delle prestazioni calcolate, è consigliabile porre cautelativamente, sempre alla velocità di 3 m/s, Ncr = 7.5 (Figg. 1C.14, 1C.15).

-1D-Conclusione

La definizione del corretto valore di Ncr da introdurre in XFOIL nell'intervallo dei numeri di Reynolds che interessa il volo libero incontra due ordini di ostacoli:

-La variabilità delle grandezze interessate: turbolenza atmosferica e rugosità delle superfici portanti (per fortuna sembra dimostrato che qest'ultima variabile sia per noi poco interessante)

-La difficoltà concettuale del problema.

Per superare queste difficoltà sono state introdotte alcune ipotesi di base e di calcolo, che appaiono ragionevoli ma non per questo di validità dimostrata.

Per tutte queste ragioni i risultati ottenuti non possono certo essere considerati definitivi, ma costituiscono solo un primo tentativo di impostazione del problema ed una prima base di confronto con l'esperienza sul campo.

Non dobbiamo d'altra parte dimenticare che il problema aerodinamico è in sè complesso ed a questa complessità non sfuggono nemmeno le costose sperimentazioni in galleria, per le quali almeno ai bassi numeri di Reynolds che ci interessano si hanno gli stessi tipi di incertezze e sofferenze.

A nostra parziale consolazione è opportuno ricordare che l'uso dei turbolatori mitiga notevolmente l'effetto di Ncr sui risultati di calcolo.

XXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXX

-2-GEOMETRIA REALE DEL PROFILO

La geometria del profilo viene introdotta in XFOIL mediante un file di coordinate y(x).

Il programma esegue in maniera soddisfacente il raccordo delle coordinate anche nella zona del bordo di entrata particolarmente delicata: geometricamente per l'elevata curvatura, ed aerodinamicamente per gli elevati gradienti di velocità e l'esiguo spessore dello strato limite.

Comunque, le eventuali imperfezioni dei dati di ingresso sono rilevabili dal diagramma dei coefficienti ideali di pressione riportato in tratteggio alle diverse incidenze durante l'esecuzione dei calcoli. Se le imperfezioni sono notevoli è opportuno correggere i dati di ingresso empiricamente o mediante programmi di 'smoothing'. Chiunque si occupi di profili ha in questo campo le sue preferenze. Noi adottiamo il criterio 'polinomiale' illustrato da Vasques nel Quinto Convegno di Tecnica Aeromodellistica [6].

In questa relazione ci occupiamo invece dell'allontanamento del profilo reale dai valori di tabella dovuto alla presenza di un rivestimento cedevole in parti più o meno estese della superficie portante.

-2A-Impostazione del calcolo

Il calcolo viene eseguito semplificando al massimo la teoria delle membrane. Un approccio di maggiore complessità sarebbe in effetti ingiustificato sia per la modestia degli scostamenti della superficie cedevole dalla configurazione di base, sia per la mancanza di dati attendibili sul comportamento in opera dei rivestimenti usati (carta, termoretraibili etc.).

Con riferimento alla Fig. 2A.1, considerando trascurabili gli effetti di una eventuale rastrematura, possiamo ritenere con buona approssimazione che un elemento di rivestimento cedevole sia rappresentato da un rettangolo mistilineo costituito da due segmenti rettilinei normali alla direzione del moto (longheroni affioranti) e da due segmenti curvilinei costituiti dalle parti del dorso o del ventre delle centine comprese fra i due longheroni.

Nella Fig. 2A.2 è rappresentata la proiezione, con altra scala, del rettangolo mistlineo sul piano individuato dalle linee tratteggiate della Fig. 2A.1. Le nuove coordinate x, y di riferimento sono state scelte in modo da sfruttare la simmetria delle deformazioni rispetto all'asse delle y. Indichiamo inoltre con h(x,y) la distanza della membrana dal piano di riferimento. Scopo dell'analisi è appunto l'individuazione di questa funzione che in assenza di deformazione coinciderebbe con la funzione hc(y) che descrive il rilievo della centina rispetto al piano di riferimento.

Consideriamo un elemento infinitesimo dx, dy di superficie della membrana proiettato sul piano x, y. La corrispondente superficie dS della membrana è data dalla formula 2A.3.

Formuliamo le seguenti ipotesi semplificative:

-La membrana ha comportamento isotropo: alcuni rivestimenti (termoretraibili) rispettano da vicino questa condizione. Altri (carta) la rispettano in misura minore.

-La membrana è in grado di tendersi illimitatamente: si tratta di un'approssimazione accettabile solo se la necessità di tensionamento è bassa rispetto alla capacità effettiva della membrana (esecuzione accurata).

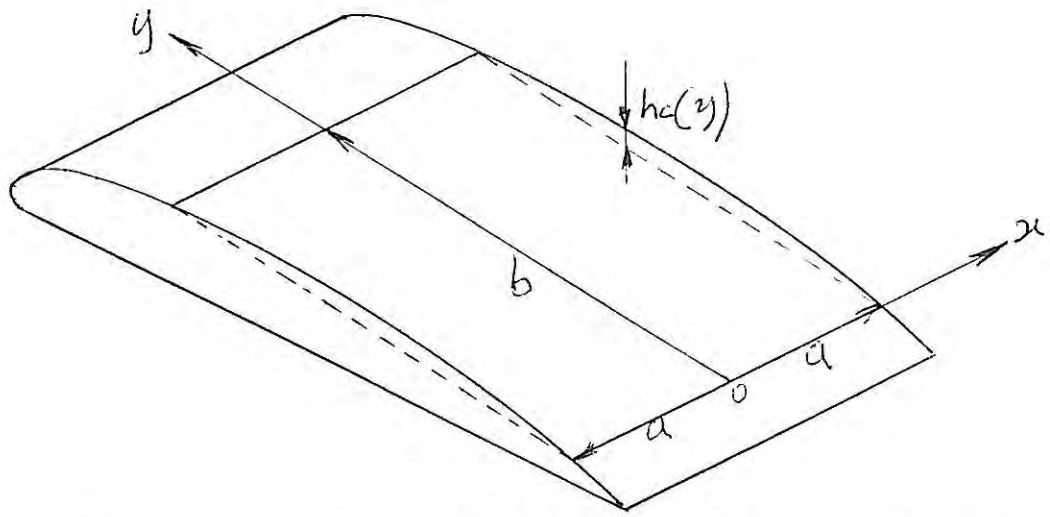


Fig. 2A.1: Rettangolo mistilineo cedevole

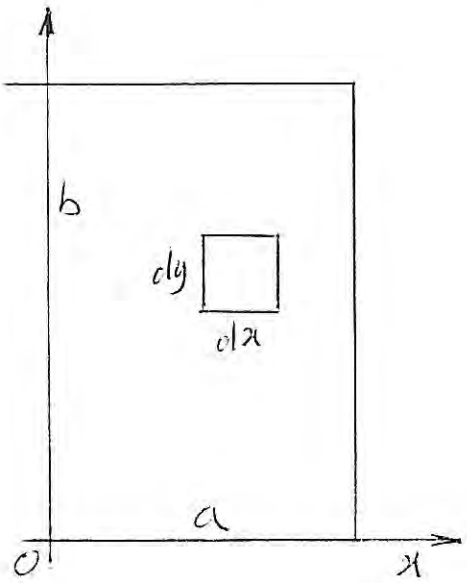


Fig. 2A.2

$$dS = \sqrt{dx^2 + \left(\frac{\partial h}{\partial x} dx\right)^2} \sqrt{dy^2 + \left(\frac{\partial h}{\partial y} dy\right)^2} =$$

$$= \sqrt{\left[1 + \left(\frac{\partial h}{\partial x}\right)^2\right]\left[1 + \left(\frac{\partial h}{\partial y}\right)^2\right]}\, dx\, dy = \qquad 2A.3$$

$$\simeq \left\{1 + \frac{1}{2}\left[\left(\frac{\partial h}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial h}{\partial y}\right)^2\right]\right\} dx\, dy$$

$$F = \iint_S \left[\left(\frac{\partial h}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial h}{\partial y}\right)^2 \right] dx\,dy \qquad 2A.4$$

$$F = \int_S \left[k\left(\frac{\partial h}{\partial x}\right)^2 + (1-k)\left(\frac{\partial h}{\partial y}\right)^2 \right] dx\,dy \qquad 2A.5$$

$$0 < k < 1$$

$$h(x,y) = h_c(y)\left[\varphi + (1-\varphi)\left|\frac{x}{a}\right|^p\right] \qquad 2A.6$$

φ, p : parametri da definire

$$I_x = \iint_S \left(\frac{\partial h}{\partial x}\right)^2 dx\,dy \qquad I_y = \iint_S \left(\frac{\partial h}{\partial y}\right)^2 dx\,dy \qquad 2A.7$$

$$F = k\,I_x + (1-k)\,I_y \qquad 2A.8$$

$$I_x = \frac{[(1-\varphi)p]^2}{(2p-1)a} \int_0^b h_c^2(y)\,dy \qquad 2A.9$$

$$I_y = \frac{2p\varphi(p\varphi+1)+(p+1)}{(p+1)(2p+1)}\, a \int_0^b \left(\frac{dh_c(y)}{dy}\right)^2 dy \qquad 2A.10$$

$0 \le i \le n$

Ascisse: y_i $\quad y_0 = 0 \quad y_n = b$ $\qquad 2A.11$

Ordinate: h_{ci} $\quad h_{c0} = 0 \quad h_{cn} = 0$

$$S_x = \sum_{i=1}^{n-1} h_{ci}^2 \left(y_{i+1} - y_{i-1}\right)$$

$$S_y = \sum_{i=1}^{n-1} \frac{\left(h_{ci+1} - h_{ci-1}\right)^2}{y_{i+1} - y_{i-1}}$$

2A.12

$$I_x = \frac{\left[(1-\varphi)p\right]^2}{2(2p-1)a} S_x$$

2A.13

$$I_y = \frac{2p\varphi(p\varphi+1)+(p+1)}{2(p+1)(2p+1)} a \, S_y$$

2A.14

$$\begin{cases} k\dfrac{\partial I_x}{\partial \varphi} + (1-k)\dfrac{\partial I_y}{\partial \varphi} = 0 \\ k\dfrac{\partial I_x}{\partial p} + (1-k)\dfrac{\partial I_y}{p} = 0 \end{cases}$$

2A.15

Riepilogo formule e procedura

$$S_x = \sum_{i=1}^{n-1} h_{ci}^2 \left(y_{i+1} - y_{i-1}\right)$$

2A.12

$$S_y = \sum_{i=1}^{n-1} \frac{\left(h_{ci+1} - h_{ci-1}\right)^2}{y_{i+1} - y_{i-1}}$$

2A.12

$$Q = \frac{k}{k-1} \frac{p(p+1)(2p+1)}{(2p-1)a^2} \frac{S_x}{S_y}$$

2A.16

$$\varphi = \frac{Q-1}{Q+2p}$$

2A.17

$$I_x = \frac{\left[(1-\varphi)p\right]^2}{2(2p-1)a} S_x \qquad 2A.13$$

$$I_y = \frac{2p\varphi(p\varphi+1)+(p+1)}{2(p+1)(2p+1)} a S_y \qquad 2A.14$$

$$F(\varphi, p) = k I_x + (1-k) I_y \qquad 2A.8$$

Procedura di calcolo di φ, p

- p di tentativo (es. 2)
- Calcolo di Q
- Calcolo di φ, I_x, I_y
- Calcolo di $F(\varphi, p)$
- Iterazione su p allo scopo di minimizzare $F(\varphi, p)$

Profilo medio sostitutivo di $h_c(y)$

$$\bar{\varphi} = \frac{1}{a}\int_0^a \left[\varphi + (1-\varphi)\left(\frac{x}{a}\right)^p\right] dx = \frac{p\varphi+1}{p+1} \qquad 2A.18$$

$$\overline{h(y)} = \bar{\varphi}\, h_c(y) \qquad 2A.19$$

Segue da queste ipotesi che la condizione di equilibrio della membrana, corrispondente al minimo di energia di deformazione, si raggiunge imponendo la condizione di minimo della superficie, compatibile con i vincoli. La funzione da minimizzare è quindi espressa dalla 2A.4. Tuttavia, volendo tener conto in maniera approssimata dell'eventuale anisotropia del rivestimento, possiamo assegnare 'pesi' diversi alle due derivate parziali introducendo un coefficiente ponderale secondo la formula 2A.5. Per k=1/2 si ha isotropia. Per k>1/2 si assegna maggiore importanza alla derivata parziale rispetto ad x, simulando ad esempio la disposizione della fibra della carta parallela ai longheroni, adottata allo scopo di ridurre l'avvallamento del rivestimento fra le centine.

Individuiamo in via di approssimazione la funzione da minimizzare ipotizzando per h(x,y) una forma che soddisfi le condizioni seguenti:

-Al contorno:
Per x=a h(a,y)=hc(y)
Per y=0 h(x,0)=0
Per y=b h(x,b)=0

-Di simmetria rispetto all'asse y:
h(x,y)=h(-x,y)

La funzione utilizzata è espressa dalla 2A.6, che dispone di due parametri che verranno definiti imponendo la condizione di minimo della funzione espressa dalla 2A.5. Esprimiamo questa funzione come combinazione lineare dei due integrali di superficie 2A.7 (Formula 2A.8), e calcoliamo i due integrali utilizzando la h(x,y) prescelta.

Con semplici passaggi che per brevità si omettono, si ottengono le espressioni 2A.9 e 2A.10 dei due integrali come funzioni del profilo della centina hc(y) e dei due parametri da definire. Queste espressioni contengono a loro volta due integrali facilmente calcolabili essendo il profilo della centina espresso per punti. Nominando i punti interessati secondo la 2A.11 si ottengono le espressioni degli integrali 2A.12, ed in definitiva 'Ix' ed 'Iy' come funzioni dei soli parametri da ottimizzare (2A.13; 2A.14).

A questo punto l'ottimizzazione dei parametri, e quindi la forma che assume il rivestimento, si ottiene azzerando le derivate parziali della funzione 'F', espressa dalla 2A.8, rispetto ai parametri da ottimizzare . Si ottiene così il sistema di due equazioni 2A.15 che risolve il problema. Essendo la soluzione del sistema possibile solo in forma iterativa, si riporta nel Riepilogo la procedura di soluzione adottata.

Ottenuta la forma che assume il rivestimento, descritta dalla 2A.6, è necessario calcolarne il valore medio rispetto all'ascissa, funzione quindi solo di y, da sostituire al profilo hc(y) della centina. Questo valore viene semplicemente calcolato mediante le formule 2A.18 e 2A.19.

Si osserva che come conseguenza dell'ipotesi iniziale espressa dalla 2A.6 la curva media che esprime la deformata è affine a quella della centina.

Osservazione importante: Per i profili deformati è indispensabile eseguire l'analisi su XFOIL utilizzando il massimo numero di pannelli (280), allo scopo di mettere bene in evidenza le discontinuità. Il loro effetto è d'altra parte osservabile durante l'elaborazione, sul diagramma dei coefficienti ideali di pressione

-2B-Applicazione delle formule ottenute

Le Figg. 2B.1 e 2B.2 forniscono un'indicazione delle deformate che si ottengo secondo i calcoli illustrati. Allo scopo di ben evidenziare le deformate è stato scelto un caso estremo di profilo spesso (9%) con centine distanziate quanto la corda. Entrambe le figure sono relative ad una realizzazione costruttiva con D-box al 25-26% e riguardano le deformate del dorso e del ventre. Per profili più sottili, passi di centine di uso comune e/o in presenza di longheroni affioranti, le deformate sono molto più prossime al profilo della centina.

Valutiamo l'effetto aerodinamico delle deformate su alcuni casi di particolare interesse per il volo libero. La scelta di Ncr segue da vicino i valori indicati dalle Figg. 1C.14 e 1C.15.

-1-Planata modelli ad elastico F1G
-Profilo alare ANDRIUKOV: spessore 6.56 %
-D-box: ascisse 19% sul dorso; 16% sul ventre
-Bordo di uscita: ascissa 95%
-Distanza centine: 40% della corda
-Coeff. ponderale: 0.5
-Numero di Reynold = 24000; Ncr = 8

Nelle Figg. da 2B.3 a 2B.5 sono riportate le deformate parziali del dorso e del ventre e le caratteristiche geometriche del profilo deformato AA29R194, da confrontare con l'originale di Fig. 1.1. Le differenze non sono apprezzabili a occhio, ma emergono dall'analisi geometrica: nel profilo deformato cambia sostanzialmente la linea del camber con riduzione del coefficiente di portanza ideale ad incidenza nulla da 0.726 a 0.693. Naturalmente non sono individuabili le discontinuità del 1° ordine agli estremi degli intervalli di deformazione, i cui effetti sono rilevabili soltanto con l'analisi aerodinamica.

Nella Fig. 2B.6 sono confrontate le polari ottenute con XFOIL. Il profilo, pochissimo performante per la mancanza del turbolatore, migliora nella versione deformata per la presenza delle discontinuità, sia nell'efficienza che nel fattore di potenza, ottenuti tuttavia a coefficienti di portanza minori, a causa del camber ridotto.

Nella Fig. 2B.7 il confronto è eseguito in presenza del turbolatore, ottimizzato secondo il criterio esposto nella relazione del precedente Convegno [4], e risultato identico nei due casi: altezza 0.66%; posizione 8%.

Questa volta la presenza del turbolatore attenua di molto le differenze fino praticamente ad annullarle. Considerazioni di altro tipo (peso, robustezza indeformabilità) devono quindi orientare la scelta della struttura dell'ala. Naturalmente queste conclusioni, valide anche per modelli F1B, non possono essere automaticamente estese a configurazioni di ala che si allontanino sensibilmente da quelle esaminate.

-2-Planata modelli veleggiatori F1A
-Profilo alare BENEDEK 6356B: spessore 6.16%
-D-box: ascisse 26% sul dorso e sul ventre
-Bordo di uscita: ascissa 95%
-Distanza centine: 40%
-Coeff. ponderale: 0.5
-Numero di Reynolds = 42000; Ncr = 8.5

File origine: NACA6409.SEQ
Dorso: Ascisse intervallo corretto:
100*x1 = 25.209
100*x2 = 94.879
Distanza centine 100*dc = 100
Coeff. ponderale kr = .5

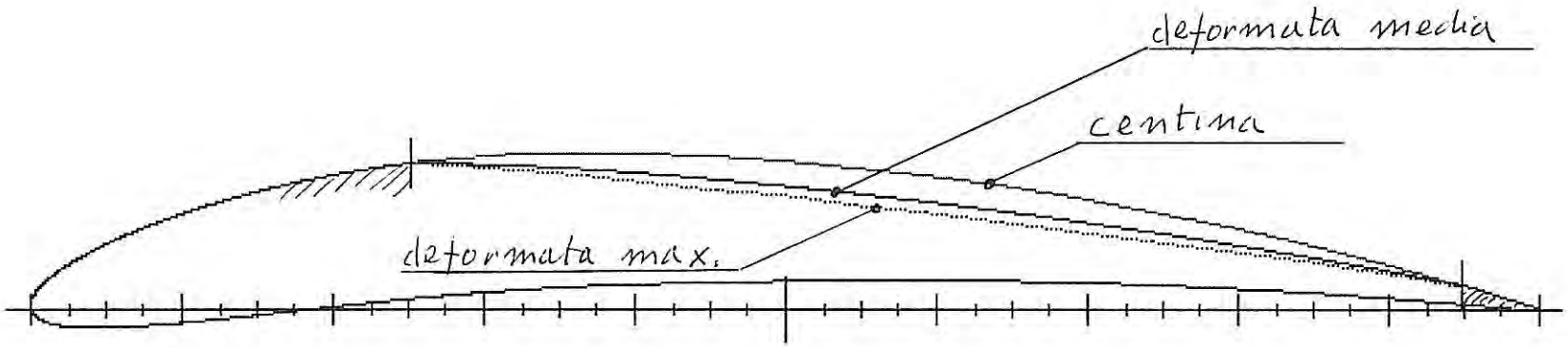


Fig. 2B.1

File origine: NACA6409.SEQ
Ventre: Ascisse intervallo modificato:
100*x1 = 26.162
100*x2 = 94.654
Distanza centine 100*dc = 100
Coeff. ponderale kr = .5

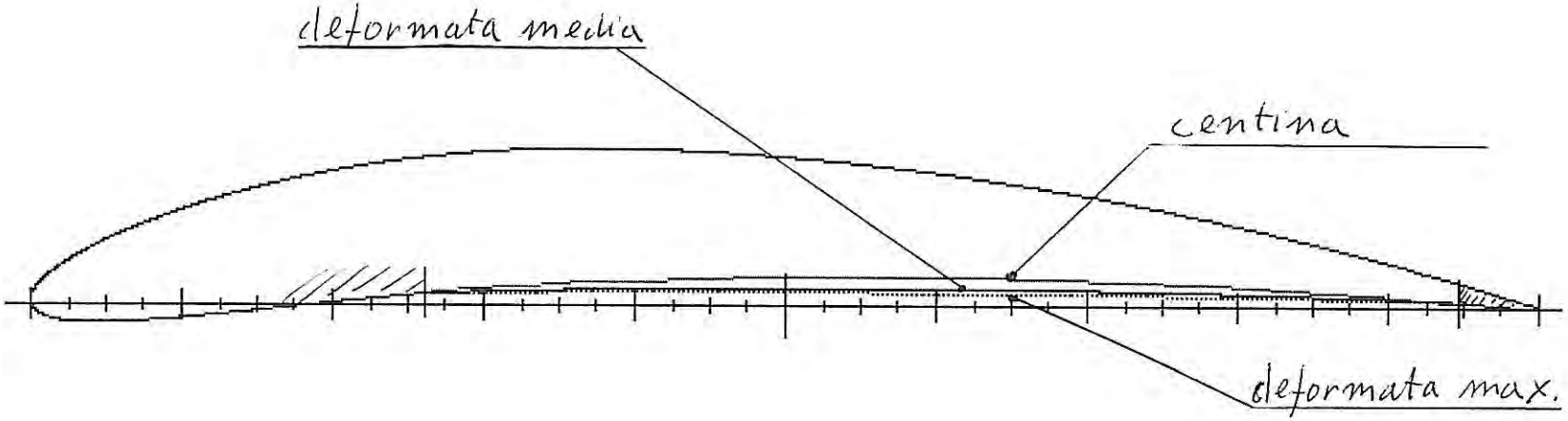


Fig. 2B.2

File origine: AA29R: Andriukov Vol libre radice
Dorso: Ascisse intervallo corretto:
100*x1 = 19.098
100*x2 = 94.766
Distanza centine 100*dc = 40
Coeff. ponderale kr = .5

36/50

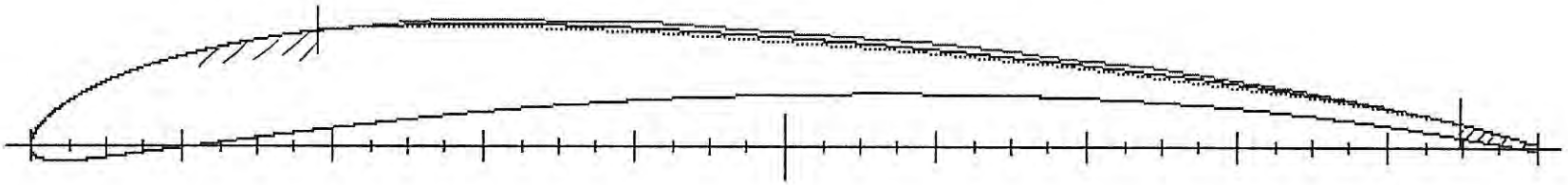


Fig. 2B.3

File origine: AA29R: Andriukov Vol libre radice
Ventre: Ascisse intervallo modificato:
100*x1 = 16.133
100*x2 = 94.766
Distanza centine 100*dc = 40
Coeff. ponderale kr = .5

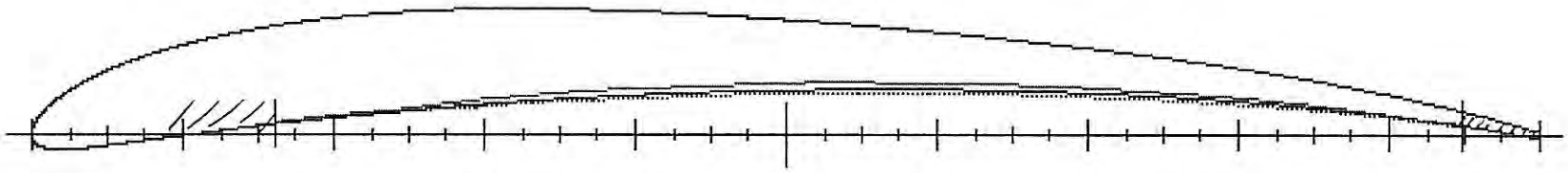


Fig. 2B.4

********** PROFIL50.BAS 3/11/05 ** 22:13:25 ** 01-06-2007 **********

Grafico di un profilo con coordinate sequenziali dorso-ventre.
Raggi di curvatura naso calcolati all'ascissa minima.
Rif. Geometria Profili 3/11/05. Aggiornamento 22/06/06.
Profilo :AA29R194.SEQ
Etichetta:AA29R194 Dorso+Ventre 19-95*40*0.5 21/12/06
Coordinate profilo:

100*x	100*y	100*x	100*y	100*x	100*y	100*x	100*y
100.0000	0.2110	29.2675	8.0716	0.0000	0.0000	29.2888	1.9628
97.3830	0.9454	25.6706	8.0142	0.1370	-0.5080	33.0868	2.2401
96.0745	1.2875	22.2768	7.8761	0.5480	-0.8210	37.0677	2.4765
94.7660	1.6130	20.6872	7.7817	1.2310	-0.9670	41.2207	2.6862
93.4583	1.8843	19.8925	7.7246	2.1850	-1.0130	45.5357	2.8417
92.1509	2.1420	19.0980	7.6610	3.4070	-0.9250	49.9997	2.9529
89.5367	2.6165	18.3567	7.5687	4.8940	-0.7430	54.6007	3.0099
84.3387	3.4884	17.6155	7.4694	6.6420	-0.5160	59.3257	3.0068
79.1846	4.2481	16.1330	7.2500	8.6450	-0.2510	64.1627	2.9411
74.0894	4.8970	13.3970	6.7610	10.8990	0.0410	69.0977	2.8029
69.0663	5.4736	10.8990	6.2070	13.3970	0.3720	74.1177	2.5879
64.1291	5.9948	8.6450	5.5950	14.7650	0.5527	79.2088	2.2828
59.2908	6.4580	6.6420	4.9240	15.4490	0.6414	84.3568	1.8675
54.5653	6.8614	4.8940	4.2290	16.1330	0.7290	89.5469	1.3347
49.9647	7.2097	3.4070	3.4510	16.8742	0.8071	92.1564	1.0109
45.5016	7.5117	2.1850	2.7250	17.6155	0.8841	93.4612	0.8426
41.1884	7.7558	1.2310	1.9990	19.0979	1.0348	94.7660	0.6700
37.0381	7.9311	0.5480	1.3100	22.2849	1.3430	96.0745	0.4575
33.0607	8.0449	0.1370	0.6350	25.6859	1.6554	97.3830	0.2398
						100.0000	-0.2110

Risultati elaborazione:

Raggio naso dorso	100*rod =	1.472
Raggio naso ventre	100*rov =	0.942
Raggio medio aritmetico	100*roa =	1.207
Raggio medio geometrico	100*rog =	1.177
Ascissa camber massimo	100*xcx =	40.462
Camber massimo	100*ycx =	5.221
Ascissa spessore massimo	100*xbx =	19.098
Spessore massimo	100*ybx =	6.626
Area	100*Are =	3.931
Incid. tangente inferiore	(°) dbe =	0.470
Coeff. di portanza MCL	Clmcl =	0.693
Coeff. di momento MCL	Cmmcl =	-0.160

AA29R194.SEQ
AA29R194 Dorso+Ventre 19-95*40*0.5 21/12/06

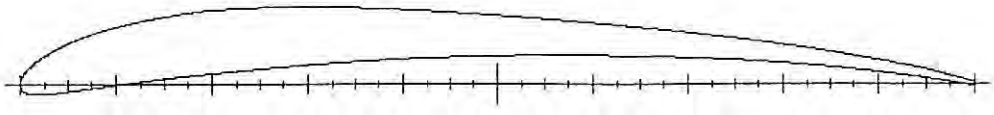
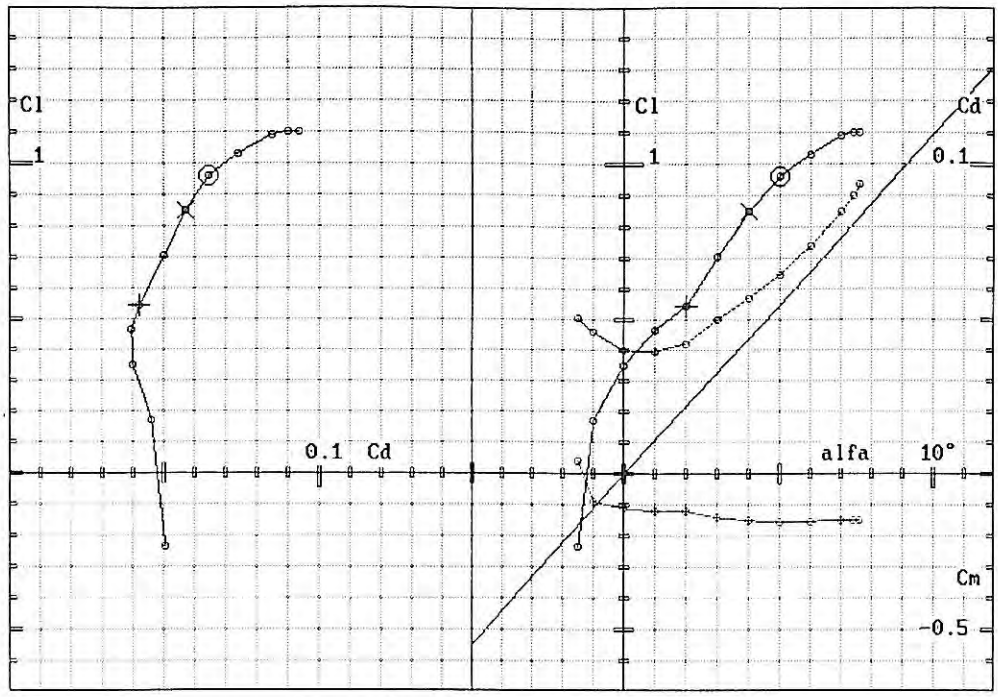


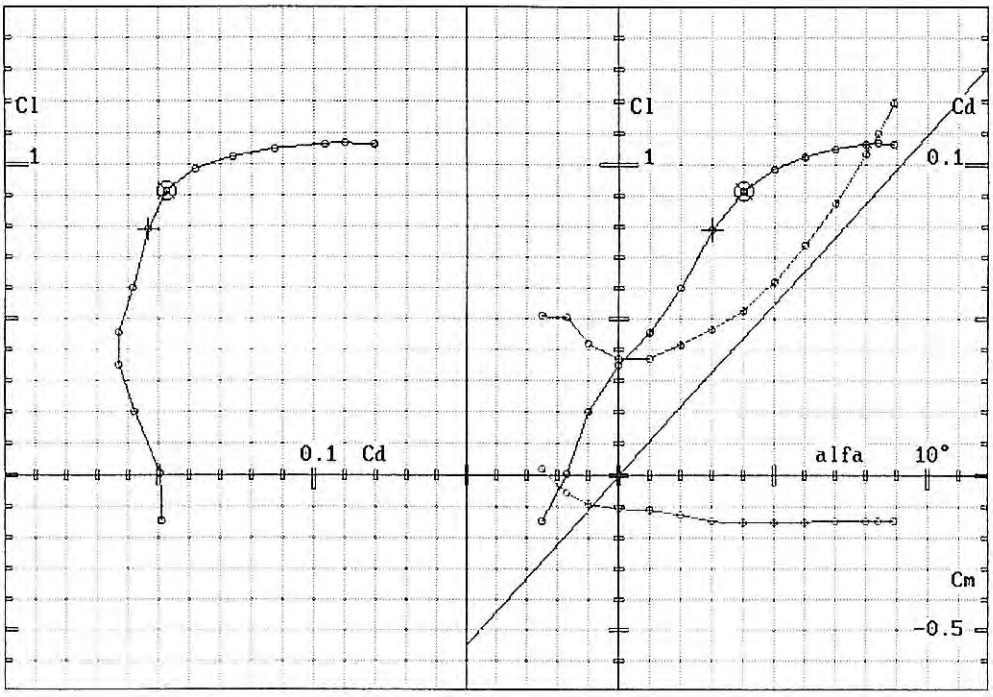
Fig. 2B.5

PR0106:AA29R Andriuku radice N=8 Re=24 7/08/05
E65mx= 16.134 E10mx= 14.878 E15mx= 14.540



Profilo base

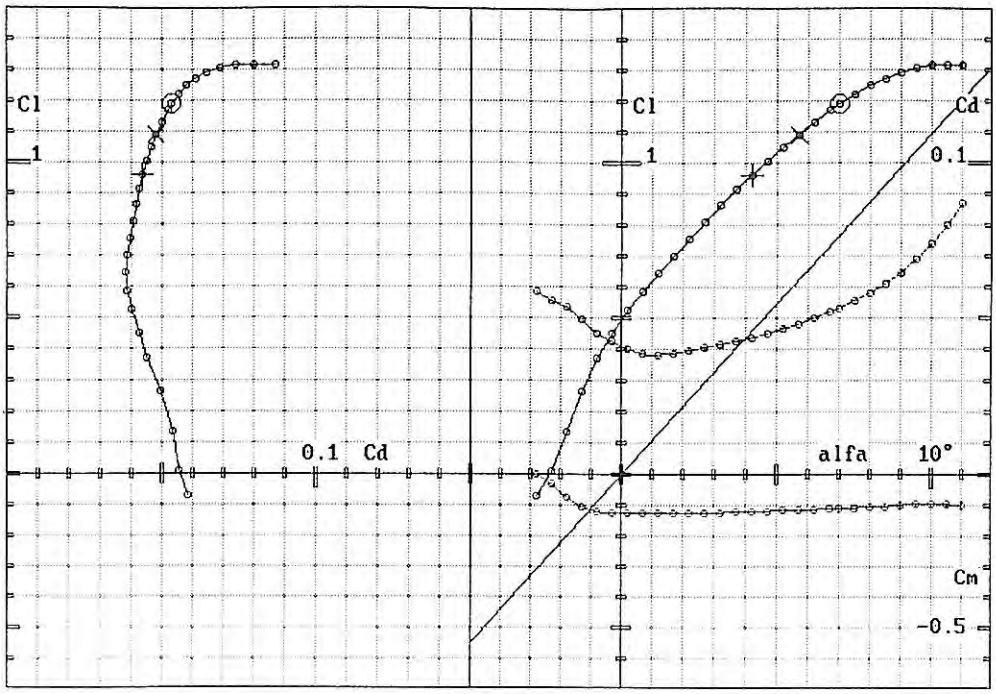
PR0112:AA29R194 D+V 19-95*40*0.5 N=8 Re=24 23/12/06
E65mx= 18.423 E10mx= 17.470 E15mx= 16.719



Profilo deformato

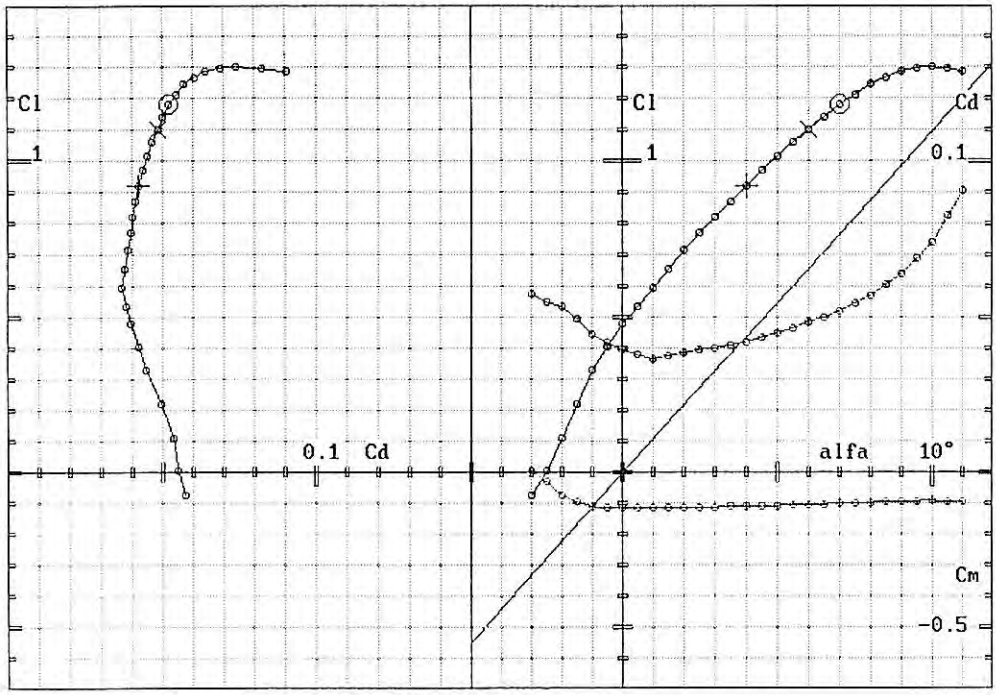
Fig. 2B,6

PR0457:AA29R N=8 Re=24 tur. 6.6/80 20/10/06
E65mx= 22.411 E10mx= 22.689 E15mx= 24.494



Profilo base

PR0467:AA29R194 D+V 19-95*40*0.5 N=8 Re=24 t. 6.6/80 23/12/06
E65mx= 22.505 E10mx= 22.804 E15mx= 24.561



Profilo deformato

Fig. 2B.7

Come per il caso precedente, nelle Figg. 2B.8 e 2B.9 sono riportati i dati geometrici ed i grafici del profilo originale (dopo smoothing) e del profilo modificato, per il quale anche in questo caso si ha una lieve riduzione di camber con riduzione del coefficiente di portanza ideale a incidenza nulla da 0.616 a 0.593.

Nella Fig. 2B.10 sono confrontate le polari dei due profili turbolati. Anche questa volta l'ottimizzazione del turbolatore ha dato gli stessi valori per i due casi. Valgono complessivamente gli stessi commenti fatti per il caso precedente.

-3-Planata e salita modelli F1C
-Profilo alare GO495 con linea di camber moltiplicata per 0.85: spessore 6.97%
-D-box: ascisse 26% sul dorso e sul ventre
-Bordo di uscita: ascissa 95%
-Distanza centine: 40%
-Coeff. ponderale: 0.5
-In planata: Numero di Reynolds = 58000; Ncr = 9
-In salita: Numero di Reynolds = 290000; Ncr = 11.5

Nelle Figg. 2B11 e 2B.12 sono riportati i soliti dati geometrici del profilo originale e di quello deformato. Anche in questo caso si ha nel profilo deformato una certo abbassamento della linea di camber con conseguente riduzione del coefficiente di portanza ad incidenza nulla.

Nella Fig. 2B.13 è riportato il confronto fra le polari dei due profili in planata, la cui ottimizzazione non ha richiesto la presenza del turbolatore, a causa del numero di Reynolds relativamente elevato. Contrariamente ai casi precedenti le condizioni di planata appaiono più favorevoli per il profilo non modificato che presenta valori più elevati di efficienza e fattore di potenza.

La Fig. 2B.14 riporta il confronto fra le polari al numero di Reynolds medio di salita, ovviamente molto elevato. Osserviamo per inciso che una buona stima della velocità media di salita, richiesta per la valutazione del numero di Reynolds e di Ncr, si ottiene semplicemente come media quadratica della velocità iniziale e finale di salita.

Essendo nei moderni motomodelli la salita pressocchè verticale, il confronto fra le due polari va fatto nell'intorno del coefficiente di portanza nullo. In particolare per Cl = 0 si hanno i seguenti coefficienti di resistenza:

Profilo originale Cd = 0.02165
Profilo modificato Cd = 0.01715

Il profilo modificato presenta un piccolo vantaggio probabilmente dovuto alla riduzione del camber. Tuttavia si possono avere seri dubbi sull'attendibilità di questo risultato, in quanto in salita l'ala, come il resto del modello, è soggetta a forti vibrazioni che possono alterarne notevolmente il comportamento aerodinamico, come è intuitivo e confermato dalla guida all'uso di XFOIL, dove viene consigliato in caso di vibrazioni di ridurre anche notevolmente Ncr. Siamo incapaci attualmente di affrontare quantitativamente questo problema, e quindi pensiamo sia prudente fino a prova del contrario assumere come vantaggiosa la soluzione di superficie alare rigida.

********** PROFIL50.BAS 3/11/05 ** 22:15:34 ** 01-06-2007 **********

Grafico di un profilo con coordinate sequenziali dorso-ventre.
Raggi di curvatura naso calcolati all'ascissa minima.
Rif. Geometria Profili 3/11/05. Aggiornamento 22/06/06.
Profilo :BEN6356B.SEQ
Etichetta:BEN6356B:BENEDEK 6356B s42 12/13 Malkin 8/10/04
Coordinate profilo:

100*x	100*y	100*x	100*y	100*x	100*y	100*x	100*y
100.0000	0.1100	29.2890	8.6210	0.0000	0.0000	29.2890	2.6740
94.7660	1.1560	25.6860	8.5030	0.1370	-0.3070	33.0870	2.8740
89.5470	2.1490	22.2850	8.2720	0.5480	-0.5350	37.0680	3.0260
84.3570	3.0850	19.0980	7.9100	1.2310	-0.6350	41.2210	3.1350
79.2090	3.9890	16.1330	7.4210	2.1850	-0.6010	45.5360	3.2070
74.1180	4.8340	13.3970	6.8260	3.4070	-0.4630	50.0000	3.2470
69.0980	5.5890	10.8990	6.1510	4.8940	-0.2570	54.6010	3.2420
64.1630	6.2490	8.6450	5.4190	6.6420	-0.0050	59.3260	3.1700
59.3260	6.8370	6.6420	4.6400	8.6450	0.2860	64.1630	3.0100
54.6010	7.3660	4.8940	3.8280	10.8990	0.6200	69.0980	2.7640
50.0000	7.8240	3.4070	3.0050	13.3970	0.9930	74.1180	2.4460
45.5360	8.1870	2.1850	2.2120	16.1330	1.3850	79.2090	2.0600
41.2210	8.4390	1.2310	1.4990	19.0980	1.7690	84.3570	1.5940
37.0680	8.5870	0.5480	0.9000	22.2850	2.1200	89.5470	1.0650
33.0870	8.6450	0.1370	0.4150	25.6860	2.4230	94.7660	0.5030
						100.0000	-0.1100

Risultati elaborazione:

Raggio naso dorso	100*rod =	0.629
Raggio naso ventre	100*rov =	0.344
Raggio medio aritmetico	100*roa =	0.486
Raggio medio geometrico	100*rog =	0.465
Ascissa camber massimo	100*xcx =	37.967
Camber massimo	100*ycx =	5.808
Ascissa spessore massimo	100*xbx =	20.984
Spessore massimo	100*ybx =	6.158
Area	100*Are =	3.812
Incid. tangente inferiore	(°) dbe =	0.309
Coeff. di portanza MCL	Clmcl =	0.616
Coeff. di momento MCL	Cmmcl =	-0.133

BEN6356B.SEQ
BEN6356B:BENEDEK 6356B s42 12/13 Malkin 8/10/04

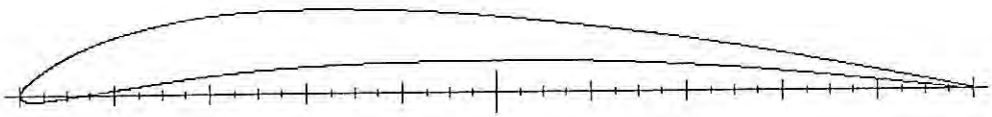


Fig. 2B.8

********** PROFIL50.BAS 3/11/05 ** 22:17:59 ** 01-06-2007 **********

Grafico di un profilo con coordinate sequenziali dorso-ventre.
Raggi di curvatura naso calcolati all'ascissa minima.
Rif. Geometria Profili 3/11/05. Aggiornamento 22/06/06.
Profilo :BENEDD.SEQ
Etichetta:Benedek 6356B D+V 26-95 40 0.5 Origine BEN6356B N=8.5
Coordinate profilo:

100*x	100*y	100*x	100*y	100*x	100*y	100*x	100*y
100.0000	0.1100	29.2782	8.5195	0.0000	0.0000	29.2870	2.6039
97.3830	0.6393	27.4818	8.5242	0.1370	-0.3070	33.0834	2.7429
96.0745	0.8992	26.5838	8.5169	0.5480	-0.5350	37.0629	2.8424
94.7660	1.1560	25.6860	8.5030	1.2310	-0.6350	41.2146	2.9066
93.4588	1.3858	24.8358	8.4561	2.1850	-0.6010	45.5286	2.9403
92.1516	1.6131	23.9855	8.4020	3.4070	-0.4630	49.9917	2.9475
89.5376	2.0603	22.2850	8.2720	4.8940	-0.2570	54.5920	2.9180
84.3393	2.9185	19.0980	7.9100	6.6420	-0.0050	59.3167	2.8341
79.1836	3.7503	16.1330	7.4210	8.6450	0.2860	64.1538	2.6792
74.0861	4.5338	13.3970	6.8260	10.8990	0.6200	69.0894	2.4550
69.0613	5.2440	10.8990	6.1510	13.3970	0.9930	74.1104	2.1726
64.1234	5.8766	8.6450	5.4190	16.1330	1.3850	79.2028	1.8354
59.2848	6.4497	6.6420	4.6400	19.0980	1.7690	84.3526	1.4339
54.5592	6.9733	4.8940	3.8280	22.2850	2.1200	89.5447	0.9817
49.9589	7.4377	3.4070	3.0050	23.9855	2.2795	92.1553	0.7473
45.4973	7.8233	2.1850	2.2120	24.8358	2.3533	93.4606	0.6264
41.1868	8.1172	1.2310	1.4990	25.6860	2.4230	94.7660	0.5030
37.0401	8.3247	0.5480	0.9000	26.5862	2.4736	96.0745	0.3544
33.0670	8.4568	0.1370	0.4150	27.4865	2.5207	97.3830	0.2027
						100.0000	-0.1100

Risultati elaborazione:

Raggio naso dorso	100*rod =	0.629
Raggio naso ventre	100*rov =	0.344
Raggio medio aritmetico	100*roa =	0.486
Raggio medio geometrico	100*rog =	0.465
Ascissa camber massimo	100*xcx =	33.869
Camber massimo	100*ycx =	5.601
Ascissa spessore massimo	100*xbx =	20.984
Spessore massimo	100*ybx =	6.159
Area	100*Are =	3.779
Incid. tangente inferiore	(°) dbe =	0.309
Coeff. di portanza MCL	Clmcl =	0.593
Coeff. di momento MCL	Cmmcl =	-0.125

BENEDD.SEQ
Benedek 6356B D+V 26-95 40 0.5 Origine BEN6356B N=8.5

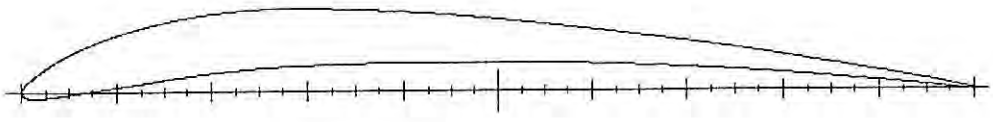
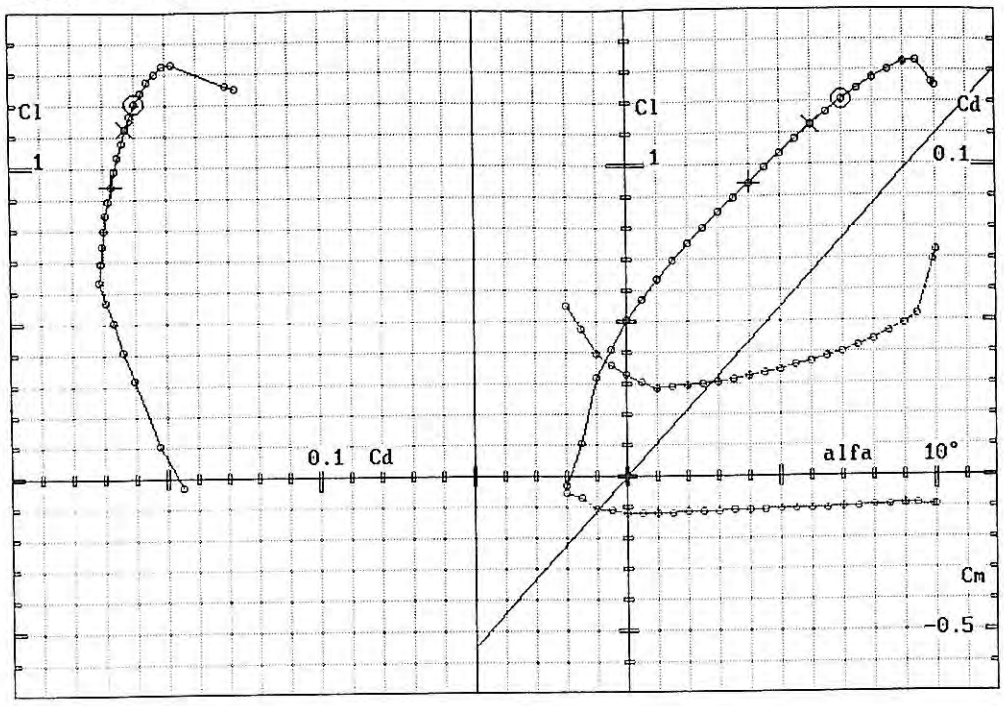


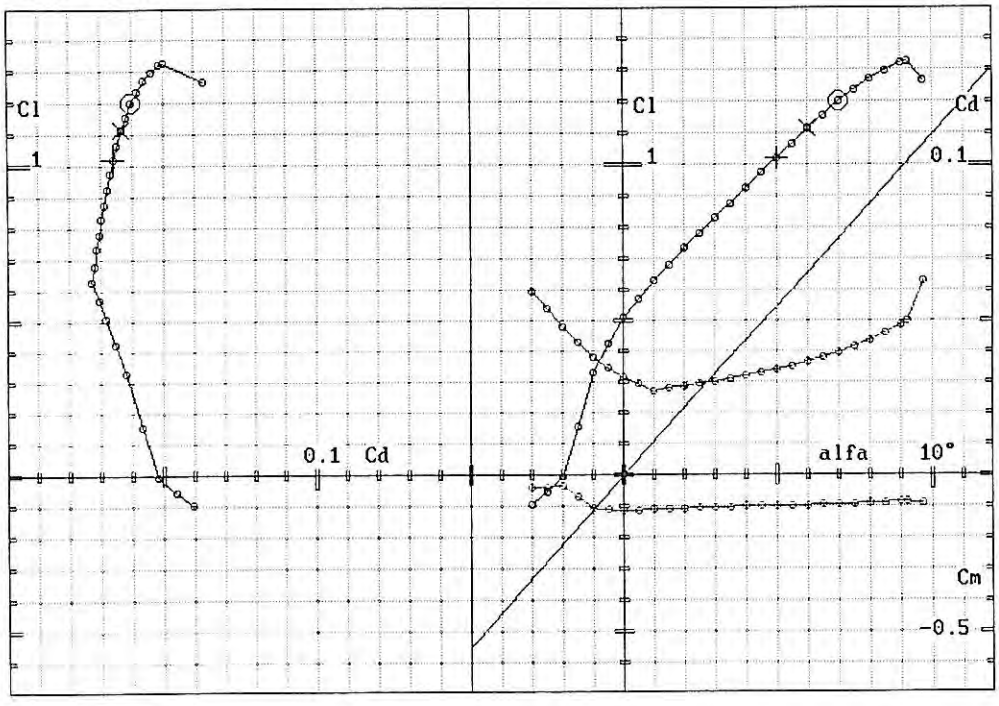
Fig. 2B.9

PR0468:BENEDEK 6356B s42 12/13 N=8.5 Re=42 t. 3.9/50 27/12/06
E65mx= 29.749 E10mx= 30.239 E15mx= 32.926



Profilo base

PR0469:BENEDD D+V 26-95 40 .5 N=8.5 Re=42 t. 3.9/50 27/12/06
E65mx= 29.897 E10mx= 30.486 E15mx= 33.084



Profilo deformato

Fig. 2B.10

********** PROFIL50.BAS 3/11/05 ** 22:19:52 ** 01-06-2007 **********

Grafico di un profilo con coordinate sequenziali dorso-ventre.
Raggi di curvatura naso calcolati all'ascissa minima.
Rif. Geometria Profili 3/11/05. Aggiornamento 22/06/06.
Profilo :G4951085.SEQ
Etichetta:GO495 sm 12/12 aff. mcl=.85 bu=.4 21/02/03
Coordinate profilo:

100*x	100*y	100*x	100*y	100*x	100*y	100*x	100*y
100.0000	0.2000	29.2893	7.0601	0.0000	0.0000	29.2893	0.1159
94.7664	1.3256	25.6855	6.8112	0.1371	-0.3803	33.0869	0.4013
89.5471	2.3055	22.2854	6.5010	0.5478	-0.6785	37.0680	0.6929
84.3566	3.1788	19.0983	6.1408	1.2312	-0.9027	41.2215	0.9738
79.2088	3.9956	16.1329	5.7378	2.1852	-1.0690	45.5361	1.2241
74.1181	4.7491	13.3975	5.2958	3.4074	-1.1923	50.0000	1.4300
69.0983	5.4141	10.8994	4.8182	4.8944	-1.2779	54.6009	1.5870
64.1632	5.9745	8.6455	4.3099	6.6420	-1.3198	59.3263	1.6936
59.3263	6.4287	6.6420	3.7776	8.6455	-1.3054	64.1632	1.7418
54.6009	6.7836	4.8944	3.2276	10.8994	-1.2255	69.0983	1.7142
50.0000	7.0482	3.4074	2.6652	13.3975	-1.0815	74.1181	1.5933
45.5361	7.2272	2.1852	2.0955	16.1329	-0.8865	79.2088	1.3764
41.2215	7.3197	1.2312	1.5268	19.0983	-0.6587	84.3566	1.0773
37.0680	7.3223	0.5478	0.9736	22.2854	-0.4131	89.5471	0.7130
33.0869	7.2341	0.1371	0.4571	25.6855	-0.1553	94.7664	0.2938
						100.0000	-0.2000

Risultati elaborazione:

Raggio naso dorso	100*rod = 0.762
Raggio naso ventre	100*rov = 0.528
Raggio medio aritmetico	100*roa = 0.645
Raggio medio geometrico	100*rog = 0.634
Ascissa camber massimo	100*xcx = 48.691
Camber massimo	100*ycx = 4.242
Ascissa spessore massimo	100*xbx = 26.461
Spessore massimo	100*ybx = 6.969
Area	100*Are = 4.579
Incid. tangente inferiore	(°) dbe = 0.695
Coeff. di portanza MCL	Clmcl = 0.524
Coeff. di momento MCL	Cmmcl = -0.128

G4951085.SEQ
GO495 sm 12/12 aff. mcl=.85 bu=.4 21/02/03

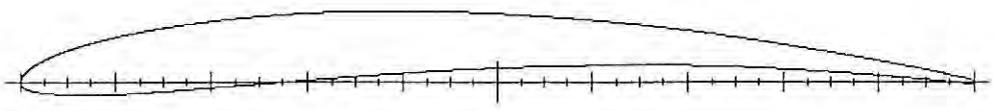


Fig. 2B.11

********** PROFIL50.BAS 3/11/05 ** 22:21:31 ** 01-06-2007 **********

Grafico di un profilo con coordinate sequenziali dorso-ventre.
Raggi di curvatura naso calcolati all'ascissa minima.
Rif. Geometria Profili 3/11/05. Aggiornamento 22/06/06.
Profilo :GO495MM.SEQ
Etichetta:GO495MM:G4951085 D+V 26-95 40 0.5 26712/06
Coordinate profilo:

100*x	100*y	100*x	100*y	100*x	100*y	100*x	100*y
100.0000	0.2000	29.2808	6.9530	0.0000	0.0000	29.2896	0.0662
97.3832	0.7807	27.4830	6.8903	0.1371	-0.3803	33.0876	0.2993
96.0748	1.0576	26.5842	6.8528	0.5478	-0.6785	37.0690	0.5376
94.7664	1.3256	25.6855	6.8112	1.2312	-0.9027	41.2228	0.7676
93.4591	1.5530	24.8355	6.7406	2.1852	-1.0690	45.5377	0.9734
92.1520	1.7732	23.9855	6.6653	3.4074	-1.1923	50.0019	1.1438
89.5382	2.1923	22.2854	6.5010	4.8944	-1.2779	54.6030	1.2753
84.3402	2.9733	19.0983	6.1408	6.6420	-1.3198	59.3285	1.3667
79.1860	3.7084	16.1329	5.7378	8.6455	-1.3054	64.1654	1.4116
74.0897	4.3919	13.3975	5.2958	10.8994	-1.2255	69.1004	1.3959
69.0657	5.0036	10.8994	4.8182	13.3975	-1.0815	74.1200	1.3058
64.1279	5.5303	8.6455	4.3099	16.1329	-0.8865	79.2104	1.1390
59.2900	5.9704	6.6420	3.7776	19.0983	-0.6587	84.3577	0.9066
54.5649	6.3295	4.8944	3.2276	22.2854	-0.4131	89.5477	0.6221
49.9655	6.6142	3.4074	2.6652	23.9855	-0.2840	92.1571	0.4652
45.5044	6.8283	2.1852	2.0955	24.8355	-0.2196	93.4617	0.3813
41.1938	6.9709	1.2312	1.5268	25.6855	-0.1553	94.7664	0.2938
37.0455	7.0391	0.5478	0.9736	26.5865	-0.0998	96.0748	0.1772
33.0709	7.0318	0.1371	0.4571	27.4876	-0.0444	97.3832	0.0561
						100.0000	-0.2000

Risultati elaborazione:

Raggio naso dorso	100*rod = 0.762
Raggio naso ventre	100*rov = 0.528
Raggio medio aritmetico	100*roa = 0.645
Raggio medio geometrico	100*rog = 0.634
Ascissa camber massimo	100*xcx = 46.020
Camber massimo	100*ycx = 3.900
Ascissa spessore massimo	100*xbx = 25.615
Spessore massimo	100*ybx = 6.967
Area	100*Are = 4.515
Incid. tangente inferiore	(°) dbe = 0.695
Coeff. di portanza MCL	Clmcl = 0.498
Coeff. di momento MCL	Cmmcl = -0.119

GO495MM.SEQ
GO495MM:G4951085 D+V 26-95 40 0.5 26712/06

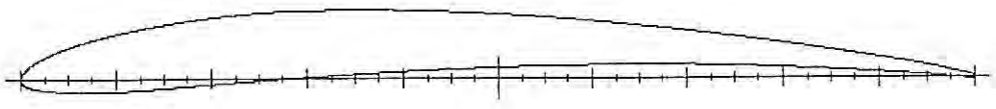
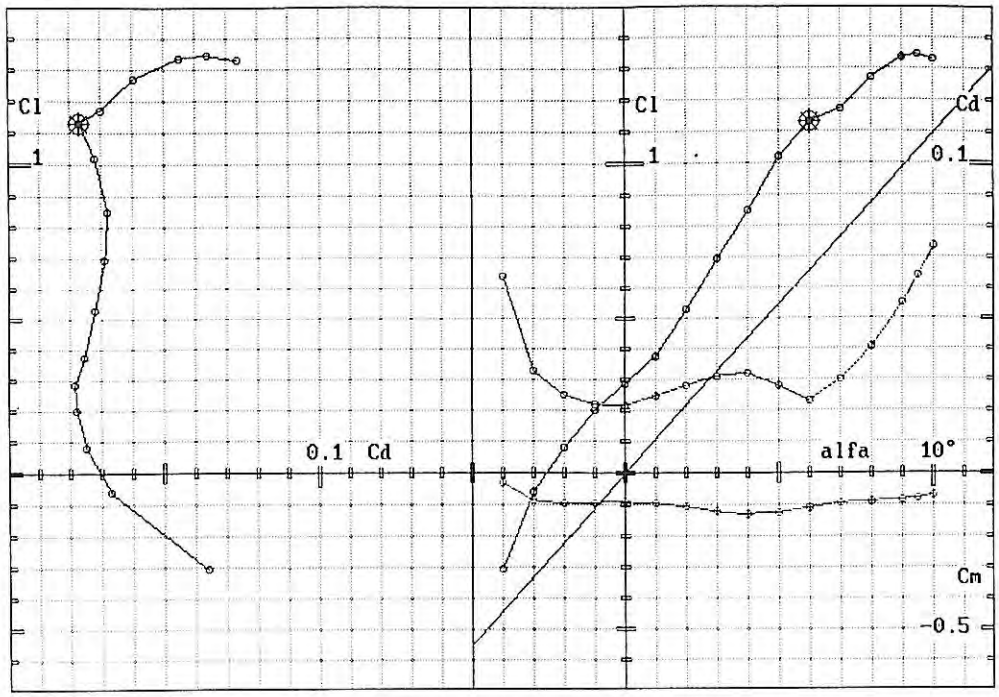


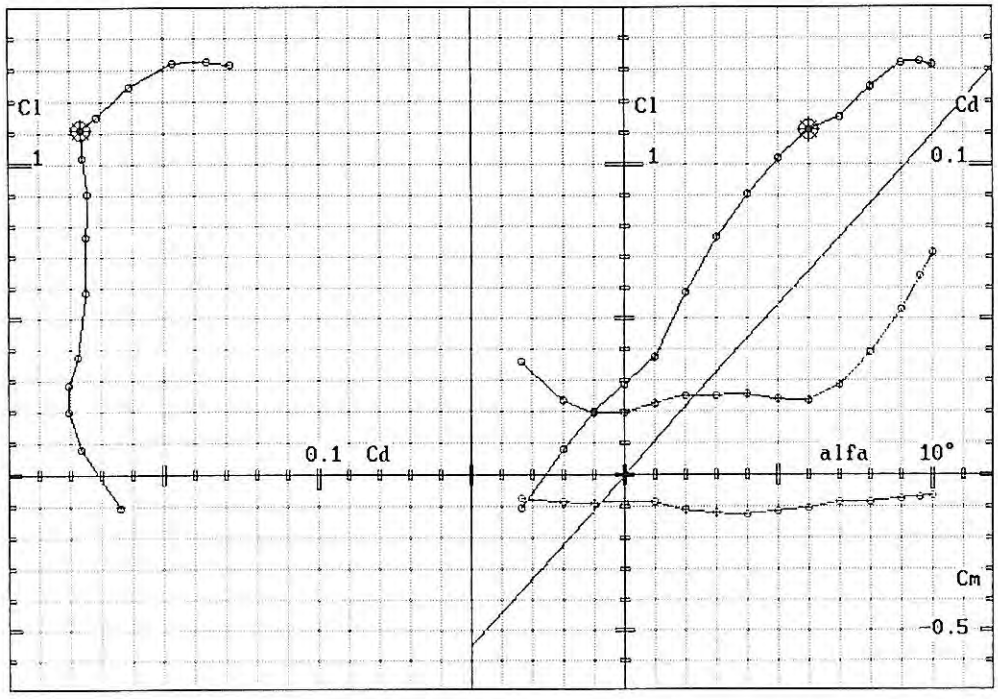
Fig. 2B.12

PR0228:G0495M sm 12/12 mcl*.85 bu=.4 N=9 Re=58 27/12/06
E65mx= 47.474 E10mx= 49.566 E15mx= 52.715



Profilo base

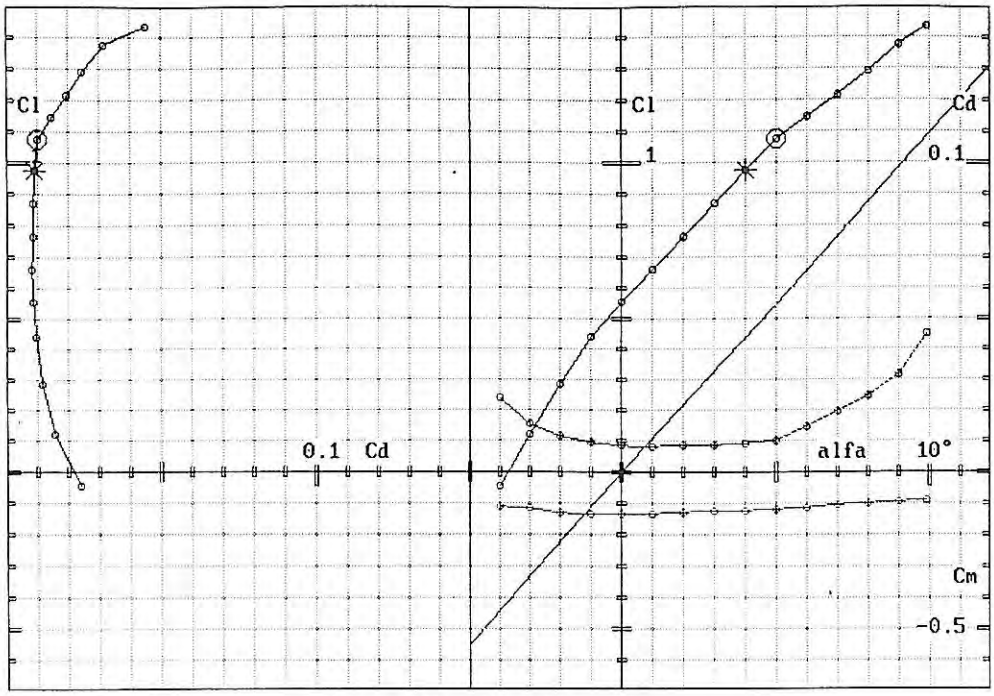
PR0230:G0495MM D+V 26-95 40 .5 N=9 Re=58 27/12/06
E65mx= 45.965 E10mx= 47.705 E15mx= 50.305



Profilo deformato

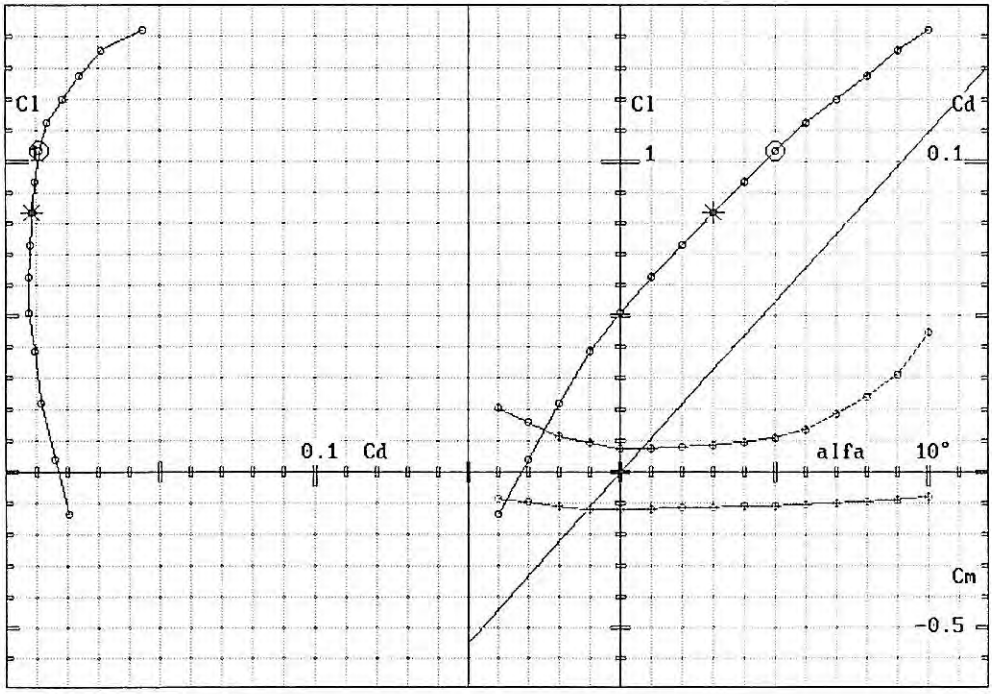
Fig. 2B.13

PRO229:GO495M sm 12/12 mcl*.85 bu=.4 N=11.5 Re=290 27/12/06
E65mx=108.454 E10mx=107.497 E15mx=109.428 ?



Profilo base

PRO231:GO495MM D+V 26-95 40 .5 N=11.5 Re=290 27/12/06
E65mx=104.341 E10mx= 97.873 E15mx= 97.272 ?



Profilo deformato

Nota:

Si può osservare che nel caso di rivestimenti cedevoli la distribuzione della pressione aerodinamica lungo il profilo potrebbe a sua volta alterare il profilo stesso, rendendo il problema di gran lunga più complesso di quello affrontato. In realtà se si trascura il caso irrisolto, e per quanto detto poco interessante, della salita del motomodello, è facile verificare che nella gran parte delle condizioni di volo che ci interessano, le pressioni differenziali in gioco sono dell'ordine del millimetro d'acqua, e quindi non tali da alterare significativamente i risultati ottenuti. In più le zone dei maggiori gradienti e concentrazioni di pressione sono in prossimità del bordo d'entrata, dove le maggiori curvature e/o concentrazioni di elementi rigidi contribuiscono a minimizzare l'effetto delle pressioni stesse.

-2C-CONCLUSIONE

E' stata eseguita una valutazione di prima approssimazione delle deformazioni che subisce il profilo aerodinamico di una superficie portante a causa del rivestimento cedevole.

Trattandosi di piccole deformazioni, almeno per disegni efficienti, le approssimazioni di calcolo introdotte sono probabilmente sufficienti, con vantaggio della facilità di programmazione su computer.

Gli esempi numerici relativi a profili alari e strutture interessanti alcune fra le più importanti categorie del volo libero, indicano che risultati assolutamente equivalenti possono essere ottenuti con rivestimenti sia rigidi che flessibili, purchè correttamente disegnati, nel caso di adozione ormai generalizzata di turbolatori. In assenza di turbolatori le soluzioni flessibili, sempre se correttamente disegnate, superano addirittura le prestazioni delle rigide, restando tuttavia notevolmente al disotto delle soluzioni turbolate.

Risultati completamente diversi si ottengono per le ali di motomodelli di elevate prestazioni (es. F1C), per le quali la soluzione rigida appare preferibile.

Per non appesantire eccessivamente l'esposizione non abbiamo trattato il problema dei piani orizzontali di coda per i quali è importante ottenere valori elevati di 'slope' con bassi coefficienti di resistenza e strutture il più possibile leggere. Anche in questo caso la teoria trattata può costituire un valido aiuto per la corretta definizione della geometria delle superfici portanti.

Si segnala infine che un notevole contributo al confronto della teoria sviluppata con l'esperienza è stato apportato dall'analisi delle prestazioni dei modelli Old Timer.

-3-BIBLIOGRAFIA

[1] I. H. ABBOTT and A. E. VON DOENHOFF
THEORY OF WING SECTIONS
DOVER PUBLICATIONS, INC. NEW YORK

[2] M. DRELA
XFOIL 6.9 USER GUIDE
M.I.T. AERO and ASTRO HAROLD YOUNGREN, AEROCRAFT, INC.

[3] S. F. HOERNER
FLUID DYNAMIC DRAG
LIBRARY ON CONGRESS CATALOG CARD NUMBER 64-19666 U.S.A.

[4] F. SURACE
CALCOLO DEL TURBOLATORE IN PROFILI PORTANTI A BASSO NUMERO DI REYNOLDS PER MODELLI DA VOLO LIBERO
SESTO CONVEGNO DI TECNICA AEROMODELLISTICA 26/11/05

[5] TOLLMIEN and GROHNE
THE NATURE OF TRANSITION
G. V. LACHMANN: BOUNDARY LAYER AND FLOW CONTROL
PERGAMON PRESS LTD. HEADINGTON HILL HALL, OXFORD
4-5 FITZROY SQUARE, LONDON W. I.

[6] E. VASQUES
VALUTAZIONE DELLE CARATTERISTICHE AERODINAMICHE DEI PROFILI ALARI PER VOLO LIBERO
QUINTO CONVEGNO DI TECNICA AEROMODELLISTICA 22/02/04