

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale  
Modulo di PRESTAZIONI

Docente : Ing. F. NICOLOSI

**CAP. 3**

**CARATTERISTICHE DEI PROFILI ALARI  
E DELL'ALA FINITA**

### 3.1 Caratteristiche dei profili alari

In questo paragrafo saranno illustrate le caratteristiche aerodinamiche dei profili alari.

Si farà riferimento ai coefficienti aerodinamici bidimensionali (in quanto si stanno analizzando le caratteristiche aerodinamiche della sezione alare)  $C_l$  (coefficiente di portanza),  $C_d$  (resistenza),  $C_m$  (momento).

Si precisa che con portanza si intende la forza diretta perpendicolarmente alla direzione della corrente e con resistenza quella parallela.

I coefficienti bidimensionali sono così definiti (avendo definito  $L$ ,  $D$  ed  $M$  la portanza, la resistenza ed il momento per unità di apertura (quindi con dimensioni di  $N/m$  per le forze e di  $N$  per il momento) e con  $c$  la corda:

$$C_l = L / (q c)$$

$$C_d = D / (q c)$$

$$C_m = M / (q c^2)$$

#### Caratteristiche geometriche dei profili alari

Si possono definire le caratteristiche geometriche :

- corda
- linea media
- spessore massimo e distribuzione dello spessore
- raggio di curvatura del bordo di attacco

La geometria di un profilo è ottenibile “montando” lo spessore perpendicolarmente alla linea media. Di particolare interesse è la curvatura della linea media.

Si dice “freccia” di un profilo la massima ordinata della linea media (in % della corda) riportando su di un grafico la funzione della linea media.

A seconda della forma del dorso e del ventre troviamo profili concavo-convessi, piano-convessi, ecc.

#### Portanza

Il coefficiente di portanza dipende linearmente dall'angolo d'attacco  $\alpha$  fino ad un certo valore (tipicamente  $8-10^\circ$ ) e poi la curva mostra una non-linearità con un valore massimo del coefficiente di portanza.

Il comportamento non-lineare deriva dalla separazione del flusso sul dorso del profilo.

Si possono individuare i seguenti valori caratteristici :

- $\alpha_0$  : angolo di portanza nulla (in inglese detto  $\alpha$  zero-lift)  
Ovviamente è zero se il profilo è simmetrico ed è negativo se il profilo è a curvatura positiva (come quasi tutti i profili adottati in aeronautica). Dipende dalla curvatura del profilo (e quindi della linea media, cioè dalla freccia del profilo)
- $\alpha^*$  : angolo di fine linearità  
E' dell'ordine degli  $8-10^\circ$
- $a_0$  (o anche  $Cl_\alpha = d(C_l)/d\alpha$ ) : pendenza della retta di portanza (in inglese lift curve slope)  
Non varia molto tra profilo e profilo ed è dell'ordine di 0.11 (esprimendo l'angolo in  $^\circ$ ) e di  $0.11 * 57.3 = 6.303$  esprimendo l'angolo in radianti).  
Ricordiamo che  $2\pi = 6.28$  è (in radianti) il coefficiente angolare della retta di portanza della lastra piana. Quindi il valore di  $a_0$  per un profilo non è molto diverso dal valore di  $a_0$  per la lastra piana.
- $C_{l_{max}}$  : coefficiente di portanza massimo (si ottiene allo stallo)

Varia tra 1.2-1.3 per profili simmetrici fino a 1.6-1.7 per profili molto curvi (di alta portanza) (vedi tabella profili NACA)

- $\alpha_{Cl_{max}}$  : angolo di stallo o di massimo coefficiente di portanza

### Resistenza

La curva di resistenza in funzione di  $\alpha$  mostra un andamento quasi parabolico.

In ogni caso si può notare che c'è una certa incidenza (e quindi un certo Cl) al quale il profilo mostra il minimo coefficiente di resistenza. Per i profili simmetrici, ovviamente questa incidenza (e questo Cl) è =0.

Questo coefficiente di portanza viene detto coefficiente di portanza ideale o “di design” del profilo. Si cercherà di far lavorare il profilo in crociera a questo angolo di attacco in modo da avere la minima resistenza.

Il valore di questo coefficiente varia da profilo a profilo e dipende principalmente dalla curvatura.

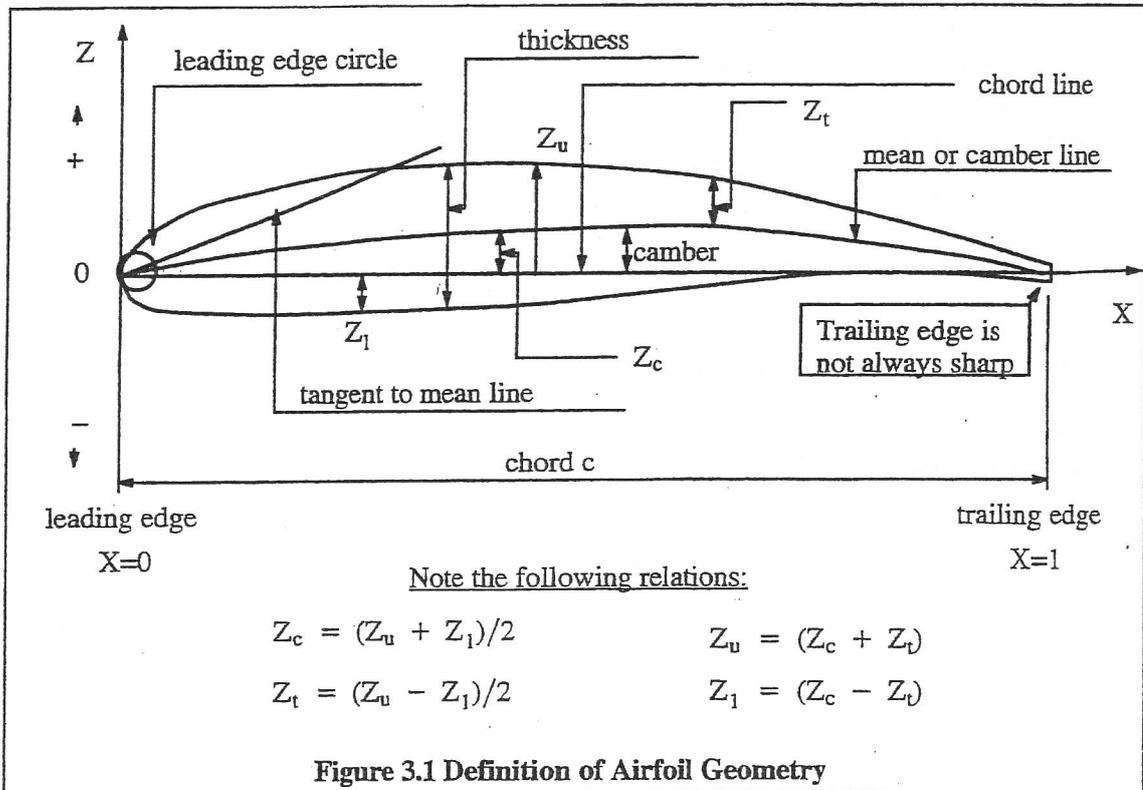
Tipicamente, per applicazioni aeronautiche è variabile tra 0.15 e 0.50.

Il coefficiente di resistenza minimo  $Cd_{min}$  è dell'ordine di 0.008 e può avere valori pari a 0.005 o 0.006 per profili laminari (con elevata estensione, fino al 50% della corda, di flusso laminare) e può arrivare a valori di 0.010 per profili molto resistenti.

Per i profili laminari si nota anche la presenza della “sacca laminare”, intervallo di angoli di attacco (e di Cl) all'intererno del quale il profilo mostra una resistenza abbastanza bassa (0.004) dovuta ad elevata estensione di flusso laminare sul dorso e sul ventre del profilo. Quando l'incidenza si modifica la resistenza aumenta per il fatto che i picchi di pressione si spostano verso il bordo d'attacco e la transizione fa lo stesso.

Airfoil Theory

Ref. 3.1 contains a systematic listing of geometric and aerodynamic data for the most important NACA airfoils. The reader should be familiar with the most important geometric features of airfoils. The following geometric definitions refer to Figure 3.1.



The mean camber line is the line joining the mid points between the upper and lower surfaces of an airfoil and measured perpendicular to the mean camber line. From an engineering accuracy viewpoint it is usually acceptable to define the camber line with measurements perpendicular to the chord line.

The chord line is the straight line which joins the end points of the mean camber line.

The thickness is the height of the airfoil measured normal to the chord line. The ratio of the maximum thickness to the chord length is called the thickness ratio.

The camber is the maximum distance of the mean line from the chord line.

The leading edge radius is the radius of a circle which is tangent to the upper and lower surfaces. The center of this circle is located on a tangent to the mean line drawn through the leading edge of this line.

## Airfoil Theory

$$l = c_l \frac{1}{2} \rho V^2 c = c_l \bar{q} c \quad (3.15)$$

where:  $c_l$  is the so-called sectional lift coefficient

$\bar{q}$  is the dynamic pressure

In a similar manner, the force component in the free stream direction, i.e. the drag force can be written as:

$$d = c_d \frac{1}{2} \rho V^2 c = c_d \bar{q} c \quad (3.16)$$

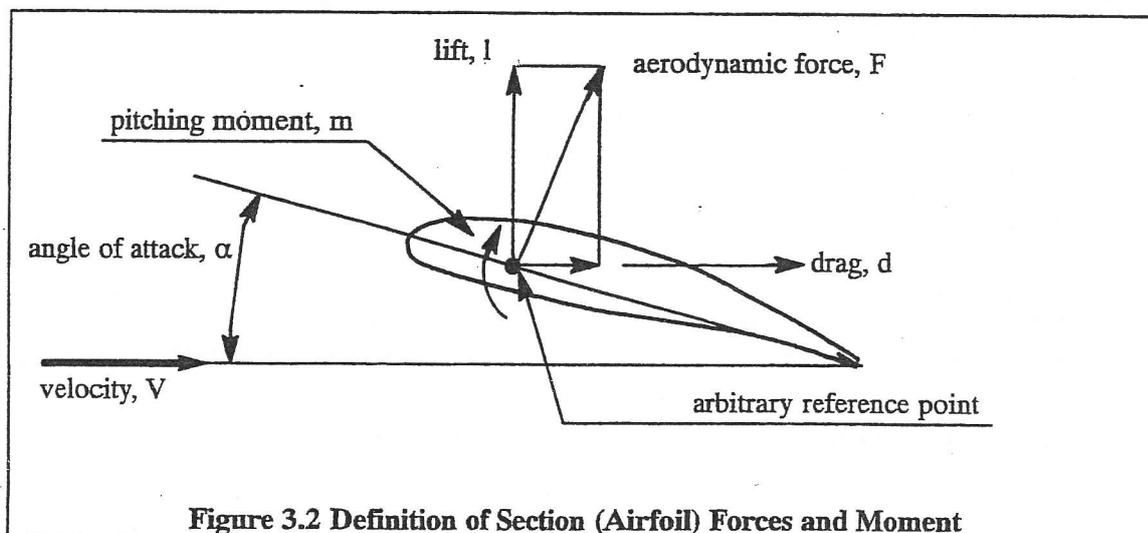
where:  $c_d$  is the so-called sectional drag coefficient

The derivation clearly establishes the fact, that the lift and drag coefficients,  $c_l$  and  $c_d$ , are functions of  $\alpha$ ,  $R_N$  and  $M$ . By using a similar process a pitching moment coefficient,  $c_m$ , can be defined so that the sectional pitching moment can be computed from:

$$m = c_m \frac{1}{2} \rho V^2 c^2 = c_m \bar{q} c^2 \quad (3.17)$$

where:  $c_m$  is the so-called sectional pitching moment coefficient. It is defined as positive if the moment is nose-up.

Figure 3.2 shows how  $l$ ,  $d$ ,  $m$  and  $F$  act on a typical airfoil at some angle of attack,  $\alpha$ . Note that  $l$  is the lift force in lbs/ft,  $d$  is the drag force in lbs/ft and  $m$  is the pitching moment in ft-lbs/ft. This is because the span was taken to be unity.



Airfoil Theory

### 3.3 IMPORTANT AIRFOIL CHARACTERISTICS

In the aerodynamic analysis of airplanes, the following airfoil relationships are of fundamental importance:

3.3.1 Lift Curve:  $c_l$  versus  $\alpha$

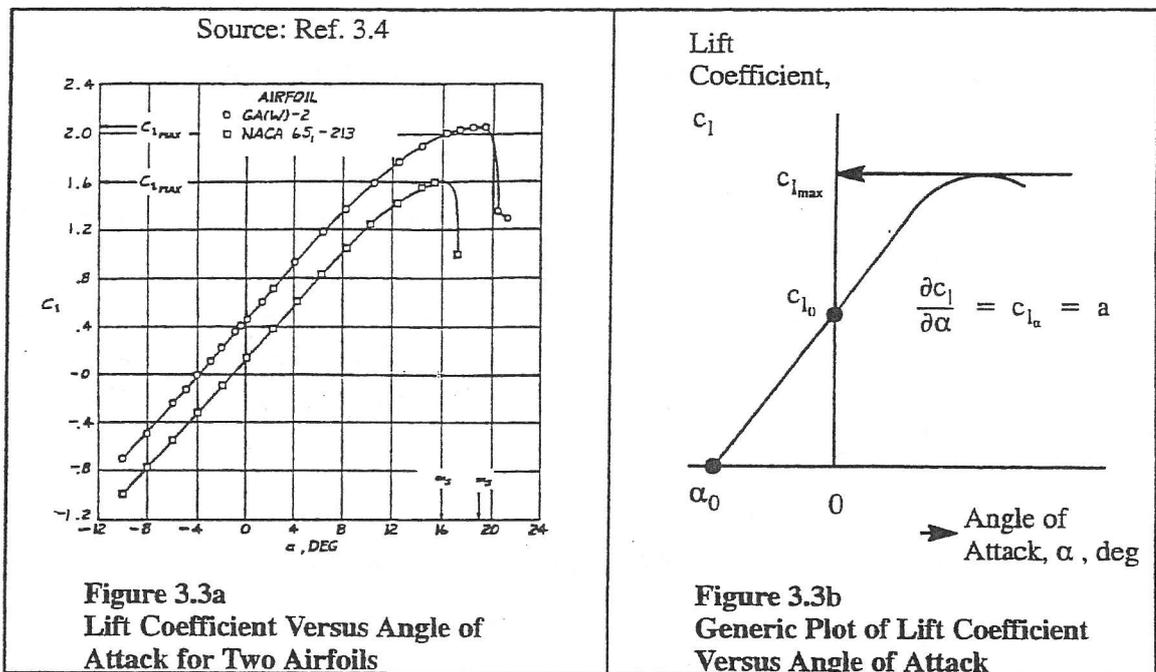
3.3.2 Drag Polar:  $c_d$  versus  $c_l$

3.3.3 Pitching Moment Curve:  $c_m$  versus  $\alpha$  or  $c_m$  versus  $c_l$

Examples of these relationships will be discussed next.

#### 3.3.1 LIFT CURVE: $c_l$ VERSUS $\alpha$

Typical curves of  $c_l$  versus  $\alpha$  are shown in Figure 3.3a for two airfoils. A generic version of the  $c_l$  versus  $\alpha$  relationship is shown in Figure 3.3b.



**Figure 3.3a**  
Lift Coefficient Versus Angle of Attack for Two Airfoils

**Figure 3.3b**  
Generic Plot of Lift Coefficient Versus Angle of Attack

The linear part of the lift curve can be mathematically represented by:

$$c_l = a (\alpha - \alpha_0) = c_{l_\alpha} (\alpha - \alpha_0) \tag{3.18}$$

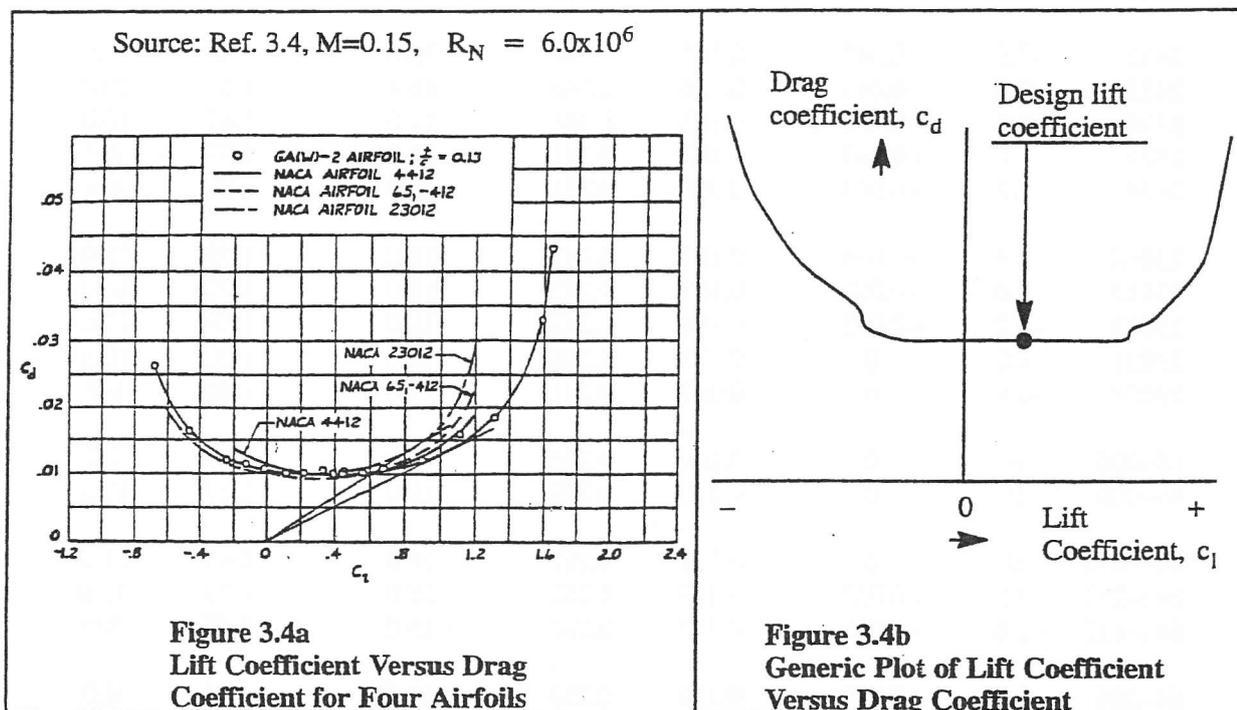
where:  $a$  and  $c_{l_\alpha}$  are different symbols for the so-called lift-curve-slope, in 1/rad. This quantity has a theoretical value of  $2\pi$  per radian for very thin airfoils. Table 3.1 shows actual values of airfoil lift curve slope for various airfoils.

$\alpha_0$  is the angle of attack for zero lift and is typically negative

It is seen in Figures 3.3 that a definite maximum value of  $c_l$  is reached in the nonlinear range of the curves. This maximum value is called  $c_{l_{max}}$ . Typical values for airfoil maximum lift coefficient are also given in Table 3.1. A more detailed discussion of airfoil  $c_{l_{max}}$  and the associated so-called stall behavior is presented in Section 3.8.

### 3.3.2 DRAG POLAR: $c_l$ VERSUS $c_d$

Typical curves of  $c_l$  versus  $c_d$  are shown in Figure 3.4a for two airfoils. The magnitude of  $c_d$  is frequently expressed in drag counts. One drag count is equivalent to  $c_d = 0.0001$ . A generic version of the  $c_l$  versus  $c_d$  relationship is shown in Figure 3.4b.



A very important parameter which represents the aerodynamic efficiency of an airfoil is the so-called lift-to-drag ratio,  $c_l/c_d$ . The maximum value of this parameter is obtained by drawing the tangent from the origin to the  $c_l$  versus  $c_d$  curve. The lift coefficient at which this maximum value of  $c_l/c_d$  occurs is another important design parameter. How these parameters affect the performance of airplanes is discussed in Chapters 8–12.

## Airfoil Theory

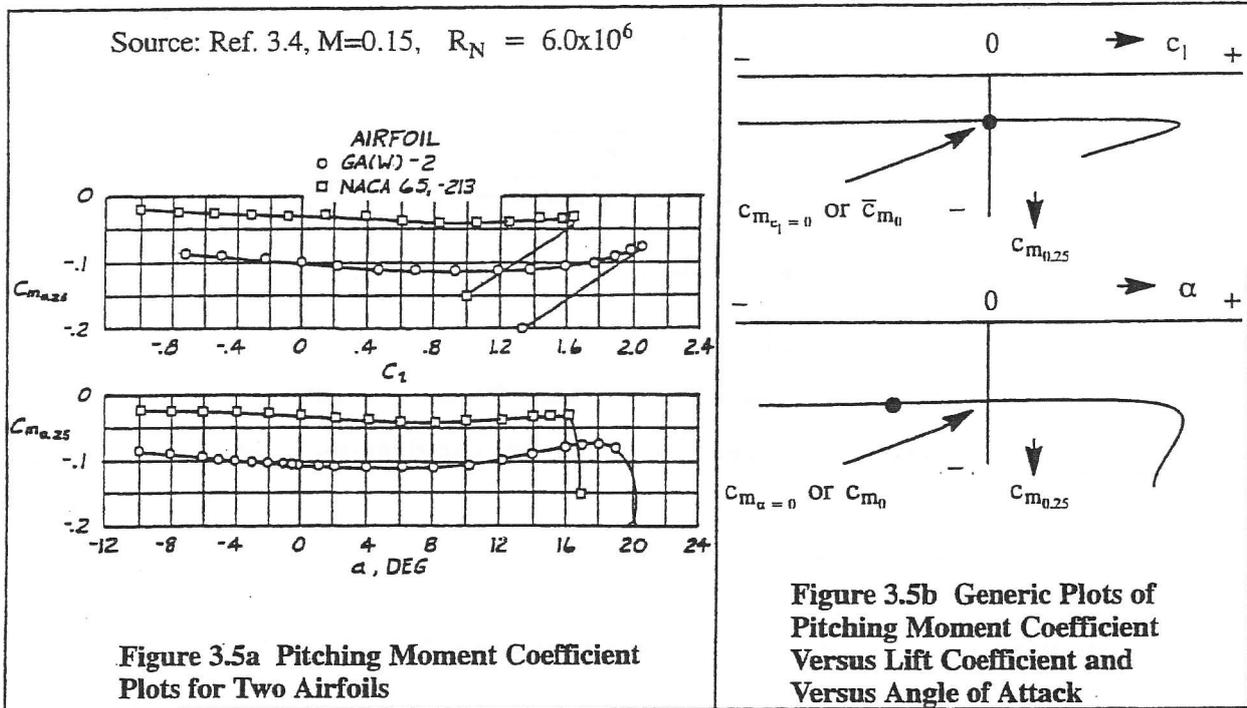
**Table 3.1 Experimental, Low Speed NACA Airfoil Data for Smooth Leading Edges**  
 (Note: Data reproduced from Reference 3.1 for  $R_N = 9 \times 10^6$ )

Airfoil	$\alpha_0$ (deg)	$\bar{c}_{m_0}$	$c_{l_\alpha}$ (1/deg)	$\bar{x}_{ac}$	$\alpha_{c_{l_{max}}}$ (deg)	$c_{l_{max}}$	$\alpha^*$ (deg)
0006	0	0	0.108	0.250	9.0	0.92	9.0
0009	0	0	0.109	0.250	13.4	1.32	11.4
1408	-0.8	-0.023	0.109	0.250	14.0	1.35	10.0
1410	-1.0	-0.020	0.108	0.247	14.3	1.50	11.0
1412	-1.1	-0.025	0.108	0.252	15.2	1.58	12.0
2412	-2.0	-0.047	0.105	0.247	16.8	1.68	9.5
2415	-2.0	-0.049	0.106	0.246	16.4	1.63	10.0
2418	-2.3	-0.050	0.103	0.241	14.0	1.47	10.0
2421	-1.8	-0.040	0.103	0.241	16.0	1.47	8.0
2424	-1.8	-0.040	0.098	0.231	16.0	1.29	8.4
23012	-1.4	-0.014	0.107	0.247	18.0	1.79	12.0
23015	-1.0	-0.007	0.107	0.243	18.0	1.72	10.0
23018	-1.2	-0.005	0.104	0.243	16.0	1.60	11.8
23021	-1.2	0	0.103	0.238	15.0	1.50	10.3
23024	-0.8	0	0.097	0.231	15.0	1.40	9.7
64-006	0	0	0.109	0.256	9.0	0.80	7.2
64-009	0	0	0.110	0.262	11.0	1.17	10.0
64 <sub>1</sub> -012	0	0	0.111	0.262	14.5	1.45	11.0
64 <sub>1</sub> -212	-1.3	-0.027	0.113	0.262	15.0	1.55	11.0
64 <sub>1</sub> -412	-2.6	-0.065	0.112	0.267	15.0	1.67	8.0
64-206	-1.0	-0.040	0.110	0.253	12.0	1.03	8.0
64-209	-1.5	-0.040	0.107	0.261	13.0	1.40	8.9
64-210	-1.6	-0.040	0.110	0.258	14.0	1.45	10.8
64A010	0	0	0.110	0.253	12.0	1.23	10.0
64A210	-1.5	-0.040	0.105	0.251	13.0	1.44	10.0
64A410	-3.0	-0.080	0.100	0.254	15.0	1.61	10.0
64 <sub>1</sub> A212	-2.0	-0.040	0.100	0.252	14.0	1.54	11.0
64 <sub>2</sub> A215	-2.0	-0.040	0.095	0.252	15.0	1.50	12.0

Note: For definition of symbols, see the list of Symbols

### 3.3.3 PITCHING MOMENT CURVE: $c_m$ VERSUS $c_l$ or $c_m$ VERSUS $\alpha$

Figure 3.5a shows typical airfoil data for  $c_m$  versus  $c_l$  and  $c_m$  versus  $\alpha$ .



The magnitude of the pitching moment coefficient,  $c_m$  depends on the location of the moment reference center. This moment reference center is normally identified in a subscript to  $c_m$ .

In Figure 3.5a the moment reference center is the quarter chord point, identified in the subscript as 0.25c or simply 0.25. Generic plots of  $c_m$  versus  $c_l$  and  $c_m$  versus  $\alpha$  are shown in Figure 3.5b.

Numerical values for the parameter  $c_{m_0}$  are given in Table 3.1 for several types of airfoil.

A very important reference point on an airfoil is its so-called aerodynamic center or a.c. The aerodynamic center is defined as that point about which the variation of the pitching moment coefficient with angle of attack is zero. To find the a.c., assume that in some experimental set-up the moment reference center was selected to be a distance  $x$  from the leading edge. Figure 3.6 shows the corresponding geometry. Neglecting the moment contribution due to drag it is seen that:

$$c_{m_x} \bar{q} c^2 = c_{m_x} \bar{q} c^2 + c_l \bar{q} c (x_{ac} - x) \tag{3.19}$$

## Airfoil Theory

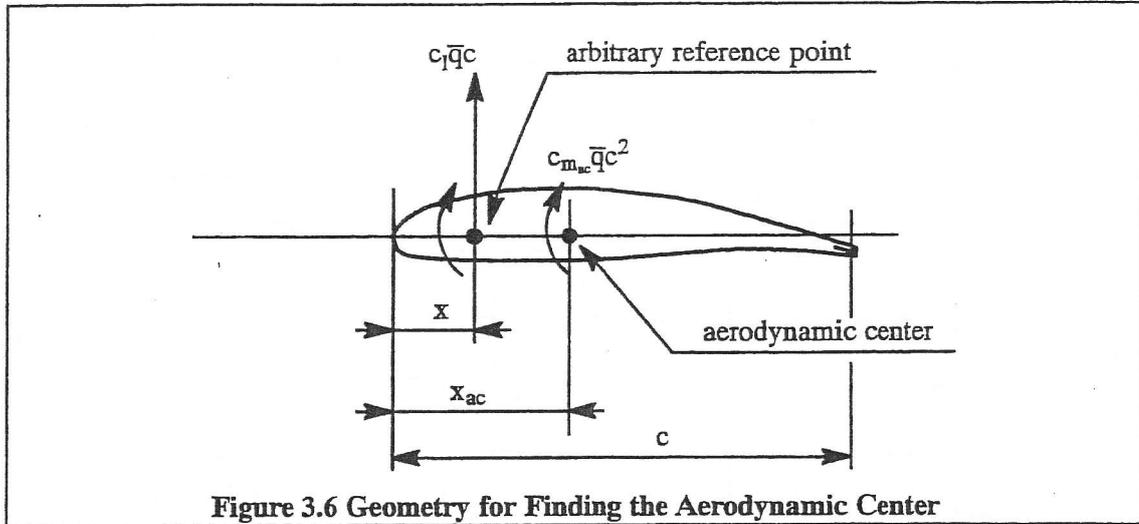


Figure 3.6 Geometry for Finding the Aerodynamic Center

$$c_{m_{ac}} = c_{m_x} + c_l \left( \frac{x_{ac} - x}{c} \right) \quad (3.20)$$

By definition,  $c_{m_{ac}}$  is independent of the angle of attack,  $\alpha$ , and therefore:

$$\frac{\partial c_{m_{ac}}}{\partial \alpha} = 0 = \frac{\partial c_{m_x}}{\partial \alpha} + \frac{\partial c_l}{\partial \alpha} \left( \frac{x_{ac} - x}{c} \right) \quad (3.21)$$

From this it follows that:

$$\frac{x_{ac}}{c} = \frac{x}{c} - \frac{\partial c_{m_x}}{\partial c_l} \quad (3.22)$$

Using experimental data of  $c_{m_x}$  versus  $c_l$  it is therefore possible to compute the location of the aerodynamic center,  $x_{ac}$ . From experimental data taken at low subsonic Mach numbers it is normally found that the aerodynamic center is at the quarter chord point:  $\frac{x_{ac}}{c} \approx 0.25$ .

### 3.4 AIRFOIL PRESSURE DISTRIBUTION

The pressure distribution over an airfoil is important for load calculations and for control surface hinge moment calculations. The pressure distribution is normally expressed in terms of the so-called pressure coefficient,  $c_p$ , which is defined as:

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{\bar{q}_\infty} \quad (3.23)$$

Airfoil Theory

At low speed, use of the incompressible Bernoulli equation Eqn (2.9), allows Eqn (3.23) to be cast in the following form:

$$c_p = 1 - \left(\frac{V}{V_\infty}\right)^2 \tag{3.24}$$

Eqn (3.24) shows that in incompressible flow  $c_p = 1.0$  at the stagnation point, where  $V=0$ . A typical example of a pressure distribution over an airfoil at low speed is shown in Figure 3.7.

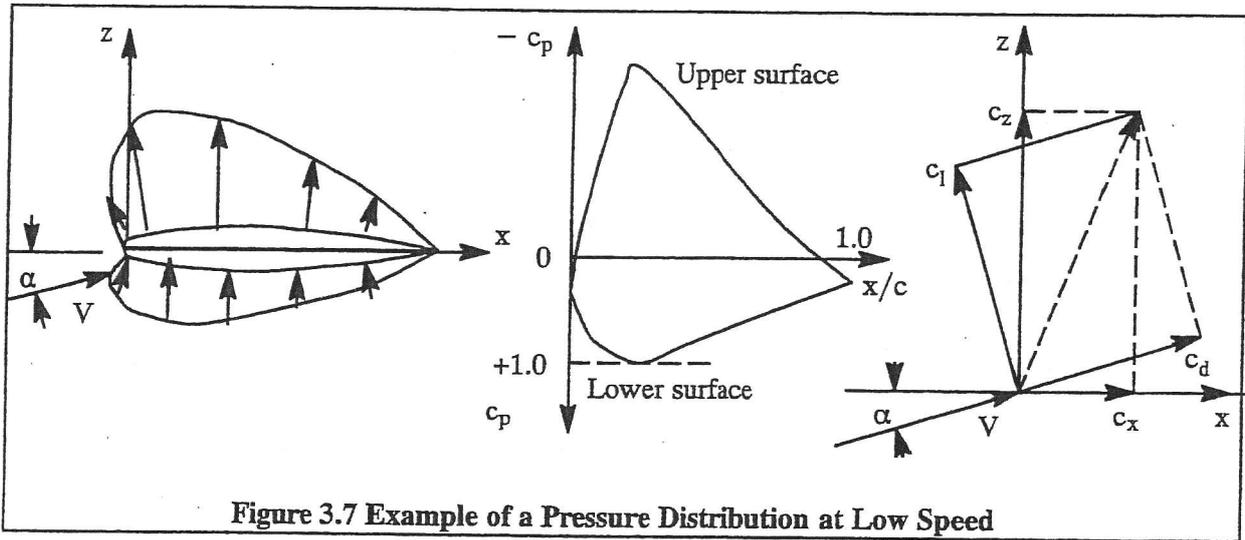


Figure 3.7 Example of a Pressure Distribution at Low Speed

The effect of angle of attack and of control surface deflection on the pressure distribution over an airfoil is shown in Figure 3.8. Note the peak pressure near the leading edge as a result of a change in angle of attack. Also note the peak pressure near the hinge line as a result of a control surface deflection.

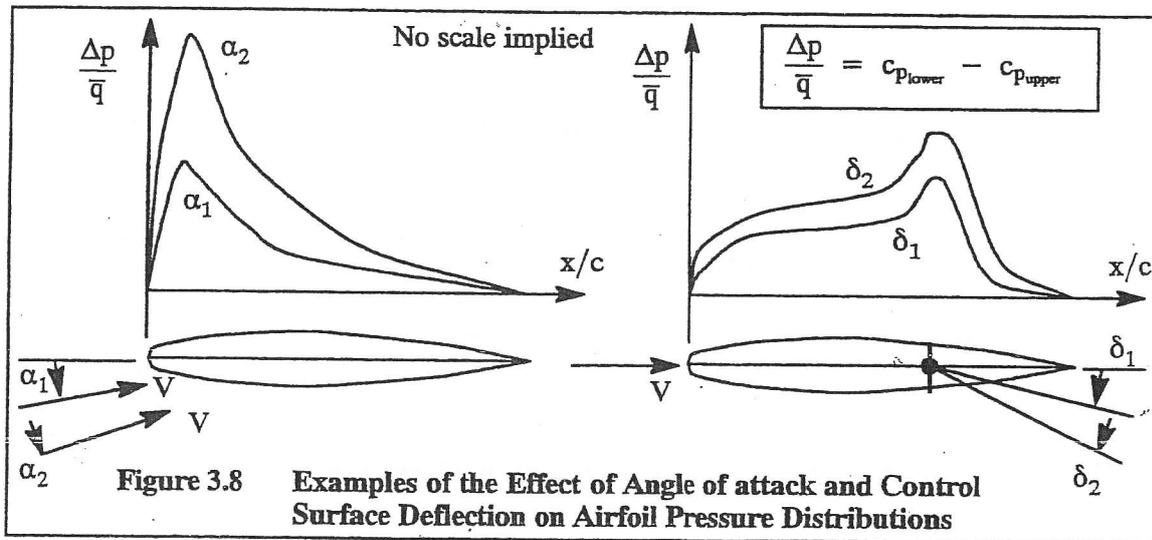


Figure 3.8 Examples of the Effect of Angle of attack and Control Surface Deflection on Airfoil Pressure Distributions

## Airfoil Theory

By integrating the pressure distributions,  $c_l$  and  $c_d$  can be obtained. The force coefficients  $c_z$  and  $c_x$  now follow from:

$$c_z = \frac{Z}{qc} = \int_0^1 (c_{p_{lower}} - c_{p_{upper}}) d\left(\frac{X}{c}\right) \quad (3.25a)$$

$$c_x = \frac{X}{qc} = \int_0^1 (c_{p_{lower}} - c_{p_{upper}}) d\left(\frac{Z}{c}\right) \quad (3.25b)$$

From these equations it is possible to compute  $c_l$  and  $c_d$  as:

$$c_l = c_z \cos \alpha - c_x \sin \alpha \quad (3.26a)$$

$$c_d = c_z \sin \alpha + c_x \cos \alpha \quad (3.26b)$$

The vectorial relationship between  $c_l$  and  $c_d$  on the one hand and  $c_z$  and  $c_x$  on the other hand is also illustrated in Figure 3.7.

Finally, the pitching moment coefficient relative to the leading edge may be computed from:

$$c_{m_{\text{leading edge}}} = \int_0^1 (c_{p_{lower}} - c_{p_{upper}}) \frac{X}{c} d\left(\frac{X}{c}\right) \quad (3.27)$$

### 3.5 COMPRESSIBILITY EFFECTS

Due to the variation of local velocity over the curved surface of an airfoil, the local Mach number of the flow can vary considerably from that of the free stream. By increasing the free stream Mach number at a given angle of attack, eventually a free stream Mach number is reached for which sonic speed occurs somewhere on the airfoil surface. That free stream Mach number from which this first occurs is defined as the **critical Mach number**.

The pressure coefficient at some point on an airfoil, where sonic velocity is first reached, is called the **critical pressure coefficient**. In the following an expression will be derived from which the critical pressure coefficient can be determined.

From the compressible Bernoulli equation (2.36) it follows that:

$$\frac{V^2}{2} - \frac{V_\infty^2}{2} = - \left( \frac{1}{\gamma - 1} \right) \left( \frac{\gamma P}{\rho} - \frac{\gamma P_\infty}{\rho_\infty} \right) = \left\{ \frac{\gamma P_\infty}{\rho_\infty (\gamma - 1)} \right\} \left( \frac{P}{\rho P_\infty} - 1 \right) =$$

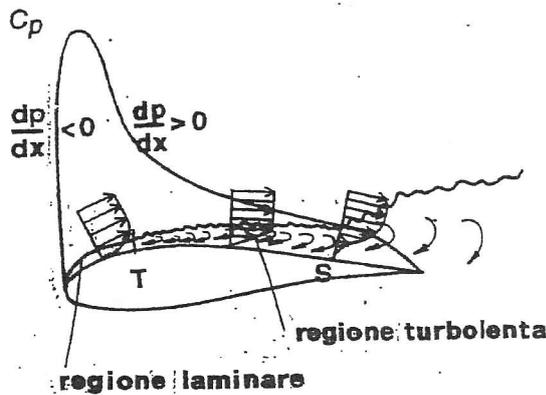
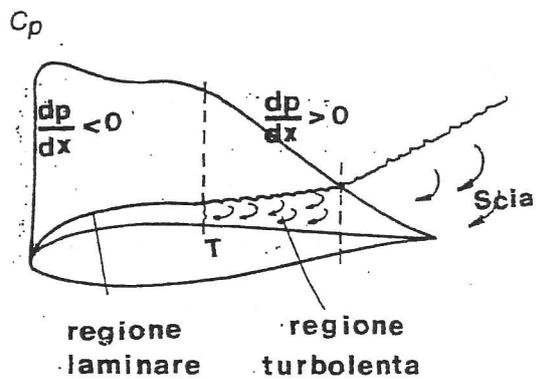


Fig. IV-28

Le superfici dei profili alari dovranno essere, pertanto, perfettamente levigate soprattutto nelle parti anteriori. Si comprende, inoltre, la necessità di produrre sulle pareti delle ali estese regioni di flusso laminare.

Flussi laminari stabili possono realizzarsi se è piccola, o trascurabile, la turbolenza iniziale della corrente ed in assenza di rugosità sulle superfici in esame. In queste condizioni il parametro che influenza e regola il processo di transizione dal flusso laminare a quello turbolento è rappresentato dall'andamento delle pressioni sul dorso e sul ventre dei profili, fig. IV-28.

E' op  
rendono ste  
picchi di d  
turbolento,

Le g  
Mondiale, e  
avanzate ve  
conseguenz  
depressione  
IV-29, siccl  
relativamen

Co:  
1896) era  
concavità  
(C) o "po  
corrispon

Co  
distribuzi  
massimo i  
di flusso l  
quindi in  
caratteris  
Nella fig.  
tipico pro

(\*)  $C_{p_{max}}$   
angolo di  $\alpha$

(\*\*) Non è  
aumento de

slope. Note  
there is still  
this is due to  
the pitch to  
 $\alpha$  when lift  
in Fig. 5.6.  
a cambered  
that the lift  
5.6, at the  
s-down. As  
 $c_{l,max}$  and  
re the lift is

design. It is  
ated in Fig.  
int 1 on the  
the surface,  
friction is to  
dient, there  
s the angle  
f the airfoil  
 $\alpha$ —the flow  
t decreases.  
l with point  
scussion of  
c. 4.21.)  
ow, just be-  
vely. These

oil

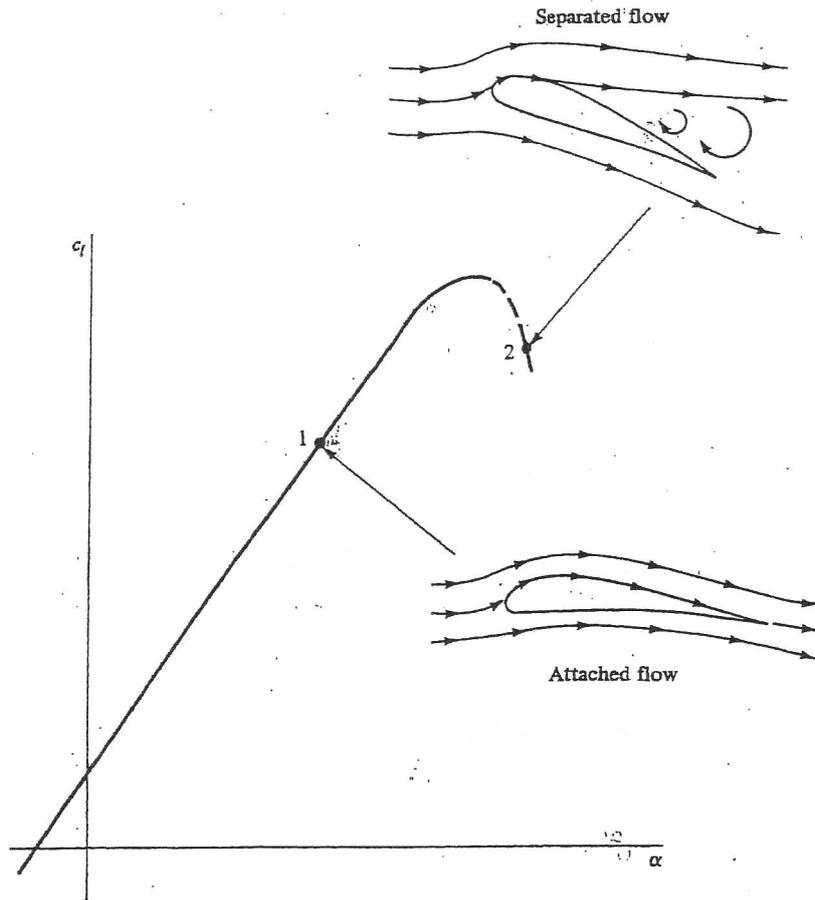


Figure 5.8 Flow mechanism associated with stalling.

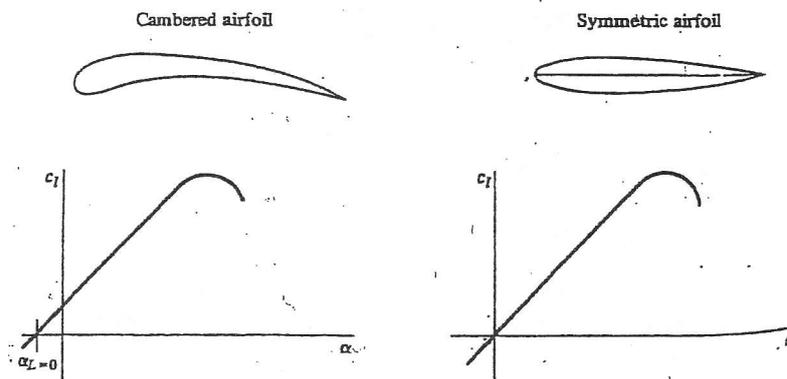


Figure 5.7 Comparison of lift curves for cambered and symmetric airfoils.



Figure 5.8 Flow

figures are pho  
model has been  
glows under ub  
indicates the st  
of attack is bel  
high surface sh  
the angle of att  
flow pattern ha  
low-energy reci  
The flow over a

### 3.8 AIRFOIL MAXIMUM LIFT CHARACTERISTICS

The maximum lift characteristics of an airfoil as well as the associated stall behavior are of great importance to airplane performance.

Whenever the airflow around an airfoil separates, stall is said to have started. From a  $c_l - \alpha$  viewpoint there are two types of stall: gradual and abrupt. Figure 3.19 shows examples of each type.

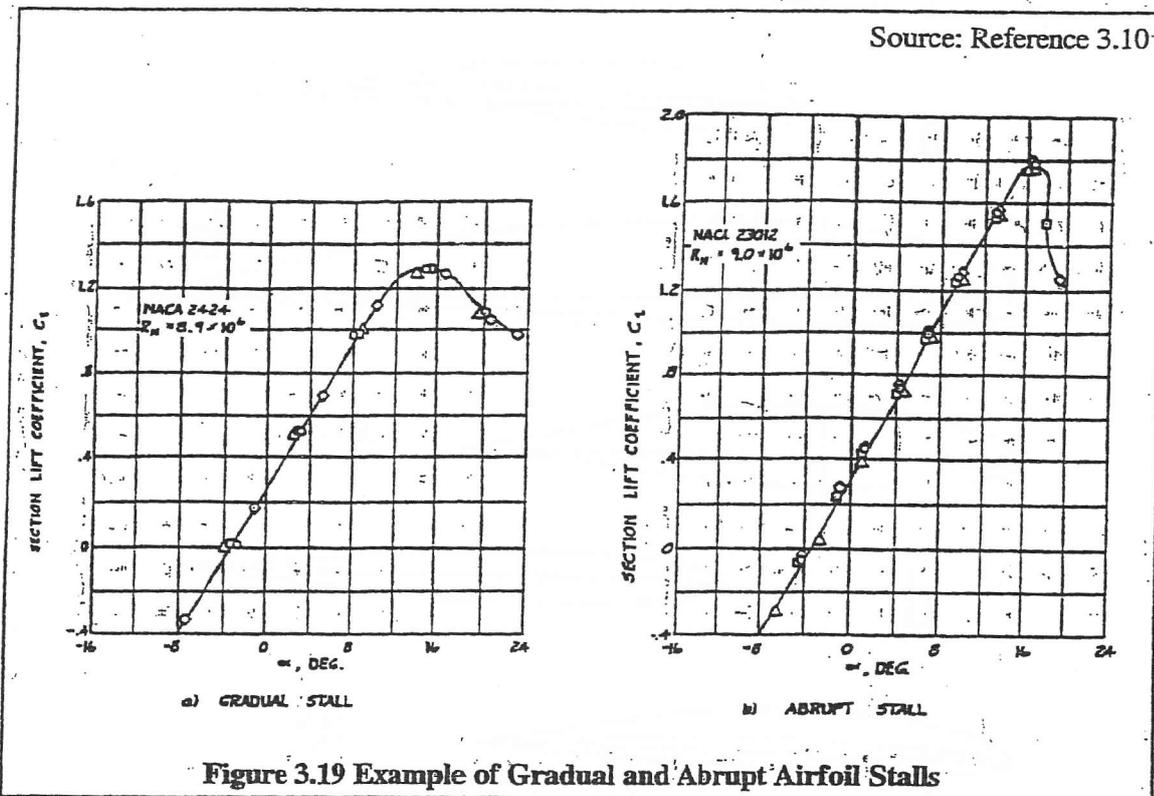


Figure 3.19 Example of Gradual and Abrupt Airfoil Stalls

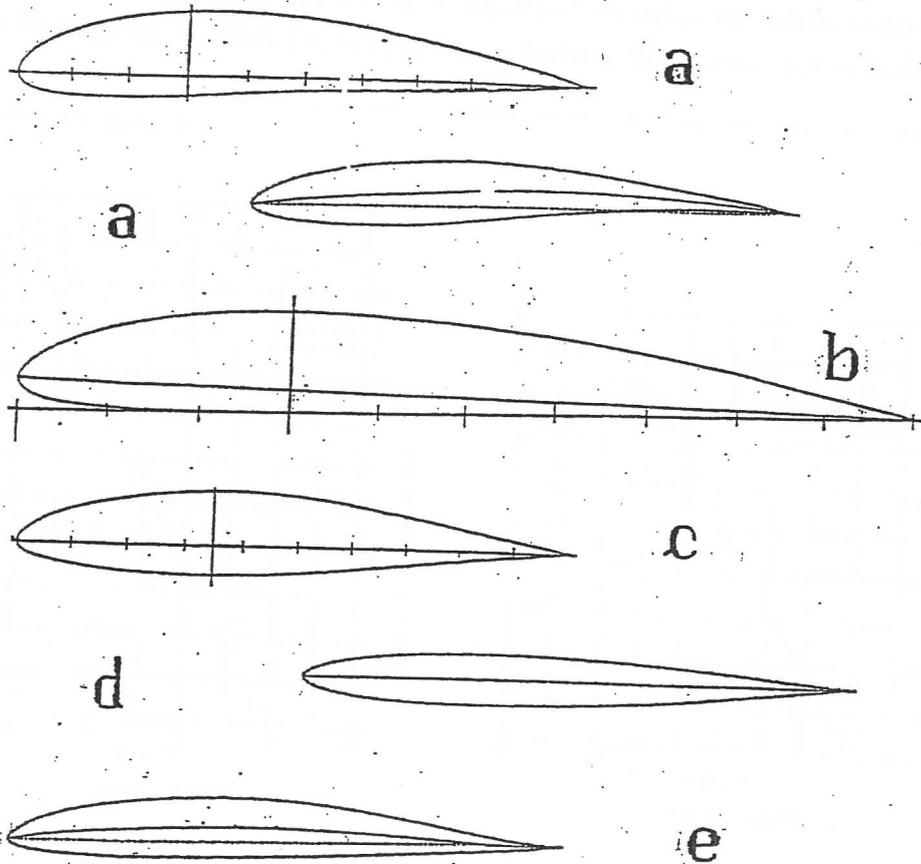
The first type of stall is characterized by a gradual stall followed by a shallow drop-off of the section lift coefficient. This type of stall frequently occurs on airfoils with moderate or thick sections.

The second type of stall is characterized by an abrupt drop-off of the section lift coefficient. It is often associated with thin airfoil sections.

The main airfoil design features which affect section stall and therefore the maximum lift coefficient are:

- |                    |                                  |
|--------------------|----------------------------------|
| a) thickness ratio | b) leading edge radius           |
| c) camber          | d) location of maximum thickness |

These four factors are discussed in Sub-section 3.8.1.



TIPI DI PROFILI [dall'alto]:

- (a) CONCAVO-CONVESSO  
EA-30615; (Harry Riblett)  
GO-35012; (Guenter Obrecht)
- (b) PIANO-CONVESSO  
Clark Y; (NACA)
- (c) BICONVESSO ASIMMETRICO  
EA-35A315; (Harry Riblett)
- (d) BICONVESSO SIMMETRICO  
RS 12 A; (Rolf, Sirsberger)
- (e) AUTOSTABILE  
M1-1B; (Martin Hepperle)

FIG. 5.19  
Esempi di profili validi.

chord  
itself.  
bottom.  
  
aero-  
foil  
is the

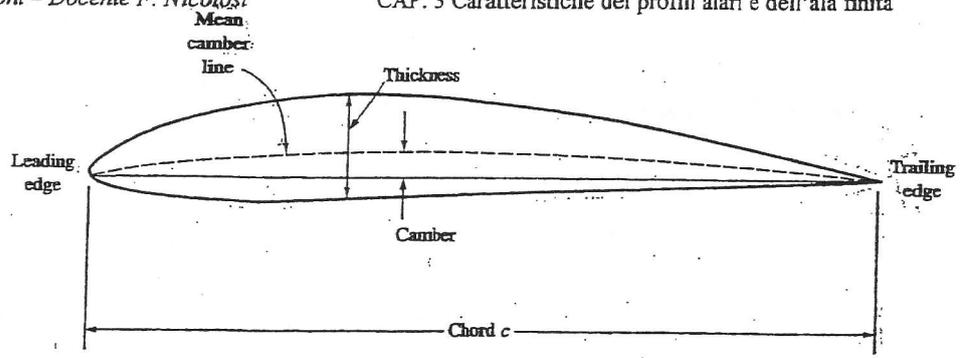


Figure 2.15 Airfoil nomenclature.

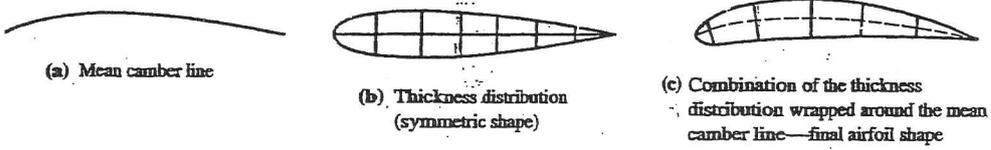


Figure 2.16 Buildup of an airfoil profile.

is an  
for t  
secti  
shap  
the l  
distr  
actu:  
The  
exam

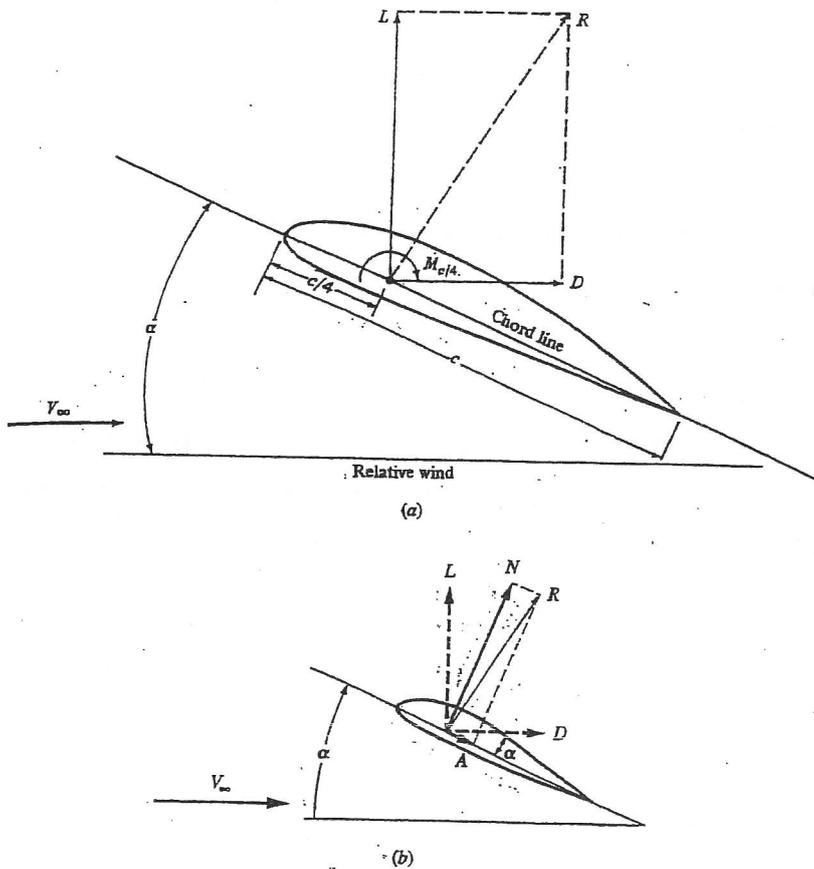


Figure 5.4 Sketch showing the definitions of (a) lift, drag, moments, angle of attack, and relative wind, (b) normal and axial force.

86 ELEMENTS OF AIRPLANE PERFORMANCE

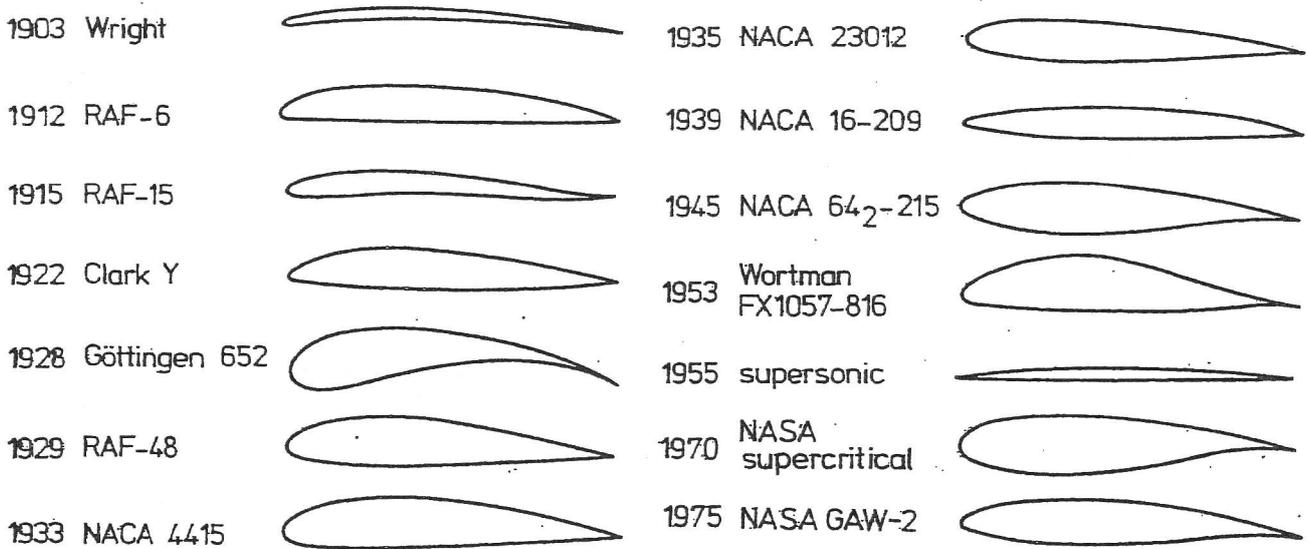
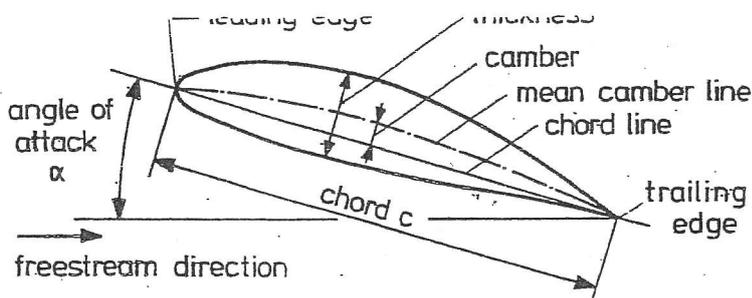
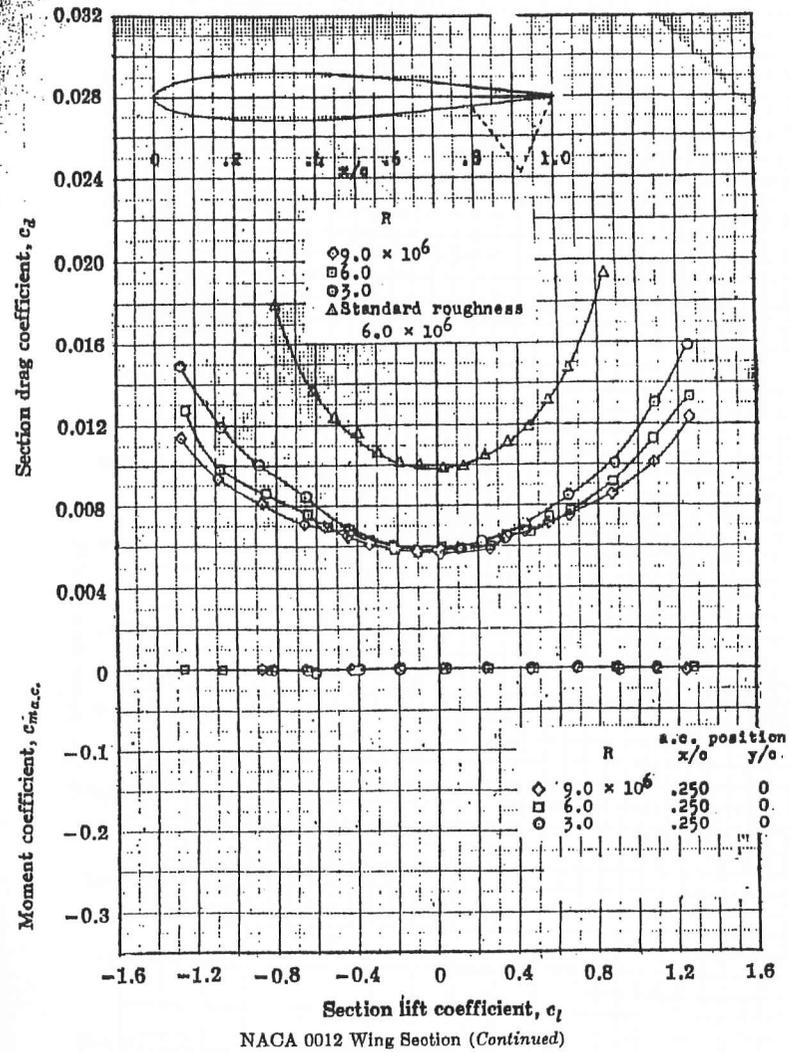
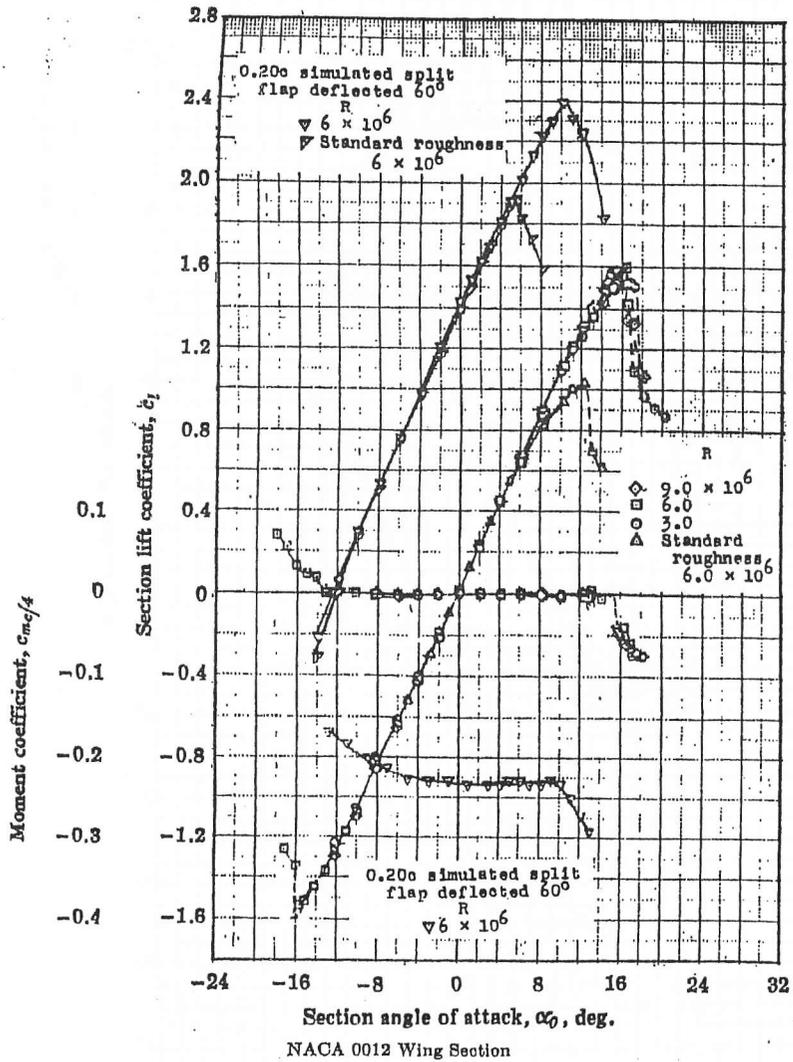


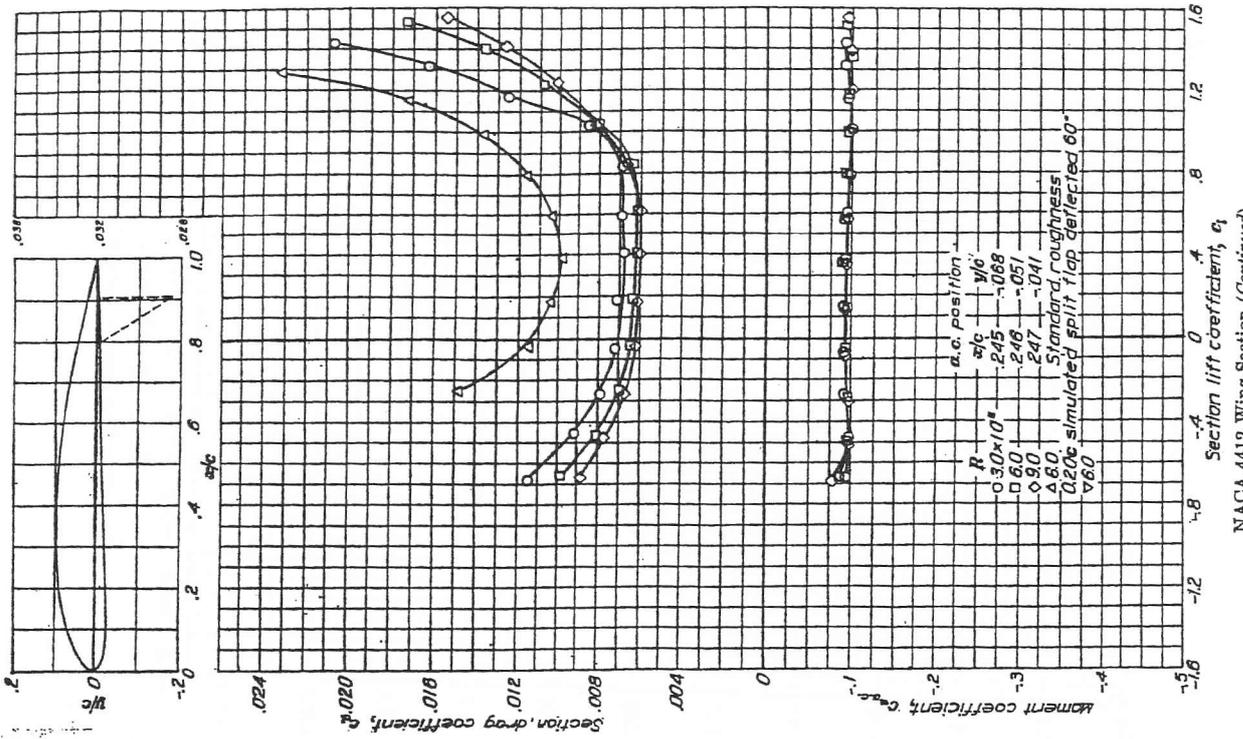
FIGURE 4.2-1. Historical review of airfoil shapes

The improved shape gives a more evenly distributed pressure over the surface, permitting the section to be thicker without causing more drag at high-subsonic airspeeds than its predecessors. More recently was designed the GAW-2 airfoil for application on the low-subsonic general aviation airplanes. This airfoil type produces reduced drag coefficients and an increased maximum lift coefficient. Figure 4.2-2 gives the nomenclature in defining the shape of an airfoil. The mean camber line determines the amount of curvature and is the line that is situated in the middle between upper and lower surfaces. The ends of the mean camber line are the leading edge and the trailing edge points. The chord line is the straight line joining the two ends of the mean camber line. The chord is the distance between leading edge and trailing edge points, measured along the chord line. The angle between the freestream direction and the chord line is the angle of attack  $\alpha$ .



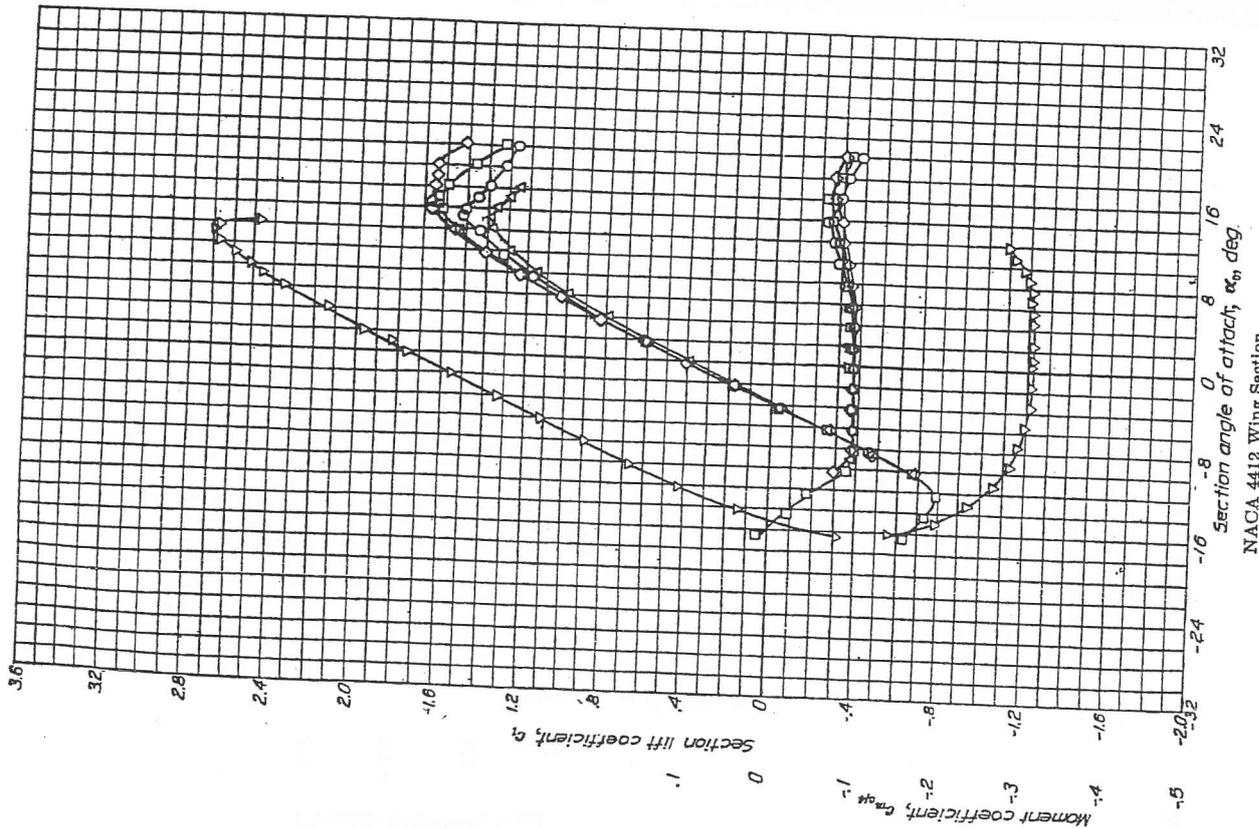


APPENDIX IV



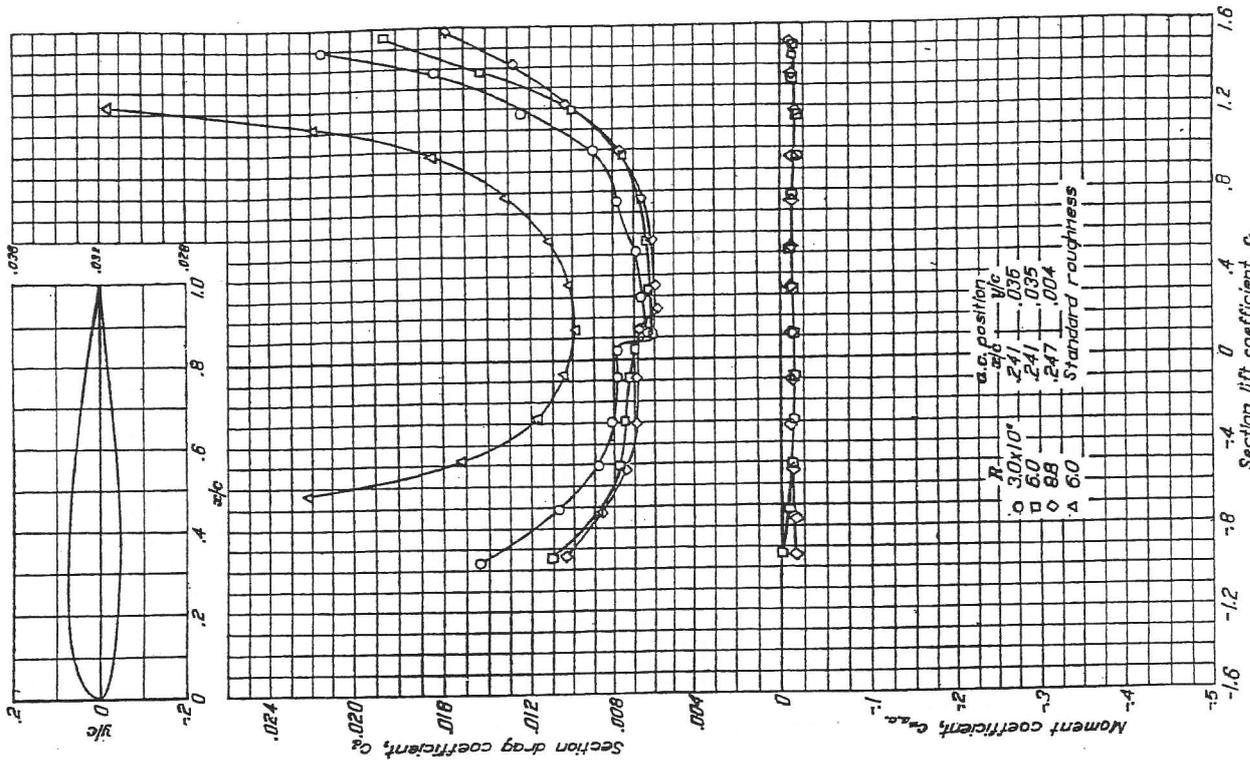
NACA 4412 Wing Section (Continued)

THEORY OF WING SECTIONS



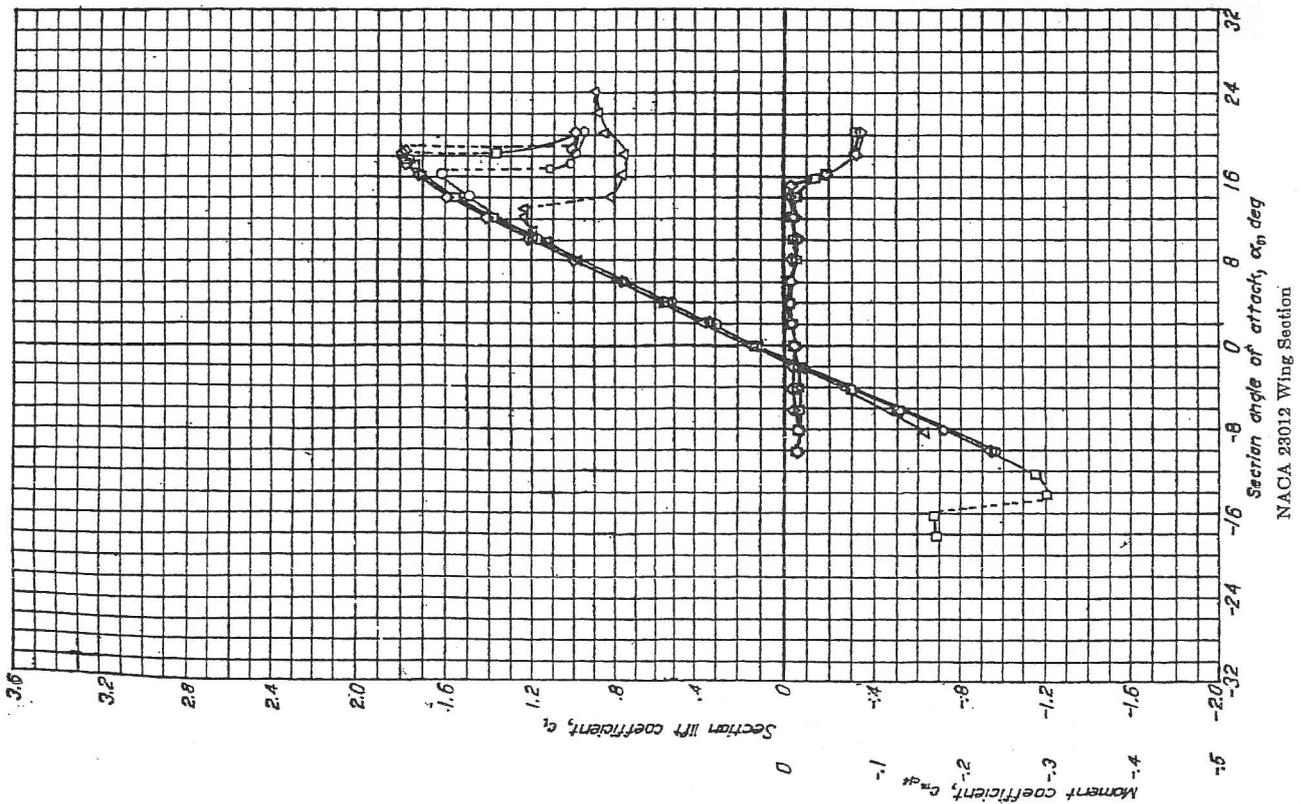
NACA 4412 Wing Section

APPENDIX IV

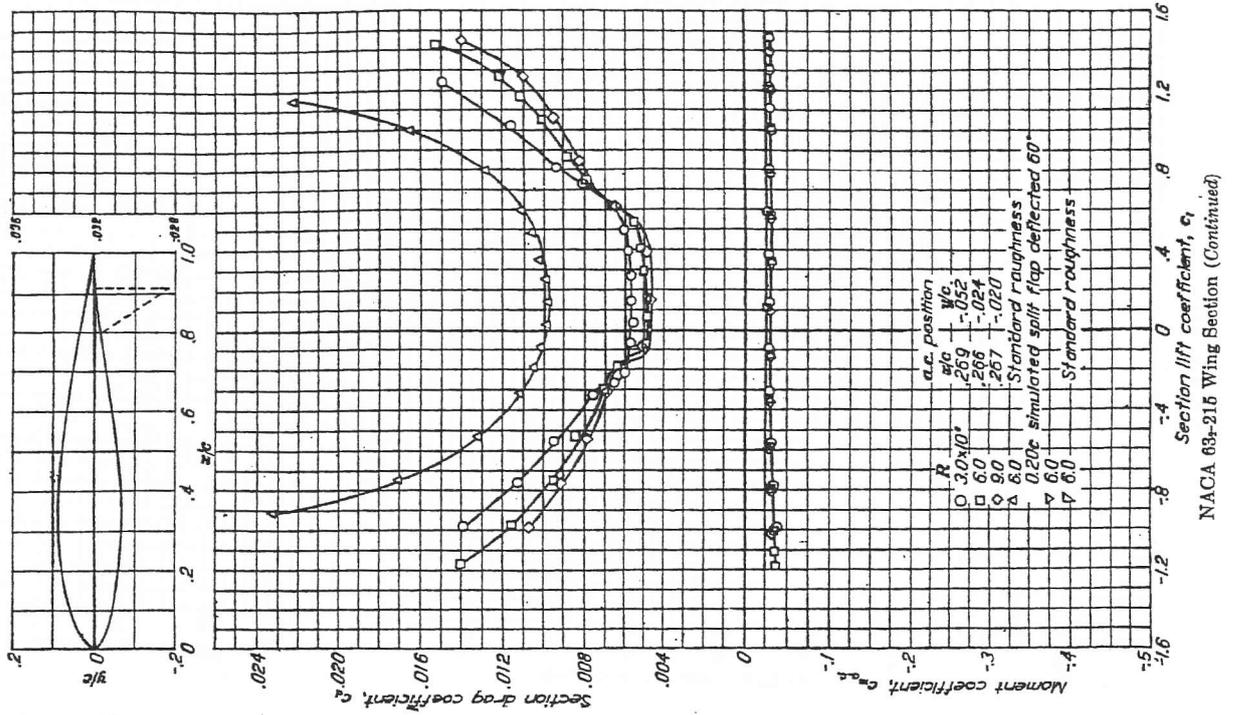
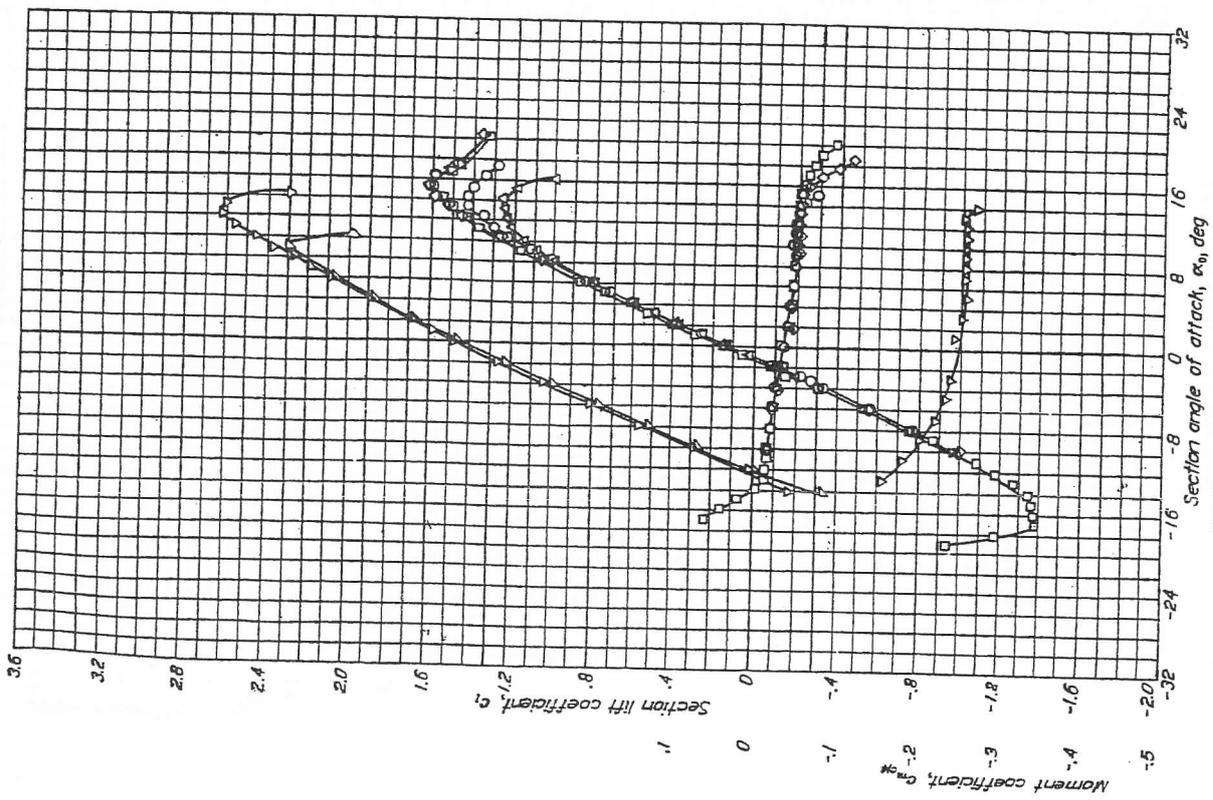


NACA 23012 Wing Section (Continued)

THEORY OF WING SECTIONS



NACA 23012 Wing Section



Although the possibility of such airfoils was known for some time, their successful development in modern times is attributed to R. T. Whitcomb. A Whitcomb-type supercritical airfoil is pictured in Figure 3.7.

Tested at low speeds, the supercritical airfoils were found to have good  $C_{l_{max}}$  values as well as low  $C_d$  values at moderate lift coefficients. As a result, another family of airfoils evolved from the supercritical airfoils, but for low-speed applications. These are the "general aviation" airfoils, designated GA(W) for general aviation (Whitcomb). The GA(W)-1 airfoil is the last of the

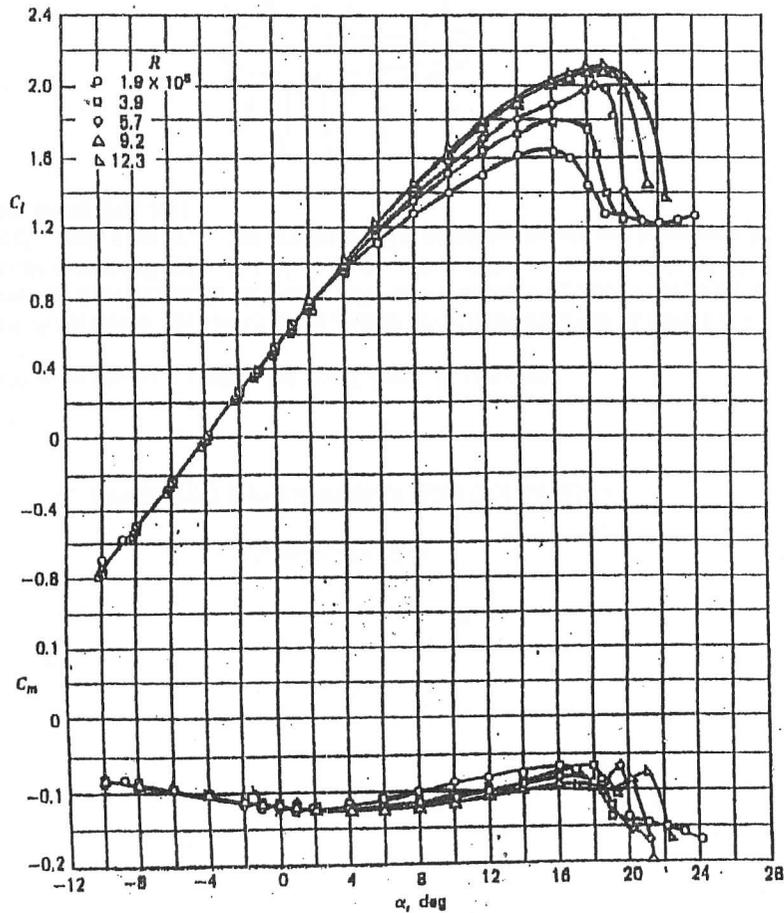


Figure 3.10a Effect of Reynolds number on section characteristics of the

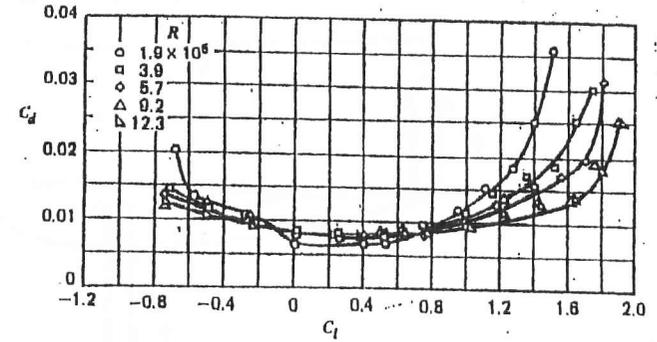


Figure 3.10b Conditions same as Figure 3.10a.

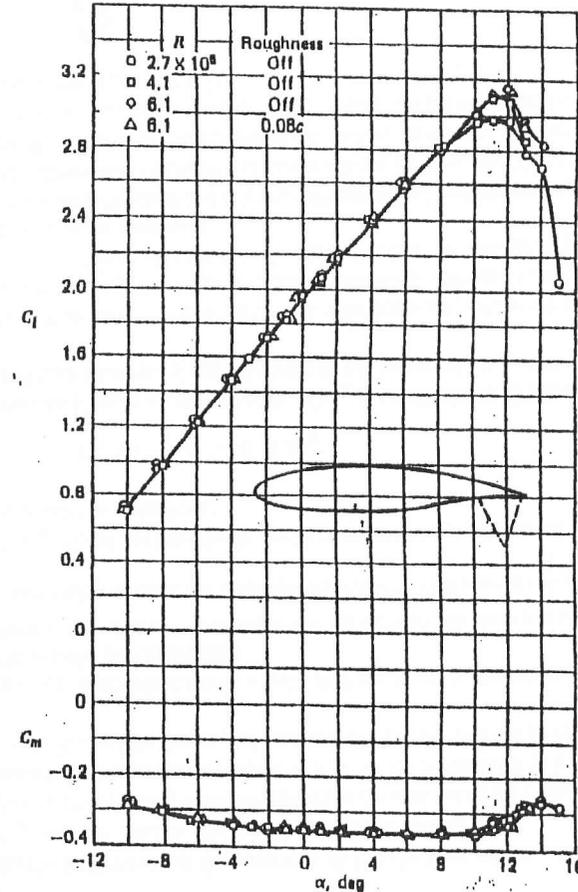


Figure 3.10c GA(W)-1 airfoil section characteristics for  $R = 0.6 \times 10^5$

## CAPITOLO QUINTO

### IL MOMENTO DELLA FORZA AERODINAMICA

#### Sez. 1 Rappresentazione grafica del coefficiente di momento

L'analisi del flusso che scorre su un profilo alare a determinate incidenze consente di mettere in evidenza, in vicinanza dello strato limite, una distribuzione della pressione che genera sulle superfici elementari costituenti l'ala, una serie di forze «f», ognuna delle quali è ottenuta dal prodotto della pressione locale per la superficie elementare stessa (fig. 5-1).

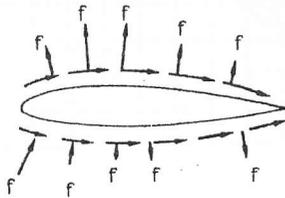


Fig. 5-1: Forze elementari agenti su un profilo alare.

Oltre a queste ne esistono altre, con direzione tangenziale al profilo, generate dall'attrito viscoso all'interno dello strato limite. La somma vettoriale di questo insieme di forze è la risultante aerodinamica le cui componenti, parallele e perpendicolari al moto, rappresentano rispettivamente la resistenza e la portanza.

Quest'ultima forza in particolare è la principale responsabile dell'originarsi di un momento aerodinamico (forza · braccio) definito anche «momento di beccheggio».

Quando si procede allo studio delle caratteristiche dei profili alari si adotta quasi sempre, come polo di riferimento dei momenti di beccheggio, il loro bordo d'entrata; per quanto riguarda l'aereo completo e lo studio dei problemi di stabilità, si

preferisce invece assumere come polo di riferimento il baricentro ovvero il centro di gravità del velivolo.

Nel corso dello studio indicheremo il momento di beccheggio relativo al solo profilo con la sigla  $M_A$ , mentre quello dell'aereo completo con  $M_{CG}$ .

Il momento di beccheggio dell'ala, essendo generato da una forza aerodinamica (la portanza), è proporzionale come quest'ultima a  $\rho$ , a  $V^2$  ed  $S$ , nonché al braccio con cui essa agisce, oppure il che è lo stesso, ad una misura di riferimento prefissata dell'ala.

In genere si assume come riferimento la corda dell'ala o se questa ultima non è rettangolare, la corda media aerodinamica.

Cosicché il momento di beccheggio, analogamente a quanto già visto per la portanza e la resistenza, risulta dipendente sia dalle caratteristiche della vena ( $\frac{1}{2} \rho V^2$ ), sia da quelle dell'ala ( $Cm_A$ ,  $S$ ) ed inoltre dal braccio compreso tra la forza ed il polo di riferimento ( $l$ ), secondo la relazione:

$$M_A = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{m_A} l$$

in cui l'indice  $A$  rappresenta il polo di riferimento,  $Cm_A$  il coefficiente di momento adimensionale e di significato analogo al coefficiente di portanza ed  $l$  la misura della corda alare.

Cerchiamo ora di comprendere il significato di questa formula; poniamo un'ala rettangolare costruita da profili uguali in galleria aerodinamica, fulcrata al suo bordo d'entrata in modo che sia libera di ruotare; diamole inoltre un'incidenza per la quale si conosca già la portanza generata.

Questa forza agisce ad una distanza  $x$  dal bordo d'entrata ed origina conseguentemente un momento aerodinamico di cui ora ci proponiamo di misurare l'intensità.

Poiché l'ala è libera di ruotare, per mantenerla all'incidenza voluta, si deve equilibrare questo momento generato in galleria aerodinamica (fig. 5-2) con un altro uguale ed opposto artificialmente prodotto ( $q \cdot l$ ).

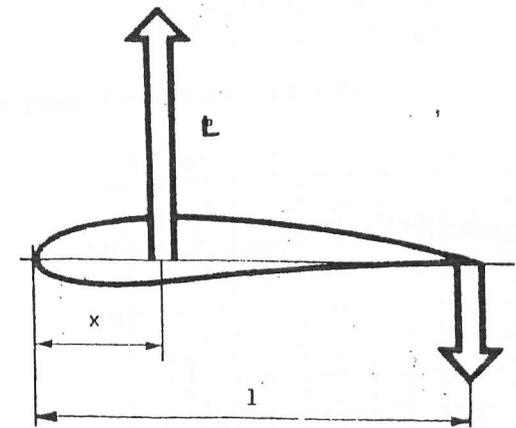


Fig. 5-2: Il «momento aerodinamico» di un profilo alare.

Per motivi di ordine pratico si preferisce cioè immaginare che il momento, in realtà provocato dalla portanza ( $L \cdot x$ ), venga generato da un'ipotetica forza aerodinamica ( $\frac{1}{2} C_m \rho S V^2$ ), di intensità uguale a «q», applicata però sul bordo di uscita del profilo.

Ciò consente tra l'altro di semplificare notevolmente il calcolo del momento provocato dalla portanza e soprattutto quello impiegato per l'individuazione della distanza tra il punto dove tale forza si «considera» applicata ed il fulcro del profilo o meglio dell'ala.

Adottando pertanto, come braccio del momento equilibrante, la corda dell'ala ed applicando la forza «q» al bordo d'uscita, l'equazione di equilibrio del sistema si esprime:

$$L \cdot x = q \cdot l = M_A$$

che messa sotto forma completa diventa:

$$\frac{1}{2} C_l \rho S V^2 \cdot x = \frac{1}{2} C_{m_A} \rho S V^2 \cdot l$$

tramite la quale si può esprimere il rapporto caratteristico:

$$x/l = \frac{1}{2} C_{m_A} \rho S V^2 / \frac{1}{2} C_l \rho S V^2 = C_{m_A} / C_l$$

Il metodo per la determinazione dei  $C_m$  è piuttosto semplice; è sufficiente mantenere l'ala a varie incidenze mediante delle forze misurabili q realizzabili artificialmente e ricavare, nota superficie alare e pressione dinamica, il coefficiente di momento:

$$C_{m_A} = q / \frac{1}{2} \rho S V^2$$

ed assegnare, per convenzione, segno positivo ai momenti cabranti e negativo a quelli picchianti (fig. 5-3).

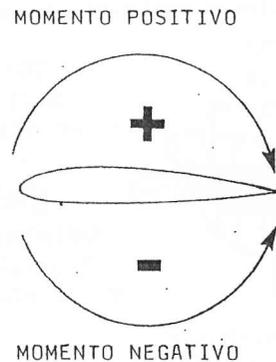


Fig. 5-3: Segno del momento aerodinamico.

Per comodità di calcolo si preferisce immaginare che il punto di applicazione, della forza responsabile della nascita del momento aerodinamico, rimanga fisso in

una determinata posizione a qualunque incidenza o altrimenti che il braccio x rimanga costante.

Il punto, rispetto cui la risultante dei momenti aerodinamici è costante al variare dell'incidenza, si definisce «fuoco»; ne esamineremo in seguito il suo preciso significato.

Per quanto sopra la relazione  $C_{m_A} / C_l = x/l$  si semplifica e diviene  $C_{m_A} / C_l =$  costante, rappresentabile su un sistema di assi cartesiani  $C_l$ - $C_m$  tramite una semiretta.

L'effetto dell'incidenza nei confronti del  $C_{m_A}$  viene quindi messo in relazione con il corrispondente  $C_l$  ed utilizzato per tracciare un diagramma, che pone in evidenza l'andamento praticamente rettilineo per incidenze lontane da quella critica di stallo.

Si può inoltre constatare che mentre il profilo simmetrico ha  $C_{m_A}$  uguale a zero all'incidenza di portanza nulla, tutti gli altri presentano nelle stesse condizioni  $C_{m_A}$  diversi da zero e tanto più accentuati, quanto più sono asimmetrici; il valore zero del coefficiente di momento si ottiene in questi casi portando il profilo in condizioni di portanza negativa (fig. 5-4).

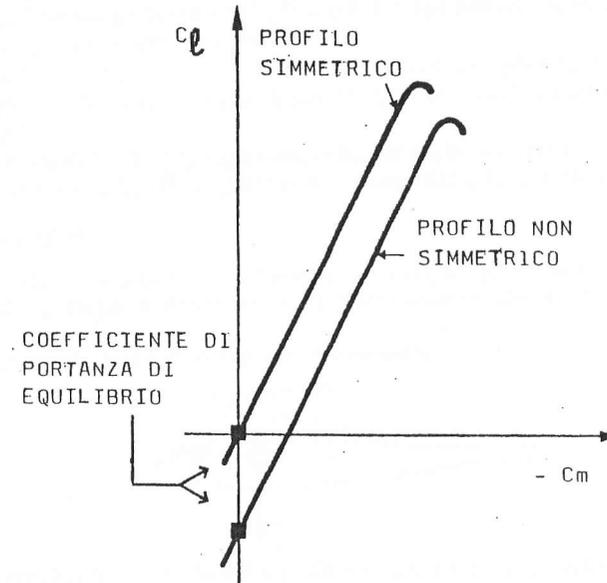


Fig. 5-4: Curva dei coefficienti di momento di un'ala isolata con profili simmetrici asimmetrici.

L'andamento della variazione del  $C_m$  in funzione del  $C_l$  è lineare anche in questo caso, ma l'equazione rappresentativa della semiretta  $C_l$ - $C_m$  differisce dalla precedente per la presenza di una costante ovvero di un momento picchiante ( $C_{m_0}$ ) presente comunque sul profilo ed indipendente sia dalla portanza che dalla distanza del suo punto di applicazione rispetto al fulcro del profilo.

Ciò significa che all'incidenza di portanza nulla il profilo asimmetrico, pur non essendo portante, è sottoposto ad una coppia che tende a farlo picchiare.

Come sia possibile avere momenti a picchiare anche in assenza di portanza dell'ala lo si può capire osservando la distribuzione tipica delle pressioni intorno al profilo quando viene posto ad incidenza di  $C_p=0$  (fig. 5-5).

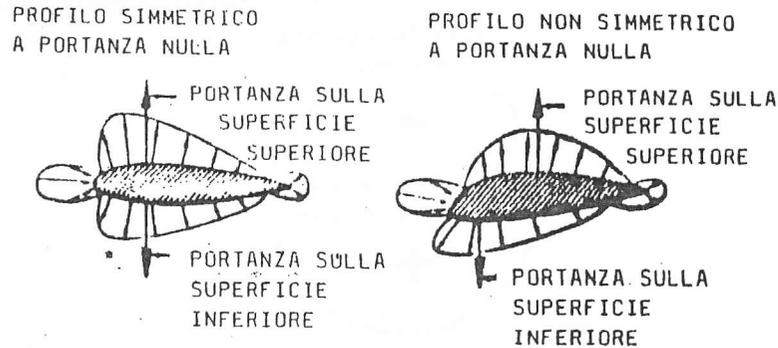


Fig. 5-5: Genesi del momento aerodinamico a portanza nulla.

L'insieme delle pressioni provoca sul dorso una portanza positiva  $P_1$ , e sul ventre una portanza negativa  $P_2$ , uguale per intensità all'altra, ma non direttamente opposta ad essa, bensì più vicina al bordo d'entrata talché la risultante è una coppia.

Il valore del coefficiente di momento per  $C_p=0$  è perciò rappresentativo «esclusivamente» della coppia generata dalle semiportanze ventrali e dorsali, in condizioni di portanza totale nulla; tale coefficiente non dipende quindi dalla portanza ma solo dal tipo di profilo e dall'inarcamento e si definisce appunto  $C_{m_0}$ .

Riassumendo, il momento che si sviluppa su di un profilo asimmetrico a portanza zero è generato da una coppia di forze uguali e contrarie ed è indipendente dalla posizione del punto di cerniera del profilo.

I profili asimmetrici e concavo-convessi danno luogo ad un momento a picchiare e quindi ad un  $C_{m_0}$  negativo il cui valore è tra l'altro, tanto più elevato quanto più il profilo si discosta da quello simmetrico che come caso particolarissimo ha  $C_{m_0}=0$  (fig. 5-6).



Fig. 5-6: Effetto dell'inarcamento del profilo sul  $C_{m_0}$ .

Per quanto detto l'equazione algebrica rappresentativa della semiretta  $C_p-C_m$  di un profilo «non» simmetrico è:

$$C_m = C_{m_0} + C_p \cdot x/l$$

dove:

$C_m$  = Coefficiente di momento risultante

$C_{m_0}$  = Coefficiente di momento a portanza nulla, generalmente picchiante cioè negativo

$C_p$  = Coefficiente di portanza

$x$  = Distanza tra il fulcro ed il fuoco; tale distanza è positiva se il fulcro sta dietro il fuoco, negativa in caso contrario, in conformità al criterio generale che considera negativi i momenti picchiante e positivi quelli cabranti.

## Sez. 2 Cambiamento del punto di riduzione dei momenti

Osserviamo ora come si modificano le curve  $C_m-C_p$  quando si cambia il polo rispetto al quale si considerano i momenti dovuti alla portanza; adottiamo ad esempio come fulcro (fig. 5-7) un punto «B» leggermente a valle del bordo d'entrata «A».

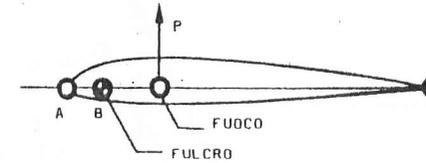


Fig. 5-7: Variazione del punto di riduzione dei momenti.

Si ottiene anche in questo caso un coefficiente di momento  $C_{m_B}$ , analogo al precedente e definito dal momento di beccheggio rispetto a B ( $M_B = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{m_B} l$ ).

A portanza nulla  $C_{m_B} = C_{m_A}$ , poiché in tal caso il profilo «non» simmetrico è sottoposto ad una coppia di valore indipendente dal punto rispetto al quale si considera il momento.

Poiché B è più arretrato di A, il braccio della portanza P è minore di prima; ne risulta che una variazione di portanza provoca ora l'insorgere di un momento rispetto a B più debole del precedente.

Sul diagramma la curva  $C_{m_B}-C_p$  è dunque più inarcata di quella relativa a  $C_{m_A}-C_p$ , dal momento che i  $C_{m_B}$  sono a parità d'incidenza minori dei  $C_{m_A}$  (fig. 5-8).

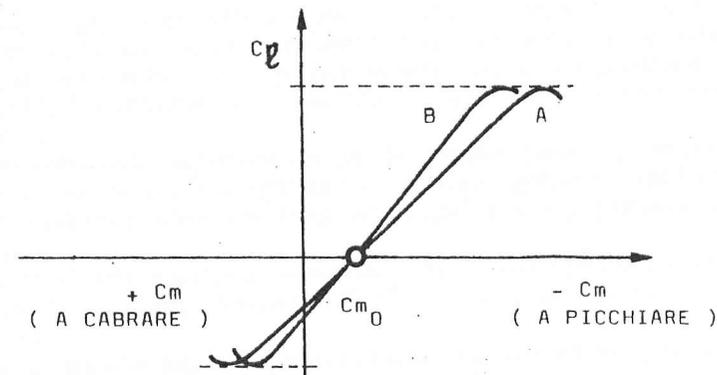


Fig. 5-8: Conseguenze derivanti dalla variazione del punto di riduzione dei momenti aerodinamici sui coefficienti di momento.

Se adottiamo poli via via più arretrati di B, si constata che le curve dei coefficienti di momento assumono nel diagramma, andamenti sempre più ripidi fino a diventare parallele alle ordinate o addirittura assumere pendenze opposte alle prime, pur continuando a passare per un comune valore ( $C_{m_0}$ ) allorché il profilo si trova all'incidenza di portanza nulla (fig. 5-9).

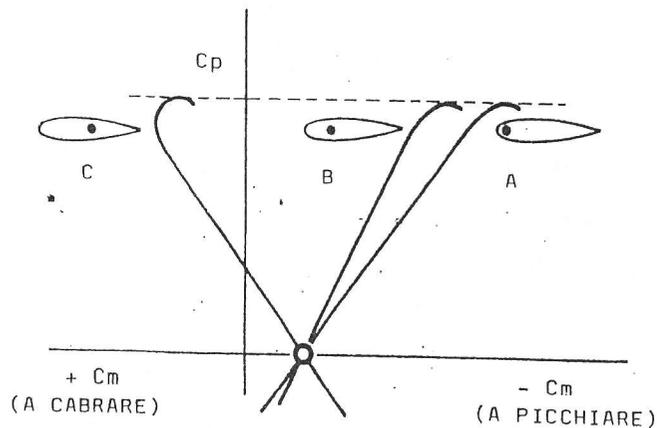


Fig. 5-9: Conseguenze derivanti da un'ampia variazione del punto di riduzione dei momenti aerodinamici sui coefficienti di momento.

### Sez. 3 Fuoco del profilo

Per quanto detto in precedenza esiste dunque un particolare punto, intermedio ed arretrato rispetto ad A, rispetto cui la pendenza della curva dei coefficienti di momento è nulla ed il  $C_m$ , indipendente dall'incidenza, è uguale al  $C_{m_0}$ .

Si indica questo punto con F e lo si definisce «fuoco del profilo» come già accennato in precedenza.

Per gli usuali profili la distanza tra fuoco e bordo d'entrata è praticamente indipendente dalla forma del profilo ed ha un valore pressoché costante che corrisponde al 25% della corda.

La proprietà del fuoco del profilo, polo rispetto cui la risultante dei momenti aerodinamici è costante al variare dell'incidenza cioè  $C_m = C_{m_0}$  (fig. 5-10), è inoltre quella di rappresentare il punto per cui si considera passi ogni vettore  $\Delta F$ , cioè ogni variazione di forza aerodinamica, conseguente ad una variazione di incidenza,  $\Delta i$ .

Consideriamo, ad esempio, un profilo posto ad una certa incidenza  $i$ ; la forza aerodinamica che in tal caso si sviluppa, può venire rappresentata da un vettore  $F_A$  avente una ben determinata posizione rispetto al profilo (fig. 5-11).

Se ora si aumenta l'incidenza di  $\Delta i$ , la risultante cambia e diviene  $F_A + \Delta F_A$ , somma della forza aerodinamica precedente ( $F_A$ ) e di un vettore supplementare ( $\Delta F_A$ ) conseguente l'aumento d'incidenza.

Il momento rispetto al fuoco della somma delle due forze,  $F_A + \Delta F_A$ , è però uguale al momento precedente, in quanto tutti i vettori  $\Delta F_A$  successivi agli aumenti d'incidenza  $\Delta i$ , passano sempre per il fuoco.

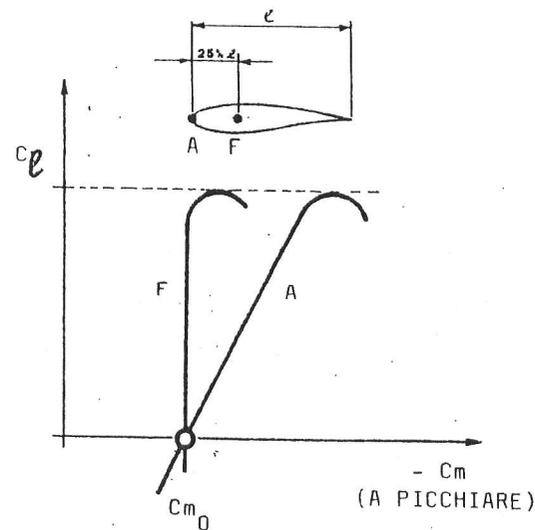


Fig. 5-10: Fuoco del profilo.

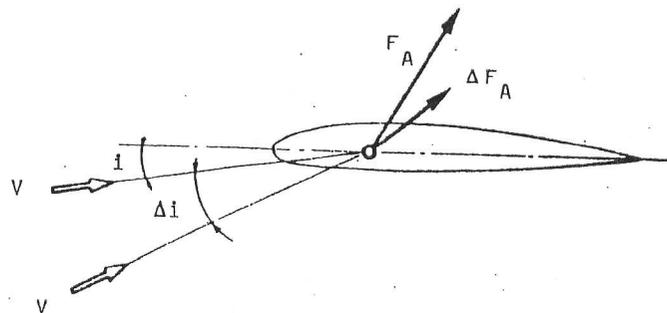


Fig. 5-11: Rappresentazione grafica del significato di «fuoco del profilo».

È perciò evidente che il momento rispetto ad esso è costante.

Nel caso particolare in cui si consideri come polo di riferimento, ovvero punto di cerniera, il fuoco del profilo la relazione rappresentativa della semiretta  $C_p$ - $C_m$ , a conferma di quanto detto in precedenza, diviene:

$$C_m = C_{m_0} = \text{Costante}$$

### Sez. 4 Centro di pressione

È opportuno ora parlare, anche se di scarsa utilità ai fini aerodinamici, del punto in cui è effettivamente applicata la reazione aerodinamica di un'ala (Centro di pressione) e di come tale punto si muove, lungo la corda di un profilo, al variare

dell'incidenza; ciò al fine soprattutto di differenziare il significato del fuoco e del centro di pressione che talvolta vengono erroneamente confusi.

Nella trattazione che segue manterremo l'ipotesi semplificativa consistente nell'immaginare che i punti rispetto cui si considerano i momenti, giacciono sulla corda del profilo o nelle vicinanze di questa, dimodoché i momenti dovuti alla resistenza sono trascurabili.

Quanto sopra ci permette quindi di confondere la risultante aerodinamica  $F_A$  con la portanza  $P$ .

Esaminando una delle proprietà del fuoco di un profilo non simmetrico, si può essere tentati, a prima vista, di fare il seguente «errato» ragionamento: consideriamo un'ala posta all'incidenza di portanza nulla; se essa subisce un aumento di incidenza  $\Delta i$ , compare una portanza  $\Delta P_A$  passante per il fuoco; ad un secondo aumento d'incidenza  $\Delta i$ , si sviluppa un ulteriore aumento di portanza  $\Delta P_B$  passante per il fuoco.

Tale vettore ( $\Delta P_B$ ) componendosi con il precedente ( $\Delta P_A$ ) genera una portanza risultante ( $P = P_A + \Delta P_B$ ) passante ugualmente per il fuoco in quanto vi passano le due componenti.

Così di seguito; ciò porterebbe a trarre l'errata conclusione che la portanza, o la risultante aerodinamica secondo le precedenti approssimazioni, è una forza che passa per un punto fisso: il fuoco.

Per comprendere l'errore commesso, si consideri che se la risultante aerodinamica passasse per il fuoco, il momento di beccheggio rispetto ad esso sarebbe sempre nullo.

Sappiamo invece che tale momento è uguale a  $\frac{1}{2} \rho V^2 S C_{m_0} l$ , da cui si comprende che la portanza totale non può essere in realtà applicata nel fuoco del profilo ovvero deve esistere un braccio tra il fuoco, polo di riferimento, e la portanza.

Se indichiamo con «d» la distanza tra il fuoco «F», ed il centro di pressione «CP», si deve perciò verificare la seguente identità:

$$P \cdot d = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{m_0} l = \text{Cost.}$$

Da ciò si deduce che «d» è inversamente proporzionale a «P»; quando  $P=0$ , «d» è infinito; in altri termini la risultante, ovvero la portanza, partendo dall'infinito a valle, quando è nulla, si avvicina al fuoco aumentando nella misura con cui aumenta l'incidenza, dimodoché il prodotto  $P \cdot d$ , ovvero il momento rispetto al fuoco, rimane costante.

Possiamo quindi dire riassumendo, che all'incidenza di portanza nulla, la portanza è per l'appunto zero ma il suo punto d'applicazione è spostato all'infinito... a valle, per cui il suo momento rispetto al fuoco non è nullo ma corrisponde a:

$$M_0 = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{m_0} l$$

Si ricordi appunto che, essendo infinita la distanza, qualunque sia il polo rispetto cui si considera il momento, questi avrà sempre lo stesso valore.

In altri termini il prodotto  $P \cdot d$  ha la forma indeterminata  $0 \cdot \infty$ ; ovvero «d» tende verso l'infinito quando «P» tende a zero.

All'incidenza di portanza nulla la risultante non passa in realtà per il fuoco ma per il centro di pressione (C), ubicato all'infinito a valle.

Se si aumenta l'incidenza di  $\Delta i$ , la nuova risultante passa ora per un nuovo punto situato più a ridosso del fuoco.

In altre parole ad ogni aumento dell'incidenza corrisponde non solo un aumento della portanza ma anche uno spostamento del suo punto di applicazione, ovvero del centro di pressione, verso il bordo d'entrata del profilo.

Risultante e centro di pressione si avvicinano di conseguenza al fuoco, man mano che l'incidenza aumenta (fig. 5-12).

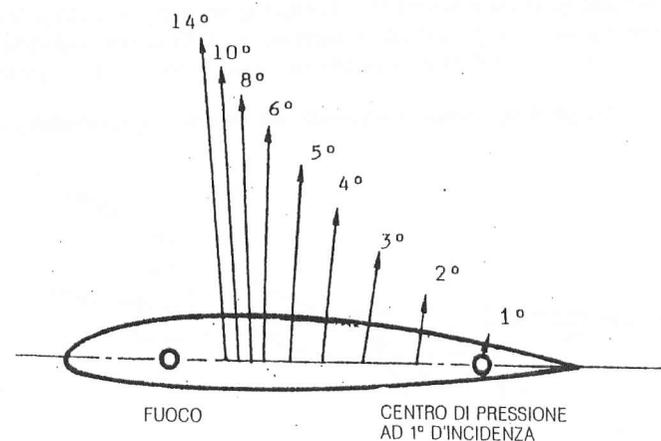


Fig. 5-12: Effetto della variazione dell'incidenza sul punto di applicazione della portanza (Centro di Pressione).

La nozione di centro di pressione conserva un certo interesse durante lo studio della resistenza strutturale dell'ala, in particolare degli sforzi torsionali, che risentono invece della posizione del centro di pressione.

Si ricordi comunque che l'esposizione fatta in questa sede ha carattere generale soprattutto per ciò che concerne gli spostamenti del centro di pressione, che su taluni profili, ad esempio, effettua uno o più movimenti di va e vieni al variare dell'incidenza.

Dopo aver esaminato la differenza tra fuoco e centro di pressione si può pertanto concludere enunciando la seguente proposizione che risulterà di rilevante utilità soprattutto per lo studio della stabilità longitudinale:

«per quanto concerne il momento di beccheggio dell'ala, si può considerare che la risultante aerodinamica sia applicata nel fuoco (fig. 5-13) a condizione di tener conto della coppia di beccheggio a portanza nulla ( $C_{m_0}$ )».

### Sez. 5 Effetto stabilizzante dell'ala isolata

È già stato messo in evidenza che un'ala isolata, il cui polo di rotazione, che indicheremo convenzionalmente con il simbolo ( $\otimes$ ), è il bordo di entrata, sviluppa, tranne che in un caso, dei momenti aerodinamici di beccheggio diversi da zero (fig. 5-14).

### 3.2 Caratteristiche dell'ala

Innanzitutto è importante definire le caratteristiche geometriche di un'ala.

Bisogna definire la sua forma in pianta.

Dalla figura sotto si possono evidenziare le seguenti caratteristiche :

$c_r$  : corda di radice

$c_t$  : corda di estremità

$b$  : apertura alare

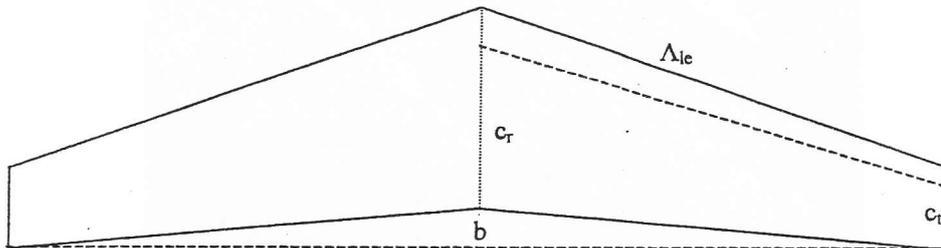
$S$  : Superficie alare (superficie della forma in pianta)

$\lambda$  : rapporto di rastremazione =  $c_t/c_r$

AR : Allungamento alare (Aspect Ratio) =  $b^2 / S$

L'ala può avere un angolo di freccia (ali che operano in campo comprimibile) per migliorare il comportamento aerodinamico dell'ala agli alti numeri di Mach.

Solitamente sono due gli angoli di freccia più importanti, l'angolo di freccia al bordo d'attacco  $\Lambda_{ie}$  e quello ad  $1/4$  della corda  $\Lambda_{c/4}$  (dove più o meno è situato il centro aerodinamico di ogni profilo).



#### Coefficienti aerodinamici

I coefficienti aerodinamici di portanza, resistenza e momento sono ottenuti dalle forze e dal momento con le seguenti formule :

$$C_L = L/(q S)$$

$$C_D = D/(q S)$$

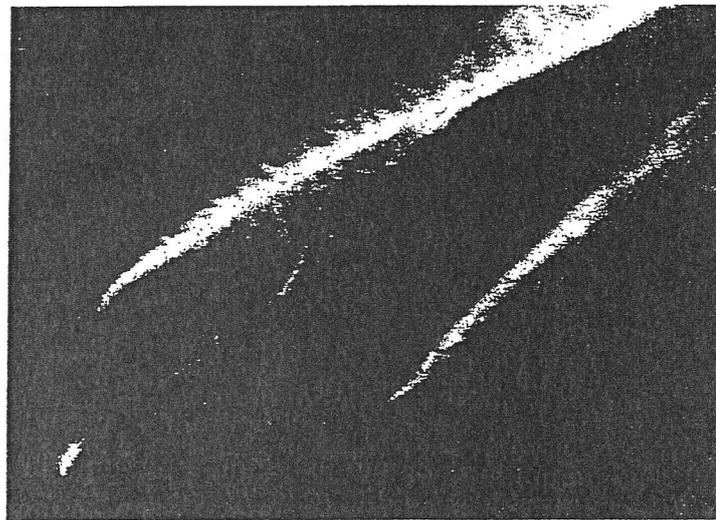
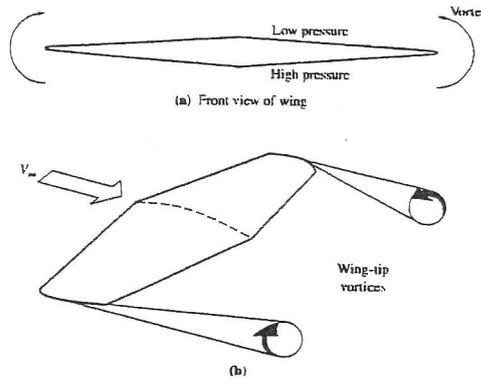
$$C_M = M/(q S c)$$

#### Portanza

La portanza di un'ala finita si differenzia da quella di un'ala infinita (profilo) per la presenza di un sistema vorticoso libero (i vortici liberi) che modificano l'angolo d'attacco con il quale la corrente investe ogni sezione dell'ala.

La figura della successiva mostra che, per la differenza di pressione tra dorso e ventre all'estremità dell'ala, c'è un flusso di aria che si dirige dal ventre al dorso e determina la formazione di due vortici di estremità.

Tali vortici sono evidenziati anche dalla figura successiva, che è una foto di un Boeing 727 con dei generatori di fumo montati all'estremità dell'ala



Tali vortici, indurranno una velocità verticale sull'ala diretta verso il basso (vedi figura pagina precedente) evidenziata dalla figura successiva. Questa componente di velocità verticale  $w$  è detta downwash.

La direzione locale (di ogni sezione) della corrente relativa alla corda sarà quindi modificata e l'angolo di attacco di ogni sezione non sarà più quello geometrico, ma quello effettivo, pari a quello geometrico meno quello indotto (dovuto alla componente di velocità indotta  $w$ ).

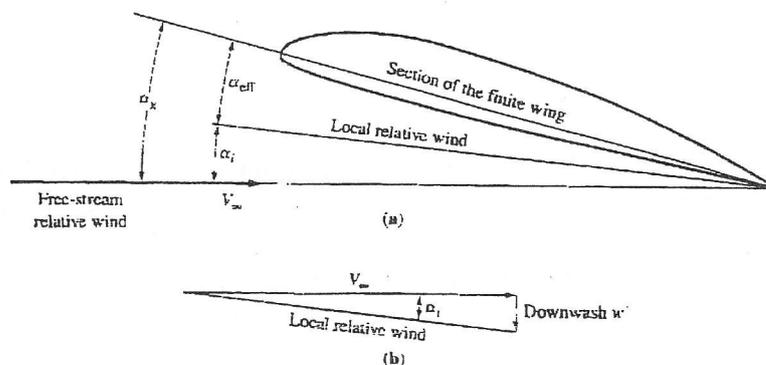


Figure 2.22 Illustration of induced and effective angles of attack, and downwash  $w$ .

Questa incidenza indotta (che per un'ala di forma in pianta ellittica è costante lungo tutta l'apertura e vale  $\alpha_i = \frac{C_L}{\pi \cdot AR}$ ) ridurrà quindi la portanza dell'ala.

Il coefficiente angolare della retta di portanza di un'ala di allungamento finito è quindi minore del corrispondente valore relativo al profilo (che abbiamo chiamato  $a_0$  e che è circa pari a  $0.11 [1/^\circ]$  oppure  $6.28 [1/\text{rad}]$ ).

Una formula utilizzabile per ali non a freccia in campo incomprimibile è :

$$a = f \frac{a_0}{1 + \frac{57.3 \cdot a_0}{\pi \cdot AR}} \quad \text{con } a_0 \text{ espresso in } [1/^\circ] \text{ (ad esempio } 0.11)$$

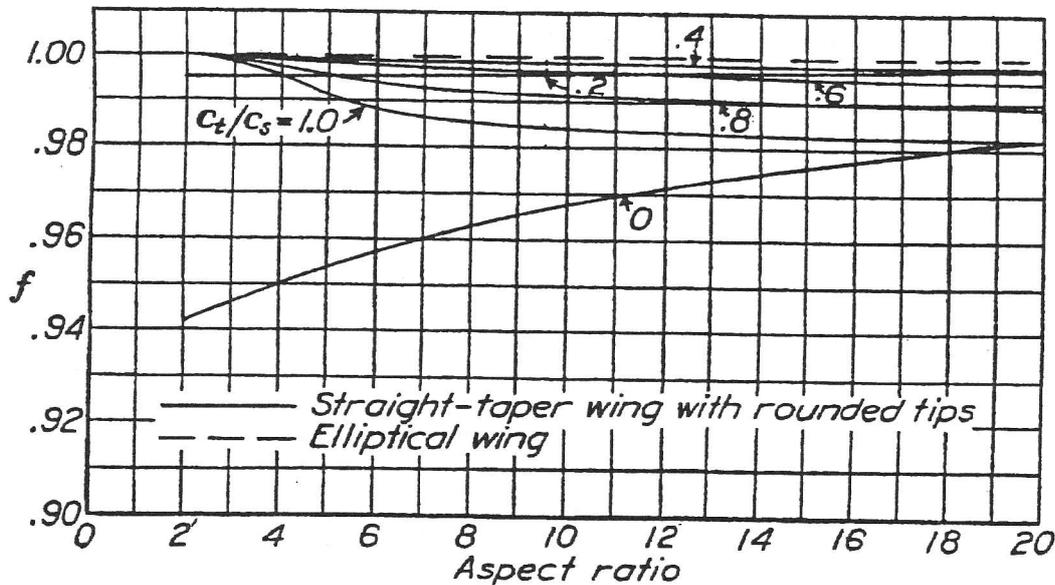


FIG. 8. Chart for determining lift-curve slope.

$$a = f \frac{a_0}{1 + (57.3 a_0 / \pi A)}$$

Il fattore  $f$  tiene conto che l'ala non è ellittica (per ala ellittica vale 1.0) e viene chiamato fattore di efficienza di apertura (span efficiency factor).

Tipicamente ha un valore di circa 0.985 per ala rettangolare.

Il fattore di efficienza di apertura  $f$  può essere ricavato dal grafico in figura in funzione dell'allungamento alare  $AR$  e del rapporto di rastremazione  $c_t/c_r$ .

In pratica vediamo come l'allungamento alare  $AR$  dell'ala determina fortemente il suo coefficiente angolare della retta di portanza.

Ad esempio, applicando la formula precedente per un'ala rettangolare ( $\lambda = c_t/c_r = 0.50$ ) di allungamento  $AR=8$  e profilo con  $a_0=0.11$ , trovo:

$f = 0.985$  (dal grafico sopra) e quindi;

$a = 0.0866 [1/^\circ]$  (quello della corrispondente ala ellittica, con  $AR=8$ , sarebbe  $0.0879$ )

Nella figura della pagina successiva è riportato l'effetto dell'allungamento alare sul coefficiente della retta di portanza  $a$ .

Nella figura della pagina successiva sono riportati dei dati sperimentali relativi ad ali di diverso allungamento alare, ma con lo stesso profilo. Per allungamenti prossimi a 15-20 (tipici di un aliante) il valore di  $a$  si avvicina molto a quello bidimensionale.

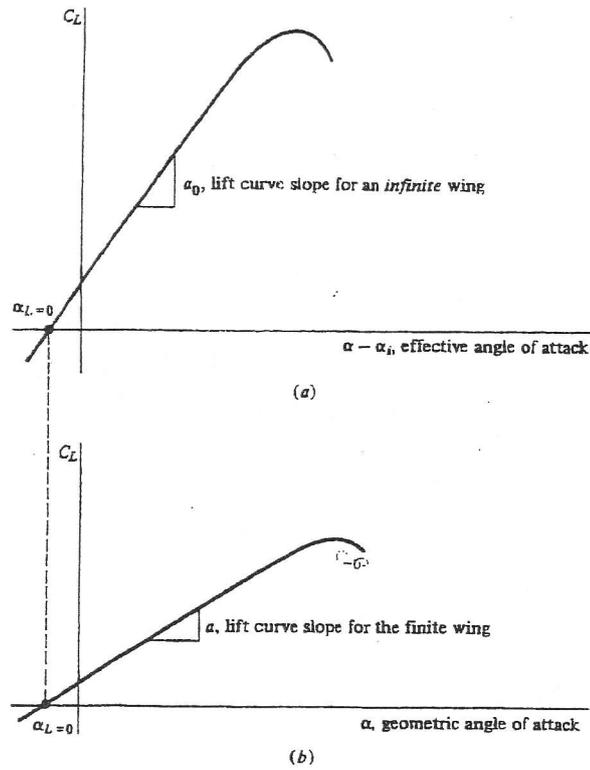


Figure 5.47 Distinction between the lift curve slopes for infinite and finite wings.

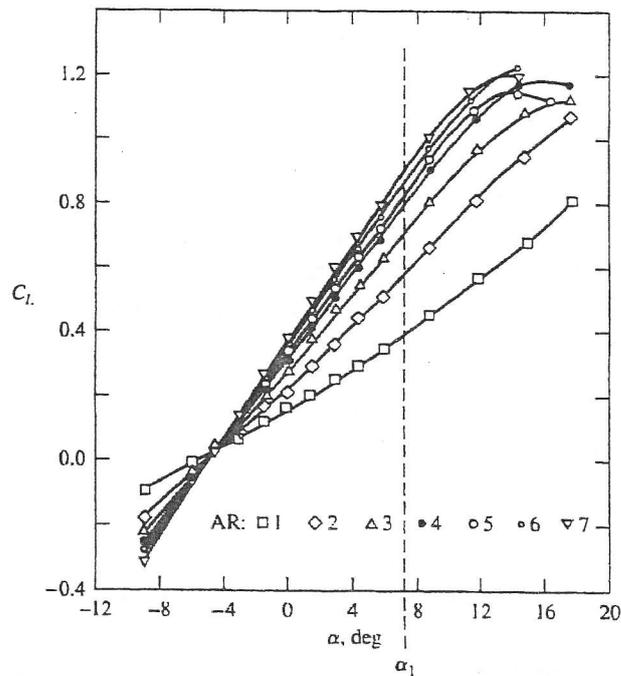


Figure 2.23 Effect of aspect ratio on the lift curve.

Se l'ala non è svergolata l'angolo di portanza nulla dell'ala coinciderà con quello del profilo. Quindi, se considero un profilo con :

$$\alpha_0 = -2^\circ \quad e \quad a_0 = 0.11$$

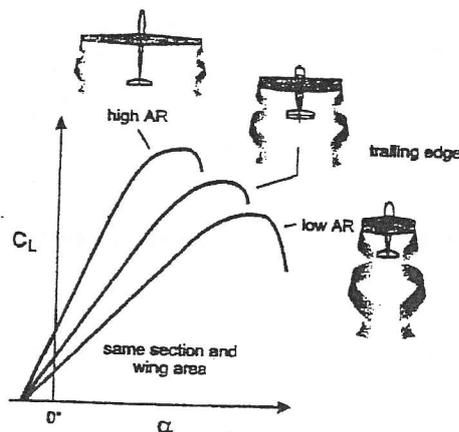
Il profilo (ala infinita) ad un angolo di attacco pari a  $\alpha=2^\circ$  avrà un coefficiente di portanza pari a :  
 $C_L=0.10 \times (4^\circ)=0.44$

Un'ala rettangolare di allungamento  $AR=8$  avrà invece un coefficiente di portanza pari a :  
 $C_L=0.0866 \times 4^\circ= 0.346$ .

In effetti è come se tutti i profili dell'ala lavorassero ad un angolo di attacco pari a  $0.356/0.11 = 3.15^\circ$ . Quindi, in modo approssimato l'incidenza indotta dai vortici è all'incirca  $4-3.15 = 0.85^\circ$ . Tale risultato (relativo al calcolo dell'incidenza indotta) è approssimato in quanto solo per l'ala ellittica l'incidenza indotta è costante lungo l'apertura e quindi nel nostro caso (ala rettangolare)  $0.85^\circ$  rappresenta un valore medio.

In definitiva velivoli con alto allungamento avranno migliori caratteristiche di portanza di velivoli con basso AR. Ovviamente un limite per AR è quello della resistenza strutturale, nel senso che per avere grossi AR l'ala deve essere più pesante perché deve essere strutturalmente più robusta.

Nella figura successiva sono schematizzati 3 velivoli con la stessa superficie alare  $S$ , ma con diverso AR. E' chiaro che un elevato allungamento garantisce un valore alto di  $a$ , ma anche valori più elevati del coefficiente di portanza massimo.



### Resistenza

La resistenza dell'ala sarà somma della resistenza parassita (attrito più scia) e della resistenza indotta.

La resistenza parassita dell'ala sarà praticamente pari a quella del profilo allo stesso coefficiente di portanza (è come se tutti i profili lavorassero ad un  $C_I=C_L$ ).

### Resistenza indotta

L'incidenza indotta vista prima comporta anche la nascita di una resistenza che non è presente nel caso di ala infinita.

Si può vedere dalla figura come la presenza di una componente verticale indotta e di un angolo di incidenza indotta, comporta, oltre ad una riduzione della portanza, anche la nascita di una resistenza indotta, pari circa al prodotto del coefficiente di portanza per l'incidenza indotta (confondendo il seno dell'angolo di incidenza indotta con l'angolo stesso).

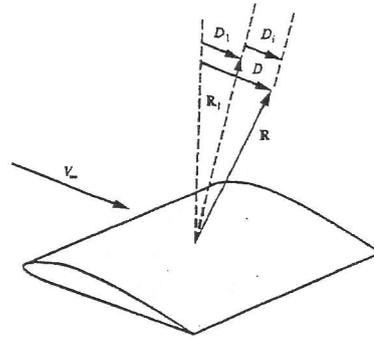
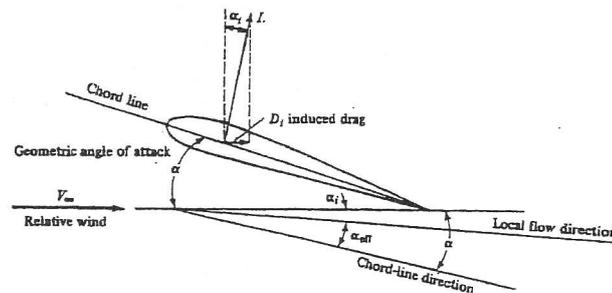
Figure 5.42 Illustration of the induced drag,  $D_i$ .

Figure 5.43 The origin of induced drag.

Per un'ala di forma in pianta ellittica il coefficiente di resistenza indotta vale:

$$C_{Di} = C_L^2 / \pi AR$$

La formula più generale, che introduce anche un fattore di resistenza indotta  $\delta$  è :

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR} (1 + \delta)$$

con  $\delta$  ricavabile dalla figura della pagina successiva.

Facciamo un esempio :

Ala con le seguenti caratteristiche geometriche

Corda di radice = 2 m

Corda di estremità = 1 m

Apertura = 10 m

$S = 15 \text{ m}^2$     $AR = 6.67$     $\lambda = c_t/c_r = 0.50$

con profilo NACA 4412 ad un angolo di incidenza di  $2^\circ$ .

Assumere un Reynolds (per il calcolo della resistenza parassita) pari a 3 milioni.

Il profilo, dai dati sperimentali ad  $\alpha = 2^\circ$  (avendo un  $\alpha_0$  di circa  $-4^\circ$  e un valore di  $a_0$  pari a circa 0.11) avrebbe un  $Cl = 0.66$ .

Calcolo il valore di  $a$  :

$f = 0.998$  (dal grafico)

$a = 0.0843$

Assumendo lo stesso valore dell'angolo di portanza nulla trovo il coefficiente di portanza dell'ala:

$$C_L = a (\alpha - \alpha_0) = 0.506$$

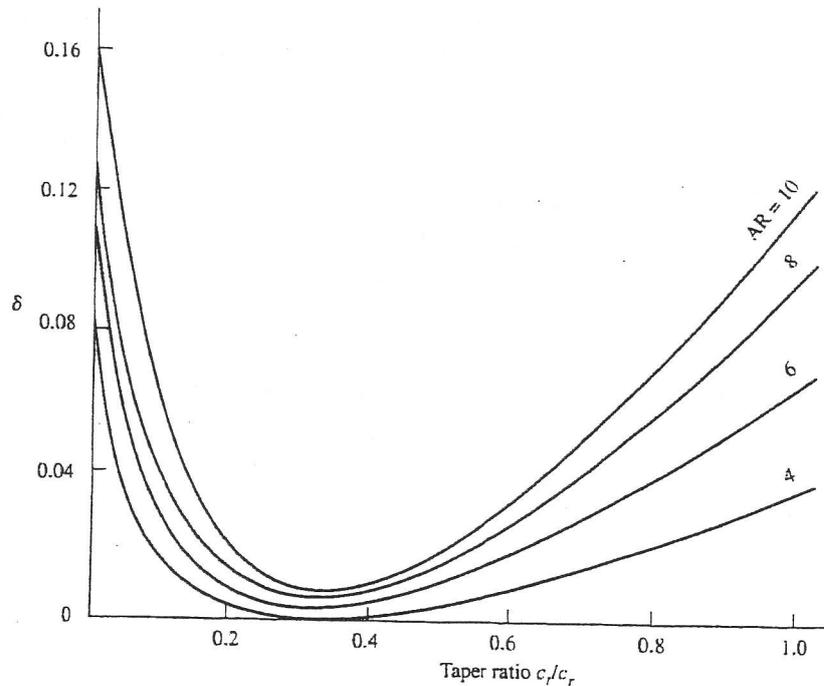


Figure 2.39 Induced drag factor as a function of taper ratio for wings of different aspect ratios.

La resistenza parassita dell'ala sarà circa pari a quella del profilo ad un  $Cl=C_L$ , assumendo che, in media i profili delle varie sezioni stiano tutti lavorando a  $Cl=C_L$ .

Ad un  $Cl=0.50$  il coefficiente di resistenza parassita del profilo dal grafico a  $Re=3$  mil risulta pari a 0.007.

Quindi  $C_{Dow}=0.007$  (resistenza parassita dell'ala).

La resistenza indotta risulta pari a :

$$C_{Di} = (0.506^2) / (\pi AR) (1+\delta) = 0.0124$$

Con  $\delta = 0.017$  letto dal grafico.

Notiamo quindi che per l'ala considerata, la resistenza indotta a questo angolo di attacco (ed a questo coefficiente di portanza) risulta pari a circa due volte la resistenza parassita.

Il coefficiente di resistenza totale dell'ala sarà pari alla somma e cioè  $= 0.0194$

Noti il valore della velocità e della densità si possono poi calcolare le forze, a partire dai coefficienti.

## Momento

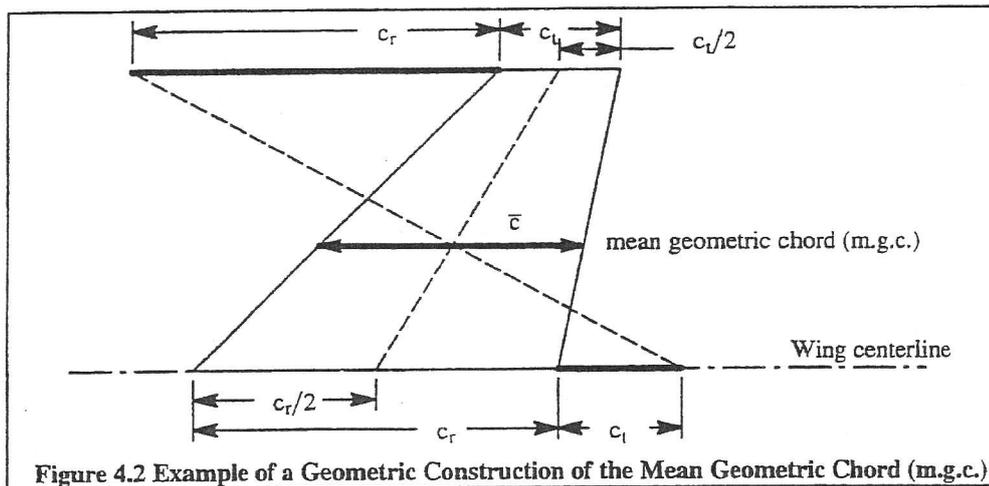
Il momento aerodinamico di un'ala è essenzialmente quello del profilo.

È importante calcolare il centro aerodinamico di un'ala, che, analogamente a quello del profilo, rappresenta il punto dell'ala rispetto al quale il coefficiente di momento non varia al variare dell'angolo di attacco  $\alpha$ .

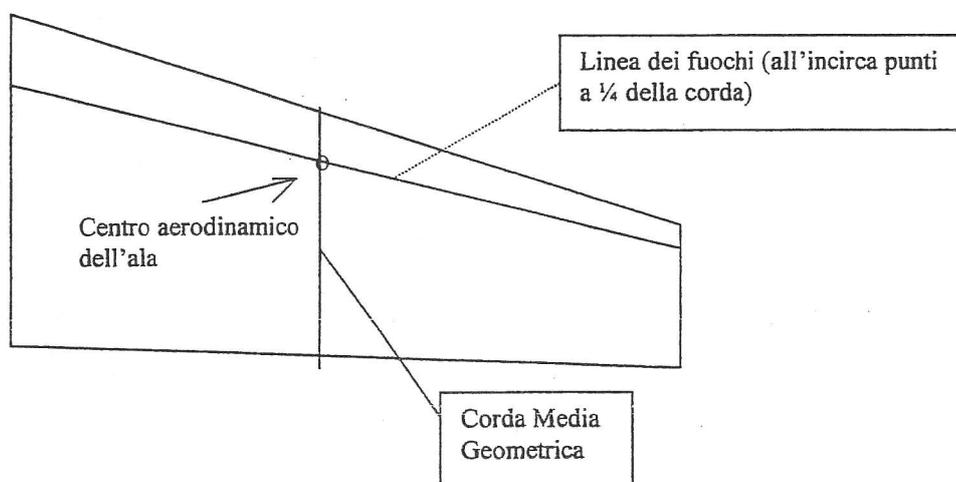
Per un'ala rettangolare a profilo costante il centro aerodinamico dell'ala coinciderà con la posizione del centro aerodinamico del profilo.

Per un'ala rastremata bisogna trovare prima di tutto la corda media geometrica o aerodinamica.

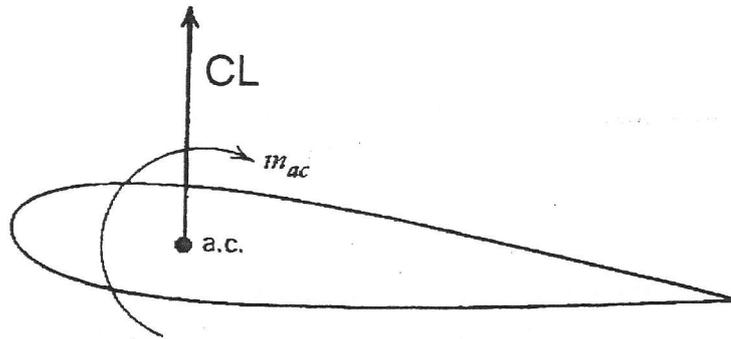
Una semplice costruzione geometrica per trovare la corda media geometrica è rappresentata in figura sotto. Il centro aerodinamico dell'ala coinciderà con il centro aerodinamico del profilo della corda media geometrica.



Ad esempio se un'ala è a profilo costante e il centro aerodinamico (fuoco) del profilo è al 25%, il centro aerodinamico dell'ala coinciderà con il 25% della corda media geometrica, risultante dalla costruzione geometrica precedente.



L'ala sarà rappresentabile attraverso la sua corda media e il coefficiente di momento aerodinamico rispetto al centro aerodinamico sarà pressochè coincidente con il coefficiente di momento focale del profilo (o un coefficiente di momento medio nel caso che il profilo di radice sia diverso dal profilo di estremità e i loro coefficienti di momento siano diversi).



(a)  
corda media aerodinamica e centro aerodinamico dell'ala

Dai grafici sperimentali dei profili del capitolo 2, ad esempio un'ala con profilo NACA 4412 avrà un coefficiente di momento aerodinamico rispetto al suo centro aerodinamico pari a quello del profilo, e cioè  $-0.10$ .

Come evidenziato in figura, i coefficienti di momento sono positivi se orari.