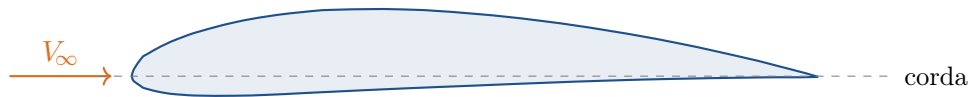


Sul funzionamento dei profili alari

*Un'introduzione tecnica e didattica
all'aerodinamica delle sezioni alari*



Prof. Ing. Raucci Biagio

Classe 4ACA – Anno Scolastico 2025/2026

Sommario

Il profilo alare è l'elemento aerodinamico fondamentale del velivolo: dalla sua geometria e dal suo comportamento dipendono la portanza, la resistenza e la qualità complessiva del volo. In questo articolo si presentano in forma sistematica i concetti necessari a comprendere come e perché un profilo alare genera portanza, come la geometria (spessore, curvatura, forma del bordo d'attacco) influenza le sue prestazioni, quali sono i meccanismi che conducono allo stallo e come la teoria aerodinamica (dal modello potenziale di Laplace fino alle equazioni di Navier-Stokes) ci consente di prevederne il comportamento.

L'esposizione è calibrata per l'allievo del quarto anno dell'indirizzo aeronautico: si privilegia il ragionamento fisico, supportato da formule essenziali, da figure costruite ad hoc e da esempi numerici applicati a profili e velivoli reali.

Parole chiave: profilo alare, NACA, coefficiente di portanza, stallo, strato limite, transizione, separazione, polare, angolo d'attacco, curvatura.

Come usare questo articolo. Le caselle azzurre contengono nuclei teorici fondamentali; quelle gialle dichiarano le ipotesi di lavoro; quelle verdi raccolgono valori numerici di riferimento; quelle rosse segnalano errori comuni o aspetti delicati; quelle viola contengono esempi applicativi. La lettura sequenziale è consigliata, ma ciascuna sezione è pensata anche per essere consultata in modo indipendente.

Indice

1	Introduzione: perché il profilo alare?	1
1.1	Dall'ala al profilo alare: il principio della sezione	1
1.2	Il carico alare $cC_l/2b$	1
1.3	La metodologia della progettazione aerodinamica	2
2	Geometria di un profilo alare	2
2.1	Definizioni di base	2
2.2	Le famiglie NACA <i>low speed</i>	3
3	Concetto di profilo di riferimento	4
4	Inquadramento teorico: dalle Navier-Stokes al potenziale	4
4.1	La soluzione non viscosa	5
4.2	Il <i>metodo NACA</i> : una buona approssimazione di Laplace	5
5	Comportamento non viscoso: la genesi della portanza	5
5.1	Il ragionamento "intuitivo" e quello rigoroso	5
5.2	Il picco di espansione e la "cresta"	6
6	Effetti viscosi: lo strato limite	7
6.1	Definizione e ruolo dello strato limite	7
6.2	Transizione laminare-turbolento	7
6.3	Separazione del flusso	8
6.4	Resistenza aerodinamica e separazione	8
7	Effetto dell'angolo di attacco	9
7.1	Il campo lineare e la curva di portanza	9
7.2	Spostamento del punto di ristagno e del picco di espansione	9
7.3	Verso lo stallo	10
8	Effetto dello spessore	10
9	Effetto della curvatura	10
9.1	Angolo di portanza nulla e angolo di attacco ideale	11
9.2	Posizione e ampiezza della freccia massima	11
10	Lo stallo: tipologie e meccanismi	11
10.1	Le quattro tipologie di stallo	11
10.2	Influenza del numero di Reynolds	12
11	Modifiche della forma di un profilo esistente	12
12	Campi di impiego dei profili alari	13
13	Esempio applicativo: il NACA 2412 in volo	13
14	Conclusioni	14

1 Introduzione: perché il profilo alare?

Quando un ingegnere aeronautico affronta la progettazione di un velivolo, la sequenza logica del lavoro è ben precisa. Si parte dalla *fusoliera*, intesa come contenitore del carico pagante (passeggeri, merci, sensori, armamento), e su di essa si *appendono* le superfici portanti, gli organi di propulsione, gli impianti di bordo e i dispositivi necessari all'equilibrio, alla stabilità e al controllo. Tra tutte le superfici, l'**ala** è quella aerodinamicamente più delicata: è l'ala che genera la portanza necessaria a sostenere il velivolo in volo, ed è il suo comportamento aerodinamico a determinare in larga misura le prestazioni dell'aeromobile.

1.1 Dall'ala al profilo alare: il principio della sezione

Un'ala reale è un oggetto tridimensionale, di forma in pianta variabile (rettangolare, trapezoidale, a freccia, ellittica) e di geometria che cambia da radice ad estremità. Il suo studio, in pieno regime tridimensionale, è fatto attraverso teorie come quella di Prandtl per l'ala dritta, valida nel campo non viscoso incompressibile. Tuttavia, già dai primi sviluppi dell'aerodinamica è risultato chiaro che *il comportamento complessivo di un'ala è in larga parte governato dal comportamento delle sue sezioni*.

Teoria

Una sezione alare, ottenuta tagliando l'ala con un piano parallelo al piano di simmetria del velivolo (o, in modo più rigoroso, ortogonale al bordo d'attacco), si chiama **profilo alare**. Concettualmente, il profilo alare è la sezione di un'ala ideale di apertura infinita e di forma costante lungo l'apertura: in tale ala il campo di moto è identico in tutte le sezioni, e quindi la dimensione lungo l'apertura può essere eliminata dalle equazioni. Il campo di moto del profilo è perciò detto *bidimensionale*.

Il vantaggio concettuale ed operativo è enorme: invece di affrontare un problema 3D complesso, si studia una famiglia di problemi 2D ben più trattabili, e si costruisce poi il comportamento dell'ala come opportuna combinazione del comportamento dei suoi profili.

1.2 Il carico alare $cC_l/2b$

Lungo l'apertura di un'ala, ad ogni stazione y si può definire la grandezza

$$\frac{c(y) C_l(y)}{2b},$$

detta **carico alare lungo l'apertura**. In essa $c(y)$ è la corda locale del profilo, $C_l(y)$ è il coefficiente di portanza locale (bidimensionale), e b è l'apertura alare (la dimensione di $2b$ a denominatore è una semplice normalizzazione). Tale grandezza incorpora due informazioni:

- la *geometria*, attraverso la corda locale $c(y)$;
- il *comportamento aerodinamico*, attraverso $C_l(y)$, che dipende dall'angolo di attacco e dal profilo impiegato.

La distribuzione del carico alare è tipicamente determinata in una specifica condizione di volo (per esempio a $C_L = 1$ oppure ad $\alpha = 1^\circ$) e poi scalata linearmente al variare della condizione: questa procedura è valida nel *campo lineare* della curva di portanza, ma in pratica viene estesa anche oltre. Il progettista parte dunque dal *carico alare desiderato* per progettare l'ala, e a quel punto la conoscenza del comportamento dei profili diventa il vero cuore del problema.

1.3 La metodologia della progettazione aerodinamica

È utile, prima di entrare nel merito, dare una panoramica della pratica progettuale. La progettazione aerodinamica di un velivolo è:

- ancora oggi *piuttosto empirica*;
- *iterativa*, cioè organizzata in fasi successive di avanprogetto, progetto, verifica, modifiche;
- *lunga e onerosa* in termini di tempo e risorse.

I metodi di calcolo aerodinamico utilizzati formano una vera e propria *gerarchia*, dalla quale si attinge in funzione della fase progettuale e del livello di accuratezza richiesto:

1. **Metodi semiempirici di avanprogetto** – ESDU, DATCOM, metodo di Schrenk: forniscono stime rapide a partire da database e correlazioni statistiche.
2. **Metodi linearizzati** – teoria del profilo sottile, teoria di Prandtl: derivati per piccole perturbazioni del campo di moto, permettono soluzioni in forma chiusa o quasi.
3. **Soluzioni esatte non viscosi** – equazione di Laplace (campo subsonico incomprimibile) o equazioni di Eulero (campo compressibile non viscoso).
4. **Metodi di interazione viscosa** – accoppiamento tra una soluzione non viscosa esterna e un calcolo di strato limite.
5. **Soluzione delle equazioni di Navier-Stokes** – la simulazione completa, computazionalmente onerosa, oggi alla base della CFD industriale.

Nota storica/tecnica

La macchina-aereo che oggi si costruisce è ancora "rudimentale" rispetto alla punta del livello tecnologico: si preferiscono procedure e prodotti consolidati, perché l'idea di un prodotto più avanzato deve potersi tradurre in un progetto effettivamente realizzabile, certificabile ed economicamente sostenibile. Il sogno del progettista resta quello di una progettazione *integrata*, in cui il velivolo sia visto come un tutt'uno e non come una somma di componenti.

2 Geometria di un profilo alare

Per discutere il comportamento aerodinamico di un profilo è indispensabile averne in mente la geometria. Le grandezze sono semplici, ma ciascuna di esse ha un peso aerodinamico ben definito.

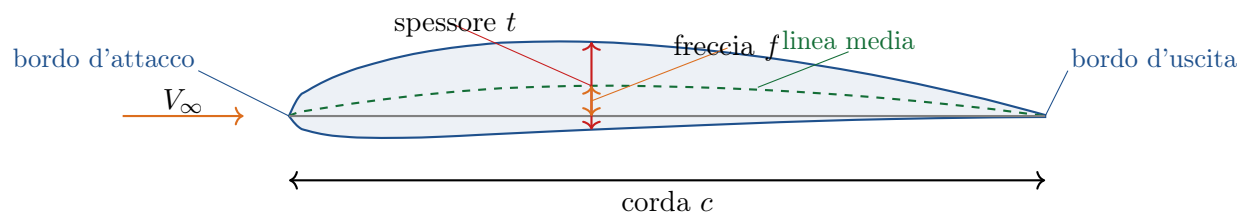


Figura 1: Nomenclatura essenziale di un profilo alare.

2.1 Definizioni di base

Corda c

segmento rettilineo che congiunge il bordo d'attacco al bordo d'uscita; è la grandezza di riferimento per adimensionalizzare le altre dimensioni del profilo.

Bordo d'attacco

l'estremità anteriore del profilo, generalmente arrotondata, attorno alla quale il flusso si "divide" tra dorso e ventre.

Bordo d'uscita

l'estremità posteriore, di solito acuta o lievemente arrotondata, dove le due correnti che hanno percorso dorso e ventre si ricongiungono.

Linea media (*mean line*)

luogo dei punti equidistanti dal dorso e dal ventre, misurati in direzione normale alla corda. La sua geometria definisce la **curvatura** del profilo.

Freccia massima f

massimo scostamento della linea media dalla corda; espressa in percentuale di corda, indica quanto il profilo è curvo.

Spessore t

distanza tra dorso e ventre, misurata ortogonalmente alla linea media; lo **spessore percentuale massimo** t/c è uno dei parametri fondamentali.

Distribuzione di spessore

funzione $t(x)$ che descrive come lo spessore varia lungo la corda; nei profili NACA si codifica con apposite formule polinomiali.

Un profilo simmetrico ha linea media coincidente con la corda, cioè curvatura nulla; un profilo curvo ha linea media non rettilinea.

2.2 Le famiglie NACA *low speed*

I profili "famosi" del volo subsonico, e tutt'oggi diffusissimi sui velivoli operativi, appartengono in gran parte a tre famiglie sviluppate dalla NACA (oggi NASA) prima del 1940:

1. **NACA a 4 cifre** (es. NACA 2412)
2. **NACA a 5 cifre** (es. NACA 23012)
3. **NACA Sesta Serie – profili laminari** (es. NACA 66₂-415)

Esempio applicativo

Lettura del NACA 2412. Le quattro cifre codificano:

2	4	12
$f/c = 2\%$	$x_f/c = 40\%$	$t/c = 12\%$
freccia max	posizione freccia	spessore max (%)

Il NACA 2412 è dunque un profilo con freccia massima del 2% posta al 40% della corda, e spessore massimo del 12% della corda. Questo profilo equipaggia il celebre *Cessna 172*, uno degli aeroplani da turismo più prodotti al mondo.

Dati / Valori tipici**Valori tipici per profili in aria libera (ali di velivoli):**

- Spessore percentuale: 8 % – 18 % (oltre il 25 % cessa la validità delle teorie linearizzate sullo spessore).
- Freccia massima: dell'ordine del centesimo di corda; il valore $f/c = 6\%$ del NACA 4412 è già un valore elevato per applicazioni in aria libera.
- Per applicazioni a flussi confinati (palette di turbomacchine, eliche) la curvatura può salire fino al 30% della corda e oltre.

3 Concetto di profilo di riferimento

Nella progettazione di un'ala, il progettista non disegna esplicitamente il profilo di ogni sezione. Si fissa invece un **profilo di riferimento**, coincidente in pratica con quello impiegato grosso modo a metà semiala. Tutti gli altri profili lungo l'apertura si ottengono scalando opportunamente quello di riferimento:

- verso la *radice* si aumentano la corda e lo spessore percentuale, principalmente per ragioni strutturali (la radice è la sezione più sollecitata a flessione e taglio);
- verso l'*estremità* si possono usare profili più curvi per innalzare il $C_{l,max}$ locale, evitando il pericoloso *stallo d'estremità*.

Attenzione

Lo **stallo d'estremità** è una condizione molto pericolosa: quando la sezione di estremità stalla prima di quella di radice, gli alettoni perdono efficacia proprio nel momento in cui il pilota cerca di raddrizzare il velivolo. La progettazione mira sempre a far stallare prima la radice e a mantenere a lungo la portanza all'estremità, sia con la scelta dei profili sia con lo *svergolamento* geometrico (*wash-out*).

L'aerodinamica del profilo di riferimento deve essere conosciuta con sicurezza in tutta la gamma di volo del velivolo, e a essa devono essere aggiunti gli effetti delle variazioni geometriche lungo l'apertura. Il flusso di lavoro tipico è:

1. determinazione teorica della forma del profilo base con metodi di avanprogetto;
2. analisi più accurata con metodi numerici via via raffinati;
3. validazione sperimentale in galleria del vento, con campagne ripetute in più gallerie e in condizioni "strane" ma essenziali (formazione di ghiaccio, contaminazione superficiale);
4. infine, prove di volo sul velivolo completo come verifica conclusiva.

4 Inquadramento teorico: dalle Navier-Stokes al potenziale

Per calcolare il comportamento aerodinamico di un profilo, in linea di principio si dovrebbero risolvere le *equazioni di Navier-Stokes*, che descrivono il moto di un fluido viscoso comprimibile. Tali equazioni sono però piuttosto complicate e, nella maggior parte dei casi di interesse aeronautico, contengono più informazioni di quante ne servano. La pratica aeronautica sfrutta sistematicamente *semplificazioni gerarchiche*.

Teoria**Gerarchia dei modelli aerodinamici per il profilo alare:**

Le *correzioni viscose* si reintroducono in seconda battuta tramite il modello di *strato limite*. Per il profilo subsonico, il punto di partenza è tipicamente la soluzione potenziale, alla quale si aggiungono effetti viscosi mirati.

4.1 La soluzione non viscosa

Se il numero di Mach del velivolo resta inferiore al *Mach critico inferiore* – al di sotto del quale nessun punto del profilo raggiunge condizioni soniche – si è in pieno campo subsonico, e il moto non viscoso è governato dall'equazione di Laplace per il potenziale di velocità ϕ :

$$\nabla^2 \phi = 0, \quad \mathbf{V} = \nabla \phi.$$

Le condizioni al contorno fissano la soluzione: derivata normale del potenziale nulla sulla superficie del profilo (condizione di tangenza), uniformità all'infinito, e *condizione di Kutta* al bordo d'uscita per garantire la regolarità del flusso. La soluzione fissa la circolazione Γ attorno al profilo e quindi, per il teorema di Kutta-Joukowski, la portanza per unità di apertura:

$$L' = \rho_\infty V_\infty \Gamma.$$

Ipotesi

Le ipotesi di lavoro della soluzione non viscosa sono:

- flusso stazionario, bidimensionale, irrotazionale;
- fluido non viscoso e incompressibile (oppure compressibile ma subsonico, con eventuale correzione di Prandtl-Glauert);
- geometria del profilo nota; angolo di attacco assegnato.

4.2 Il metodo NACA: una buona approssimazione di Laplace

Per i profili delle serie NACA esiste un metodo semianalitico (il *metodo NACA*) che fornisce un'ottima approssimazione della soluzione esatta dell'equazione di Laplace. Esso permette di calcolare separatamente, e poi sovrapporre, il contributo di:

- *spessore* (effetto simmetrico, distribuzione di sorgenti);
- *curvatura* (effetto antisimmetrico, distribuzione di vortici sulla linea media);
- *angolo di attacco* (*additional loading*).

Il principio della sovrapposizione è legittimo finché si rimane in piccoli angoli di attacco e in profili poco spessi e poco ricurvi, ipotesi quasi sempre soddisfatte nelle applicazioni aeronautiche.

5 Comportamento non viscoso: la genesi della portanza**5.1 Il ragionamento "intuitivo" e quello rigoroso**

Si dice spesso, anche in libri divulgativi, che un profilo a incidenza porta perché la linea di corrente che lambisce il dorso è a pressione *mediamente* più bassa di quella relativa al ventre. Questa

affermazione è corretta, ma la motivazione comunemente data ("le particelle che lambiscono dorso e ventre impiegano lo stesso tempo per andare dal bordo d'attacco al bordo d'uscita") è *falsa*.

Attenzione

Il mito del "tempo uguale". L'argomento secondo cui le particelle d'aria che si separano al bordo d'attacco si "ricongiungono" al bordo d'uscita allo stesso istante *non è fisicamente vero*. La portanza esiste anche su profili nei quali il dorso è percorso in tempi nettamente inferiori; ed esiste su profili simmetrici a incidenza, in cui dorso e ventre hanno la stessa lunghezza. La spiegazione corretta è di natura globale e si fonda sulla circolazione Γ e sulla condizione di Kutta al bordo d'uscita.

La spiegazione corretta, ammessa l'esistenza della soluzione non viscosa, è la seguente: il **punto di ristagno anteriore** (dove la velocità si annulla) si trova sul ventre quando il profilo è a incidenza positiva. Le particelle che da quel punto risalgono lungo il dorso percorrono uno spazio maggiore in un tempo non necessariamente uguale al tempo impiegato sul ventre, ma *in modo tale* che la condizione di Kutta sia soddisfatta. Lungo la linea di corrente del dorso, l'accelerazione della particella implica, per il teorema di Bernoulli, una diminuzione di pressione; sul ventre accade il contrario.

Teoria

Coefficiente di pressione. Si definisce

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2} = \frac{p - p_\infty}{q_\infty}.$$

Per il teorema di Bernoulli (flusso incomprimibile, stazionario, ideale)

$$p + \frac{1}{2}\rho V^2 = \text{cost} \implies C_p = 1 - \left(\frac{V}{V_\infty}\right)^2$$

Da cui:

- $C_p = +1$ nei punti di ristagno ($V = 0$): *compressione massima*;
- $C_p = 0$ dove la velocità locale eguaglia V_∞ ;
- $C_p < 0$ dove $V > V_\infty$: *espansione* (depressione locale).

Esempio applicativo

Profilo a $C_{p,\min} = -3$ in volo a $V_\infty = 50$ m/s a quota zero

Pressione dinamica: $q_\infty = \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 50^2 \approx 1531$ Pa.

Depressione locale: $p - p_\infty = C_p \cdot q_\infty \approx -4594$ Pa (ovvero la pressione locale scende di circa il 4,5% rispetto a quella atmosferica).

Velocità locale: $V/V_\infty = \sqrt{1 - C_p} = \sqrt{4} = 2$, cioè $V \approx 100$ m/s.

La velocità sul dorso è quindi raddoppiata rispetto a quella di volo: la particella accelera nettamente nel tratto in cui si forma il *picco di espansione* (di solito poco a valle del bordo d'attacco) e poi rallenta progressivamente verso il bordo d'uscita.

5.2 Il picco di espansione e la "cresta"

Sul dorso si individuano due punti caratteristici della distribuzione di C_p :

- il **picco di espansione**, ossia il punto di pressione minima (C_p più negativo);
- la **cresta**, cioè il punto di massima velocità (massimo scorrimento).

Nel modello non viscoso questi due punti coincidono. La forma e la posizione del picco di espansione governano l'accelerazione della corrente sul dorso e, di conseguenza, l'evoluzione dello strato limite e la propensione alla separazione.

Dati / Valori tipici

Valori di riferimento per $C_{p,\min}$:

- Profilo subsonico tipico in crociera: $C_{p,\min} \approx -1 \div -3$.
- Profilo prossimo allo stallo (NACA 0012): $C_{p,\min} \approx -14 \div -15$.
- Punto di ristagno anteriore: $C_p = +1$ esattamente.

6 Effetti viscosi: lo strato limite

La soluzione non viscosa è potente ma incompleta: trascura del tutto la viscosità, e dunque non sa nulla della resistenza d'attrito, della transizione, della separazione e dello stallo. Tutti questi fenomeni nascono in una regione molto sottile, aderente alla superficie del profilo: lo **strato limite**.

6.1 Definizione e ruolo dello strato limite

Lo strato limite è la regione di fluido in cui gli effetti viscosi sono dominanti. Al suo esterno, la soluzione non viscosa rappresenta bene il campo di moto. Al suo interno, la velocità passa dalla velocità non viscosa esterna $V_e(x)$ alla velocità nulla a contatto con la parete (condizione di aderenza). Lo strato è tanto più sottile quanto più alto è il numero di Reynolds; per i numeri di Reynolds tipici dell'ala di un velivolo da turismo, il suo spessore è di alcuni millimetri.

Teoria

Approccio operativo. In prima approssimazione, lo strato limite si calcola separatamente sul dorso e sul ventre del profilo, partendo dal punto di ristagno anteriore e procedendo fino al bordo d'uscita. Come dato di ingresso si usa la *distribuzione di velocità esterna* $V_e(x)$ ottenuta dalla soluzione non viscosa. Le grandezze di uscita – spessore, profilo di velocità, sforzo tangenziale a parete, eventuale separazione – vengono poi reimmesse, in cicli iterativi, per correggere la soluzione esterna (*interazione viscosa*).

6.2 Transizione laminare-turbolento

Lo strato limite, partendo dal bordo d'attacco, è inizialmente **laminare**: il flusso procede in strati ordinati. Oltre un certo punto, denominato **punto di transizione**, lo strato diventa **turbolento**, con fluttuazioni caotiche sovrapposte al moto medio. La transizione, in campo bidimensionale, avviene certamente *a valle della cresta*, e tanto prima quanto più elevati sono il picco di espansione e il numero di Reynolds.

I parametri che regolano la transizione sono:

- il **gradiente di pressione esterno** (a geometria fissata, dipende dall'angolo di attacco);
- la **turbolenza iniziale** della corrente indisturbata;
- lo **stato di finitura superficiale** (rugosità, contaminazione da insetti, ghiaccio, vibrazioni);
- i **numeri di Reynolds e Mach**.

Nota storica/tecnica

La transizione viene a volte forzata artificialmente, mediante *turbolatori* (rugosità applicate a una determinata percentuale di corda), per impedire che possa verificarsi oltre un punto critico. Una rugosità superficiale eccessiva, la contaminazione da insetti o la formazione di ghiaccio anticipano la transizione e degradano le prestazioni del profilo.

6.3 Separazione del flusso

La **separazione** è il fenomeno per cui le particelle prossime alla parete, in presenza di un *gradiente di pressione avverso* sufficientemente forte, perdono energia cinetica fino a fermarsi e a invertire il proprio moto. La linea di corrente che bordeggiava la superficie si stacca, e si forma una zona di flusso ricircolante a bassa pressione.

- In flusso **turbolento**, dopo la transizione, la separazione tende a localizzarsi verso il bordo d'uscita.
- In flusso **laminare**, la separazione può avvenire poco a valle della cresta. In tal caso si possono verificare due scenari:
 - la corrente *riattacca* poco dopo, formando una **bolla laminare** (regione di flusso separato seguita da riattacco turbolento);
 - la corrente *rimane separata fino al bordo d'uscita* (situazione molto pericolosa, tipica dei bassi numeri di Reynolds).

Attenzione

A **bassi numeri di Reynolds** ($Re < 5 \times 10^5$, valore indicativo) la tendenza alla separazione laminare è spiccata: il comportamento dei profili presenta aspetti delicati, di difficile previsione teorica e di difficile simulazione anche in galleria del vento. È un campo classico delle micro-aeronautiche, dei droni di piccole dimensioni e degli alianti modellistici.

6.4 Resistenza aerodinamica e separazione

In regime non separato, la resistenza aerodinamica del profilo è dovuta essenzialmente all'**attrito viscoso** integrato sulla superficie. Quando insorge la separazione, alla resistenza d'attrito si somma la **resistenza di forma** (o di scia), legata alla nascita di una scia spessa, a bassa pressione, posta dietro al profilo. La scia separata "sottrae" suzione al dorso del profilo, abbattendo il picco di espansione e producendo, di conseguenza, una perdita di portanza: è questa la genesi del fenomeno dello *stallo*.

Teoria

Sforzo tangenziale a parete e attrito. A parità di spessore di strato limite e di velocità esterna, lo sforzo tangenziale alla parete τ_w è *maggiore* se lo strato è turbolento (i profili di velocità sono più "pieni" vicino a parete). Pertanto la resistenza d'attrito cresce al crescere della porzione di strato limite turbolento. Ciò non significa, tuttavia, che lo strato limite laminare sia sempre preferibile: la sua maggiore tendenza alla separazione lo rende meno robusto, e una separazione laminare può essere più dannosa di un'estensione aggiuntiva di strato turbolento.

7 Effetto dell'angolo di attacco

7.1 Il campo lineare e la curva di portanza

Per un profilo, ad angolo di attacco $\alpha = 0$ in flusso simmetrico (profilo simmetrico) la portanza è nulla: il flusso è simmetrico, e nessun differenziale di pressione si stabilisce tra dorso e ventre. Ad incidenza il flusso perde la simmetria e il profilo inizia a portare.

In un certo intervallo di α , detto **campo lineare**, la portanza varia linearmente con l'angolo di attacco:

$$C_l(\alpha) = C_{l,\alpha} (\alpha - \alpha_{0l})$$

in cui α_{0l} è l'angolo di portanza nulla e $C_{l,\alpha}$ è la **pendenza della retta di portanza** (*lift-curve slope*). Per la teoria del profilo sottile (lastra piana, spessore e curvatura piccoli):

$$C_{l,\alpha} = 2\pi \approx 6,28 \text{ /rad} = \frac{2\pi^2}{180} \approx 0,11 \text{ /grado}$$

La pendenza reale di un profilo di spessore non nullo è *maggiore* di quella della lastra piana, e cresce con lo spessore (almeno per spessori non troppo grandi). La retta di portanza si mantiene tale finché sul profilo non insorge una separazione apprezzabile al bordo d'uscita (alternativamente sul dorso o sul ventre, a seconda del segno dell'incidenza).

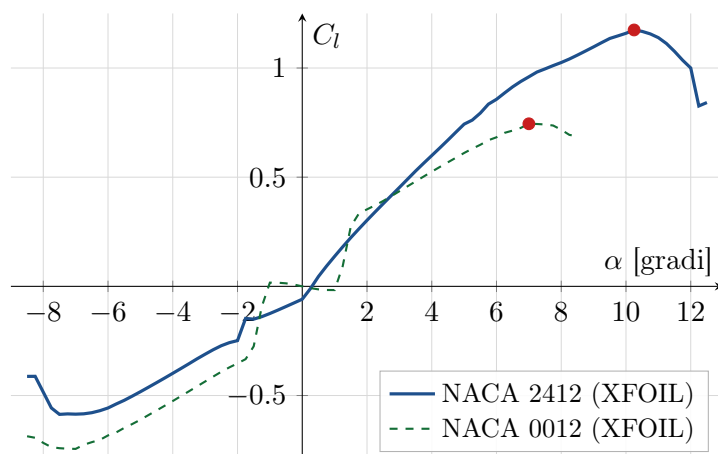


Figura 2: Curve di portanza $C_l = f(\alpha)$ ottenute dai dati XFOIL forniti ($Re=5 \cdot 10^6$, $Mach=0$): confronto tra NACA 2412 e NACA 0012.

7.2 Spostamento del punto di ristagno e del picco di espansione

Al crescere di α , in campo lineare, il **punto di ristagno anteriore** si sposta dal bordo d'attacco verso il ventre, allontanandosi dal naso del profilo. La sua ascissa adimensionalizzata è proporzionale al *quadrato* dell'angolo di attacco (in radianti); per $\alpha = 10^\circ$, $\alpha^2 \approx 0,030 \text{ rad}^2$, valore che dà un'idea quantitativa di quanto velocemente il ristagno migra.

Conseguenze sul dorso:

- la cresta *si sposta in avanti*;
- lo scorrimento massimo aumenta: il *picco di espansione anticipa e si innalza*;
- la regione di espansione si *riduce*, mentre i gradienti di pressione lungo la superficie diventano *più elevati*.

Sul ventre accade l'opposto: la regione di compressione si estende, e i gradienti di pressione si fanno meno severi.

7.3 Verso lo stallo

Oltre il tratto lineare, al comparire della separazione gli effetti precedentemente descritti si attenuano. La distribuzione di pressione presenta un caratteristico **plateau** di pressione in corrispondenza della regione separata (la pressione, in un flusso ricircolante, è pressoché uniforme). A partire dall'**angolo di stallo**, il picco di espansione non aumenta più; anzi tende a ridursi. Il coefficiente di pressione minimo allo stallo, per un profilo come il NACA 0012, è $C_{p,\min} \approx -14 \div -15$.

8 Effetto dello spessore

A parità degli altri parametri, l'aumento dello spessore di un profilo:

- aumenta lo *scorrimento massimo* sul dorso (a $C_l = 0$, in modo non lineare);
- aumenta il *gradiente della retta di portanza* $C_{l,\alpha}$ a partire dal valore della lastra piana ($2\pi/\text{rad}$);
- produce, oltre il 25 % circa di spessore, fenomeni di separazione poppiera anche a piccoli angoli di incidenza, con conseguente *decrescita* della pendenza della retta di portanza.

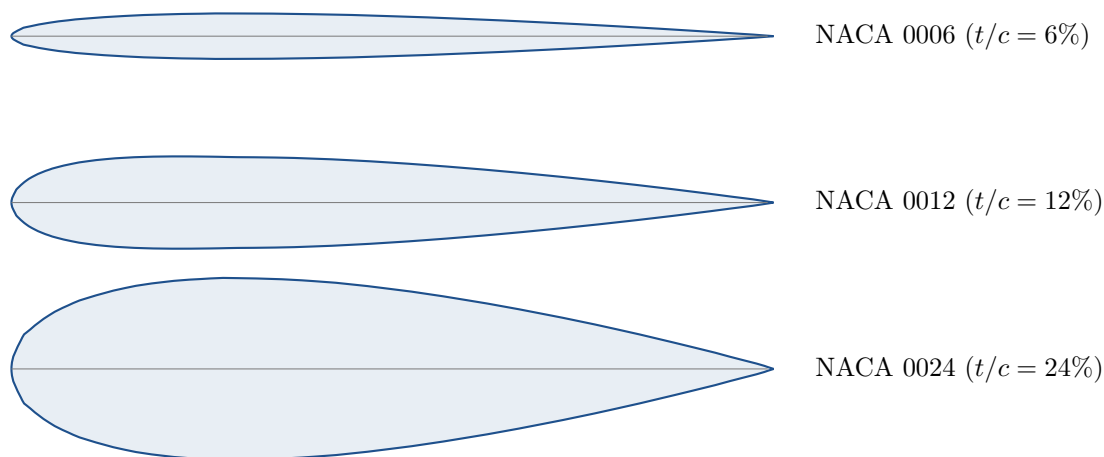


Figura 3: Confronto di tre profili NACA simmetrici a parità di corda. Al crescere dello spessore aumentano la pendenza della retta di portanza e il $C_{l,\max}$, fino a quando la separazione poppiera non diventa significativa.

Spostando in dietro l'ascissa del punto di spessore massimo (a parete interna invariata), si ottengono effetti aerodinamici notevoli:

- il raggio del bordo d'attacco si *riduce*;
- nel flusso simmetrico ($\alpha = 0$ su profilo simmetrico) la cresta si sposta all'indietro: si estende la regione di espansione a danno di quella di compressione;
- ad incidenza, il bordo d'attacco più aguzzo determina picchi di espansione *maggiori e più veloci spostamenti* del picco verso il bordo d'attacco al variare di α .

Ciò ha forti implicazioni sulla *prestazione di stallo*: profili sottili e con bordo d'attacco aguzzo tendono a stallare più bruscamente.

9 Effetto della curvatura

9.1 Angolo di portanza nulla e angolo di attacco ideale

L'introduzione di una curvatura della linea media (freccia $f > 0$, generalmente con la convessità verso l'alto) determina due fenomeni cardinali:

1. esiste un **angolo di portanza nulla** $\alpha_{0l} \neq 0$, anche se il flusso a $C_l = 0$ non è simmetrico (in regime subsonico, $\alpha_{0l} < 0$ per curvatura positiva);
2. la retta di portanza, conservando approssimativamente la stessa pendenza, si sposta verso sinistra e verso l'alto: il $C_{l,max}$ aumenta, e per la stessa α il profilo curvo porta di più del simmetrico.

Teoria

Angolo d'attacco ideale. Per ogni profilo esiste un valore particolare di α , detto *angolo d'attacco ideale* α_i , al quale il flusso si presenta con i gradienti di pressione mediamente più limitati e regolari. In linea di massima:

- un profilo *simmetrico* ha $\alpha_i = 0$ (lavora "in condizioni ideali" a portanza nulla);
- un profilo *di un'ala portante* (in crociera) deve essere *curvo*, in modo da lavorare in condizioni ottimali a un valore di C_l molto prossimo a $C_{l,i}$.

L'angolo di portanza nulla e l'angolo d'attacco ideale dipendono *essenzialmente dalla linea media*, e solo in modo molto marginale dalla distribuzione di spessore: sono proprietà della curvatura.

9.2 Posizione e ampiezza della freccia massima

La posizione della freccia massima non può essere spostata troppo all'indietro: se ciò avviene, la *compressione poppiera* sul dorso (recupero di pressione tra cresta e bordo d'uscita) diventa troppo forte, con grave pericolo di separazione e quindi di stallo anticipato. Anche valori troppo elevati della freccia massima (per esempio $f/c > 10\%$ in aria libera) provocano lo stesso inconveniente.

Dati / Valori tipici

Freccie massime tipiche:

- ali in aria libera: $f/c \sim 2 \div 6\%$ (i NACA a 4 cifre con prima cifra "4" hanno $f/c = 4\%$);
- palette di turbomacchine, eliche, ventole: f/c può raggiungere $20 \div 30\%$ e oltre, perché il flusso è confinato e le condizioni di carico sono diverse.

10 Lo stallo: tipologie e meccanismi

Lo **stallo** è la perdita di portanza che si verifica al di sopra di un certo angolo di attacco α_{stall} . Esso ha origine viscosa: è legato all'estensione delle regioni separate sul profilo. La sua manifestazione dipende fortemente dallo *spessore percentuale* del profilo, dal *numero di Reynolds* e, in seconda battuta, dal numero di Mach.

10.1 Le quattro tipologie di stallo

1. **Stallo convenzionale (turbolento)**, tipico di profili con $t/c > 12\%$. È dovuto alla separazione che inizia al bordo d'uscita oltre una certa incidenza, e che progressivamente migra in avanti. Il calo di portanza è *graduale*, senza cadute improvvise; è lo stallo "buono", auspicabile sui velivoli di addestramento.

2. **Stallo brusco laminare**, caratteristico dei profili con $8\% \leq t/c \leq 12\%$. È dovuto all'*esplosione* di una bolla laminare che, per una piccola variazione dell'incidenza, si "scoppia" trasformandosi in una separazione estesa. La perdita di portanza è *repentina*: è lo stallo "cattivo", che si cerca di evitare ricorrendo a dispositivi di ipersostentazione (slat, flap a fessura) i quali entrano in funzione a velocità più elevate, riducendo l'incidenza richiesta.
3. **Stallo dei profili sottili** ($t/c < 8\%$), che è *dolce e graduale* ma interviene a incidenze relativamente basse. È dovuto alla progressiva crescita, con α , di una bolla laminare che, senza esplodere, determina una regione di flusso separato sul dorso a partire dal bordo d'attacco.
4. **Stallo combinato**, che consegue dall'estensione graduale di una bolla laminare insieme all'insorgere di una separazione turbolenta al bordo d'uscita. Lo stallo si manifesta quando le due regioni separate si congiungono.

Dati / Valori tipici

Valori tipici allo stallo (NACA 0012 a Re aeronautico):

- $\alpha_{stall} \approx 15^\circ$;
- $C_{l,max} \approx 1,5$;
- $C_{p,min} \approx -15$ al picco.

Lastra piana (realizzazione ingegneristica):

- $\alpha_{stall} \approx 7^\circ$, $C_{l,max} \approx 0,7$.

10.2 Influenza del numero di Reynolds

Sia l'angolo di stallo che il $C_{l,max}$ crescono al crescere di Re . Inoltre il *tipo* di stallo dipende da Re : a parità di profilo, riducendo Re lo stallo tende a diventare sempre più brusco, perché la transizione posticipa e più facilmente interviene una bolla laminare. Anche il numero di Mach influenza, e molto, lo stallo: in regime transonico la formazione di onde d'urto in coda al picco di espansione produce uno *shock-induced separation* che è una variante particolare dello stallo classico.

11 Modifiche della forma di un profilo esistente

I profili alari sono stati sviluppati a partire dall'origine della Scienza del volo. Fino agli anni '30 del secolo scorso l'evoluzione delle geometrie – in termini di distribuzione di spessore e di curvatura – ha portato a risultati pressoché *ottimi* per le condizioni di volo dell'epoca, sistematizzati nelle famiglie di profili (NACA su tutti, per il mondo occidentale).

Sono pertanto da considerarsi già inclusi nelle distribuzioni consolidate alcuni dettagli geometrici fondamentali, come il contorno del profilo intorno al bordo d'attacco e l'angolo del bordo d'uscita.

È comprensibile, peraltro, che le caratteristiche aerodinamiche di un profilo possano essere alterate *anche con piccole modifiche* della sua forma. Non a caso, per profili di particolare interesse industriale, i costruttori hanno spesso proposto significative modifiche della geometria dei profili NACA per ottenere un vantaggio in specifiche condizioni di funzionamento dell'ala.

In letteratura ed anche in applicazioni operative si trovano varianti di un profilo base ottenute:

- modificando la forma del *bordo d'attacco*: tipicamente con contorni circolari, parabolici o ellittici, per influenzare l'andamento del picco di espansione;

- combinando tali modifiche con valori diversi dell'*angolo del bordo d'uscita*, per influire sul recupero di pressione poppiera;
- adottando *distribuzioni di spessore* leggermente differenti rispetto a quelle codificate.

12 Campi di impiego dei profili alari

Per quanto sviluppati nell'ambito aerospaziale, i profili alari trovano applicazione in molti altri settori industriali. Gli ambiti di impiego in aerospazio si distinguono in funzione del regime di volo:

- **Bassi numeri di Reynolds** (*low Reynolds*): droni, micro-aerei, aeromodelli, alianti.
- **Alta portanza** (*high lift*): atterraggio e decollo, dispositivi di ipersostentazione.
- **Subsonico** (velivoli da turismo e da trasporto).
- **Transonico** (la maggior parte dei velivoli da trasporto commerciale moderni).
- **Supersonico ed ipersonico.**
- **Eliche e pale di rotor, palette di turbine e compressori.**

Al di fuori dell'aerospazio:

- *Automotive*: appendici aerodinamiche, alettoni, deviatori di flusso.
- *Energetica*: pale di turbine eoliche, palette di compressori e turbine a gas.
- *Navale*: timoni, derive, pinne stabilizzatrici, idrofoili.
- *Ingegneria civile*: profili di ponti sospesi, alte ciminiere, edifici alti (per controllo del flusso del vento e delle vibrazioni indotte).

13 Esempio applicativo: il NACA 2412 in volo

Concludiamo questa esposizione con un esempio integrato che riunisce i concetti precedenti, applicandoli al profilo NACA 2412 montato sull'ala del Cessna 172.

Esempio applicativo

Dati: velivolo in crociera a 3000 m di quota; velocità di volo $V_\infty = 55$ m/s; corda media $c = 1,50$ m; densità a quota $\rho_\infty \approx 0,909$ kg/m³; viscosità cinematica $\nu \approx 1,82 \times 10^{-5}$ m²/s.

Domanda 1. Calcolare il numero di Reynolds basato sulla corda.

Risposta.

$$Re = \frac{V_\infty c}{\nu} = \frac{55 \cdot 1,50}{1,82 \cdot 10^{-5}} \approx 4,5 \cdot 10^6.$$

Si è in pieno regime di Reynolds aeronautico: il NACA 2412 lavora certamente in condizioni "consolidate" (transizione precoce, stallo turbolento graduale).

Domanda 2. Stimare il C_l di crociera, supponendo che il velivolo (massa 1100 kg, apertura $b = 11$ m, $S = 16,2$ m²) voli in equilibrio a fattore di carico unitario.

Risposta. La portanza eguaglia il peso, $L = mg = 10\,791$ N. La pressione dinamica:

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 = \frac{1}{2} \cdot 0,909 \cdot 55^2 \approx 1375 \text{ Pa}.$$

Coefficiente di portanza globale richiesto:

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S} = \frac{10791}{1375 \cdot 16,2} \approx 0,48.$$

Il valore richiesto al profilo C_l (al netto degli effetti tridimensionali) sarà leggermente maggiore: per un'ala a $AR \approx 7,5$, una stima di prima approssimazione fornisce $C_l \approx C_L \cdot (1 + 2/AR) \approx 0,61$.

Domanda 3. A quale angolo di attacco α il profilo NACA 2412 fornisce $C_l \approx 0,61$?

Risposta. Il NACA 2412 ha $\alpha_{0l} \approx -2^\circ$ e una pendenza di portanza $C_{l,\alpha} \approx 0,11/\text{grado}$ (consistente con la teoria del profilo sottile e con la lieve correzione dovuta allo spessore del 12%). Quindi

$$\alpha = \alpha_{0l} + \frac{C_l}{C_{l,\alpha}} = -2^\circ + \frac{0,61}{0,11/\text{grado}} \approx -2^\circ + 5,5^\circ = 3,5^\circ.$$

Il profilo lavora a circa $3,5^\circ$ di incidenza, ben dentro al campo lineare e con margine ampio rispetto all'angolo di stallo ($\approx 16^\circ$).

Risultato

Lo stesso profilo, in fase di atterraggio a velocità sensibilmente più bassa ($V_\infty \approx 30 \text{ m/s}$), richiederebbe per equilibrio un C_l molto più alto, prossimo allo stallo. È in questa condizione che entrano in gioco i **dispositivi di ipersostentazione** – flap, slat – che modificano localmente la geometria del profilo aumentando curvatura e $C_{l,\max}$, traslando la curva di portanza verso l'alto e a sinistra.

14 Conclusioni

Il profilo alare è un oggetto apparentemente semplice – una sezione 2D con una geometria curva – ma nasconde una fisica ricca, ancora oggi studiata dalle più avanzate tecniche di simulazione numerica. La sua progettazione concilia esigenze contrastanti: alta portanza in atterraggio, bassa resistenza in crociera, comportamento docile allo stallo, robustezza alla contaminazione superficiale, semplicità strutturale e di costruzione.

Le idee chiave da portare con sé dopo questa lettura sono:

- il profilo alare è la *sezione fondamentale* dell'ala, e il suo studio è essenziale per capire l'aerodinamica del velivolo;
- la *geometria* (corda, linea media, freccia, distribuzione di spessore) determina, in modo sistematico e prevedibile, il comportamento aerodinamico;
- la *teoria potenziale* fornisce un'eccellente prima approssimazione; gli *effetti viscosi* (transizione, separazione) si reintroducono attraverso il modello di strato limite;
- lo *stallo* non è un fenomeno unico, ma una famiglia di comportamenti diversi, con cause fisiche diverse e con manifestazioni operativamente distinte;
- le famiglie *NACA* restano un riferimento imprescindibile, anche oggi, per chi voglia comprendere e progettare profili subsonici.

Auguro a chi legge – studente, appassionato, futuro progettista – di non considerare mai conclusa la propria conoscenza dei profili alari: ogni nuovo regime di volo, ogni nuova applicazione apre una nuova frontiera, e quasi sempre quella frontiera si può esplorare partendo dalle stesse domande che ci siamo posti in queste pagine.

Riferimenti bibliografici

- [1] C. de Nicola, *Sul funzionamento dei profili alari*, Università degli Studi di Napoli "Federico II", A.A. 2005-2006.
- [2] J. D. Anderson Jr., *Fundamentals of Aerodynamics*, 6^a ed., McGraw-Hill, New York, 2017.
- [3] I. H. Abbott, A. E. Von Doenhoff, *Theory of Wing Sections*, Dover Publications, New York, 1959.
- [4] H. Schlichting, K. Gersten, *Boundary-Layer Theory*, 9^a ed., Springer, 2017.
- [5] L. Prandtl, O. G. Tietjens, *Applied Hydro- and Aeromechanics*, Dover, 1957.
- [6] NACA, *Summary of Airfoil Data*, NACA Technical Report 824, 1945.
- [7] V. Losito, *Fondamenti di aeronautica generale*, Accademia Aeronautica, 1982.
- [8] J. D. Anderson Jr., *Fundamentals of Aerodynamics*, 3^a ed., McGraw-Hill, ISBN 0072373350.
- [9] B. W. McCormick, *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*, John Wiley & Sons, New York.
- [10] S. F. Hoerner, *Fluid-Dynamic Drag*, Hoerner Fluid Dynamics.
- [11] S. F. Hoerner, *Fluid-Dynamic Lift*, Hoerner Fluid Dynamics.
- [12] I. Kroo, *Applied Aerodynamics – A Digital Textbook*, Desktop Aeronautics Inc.

Questo articolo è stato preparato come materiale didattico per la classe 4ACA dell'ITIS "E. Majorana" di Cassino. L'esposizione segue, ampliandolo e adattandolo a scopi didattici, il testo di Carlo de Nicola "Sul funzionamento dei profili alari" (Napoli, 2005-2006), citato in bibliografia. Tutte le elaborazioni grafiche e gli esempi numerici sono originali del prof. Raucci.