# SCELTA DEL PROFILO ALARE PER UN MOTOMODELLO

di Marco & Giorgio Venuti

## CONDIZIONI DI LAVORO

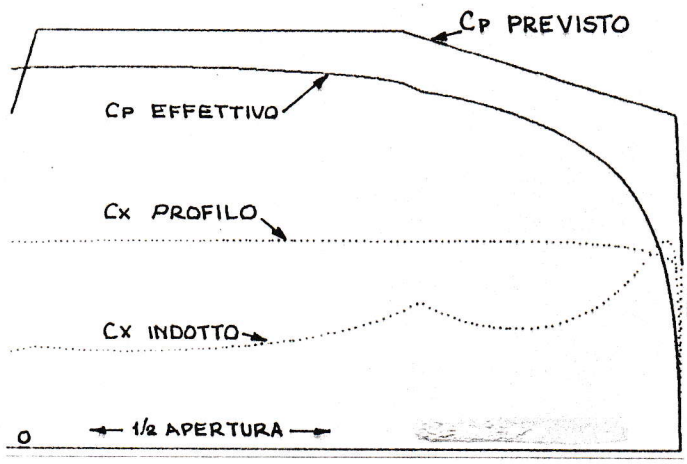
Prima di scegliere il profilo più adatto é importante conoscere le condizioni in cui quest' ultimo dovrà lavorare.
Per un motomodello é possibile operare con velocità di planata da 6 m/sec a 8 m/sec. Comunque, da misure fatte e da quanto riportato su altri articoli, le velocità più probabili si attestano tra 6.5 e 7 m/sec, queste non vanno prese come valori assoluti perchè sono funzione del modello e delle condizioni meteorologiche.
Proviamo a calcolare i Cp necessari ad un motomodello per alcune velocità di planata. Nei calcoli si può tenere conto di più fattori, quali temperatura e pressione atmosferica, nonchè del fatto che per un' ala che lavora globalmente ad un certo Cp medio si avrà una ben determinata distribuzione dei Cp con un massimo in prossimità della fusoliera.
Bisogna tenere conto poi che i modelli ben difficilmente volano nell' "atmosfera standard", ma spesso si ritrovano a quote più alte (600 m) e temperature elevate (35 gradi C) con viscosità e densità molto diverse.

| Altezza (m) | T (°C) | P (torr) | Densità | 1/viscosità |
|---|---|---|---|---|
| 0 | 15 | 760 | 1.226 | 68700 |
| 600 | 35 | 709 | 1.069 | 56900 |

Per un modello da 760 g si ottiene:

| V (m/sec) | Altezza - T | Cp medio | Cp massimo | Reynolds |
|---|---|---|---|---|
| 6.0 | 0 - 15 | 1.05 | 1.13 | 65900 |
| 6.0 | 600 - 35 | 1.20 | 1.28 | 54600 |
| 6.5 | 0 - 15 | 0.89 | 0.96 | 71500 |
| 6.5 | 600 - 35 | 1.03 | 1.10 | 59200 |
| 7.0 | 0 - 15 | 0.78 | 0.84 | 76900 |
| 7.0 | 600 - 35 | 0.88 | 0.95 | 63700 |

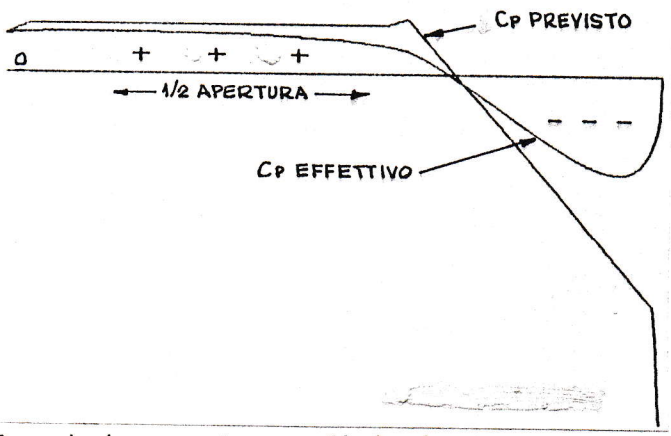
Da queste tabelle si vede facilmente che, aumentando quota e temperatura, il Cp necessario al sostentamento deve aumentare. Inoltre si avrà un decadimento delle caratteristiche del profilo dovuto all'abbassamento del numero di Reynolds.
Va notato, però, che un modello centrato a quota zero, temperatura di 15 °C ed una velocita' di 6 m/sec, quando si trova a 600 m e 35 °C, con il centraggio precedente, non riesce a mantenere il Cp necessario, per cui sarà costretto ad aumentare la velocità in planata.
Consideriamo ora il caso di un modello che voli a 6 m/sec (condizioni di minima velocità accettabile) il cui profilo alla radice dell'ala lavorerà a Cp di circa 1.25. Questo valore non si mantiene costante lungo l'apertura, ma tende a diminuire verso l'estremità. Sul pannello d'estremità possono andare bene dei profili che operino a dei Cp più bassi. Ai valori calcolati va, inoltre, aggiunto un margine di




sicurezza per ritardare lo stallo e per diminuire l' instabilità in condizioni turbolente.
E' possibile calcolare la distribuzione dei Cp lungo l'apertura per una forma in pianta qualsiasi. Ad esempio per il nostro modello (che vola a 6 m/sec) abbiamo ottenuto:

Radice: Cp = 1.22
Gomito diedro: Cp = 1.17
Estremita': Cp = 0.7÷0.8 (in realta' tende a Cp = 0)

Nel nostro caso il pannello centrale avrà un profilo costante, mentre é possibile usare un profilo diverso all'estremita' (se ne studierà in seguito la convenienza).
Non abbiamo ancora considerato che un motomodello lavora essenzialmente in due condizioni: salita e planata. Per quanto riguarda la planata abbiamo già detto qualcosa. In salita, invece, il modello sale ad un Cp che, se non é nullo, é comunque vicino allo zero. Va quindi tenuto conto del fatto che un profilo (specie se sottile e molto camberato) può andare in "stallo di ventre", oppure lavorare con tutto il ventre in regime turbolento, provocando così forti aumenti di Cx e salite scadenti.
Calcolare la distribuzione dei Cp lungo l'apertura alare, in condizioni di portanza nulla, può non essere facile. Per un'ala senza svergolamento e profilo costante, ogni punto lavora a Cp=0. Un'ala con profilo variabile ed eventuale svergolamento, si trova in genere in questa condizione: cioè con le estremità a Cp negativi: una situazione ancora più pericolosa!
Il profilo, oltre che dover garantire dei Cp di lavoro di almeno 1.25, deve aver anche dei Cx bassi in queste condizioni. Per ottenere ciò é necessario avere uno strato limite il più laminare possibile. La differenza di Cx per un profilo totalmente laminare ed uno totalmente turbolento non é molto difficile da valutare in prima approssimazione.

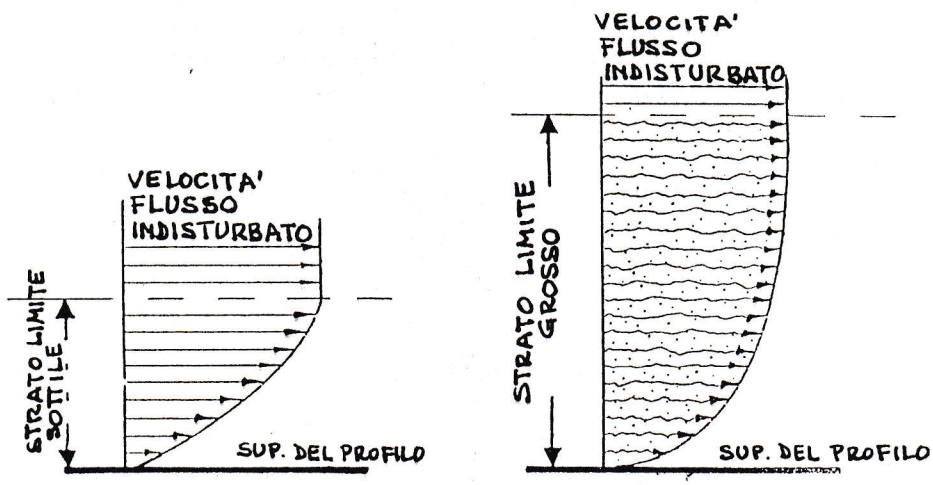



| Regime | Cx lastra piana | Cx profilo generico |
|---|---|---|
| laminare | 0.0090 | 0.0124 |
| turbolento | 0.0142 | 0.0179 |
| caso reale | ----- | 0.0149 |

Nella tabella soprastante sono riportati anche dei dati comparativi per un profilo che si comporti nei due casi estremi, mentre nella pratica avrà un Cx=0.0149.
Ai numeri di Reynolds con i quali si opera in campo modellistico, é abbastanza facile estendere la laminarità, però, un' eccessiva estensione dello strato limite laminare sul profilo, generalmente provoca degli effetti collaterali poco graditi: la formazione di "bolle da distacco laminare", che sono la causa di molti dei problemi caratteristici dei profili ai bassi numeri di Reynolds.
Esistono in commercio, a prezzi non troppo esosi, dei programmi in grado di valutare le caratteristiche dei profili, ma, a bassi numeri di Reynolds, questi cominciano a mostrare delle limitazioni, sopratutto nel prevedere le caratteristiche dello strato limite nelle transizioni da laminare a turbolento, e quando si é in presenza di "bolle".
La seguente trattazione si pone come obiettivo quello di sviluppare un profilo con la distribuzione delle velocità tale da favorire un' elevata laminarità, cercando nel contempo di contenere la formazione di bolle da separazione laminare.
Per comprendere meglio il procedimento perseguito, forniamo di seguito una breve trattazione sul comportamento dello strato limite.

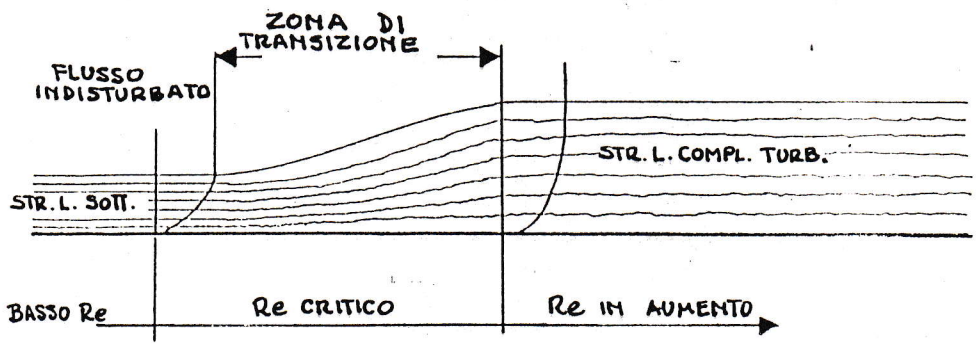
## STRATO LIMITE

L' aria, come ogni fluido, ha una viscosità non nulla e, a contatto con una superficie, si genera una forza di attrito che tende a far rallentare l' aria vicino al profilo (se questa é in movimento).




Lo strato limite può essere di tipo laminare o turbolento:
Quello laminare si può immaginare come tanti "strati" di aria che scorrono l' uno sull' altro. Lo strato limite turbolento non é più rappresentabile come strati che scorrono l' uno sull' altro perchè le linee di flusso non seguono delle traiettorie lineari, ma una

traiettoria con perturbazioni caotiche. Le perturbazioni aggiungono dei gradi di libertà al sistema e per questo si deve compiere del lavoro che si manifesta con una maggiore resistenza di attrito dello strato limite turbolento.
Lo strato limite turbolento non ha un incremento di velocità quasi costante come quello laminare ma, nei pressi della superficie di contatto, c'é una notevole differenza di velocità tra i vari strati; ne segue una resistenza di attrito più elevata che nel caso laminare.
Lo strato limite turbolento é più spesso di quello laminare, con fenomeni di attrito viscoso che interessano un volume maggiore di aria; aumenta ancora la resistenza rispetto al regime laminare.
Un altro importante fenomeno che si manifesta nello strato limite é la transizione da laminare a turbolento, questo accade quando le caratteristiche dello strato limite (come spessore e distribuzione di



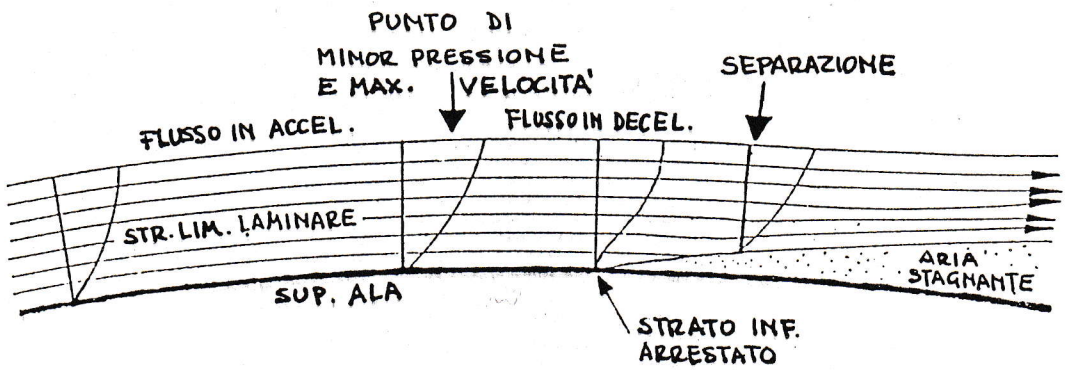

velocità) raggiungono dei valori critici:
Le condizioni critiche possono essere raggiunte prematuramente quando quando si verificano alcune condizioni:

1- l' aria in entrata é già turbolenta
2- la superficie del profilo é rugosa
3- presenza di bolle di separazione laminare

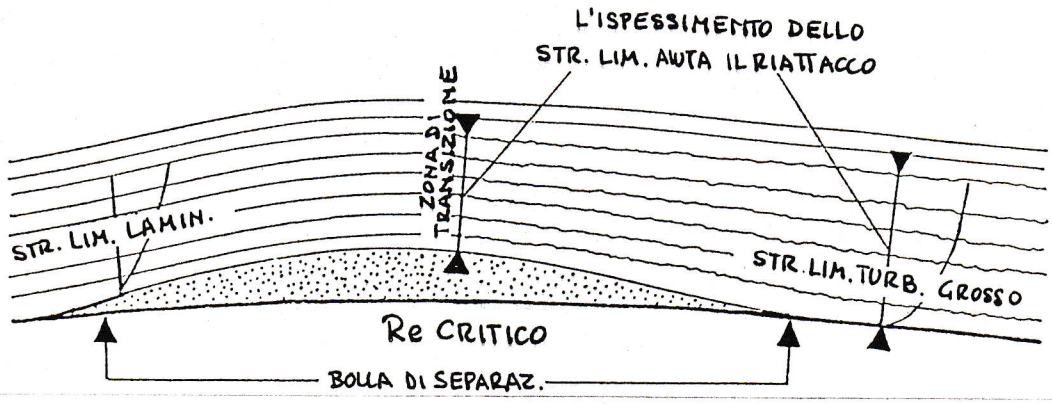
## BOLLE DI SEPARAZIONE LAMINARE

Inizialmente, nella prima parte del profilo, l' aria viene accelerata (con diminuzione della pressione) in questa zona lo strato limite é ancora laminare.
Quando l' aria sopra il profilo accelera, a causa della viscosità l' aumento di velocità viene trasmesso, attenuandosi, anche allo strato limite livello dopo livello. Questo processo ha l' effetto di aumentare la quantità di moto (momento) dello strato limite e contribuisce notevolmente a mantenerlo laminare, posticipando la transizione e diminuendo l' effetto dannoso della rugosità.
Dopo aver raggiunto il punto di minima pressione (picco di depressione), in cui la velocità é massima, l' aria subisce un rallentamento più o meno intenso.
Come nel caso dell' accelerazione, si manifesta un' interazione con lo strato limite, ma quì l' effetto é contrario, cioè il rallentamento si

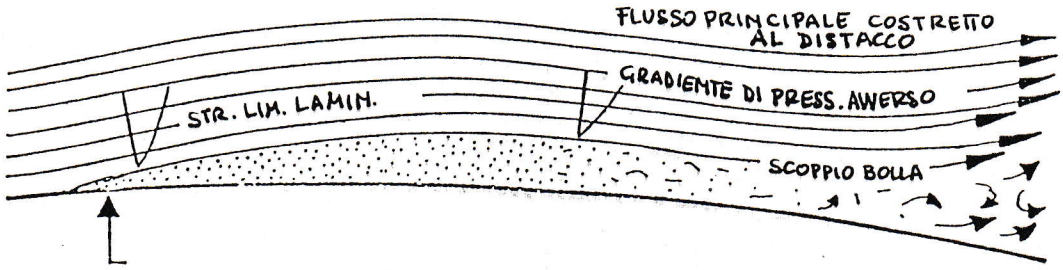
trasmette, attenuandosi, anche agli strati più bassi dello strato limite. Se il rallentamento é lento e graduale non ci sono molti problemi, ma nel caso che la decelerazione sia molto rapida, o prolungata, può verificarsi un fenomeno particolare: la formazione di bolle di separazione laminare.
Con una rapida diminuzione di velocità il rallentamento, nello strato limite, si propaga velocemente ed in ampia misura; accade allora che gli strati più interni, muovendosi a bassa velocità, vengono fermati facilmente. Può anche accadere che la decelerazione sia tale da riuscire ad invertire il moto delle parti inferiori dello strato limite (retroflusso), si forma così una zona di aria stagnante, o a moto invertito, che tende ad aumentare di spessore.



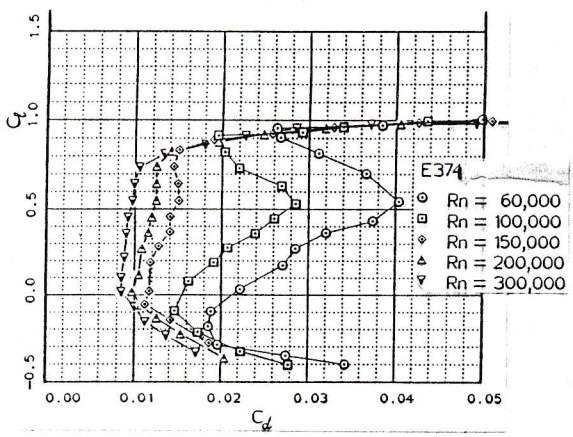

In situazioni non troppo sfavorevoli (decelerazione graduale), dopo la separazione si può avere una transizione al regime turbolento lungo la bolla. La parte inferiore dello strato limite, diventato turbolento, accelera e trasmette il moto alla zona stagnante con i meccanismi visti prima, fino a riattaccarsi alla superficie del profilo, questo fenomeno é tanto più ostacolato quanto più spessa é la bolla e quanto più intenso é il retroflusso. Lo strato limite turbolento si forma precocemente, interessando una zona del profilo più grande: avremo allora resistenze maggiori che aumentano ancora se consideriamo che per riattaccarsi lo strato limite deve ispessirsi molto.

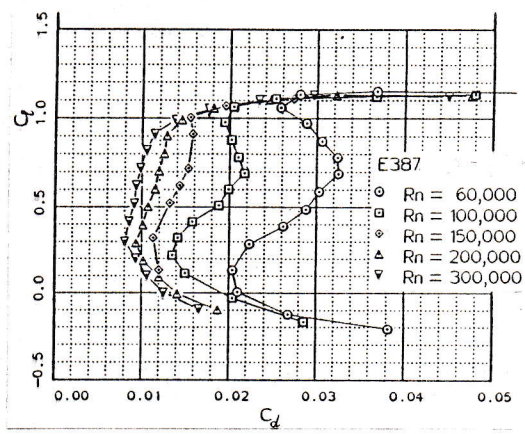



Se il gradiente di pressione é troppo avverso (rapidissima decelerazione) non si ha la transizione, ma un totale distacco dello strato limite: stallo del profilo!



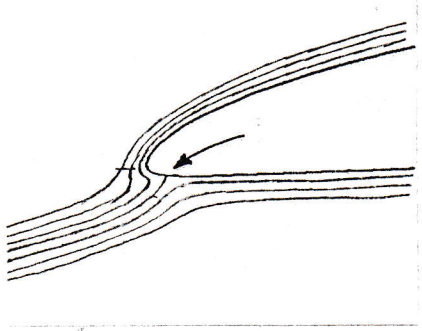

A Cp medio-bassi (dipendono dal profilo) la bolla non si forma subito e tende ad essere molto allungata, anche fino a quasi il bordo d' uscita, mentre a Cp più elevati (vicino allo stallo) si forma molto presto ed é molto più corta. Questo si spiega per il fatto che a Cp elevati la transizione turbolenta é anticipata e avvine quando la bolla é sottile e formata da poco. Così si spiegano le polari che, a bassi numeri di Reynolds, presentano una grossa "pancia rientrante" tra Cp 0.2-0.3 ed il Cp di stallo.



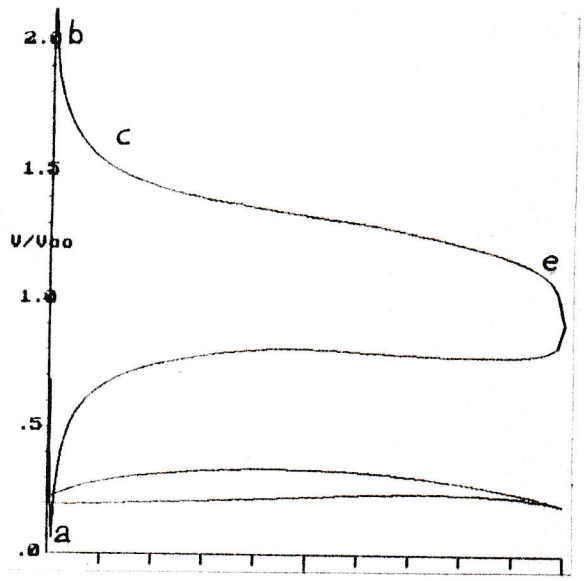

Ricordimo poi che il ventre non é meno importante del dorso perchè, specialmente a Cp bassi, possono formarsi delle bolle che si estendono su tutto il ventre. In questo caso se il Cp viene alzato leggermente la formazione della bolla può essere ritardata, però questa rischia di estendersi ben oltre il profilo.

## DISTRIBUZIONE DI VELOCITA' E STRATO LIMITE

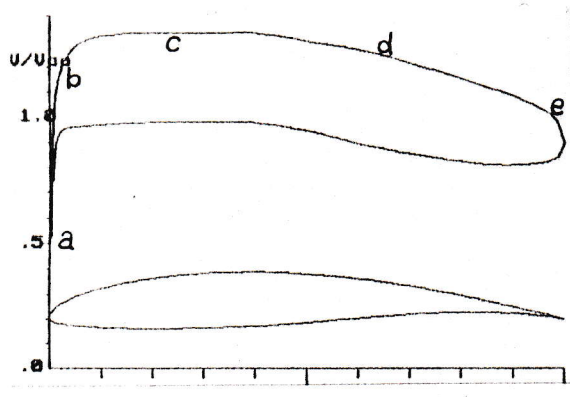


Consideriamo un profilo camberato che operi a Cp poco maggiore di 1, con la distribuzione di velocità come riportato in figura, il punto di ristagno (dove l' aria si arresta e le due correnti dorsale e ventrale si dividono) si trova approssimativamente come riportato in figura.
Nel diagramma delle velocità si vede facilmente la posizione del punto di ristagno (a). Consideriamo

inizialmente il flusso sul dorso al di sopra del punto di ristagno: si ha inizialmente un brusco aumento di velocità fino a circa il doppio di quella iniziale, questo é il punto di minima pressione sul profilo (b).




Giunto a questo punto, lo strato limite, é ancora laminare, però, dopo il punto (b) il flusso di aria viene via via rallentato da un gradiente di pressione sfavorevole; se il rallentamento é troppo brusco, come in questo caso (zona c), si formano bolle di separazione laminare con il meccanismo descritto precedentemente.
Una volta formatasi la bolla, come visto prima, ci sono due possibilità: il riattaccamento turbolento oppure la totale separazione: per questa distribuzione di velocità ci sarà il distacco.
Nel caso lavorassimo a numeri di Reynolds sufficentemente alti da impedire il distacco, l' aria decelererebbe gradualmente fino al punto (e) dove andrebbe incontro ad un rallentamento ancora più brusco del precedente ottenendo definitivamente la separazione del flusso (anche se questo é turbolento). Fortunatamente questo distacco coinvolgerebbe solamente il 5% circa del profilo (nei pressi del bordo d' uscita), una tale separazione non provocherebbe fenomeni di stallo, ma solo un piccolo incremento di resistenza dovuto alla formazione di vortici di scia.
Il ventre, al contrario del dorso, presenta l' aria quasi sempre in accelerazione, eccetto un tratto, si ha allora una transizione "naturale" al regime turbolento senza effetti collaterali particolari.
Studiamo ora un profilo diverso con la distribuzione di velocità riportata in figura.

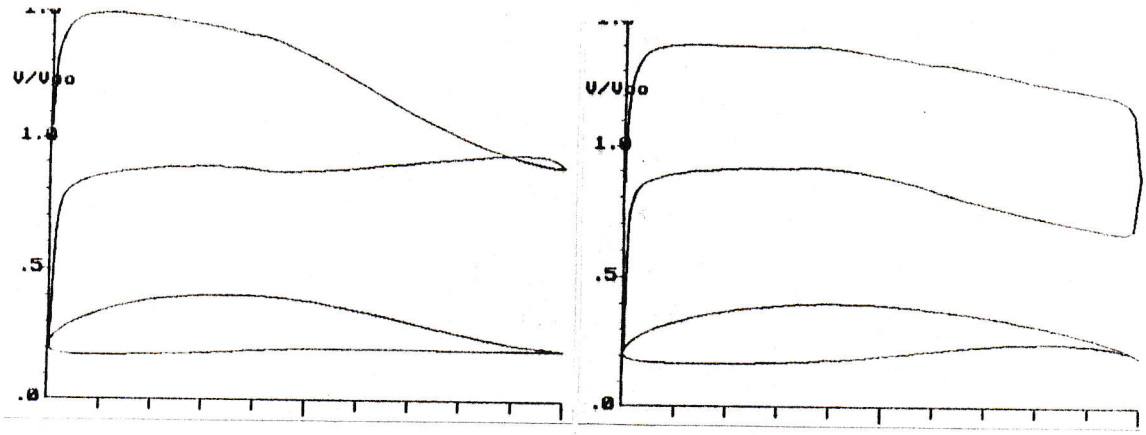



Come prima, (a) rappresenta il punto di ristagno, (b) é invece la zona di accelerazione che risulta essere molto più ampia che nel caso precedente, con un ottimo effetto di stabilizzazione dello strato limite laminare. Nella zona (c) la velocità si mantiene pressochè costante e lo strato limite continua ad evolversi fino alla "naturale" transizione turbolenta, che può essere eventualmente favorita dalla graduale decelerazione in (d); per la zona (e) vale quanto detto nel caso precedente anche se in misura leggermente minore.

Quanto appena esposto é un caso particolarmente favorevole che si verifica, per quel profilo, ad un Cp di circa 0.65, ma non sempre le condizioni sono così rosee a Cp più elevati.
Dopo questi esempi vediamo le caratteristiche che dovrebbe avere un "buon" profilo.
Al Cp di lavoro é importante curare la distribuzione sul dorso, mentre sul ventre non si manifestano problemi particolari (a Cp elevati).
La distribuzione di velocità sul ventre é importante durante la salita, perchè spesso, nei profili comuni, a Cp=0 il ventre si trova in condizioni particolarmente critiche.
Inoltre accade che le condizioni necessarie a migliorare la situazione a Cp>=1, la peggiorano a Cp=0 e viceversa; necessariamente si va alla ricerca di un compromesso.
Visto che il Cp massimo necessario nelle condizioni considerate é di circa 1.2 e le condizioni medie corrispondono ad un Cp di 0.9, assumendo un gradiente di portanza di 0.105, bisogna ottimizzare il profilo per un angolo di attacco assoluto di 8.5°÷9.0° (N.B. gli angoli di attacco si considerano tutti riferiti all' angolo di portanza nulla e ad allungamento infinito). Il profilo deve anche continuare ad avere caratteristiche accettabili fino a Cp di 1.2 e non avere stalli molto bruschi oltre.
Queste condizioni si possono ottenere con una distribuzione di velocità simile a quella dell' ultimo esempio, cioè senza forti decelerazioni. Un profilo con tali caratteristiche avrebbe una curvatura molto elevata e potrebbe indurre facilmente dei distacchi dello strato limite nelle vicinanze del bordo d' uscita aumentando indesideratamente la resistenza, senza contare che a Cp=0 si comporterebbe in maniera disastrosa.
A causa di ciò conviene orientarsi verso una configurazione che non presenti alcun picco pronunciato di velocità prima dei 9° e con un rallentamento molto lieve fino al 40÷50% circa della corda. A 10°÷11° potrà anche essere presente un picco di velocità, purchè sia arrotondato, poco pronunciato e l' aria deceleri molto lentamente in modo che, se si formano bolle, si abbia un riattaccamento dello strato limite e non lo stallo.
Oltre il 50÷60% della corda la decelerazione può anche aumentare: non si ha la formazione di bolle poichè lo strato limite é già turbolento (ricordiamo che lo strato limite turbolento é molto più resistente alla formazione di bolle).
In questa zona del profilo si possono presentare due situazioni limite:

1- rapida decelerazione fino a portarsi alla stessa velocità dell' aria indisturbata.
2- lenta decelerazione con una brusca diminuzione di velocità sul bordo d' uscita.

Nel primo caso, durante la decelerazione, lo strato limite turbolento si ingrossa rapidamente (gradiente di pressione avverso) e provoca un forte aumento di resistenza.

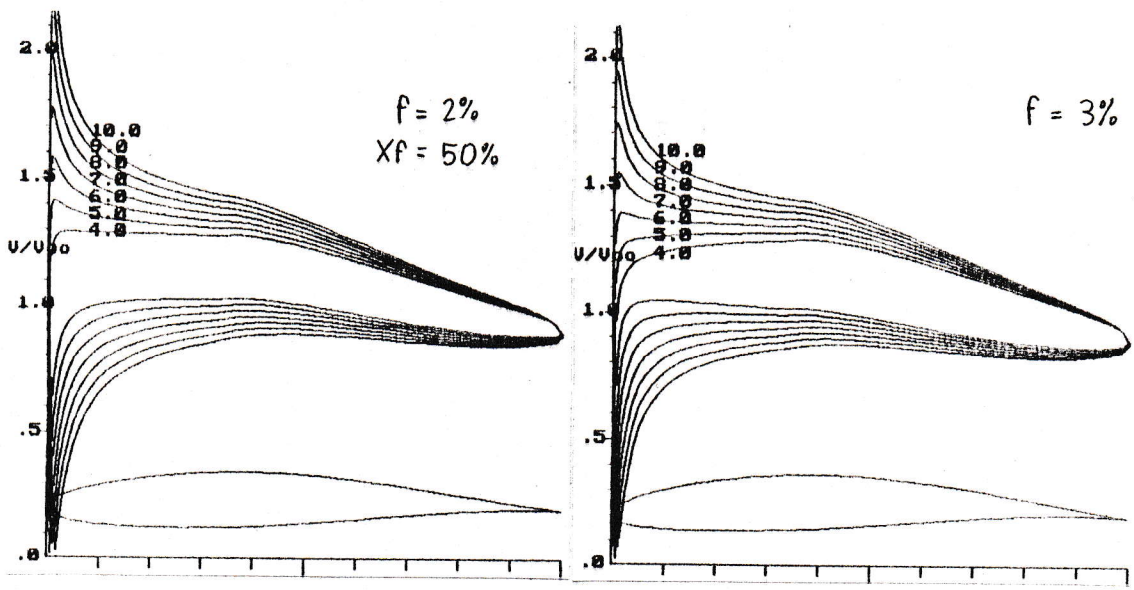



Nel secondo caso lo strato limite resta più sottile (gradiente di pressione poco sfavorevole) e genera meno resistenza; però, poco prima del bordo d' uscita, il flusso si distacca formando (in questo caso in quantità abbondante) vortici di scia dovuti alla notevole differenza di velocità tra i flussi in uscita dal ventre e dal dorso: anche questo porta a molta resistenza in più.
Ovviamente la giusta soluzione stà nel mezzo!

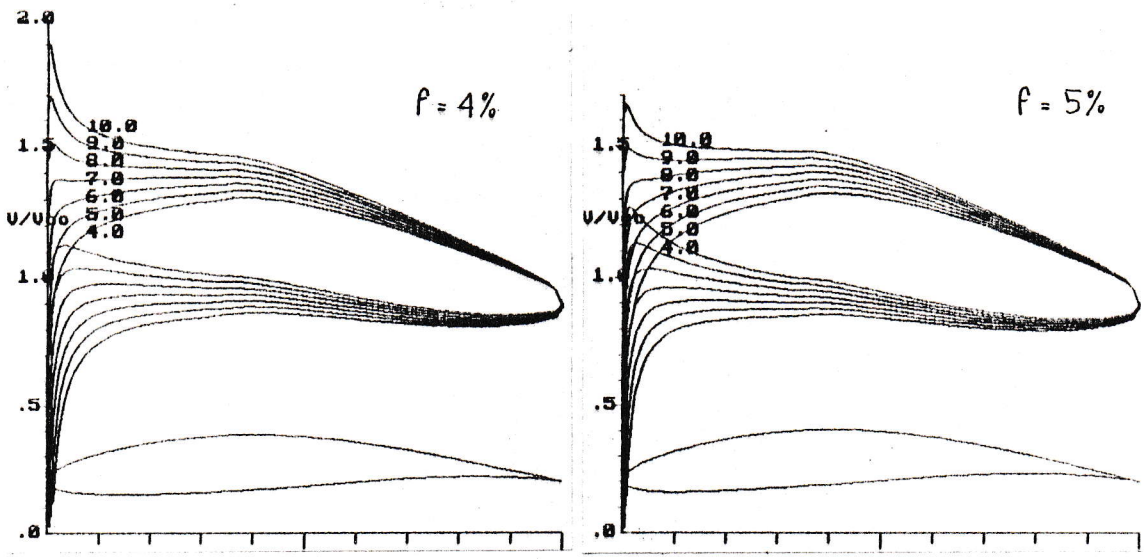
## EFFETTI DEI PARAMETRI DI UN PROFILO SULLA DISTRIBUZIONE DI VELOCITA'

**1- CAMBER (FRECCIA)**

Una freccia elevata induce un gradiente di velocità migliore su tutto il dorso del profilo particolarmente a Cp elevati, inoltre una

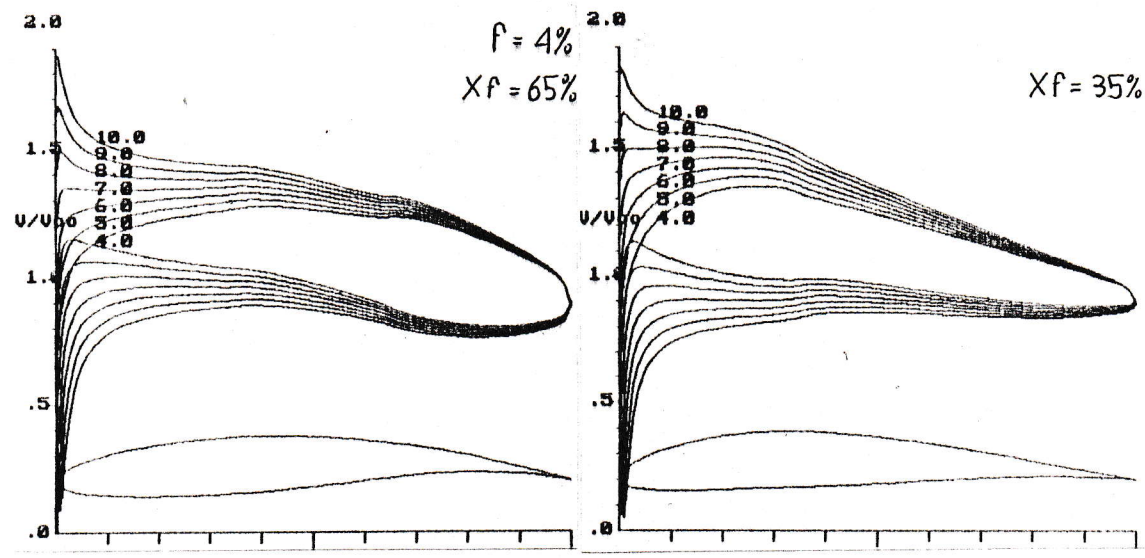



freccia elevata permette di raggiungere Cp di stallo maggiori.




**2- POSIZIONE DEL PUNTO DI MASSIMA FRECCIA**

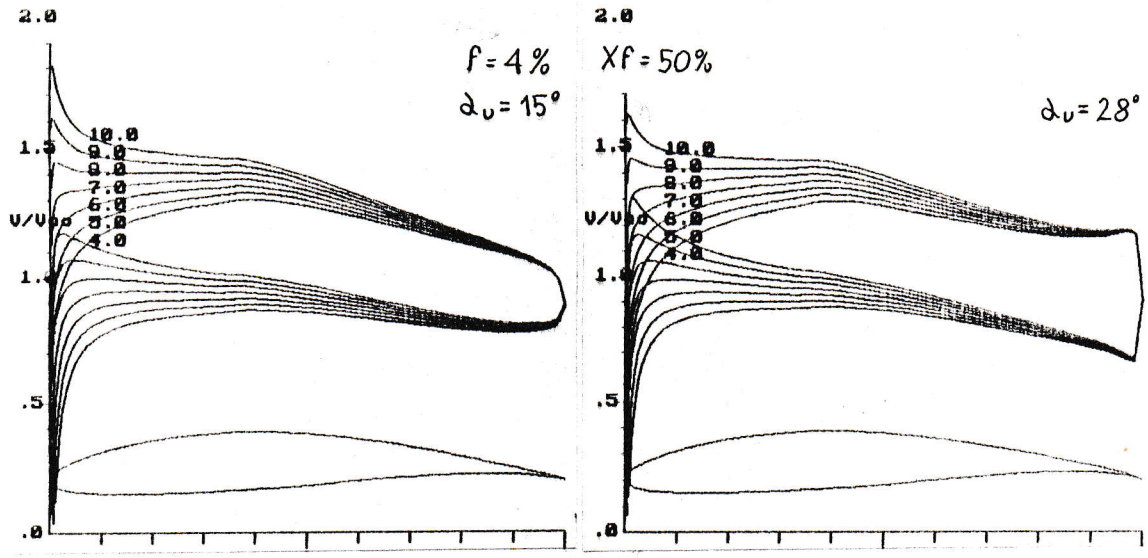
Una freccia più arretrata fa in modo che nella zona centrale del profilo si abbia una decelerazione più lenta e prolungata (resistenze minori), mentre una freccia avanzata provoca nella seconda metà del profilo una decelerazione eccessiva (resistenze più elevate).




**3- ANGOLO DEL CAMBER AL BORDO D' USCITA**

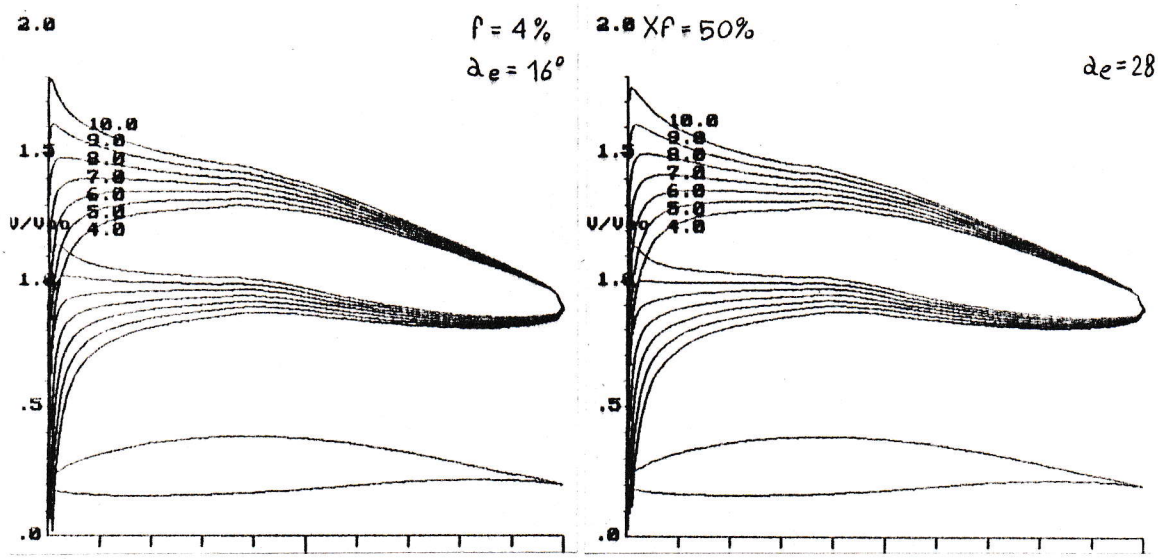
Un valore elevato ha l'effetto di "limare" eventuali picchi di depressione nei pressi del bordo d' entrata (é una variazione che si sente a distanza!!!) e di indurre decelerazioni minori nella seconda metà del profilo.

Questo parametro é comodo per eliminare i picchi di depressione, ma può provocare la formazione di scie più intense, quindi va usato con attenzione.

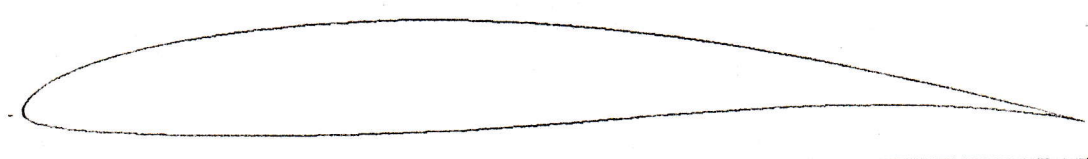



**4- ANGOLO DEL CAMBER AL BORDO D' ENTRATA**

Un angolo d' entrata elevato deforma gli eventuali picchi di depressione abbassandoli e rendendo più dolce e graduale la successiva diminuzione di velocità; é consigliabile usare angoli d' entrata abbastanza elevati.




**NOTA**: dalle distribuzioni viste fino ad ora, un profilo (realizzabile) con buone caratteristiche si dovrebbe ottenere con la seguente distribuzione di velocità (a cui corrispondono i parametri geometrici: camber=4.2%, alfa entrata=30°, alfa uscita=13°, spessore=11%).



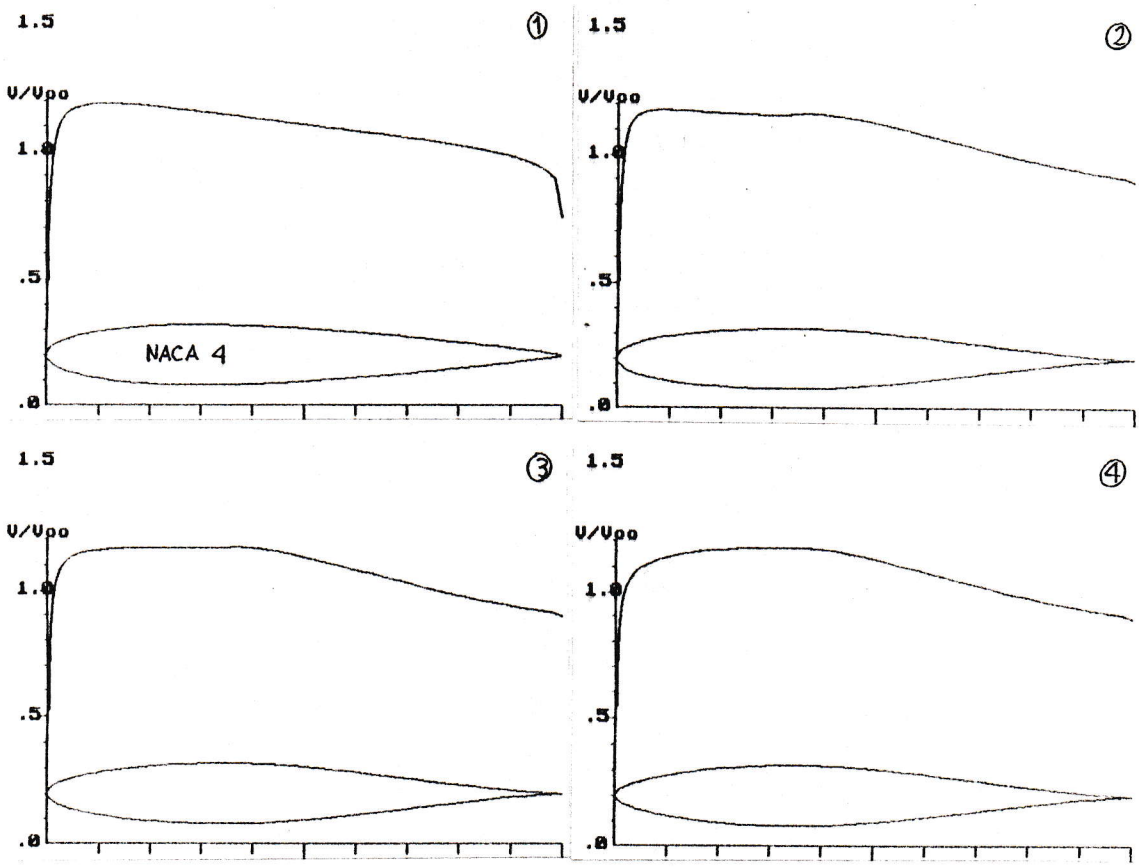
## 5- DISTRIBUZIONE DELLO SPESSORE

Osserviamo prima di tutto la distribuzione di velocità su alcuni profili "biconvessi simmetrici",cioè privi di camber. Prendiamo ora la stessa carenatura sviluppata attorno una linea media camberata, la sua distribuzione di velocità può ritenersi, in prima approssimazione, la somma delle velocità del profilo simmetrico a 0° più quello della lastra costituente la linea media. A questa distribuzione si deve sommare ancora l' effetto dovuto all' angolo di attacco in studio.

Confrontiamo le distribuzioni di velocità per alcuni profili all' 11%: la distribuzione NACA 4 cifre ed un altro tipo di distribuzione in cui viene fatta variare la porzione del naso (più o meno appuntito):

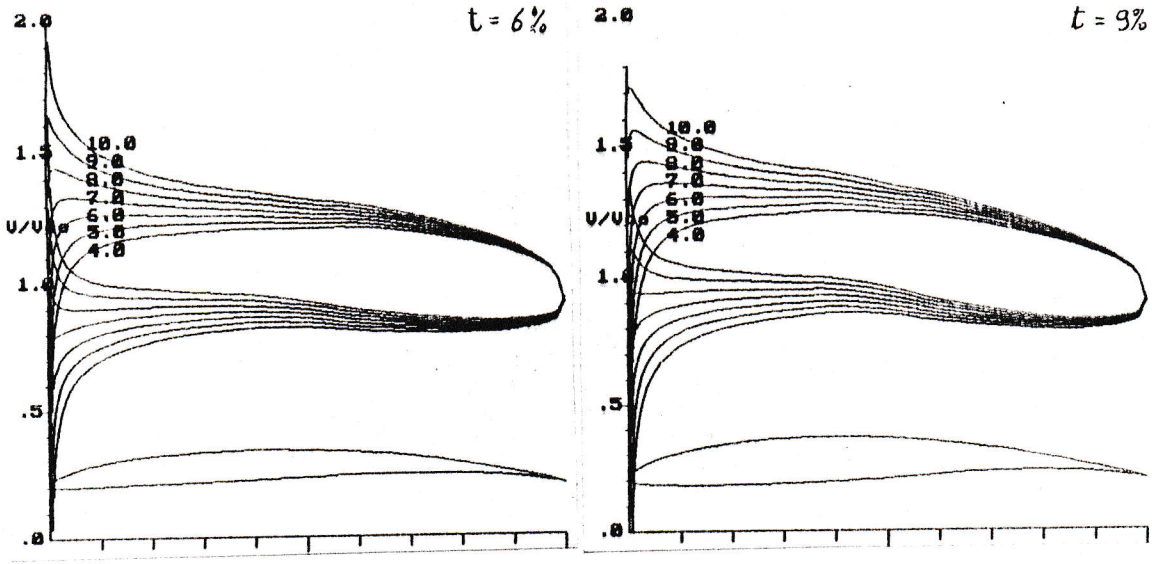
Una distribuzione, come quella riportata nella quarta figura, risulterebbe buona se non fosse difficile da realizzare accuratamente un bordo d' entrata con un raggio tanto piccolo specialmente su ali rivestite in foglio di alluminio.

Scegliamo allora lo spessore la cui distribuzione di velocità é riportata nella terza figura, che presenta comunque una distribuzione di velocità migliore della NACA 4 cifre.

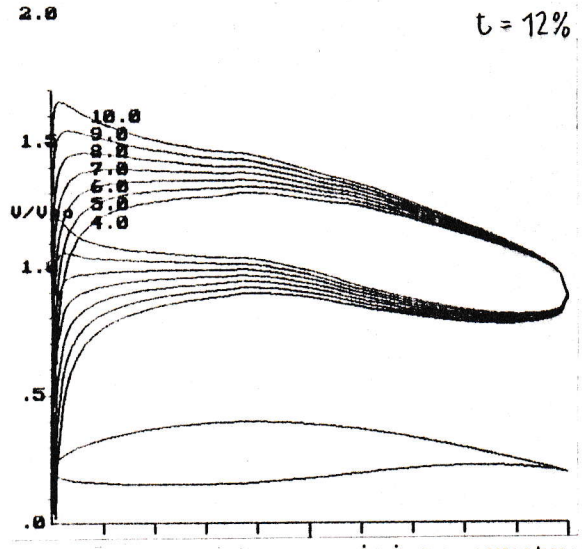



Perchè é stato scelto uno spessore pari a 11%?

Prendiamo le tre distribuzioni riportate di seguito:

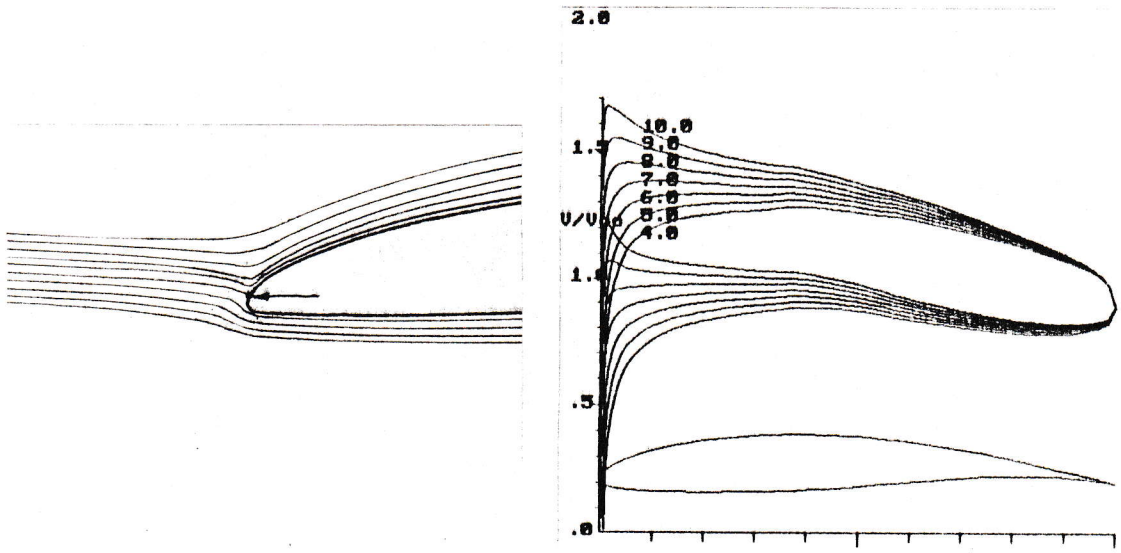



Queste si riferiscono a profili con spessori rispettivamente del 6%,9% e 12%, tutti con la stessa line media.
Osserviamo prima di tutto il dorso: si nota che, aumentando lo spessore, il picco di depressione tende a scomparire e la successiva decelerazione é più dolce. Ciò fa aumentare l' angolo di stallo e quindi il Cp massimo ma, se si osservano attentamente le figure, si nota pure che aumentando lo spessore, anche se la distribuzione é favorevole, la velocità tende a mantenersi su valori medi più elevati (circa 5% in più).

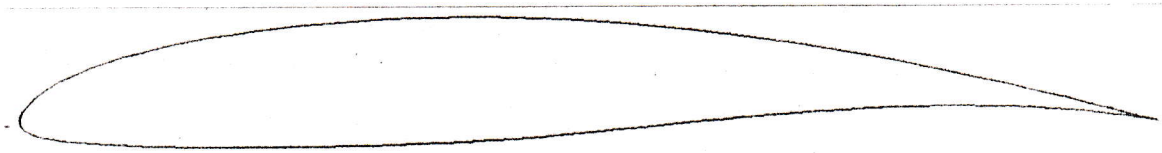



Mantenendo una velocità media dell' aria più elevata la transizione a turbolento, nello strato limite, viene anticipata leggermente con un piccolo aumento di resistenza. Nonostante ciò é preferibile usare uno spessore più elevato perchè l' aria decelera più lentamente, si formano bolle più difficilmente e, una transizione a regime turbolento un po' anticipata, é di aiuto nel minimizzare la formazione di grosse bolle in posizione arretrata.

Studiando il ventre si vede che per bassi angoli di attacco (corrispondenti a bassi Cp), più é sottile il profilo, più tende a formarsi un forte picco di depressione (sul ventre) con, successivamente, una brusca decelerazione dell' aria, ciò conporta la formazione di bolle anche sul ventre o addirittura lo stallo per Cp prossimi a 0. Con le alte resistenze che di conseguenza si manifestano, la salita risulta molto penalizzata: siamo costretti ad utilizzare profili spessi.




La situazione a Cp=0 che corrisponde a 0° assoluti oppure, per il profilo scelto, a -5.6° di calettamento apparente, corrisponde ad un punto di ristagno spostato sul dorso! (vedi figura)
Ponderati tutti questi fattori abbiamo scelto un profilo con camber=4.2% al 55% della corda, alfa entrata=30.2°, alfa uscita=12.8°, spessore=11%, con la zona del naso abbastanza affilata (spessore con la terza distribuzione di velocità).



**6- EFFETTO DEL NUMERO DI REYNOLDS**

In salita il numero di Reynolds diventa circa 300000, in queste condizioni lo spessore dello strato limite diventa minore e diminuisce anche il Cx. Ad un numero di Reynolds così elevato (in campo modellistico!), la transizione al regime turbolento risulta anticipata (il n° di Reynolds dello strato limite, assieme ad altri parametri, raggiunge i valori critici più rapidamente), lo strato limite laminare é più resistente alla formazione di bolle e, anche se si formassero, verrebbe a salvarci la transizione turbolenta anticipata.
Se in planata il n° di Reynolds viene diminuito si verifica l' effetto opposto: lo strato limite laminare diventa molto più sensibile alla formazione di bolle e la situazione diventa più pericolosa e difficile da gestire.

## 7- EFFETTO DEI TURBOLATORI

I turbolatori non fanno altro che indurre artificialmente una transizione da laminare a turbolento.

Con un turbolatore posto immediatamente prima del picco di depressione si ha la transizione prima che lo strato limite deceleri rapidamente, essendo già turbolento resiste molto meglio alla formazione di bolle. Si arriva, pur con un profilo totalmente turbolento, anche a Cp elevati, però quando il profilo deve operare a bassi Cp (dove é più difficile la formazione di bolle) siamo molto svantaggiati avendo un profilo totalmente turbolento (aumento di Cx del 20÷30%), per non parlare poi delle salite.

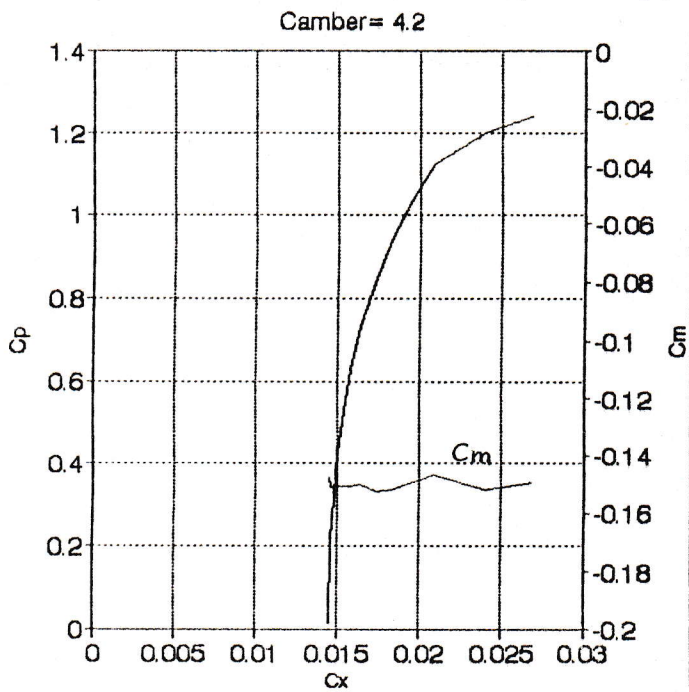
Negli F1A e F1B la situazione é diversa perchè ai Cp e ai numeri di Reynolds di lavoro la situazione é peggiore che negli F1C: le bolle di separazione sono quasi sempre presenti ed il turbolatore può risultare spesso utile.

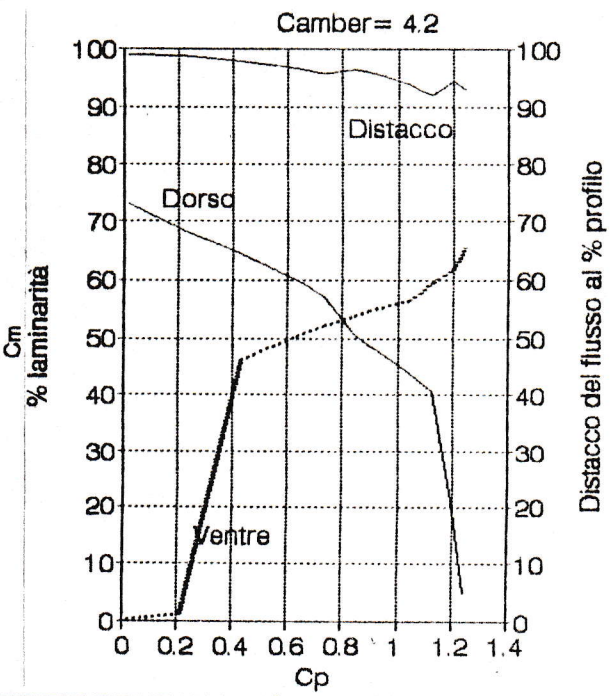
## CONCLUSIONI

Il profilo che abbiamo ricavato presenta buone caratteristiche anche a Cp minori di quello di lavoro, quindi é possibile mantenere il profilo costante fino sull' estremità.

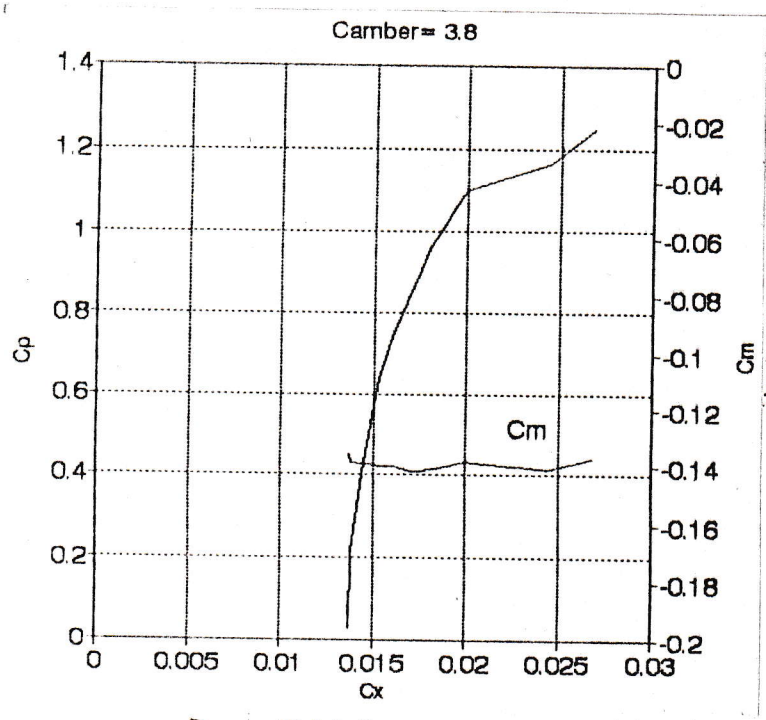
Volendo, all' estremità é possibile usare profili con un po' meno camber (3.8% contro 4.2%) e con uno spessore minore (10% contro 11%) perchè, con il camber più basso, ci sono meno problemi sul ventre.

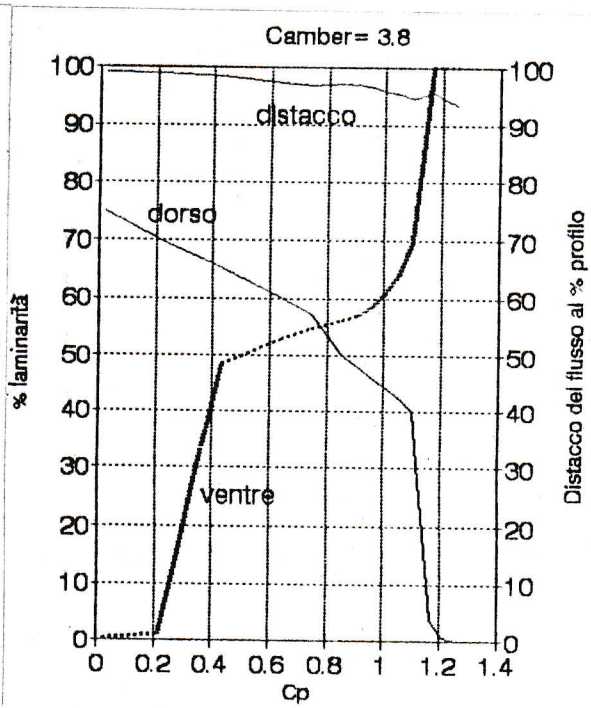
Di seguito sono riportati i due profili, le loro coordinate, le loro polari teoriche, per un numero di Reynolds di 75000 e l' estensione massima della laminarità ai vari Cp.



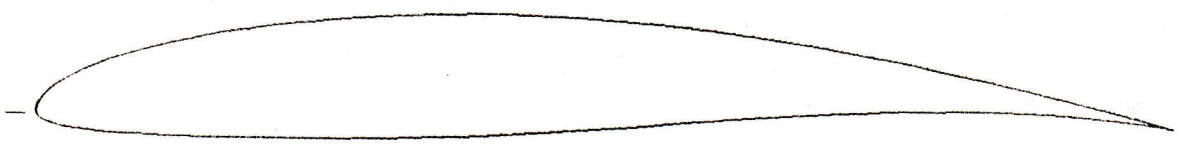




Re = 75000 a Cp=0: -5.8°

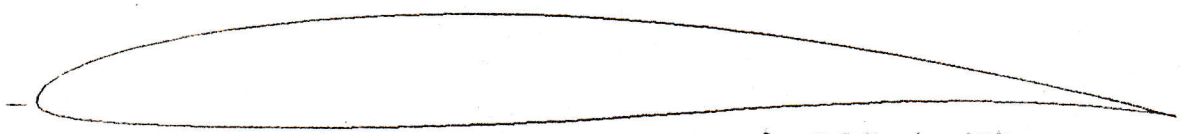



Re = 75000 a $C_P = 0$: -5.3°



f = 4.2% t = 11%



f = 3.8% t = 10%

| f=4.2 t=11 | | |
|---|---|---|
| x | ys | yi |
| 0.0 | 0.298 | 0.298 |
| 0.5 | 1.507 | -0.505 |
| 1.0 | 2.085 | -0.699 |
| 1.5 | 2.530 | -0.835 |
| 2.0 | 2.900 | -0.949 |
| 2.5 | 3.218 | -1.049 |
| 3.0 | 3.509 | -1.138 |
| 4.0 | 4.015 | -1.286 |
| 5.0 | 4.459 | -1.398 |
| 6.0 | 4.860 | -1.486 |
| 7.0 | 5.226 | -1.557 |
| 8.0 | 5.560 | -1.616 |
| 9.0 | 5.863 | -1.666 |
| 10.0 | 6.153 | -1.709 |
| 12.0 | 6.655 | -1.785 |
| 14.0 | 7.102 | -1.837 |
| 16.0 | 7.489 | -1.872 |
| 18.0 | 7.828 | -1.895 |
| 20.0 | 8.124 | -1.905 |
| 25.0 | 8.720 | -1.874 |
| 30.0 | 9.120 | -1.789 |
| 35.0 | 9.369 | -1.642 |
| 40.0 | 9.443 | -1.428 |
| 45.0 | 9.334 | -1.121 |
| 50.0 | 9.070 | -0.731 |
| 55.0 | 8.685 | -0.295 |
| 60.0 | 8.167 | 0.152 |
| 65.0 | 7.510 | 0.564 |
| 70.0 | 6.723 | 0.904 |
| 75.0 | 5.826 | 1.160 |
| 80.0 | 4.836 | 1.302 |
| 85.0 | 3.762 | 1.284 |
| 90.0 | 2.600 | 1.097 |
| 95.0 | 1.358 | 0.680 |
| 100.0 | 0.024 | -0.024 |

| f=3.8 t=10 | | |
|---|---|---|
| x | ys | yi |
| 0.0 | 0.303 | 0.303 |
| 0.5 | 1.316 | -0.439 |
| 1.0 | 1.819 | -0.668 |
| 1.5 | 2.217 | -0.825 |
| 2.0 | 2.557 | -0.942 |
| 2.5 | 2.853 | -1.042 |
| 3.0 | 3.122 | -1.124 |
| 4.0 | 3.591 | -1.248 |
| 5.0 | 3.998 | -1.342 |
| 6.0 | 4.362 | -1.416 |
| 7.0 | 4.693 | -1.479 |
| 8.0 | 4.995 | -1.533 |
| 9.0 | 5.272 | -1.578 |
| 10.0 | 5.537 | -1.617 |
| 12.0 | 5.996 | -1.683 |
| 14.0 | 6.405 | -1.727 |
| 16.0 | 6.760 | -1.757 |
| 18.0 | 7.070 | -1.776 |
| 20.0 | 7.341 | -1.782 |
| 25.0 | 7.886 | -1.750 |
| 30.0 | 8.252 | -1.669 |
| 35.0 | 8.480 | -1.533 |
| 40.0 | 8.551 | -1.338 |
| 45.0 | 8.458 | -1.061 |
| 50.0 | 8.224 | -0.713 |
| 55.0 | 7.881 | -0.325 |
| 60.0 | 7.418 | 0.073 |
| 65.0 | 6.827 | 0.440 |
| 70.0 | 6.118 | 0.745 |
| 75.0 | 5.309 | 0.976 |
| 80.0 | 4.414 | 1.108 |
| 85.0 | 3.438 | 1.100 |
| 90.0 | 2.381 | 0.944 |
| 95.0 | 1.247 | 0.586 |
| 100.0 | 0.025 | -0.025 |

## BIBLIOGRAFIA


| | |
|---|---|
| AERODYNAMICS FOR ENGINEERING STUDENTS | E. L. Houghton & A. E. Brock |
| AIRFOILS AT LOW SPEEDS | M. S. Selig, J. F. Donovan & D. B. Fraser |
| BUBBLE UPDATE | P. Dini |
| BUSQUEDA DE TEORIAS AERODINAMICAS | A. Usma |
| LEZIONI DI AERODINAMICA | B. Finzi |
| MODEL AIRCRAFT AERODYNAMICS | M. Simons |
| NASA TECHNICAL MEMORANDUM 80210 | R. Eppler & Dan M. Somers |
| THEORY OF FLIGHT | R. Von Mises |
| THEORY OF WING SECTIONS | I. H. Abbott & A. E. Von Doenhoff |