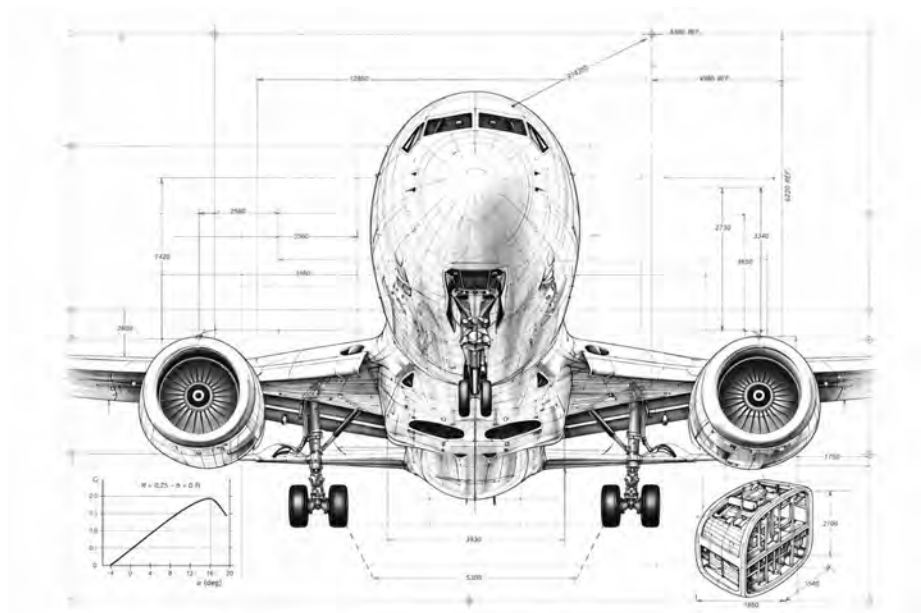

Caratteristiche dei profili alari e dell'ala finita

Monografia didattica di Aerodinamica del velivolo



Appunti per gli studenti dell'Istituto Tecnico — indirizzo Aeronautico

Prof. Biagio Raucci

26 luglio 2026

Indice

Premessa	3
1 Caratteristiche geometriche dei profili alari	4
1.1 Il profilo come sezione dell'ala	4
1.2 Gli elementi geometrici fondamentali	4
1.3 La costruzione del profilo: spessore montato sulla linea media	4
1.4 I coefficienti aerodinamici di sezione	6
1.5 La risultante aerodinamica e il segno del momento	6
2 La curva di portanza del profilo	6
2.1 Andamento e tratto lineare	6
2.2 Fine della linearità, massimo e stallo	7
2.3 Esempio: confronto fra due profili	8
3 La polare del profilo	8
3.1 Significato della polare	8
3.2 Il coefficiente di portanza di progetto e la sacca laminare	8
3.3 L'efficienza aerodinamica	9
3.4 Esempio: efficienza di un profilo	9
4 La curva di momento e il centro aerodinamico	10
4.1 La curva di momento	10
4.2 Il centro aerodinamico	10
5 La distribuzione di pressione sul profilo	11
5.1 Il coefficiente di pressione	11
5.2 Dall'integrale delle pressioni ai coefficienti di forza	11
5.3 Effetto dell'incidenza e della deflessione di un comando	12
6 Effetti di comprimibilità	12
6.1 Mach critico e pressione critica	12
6.2 Interpretazione tecnica	13
7 Transizione laminare-turbolenta	13
8 Tipologie di profili ed evoluzione storica	14
8.1 Le grandi famiglie di profili	14
8.2 Cenni di evoluzione storica	15
9 I profili NACA e la costruzione geometrica del profilo	15
9.1 La logica delle famiglie NACA	15
9.2 La distribuzione di spessore	16
9.3 La serie a quattro cifre	17
9.4 Dal profilo medio al contorno: il montaggio perpendicolare	18
9.5 La serie a cinque cifre	19
9.6 Le serie laminari (serie 1 e serie 6)	20
10 Portanza massima e comportamento allo stallo	21
10.1 Stallo graduale e stallo brusco	21
10.2 I fattori di progetto che governano lo stallo	21

11 Il momento della forza aerodinamica: fuoco e centro di pressione	22
11.1 Origine del momento di beccheggio	22
11.2 La convenzione e il diagramma c_m-c_l	22
11.3 Il momento a portanza nulla	24
11.4 Cambiamento del polo di riduzione	24
11.5 Il fuoco del profilo	24
11.6 Il centro di pressione e la sua distinzione dal fuoco	25
12 Caratteristiche geometriche dell'ala finita	27
12.1 Dalla sezione all'ala	27
12.2 I coefficienti aerodinamici dell'ala	27
13 Diedro, svergolamento, carico alare e dispositivi di estremità	28
13.1 L'angolo diedro	28
13.2 Lo svergolamento alare	28
13.3 Il carico alare	29
13.4 I dispositivi di estremità: le winglet	30
14 La portanza dell'ala finita	30
14.1 I vortici di estremità	30
14.2 Il downwash e l'incidenza indotta	32
14.3 La pendenza della retta di portanza dell'ala	32
14.4 Esempio: portanza ridotta dall'allungamento	33
15 La resistenza dell'ala finita	34
15.1 Resistenza parassita e resistenza indotta	34
15.2 Origine della resistenza indotta	34
15.3 Formula della resistenza indotta	35
16 Esempio applicativo completo	35
17 Il momento e il centro aerodinamico dell'ala	37
17.1 Il momento dell'ala	37
17.2 La corda media geometrica	37
17.3 Rappresentazione dell'ala	37
17.4 Sintesi finale	39

Premessa

Questa monografia raccoglie, in forma organica e progressiva, lo studio delle *caratteristiche aerodinamiche dei profili alari* e dell'*ala di allungamento finito*. L'esposizione è pensata per studenti che possiedono già le nozioni fondamentali di fisica, di termodinamica e di aerodinamica di base, e si propone di accompagnarli dalla definizione geometrica della sezione alare fino al comportamento aerodinamico dell'ala reale tridimensionale.

Il filo conduttore è sempre il medesimo: di ogni grandezza si chiarisce dapprima il *significato fisico*, se ne fornisce poi la *formulazione matematica* e infine se ne discute l'*interpretazione tecnica*, cioè l'uso che il progettista o l'analista ne fa nella pratica. Numerosi esempi numerici, condotti con dati realistici, mostrano come le formule si traducano in valori concreti.

Per uniformità si adotta la convenzione, ormai consolidata in letteratura, di indicare con lettere minuscole (c_l , c_d , c_m) i coefficienti *bidimensionali*, relativi cioè alla singola sezione (il profilo), e con lettere maiuscole (C_L , C_D , C_M) i coefficienti *tridimensionali*, relativi all'ala finita nel suo complesso. Questa distinzione, apparentemente formale, riflette una differenza fisica profonda che costituisce uno dei temi centrali del testo.

1 Caratteristiche geometriche dei profili alari

1.1 Il profilo come sezione dell'ala

Si definisce **profilo alare** la sezione che si ottiene tagliando l'ala con un piano parallelo al piano di simmetria del velivolo, ortogonale all'apertura. Il profilo è dunque un ente bidimensionale: studiarlo equivale a studiare il comportamento di un'ala di apertura infinita, nella quale ogni sezione è identica alle altre e la corrente non ha alcuna possibilità di deviare lungo l'apertura. Questa idealizzazione è preziosissima dal punto di vista didattico, perché isola gli effetti puramente *di forma* della sezione da quelli, ben diversi, legati alla *finitezza* dell'ala, che affronteremo nella seconda parte della trattazione.

Le forze aerodinamiche che agiscono sul profilo sono per convenzione riferite all'unità di apertura: la portanza l e la resistenza d si misurano dunque in N/m, mentre il momento m si misura in N (essendo il prodotto di una forza per un braccio, divisi entrambi per l'apertura). Per **portanza** si intende la componente della risultante aerodinamica diretta perpendicolarmente alla corrente indisturbata; per **resistenza** la componente parallela ad essa.

1.2 Gli elementi geometrici fondamentali

La geometria di un profilo è completamente descritta da un piccolo numero di elementi, che conviene introdurre con ordine (figura 1).

Corda. È il segmento rettilineo c che congiunge gli estremi della linea media, cioè il bordo d'attacco e il bordo d'uscita. La corda è la lunghezza di riferimento del profilo: rispetto ad essa si adimensionalizzano quasi tutte le altre grandezze geometriche.

Linea media (o linea di inarcamento). È il luogo dei punti equidistanti dal dorso e dal ventre, misurati perpendicolarmente alla linea media stessa (in pratica, con buona approssimazione, perpendicolarmente alla corda). È la curva che descrive la *curvatura* del profilo e ne governa, come vedremo, gran parte del comportamento.

Inarcamento (camber). È la massima distanza della linea media dalla corda. Espresso in percentuale della corda, esprime quanto il profilo è "curvo". La massima ordinata della linea media è detta **freccia** del profilo. Un profilo simmetrico ha linea media coincidente con la corda e quindi inarcamento nullo.

Spessore. È l'altezza del profilo misurata normalmente alla corda. Il rapporto tra lo spessore massimo e la corda si chiama **rapporto di spessore** (thickness ratio). Anche la posizione lungo la corda alla quale si trova lo spessore massimo è un parametro progettuale importante.

Raggio del bordo d'attacco. È il raggio del cerchio tangente al dorso e al ventre in prossimità del bordo d'attacco, con centro su una retta tangente alla linea media nel suo punto iniziale. Un bordo d'attacco arrotondato (raggio grande) ritarda la separazione e dunque lo stallo; un bordo d'attacco aguzzo (raggio piccolo) favorisce comportamenti più bruschi.

1.3 La costruzione del profilo: spessore montato sulla linea media

Un modo molto efficace di pensare al profilo è immaginarlo costruito in due tappe. Si parte dalla *linea media*, che fissa la curvatura; quindi si "monta" la *distribuzione di spessore* perpendicolarmente ad essa, metà sul dorso e metà sul ventre. Il profilo finale è dunque la sovrapposizione di una curvatura (responsabile soprattutto della portanza a incidenza nulla) e di una distribuzione di spessore (responsabile soprattutto della robustezza strutturale e del comportamento alle alte velocità).

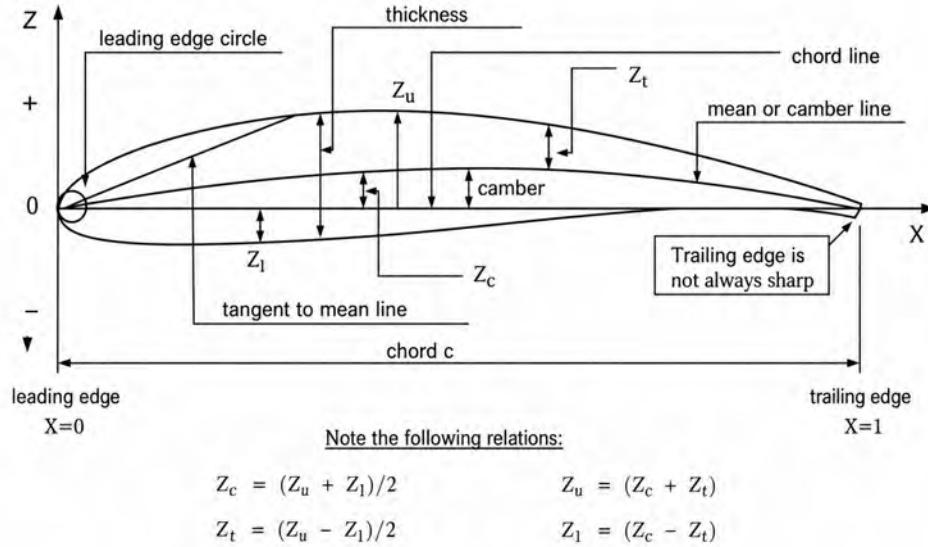


Figura 1. Definizione geometrica di un profilo alare: corda, linea media, spessore, inarcamento e raggio del bordo d'attacco.

Se indichiamo con Z_u e Z_l le ordinate del dorso (*upper*) e del ventre (*lower*), con Z_c l'ordinata della linea media (*camber line*) e con Z_t la semi-ampiezza dello spessore, valgono le semplici relazioni

$$Z_c = \frac{Z_u + Z_l}{2}, \quad Z_t = \frac{Z_u - Z_l}{2}, \quad (1)$$

da cui si ricostruiscono dorso e ventre come

$$Z_u = Z_c + Z_t, \quad Z_l = Z_c - Z_t. \quad (2)$$

Queste formule traducono in linguaggio matematico l'idea costruttiva: il dorso è la linea media più metà spessore, il ventre la linea media meno metà spessore. Esse sono alla base del modo in cui sono definite, ad esempio, le celebri famiglie di profili a quattro e cinque cifre, nelle quali la linea media e la distribuzione di spessore sono assegnate da espressioni analitiche separate.

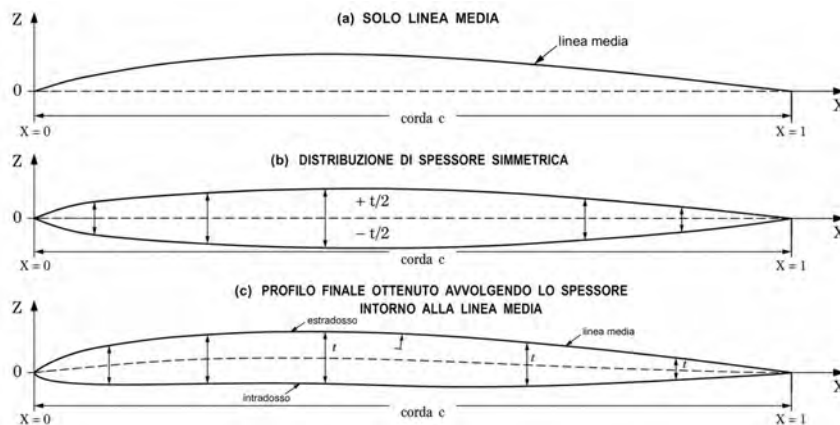


Figura 2. Costruzione di un profilo per sovrapposizione: linea media (a), distribuzione di spessore simmetrica (b), profilo finale ottenuto avvolgendo lo spessore intorno alla linea media (c).

1.4 I coefficienti aerodinamici di sezione

Le forze aerodinamiche dipendono dalla densità dell'aria ρ , dalla velocità della corrente V , dalla dimensione del profilo (la corda c) e da fattori di forma e di regime sintetizzati nei *coefficienti*. Introducendo la **pressione dinamica**

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2, \quad (3)$$

la portanza, la resistenza e il momento per unità di apertura si scrivono

$$l = c_l q c, \quad d = c_d q c, \quad m = c_m q c^2, \quad (4)$$

ossia, risolvendo rispetto ai coefficienti,

$$c_l = \frac{l}{q c}, \quad c_d = \frac{d}{q c}, \quad c_m = \frac{m}{q c^2}. \quad (5)$$

Si osservi che nel momento compare c^2 e non c : ciò è necessario perché il momento ha le dimensioni di una forza per un braccio, e il braccio si adimensionalizza anch'esso con la corda. I coefficienti c_l , c_d e c_m sono numeri puri: è questa la loro grande forza, perché essi non dipendono dalla particolare velocità o dimensione della prova, ma soltanto dalla forma del profilo, dall'angolo d'attacco α , dal numero di Reynolds Re e dal numero di Mach M . Misurati una volta in galleria a un certo Re e M , essi valgono per qualunque profilo geometricamente simile in condizioni simili.

1.5 La risultante aerodinamica e il segno del momento

L'insieme delle pressioni che agiscono sulla superficie del profilo e degli sforzi tangenziali dovuti alla viscosità si compone in un'unica **risultante aerodinamica** F , applicata in un punto opportuno, accompagnata da un **momento** (figura 3). Scomponendo F secondo le direzioni perpendicolare e parallela alla corrente si ottengono la portanza l e la resistenza d ; il momento m , detto **momento di beccheggio**, tende a ruotare il profilo intorno a un asse perpendicolare al piano della sezione.

Per convenzione il momento di beccheggio è considerato *positivo* quando tende ad alzare il muso del profilo (momento *cabrante*, in inglese *nose-up*) e *negativo* quando tende ad abbassarlo (momento *picchiante*, *nose-down*). Questa convenzione, che può sembrare un mero dettaglio, diventerà essenziale nello studio della stabilità longitudinale del velivolo, dove il segno del momento decide se una perturbazione tende a smorzarsi o ad amplificarsi.

2 La curva di portanza del profilo

2.1 Andamento e tratto lineare

Se si riporta in un diagramma il coefficiente di portanza c_l in funzione dell'angolo d'attacco α si ottiene la **curva di portanza** (figura 4). Il suo aspetto è caratteristico e ricorre, con piccole variazioni, in tutti i profili: per un ampio intervallo di incidenze la curva è una *retta*; superato un certo valore essa si incurva, raggiunge un massimo e quindi precipita.

Il tratto rettilineo è la zona di funzionamento normale del profilo. In essa la portanza cresce in modo proporzionale all'incidenza, e ciò si scrive

$$c_l = a_0 (\alpha - \alpha_0), \quad (6)$$

dove compaiono due parametri di grande importanza pratica:

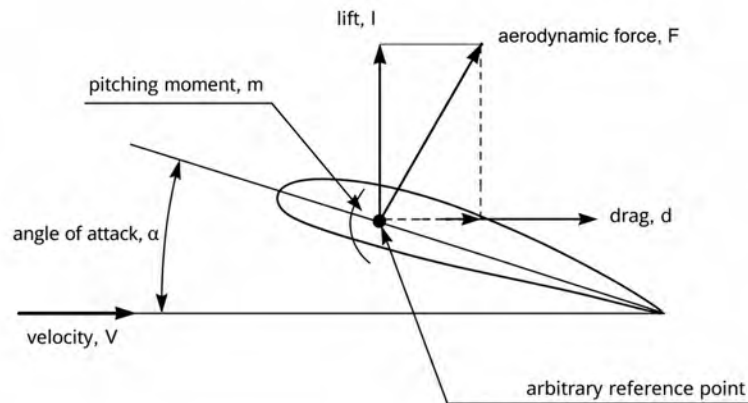


Figura 3. Portanza l , resistenza d , momento di beccheggio m e risultante aerodinamica F agenti su un profilo posto all'angolo d'attacco α .

- α_0 è l'**angolo di portanza nulla** (zero-lift angle): l'incidenza alla quale il profilo, pur investito dalla corrente, non genera portanza. Per un profilo simmetrico esso è nullo; per un profilo a curvatura positiva (come quasi tutti quelli impiegati in aeronautica) è negativo, e tanto più negativo quanto maggiore è l'inarcamento. In altre parole, un profilo curvo genera già portanza a incidenza geometrica nulla, e per annullarla occorre inclinarlo "a picchiare".
- a_0 è la **pendenza della retta di portanza** (lift-curve slope), cioè la derivata $a_0 = dc_l/d\alpha$. È notevolmente costante da un profilo all'altro: vale circa 0,11 per grado di incidenza, ovvero, moltiplicando per il fattore di conversione $57,3 = \text{rad}^{-1} \rightarrow \text{deg}^{-1}$, circa $0,11 \times 57,3 \approx 6,30$ per radiante.

È istruttivo confrontare questo valore con la previsione della teoria del profilo sottile, secondo la quale la pendenza ideale vale esattamente $2\pi \approx 6,28$ per radiante. Il fatto che il valore reale ($\approx 6,30$) sia così vicino a quello teorico, e altrettanto vicino a quello della lastra piana, ci dice che la pendenza della retta di portanza dipende pochissimo dai dettagli di forma del profilo: è una proprietà quasi universale.

2.2 Fine della linearità, massimo e stallo

Aumentando l'incidenza, la depressione sul dorso si concentra sempre più verso il bordo d'attacco e lo strato limite, costretto a risalire contro un gradiente di pressione avverso sempre più severo, finisce per **separarsi**. La separazione è la causa fisica della non-linearità: si individuano allora altri tre valori caratteristici.

- α^* , l'**angolo di fine linearità**, oltre il quale la curva si discosta sensibilmente dalla retta. È tipicamente dell'ordine di da 8 a 10 gradi.
- $c_{l_{\max}}$, il **coefficiente di portanza massimo**, raggiunto poco prima o in corrispondenza dello stallo. È uno dei parametri più importanti del profilo perché fissa la minima velocità alla quale l'ala può sostenere il velivolo. Vale circa da 1,2 a 1,3 per i profili simmetrici e può salire a da 1,6 a 1,7 per i profili molto inarcati, di alta portanza.
- $\alpha_{c_{l_{\max}}}$, l'**angolo di stallo**, cioè l'incidenza alla quale si raggiunge $c_{l_{\max}}$.

Il comportamento dopo il massimo (graduale o brusco) dipende fortemente dalla forma del profilo, e a esso è dedicata una sezione apposita più avanti.

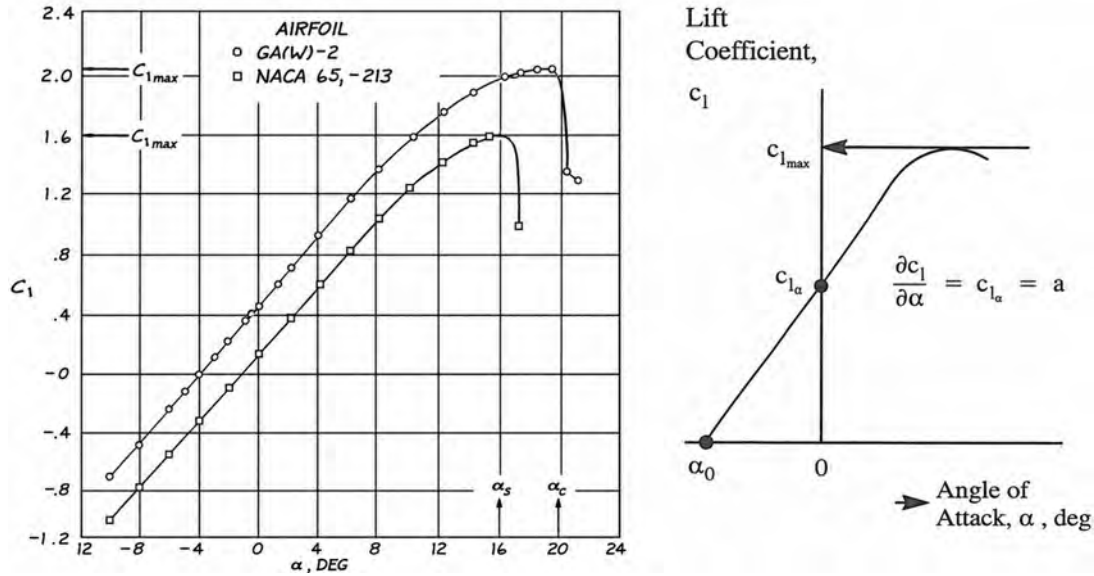


Figura 4. Curva di portanza c_l - α : tratto lineare con pendenza a_0 , angolo di portanza nulla α_0 , fine linearità α^* , coefficiente massimo $c_{l,max}$ e angolo di stallo $\alpha_{c_{l,max}}$.

2.3 Esempio: confronto fra due profili

Consideriamo due profili che lavorano alla stessa incidenza geometrica $\alpha = 4^\circ$, supponendoli entrambi con pendenza $a_0 = 0,11 \text{ deg}^{-1}$ ma con diverso angolo di portanza nulla. Il primo, simmetrico, ha $\alpha_0 = 0^\circ$; il secondo, inarcato, ha $\alpha_0 = -2^\circ$. Applicando la (6):

$$\text{profilo simmetrico: } c_l = 0,11 (4 - 0) = 0,44,$$

$$\text{profilo inarcato: } c_l = 0,11 (4 - (-2)) = 0,66.$$

A parità di incidenza geometrica il profilo inarcato produce dunque il 50 % di portanza in più, semplicemente perché “parte avvantaggiato” di 2° . È questa la ragione per cui i profili da bassa velocità, dove conta generare molta portanza, sono marcatamente curvi.

3 La polare del profilo

3.1 Significato della polare

Si chiama **polare** il diagramma che riporta il coefficiente di portanza c_l in funzione del coefficiente di resistenza c_d (figura 5). È forse la rappresentazione più densa di informazioni dell'intero studio del profilo, perché mette direttamente in relazione il “bene” che si vuole (la portanza) con il “male” che lo accompagna (la resistenza). La curva ha forma all'incirca parabolica: esiste sempre un'incidenza, e quindi un c_l , a cui corrisponde la resistenza minima $c_{d,min}$.

I valori tipici di $c_{d,min}$ sono dell'ordine di 0,008. Possono scendere a 0,005–0,006 per i **profili laminari**, nei quali una porzione estesa della superficie (fino al 50 % della corda) è percorsa da flusso laminare, a basso attrito; possono salire a 0,010 e oltre per profili più spessi e più “resistenti”. Si tenga presente che la resistenza si esprime spesso in *conteggi di resistenza* (drag counts): un conteggio equivale a $c_d = 0,0001$, sicché $c_{d,min} = 0,008$ corrisponde a 80 conteggi.

3.2 Il coefficiente di portanza di progetto e la sacca laminare

L'incidenza alla quale il profilo presenta la minima resistenza definisce il **coefficiente di portanza ideale** o *di progetto*: è a questo valore di c_l che conviene far lavorare il profilo in

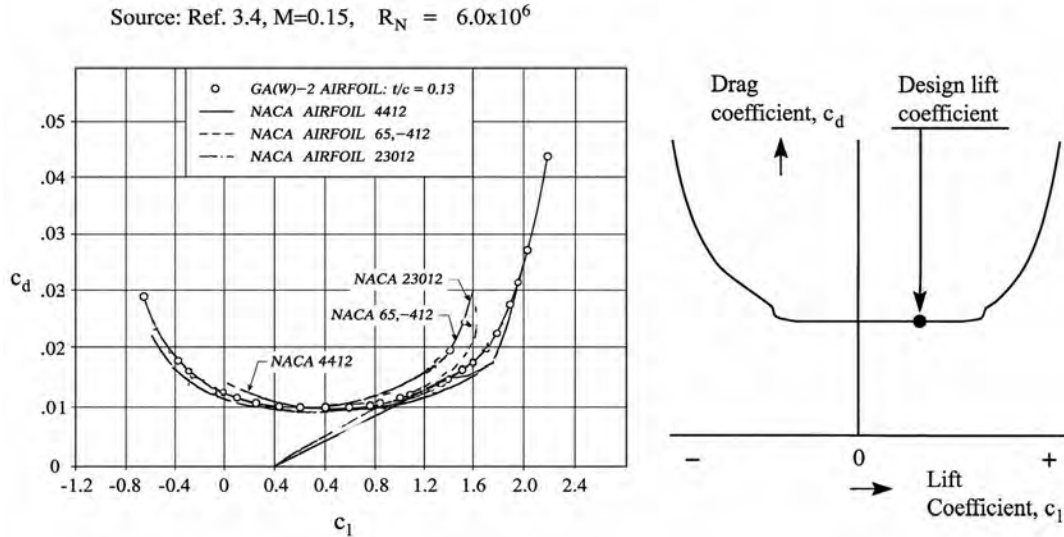


Figura 5. Polare c_l - c_d del profilo: resistenza minima $c_{d\min}$, sacca laminare, c_l ideale (di progetto) e costruzione della massima efficienza mediante la tangente dall'origine.

crociera, perché in tale condizione il velivolo paga il minimo prezzo, in termini di resistenza, per la portanza che gli serve. Per i profili simmetrici esso vale ovviamente $c_l = 0$; per i profili impiegati in aeronautica varia tipicamente fra 0,15 e 0,50 a seconda dell'inarcamento.

Nei profili laminari la polare presenta un tratto quasi piatto e a bassa resistenza, la cosiddetta **sacca laminare** (laminar bucket): è l'intervallo di c_l entro il quale i picchi di depressione restano arretrati, la transizione avviene tardi e l'estensione di flusso laminare resta ampia, sia sul dorso sia sul ventre. Uscendo dalla sacca — cioè allontanandosi dall'incidenza di progetto — i picchi di pressione migrano verso il bordo d'attacco, la transizione anticipa e la resistenza cresce rapidamente. La progettazione di un profilo laminare è perciò un compromesso: si guadagna molto vicino all'incidenza di crociera, ma si è più sensibili alle escursioni di incidenza e alle imperfezioni superficiali, che possono distruggere il flusso laminare.

3.3 L'efficienza aerodinamica

Il parametro che sintetizza la qualità aerodinamica del profilo è il rapporto **portanza/resistenza** c_l/c_d , detto **efficienza**. Geometricamente, il suo valore massimo si individua tracciando dall'origine degli assi la retta tangente alla polare: il punto di tangenza fornisce contemporaneamente l'efficienza massima $(c_l/c_d)_{\max}$ e il c_l a cui essa si ottiene. È un parametro di progetto fondamentale, perché l'efficienza governa direttamente l'autonomia e la distanza percorribile dal velivolo.

3.4 Esempio: efficienza di un profilo

Supponiamo che un profilo presenti, alla sua incidenza di progetto, $c_l = 0,50$ e $c_d = 0,007$. La sua efficienza vale allora

$$\frac{c_l}{c_d} = \frac{0,50}{0,007} \approx 71.$$

Un valore di questo ordine, ~ 70 , è tipico di un buon profilo laminare: per ogni unità di resistenza il profilo “restituisce” settanta unità di portanza. Si osservi quanto pesi la resistenza minima: bastasse salire a $c_d = 0,010$ per effetto, ad esempio, di una superficie ruvida, l'efficienza scenderebbe a 50, con una perdita di oltre il 29 %.

4 La curva di momento e il centro aerodinamico

4.1 La curva di momento

Il coefficiente di momento c_m può essere riportato in funzione dell'incidenza α oppure del coefficiente di portanza c_l (figura 6). Il suo valore numerico *dipende dal punto rispetto al quale si calcola il momento*: per questo motivo il punto di riduzione viene sempre indicato a pedice. La scelta più frequente, per il profilo isolato, è il punto a un quarto della corda, e si scrive allora $c_{m0,25}$ oppure $c_{mc/4}$.

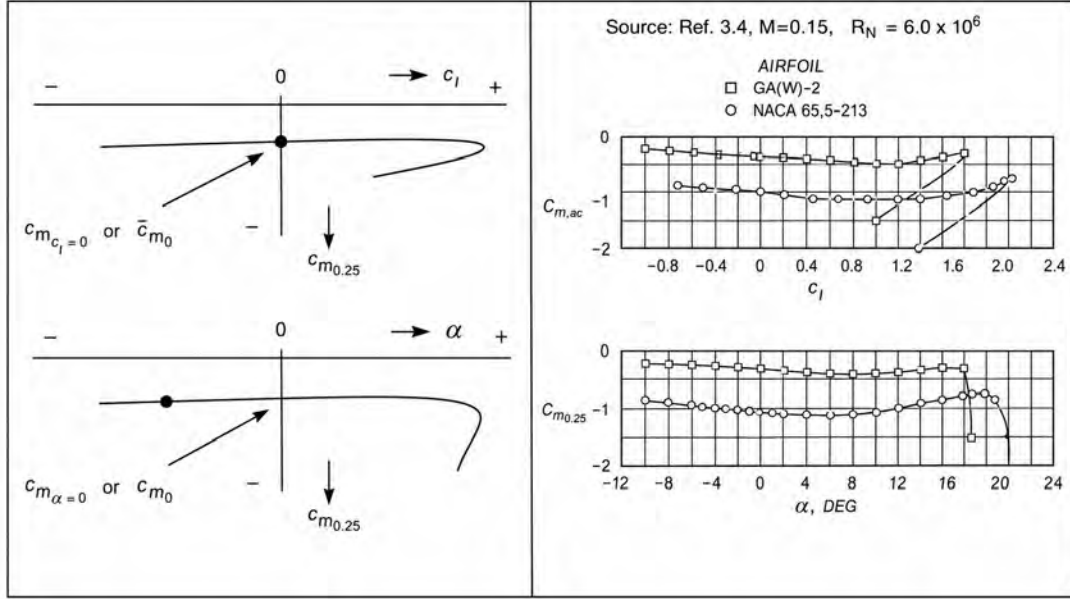


Figura 6. Curva del coefficiente di momento riferito a $c/4$: c_m in funzione di c_l e in funzione di α . Il valore a portanza nulla c_{m0} è generalmente negativo (picchiante) per i profili inarcati.

4.2 Il centro aerodinamico

Tra tutti i punti di riduzione possibili ne esiste uno privilegiato, il **centro aerodinamico** (a.c.), definito come il punto rispetto al quale il coefficiente di momento *non varia al variare dell'angolo d'attacco*. È un concetto di straordinaria utilità: scegliendo l'a.c. come polo, il momento diventa una costante, e la descrizione del profilo si semplifica enormemente.

Ricaviamone la posizione. Supponiamo di aver misurato il momento rispetto a un punto generico, posto a distanza x dal bordo d'attacco (figura 7). Trascurando il piccolo contributo della resistenza, il momento rispetto al centro aerodinamico, posto a x_{ac} , si lega a quello rispetto al punto x dalla relazione di trasporto

$$c_{mac} = c_{mx} + c_l \left(\frac{x_{ac} - x}{c} \right). \quad (7)$$

Imponendo la definizione di centro aerodinamico, cioè che c_{mac} sia indipendente dall'incidenza, deriviamo rispetto ad α e poniamo nullo il risultato:

$$\frac{\partial c_{mac}}{\partial \alpha} = 0 = \frac{\partial c_{mx}}{\partial \alpha} + \frac{\partial c_l}{\partial \alpha} \left(\frac{x_{ac} - x}{c} \right). \quad (8)$$

Dividendo per $\partial c_l / \partial \alpha$ e riordinando si ottiene la posizione del centro aerodinamico in forma compatta:

$$\boxed{\frac{x_{ac}}{c} = \frac{x}{c} - \frac{\partial c_{mx}}{\partial c_l}} \quad (9)$$

La (9) è una ricetta operativa: basta disporre della curva sperimentale c_{mx} in funzione di c_l , misurarne la pendenza, e questa, sottratta alla posizione nota del polo di misura, fornisce la posizione dell'a.c. L'esperienza mostra che, ai bassi numeri di Mach subsonici, il centro aerodinamico di quasi tutti i profili cade molto vicino al quarto della corda, $x_{ac}/c \approx 0,25$.

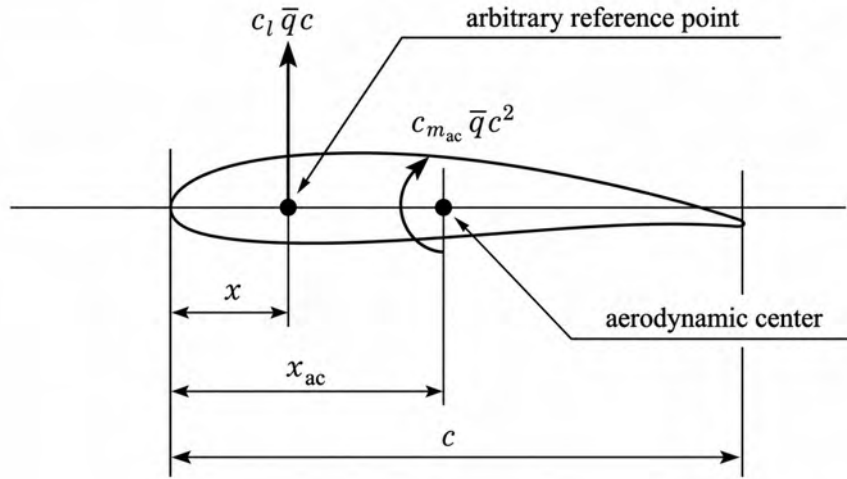


Figura 7. Geometria per la determinazione del centro aerodinamico: portanza applicata a distanza x dal bordo d'attacco e momento $c_{mx} q c^2$; l'a.c. si trova a distanza x_{ac} .

5 La distribuzione di pressione sul profilo

5.1 Il coefficiente di pressione

Conoscere come la pressione si distribuisce lungo il dorso e il ventre del profilo è indispensabile per il calcolo dei carichi strutturali e dei momenti di cerniera delle superfici mobili. La pressione locale p si esprime in forma adimensionale mediante il **coefficiente di pressione**

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty}, \quad (10)$$

dove p_∞ e q_∞ sono la pressione statica e dinamica della corrente indisturbata. A bassa velocità, applicando l'equazione di Bernoulli incomprimibile, il coefficiente di pressione si riscrive in funzione della sola velocità locale V :

$$c_p = 1 - \left(\frac{V}{V_\infty} \right)^2. \quad (11)$$

La (11) è ricca di significato. Dove la corrente accelera ($V > V_\infty$) il coefficiente di pressione diventa negativo: è la regione di *depressione*, tipicamente il dorso, che “aspira” il profilo verso l'alto e genera la maggior parte della portanza. Dove la corrente rallenta fino ad arrestarsi — il **punto di ristagno**, in cui $V = 0$ — il coefficiente di pressione raggiunge il suo valore massimo $c_p = 1$.

5.2 Dall'integrale delle pressioni ai coefficienti di forza

I coefficienti di forza si ottengono integrando la differenza di pressione tra ventre e dorso lungo la corda. Conviene calcolare dapprima la componente *normale* alla corda, c_z , e quella *assiale*,

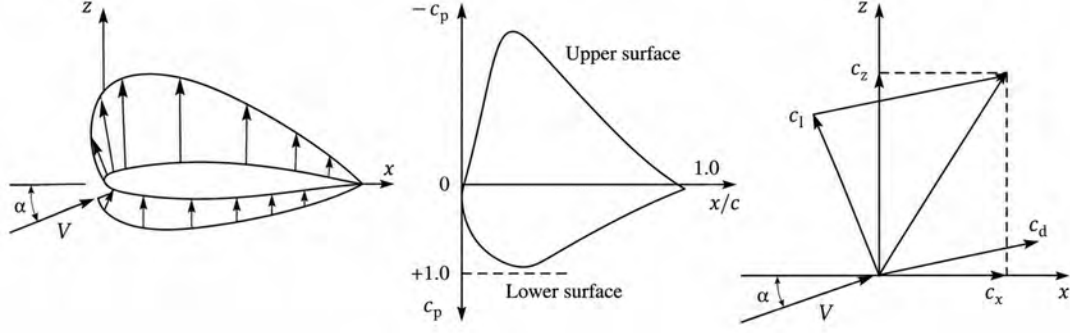


Figura 8. Distribuzione del coefficiente di pressione su un profilo a bassa velocità: depressione sul dorso, sovrappressione sul ventre, punto di ristagno con $c_p = 1$.

c_x :

$$c_z = \int_0^1 (c_{p,\text{ventre}} - c_{p,\text{dorso}}) d\left(\frac{x}{c}\right), \quad (12)$$

$$c_x = \int_0^1 (c_{p,\text{ventre}} - c_{p,\text{dorso}}) d\left(\frac{z}{c}\right). \quad (13)$$

Le componenti normale e assiale sono legate al sistema di riferimento del profilo; per ottenere portanza e resistenza, che sono riferite alla corrente, occorre ruotare dell'angolo d'attacco:

$$c_l = c_z \cos \alpha - c_x \sin \alpha, \quad (14)$$

$$c_d = c_z \sin \alpha + c_x \cos \alpha. \quad (15)$$

Per le incidenze usuali, dove α è piccolo, $\cos \alpha \approx 1$ e $\sin \alpha \approx \alpha$: la portanza coincide quasi con la componente normale, mentre la resistenza riceve un contributo dalla normale proporzionale all'incidenza. Infine, il coefficiente di momento rispetto al bordo d'attacco si ottiene pesando la differenza di pressione con il braccio x/c :

$$c_{m.b.a.} = \int_0^1 (c_{p,\text{ventre}} - c_{p,\text{dorso}}) \frac{x}{c} d\left(\frac{x}{c}\right). \quad (16)$$

5.3 Effetto dell'incidenza e della deflessione di un comando

Aumentare l'angolo d'attacco intensifica il picco di depressione vicino al bordo d'attacco; deflettere una superficie mobile (un alettone, un flap, un equilibratore) crea un secondo picco in corrispondenza della linea di cerniera (figura 9). È proprio questo secondo picco a generare il momento di cerniera che il pilota, o il servocomando, deve equilibrare. La conoscenza dettagliata di tali distribuzioni è quindi alla base del dimensionamento delle superfici di governo e dei relativi attuatori.

6 Effetti di comprimibilità

6.1 Mach critico e pressione critica

Finora abbiamo trattato la corrente come incomprimibile, ipotesi lecita finché la velocità di volo è abbastanza inferiore a quella del suono. Ma poiché la corrente accelera notevolmente sul dorso, la velocità locale può essere assai maggiore di quella indisturbata. Esiste perciò un numero di Mach di volo, inferiore all'unità, in corrispondenza del quale in un punto della superficie si raggiunge *localmente* la velocità del suono: tale valore si chiama **numero di**

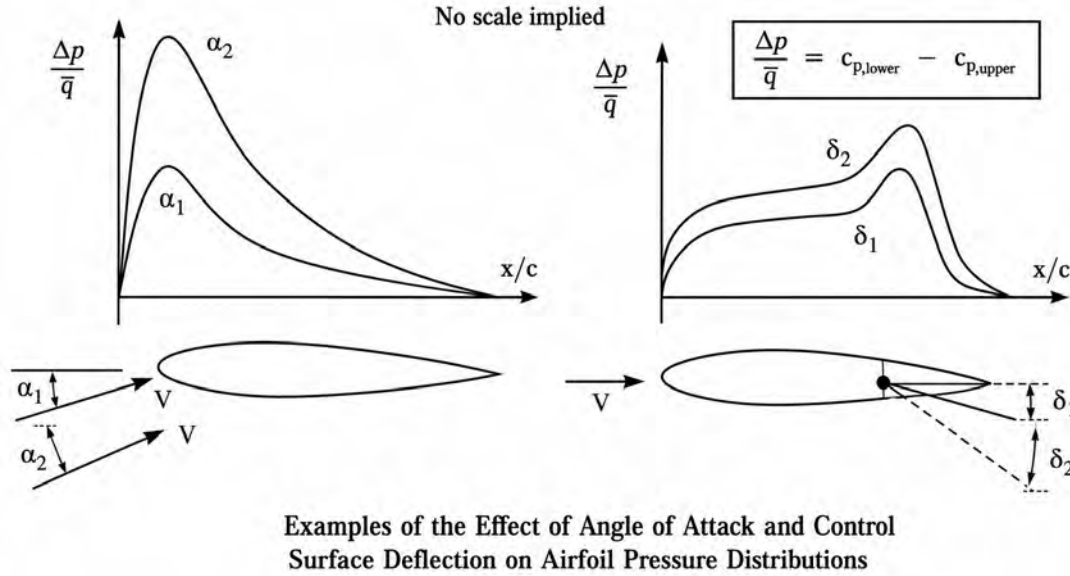


Figura 9. Effetto dell'angolo d'attacco e della deflessione di un comando sulla distribuzione di pressione: picco vicino al bordo d'attacco al variare di α , picco vicino alla cerniera al variare della deflessione δ .

Mach critico M_{cr} . Superato M_{cr} compaiono zone supersoniche, onde d'urto e un rapido aumento della resistenza (la cosiddetta “crisi” della resistenza). Il Mach critico è dunque la soglia che separa il volo subsonico “tranquillo” dal regime transonico.

Al punto in cui si raggiunge per primo la velocità del suono corrisponde un particolare valore del coefficiente di pressione, detto **coefficiente di pressione critico** $c_{p,cr}$. Partendo dall'equazione di Bernoulli in forma comprimibile e imponendo che la velocità locale eguagli quella del suono, si perviene, con un po' di algebra, all'espressione

$$c_{p,cr} = \frac{2}{\gamma M_\infty^2} \left[\left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \right], \quad (17)$$

dove γ è il rapporto dei calori specifici (per l'aria $\gamma \approx 1,4$) e M_∞ il numero di Mach di volo. La (17) fornisce, fissato M_∞ , il valore del coefficiente di pressione che corrisponde alla condizione sonica locale. Il Mach critico del profilo si trova allora come quel M_∞ per cui il *picco* di depressione del profilo (il minimo di c_p , che cresce in modulo all'aumentare di M_∞ per l'effetto di comprimibilità) tocca per la prima volta la curva $c_{p,cr}(M_\infty)$.

6.2 Interpretazione tecnica

La conseguenza progettuale è immediata: per innalzare il Mach critico, e quindi poter volare più veloci prima di incappare nelle onde d'urto, conviene ridurre il picco di depressione, cioè “appiattire” la distribuzione di pressione sul dorso. A questo mirano i *profili supercritici*, che distribuiscono la portanza su una porzione più ampia della corda invece di concentrarla in un picco vicino al bordo d'attacco. È anche la ragione per cui le ali dei velivoli da trasporto veloci sono a freccia: la freccia riduce la componente di velocità che “vede” il profilo e ritarda l'insorgere degli effetti di comprimibilità.

7 Transizione laminare–turbolenta

Lo strato limite che si forma sulla superficie del profilo nasce **laminare**, ordinato, a basso attrito, e a un certo punto transisce a **turbolento**, disordinato e a maggiore attrito ma anche

più resistente alla separazione. Il punto in cui ciò avviene si chiama **punto di transizione** e la sua posizione è governata, in assenza di rugosità apprezzabile e di turbolenza esterna, dall'andamento delle pressioni lungo la superficie (figura 10).

Il criterio fisico è il segno del *gradiente di pressione*. Finché la pressione decresce nel senso del moto, $\frac{dp}{dx} < 0$ (gradiente favorevole), lo strato limite tende a restare laminare e stabile; quando la pressione comincia a risalire, $\frac{dp}{dx} > 0$ (gradiente avverso), lo strato limite si ispessisce, diventa instabile e transisce, e se il gradiente avverso è troppo severo finisce per separarsi, dando luogo alla scia e alla resistenza di pressione. Da qui due conseguenze pratiche di grande importanza costruttiva:

- le superfici dei profili, e in special modo le parti anteriori, devono essere *perfettamente levigate*: una rugosità anche modesta anticipa la transizione, estende la zona turbolenta e accresce la resistenza, distruggendo i benefici di un profilo laminare;
- per estendere la zona laminare si progettano profili in cui il punto di minima pressione è arretrato il più possibile, così da mantenere a lungo il gradiente favorevole. È precisamente la filosofia dei profili laminari, di cui abbiamo già visto la firma sulla polare (la sacca laminare).

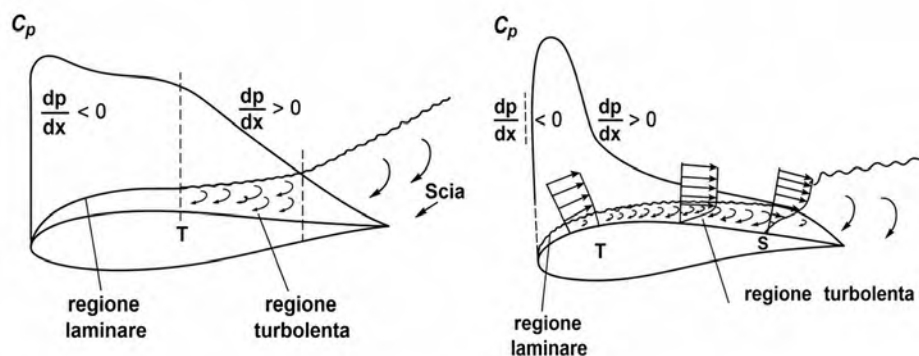


Figura 10. Transizione laminare–turbolenta sul dorso del profilo: regione laminare a gradiente favorevole ($\frac{dp}{dx} < 0$), transizione T , regione turbolenta a gradiente avverso ($\frac{dp}{dx} > 0$) e scia.

8 Tipologie di profili ed evoluzione storica

8.1 Le grandi famiglie di profili

A seconda della forma del dorso e del ventre si distinguono alcune grandi famiglie (figura 11):

- **concavo-convessi**: ventre concavo e dorso convesso, fortemente inarcati, di altissima portanza, tipici dei velivoli lenti;
- **piano-convessi**: ventre piatto e dorso convesso, semplici da costruire, di buona portanza;

- **biconvessi asimmetrici:** dorso e ventre convessi ma di curvatura diversa, con inarcamento moderato, molto diffusi;
- **biconvessi simmetrici:** dorso e ventre speculari, inarcamento nullo, impiegati per impennaggi e superfici di governo, dove non si vuole portanza a incidenza nulla;
- **autostabili:** con linea media a doppia curvatura (a “S”), che presentano momento di beccheggio nullo o cabrante e si prestano alle configurazioni prive di piano di coda (tuttala).

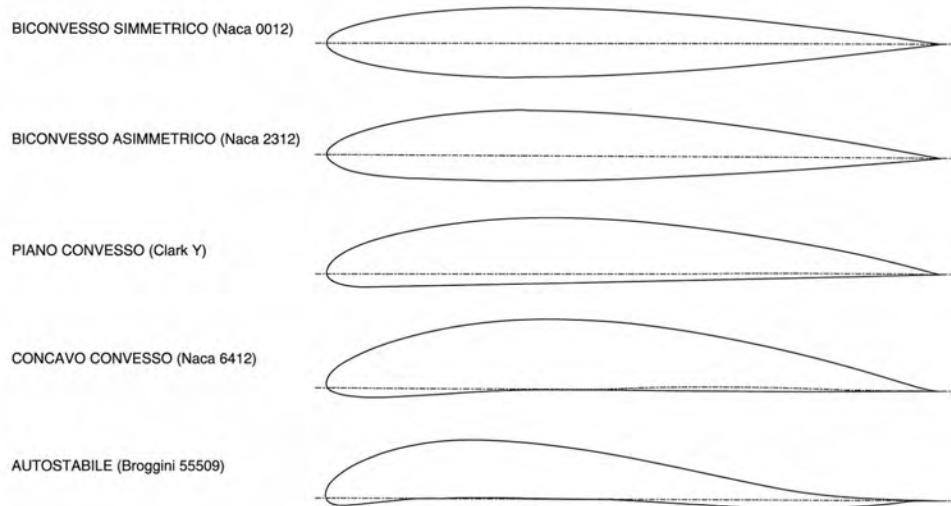


Figura 11. Principali tipologie di profili: concavo-convesso, piano-convesso, biconvesso asimmetrico, biconvesso simmetrico, autostabile.

8.2 Cenni di evoluzione storica

L'evoluzione delle forme dei profili racconta in filigrana l'intera storia del volo (figura 12). I primissimi profili, agli albori dell'aviazione, erano sottili e fortemente inarcati, quasi delle lamine ricurve, perché si credeva che la portanza nascesse soltanto dalla curvatura. Con il tempo si comprese il valore dello spessore, sia per la robustezza strutturale sia per le prestazioni: nacquero così profili più spessi e meglio raccordati.

Le campagne sistematiche di prove condotte nel ventesimo secolo portarono alle famiglie di profili a quattro e cinque cifre, in cui geometria e prestazioni erano codificate da poche cifre, e successivamente ai profili *laminari*, studiati per estendere il flusso laminare e ridurre la resistenza. Con l'avvento del volo veloce comparvero i profili *supercritici*, concepiti per innalzare il Mach critico, e i profili per l'aviazione generale di nuova concezione, ottimizzati per unire bassa resistenza ed elevata portanza massima alle velocità moderate. Ogni forma, insomma, è la risposta tecnica a un problema di volo ben preciso.

9 I profili NACA e la costruzione geometrica del profilo

9.1 La logica delle famiglie NACA

Abbiamo visto, all'inizio della trattazione, che un profilo alare si può pensare come la sovrapposizione di due informazioni indipendenti: una *linea media*, che descrive l'inarcamento, e una *distribuzione di spessore*, montata perpendicolarmente alla linea media. Questa idea,

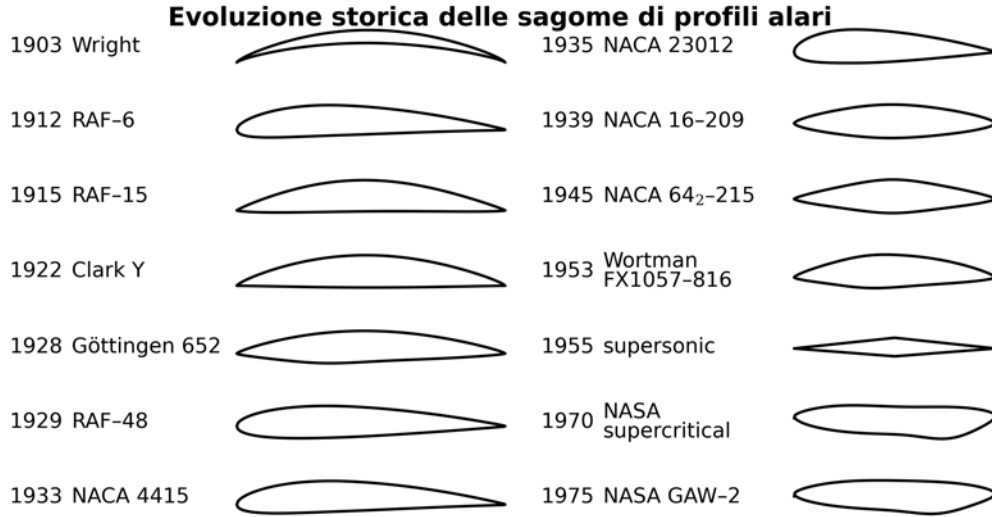


Figura 12. Evoluzione storica delle forme dei profili alari, dai primi profili sottili e inarcati ai profili spessi, laminari e supercritici.

di per sé puramente geometrica, diventa straordinariamente potente quando la si codifica in modo sistematico: è esattamente ciò che fece, a partire dagli anni Trenta del Novecento, l'organizzazione statunitense NACA (poi confluita nella NASA).

Esaminando i migliori profili allora in uso — in particolare il Clark Y e il Göttingen 387 — la NACA definì alcune *famiglie* di profili in cui pochi numeri, raccolti nella sigla, determinano per intero la geometria. Conoscere queste sigle significa quindi saper ricostruire analiticamente, punto per punto, il contorno del profilo: è questa la grande comodità delle tabelle e delle formule NACA, che permettono di passare da una stringa di cifre a un disegno preciso senza alcun dato sperimentale aggiuntivo. Le famiglie principali sono quella a *quattro cifre*, quella a *cinque cifre* e le serie *laminari* (serie 1 e serie 6).

9.2 La distribuzione di spessore

Tutte le serie a quattro e cinque cifre condividono la medesima distribuzione di spessore, definita su un profilo simmetrico di riferimento. Indicata con x la coordinata lungo la corda espressa in frazione della corda stessa ($0 \leq x \leq 1$) e con t lo spessore percentuale massimo (anch'esso in frazione di corda, ad esempio $t = 0,12$ per uno spessore del 12%), la semi-spessore y_t misurato perpendicolarmente alla corda vale

$$y_t(x) = \frac{t}{0,20} \left(0,2969 \sqrt{x} - 0,1260 x - 0,3516 x^2 + 0,2843 x^3 - 0,1015 x^4 \right).$$

Ogni termine ha un significato preciso. Il termine in $\sqrt{x}$ è responsabile dell'arrotondamento del bordo d'attacco: la sua derivata tende all'infinito per $x \rightarrow 0$, e ciò conferisce al naso del profilo la caratteristica curvatura finita. I termini polinomiali successivi modellano invece il raccordo dolce verso il bordo d'uscita. Il coefficiente di normalizzazione $1/0,20$ è tale che il massimo di y_t valga esattamente $t/2$, cioè metà dello spessore massimo.

Il raggio di curvatura al bordo d'attacco discende direttamente dalla formula precedente e vale

$$r_{le} = 1,1019 t^2,$$

sempre in frazione di corda: per un profilo al 12% si ottiene $r_{le} \simeq 0,0159 c$. È utile osservare che l'ultimo coefficiente $-0,1015$ lascia uno spessore residuo non nullo al bordo d'uscita (circa

lo 0,21% della corda); nelle implementazioni che richiedono un bordo d'uscita perfettamente chiuso lo si sostituisce con $-0,1036$.

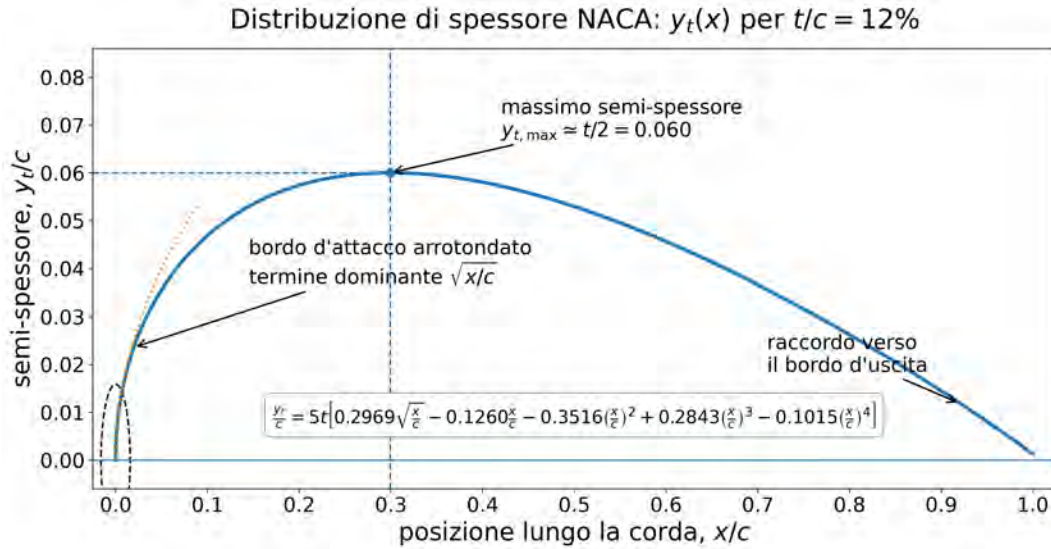


Figura 13. Distribuzione di spessore NACA: semi-spessore y_t in funzione di x/c , con bordo d'attacco arrotondato (termine in $\sqrt{x}$) e raccordo verso il bordo d'uscita.

Da sola, questa distribuzione disegna già un profilo simmetrico (le sigle a quattro cifre del tipo 00XX, come il NACA 0012): basta porre il contorno superiore in $z = +y_t$ e quello inferiore in $z = -y_t$.

9.3 La serie a quattro cifre

La sigla di un profilo a quattro cifre, **NACA** $M P X X$, si legge così:

- la **prima cifra** M è l'inarcamento massimo in percentuale della corda; indicato con m in frazione di corda, si ha $m = M/100$;
- la **seconda cifra** P è la posizione dell'inarcamento massimo in decimi della corda; in frazione di corda $p = P/10$;
- le **ultime due cifre** XX danno lo spessore massimo in percentuale della corda, ossia $t = XX/100$.

Così il **NACA 2412** ha inarcamento massimo del 2% ($m = 0,02$) posto al 40% della corda ($p = 0,4$) e spessore massimo del 12% ($t = 0,12$); il **NACA 0012** è invece simmetrico ($m = 0$, $p = 0$) con spessore del 12%.

La linea media è formata da due archi di parabola raccordati con continuità di pendenza nel punto di inarcamento massimo $x = p$:

$$y_c(x) = \begin{cases} \frac{m}{p^2}(2px - x^2), & 0 \leq x \leq p, \\ \frac{m}{(1-p)^2}[(1-2p) + 2px - x^2], & p \leq x \leq 1. \end{cases}$$

Si verifica facilmente che entrambe le espressioni valgono m in $x = p$ e che le relative derivate vi si annullano: l'inarcamento massimo è quindi pari a m e cade esattamente in $x = p$, coerentemente con il significato delle prime due cifre.

Classificazione NACA a 4 cifre

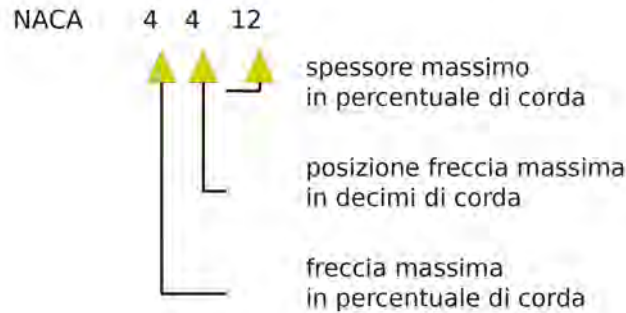


Figura 14. Lettura della sigla NACA a quattro cifre sull'esempio del NACA 4412: inarcamento massimo, posizione dell'inarcamento e spessore massimo.

9.4 Dal profilo medio al contorno: il montaggio perpendicolare

La linea media e la distribuzione di spessore vanno ora combinate. Il punto delicato, spesso trascurato, è che lo spessore non va sommato in *verticale* ma *perpendicolarmente* alla linea media. Detta

$$\theta(x) = \arctan \frac{dy_c}{dx}$$

l'inclinazione locale della linea media, i punti del dorso (*upper*) e del ventre (*lower*) si ottengono da

$$\begin{aligned} x_u &= x - y_t \sin \theta, & z_u &= y_c + y_t \cos \theta, \\ x_l &= x + y_t \sin \theta, & z_l &= y_c - y_t \cos \theta. \end{aligned}$$

La pendenza della linea media, per la serie a quattro cifre, è

$$\frac{dy_c}{dx} = \begin{cases} \frac{2m}{p^2} (p - x), & 0 \leq x \leq p, \\ \frac{2m}{(1-p)^2} (p - x), & p \leq x \leq 1. \end{cases}$$

Il significato fisico è immediato: per i profili simmetrici $y_c \equiv 0$, dunque $\theta = 0$, e le formule si riducono a $z = \pm y_t$ con $x_u = x_l = x$. Per i profili inarcati, invece, lo sfasamento in ascissa $y_t \sin \theta$ è ciò che impedisce al contorno di “aprirsi” in modo innaturale presso il bordo d’attacco, dove θ è maggiore.

Esempio numerico (NACA 2412). Con $m = 0,02$, $p = 0,4$, $t = 0,12$, applicando le formule precedenti in alcune stazioni si ottengono i valori riportati in tabella (tutte le quantità sono adimensionali, cioè in frazione di corda):

x	y_t	y_c	$\theta [^\circ]$	x_u	z_u	x_l	z_l
0,10	0,0468	0,0088	+4,29	0,0965	0,0555	0,1035	-0,0380
0,30	0,0600	0,0188	+1,43	0,2985	0,0788	0,3015	-0,0413
0,60	0,0456	0,0178	-1,27	0,6010	0,0634	0,5990	-0,0278

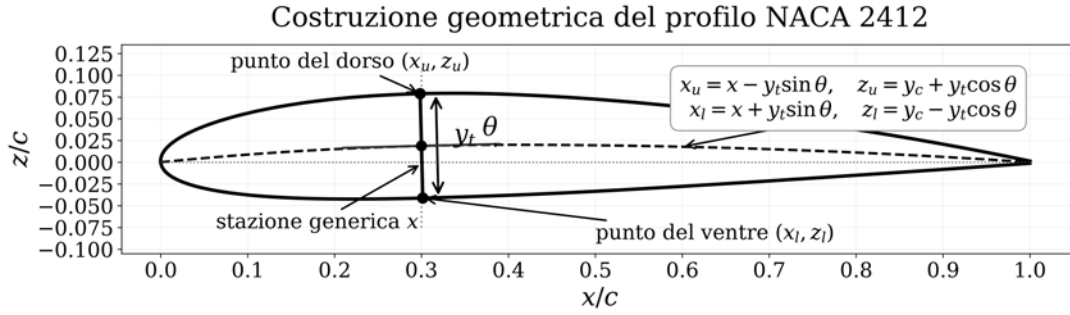


Figura 15. Costruzione del profilo NACA: a ogni stazione x , lo spessore y_t viene riportato perpendicolarmente alla linea media (inclinata di θ), ottenendo i punti del dorso e del ventre.

Si noti come, oltre il punto di inarcamento massimo ($x > p = 0,4$), la pendenza θ cambi segno: lo spostamento in ascissa si inverte, e dorso e ventre si avvicinano alla corda. Ripetendo il calcolo per un numero sufficiente di stazioni (tipicamente con un infittimento presso il bordo d'attacco) si ottiene il contorno completo del profilo.

9.5 La serie a cinque cifre

Per innalzare il coefficiente di portanza massimo, a metà degli anni Trenta la NACA introdusse una famiglia in cui il punto di inarcamento massimo è spostato più avanti. La sigla, del tipo **NACA LPPXX** (ad esempio NACA 23012), si legge così:

- la **prima cifra** L , moltiplicata per $3/20$, fornisce il coefficiente di portanza di progetto: $c_{li} = \frac{3}{20} L$ (per $L = 2$ si ha $c_{li} = 0,3$);
- la **seconda e terza cifra** PP valgono il doppio della posizione dell'inarcamento massimo in percentuale della corda: "30" corrisponde dunque a $p = 0,15 c$. Sono ammessi solo i valori 10, 20, 30, 40, 50;
- le **ultime due cifre** XX danno, come per la serie a quattro cifre, lo spessore massimo in percentuale della corda.

Il NACA 23012 è quindi un profilo con coefficiente di portanza di progetto $c_{li} = 0,3$, inarcamento massimo posto al 15% della corda e spessore del 12%.

La distribuzione di spessore è la stessa della serie a quattro cifre. La linea media *standard* (quella, di gran lunga la più diffusa, con andamento curvilineo a valle del punto di massimo) è invece di tipo cubico:

$$y_c(x) = \begin{cases} \frac{k_1}{6} [x^3 - 3mx^2 + m^2(3-m)x], & 0 \leq x \leq m, \\ \frac{k_1}{6} m^3 (1-x), & m \leq x \leq 1, \end{cases}$$

con pendenza

$$\frac{dy_c}{dx} = \begin{cases} \frac{k_1}{6} [3x^2 - 6mx + m^2(3-m)], & 0 \leq x \leq m, \\ -\frac{k_1}{6} m^3, & m \leq x \leq 1. \end{cases}$$

Qui occorre prestare attenzione a una distinzione importante: il parametro m che compare nelle formule **non** coincide con la posizione p dell'inarcamento massimo letta dalla sigla. La quantità p è geometrica e si ricava dalle cifre, mentre m e il fattore di scala k_1 sono costanti tabulate, calibrate in modo che la linea media abbia la forma corretta e fornisca il coefficiente di portanza di progetto $c_{li} = 0,3$. Per coefficienti di progetto diversi, k_1 si scala linearmente. I valori standard sono i seguenti:

Classificazione NACA a 5 cifre



Figura 16. Lettura della sigla NACA a cinque cifre sull'esempio del NACA 23012: coefficiente di portanza di progetto, posizione dell'inarcamento e spessore massimo.

Linea media	p	m	k_1
210	0,05	0,0580	361,4
220	0,10	0,1260	51,640
230	0,15	0,2025	15,957
240	0,20	0,2900	6,643
250	0,25	0,3910	3,230

A titolo di verifica, per la linea media 230 ($m = 0,2025$, $k_1 = 15,957$) l'inarcamento massimo vale $\frac{k_1}{6} m^3(1 - m) \simeq 0,0176 c$, cioè circa l'1,76% della corda: un valore modesto, coerente con un profilo a basso inarcamento e portanza di progetto contenuta. Il contorno si ricostruisce poi con lo stesso montaggio perpendicolare visto per la serie a quattro cifre, usando la pendenza qui sopra.

9.6 Le serie laminari (serie 1 e serie 6)

Per i regimi di volo più veloci si diffusero i profili *laminari*, concepiti per mantenere il flusso laminare su gran parte del dorso spostando all'indietro il punto di spessore (e quindi di pressione) minima, tipicamente oltre il 30% della corda. A differenza delle serie a quattro e cinque cifre, la loro geometria non si esprime con semplici polinomi ma viene assegnata per *ordinate tabulate*, ottenute con metodi di calcolo dedicati; le sigle codificano dunque le caratteristiche di progetto più che una formula di costruzione diretta.

Per la **serie 1** (sigla del tipo NACA 1X-XXX): la prima cifra indica la serie; la seconda, in decimi di corda, la posizione della pressione minima del profilo simmetrico (la diffusa serie 16 ha il minimo teorico al 60%); la terza il coefficiente di portanza di progetto in decimi; le ultime due lo spessore massimo in percentuale. Per la **serie 6** (sigla del tipo NACA 6X_y-XXX, con eventuale indicazione *a*): la prima cifra indica la serie; la seconda la posizione della pressione minima in decimi di corda; l'eventuale pedice *y* la semi-ampiezza, in decimi, dell'intervallo di portanza entro cui il flusso resta laminare (la cosiddetta "tazza di laminarità"); seguono il coefficiente di portanza di progetto in decimi e lo spessore massimo in percentuale. Il

parametro a , quando indicato, specifica la frazione di corda su cui il carico è uniforme (si omette se $a = 1$).

Classificazione NACA serie 6



Figura 17. Lettura delle sigle dei profili laminari NACA: serie 1 e serie 6, con il significato di ciascuna cifra.

In sintesi, le serie a quattro e cinque cifre offrono formule chiuse che consentono di disegnare il profilo direttamente dalle cifre della sigla, mentre per le serie laminari le sigle vanno lette come specifiche di progetto, rimandando alle tabelle di ordinate per il tracciamento del contorno.

10 Portanza massima e comportamento allo stallo

10.1 Stallo graduale e stallo brusco

Le caratteristiche di portanza massima e il modo in cui il profilo perde portanza allo stallo sono di importanza capitale per la sicurezza del volo. Quando la corrente intorno al profilo si separa, si dice che ha inizio lo **stallo**. Dal punto di vista della curva $c_l - \alpha$ si distinguono due tipi di stallo (figura 18):

- lo **stallo graduale**, caratterizzato da una perdita di portanza dolce e progressiva oltre il massimo. È tipico dei profili moderatamente spessi e dà al pilota un buon preavviso (vibrazioni, ammortimento dei comandi);
- lo **stallo brusco**, caratterizzato da una caduta improvvisa e marcata del coefficiente di portanza. È spesso associato ai profili sottili, nei quali la separazione parte dal bordo d'attacco e si estende rapidamente; è pericoloso perché arriva quasi senza avviso.

10.2 I fattori di progetto che governano lo stallo

Il comportamento allo stallo e il valore di $c_{l_{\max}}$ dipendono essenzialmente da quattro caratteristiche geometriche del profilo:

1. il **rapporto di spessore** (thickness ratio);
2. il **raggio del bordo d'attacco**: un bordo arrotondato consente alla corrente di restare attaccata fino a incidenze maggiori;

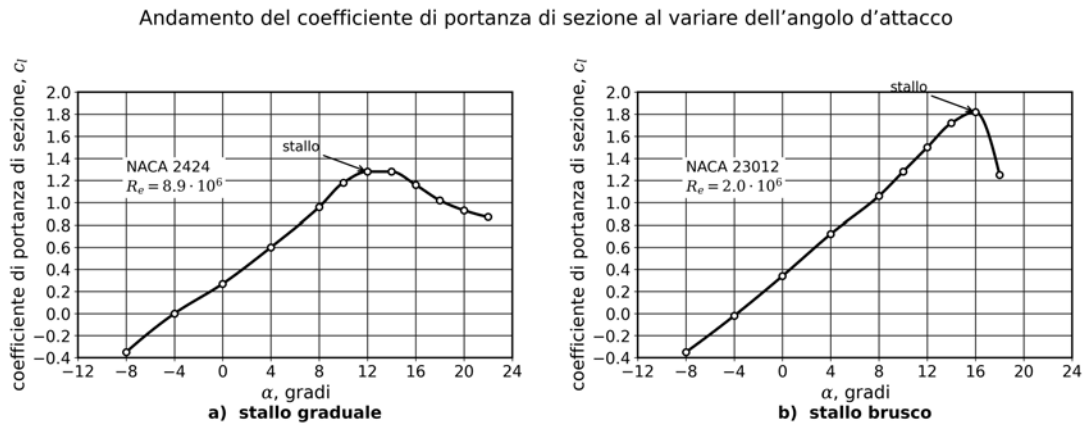


Figura 18. Confronto fra stallο graduale (profilo spesso) e stallο brusco (profilo sottile): nel primo caso la portanza cala dolcemente oltre il massimo, nel secondo precipita.

3. l'**inarcamento** (camber), che eleva la portanza ma può anticipare la separazione sul dorso;
4. la **posizione dello spessore massimo** lungo la corda.

Il progettista gioca su questi quattro parametri per ottenere il compromesso voluto tra portanza massima elevata e stallο dolce, cioè sicuro.

11 Il momento della forza aerodinamica: fuoco e centro di pressione

11.1 Origine del momento di beccheggio

La distribuzione di pressione intorno al profilo si compone in una risultante che, oltre a portanza e resistenza, genera un **momento di beccheggio** (figura 19). Per il solo profilo si indica con M_A il momento di beccheggio riferito al bordo d'entrata, mentre per l'aereo completo, nello studio della stabilità, si preferisce riferire il momento al baricentro. Essendo generato da una forza aerodinamica (essenzialmente la portanza), il momento è proporzionale alla pressione dinamica $\frac{1}{2}\rho V^2$, alla superficie S e a una lunghezza di riferimento l (la corda, o la corda media aerodinamica se l'ala non è rettangolare):

$$M_A = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{MA} l, \quad (18)$$

in cui C_{MA} è il coefficiente di momento adimensionale, di significato analogo al coefficiente di portanza, e l'indice A ricorda il polo di riferimento.

11.2 La convenzione e il diagramma $c_m - c_l$

Si conviene di attribuire segno *positivo* ai momenti cabranti (a salire) e *negativo* a quelli picchianti (a scendere), come illustrato in figura 20. Riportando il coefficiente di momento in funzione del coefficiente di portanza si ottiene, lontano dallo stallο, un andamento praticamente rettilineo. Per un profilo simmetrico la retta passa per l'origine: il momento è nullo a portanza nulla. Per un profilo asimmetrico, invece, la retta non passa per l'origine: a portanza nulla permane un momento, generalmente picchiante.

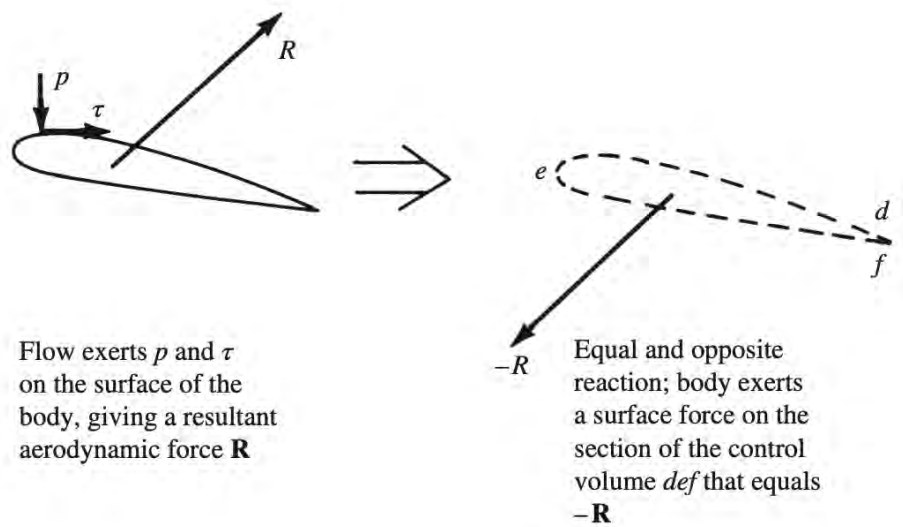


Figura 19. Le forze elementari di pressione si compongono nella risultante aerodinamica; per mantenere l'ala, incernierata al bordo d'entrata, alla sua incidenza occorre equilibrarne il momento di beccheggio.

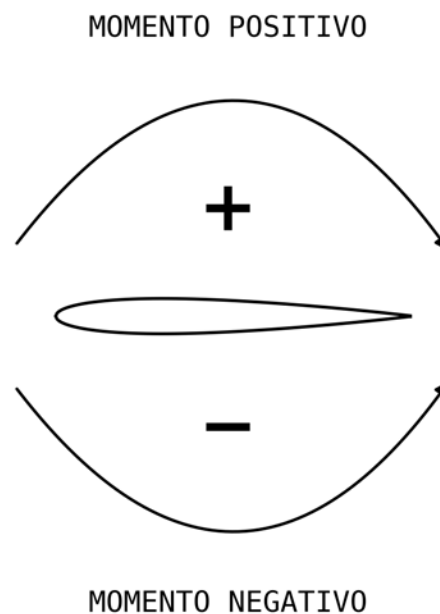


Figura 20. Convenzione di segno del momento aerodinamico: positivo se cabrante (a salire), negativo se picchiante (a scendere).

11.3 Il momento a portanza nulla

Come può un profilo generare un momento pur non producendo portanza? La risposta sta nella distribuzione di pressione a portanza nulla (figura 21). Anche quando la portanza totale è nulla, sul dorso agisce una semiportanza positiva e sul ventre una semiportanza negativa uguale in modulo ma *non allineata* con essa: le due forze, uguali e contrarie ma sfalsate, costituiscono una **coppia**. È questa coppia a dare luogo al momento a portanza nulla, indicato con c_{m0} . Esso non dipende dalla portanza né dalla posizione del polo, ma soltanto dalla forma e dall'inarcamento del profilo: i profili asimmetrici e concavo-convessi danno un c_{m0} negativo (picchiante) tanto più accentuato quanto più il profilo si discosta da quello simmetrico, che ha $c_{m0} = 0$.

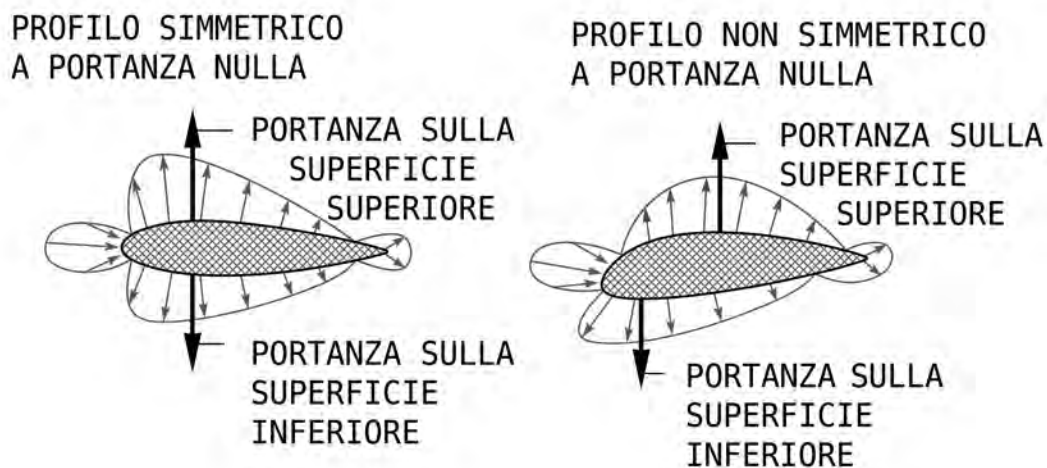


Figura 21. Genesi del momento a portanza nulla: dorso e ventre sviluppano semiportanze uguali e contrarie ma sfalsate, che formano una coppia.

L'equazione della retta del momento per un profilo asimmetrico, riferita a un polo generico posto a distanza x dal bordo d'entrata su una corda l , si scrive allora

$$c_m = c_{m0} + c_l \frac{x}{l}, \quad (19)$$

dove c_{m0} è l'intercetta picchiante presente comunque e indipendente sia dalla portanza sia dalla posizione del polo.

11.4 Cambiamento del polo di riduzione

Che cosa accade alla retta $c_m - c_l$ se si sposta il polo? Spostando il polo a valle (figura 22), il braccio della portanza diminuisce, e con esso la pendenza della retta: una stessa variazione di portanza produce un momento minore. A portanza nulla, invece, tutte le rette passano per il medesimo punto c_{m0} , perché la coppia che lo genera è indipendente dal polo. Continuando ad arretrare il polo, le rette diventano sempre più ripide, fino a diventare verticali e poi a invertire la pendenza, pur passando tutte per c_{m0} .

11.5 Il fuoco del profilo

Esiste dunque un polo privilegiato, intermedio e arretrato rispetto al bordo d'entrata, rispetto al quale la pendenza della retta del momento è *nulla*: in tale punto il coefficiente di momento è costante al variare dell'incidenza e uguale a c_{m0} . Questo punto si chiama **fuoco** del profilo (figura 23) e, per gli usuali profili, si trova praticamente al 25 % della corda, in posizione quasi

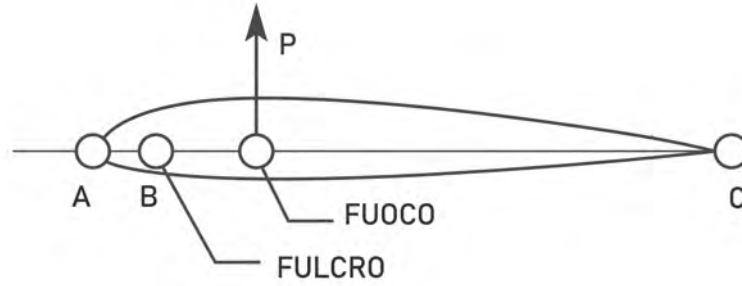


Figura 22. Effetto dello spostamento del polo di riduzione sui momenti: arretrando il polo le rette c_m-c_l ruotano ma passano tutte per il valore comune c_{m0} a portanza nulla.

indipendente dalla forma. Il fuoco coincide dunque con il *centro aerodinamico* introdotto in precedenza: è lo stesso concetto, raggiunto per due strade diverse.

La proprietà definitoria del fuoco è di grande eleganza: ogni incremento di forza aerodinamica conseguente a una variazione di incidenza passa per il fuoco. Di conseguenza il momento rispetto a esso non cambia, e la relazione della retta c_m-c_l si riduce alla semplice costante

$$c_m = c_{m0} = \text{costante (rispetto al fuoco)}. \quad (20)$$

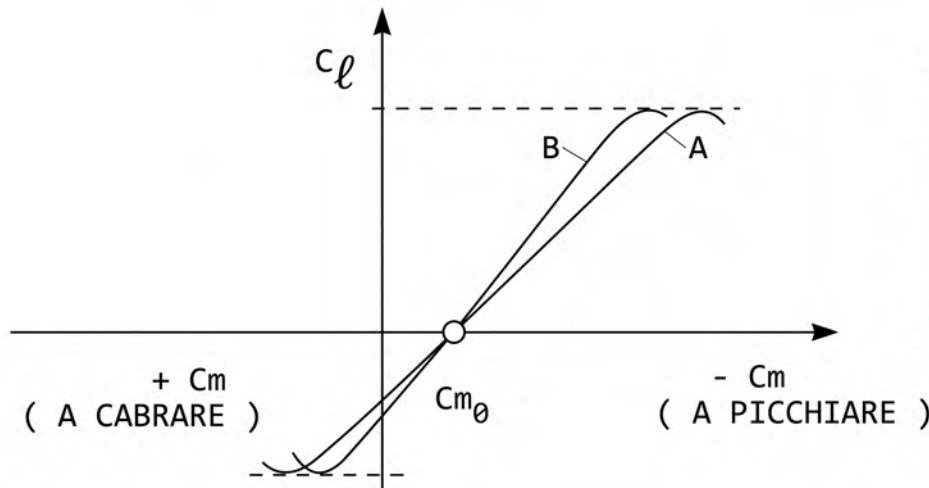


Figura 23. Il fuoco del profilo: punto rispetto al quale il coefficiente di momento è costante con l'incidenza. Ogni incremento di forza aerodinamica ΔF al variare di Δi passa per il fuoco.

11.6 Il centro di pressione e la sua distinzione dal fuoco

Il **centro di pressione** (CP) è il punto in cui la risultante aerodinamica è *effettivamente* applicata, cioè il punto rispetto al quale il momento di beccheggio è nullo. È concetto distinto dal fuoco, e i due vengono talvolta confusi a torto.

Per chiarire la differenza si ragioni così. Se la risultante passasse sempre per il fuoco, il momento rispetto a esso sarebbe sempre nullo; ma sappiamo che tale momento vale $\frac{1}{2}\rho V^2 S c_{m0} l \neq 0$. Dunque la portanza *non* è applicata nel fuoco: esiste un braccio d tra il fuoco e il centro di pressione. Detta L la portanza, l'identità

$$L \cdot d = \frac{1}{2} \rho V^2 S c_{m0} l = \text{costante} \quad (21)$$

mostra che d è *inversamente proporzionale* alla portanza. A portanza nulla $d \rightarrow \infty$: il centro di pressione si trova infinitamente a valle. Aumentando l'incidenza, e quindi la portanza, il

prodotto $L \cdot d$ resta costante, sicché il braccio d diminuisce e il centro di pressione *avanza* verso il bordo d'entrata, avvicinandosi progressivamente al fuoco (figura 24). In altri termini, mentre il fuoco è *fisso*, il centro di pressione *migra* con l'incidenza.

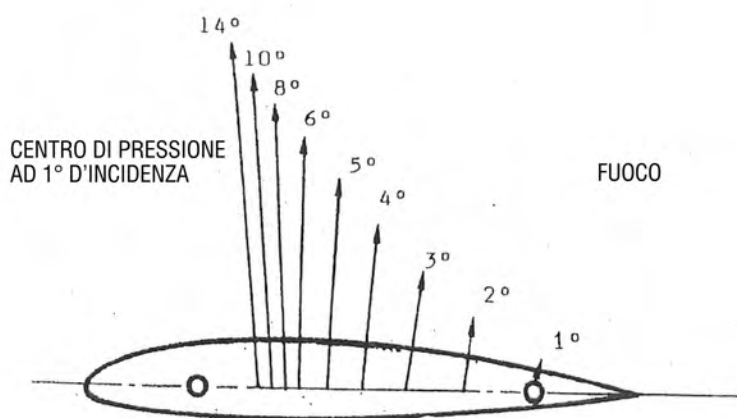


Figura 24. Spostamento del centro di pressione al variare dell'incidenza: la risultante avanza verso il bordo d'entrata e il centro di pressione si avvicina al fuoco al crescere della portanza.

Da questa analisi discende un enunciato di grande utilità per lo studio della stabilità longitudinale: *ai fini del momento di beccheggio dell'ala, si può considerare la risultante aerodinamica applicata nel fuoco, a condizione di tener conto della coppia a portanza nulla c_{m0} .* È precisamente questo il modo in cui, nei capitoli successivi, rappresenteremo l'ala: una forza nel fuoco più una coppia costante.

12 Caratteristiche geometriche dell'ala finita

12.1 Dalla sezione all'ala

Passiamo ora dal profilo, ente bidimensionale, all'**ala reale**, che ha apertura finita. Questo passaggio non è una semplice estensione: introduce un fenomeno nuovo e ineludibile, legato proprio alla finitezza dell'apertura, che modifica sia la portanza sia la resistenza. Prima di affrontarlo conviene fissare le grandezze geometriche che descrivono la forma in pianta dell'ala (figura 25).

Corda di radice c_r e di estremità c_t . Le corde dei profili alla radice (in mezzeria) e all'estremità alare.

Apertura b . La distanza tra le due estremità alari.

Superficie alare S . L'area della forma in pianta dell'ala.

Rapporto di rastremazione $\lambda = c_t/c_r$. Misura quanto l'ala si "assottiglia" verso l'estremità. Vale 1 per l'ala rettangolare e tende a 0 per l'ala triangolare.

Allungamento alare $AR = b^2/S$ (aspect ratio). È forse il parametro geometrico più importante dell'ala finita. Esprime la "snellezza" della forma in pianta: è grande per le ali lunghe e strette (gli alianti), piccolo per le ali corte e tozze (i caccia). Come vedremo, esso governa direttamente l'entità degli effetti tridimensionali.

L'ala può inoltre presentare un **angolo di freccia**, impiegato sulle ali che operano in campo comprimibile per migliorarne il comportamento agli alti numeri di Mach. Si considerano di solito due angoli: la freccia al bordo d'attacco Λ_{le} e quella a un quarto della corda $\Lambda_{c/4}$, dove all'incirca si trova il centro aerodinamico dei profili.

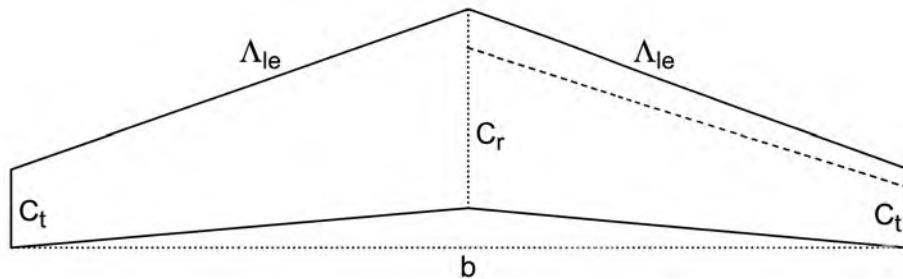


Figura 25. Forma in pianta dell'ala: corda di radice c_r , corda di estremità c_t , apertura b e angolo di freccia Λ_{le} .

12.2 I coefficienti aerodinamici dell'ala

Per l'ala finita i coefficienti si definiscono in modo analogo a quelli del profilo, ma riferiti alla *superficie alare S* (e, per il momento, anche alla corda c come lunghezza di riferimento):

$$C_L = \frac{L}{qS}, \quad C_D = \frac{D}{qS}, \quad C_M = \frac{M}{qSc}. \quad (22)$$

Si noti l'uso delle maiuscole, a marcare che si tratta di grandezze *tridimensionali*, integrate su tutta l'ala. Esse non coincidono, in generale, con i corrispondenti coefficienti di sezione, e capire *perché* è l'obiettivo delle prossime sezioni.

13 Diedro, svergolamento, carico alare e dispositivi di estremità

Accanto ai parametri di forma in pianta già introdotti (b , S , λ , AR , freccia), l'ala è descritta da alcune ulteriori grandezze geometriche e di progetto che ne governano la stabilità, il comportamento allo stallo, il peso e le prestazioni. Le esaminiamo qui di seguito.

13.1 L'angolo diedro

L'**angolo diedro** Γ è l'angolo che, nella vista frontale, le semiali formano con l'orizzontale. Si assume positivo quando le estremità sono più in alto della radice (ali "a V"), negativo — caso meno frequente, detto *anidro* — quando le estremità sono più in basso. Nelle ali ad alto allungamento, molto flessibili, il diedro effettivo in volo è la somma di quello geometrico e di quello indotto dalla deformazione elastica sotto carico.

Il ruolo del diedro è essenzialmente legato alla **stabilità laterale**, cioè alla tendenza del velivolo a contrastare da solo un'inclinazione laterale (rollio). Il meccanismo è il seguente. Se una perturbazione — una raffica, ad esempio — inclina lateralmente il velivolo, questo comincia a scivolare d'ala verso la semiala abbassata: nasce cioè una componente di velocità trasversale (*sideslip*). In presenza di diedro positivo, questa componente trasversale incrementa l'angolo d'attacco locale della semiala bassa e lo riduce su quella alta; la semiala bassa genera quindi più portanza, e ne risulta un momento di rollio che tende a riportare le ali in piano. L'ala con diedro positivo è dunque *autoraddrizzante*. Con diedro negativo accade l'opposto: la risposta amplifica la perturbazione, riducendo la stabilità laterale ma aumentando la prontezza al rollio, cioè la manovrabilità. Per questo l'anidro si incontra soprattutto su velivoli militari e su configurazioni che possiedono già un forte effetto stabilizzante per altra via.

È proprio il caso della posizione verticale dell'ala: un'ala alta, con il baricentro sospeso al di sotto del punto di applicazione della portanza, possiede un *effetto diedro* intrinseco di tipo pendolare e richiede perciò poco o nessun diedro geometrico; un'ala bassa, al contrario, ne è priva e deve recuperare stabilità laterale con un marcato diedro positivo (è quanto si osserva, ad esempio, in molti monomotori ad ala bassa da turismo).



Figura 26. Effetto stabilizzante del diedro positivo: lo scivolo d'ala incrementa la portanza sulla semiala bassa, generando un momento di rollio che riporta il velivolo in assetto.

13.2 Lo svergolamento alare

Lo **svergolamento** (o *twist*) è la variazione dell'angolo di calettamento dei profili lungo l'apertura, riferita alla sezione di radice. Si distingue uno svergolamento *geometrico*, quando è la corda dei profili a ruotare progressivamente, da uno svergolamento *aerodinamico*, quando lungo l'apertura cambia il *tipo* di profilo (e quindi il suo angolo di portanza nulla) pur mantenendo le corde allineate. Per convenzione lo svergolamento ε è positivo se la sezione di estremità è ruotata a cabrare rispetto alla radice; nella pratica prevale però il caso opposto, lo svergolamento negativo o *washout*, in cui l'estremità lavora a incidenza minore della radice.

Le ragioni del washout sono due, entrambe importanti per il progettista. La prima riguarda lo **stallo**: facendo lavorare le estremità a incidenza minore, esse raggiungono l'angolo critico *dopo* la radice; lo stallo comincia perciò dalle zone interne dell'ala, mentre le estremità — e con esse gli alettoni — restano ancora efficaci. Si preserva così il controllo laterale proprio nella fase più critica, un accorgimento prezioso soprattutto nelle ali a freccia positiva, che per loro natura tenderebbero a stallare prima alle estremità. La seconda ragione è **strutturale**: riducendo il carico aerodinamico all'estremità, il washout sposta il centro di pressione verso la radice e diminuisce il momento flettente all'incastro ala-fusoliera; a parità di resistenza, la struttura può quindi essere più leggera.

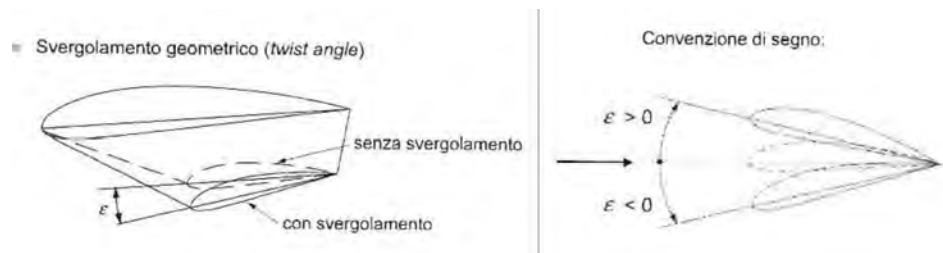


Figura 27. Svergolamento geometrico negativo (*washout*): l'estremità alare è calettata a incidenza minore della radice, per anticipare lo stallo verso la radice e alleggerire la struttura.

13.3 Il carico alare

Il **carico alare** è il rapporto tra il peso del velivolo e la superficie alare,

$$\frac{W}{S},$$

e costituisce uno dei parametri di progetto più significativi, di norma riferito al peso massimo al decollo. Dimensionalmente è una pressione (in unità SI, N/m²) e si può interpretare come la “pressione media” che l'ala deve sostenere: a parità di superficie, un velivolo più pesante ha carico alare più elevato e deve quindi generare, in crociera, un coefficiente di portanza maggiore.

Dalla condizione di volo livellato $L = W$, con $L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L$, si ricava infatti

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2}\rho V^2 C_L,$$

da cui discende il legame con la **velocità di stallo**. Ponendo $C_L = C_{L\max}$ si ottiene

$$V_{\text{stallo}} = \sqrt{\frac{2}{\rho C_{L\max}} \cdot \frac{W}{S}},$$

che mostra in modo trasparente il compromesso fondamentale del progetto: la velocità di stallo cresce con la radice del carico alare. Un carico alare elevato comporta quindi velocità di stallo più alte, corse di decollo e atterraggio più lunghe e una maggiore sensibilità alle quote di manovra a bassa velocità; offre però, in crociera, una minore sensibilità alla turbolenza (l'ala “buca” meglio le raffiche) e, spesso, prestazioni di crociera più efficienti. Un carico alare basso produce l'effetto opposto: stallo a bassa velocità, decolli e atterraggi corti, ma maggiore “ballonzolamento” in aria turbolenta. Le due tendenze sono riassunte qui di seguito.

Caratteristica	Carico alare alto	Carico alare basso
Velocità di stallo	alta	bassa
Corsa di decollo/atterraggio	lunga	corta
Sensibilità alla turbolenza	bassa (volo più stabile)	alta (volo più mosso)

Come ordine di grandezza, i velivoli leggeri presentano i carichi alari più contenuti, gli aerei da trasporto valori intermedi e i velivoli da combattimento i più elevati: è una diretta conseguenza delle diverse priorità di progetto, dalla corta pista del velivolo leggero alla penetrazione ad alta velocità del caccia.

13.4 I dispositivi di estremità: le winglet

Abbiamo visto, trattando la resistenza dell'ala finita, che all'estremità alare l'aria tende a rifluire dal ventre (in sovrappressione) verso il dorso (in depressione), arrotolandosi nel vortice di estremità che è all'origine della resistenza indotta (figura 29). La **winglet** è un'estensione verticale o angolata dell'estremità alare concepita per agire proprio su questo flusso. Investita dalla corrente locale, già inclinata dal rifluire trasversale, la winglet sviluppa una forza aerodinamica la cui componente è diretta in avanti, cioè nel verso del moto: si comporta in pratica come una piccola vela che recupera parte dell'energia altrimenti dissipata nel vortice.

L'effetto netto è una riduzione della resistenza indotta equivalente a quella che si otterrebbe aumentando l'allungamento alare, ma *senza* accrescere l'apertura b . Questo è il suo vantaggio decisivo: un aumento di apertura ridurrebbe anch'esso la resistenza indotta, ma al prezzo di un incremento di resistenza di forma, di peso strutturale e, soprattutto, di momento flettente all'incastro; la winglet ne riproduce in buona parte il beneficio contenendo questi costi. Le numerose forme di estremità in uso — arrotondata, tagliata, a placca di estremità, fino alle winglet propriamente dette e a quelle raccordate (*blended*) — rispondono tutte allo stesso obiettivo: attenuare l'intensità del vortice di estremità e quindi la resistenza indotta.

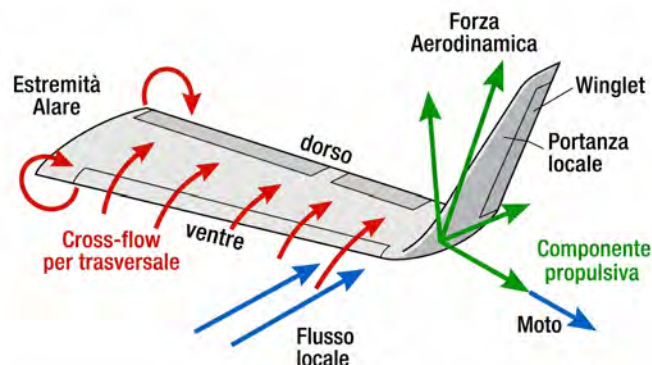


Figura 28. La winglet: investita dal flusso che rifluisce all'estremità, sviluppa una forza con componente diretta in avanti, riducendo la resistenza indotta senza aumentare l'apertura.

14 La portanza dell'ala finita

14.1 I vortici di estremità

La portanza nasce da una differenza di pressione tra il ventre (sovrappressione) e il dorso (depressione) del profilo. Su un'ala di apertura finita questa differenza non può "chiudersi" dolcemente all'estremità: l'aria, spinta dalla maggiore pressione del ventre verso la minore pressione del dorso, contorna l'estremità alare in un moto rotatorio. Si forma così, a ciascuna estremità, un robusto **vortice di estremità** (figura 29). Questi due vortici controrotanti sono la manifestazione visibile della finitezza dell'ala: si rendono evidenti con generatori di fumo e sono i medesimi vortici di scia che costringono a distanziare i decolli dei velivoli in coda l'uno all'altro.

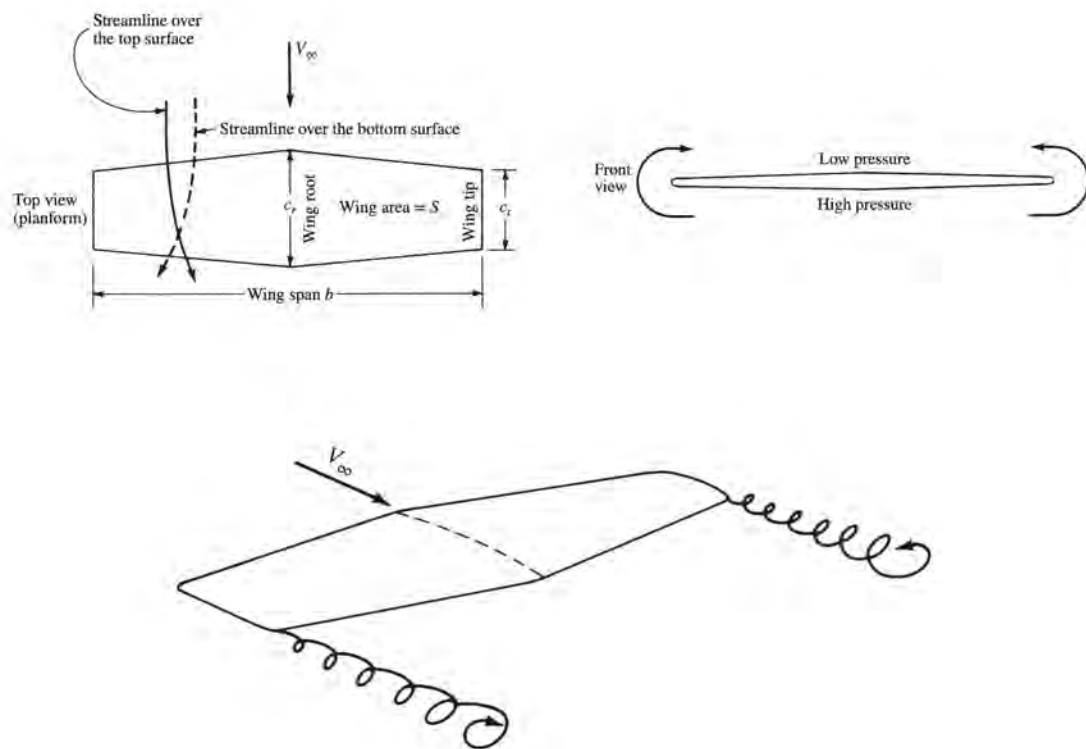


Figura 29. Formazione dei vortici di estremità: all'estremità alare l'aria passa dal ventre (alta pressione) al dorso (bassa pressione) generando due vortici controrotanti.

14.2 Il downwash e l'incidenza indotta

I vortici di estremità inducono su tutta l'ala una componente di velocità diretta verso il basso, chiamata **downwash** e indicata con w . Questa componente verticale si somma vettorialmente alla velocità indisturbata e fa sì che ogni sezione dell'ala “veda” una corrente locale inclinata verso il basso rispetto a quella che investe l'intero velivolo (figura 30). Di conseguenza l'angolo d'attacco che il profilo sperimenta realmente — l'**angolo d'attacco effettivo** α_{eff} — è minore di quello geometrico α di una quantità detta **angolo d'attacco indotto** α_i :

$$\alpha_{\text{eff}} = \alpha - \alpha_i. \quad (23)$$

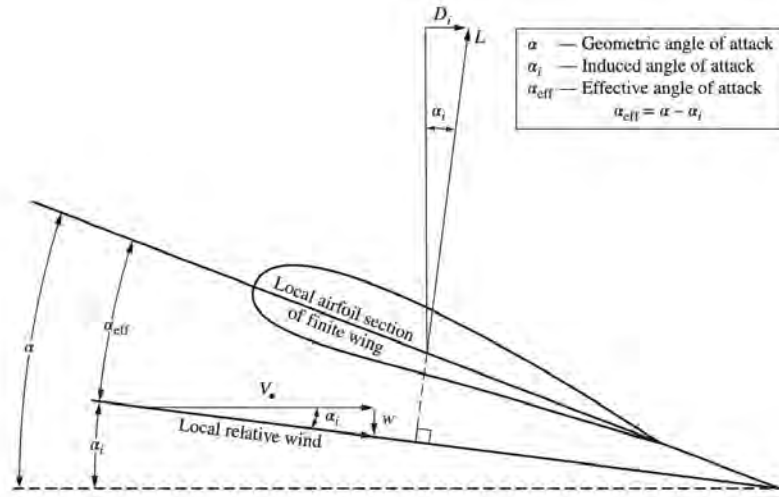


Figura 30. Downwash e incidenze: la velocità indotta w inclina la corrente locale; l'angolo effettivo α_{eff} è ridotto rispetto al geometrico α dell'angolo indotto α_i .

Per un'ala di forma in pianta ellittica si dimostra che l'angolo indotto è *costante* lungo tutta l'apertura e vale

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi AR}. \quad (24)$$

La (24) è tra le formule più importanti dell'aerodinamica dell'ala finita, e merita una lettura attenta. Essa dice che l'angolo indotto cresce con la portanza richiesta (C_L) e diminuisce con l'allungamento (AR): un'ala lunga e snella (alto AR) “soffre” poco gli effetti tridimensionali, mentre un'ala corta e tozza (basso AR) ne è penalizzata. Poiché ogni sezione lavora a un'incidenza ridotta, l'ala finita produce, a parità di incidenza geometrica, *meno portanza* del profilo da cui è fatta.

14.3 La pendenza della retta di portanza dell'ala

La riduzione di incidenza effettiva si traduce in una **riduzione della pendenza** della retta di portanza. Detto a_0 il valore bidimensionale (del profilo) e a quello dell'ala finita, una formula utilizzabile per ali non a freccia in campo incompressibile è

$$a = f \frac{a_0}{1 + \frac{57,3 a_0}{\pi AR}}, \quad a_0 \text{ in } \text{deg}^{-1}, \quad (25)$$

dove il fattore f , detto **fattore di efficienza di apertura** (span efficiency factor), tiene conto del fatto che la forma in pianta non è ellittica: vale 1 per l'ala ellittica ideale ed è leggermente inferiore (tipicamente $\approx 0,985$ per l'ala rettangolare) per le altre forme. Esso si

ricava da appositi diagrammi in funzione dell'allungamento AR e del rapporto di rastremazione c_t/c_r (figura 31). Il termine 57,3 nell'espressione è il fattore che converte i radianti in gradi, coerentemente con l'aver espresso α_0 per grado.

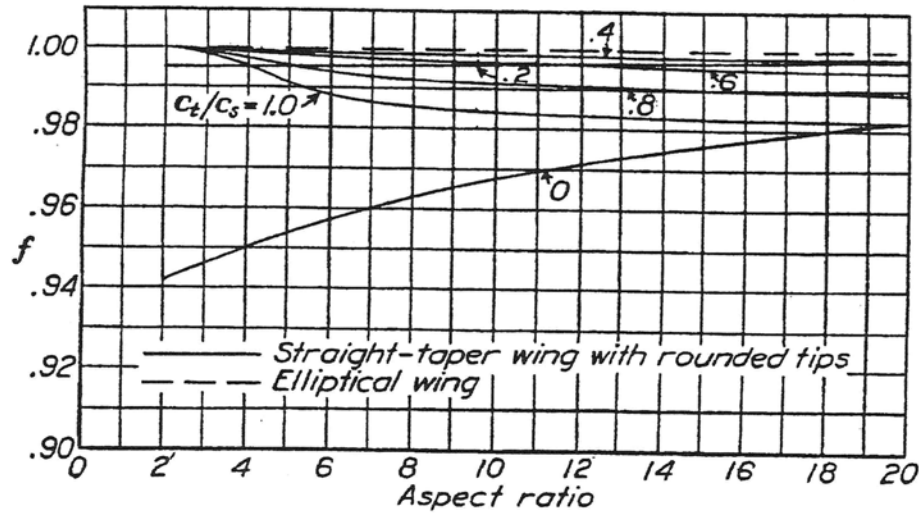


Figura 31. Fattore di efficienza di apertura f in funzione dell'allungamento alare AR , per diversi rapporti di rastremazione c_t/c_r ; l'ala ellittica corrisponde a $f = 1$.

Esempio numerico. Consideriamo un'ala rettangolare ($\lambda = c_t/c_r = 0,50$) di allungamento $AR = 8$, fatta con un profilo di pendenza $\alpha_0 = 0,11 \text{ deg}^{-1}$. Dal diagramma si legge $f \approx 0,985$. Applicando la (25):

$$a = 0,985 \frac{0,11}{1 + \frac{57,3 \times 0,11}{\pi \times 8}} = 0,985 \frac{0,11}{1,251} \approx 0,0866 \text{ deg}^{-1}.$$

La corrispondente ala ellittica, con $AR = 8$, avrebbe $a \approx 0,0879 \text{ deg}^{-1}$: la differenza tra ala rettangolare ed ellittica è dunque modesta, ma la riduzione rispetto al valore bidimensionale (0,11) è cospicua, quasi il 21 %. È l'allungamento finito a determinarla.

14.4 Esempio: portanza ridotta dall'allungamento

Riprendiamo l'ala precedente ($AR = 8$, $a = 0,0866 \text{ deg}^{-1}$) e supponiamo che il profilo abbia $\alpha_0 = -2^\circ$. A un angolo geometrico $\alpha = 2^\circ$ l'incidenza rispetto alla portanza nulla è $\alpha - \alpha_0 = 4^\circ$. Il profilo isolato (ala infinita) produrrebbe

$$c_l = a_0 (\alpha - \alpha_0) = 0,11 \times 4 = 0,44,$$

mentre l'ala finita produce soltanto

$$C_L = a (\alpha - \alpha_0) = 0,0866 \times 4 = 0,346.$$

È come se tutti i profili dell'ala lavorassero a un'incidenza ridotta, pari a $0,346/0,11 \approx 3,15^\circ$ rispetto alla portanza nulla: l'incidenza indotta media vale dunque all'incirca $4 - 3,15 \approx 0,85^\circ$. Il calcolo è approssimato, perché solo per l'ala ellittica l'incidenza indotta è costante lungo l'apertura, e per un'ala rettangolare il valore $0,85^\circ$ rappresenta una media; tuttavia esso illustra con immediatezza il significato fisico dell'angolo indotto.

In definitiva, i velivoli ad alto allungamento godono di migliori caratteristiche di portanza rispetto a quelli a basso AR (figura 32). Il limite all'aumento dell'allungamento è di natura strutturale: un'ala molto lunga e snella deve essere più robusta, e quindi più pesante. Si comprende così perché gli alianti, che cercano la massima efficienza, abbiano ali di allungamento elevato ($AR \sim 15-20$), mentre i velivoli che privilegiano la manovrabilità o la leggerezza accettino allungamenti modesti.

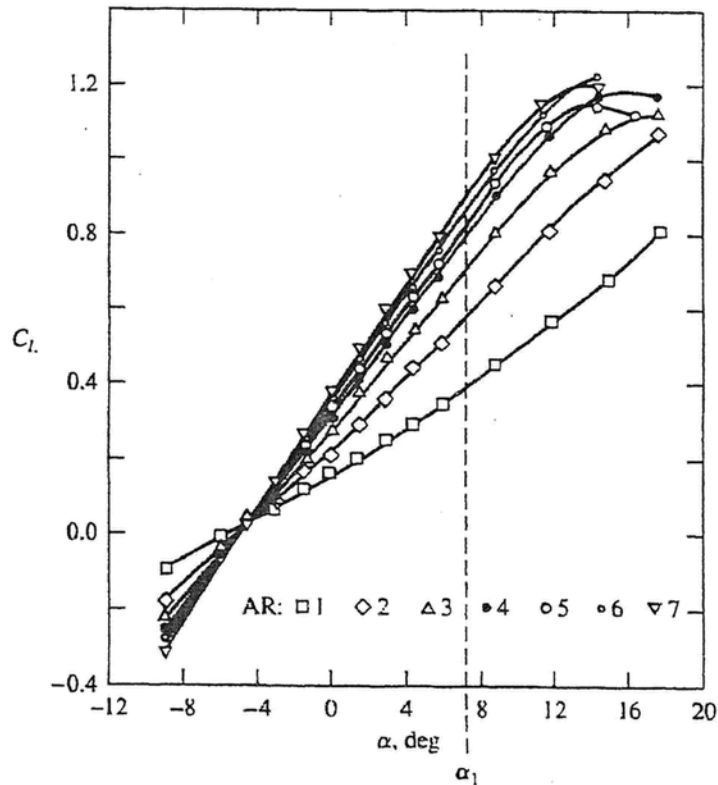


Figura 32. Effetto dell'allungamento alare sulla retta di portanza: a parità di profilo e di superficie, l'ala ad alto AR ha pendenza maggiore e raggiunge portanze più elevate.

15 La resistenza dell'ala finita

15.1 Resistenza parassita e resistenza indotta

La resistenza dell'ala finita è la somma di due contributi di natura diversa:

- la **resistenza parassita**, dovuta all'attrito viscoso e alla scia, che è in pratica quella del profilo allo stesso coefficiente di portanza (come se tutte le sezioni lavorassero a $c_l = C_L$);
- la **resistenza indotta**, che *non esiste* nel caso bidimensionale e nasce proprio dall'incidenza indotta.

15.2 Origine della resistenza indotta

Abbiamo visto che il downwash inclina la corrente locale di un angolo α_i . Ma se la corrente è inclinata, anche la portanza locale — che è per definizione perpendicolare alla corrente *locale* — risulta inclinata all'indietro rispetto alla verticale del velivolo (figura 33). La sua

proiezione nella direzione del moto è una forza resistente: ecco la **resistenza indotta**. È, in un certo senso, il “prezzo” inevitabile della portanza su un’ala finita: si paga una resistenza in più proprio perché si genera portanza con un’apertura limitata. In prima approssimazione, confondendo il seno dell’angolo indotto con l’angolo stesso, la resistenza indotta vale circa il prodotto della portanza per l’incidenza indotta.

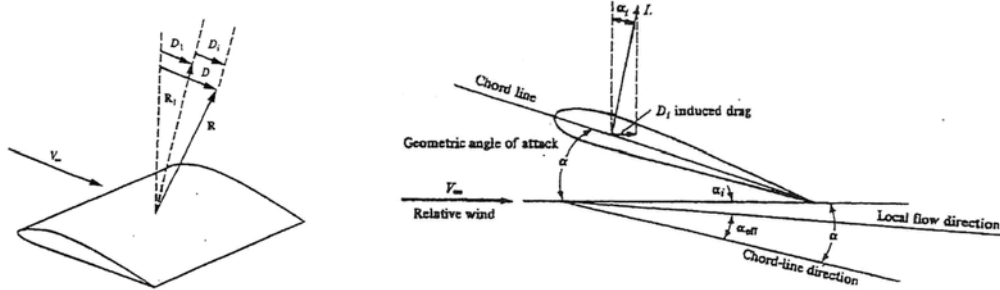


Figura 33. Origine della resistenza indotta: la portanza locale, perpendicolare alla corrente inclinata dal downwash, presenta una componente nella direzione del moto.

15.3 Formula della resistenza indotta

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

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi AR}, \quad (26)$$

mentre per una forma in pianta qualsiasi si introduce un **fattore di resistenza indotta** δ che penalizza le ali non ellittiche:

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi AR} (1 + \delta) \quad (27)$$

Il fattore δ si ricava da appositi diagrammi in funzione del rapporto di rastremazione e dell’allungamento (figura 34) e vale zero per l’ala ellittica, che è dunque la forma di minima resistenza indotta a parità di portanza e allungamento. La (27) contiene due insegnamenti progettuali di prima importanza: la resistenza indotta cresce con il *quadrato* del coefficiente di portanza (è dunque dominante alle basse velocità e agli alti C_L , come in salita o in virata) e diminuisce con l’allungamento (ecco un’altra ragione per cui gli alianti hanno ali molto allungate).

16 Esempio applicativo completo

Raccogliamo i concetti delle ultime sezioni in un esempio di calcolo completo, che mostra come si arrivi dal dato geometrico al coefficiente di resistenza totale.

Dati dell’ala.

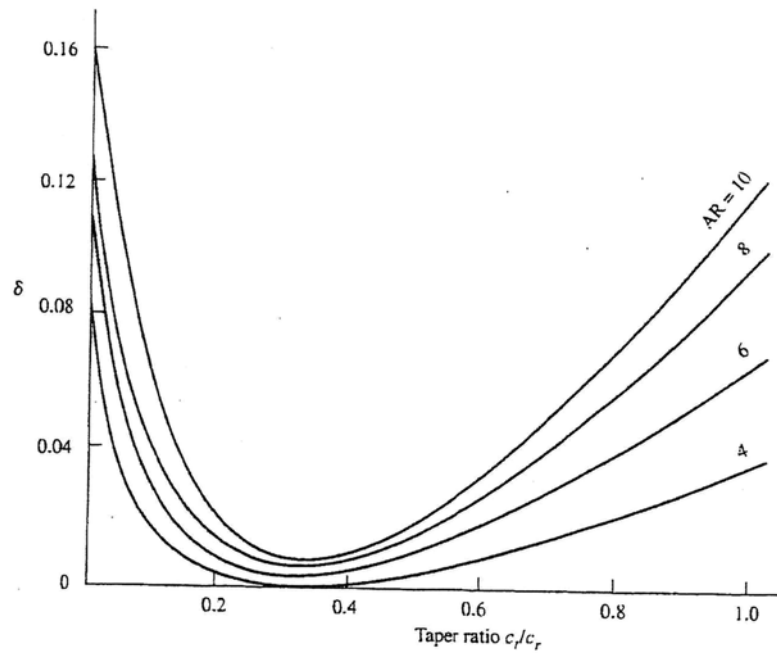


Figura 34. Fattore di resistenza indotta δ in funzione del rapporto di rastremazione c_t/c_r per diversi allungamenti AR ; $\delta = 0$ per l'ala ellittica.

Corda di radice	$c_r = 2 \text{ m}$
Corda di estremità	$c_t = 1 \text{ m}$
Apertura	$b = 10 \text{ m}$
Superficie alare	$S = 15 \text{ m}^2$
Allungamento	$AR = b^2/S = 100/15 \approx 6,67$
Rapporto di rastremazione	$\lambda = c_t/c_r = 0,50$
Profilo	NACA 4412
Incidenza	$\alpha = 2^\circ$
Numero di Reynolds	$Re \approx 3 \times 10^6$

Passo 1 — portanza del profilo. Dai dati sperimentali del profilo NACA 4412, con angolo di portanza nulla $\alpha_0 \approx -4^\circ$ e pendenza $a_0 \approx 0,11 \text{ deg}^{-1}$, a $\alpha = 2^\circ$ si ha $c_l \approx 0,66$.

Passo 2 — pendenza della retta di portanza dell'ala. Dal diagramma del fattore di efficienza si legge $f \approx 0,998$; applicando la (25):

$$a = 0,998 \frac{0,11}{1 + \frac{57,3 \times 0,11}{\pi \times 6,67}} = 0,998 \frac{0,11}{1,301} \approx 0,0843 \text{ deg}^{-1}.$$

Passo 3 — portanza dell'ala. Assumendo per l'ala lo stesso angolo di portanza nulla del profilo ($\alpha - \alpha_0 = 2 - (-4) = 6^\circ$):

$$C_L = a (\alpha - \alpha_0) = 0,0843 \times 6 \approx 0,506.$$

Passo 4 — resistenza parassita. Assumendo che in media le sezioni lavorino a $c_l = C_L \approx 0,50$, dal grafico della polare del profilo a $Re = 3 \times 10^6$ si legge un coefficiente di resistenza del

profilo pari a circa 0,007, che assumiamo come resistenza parassita dell'ala:

$$C_{D0} \approx 0,007.$$

Passo 5 — resistenza indotta. Dal diagramma del fattore di resistenza indotta si ricava $\delta \approx 0,017$; applicando la (27):

$$C_{Di} = \frac{0,506^2}{\pi \times 6,67} (1 + 0,017) \approx 0,0124.$$

Passo 6 — resistenza totale.

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} \approx 0,007 + 0,0124 = 0,0194.$$

Commento. Si osservi un risultato istruttivo: a questa incidenza la resistenza indotta (0,0124) è circa il *doppio* della resistenza parassita (0,007). È una situazione del tutto tipica del volo a bassa velocità e ad alto C_L , dove la resistenza indotta domina. Noti il coefficiente totale e i valori di velocità e densità, si risale infine alle forze in newton tramite $D = C_D q S$, chiudendo il calcolo dal dato adimensionale alla grandezza dimensionale.

17 Il momento e il centro aerodinamico dell'ala

17.1 Il momento dell'ala

Il momento aerodinamico di un'ala è, in sostanza, quello dei suoi profili. Come per il profilo, è importante individuare il **centro aerodinamico dell'ala**, cioè il punto rispetto al quale il coefficiente di momento non varia al variare dell'angolo d'attacco. Per un'ala rettangolare a profilo costante esso coincide semplicemente con il centro aerodinamico del profilo. Per un'ala rastremata, invece, occorre prima individuare la **corda media geometrica** (o aerodinamica).

17.2 La corda media geometrica

La corda media geometrica si individua con una semplice costruzione grafica (figura 35): si riporta in coda alla corda di radice un segmento pari alla corda di estremità e in coda alla corda di estremità un segmento pari alla corda di radice, quindi si congiungono gli estremi; l'intersezione con la linea che unisce i punti medi delle corde individua, in apertura, la sezione la cui corda è la corda media geometrica $\bar{c}$. Il centro aerodinamico dell'ala coincide allora con il centro aerodinamico del profilo posto su questa corda media: se, ad esempio, il fuoco del profilo è al 25 %, il centro aerodinamico dell'ala cade al 25 % della corda media geometrica.

17.3 Rappresentazione dell'ala

L'ala viene così rappresentata attraverso la sua corda media e il coefficiente di momento rispetto al centro aerodinamico, che risulta praticamente coincidente con il coefficiente di momento focale del profilo (o con un valore medio, se il profilo di radice differisce da quello di estremità). Per esempio, un'ala realizzata con profilo NACA 4412 avrà un coefficiente di momento rispetto al proprio centro aerodinamico pari a quello del profilo, cioè circa $-0,10$ (negativo, dunque picchiante, com'è tipico dei profili inarcati). Coerentemente con la convenzione adottata, i coefficienti di momento sono positivi se cabranti (figura 36).

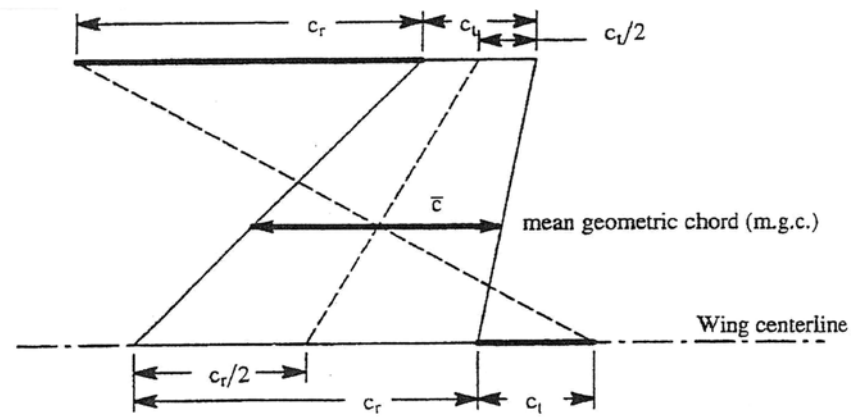


Figura 35. Costruzione grafica della corda media geometrica $\bar{c}$ di un'ala rastremata; il centro aerodinamico dell'ala cade sul centro aerodinamico del profilo di tale corda.

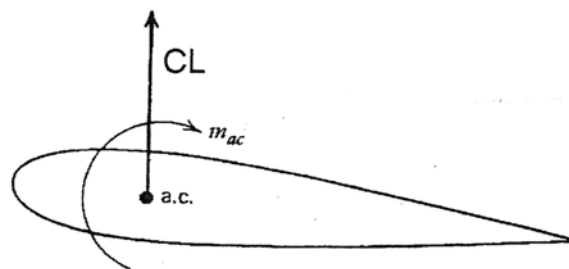


Figura 36. Rappresentazione dell'ala mediante la corda media aerodinamica: portanza C_L applicata nel centro aerodinamico (a.c.) e coppia focale m_{ac} .

17.4 Sintesi finale

Possiamo ricapitolare il filo logico dell'intera trattazione. Il *profilo* fissa le caratteristiche di sezione: portanza proporzionale all'incidenza fino allo stallo, resistenza con un minimo all'incidenza di progetto, momento riconducibile a una forza nel fuoco più una coppia costante c_{m0} . L'*ala finita* eredita queste proprietà ma le modifica per effetto dei vortici di estremità: la pendenza della retta di portanza si riduce, compare un'incidenza indotta e con essa una resistenza indotta che cresce con il quadrato della portanza e si attenua con l'allungamento. La forma in pianta ottimale, sotto il profilo aerodinamico, è quella ellittica; le forme reali vi si avvicinano per mezzo della rastremazione, accettando i piccoli fattori correttivi f e δ . Questi pochi principi, e le formule che li traducono, costituiscono la base su cui si fonda tutto lo studio successivo delle prestazioni e della stabilità del velivolo.