

CALCOLO DELLE CARATTERISTICHE AERODINAMICHE DEI PROFILI A BASSO NUMERO DI REYNOLDS

Premessa

L'ottimizzazione del progetto di un aeromodello richiede la conoscenza delle caratteristiche aerodinamiche dei profili da adottare, valutate nelle reali condizioni di impiego, definibili nella maggior parte dei casi mediante il numero di Reynolds di funzionamento. Solo nel caso di eliche di modelli a motore senza riduttore, le condizioni di funzionamento sono influenzate anche dal numero di Mach.

In generale, e nel caso dei modelli da volo libero in particolare, nasce il problema di disporre di dati aerodinamici attendibili a numeri di Reynolds molto bassi, per i quali la sperimentazione tradizionale in galleria del vento pone grossi problemi finora non del tutto risolti.

Le principali difficoltà che si incontrano in questo tipo di sperimentazione sono essenzialmente di due tipi:

- difficoltà intrinseche al comportamento aerodinamico dei profili notevolmente portanti, per l'incerta transizione laminare - turbolenta nello strato limite e per il possibile distacco laminare sull'estradosso (bolle) con successivo eventuale riattacco.
- difficoltà operative nelle modalità di sperimentazione legate all'allungamento (finito / infinito) del modello da sperimentare e alla misura di forze molto piccole.

L'esperienza insegna che i risultati sperimentali sono sicuramente attendibili per numeri di Reynolds maggiori di 500.000 e si possono considerare ancora accettabili scendendo fino a 200.000. Al di sotto di questo valore, i pochi dati sperimentali disponibili differiscono da galleria a galleria, specie se relativi a profili curvi, ad elevati coefficienti di portanza e privi di turbolatore.

Nel caso degli aeromodelli da volo libero, i numeri di Reynolds assumono mediamente i seguenti valori:

Valori minimi:	piani di quota F1A e F1B in planata	$Re = 25.000 - 20.000$
Valori medi:	ali F1A in planata	$Re = 35.000$
	ali F1B in salita	$Re = 70.000 - 30.000$
	ali F1B in planata	$Re = 30.000$
	piani di quota F1C in planata	$Re = 40.000$
	ali F1C in planata	$Re = 70.000$
Valori massimi:	ali F1C in salita	$Re > 200.000$

che risultano lontani dal campo in cui i risultati sperimentali, forniti dalla generalità delle gallerie, offrono una sufficiente attendibilità.

Attualmente solo poche gallerie specializzate sono in grado di fornire dati interessanti il volo libero, in qualche modo utilizzabili. Fra queste citiamo:

- MEG (Gallazzi)
- Princeton University low speed tunnel (Selig, Donovan, Fraser)
- Galleria Istituto di Aerodinamica e Gasdinamica Università di Stoccarda (Althaus)

Programmi di elaborazione elettronica

Una valida alternativa alla sperimentazione è costituita dal calcolo mediante computer delle caratteristiche aerodinamiche dei profili.

Questa pratica è consolidata da parecchi anni in campo aeronautico per valori di Re molto elevati ($> 1.000.000$) e presenta il notevole vantaggio di potere ottenere, a basso costo e in tempi brevi, dati aerodinamici di profili noti, in condizioni di volo non sperimentate (incidenze, Re) e di nuovi profili progettati per esigenze particolari.

Purtroppo, per le ragioni già esposte, i codici di calcolo usati in aeronautica non sono applicabili al caso degli aeromodelli, ma di recente sono stati sviluppati nuovi codici in grado di simulare in maniera accettabile il comportamento dei profili a numeri di Reynolds più bassi.

Fra i programmi oggi disponibili segnaliamo:

- PROFIL sviluppato dal Prof. Eppler dell'Università di Stoccarda. Questo programma è noto per le straordinarie prestazioni in termini di velocità di esecuzione e di aderenza ai dati sperimentali per valori di $Re > 500.000$. Per valori inferiori, e in presenza di formazione di bolle di separazione laminare, i risultati del calcolo divengono meno attendibili, in quanto non è previsto l'accoppiamento diretto fra i flussi interno ed esterno allo strato limite.
- XFOIL sviluppato dal Prof. Mark Drela (M.I.T.). In questo programma è particolarmente curata l'interazione fra strato limite e flusso esterno, ed esso è quindi in grado di fornire risultati accettabili anche in caso di separazione laminare.

Il programma XFOIL

Descriviamo in sintesi l'esperienza conseguita con l'uso di XFOIL (versione 6.8) nello studio di profili per applicazioni nel volo libero a bassi numeri di Reynolds.

Il programma, disponibile su INTERNET, è configurato per l'utilizzazione su Work Station in ambiente UNIX. L'adattamento all'uso su PC è stato il frutto di un grosso lavoro. La configurazione del PC su cui è stato installato comprende 16 Mb RAM, un processore da 200 MHz e un HD da 3 Gb.

L'utilizzazione del programma non è semplice e richiede conoscenze adeguate di aerodinamica per la corretta interpretazione dei risultati nonché l'acquisizione di una certa esperienza operativa per superare alcune difficoltà di calcolo (problemi di convergenza) particolarmente sentite ai bassi valori di Re .

Risultati abbastanza attendibili si ottengono nell'intervallo di incidenze comprese fra gli stalli negativo (talvolta con grosse difficoltà di convergenza) e positivo, e poco oltre.

Sono previste alcune opzioni grafiche di modifica del profilo, come la variazione del raggio di curvatura del naso e dello spessore del bordo d'uscita. In particolare è anche prevista la simulazione di un flap (discontinuità del 1° ordine).

Il perimetro del profilo è suddiviso in un certo numero di pannelli (fino ad un massimo di 280) e questo numero può essere modificato secondo necessità. L'uso del massimo numero di pannelli è richiesto in casi particolari, come quello di profili molto sottili o per analisi in prossimità degli stalli.

E' prevista la transizione libera da regime laminare a turbolento per il deflusso nello strato limite sul dorso e sul ventre del profilo, la cui predizione è basata sul cosiddetto "metodo esponenziale" che tiene conto fra l'altro del livello di turbolenza della corrente a monte del profilo attraverso l'introduzione del parametro N_{cr} .

Valori elevati di questo parametro corrispondono a bassa turbolenza e ritardano la transizione nello strato limite.

E' possibile introdurre il forzamento della transizione in un punto assegnato del dorso e/o del ventre. In questo caso la transizione libera può verificarsi solo a monte del punto di forzamento.

Il programma, pur prevedendo il forzamento della transizione, nulla dice sulle dimensioni dell'ostacolo (turbolatore) necessarie allo sviluppo completo della transizione e sulla resistenza aggiuntiva che la presenza del turbolatore comporta. L'analisi della letteratura disponibile ed il confronto con i dati sperimentali delle gallerie di Princeton e di Stoccarda, ha consentito di formulare delle ipotesi di calcolo per lo sviluppo delle transizioni forzate mediante turbolatore e per la necessaria correzione del coefficiente di resistenza.

Lo sviluppo completo della transizione forzata si ottiene per altezze di turbolatore maggiori o uguali allo “spessore di spostamento” dello strato limite nel punto di applicazione del turbolatore.

Si definisce spessore di spostamento l'entità dell'allontanamento delle linee di corrente dal profilo, conseguente alla diminuzione di velocità nello strato limite.

I valori dello spessore di spostamento e della velocità della corrente nel punto di applicazione del turbolatore sono forniti da XFOIL e consentono, sulla base delle ipotesi fatte, di calcolare i dati aerodinamici corretti.

Riportiamo nella figura 1 il confronto fra i risultati sperimentali e quelli elaborati con XFOIL, relativi al profilo:

Hofsaess Espada: Althaus “Profilpolaren für den Modellflug”

Volume II pag. 178

Turbolatore sul dorso: ascissa 5,5 % altezza 0,5 %

Numero di Reynolds $Re = 40000$

Il calcolo è stato eseguito con il massimo numero di pannelli consentito (280).

Il risultato più aderente a quello sperimentale si è ottenuto con $Ncr = 9$, valore tipico delle prove in galleria con turbolenza media. Il profilo, ricavato dai dati di pag. 169 del volume citato, è stato sottoposto a smoothing a causa della presenza di oscillazioni nei diagrammi ideali di velocità che rendevano critica la convergenza delle iterazioni di calcolo. Inoltre, sempre per migliorare la convergenza, è stato introdotto uno spessore non nullo al bordo d'uscita (0,2 %).

Malgrado questi accorgimenti si sono avute difficoltà di convergenza che hanno impedito il calcolo della polare per coefficienti di portanza al di sotto di 0,4.

Queste difficoltà si incontrano talvolta nei profili con concavità accentuata sul ventre, quando si tenti di estendere il calcolo della polare a valori nulli o negativi del coefficiente di portanza e possono diventare addirittura insormontabili nel caso di

profili mal raccordati, che quindi presentano oscillazioni nei diagrammi ideali di velocità.

A parte questi inconvenienti, il confronto fra i dati sperimentali e di calcolo appare abbastanza soddisfacente.

Nelle figure 2 e 3 sono riportati altri due confronti con i dati sperimentali della galleria della Princeton University ottenuti con il profilo non turbolento:

RG15-PT: "Airfoils at Low Speed" Soartech 8 - pag. 136

Numeri di Reynolds: $Re = 100.000$

$Re = 200.000$

I dati sperimentali sono riportati alla pag. 374 del testo citato. I calcoli sono stati eseguiti con il massimo numero di pannelli e con $Ncr = 12$, valido per gallerie a bassa turbolenza.

Il confronto fra dati sperimentali e di calcolo appare in questi casi meno buono, specie per $Re = 100.000$ e nelle zone di elevato coefficiente di portanza e di stallo. Avanziamo l'ipotesi che le discrepanze siano dovute all'assenza di transizione forzata sul dorso con bassi valori di Re .

Disegno di profili

La disponibilità del programma XFOIL, apre la strada alla possibilità di disegnare nuovi profili, di calcolarne le caratteristiche aerodinamiche e di ricercarne l'ottimizzazione attraverso la modifica dei parametri del disegno.

Poiché i calcoli necessari per la definizione completa di una polare sono alquanto onerosi, si è cercato di individuare famiglie di profili, sulle quali condurre le ottimizzazioni, abbastanza flessibili per coprire una gamma sufficientemente vasta di esigenze, ma nel contempo definite da un numero quanto più possibile ridotto di gradi di libertà, in modo da rendere meno gravoso il lavoro di ottimizzazione.

Per quanto riguarda i profili “portanti” (per ali ed eliche) si è cercata la formulazione matematica più idonea delle due componenti che caratterizzano il generico profilo:

- il “body”, cioè il corpo, che è un profilo biconvesso simmetrico.
- la “mean camber line”, cioè la linea mediana di curvatura, secondo cui si incurva l’asse del body.

Sono state studiate numerose funzioni matematiche per rappresentare ciascuna delle due componenti e si è pervenuti ad una scelta che appare soddisfacente.

Nella figura 4 è riportato un esempio di body con la relativa formulazione matematica. Il body è definito da tre parametri indipendenti:

- ascissa spessore massimo
- spessore massimo
- spessore del bordo d’uscita

Nella figura 5 è riportato un esempio di m.c.l. con la relativa formulazione matematica. La m.c.l. è definita da due parametri indipendenti:

- ascissa di camber massimo
- camber massimo.

Nella figura 6 è riportata la sovrapposizione del body e della m.c.l., realizzata per semplicità (e contrariamente al metodo NACA) per somma delle ordinate.

La famiglia di profili così ottenuta è caratterizzata da cinque soli gradi di libertà.

Analogamente, per i piani di quota, è stata sviluppata una famiglia di profili pianoconvessi caratterizzati da un dorso, ricavato dal body di cui si è detto, e da un ventre piano raccordato al bordo d’entrata.

Il profilo è definito da tre parametri indipendenti:

- ascissa dello spessore massimo
- spessore massimo
- spessore del bordo d’uscita

Nella figura 7 è rappresentato un esempio di profilo pianoconvesso, tanto nel riferimento rispetto al naso (NACA e XFOIL), quanto nel riferimento rispetto al ventre piano.

E' stato realizzato un programma di elaborazione che esegue il disegno dei profili sulla base dei parametri scelti e fornisce il file che definisce la geometria del profilo generato.

Ottimizzazione dei profili

L'ottimizzazione non ha carattere assoluto, ma è relativa al campo d'impiego del profilo poiché a ciascun impiego corrisponde una particolare caratteristica da ottimizzare. I campi d'impiego sono:

Ala.

E' bene precisare che il criterio di ottimizzazione studiato è relativo alla planata dei modelli a volo libero, per i quali occorre che la velocità di discesa sia minima. E' noto che tale condizione si ottiene massimizzando il rapporto (detto fattore di potenza) fra il coefficiente di portanza elevato a $3/2$ e il coefficiente di resistenza, in un campo sufficientemente ampio di incidenze.

Elica.

Lo studio di ottimizzazione è stato rivolto al caso dei modelli a elastico, ma l'estensione ai motomodelli e ai modelli elettrici non presenta preclusioni perché XFOIL è in grado di considerare gli effetti di numeri di Mach elevati in deflusso subsonico.

E' noto che per un'elica l'ottimizzazione si ottiene massimizzando l'efficienza di profilo, cioè il rapporto fra i coefficienti di portanza e di resistenza.

Naturalmente, in caso di eliche funzionanti a bassa velocità, vanno privilegiati i profili con basso coefficiente di portanza, che consentono corde più elevate e quindi un aumento del numero di Reynolds locale.

Si è quindi studiato un fattore di ottimizzazione che tiene conto di questa esigenza.

Piano di quota

L'ottimizzazione si ottiene rendendo massima la pendenza ("slope") della curva che rappresenta il coefficiente di portanza rispetto all'asse delle ascisse, cioè delle incidenze aerodinamiche. Allo scopo di limitare l'influenza negativa di un coefficiente di resistenza troppo elevato, il fattore da ottimizzare è stato definito mediante una formula che tiene conto del coefficiente di resistenza.

Per questo impiego si è dimostrato opportuno utilizzare profili piano convessi che uniscono alle buone caratteristiche aerodinamiche gli evidenti vantaggi costruttivi.

Nel corso delle esperienze di calcolo fatte finora, indipendentemente dal tipo di ottimizzazione ricercata, sono emerse alcune considerazioni generali:

- Gli spessori che ottimizzano il comportamento aerodinamico dei profili per ali ed eliche sono risultati sempre inferiori ai minimi richiesti dalle esigenze strutturali e/o costruttive. Lo spessore deve essere quindi imposto a priori ed avrà il valore minimo compatibile con l'impiego previsto; così non è oggetto di ottimizzazione. Si ritiene che ciò valga anche per i piani di quota.
- La presenza della transizione forzata sul dorso, e quindi di un turbolatore, è indispensabile all'ottenimento di buone caratteristiche aerodinamiche. Questa affermazione è valida anche in quei casi in cui l'uso del turbolatore non è pratica corrente (ad esempio: eliche F1B).
- Uno spessore non nullo del bordo d'uscita migliora comunque, in varia misura, le prestazioni aerodinamiche del profilo. Alcuni autori (ad esempio: Selig) non concordano su questa affermazione, forse a causa dei numeri di Reynolds più elevati a cui si riferiscono.

- Per ogni caso esiste una posizione ottima del turbolatore che va ricercata per tentativi (aumentando di 1 i gradi di libertà sui quali eseguire la ricerca). L'ottimizzazione della posizione e dell'altezza del turbolatore è un'operazione piuttosto delicata, che richiede una scelta di compromesso fra i valori di picco delle prestazioni aerodinamiche ed una ragionevole gamma di incidenze di buon comportamento del profilo.

L'ottimizzazione di un profilo ottenuto per sovrapposizione di body ed m.c.l. viene eseguita per tentativi in funzione dei gradi di libertà disponibili, dando la precedenza a quelli che l'esperienza indica come più influenti e cioè secondo il seguente ordine:

camber massimo
 ascissa di camber massimo
 ascissa spessore massimo body
 spessore bordo d'uscita.

La posizione della transizione sul dorso viene ottimizzata per ultima.

La successiva elaborazione dei risultati di calcolo definisce l'altezza del turbolatore e quindi la caratterizzazione aerodinamica completa del profilo (coefficienti di portanza, di resistenza e di momento in funzione dell'angolo di incidenza aerodinamica).

Una procedura analoga viene utilizzata per l'ottimizzazione dei profili pianoconvessi.

In questo caso la sequenza con cui vanno considerati i gradi di libertà è:

ascissa spessore massimo
 posizione transizione sul dorso
 spessore bordo d'uscita

Oltre al numero di Reynolds, variabile di caso in caso, si è ritenuto opportuno adottare di norma i seguenti parametri di calcolo:

numero di pannelli = 140
 $N_{cr} = 12$ (valore prudenziale ai bassi Re).

Esempi di calcolo

Come esempio di applicazione della metodologia di calcolo esposta, si riportano due casi di profili ottimizzati per le ali:

Figure 8.1, 8.2 e 8.3 ($Re = 23.800$)

Figure 9.1, 9.2 e 9.3 ($Re = 28.300$)

aventi lo spessore imposto del body pari al 6%.

In entrambi i casi la configurazione del turbolatore è stata ottimizzata in modo da garantire un'ampia gamma di incidenze di buon funzionamento. A causa dei numeri di Reynolds diversi, i profili ottimizzati sono leggermente diversi ed alquanto diverse sono le prestazioni aerodinamiche massime.

Nel primo caso si ha un fattore di potenza (E_{15} nelle figure) pari a 28,181 e nel secondo pari a 31,566 con una variazione di circa il 10%.

Nelle figure 10.1, 10.2 e 10.3 sono riportate le caratteristiche aerodinamiche del profilo GARD 7595 calcolate per $Re = 28.300$ e con turbolatore ottimizzato con gli stessi criteri usati per i profili prima analizzati. Allo scopo di ottenere andamenti di velocità accettabili, anche in questo caso è stato necessario sottoporre il profilo a smoothing, senza peraltro eliminare completamente i problemi di convergenza, pressoché inesistenti con i profili disegnati secondo i criteri esposti. Il profilo, che è considerato fra i migliori per il numero di Reynolds in questione, ha uno spessore massimo del body prossimo al 6%, ed è quindi direttamente confrontabile con il profilo delle figure 9.

A conferma della validità dell'approccio seguito, le prestazioni aerodinamiche dei due profili sono praticamente equivalenti.

Per le eliche la funzione da massimizzare vale:

$$E65 = \frac{Cl^{0.65}}{Cd}$$

Nelle figure 11.1, 11.2 e 11.3 è riportato un caso di ottimizzazione eseguita in un intervallo di incidenze il cui estremo superiore è quello di stallo mentre l'estremo inferiore corrisponde ad un coefficiente di portanza pari alla metà di quello di stallo.

Ne risulta un intervallo di circa 6° , tipico delle eliche di modelli F1B.

Il profilo è turbolato perché senza turbolatore si otterrebbero risultati meno buoni.

Vale la pena di osservare, per confronto con le figure 9, che a pari numero di Reynolds l'ottimizzazione si ottiene con valori di camber inferiori.

Per i piani di quota si ottengono buoni risultati con profili pianoconvessi che, naturalmente, devono essere turbolati. Nelle figure 12.1, 12.2 e 12.3 è riportato un esempio di profilo ottimizzato per $Re = 23.800$ in una gamma di incidenze di $\pm 2^\circ$ a cavallo dell'incidenza con coefficiente di portanza pari a 0,15. La posizione del turbolatore è stata fissata al 25% della corda, per farla corrispondere ad un longherone affiorante sul dorso nel punto di massimo spessore. Osserviamo che, malgrado questa scelta non corrisponda esattamente a rigorosi criteri di ottimizzazione, lo "slope" medio calcolato supera di circa il 26% lo "slope" ideale di un profilo sottile calcolato secondo la teoria di Glauert.

Conclusioni

Riassumiamo gli esiti dell'attività finora svolta con il codice di calcolo XFOIL nella versione 6.8 su profili adatti ad applicazioni con basso numero di Reynolds:

1. L'utilizzazione del codice non è immediata ed elementare, ma richiede esperienza e conoscenze fondamentali di aerodinamica.

2. Il confronto con i dati sperimentali disponibili ha indicato una buona concordanza nel caso di profili turbolati. Risultati meno buoni si sono riscontrati per i profili non turbolati.
3. A completamento delle informazioni ottenute con il codice di calcolo, è stata istituita una metodologia per il calcolo dell'altezza del turbolatore e dei suoi effetti sulle caratteristiche aerodinamiche del profilo reale. I risultati di calcolo appaiono ragionevoli, tuttavia ulteriori confronti con l'esperienza sono necessari.
4. Sono state individuate due famiglie di profili (concavo e pianoconvessi) definite mediante formulazioni matematiche che sembrano fornire risultati soddisfacenti nel confronto con i migliori profili oggi disponibili, almeno nel campo dei numeri di Reynolds considerati. La formulazione matematica dei profili comporta due vantaggi essenziali:
 - Rapida ricerca della configurazione ottima per assegnate condizioni di funzionamento, in quanto la definizione geometrica dei profili è realizzata con un numero minimo di gradi di libertà.
 - Andamenti dei diagrammi di velocità perfettamente raccordati, il che assicura un'ottima convergenza a tutte le incidenze aerodinamiche utili.
5. Alcuni risultati di ordine generale sono emersi dalle indagini finora fatte:
 - Importanza dello spessore massimo del profilo: spessori minori sono sempre vantaggiosi, almeno nel campo dei valori proponibili.
 - Spessore del bordo d'uscita non nullo (dell'ordine dello 0,5%): migliora in genere le caratteristiche aerodinamiche del profilo.
 - Turbolatore: indispensabile in tutti i casi esaminati.

Elvesques

Bibliografia

H. Abbott & E. von Doenhoff: Theory of wing sections - (Dover 0-486-60586.8)

B. Finzi: Lezioni di aerodinamica - (Tamburini Milano)

D. Althaus: Profilpolaren für den Modellflug Vol. I, II - (Universitat Stuttgart)

M. S. Selig, J. F. Donovan, D. B. Fraser: Airfoils at low speeds - (Soarthech 8)

CONFRONTO FRA DATI SPERIMENTALI E DI CALCOLO

Espada turbolato $Re = 40.000$

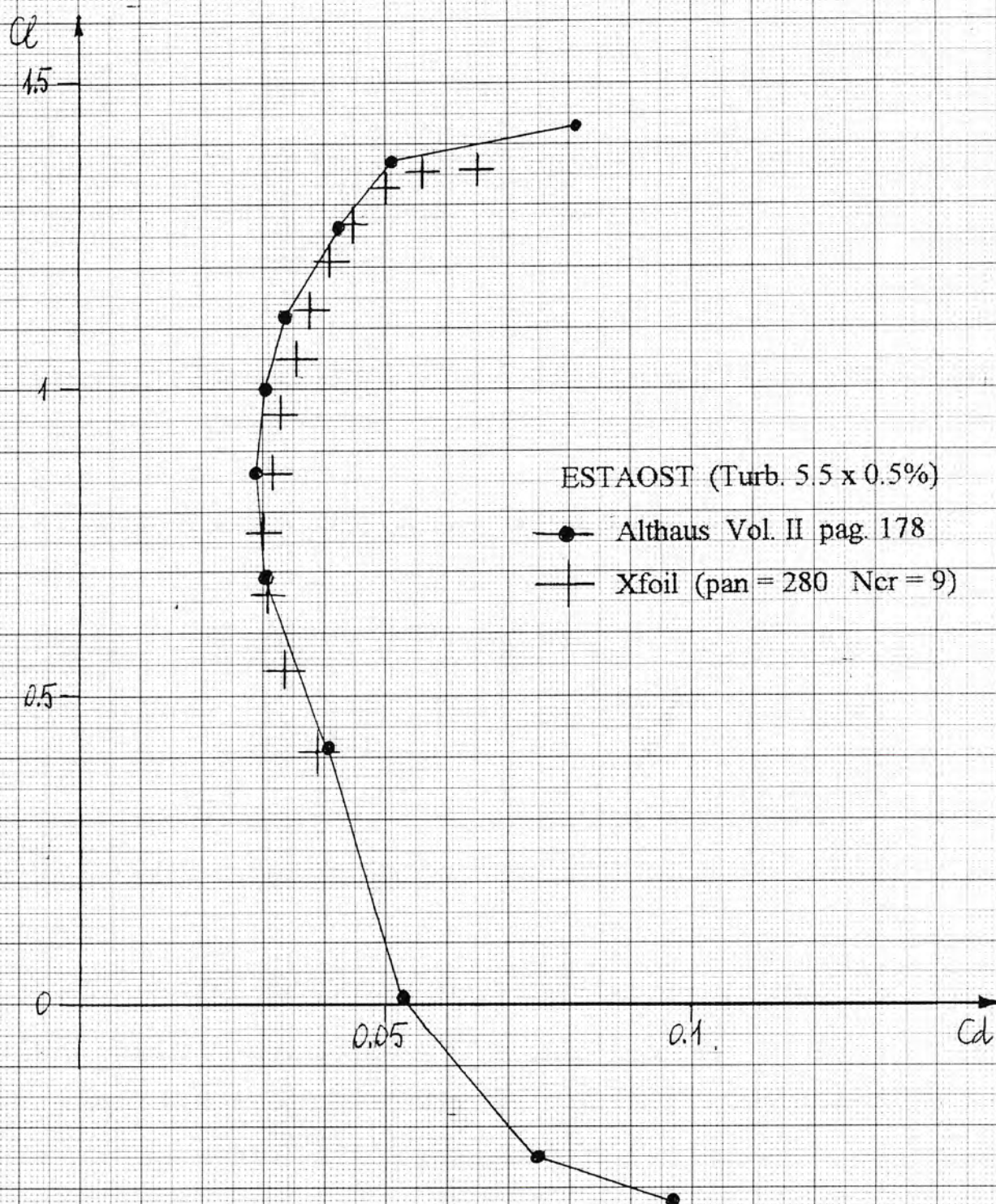


Fig. 1

CONFRONTO FRA DATI SPERIMENTALI E DI CALCOLO

RG15 - PT $Re = 100.000$

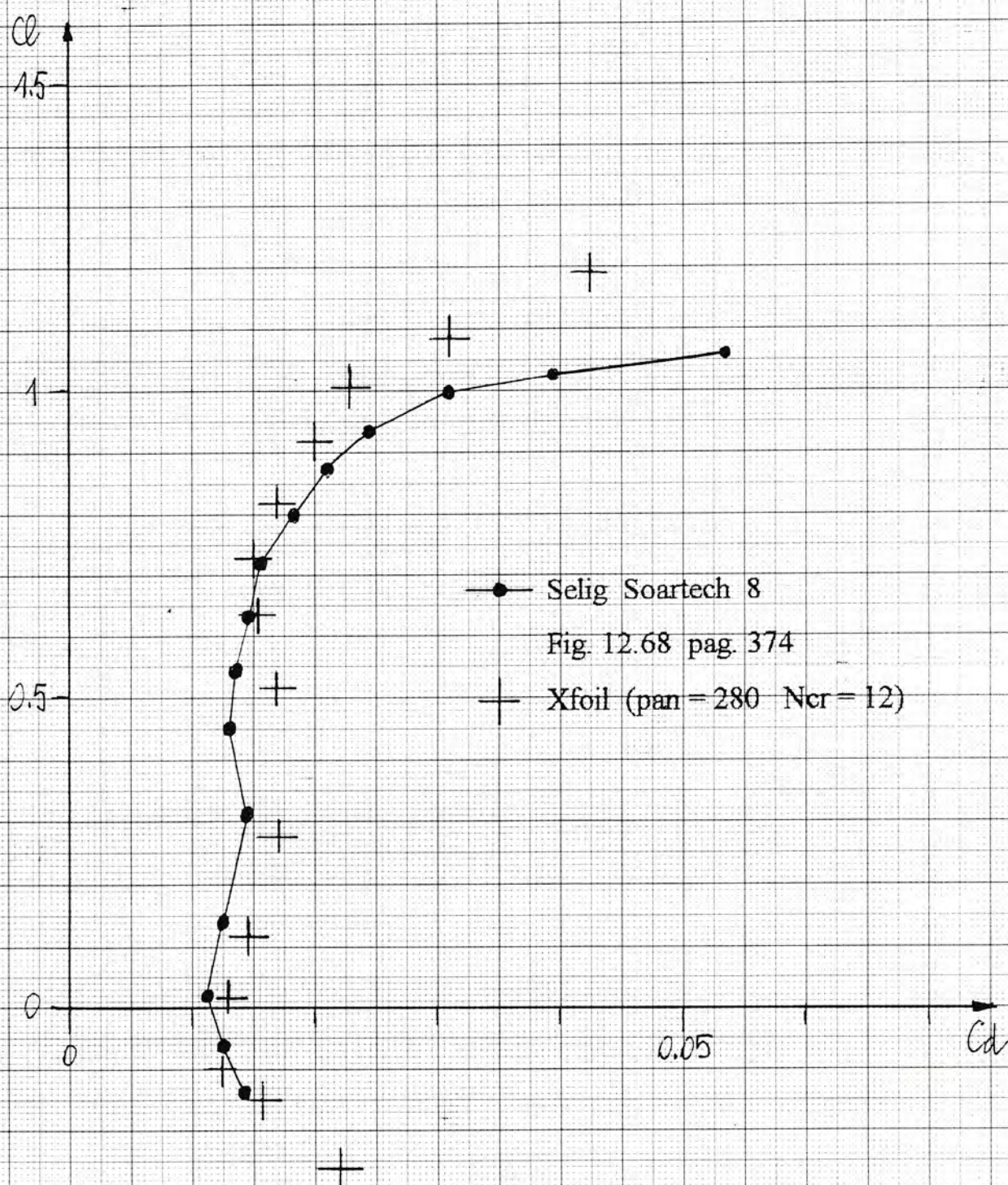


Fig. 2

CONFRONTO FRA DATI SPERIMENTALI E DI CALCOLO

RG15 - PT $Re = 200.000$

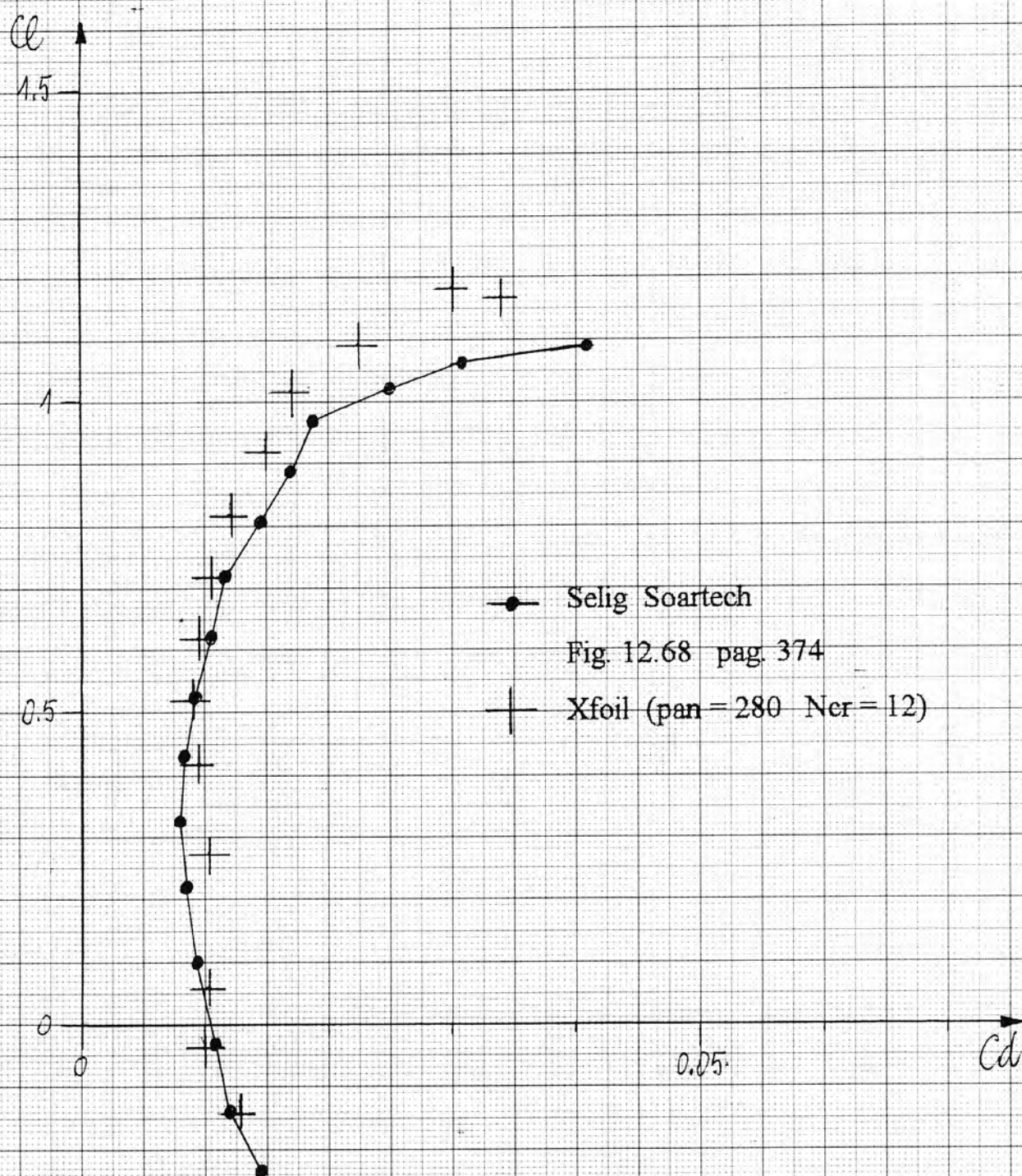
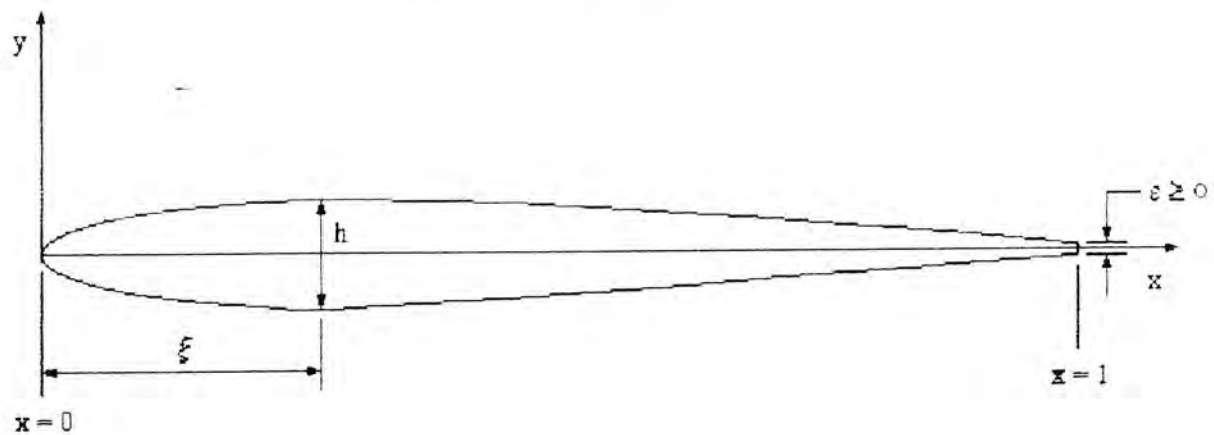


Fig. 3

DEFINIZIONE BODY



ξ = ascissa spessore massimo

h = spessore massimo

ε = spessore bordo di uscita

Per $0 \leq x \leq \xi$:

$$\pm y = \frac{h}{2\xi} \sqrt{2x\xi - x^2}$$

$$\text{raggio naso } \rho = \frac{h^2}{4\xi}$$

Per $\xi \leq x \leq 1$:

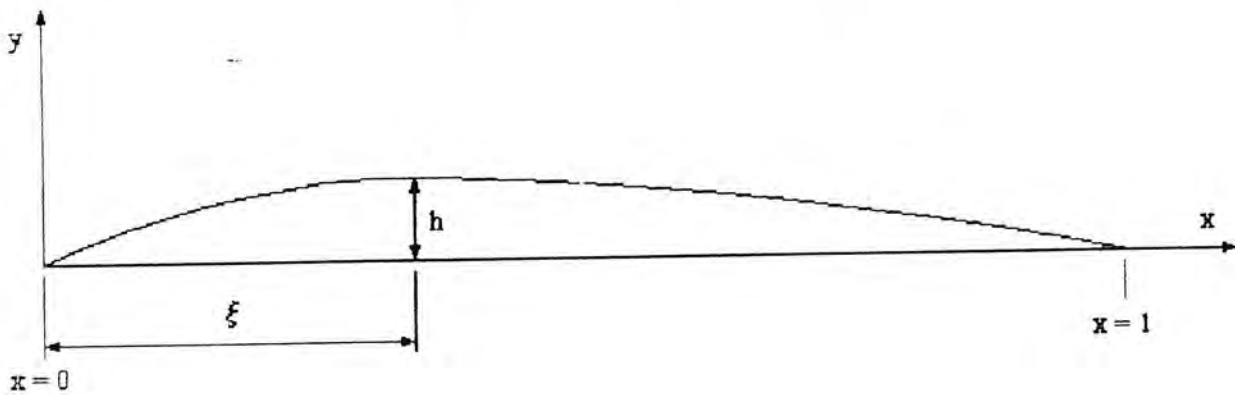
$$\pm y = \frac{h}{2\xi^2} k^2 \left(1 - e^{-\frac{x-\xi}{k}} \right) - \frac{h}{2\xi^2} k(x-\xi) + \frac{h}{2}$$

k è definito dall'equazione:

$$k^2 \left(1 - e^{-\frac{1-\xi}{k}} \right) - k(1-\xi) + \left(1 - \frac{\varepsilon}{h} \right) \xi^2 = 0$$

Fig. 4

DEFINIZIONE M.C.L.



ξ = ascissa camber massimo

h = camber massimo

Si considera solo il caso: $\xi \leq \frac{1}{2}$

$$\text{Per } 0 \leq x \leq \xi : \quad y = h \left[1 - \left(\frac{\xi - x}{1 - \xi} \right)^2 - \frac{1 - 2\xi}{(1 - \xi)^2} \left(\frac{\xi - x}{\xi} \right)^3 \right]$$

$$\text{Per } \xi \leq x \leq 1 : \quad y = h \left[1 - \left(\frac{x - \xi}{1 - \xi} \right)^2 \right]$$

Fig. 5

PROFILO COMPLETO
Combinazione di body e m.c.l.

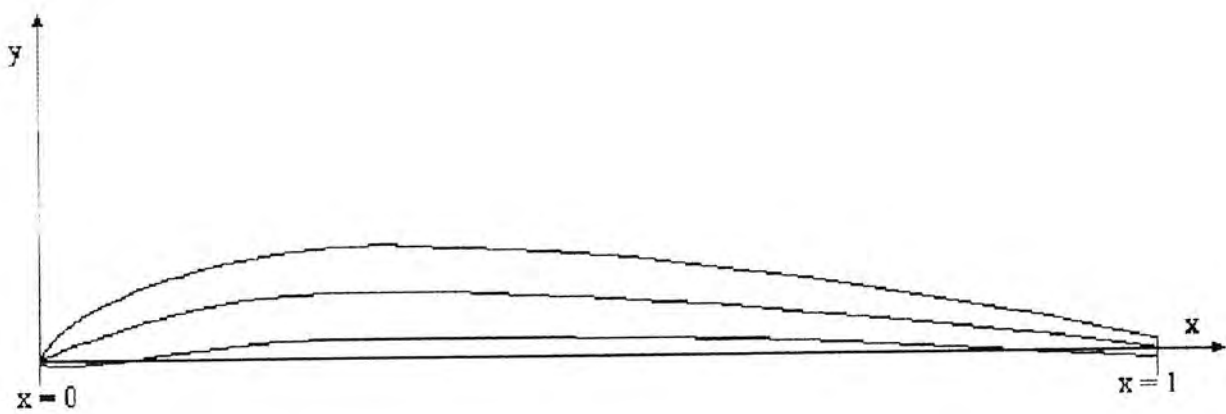
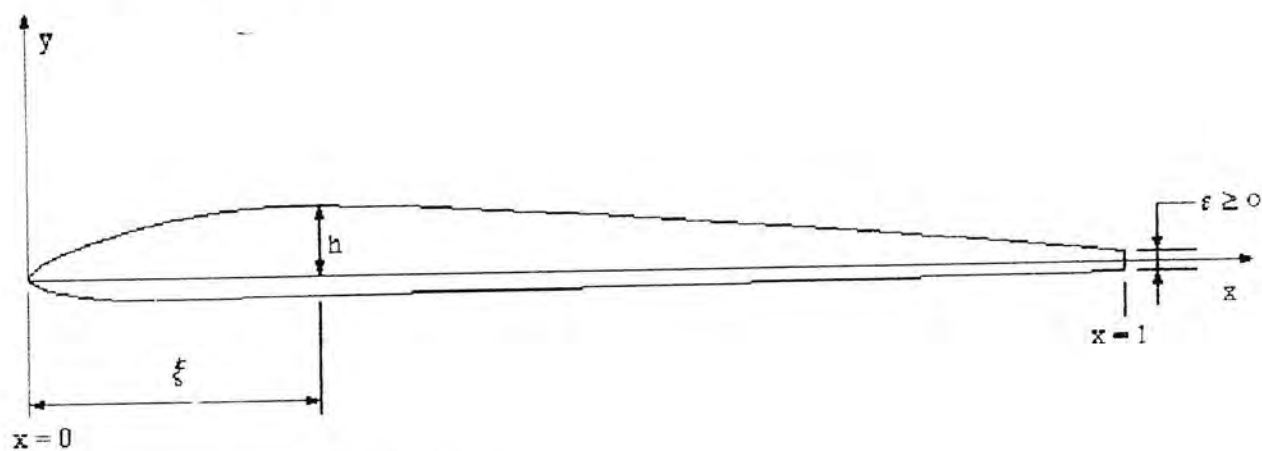


Fig. 6

PROFILO PIANOCONVESSO

Riferimento NACA



ξ = ascissa massima altezza dorso

h = massima altezza dorso

ε = spessore bordo di uscita

Riferimento ventre

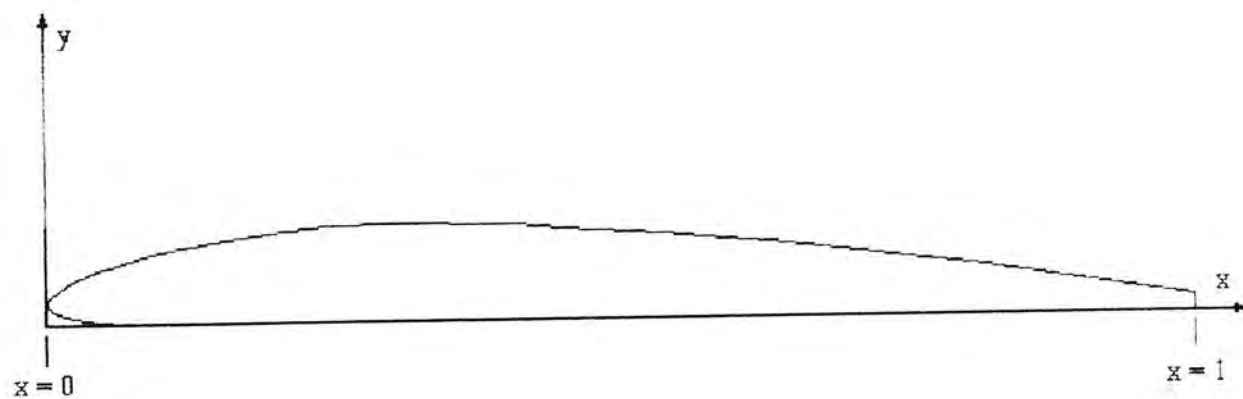


Fig. 7

CDIOKU (W241290)

INPUT:

- 1- Ascissa di massimo spessore body (spm<=2*csi) 100*csi = 8
- 2- Spessore massimo body (100*spm>=1) 100*spm = 6
- 3- Spessore bordo di uscita (0<=eps<=spm/2) 100*eps = .5
- 4- Ascissa di camber massimo (10<=100*csic<=90) 100*csic = 35
- 5- Camber massimo (0<=hm) 100*hm = 7.5

OUTPUT:

Caratteristiche geometriche Profilo elaborato:

yc0 = 2.710059 ycl = 2 ycl/yc0 = .7379913
 Raggio naso profilo 100*rop = .727506
 Ascissa altezza massima profilo 100*xmx = 29.62332
 Altezza massima profilo 100*ymx = 9.797814
 Ascissa altezza minima profilo 100*xmn = 1.435542
 Altezza minima profilo 100*ymn = -.9112025
 Spessore totale profilo (approx.) 100*sp = 10.70902
 Area profilo 100*Area = 3.384521
 Coefficienti aerodinamici ideali:
 Coeff. di portanza MCl (alfa=0) Clmcl = .8322873
 Coeff. di momento MCL Cmmcl = -.1785216
 Incid. portanza nulla profilo (gradi) alfa0 = -7.589549
 Slope profilo (Cl/gradi) slope = .1145971

Coordinate Profilo 1° normalizzazione:

100*x	100*y	100*x	100*y	100*x	100*y
100.0000	0.2500	13.3975	8.2763	13.3975	2.5626
94.7664	1.5667	10.8993	7.6620	16.1329	3.2594
89.5471	2.7829	8.6455	6.9863	19.0983	3.8664
84.3566	3.8965	6.6420	6.1964	22.2854	4.3684
79.2088	4.9065	4.8943	5.2666	25.6855	4.7586
74.1181	5.8127	3.4074	4.2681	29.2893	5.0405
69.0983	6.6162	2.1852	3.2600	33.0870	5.2285
64.1632	7.3190	1.2312	2.2918	37.0680	5.3481
59.3263	7.9239	0.5478	1.4047	41.2215	5.4120
54.6009	8.4346	0.1370	0.6322	45.5361	5.4135
50.0000	8.8557	0.0000	0.0000	50.0000	5.3455
45.5361	9.1924	0.1370	-0.4736	54.6010	5.2014
41.2215	9.4506	0.5478	-0.7773	59.3263	4.9752
37.0680	9.6368	1.2312	-0.9063	64.1632	4.6615
33.0869	9.7568	2.1852	-0.8608	69.0983	4.2559
29.2893	9.7975	3.4074	-0.6448	74.1181	3.7545
25.6855	9.7326	4.8944	-0.2628	79.2088	3.1548
22.2854	9.5470	6.6420	0.2834	84.3566	2.4547
19.0983	9.2369	8.6455	1.0006	89.5471	1.6536
16.1329	8.8084	10.8994	1.7983	94.7664	0.7516
				100.0000	-0.2500

Coordinate Profilo 2° normalizzazione:

100*x	100*ys	100*yi	100*x	100*ys	100*yi
0.00	-0.00000	-0.00000	45.00	9.22806	5.41691
1.25	2.31321	-0.90721	50.00	8.85566	5.34552
2.50	3.53970	-0.81740	55.00	8.39451	5.18538
5.00	5.32981	-0.23234	60.00	7.84459	4.93648
7.50	6.56853	0.58026	65.00	7.20592	4.59882
10.00	7.40804	1.49150	70.00	6.47849	4.17240
15.00	8.60489	2.98765	75.00	5.66230	3.65723
20.00	9.33950	4.02328	80.00	4.75736	3.05330
25.00	9.70588	4.69067	85.00	3.76365	2.36061
30.00	9.79720	5.08300	90.00	2.68119	1.57916
35.00	9.70659	5.29341	95.00	1.50998	0.70896
40.00	9.51171	5.39954	100.00	0.25000	-0.25000

Fig. 8.1

CDI0KU (W241290)

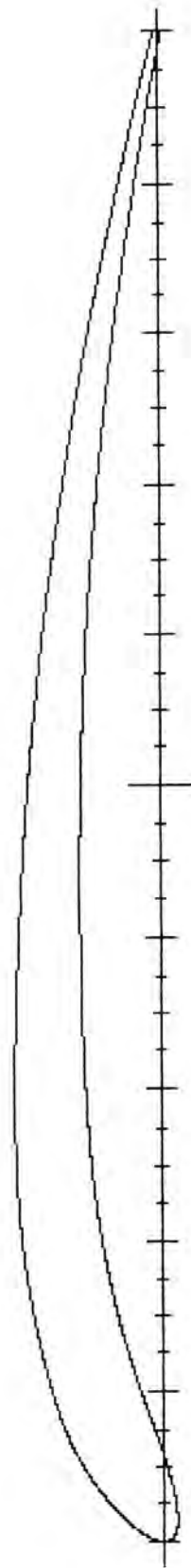


Fig. 8.2

PR035:XF3 CDI0KU (W241290) Tur. 6.6/200 Re 23800 7/99
 E65mx=25.367 E10mx=26.052 E15mx=28.181

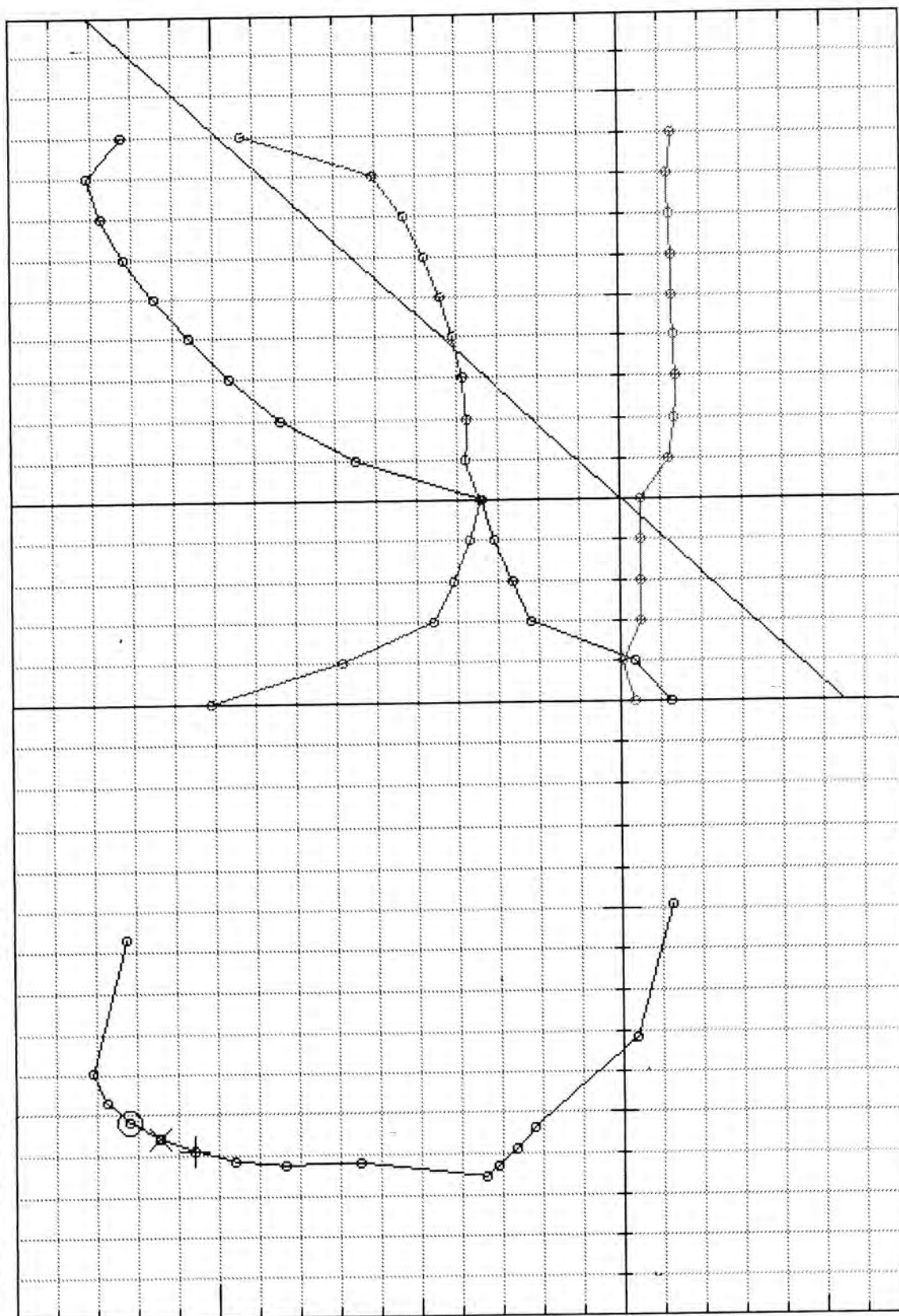


Fig. 8.3

CHIOKT (W281290)

INPUT:

- 1- Ascissa di massimo spessore body (spm<=2*csi) 100*csi = 12
- 2- Spessore massimo body (100*spm>=1) 100*spm = 6
- 3- Spessore bordo di uscita (0<=eps<=spm/2) 100*eps = .5
- 4- Ascissa di camber massimo (10<=100*csic<=90) 100*csic = 35
- 5- Camber massimo (0<=hm) 100*hm = 7

OUTPUT:

Caratteristiche geometriche Profilo elaborato:

yc0 = 2.710059 yc1 = 2 yc1/yc0 = .7379913
 Raggio naso profilo 100*rop = .5096502
 Ascissa altezza massima profilo 100*xmx = 29.06753
 Altezza massima profilo 100*ymx = 9.423254
 Ascissa altezza minima profilo 100*xmn = 1.231166
 Altezza minima profilo 100*ymn = -.6770756
 Spessore totale profilo (approx.) 100*sp = 10.10033
 Area profilo 100*Area = 3.466717
 Coefficienti aerodinamici ideali:
 Coeff. di portanza MCl (alfa=0) Clmcl = .7768014
 Coeff. di momento MCL Cmmcl = -.1666202
 Incid. portanza nulla profilo (gradi) alfa0 = -7.083579
 Slope profilo (Cl/gradi) slope = .1145971

Coordinate Profilo 1° normalizzazione:

100*x	100*y	100*x	100*y	100*x	100*y
100.0000	0.2500	13.3975	8.0428	13.3975	2.0735
94.7664	1.4983	10.8993	7.4022	16.1329	2.7178
89.5471	2.6528	8.6455	6.6076	19.0983	3.2926
84.3566	3.7114	6.6420	5.7082	22.2854	3.7725
79.2088	4.6731	4.8943	4.7526	25.6855	4.1493
74.1181	5.5378	3.4074	3.7850	29.2893	4.4257
69.0983	6.3064	2.1852	2.8457	33.0870	4.6152
64.1632	6.9806	1.2312	1.9702	37.0680	4.7416
59.3263	7.5630	0.5478	1.1889	41.2215	4.8166
54.6009	8.0572	0.1370	0.5261	45.5361	4.8340
50.0000	8.4673	0.0000	0.0000	50.0000	4.7871
45.5361	8.7981	0.1370	-0.3781	54.6010	4.6697
41.2215	9.0551	0.5478	-0.6033	59.3263	4.4761
37.0680	9.2443	1.2312	-0.6771	64.1632	4.2012
33.0869	9.3711	2.1852	-0.6065	69.0983	3.8409
29.2893	9.4231	3.4074	-0.4033	74.1181	3.3916
25.6855	9.3759	4.8944	-0.0824	79.2088	2.8507
22.2854	9.2153	6.6420	0.3396	84.3566	2.2164
19.0983	8.9373	8.6455	0.8468	89.5471	1.4879
16.1329	8.5455	10.8994	1.4275	94.7664	0.6654
				100.0000	-0.2500

Coordinate Profilo 2° normalizzazione:

100*x	100*ys	100*yi	100*x	100*ys	100*yi
0.00	-0.00000	-0.00000	45.00	8.83341	4.83523
1.25	1.98930	-0.67704	50.00	8.46730	4.78714
2.50	3.10327	-0.56245	55.00	8.01835	4.65620
5.00	4.81552	-0.05788	60.00	7.48656	4.44243
7.50	6.11718	0.55503	65.00	6.87193	4.14582
10.00	7.11116	1.19508	70.00	6.17446	3.76637
15.00	8.35619	2.46352	75.00	5.39415	3.30407
20.00	9.02984	3.44209	80.00	4.53100	2.75894
25.00	9.35350	4.08328	85.00	3.58501	2.13096
30.00	9.42020	4.46798	90.00	2.55618	1.42015
35.00	9.31711	4.68289	95.00	1.44451	0.62650
40.00	9.11668	4.80048	100.00	0.25000	-0.25000

Fig. 9.1

CHIORT (W281290)

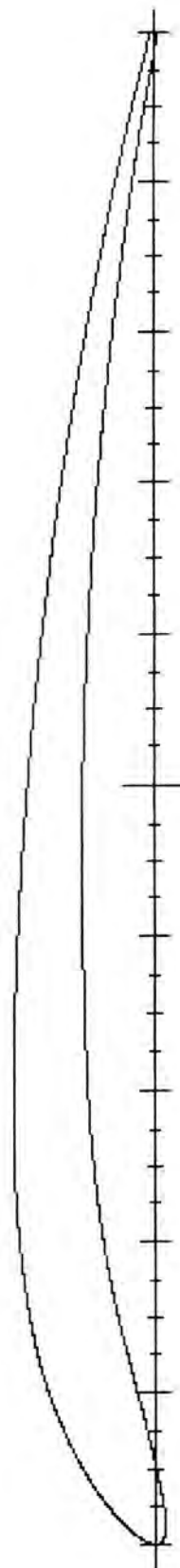


Fig. 9.2

PR034:XF3 CHI0KT (W281290) Tr. 2.8/100 Re 28300 7/99
 E65mx=28.287 E10mx=28.957 E15mx=31.566

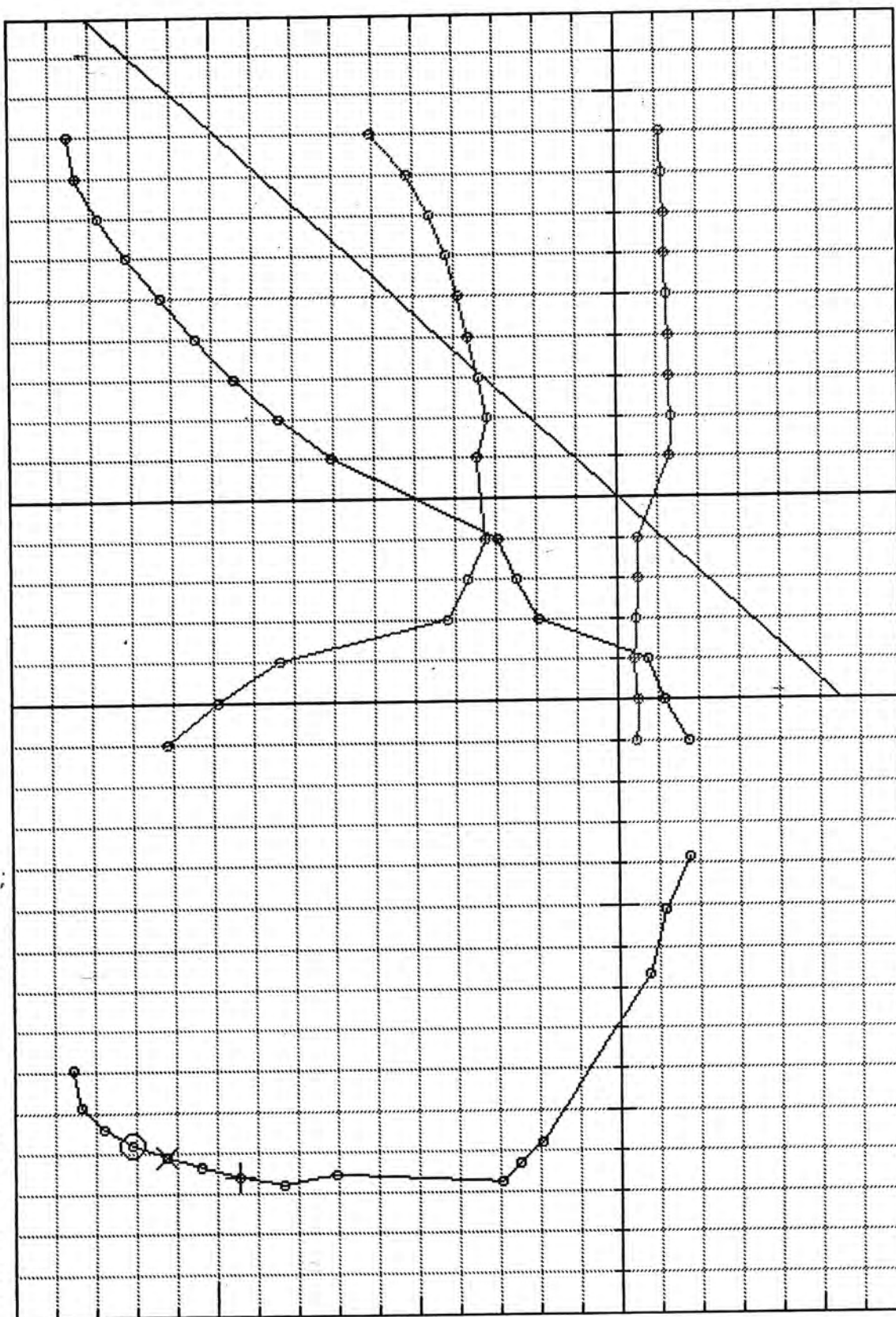


Fig. 9.3

***** SMOOTH91.BAS *** 09:33:03 *** 07-18-1999 *****

Smoothing csi=.55 steps al min. errore totale

GARD7595

-1- Coefficiente di affinità body ab = 1
 -2- Coefficiente di affinità m.c.l. am = 1
 -3- Spessore bordo di uscita (≥ 0) 100*st = .4
 -4- Polo delle ascisse (≥ 0.6) xp = 1
 -5- Numero intervalli ascisse nd = 100
 comuni ($10 \leq nd \leq 100$)

Scarti quadratici medi*100:

Body: sb12 = .1184928 sb23 = 8.507649E-02 sb = .1458717
 MCL: sc12 = 2.804951E-02 sc23 = 3.784656E-02 sc = 4.710772E-02

Coordinate*100: Input			Corrette	
x	ys	yi	ysc	yic
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
5.0000	4.0150	0.2150	4.0236	0.0790
10.0000	6.2300	0.9300	6.1969	1.0128
20.0000	8.3600	2.5600	8.4100	2.5073
30.0000	8.9900	3.5900	9.0076	3.6055
40.0000	8.9200	4.3200	8.9415	4.3173
50.0000	8.5500	4.6500	8.5299	4.6814
60.0000	7.6800	4.6800	7.6639	4.6346
70.0000	6.3100	4.0100	6.3407	4.0434
80.0000	4.7400	3.0400	4.7375	3.0206
90.0000	2.7700	1.5700	2.7157	1.5712
100.0000	0.2000	-0.2000	0.2000	-0.2000

Caratteristiche geometriche profilo elaborato:

Coefficiente di affinità body ab = 1
 Raggio naso body 100*rob = .4432322
 Coefficiente di affinità m.c.l. am = 1
 Raggio naso profilo 100*rop = .3417144
 Polo delle ascisse (≥ 0.6) xp = 1
 Numero intervalli ascisse nd = 100
 comuni ($10 \leq nd \leq 100$)
 Spessore massimo body 100*ybm x = 5.902794
 Ascissa spessore max. body 100*xbm x = 20.03154
 Spessore bordo di uscita 100*sbu = .4
 Altezza massima m.c.l. 100*ycm x = 6.666094
 Ascissa altezza max. m.c.l. 100*xcm x = 45.09772
 Altezza massima profilo 100*hm x = 9.04253
 Ascissa altezza max. profilo 100*xm x = 33.86881
 Altezza minima profilo 100*hm n = -.4954222
 Ascissa altezza min. profilo 100*xm x = .9976338
 Spessore totale profilo (approx.) 100*sp = 9.537952

Fig. 10.1

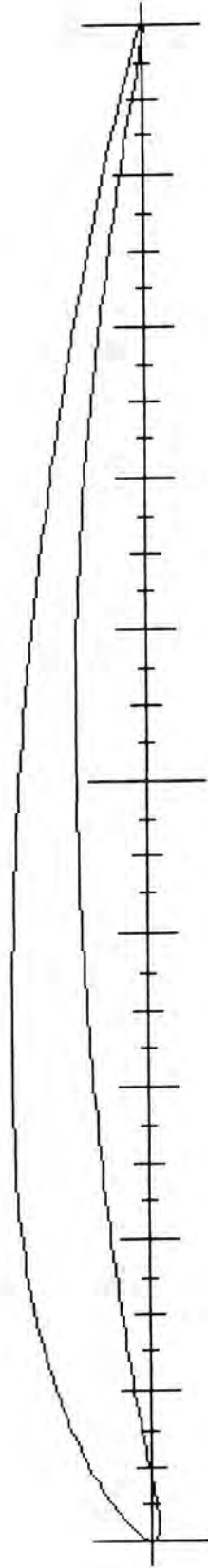


Fig. 10.2 GARD7595 smooth

PR033: XF3 GARD7595 smooth. Tr. 4.2/150 Re 28300 7/99
 E10mx=28.622 E15mx=31.265

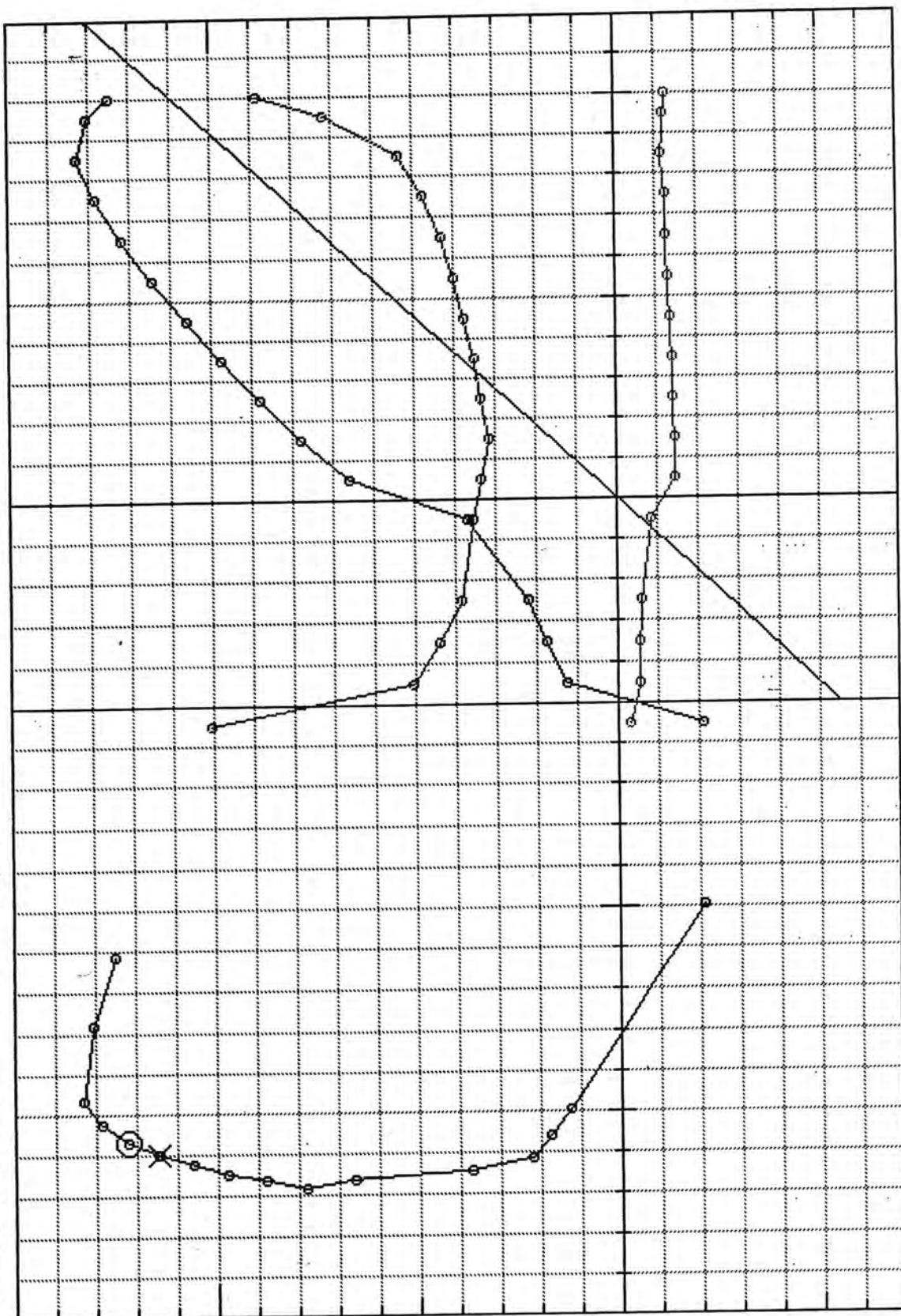


Fig. 10.3

CRG0PQ (E281090)

INPUT:

- 1- Ascissa di massimo spessore body (spm<=2*csi) 100*csi = 22
- 2- Spessore massimo body (100*spm>=1) 100*spm = 5
- 3- Spessore bordo di uscita (0<=eps<=spm/2) 100*eps = .5
- 4- Ascissa di camber massimo (10<=100*csic<=90) 100*csic = 40
- 5- Camber massimo (0<=hm) 100*hm = 5.5

OUTPUT:

Caratteristiche geometriche Profilo elaborato:

yc0 = 2.555556 ycl = 2 ycl/yc0 = .7826087
 Raggio naso profilo 100*rop = .2385683
 Ascissa altezza massima profilo 100*xmx = 33.39881
 Altezza massima profilo 100*ymx = 7.723742
 Ascissa altezza minima profilo 100*xmn = 1.158545
 Altezza minima profilo 100*ymn = -.4031486
 Spessore totale profilo (approx.) 100*sp = 8.126891
 Area profilo 100*Area = 3.133697
 Coefficienti aerodinamici ideali:
 Coeff. di portanza MCl (alfa=0) Clmcl = .6350162
 Coeff. di momento MCL Cmmcl = -.1436182
 Incid. portanza nulla profilo (gradi) alfa0 = -5.790653
 Slope profilo (Cl/gradi) slope = .1137746

Coordinate Profilo 1° normalizzazione:

100*x	100*y	100*x	100*y	100*x	100*y
100.0000	0.2500	13.3975	5.8209	13.3975	1.2190
94.7664	1.3313	10.8993	5.1881	16.1329	1.5712
89.5471	2.3263	8.6455	4.5131	19.0983	1.9184
84.3566	3.2333	6.6420	3.8178	22.2854	2.2554
79.2088	4.0515	4.8943	3.1237	25.6855	2.5758
74.1181	4.7810	3.4074	2.4514	29.2893	2.8615
69.0983	5.4227	2.1852	1.8200	33.0870	3.0989
64.1632	5.9786	1.2312	1.2463	37.0680	3.2833
59.3263	6.4510	0.5478	0.7447	41.2215	3.4174
54.6009	6.8432	0.1370	0.3266	45.5361	3.5038
50.0000	7.1591	0.0000	0.0000	50.0000	3.5354
45.5361	7.4026	0.1370	-0.2306	54.6010	3.5054
41.2215	7.5780	0.5478	-0.3641	59.3263	3.4077
37.0680	7.6881	1.2312	-0.4029	64.1632	3.2374
33.0869	7.7235	2.1852	-0.3525	69.0983	2.9901
29.2893	7.6707	3.4074	-0.2215	74.1181	2.6622
25.6855	7.5180	4.8944	-0.0205	79.2088	2.2511
22.2854	7.2550	6.6420	0.2377	84.3566	1.7549
19.0983	6.8747	8.6455	0.5396	89.5471	1.1725
16.1329	6.3901	10.8994	0.8712	94.7664	0.5040
				100.0000	-0.2500

Coordinate Profilo 2° normalizzazione:

100*x	100*ys	100*yi	100*x	100*ys	100*yi
0.00	-0.00000	-0.00000	45.00	7.42762	3.49599
1.25	1.25868	-0.40270	50.00	7.15905	3.53539
2.50	1.99134	-0.32361	55.00	6.81275	3.49975
5.00	3.16833	-0.00536	60.00	6.38948	3.38830
7.50	4.12751	0.36720	65.00	5.88956	3.20072
10.00	4.93129	0.74059	70.00	5.31314	2.93686
15.00	6.16923	1.42908	75.00	4.66028	2.59666
20.00	6.99659	2.01730	80.00	3.93102	2.18009
25.00	7.47528	2.51495	85.00	3.12535	1.68715
30.00	7.68812	2.91083	90.00	2.24329	1.11782
35.00	7.71651	3.19517	95.00	1.28484	0.47211
40.00	7.61674	3.38326	100.00	0.25000	-0.25000

Fig. 11.1

CRG0PQ (E281090)

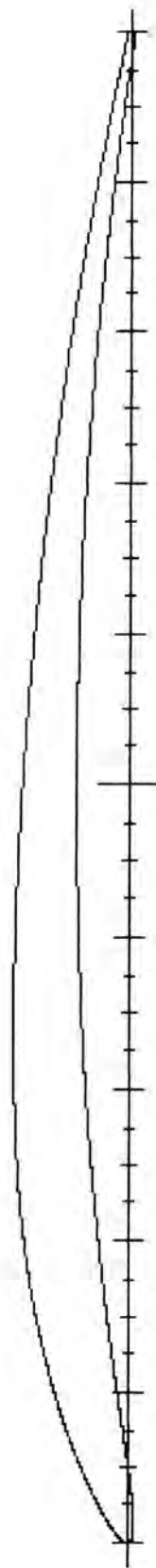


Fig. 11,2

55

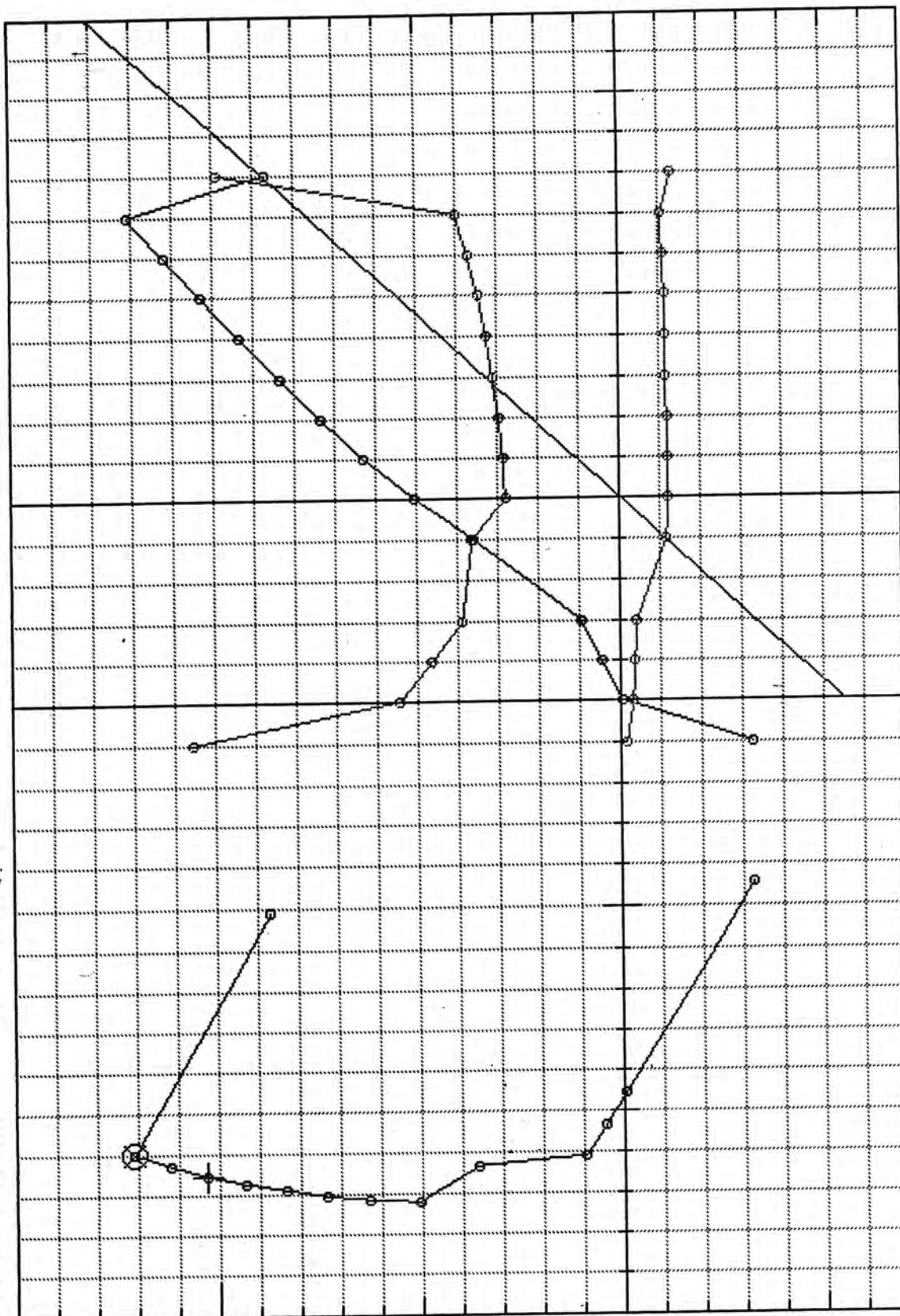


Fig. 11.3

PFI0 (SP241290)

INPUT BODY:

INPUT (Secondo 1° Normalizzazione):

- 1- Ascissa altezza max. dorso (≤ 40) $100*csi = 26.20003$
- 2- Altezza max. dorso ($\geq 1\%$) $100*hm = 5.059978$
- 3- Spessore bordo di uscita ($\leq hm/2$) $100*eps = .5$
- 4- N° raggi raccordo ventre (≥ 1) $nr = 1.8$

Curvatura raccordo inferiore naso: funzione monotona

OUTPUT:

Caratteristiche geometriche Profilo elaborato:

Raggio naso profilo (1° Norm.) $100*ro = .9772271$
 Ascissa spessore massimo (2° Norm.) $100*csi2 = 25.00758$
 Spessore massimo (2° Norm.) $100*s2 = 5.990365$
 Spessore bordo di uscita $100*eps = .5$
 Ascissa camber massimo (1° Norm.) $100*xcmx = 27.53469$
 Camber massimo (1° Norm.) $100*ycmx = 2.070602$
 Area profilo $100*Area = 3.911593$

Coefficienti aerodinamici ideali:

Coeff. di portanza MCL ($\alpha=0$; 1° Norm.) $Clmcl = .1620734$
 Coeff. di momento MCL $Cmmcl = -2.616713E-02$
 Inc. portanza nulla profilo (1° Norm.) (gradi) $\alpha1 = -1.477932$
 Inc. portanza nulla profilo (2° Norm.) (gradi) $\alpha2 = -2.00172$
 Slope profilo (Cl/gradi) $slope = .1145892$

Coordinate Profilo 1° normalizzazione:

100*x	100*y	100*x	100*y	100*x	100*y
100.0000	0.2500	13.3975	4.4147	13.3975	-1.0417
94.7664	0.6458	10.8993	4.1075	16.1329	-1.0167
89.5471	1.0403	8.6455	3.7562	19.0983	-0.9896
84.3566	1.4321	6.6420	3.3669	22.2854	-0.9605
79.2088	1.8201	4.8943	2.9449	25.6855	-0.9294
74.1181	2.2026	3.4074	2.4953	29.2893	-0.8964
69.0983	2.5780	2.1852	2.0231	33.0870	-0.8617
64.1632	2.9442	1.2312	1.5329	37.0680	-0.8253
59.3263	3.2988	0.5478	1.0293	41.2215	-0.7874
54.6009	3.6385	0.1370	0.5169	45.5361	-0.7479
50.0000	3.9591	0.0000	0.0000	50.0000	-0.7071
45.5361	4.2553	0.1370	-0.5106	54.6010	-0.6650
41.2215	4.5202	0.5478	-0.9349	59.3263	-0.6218
37.0680	4.7449	1.2312	-1.1364	64.1632	-0.5776
33.0869	4.9185	2.1852	-1.1442	69.0983	-0.5325
29.2893	5.0281	3.4074	-1.1331	74.1181	-0.4866
25.6855	5.0590	4.8944	-1.1195	79.2088	-0.4401
22.2854	5.0032	6.6420	-1.1035	84.3566	-0.3930
19.0983	4.8705	8.6455	-1.0852	89.5471	-0.3456
16.1329	4.6715	10.8994	-1.0646	94.7664	-0.2978
				100.0000	-0.2500

Coordinate Profilo 2° normalizzazione:

100*x	100*ys	100*yi	100*x	100*ys	100*yi
0.00	1.13595	1.13595	45.00	5.04531	-0.00000
1.25	2.68868	0.01392	50.00	4.66908	-0.00000
2.50	3.29054	-0.00000	55.00	4.27423	-0.00000
5.00	4.08470	-0.00000	60.00	3.86794	-0.00000
7.50	4.63363	-0.00000	65.00	3.45462	-0.00000
10.00	5.04437	-0.00000	70.00	3.03698	-0.00000
15.00	5.59799	-0.00000	75.00	2.61669	-0.00000
20.00	5.89594	-0.00000	80.00	2.19477	-0.00000
25.00	5.99036	-0.00000	85.00	1.77185	-0.00000
30.00	5.90423	-0.00000	90.00	1.34831	-0.00000
35.00	5.68784	-0.00000	95.00	0.92440	-0.00000
40.00	5.39123	-0.00000	100.00	0.50000	0.00000

Fig. 12.1

PFI0 (SP241290)

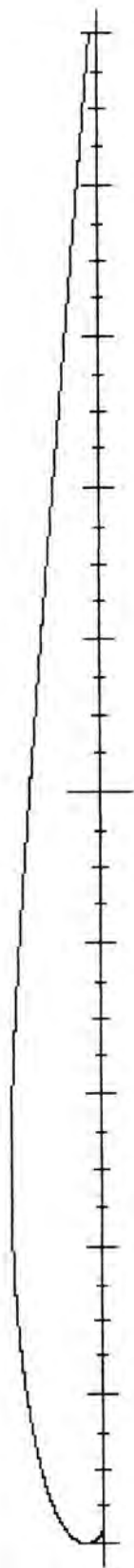


Fig. 12.2

PR044:XF3 PF10 (SP241290) Tur. 5.9/250 Re 23800 7/99
 E65mx=21.469 E10mx=16.327 E15mx=11.392

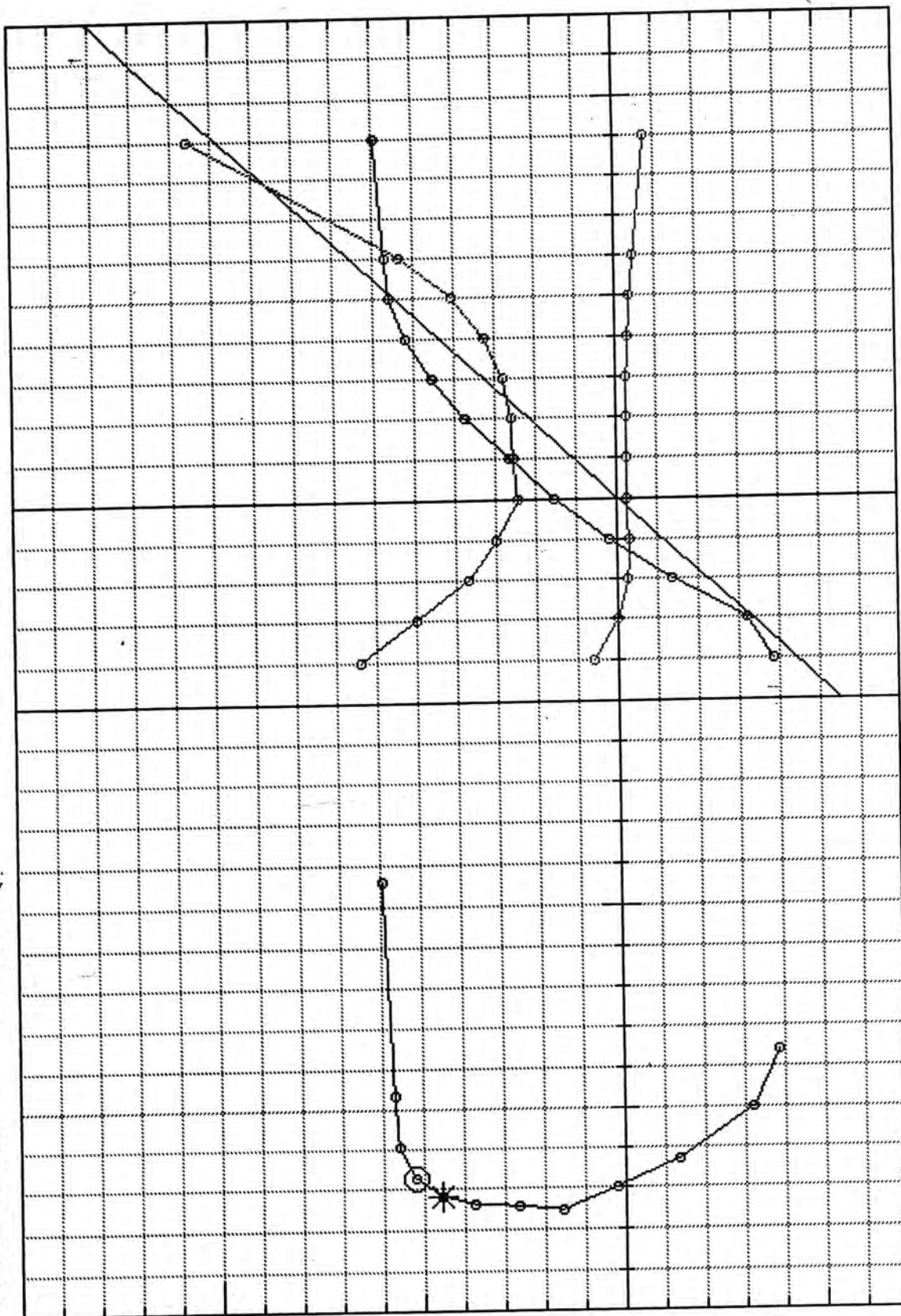


Fig. 12.3