

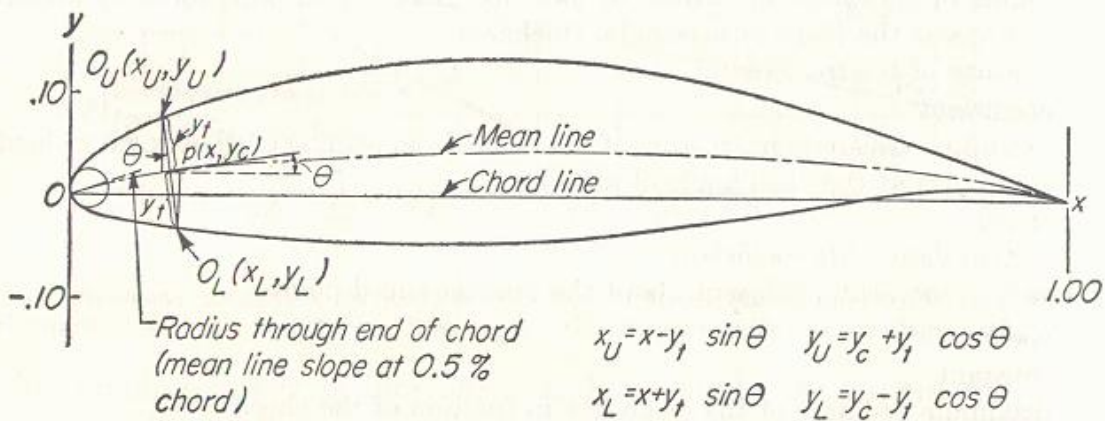
# Generalità sui profili alari e sulle ali

## 2 Generalità sui profili alari e sulle ali

### 2.1 Profili alari

#### 2.1.1 Nomenclatura

Qui di seguito è riportata la costruzione di un profilo alare come combinazione di una linea media e di uno spessore.



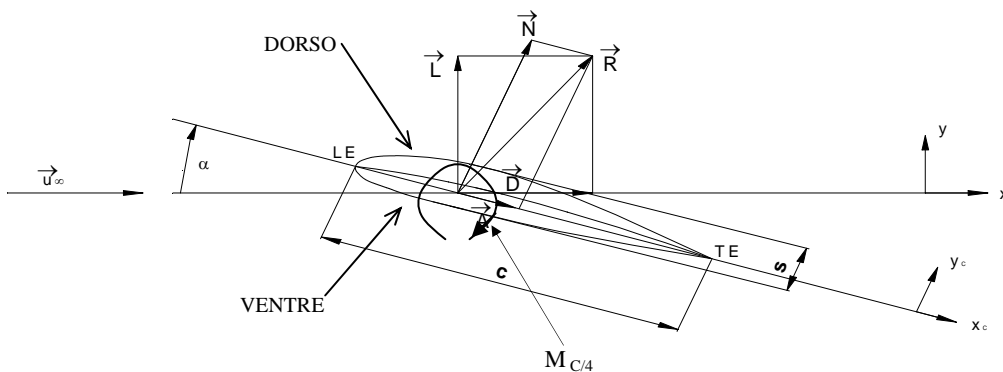
Sample calculations for derivation of the NACA 65,3-818 airfoil ( $\alpha = 1.0$ )

$x$	$y_t^*$	$y_c^\dagger$	$\tan \theta$	$\sin \theta$	$\cos \theta$	$y_t \sin \theta$	$y_t \cos \theta$	$x_U$	$y_U$	$x_L$	$y_L$
0	0	0	.....	.....	.....	0	0	0	0	0	0
0.005	0.01324	0.00200	0.33696‡	0.31932	0.94765	0.00423	0.01255	0.00077	0.01455	0.00923	-0.01055
0.05	0.03831	0.01264	0.18744	0.18422	0.98288	0.00706	0.03765	0.04294	0.05029	0.05706	-0.02501
0.25	0.08093	0.03580	0.06996	0.06979	0.99756	0.00565	0.08073	0.24435	0.11653	0.25565	-0.04493
0.50	0.08593	0.04412	0	0	1.00000	0	0.08593	0.50000	0.13005	0.50000	-0.04181
0.75	0.04456	0.03580	-0.06996	-0.06979	0.99756	-0.00311	0.04445	0.75311	0.08025	0.74689	-0.00865
1.00	0	0	.....	.....	.....	0	0	1.00000	0	1.00000	0

\* Thickness distribution obtained from ordinates of the NACA 65,3-018 airfoil.

† Ordinates of the mean line, 0.8 of the ordinate for  $c_{l_i} = 1.0$ .

‡ Slope of radius through end of chord.



dove si è utilizzata la seguente notazione:

$c$  = corda del profilo

LE = Leading edge = bordo d'attacco

TE = Trailing edge = bordo d'uscita

$s$  = spessore

$\alpha$  = angolo d'incidenza

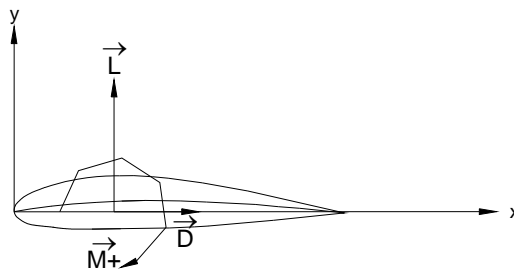
$\vec{N}$  e  $\vec{A}$  sono le forze (componenti di  $\vec{R}$ ) nel sistema di riferimento (assi corpo) associato al profilo (assi  $x_c$  e  $y_c$ ,  $\vec{A} \parallel \vec{x}_c$  e  $\vec{N} \parallel \vec{y}_c$ )

$\vec{R}$  = risultante delle forze aerodinamiche

$L$  e  $\vec{D}$  (Portanza e Resistenza) sono le componenti di  $\vec{R}$  nel sistema di riferimento (assi vento) associato a  $U_\infty$  (cioè tale che  $L \perp U_\infty$  e  $\vec{D} \parallel U_\infty$ )

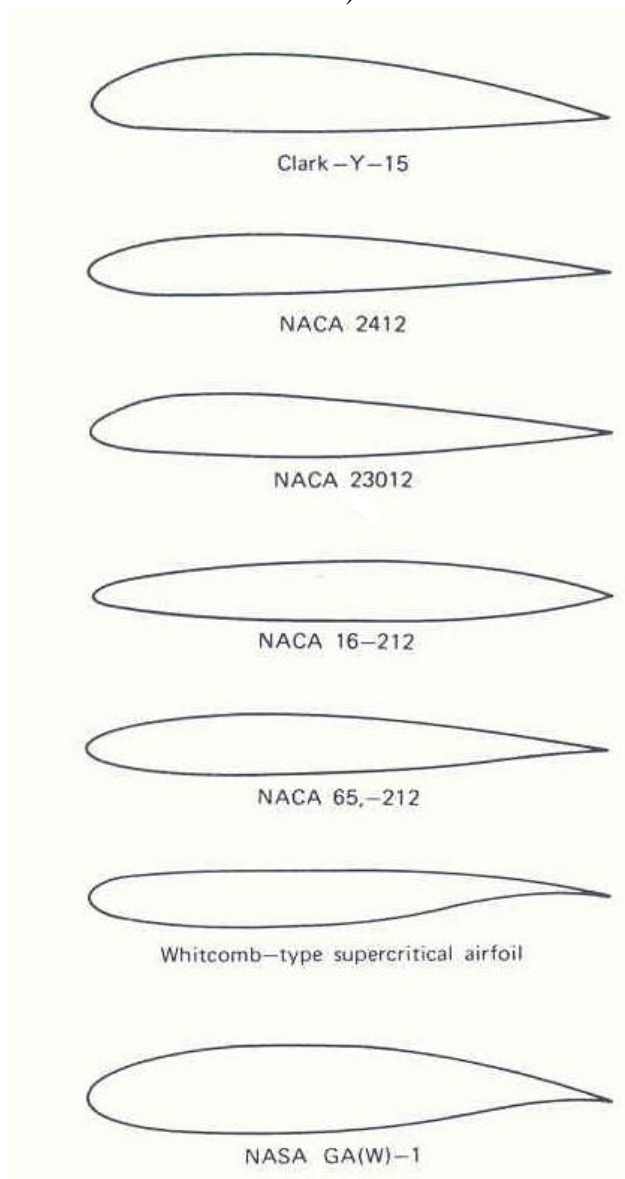
$U_\infty$  = velocità indisturbata incidente sul profilo

$\vec{M}_{c/4}$  = momento di beccheggio (i momenti sono positivi se cabranti)



## 2.1.2 Esempi di profili

I profili 2D sono stati catalogati in base alle loro caratteristiche dalla **NACA** (Northern Advisory Committee for Aeronautics).



I profili possono essere caratterizzati da una sigla composta in vario modo:

### 1. NACA 4-Digit series (1932), 4 cifre numeriche

NACA 1<sup>st</sup> SERIES, dove le cifre rappresentano nell'ordine: camber (prima cifra), posizione del massimo del camber rispetto alla corda (seconda cifra), spessore del profilo rispetto alla corda (ultime due cifre). Ad esempio il profilo NACA 2412, indica che il camber è lo  $0,02 \cdot c$  (2% della corda), che esso è situato a  $0,4 \cdot c$  (40% della corda) e che lo spessore è  $0,12$  volte la corda (12%).

### 2. NACA 5-Digit series (1935), 5 cifre numeriche

Nel caso in cui le cifre siano 5 i profili fanno parte dei NACA 2<sup>nd</sup> SERIES; in questi, la prima cifra moltiplicata  $\times 3/2$  indica il  $c_L$  di progetto e rappresenta la portanza nel caso di angolo di incidenza nullo; la seconda e terza cifra divisa per 2 si riferiscono alla

percentuale di corda dove si trova il massimo camber, mentre le ultime due danno come nel primo caso la misura dello spessore.

### 3. NACA serie 1 (1939), 5 cifre numeriche

Tipo NACA 16-212 dove:

**1** sta ad indicare la serie;

**6** indica che la pressione minima è localizzata al 60% della corda

**2** indica che il  $C_L$  di progetto in decimi ( $C_L=0.2$ ) ad  $\alpha=0^\circ$

**12** indica il massimo spessore (cm)

### 4. NACA serie 6

Sono progettati per realizzare un diagramma di carico costante fino ad un certo valore di  $x/c$

Ad esempio 65<sub>1</sub>-212 a=0.6

**6** sta ad indicare la serie;

**5** indica che la pressione minima è localizzata al 50% della corda

**1** questo pedice indica che la bassa resistenza è mantenuta nel campo

$$0.2-0.1 < C_L < 0.2+0.1$$

**2** indica che il  $C_L$  di progetto in decimi ( $C_L=0.2$ ) ad  $\alpha=0^\circ$

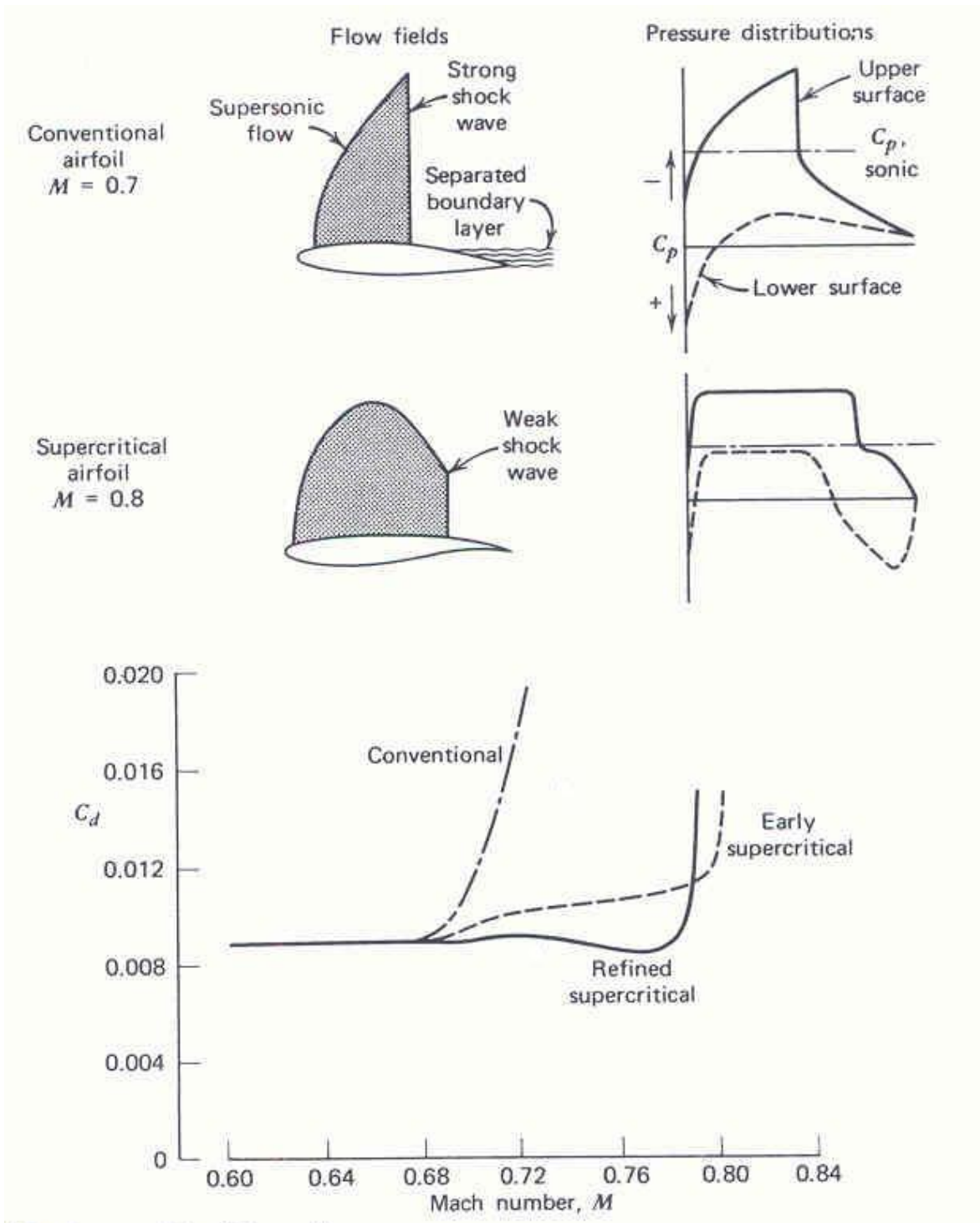
**12** indica lo spessore relativo

**a=0.6** valore di  $x/c$  a cui il diagramma di carico è costante. Se il suo valore non è specificato il carico è mantenuto unitario ed uniforme fino a  $x/c=1$ .

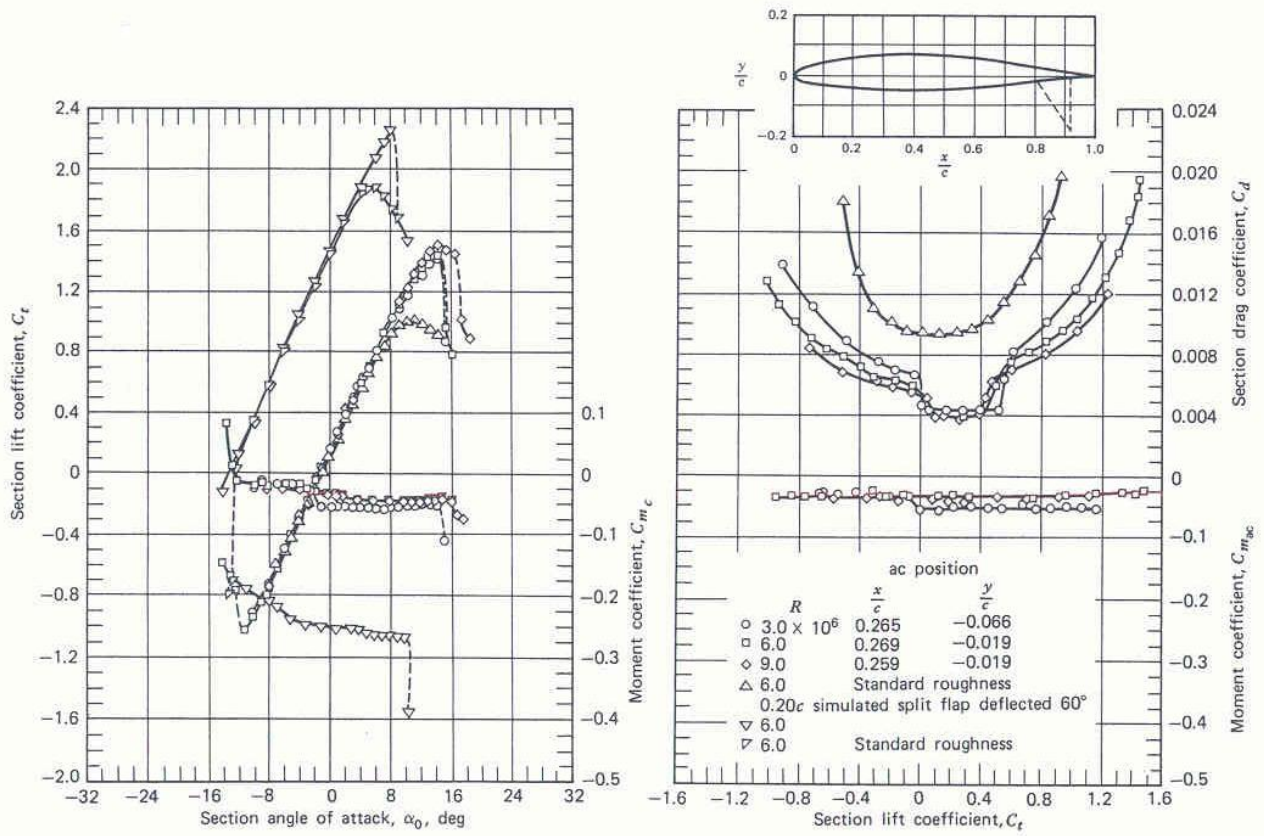
Sono anche disponibili altre serie di profili

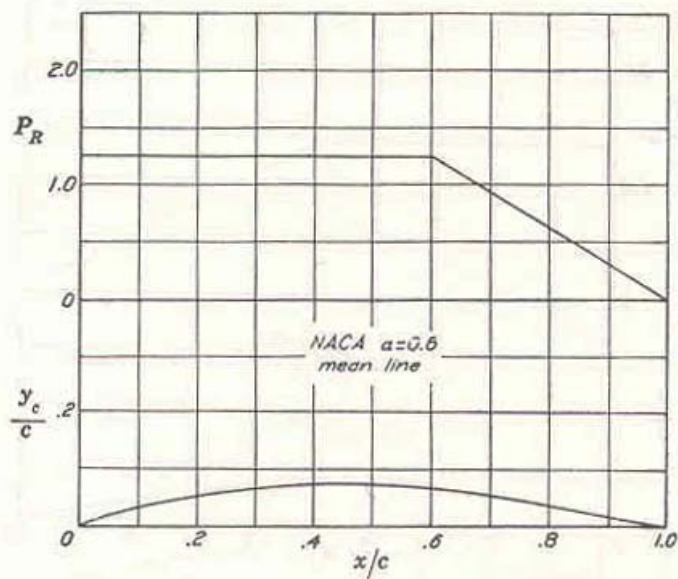
## 2.1.3 Moderni profili a bassa velocità e profili supercritici

Un progetto accurato della forma del profilo, in particolare un arrotondato LE, una regione centrale di dorso quasi piatta ed un TE che scende quasi linearmente dà luogo ad un comportamento ottimale per il  $C_{L\max}$  mantenendo valori costanti di  $C_D$  per  $C_L$  intermedi. Ciò è praticamente vero per condizioni transoniche  $0.7 < Ma < 0.8$  che sono valori comuni per i veicoli di aviazione civile ( $u=900 \text{ km/h} \cong 250 \text{ m/s} \rightarrow Ma \cong 250/310 \cong 0.80$ ).



Qui di seguito vengono riportate le caratteristiche di un profilo NACA 65<sub>1</sub>-212 a=0.6





$c_{li} = 1.0 \quad \alpha_i = 2.58^\circ \quad c_{m_c/4} = -0.158$				
$x$ (per cent $c$ )	$y_c$ (per cent $c$ )	$dy_c/dx$	$P_R$	$\Delta v/V = P_R/4$
0	0			
0.5	0.325	0.54825	1.250	0.312
0.75	0.455	0.50760		
1.25	0.695	0.45615		
2.5	1.220	0.38555		
5.0	2.080	0.31325		
7.5	2.805	0.26950		
10	3.435	0.23730		
15	4.495	0.18935		
20	5.345	0.15250		
25	6.035	0.12125		
30	6.570	0.09310		
35	6.965	0.06660		
40	7.235	0.04060		
45	7.370	0.01405		
50	7.370	-0.01435		
55	7.220	-0.04700	0.938	0.234
60	6.880	-0.09470		
65	6.275	-0.14015		
70	5.505	-0.16595		
75	4.630	-0.18270	0.781	0.195
80	3.695	-0.19225	0.625	0.156
85	2.720	-0.19515	0.469	0.117
90	1.755	-0.19095	0.312	0.078
95	0.825	-0.17790	0.156	0.039
100	0	-0.14550	0	0

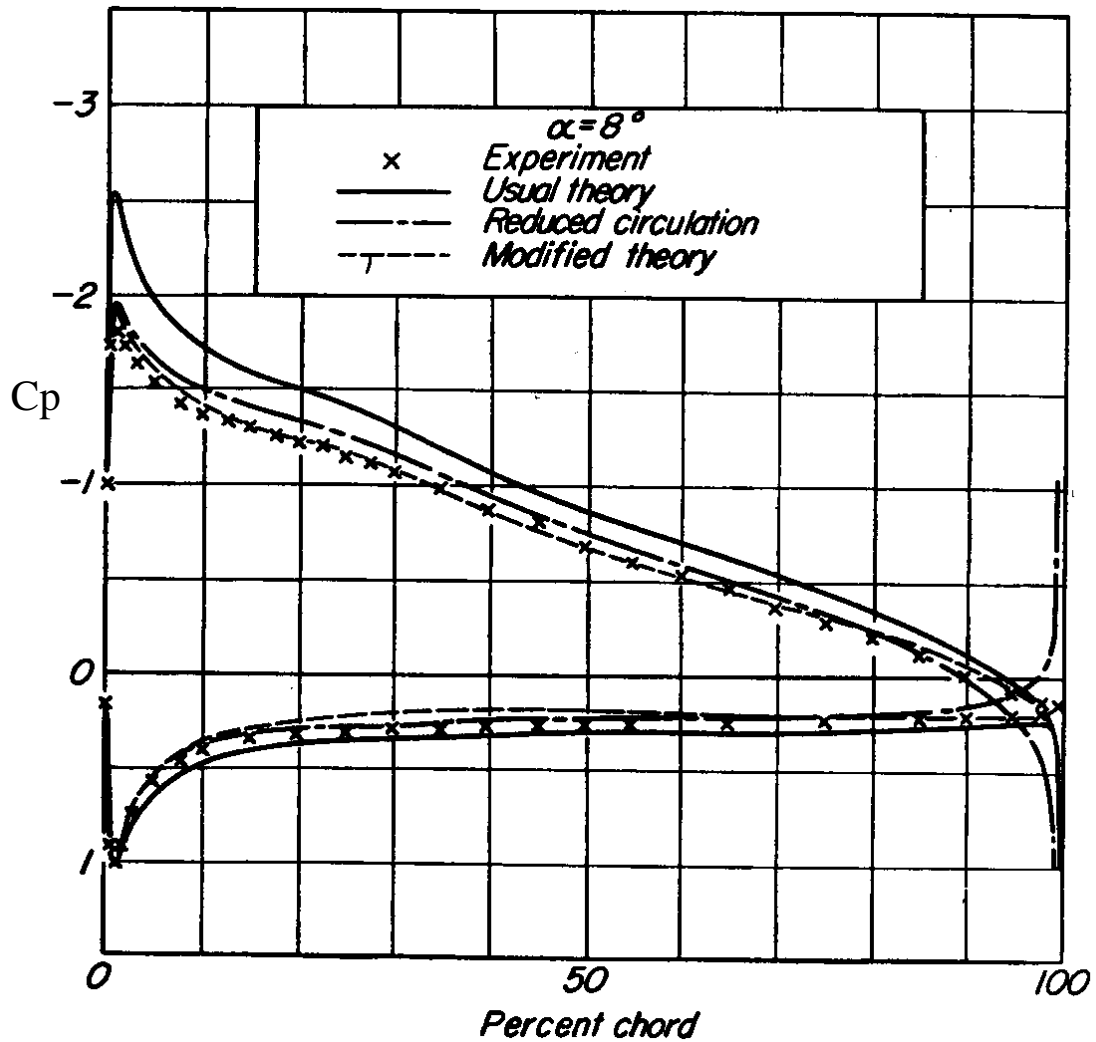
Data for NACA Mean Line  $\alpha = 0.6$

Questi profili dimostrano un buon comportamento anche a bassi  $Re$  e  $Ma$  e quindi a modesta velocità.



## 2.1.4 Applicazione a profili reali, curve di portanza, polari

Qui di seguito si riporta un esempio dell'andamento del coefficiente di pressione ( $C_p$ ) su un profilo alare della serie NACA 4412.



## NACA 23012

(da: H.Abbott 1959 e Anderson 1991)

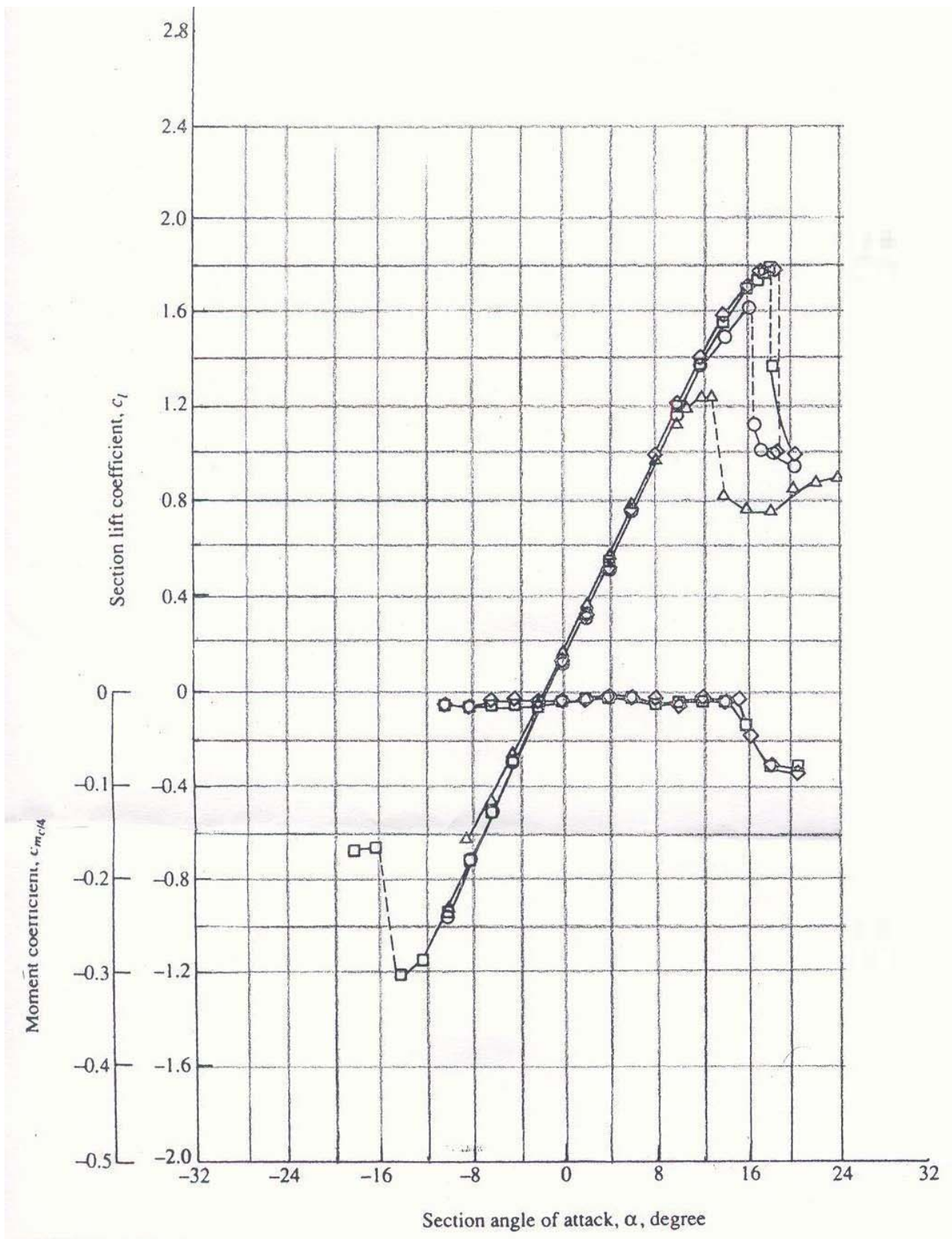
Qui di seguito è riportata una tabella dei valori di ascisse ed ordinata della superficie del dorso (Upper surface) e del ventre (Lower surface) di un profilo NACA 23012: i valori sono espressi come percentuale della corda del profilo.

**NACA 23012**  
(Stations and ordinates given in  
per cent of airfoil chord)

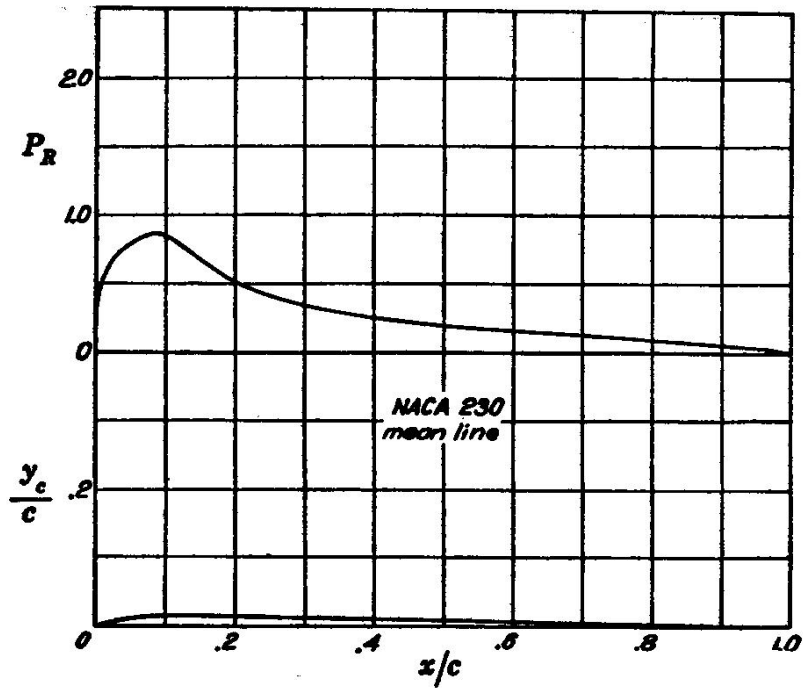
Upper surface		Lower surface	
Station	Ordinate	Station	Ordinate
0	.....	0	0
1.25	2.67	1.25	- 1.23
2.5	3.61	2.5	- 1.71
5.0	4.91	5.0	- 2.26
7.5	5.80	7.5	- 2.61
10	6.43	10	- 2.92
15	7.19	15	- 3.50
20	7.50	20	- 3.97
25	7.60	25	- 4.28
30	7.55	30	- 4.46
40	7.14	40	- 4.48
50	6.41	50	- 4.17
60	5.47	60	- 3.67
70	4.36	70	- 3.00
80	3.08	80	- 2.16
90	1.68	90	- 1.23
95	0.92	95	- 0.70
100	(0.13)	100	(- 0.13)
100	.....	100	0

L.E. radius: 1.58  
Slope of radius through L.E.: 0.305

Qui di seguito si riporta l'andamento del coefficiente di portanza  $C_L$  ed il coefficiente di momento  $C_{M_{c/4}}$  rispetto a  $c/4$  in funzione dell'angolo di attacco  $\alpha$  per la sezione NACA 23012.



Qui di seguito sono riportati i valori di ascisse ed ordinata della linea media di un profilo NACA 230.



$c_{li} = 0.30 \quad \alpha_i = 1.65^\circ \quad c_{m_{c/4}} = -0.014$				
$x$ (per cent $c$ )	$y_c$ (per cent $c$ )	$dy_c/dx$	$P_R$	$\Delta v/V = P_R/4$
0	0	0.30508	0	0
1.25	0.357	0.26594	0.528	0.132
2.5	0.666	0.22929	0.673	0.168
5.0	1.155	0.16347	0.791	0.198
7.5	1.492	0.10762	0.853	0.213
10	1.701	0.06174	0.859	0.215
15	1.838	-0.00009	0.678	0.170
20	1.767	-0.02203	0.519	0.130
25	1.656	} - 0.02208	0.419	0.105
30	1.546		0.361	0.090
40	1.325		0.274	0.069
50	1.104		0.217	0.054
60	0.883		0.177	0.044
70	0.662	} - 0.02208	0.144	0.036
80	0.442		0.105	0.026
90	0.221		0.069	0.017
95	0.110		0.042	0.011
100	0	0	0	0

Data for NACA Mean Line 230

**NACA 4418**  
**(da: H.Abbott 1959)**

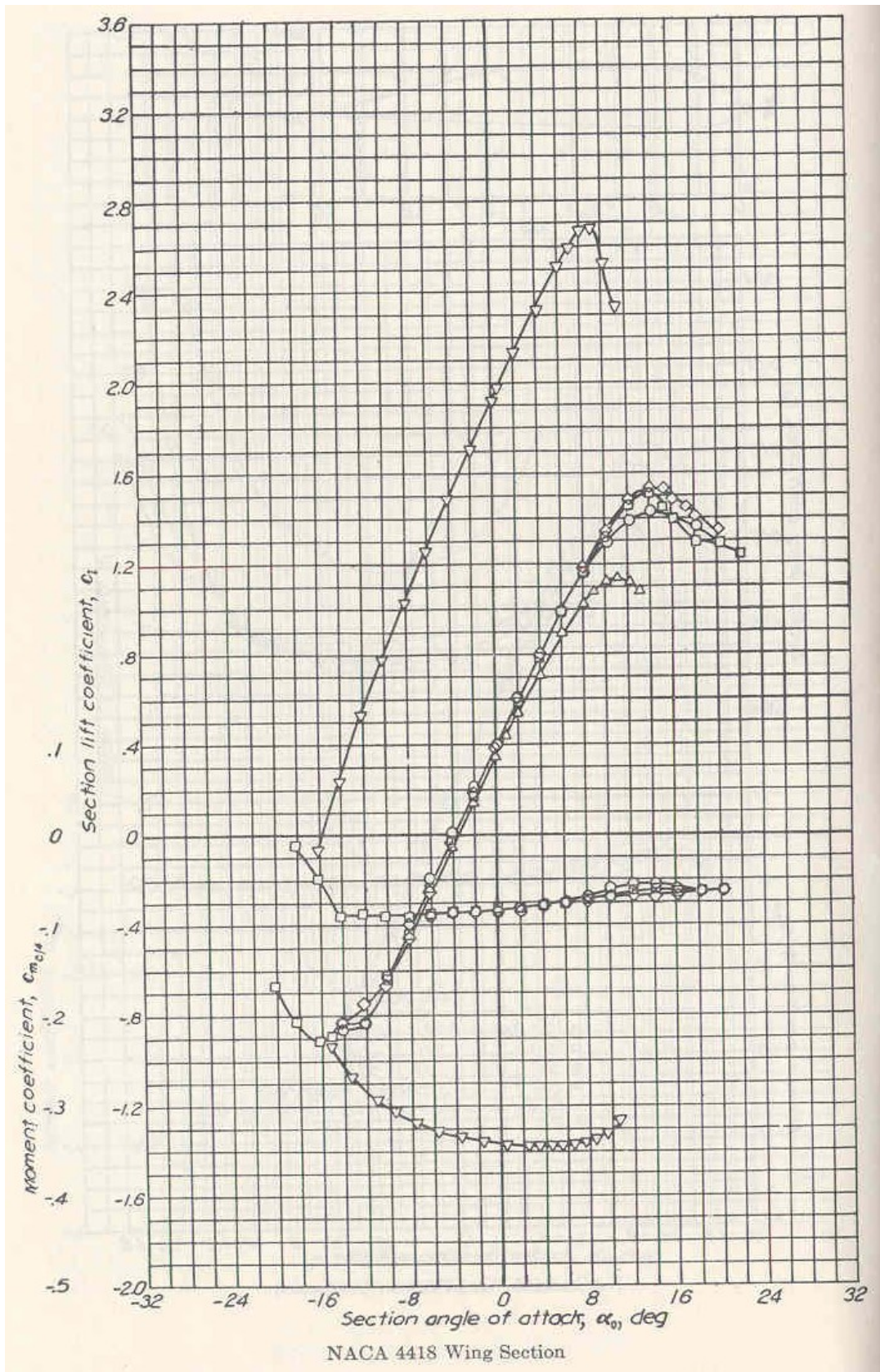
Qui di seguito è riportata una tabella dei valori di ascisse ed ordinata della superficie del dorso (Upper surface) e del ventre (Lower surface) di un profilo NACA 4418: i valori sono espressi come percentuale della corda del profilo.

**NACA 4418**  
**(Stations and ordinates given in**  
**per cent of airfoil chord)**

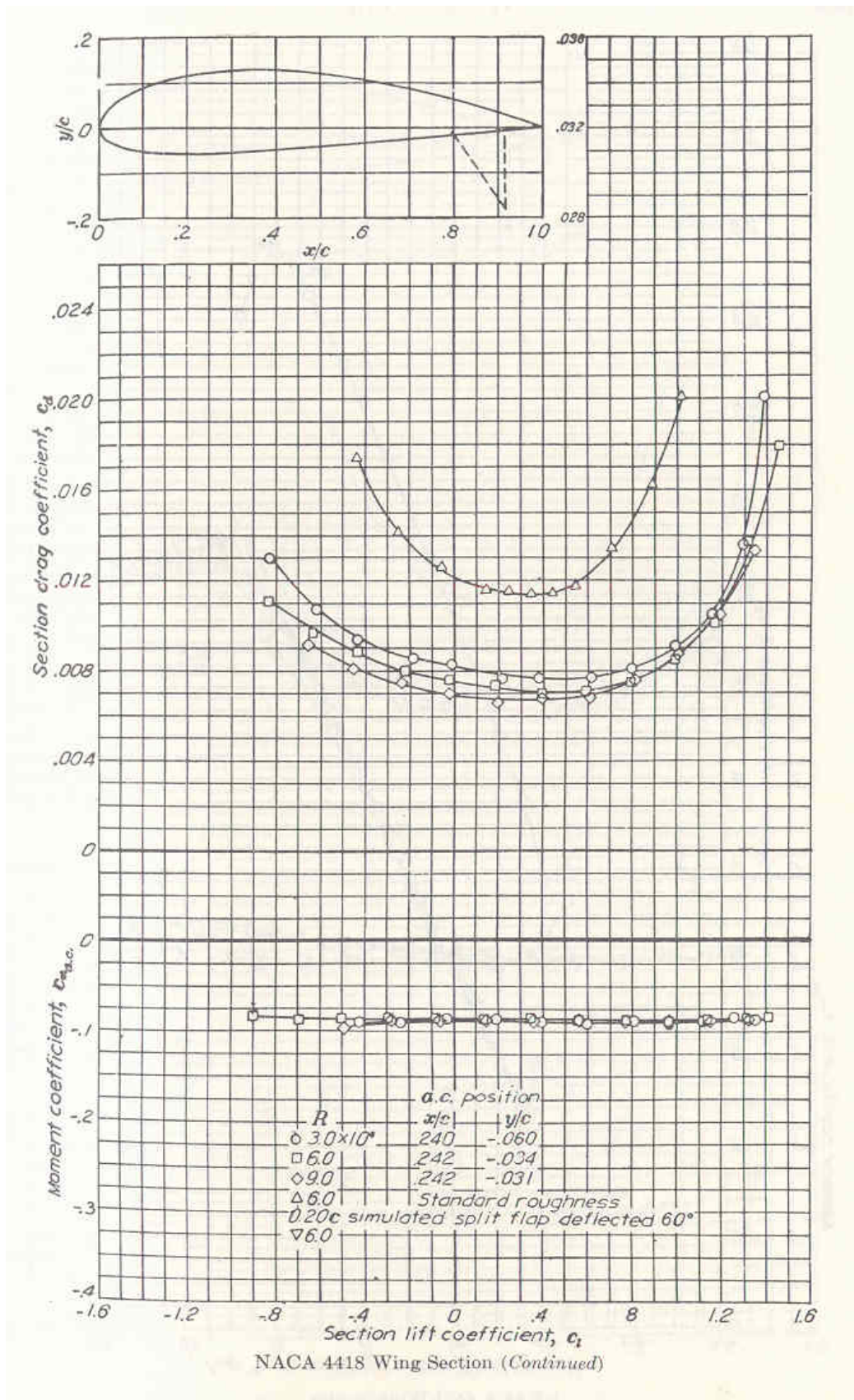
Upper surface		Lower surface	
Station	Ordinate	Station	Ordinate
0	.....	0	0
1.25	3.76	1.25	- 2.11
2.5	5.00	2.5	- 2.99
5.0	6.75	5.0	- 4.06
7.5	8.06	7.5	- 4.67
10	9.11	10	- 5.06
15	10.66	15	- 5.49
20	11.72	20	- 5.56
25	12.40	25	- 5.49
30	12.76	30	- 5.26
40	12.70	40	- 4.70
50	11.85	50	- 4.02
60	10.44	60	- 3.24
70	8.55	70	- 2.45
80	6.22	80	- 1.67
90	3.46	90	- 0.93
95	1.89	95	- 0.55
100	(0.19)	100	(- 0.19)
100	.....	100	0

**L.E. radius: 3.56**  
**Slope of radius through L.E.: 0.20**

Qui di seguito si riporta l'andamento del coefficiente di portanza  $C_L$  ed il coefficiente di momento  $C_{M_{c/4}}$  rispetto a  $c/4$  in funzione dell'angolo di attacco  $\alpha$  per la sezione NACA 4418.



Qui di seguito si riporta l'andamento delle polari ( $C_D$  vs  $C_L$ ) ed il coefficiente di momento del centro aerodinamico  $C_{Mca}$  per la sezione NACA 4418.



## 2.1.5 Tipi di stallo<sup>1</sup>

Si individuano, classicamente, diversi tipi di stallo.

1. Lo stallo convenzionale (turbolento), per profili di spessore maggiore del 12% è dovuto alla separazione che avviene al bordo di uscita a partire da una certa incidenza, e poi anticipa al crescere dell' incidenza determinando uno stallo che è graduale (senza un' improvvisa caduta della portanza).
2. Lo stallo brusco laminare è dovuto all' esplosione improvvisa di una bolla laminare per una piccola variazione dell' incidenza. Esso è caratteristico di profili alari di spessore percentuale compreso tra 8% e 12%. Questo tipo di stallo, evidentemente più pericoloso, si evita ricorrendo a più sofisticati (e costosi) dispositivi di ipersostentazione che devono entrare in funzione a velocità più elevate, e quindi ad incidenze abbastanza più basse di quella di stallo.
3. Un altro tipo di stallo, tipico dei profili sottili, che è dolce e graduale, ma che interviene ad incidenze più piccole, è dovuto alla progressiva crescita, con l' incidenza, dell' estensione di una bolla laminare che, senza esplodere, determina una regione di flusso separato sul dorso a partire dal bordo di attacco.
4. Lo stallo detto combinato consegue da un' estensione graduale di una bolla laminare insieme all' insorgere di una separazione turbolenta al bordo di uscita. Si ha stallo quando le due regioni separate si congiungono.

Per ricordare i valori tipici allo stallo di importanti grandezze può essere comodo tenere presente che un profilo NACA 0012 a numeri di Reynolds di interesse aeronautico stalla a circa 15 gradi, con un coefficiente di portanza (massimo) di circa 1.5 ed un picco di espansione tale che  $C_p(\min) = -15$  (circa). Per profili sottili l' angolo di stallo (ed il coefficiente di portanza relativo) diminuiscono significativamente: si stima che la lastra piana, o meglio una sua realizzazione ingegneristica, stalli a circa 7 gradi (ad un Cl quindi di circa .7).

Lo stallo ed il suo modo di verificarsi dipendono fortemente dal numero di Reynolds, al crescere del quale aumentano sistematicamente sia l' angolo di stallo che il coefficiente di portanza massimo. Inoltre una variazione del numero di Reynolds può determinare un diverso tipo di stallo dello stesso profilo: abbastanza chiaramente se si diminuisce il numero di Reynolds lo stallo tende ad essere sempre più brusco: infatti la transizione posticipa, e può più facilmente intervenire una bolla laminare. Anche il numero di Mach influenza, e molto, lo stallo di un profilo.

---

<sup>1</sup> da appunti del Prof. De Nicola, DIAS, Università Federico II di Napoli



## 2.2 Atmosfera standard

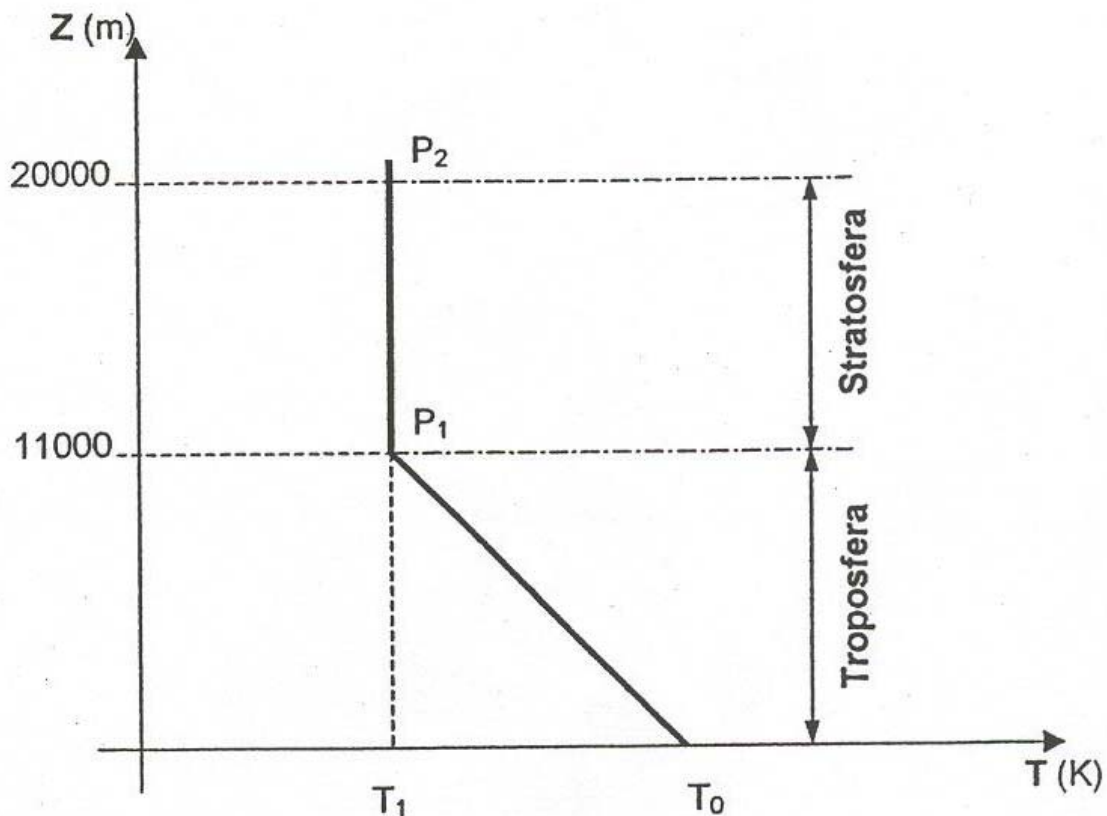
L'atmosfera standard consente di determinare, tramite delle relazioni empiriche, la dipendenza di  $T$  da  $z$ . In particolare, consideriamo le quote comprese tra  $z=0$  (livello del mare) e  $z=20000m$ . In questa zona possiamo individuare 2 regioni nelle quali viene definita (ipotizzata su base empirico-sperimentale con palloni sonda) una legge  $T(z)$ :

La Troposfera per  $0 \leq z \leq 11000m$  in cui  $T(z)=T(0)-\alpha z$  con  $\alpha=0.0065 K/m$  (andamento lineare).

La Stratosfera per  $11000 < z \leq 20000m$  in cui  $T(z)=cost=T(11000)$ .

Nella prima regione (Troposfera) si ha quindi una diminuzione lineare della temperatura a partire dal valore al livello del mare, mentre nella stratosfera, la temperatura resta costante e pari al valore ottenuto in  $z=11000$ . Ricordiamo che al livello del mare convenzionalmente

$T_0=288 K$ ,  $P_0=101.33 kPa$  (1atm),  $\rho_0=1.22 kg/m^3$ .



Abbiamo indicato col pedice 0 le grandezze alla quota  $z=0$ , col pedice 1 alla quota  $z=11000$  e col pedice 2 alla quota  $z=20000$ .

### Andamento della pressione nella Troposfera

Usiamo l'equazione  $\frac{dP}{dz} = -\rho g = -\gamma$  (ricavata dal bilancio della quantità di moto) e l'equazione di stato. Si ha:

$$\frac{dP}{dz} = -\frac{P}{RT} g \rightarrow \frac{dP}{P} = -\frac{g}{R} \frac{dz}{T}$$

differenziando la relazione  $T=T_0-\alpha z$  si ottiene:

$$dT = -\alpha dz \rightarrow dz = -\frac{dT}{\alpha}$$

e quindi:

$$\frac{dP}{P} = -\frac{g}{R} \frac{1}{T} \left( -\frac{dT}{\alpha} \right) = \frac{g}{R\alpha} \frac{dT}{T}$$

integrando tra 0 e 1 si ottiene:

$$\ln\left(\frac{P_1}{P_0}\right) = \frac{g}{R\alpha} \ln\left(\frac{T_1}{T_0}\right)$$

da cui:

$$\frac{P_1}{P_0} = \left(\frac{T_1}{T_0}\right)^{\frac{g}{R\alpha}}$$

Per una quota generica  $z$  nella Troposfera, si ha:

$$\frac{P(z)}{P_0} = \left(\frac{T_0 - \alpha z}{T_0}\right)^{\frac{g}{R\alpha}} = \left(1 - \frac{\alpha z}{T_0}\right)^{\frac{g}{R\alpha}} = \left[\frac{T(z)}{T_0}\right]^{\frac{g}{R\alpha}}$$

### **Andamento della pressione nella Stratosfera**

Abbiamo ancora:

$$\frac{dP}{dz} = -\frac{P}{RT} g \rightarrow \frac{dP}{P} = -\frac{g}{R} \frac{dz}{T}$$

Stavolta  $T=T_1=cost$  per cui si può integrare direttamente tra 1 e 2:

$$\ln\left(\frac{P_2}{P_1}\right) = -\frac{g}{RT_1}(z_2 - z_1)$$

$$\frac{P_2}{P_1} = e^{-\frac{g}{RT_1}(z_2 - z_1)}$$

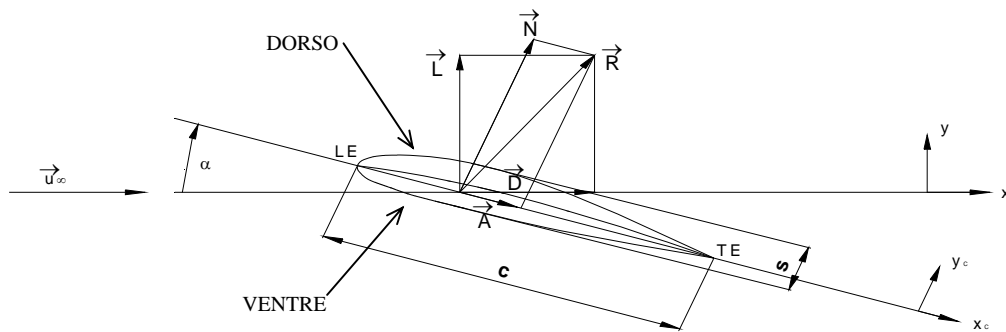
Per una quota generica nella Stratosfera:

$$\frac{P(z)}{P_1} = e^{-\frac{\rho}{RT_1}(z-z_1)}$$

Ovviamente una volta note  $T(z)$  e  $p(z)$  si può trovare  $\rho(z)$ .

## 2.3 Forze e pressioni sui profili (2D)

Ci si propone di valutare le forze che vengono scambiate tra fluido e corpi solidi (per ora considerati bidimensionali - 2D) ricordando alcune nozioni viste a fluidodinamica. Consideriamo un profilo aerodinamico avente la forma indicata in figura:



dove si è utilizzata la seguente notazione:

$c$  = corda del profilo

LE = Leading edge = bordo d'attacco

TE = Trailing edge = bordo d'uscita

$s$  = spessore

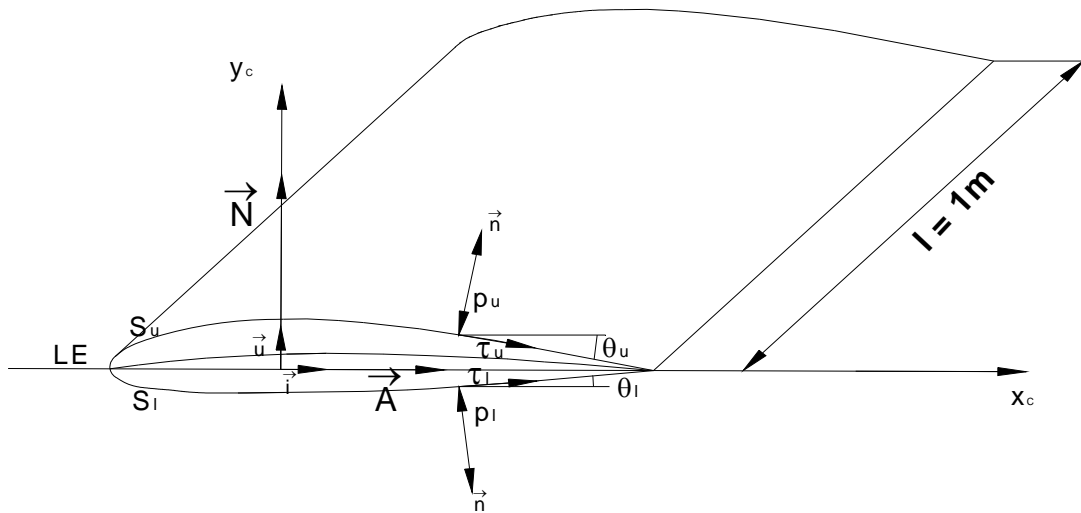
$\alpha$  = angolo d'incidenza

$\vec{N}$  e  $\vec{A}$  sono le forze (componenti di  $\vec{R}$ ) nel sistema di riferimento (assi corpo) associato al profilo (assi  $x_c$  e  $y_c$ ,  $\vec{A} \parallel \vec{x}_c$  e  $\vec{N} \parallel \vec{y}_c$ )

$\vec{R}$  = risultante delle forze aerodinamiche

$L$  e  $D$  (Portanza e Resistenza) sono le componenti di  $\vec{R}$  nel sistema di riferimento (assi vento) associato a  $\vec{U}_\infty$  (cioè tale che  $\vec{L} \perp \vec{U}_\infty$  e  $\vec{D} \parallel \vec{U}_\infty$ )

$\vec{U}_\infty$  = velocità indisturbata incidente sul profilo



Nel disegno si sono indicati gli sforzi di taglio e le pressioni agenti sul profilo.  $S_l$  e  $S_u$  indicano rispettivamente la superficie inferiore (*lower*) e superiore (*upper*) del profilo;  $\vec{n}$  rappresenta il versore della normale uscente dal profilo. Esplicitiamo gli elementi di forza in termini di  $P$  e  $\tau$ .

$$d\vec{N}_u = [-P_u dS_u \cos\theta_u - \tau_u dS_u \sin\theta_u] \vec{j}$$

$$d\vec{N}_l = [P_l dS_l \cos\theta_l - \tau_l dS_l \sin\theta_l] \vec{j}$$

$$d\vec{A}_u = [-P_u dS_u \sin\theta_u + \tau_u dS_u \cos\theta_u] \vec{i}$$

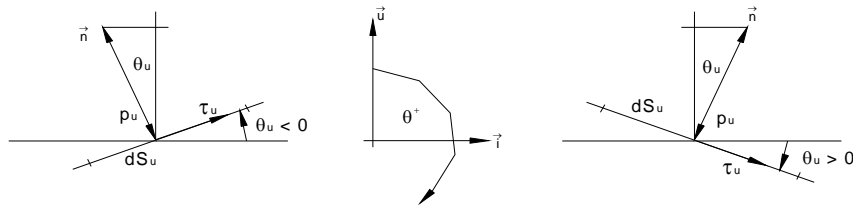
$$d\vec{A}_l = [P_l dS_l \sin\theta_l + \tau_l dS_l \cos\theta_l] \vec{i}$$

dove:

$P$  e  $\tau$  sono la pressione e la tensione tangenziale alla parete;

i pedici  $u$  (*upper*) e  $l$  (*lower*) indicano rispettivamente il dorso ed il ventre del profilo;

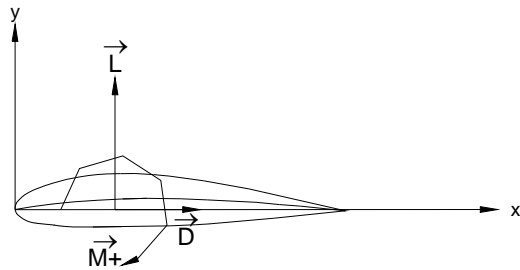
$\theta$  rappresenta l'angolo tra la tangente locale alla superficie del profilo e l'asse  $x_c$  (preso positivo se orario rispetto a questo);



$$d\vec{N}_{tot} = d\vec{N}_u + d\vec{N}_l$$

$$d\vec{A}_{tot} = d\vec{A}_u + d\vec{A}_l$$

$$\vec{N}_{tot} = \int_{LE}^{TE} d\vec{N}_{tot} \quad \text{e} \quad \vec{A}_{tot} = \int_{LE}^{TE} d\vec{A}_{tot}$$



I momenti sono positivi se cabranti:

$$M_{LE} = \int_{LE}^{TE} [(P_u \cos \theta_u + \tau_u \sin \theta_u)x - (P_u \sin \theta_u - \tau_u \cos \theta_u)y] dS_u + \int_{LE}^{TE} [(-P_l \cos \theta_l + \tau_l \sin \theta_l)x - (P_l \sin \theta_l + \tau_l \cos \theta_l)y] dS_l$$

La portanza  $\vec{L}$  e la resistenza  $\vec{D}$  aerodinamiche, sono:

$$|\vec{L}| = |\vec{N}_{tot}| \cos \alpha - |\vec{A}_{tot}| \sin \alpha \Rightarrow \text{portanza}$$

$$|\vec{D}| = |\vec{N}_{tot}| \sin \alpha + |\vec{A}_{tot}| \cos \alpha \Rightarrow \text{resistenza}$$

Prendendo come riferimento la pressione dinamica  $q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2$  e la superficie di una striscia unitaria  $S$ , i coefficienti di forza (portanza e resistenza) e momento, sono definiti come segue:

$$c_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S} \quad c_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S} \quad c_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 c S}$$