

**The Dreesse Airfoil Primer**

**Il Manuale dei Profili Alari**  
di John Dreesse

**Padova , Febbraio 2011**

The Dreese Airfoil Primer  
<http://www.dreese.com/primer/airfoil1.html>  
Copyright © 2001-2007 John Dreese  
Traduzione a cura di Giulio Volpe  
[givo@lundbeck.com](mailto:givo@lundbeck.com)  
Padova - Febbraio 2011

## Il Manuale dei Profili Alari

Part 1: The Origin of Lift & Drag .....	4
WING SECTIONS & LIFT .....	4
Parte 1: L'origine della Portanza e della Resistenza .....	5
Sezione alare e portanza .....	5
Part 2: Basic Terms & Geometry.....	12
BASIC TERMS & GEOMETRY .....	12
Parte 2: La Terminologia di Base & la Geometria.....	13
Terminologia di base e Geometria .....	13
Part 3: Coefficients & Force Predictions .....	18
COFFICIENTS ARE HERE TO HELP YOU .....	18
Parte 3: I Coefficienti e la Previsione delle forze.....	19
I Coefficienti vi aiutano.....	19
ESTIMATING LIFT, DRAG, & PITCHING MOMENT .....	22
Stimare la portanza , la resistenza ed il momento torcente .....	23
DRAG CALCULATION EXAMPLE .....	26
Un esempio di calcolo della resistenza .....	27
PITCHING MOMENT.....	30
Il momento torcente .....	31
Part 4: Reynolds Number Made Easy.....	34
OZZY REYNOLDS AND HIS NUMBER .....	34
Parte 4: Il numero di Reynolds reso facile.....	35
Ozzy Reynolds e il suo numero .....	35
THE SIZE OF YOUR REYNOLDS NUMBER .....	36
Le dimensioni del tuo numero di Reynolds.....	37
REDUCING DRAG.....	40
Ridurre la resistenza .....	41
Part 5: Laminar Airfoils Made Easy.....	46
LAMINAR FLOW, BY ACCIDENT! .....	46
Parte 5: I Profili Laminari in maniera facile.....	47
Il flusso laminare per caso ! .....	47
Laminar Or Not?.....	50
Laminare o no? .....	51
The Quest for Low Drag.....	54
La ricerca della bassa resistenza aerodinamica .....	55
Designing the Perfect Airfoil .....	56
Progettare il Profilo Perfetto .....	57
Bubble Trouble .....	60
Problemi di Bolle.....	61
The Final Laminar Twist.....	62
L' ultimo colpo di scena del profilo laminare .....	63

## Part 1: The Origin of Lift & Drag

---

### WING SECTIONS & LIFT

Airshows are a great place to study crowd psychology. We stand patiently in long lines for hotdogs, bathrooms, and overpriced water. Yes, people do that at any large gathering, but the one group activity found *only* at airshows is the creation of the **people-filled shadows** as shown in Figure 1. As sunlight broils the crowd, they migrate under the protective wing shadows of a C-130 or a B-52 bomber. Without thinking, we have discovered yet another practical use for airplane wings.



FIGURE 1

This primer is about why we have wings at all. As Jack Moran says, wings are a **thrust amplifier**. Their magic is in their ability to defy gravity without using raw thrust from a fuel-guzzling rocket. Instead, wings use the air flowing **past** to create a vertical force called **lift** which seems to defy gravity. This tutorial is about how lift is created, how to estimate it, and how to make it happen.

The origin of lift is very simple: it is the result of having higher **air pressure** below the wing than you have above it. Very unlike a hammer, air can only impart forces to solid objects **via pressure and friction**. Those are the only two methods. I will repeat: lift is the result of having higher pressure below the wing than you have above it. Pretty simple eh?

# Parte 1: L'origine della Portanza e della Resistenza

---

## Sezione alare e portanza

Gli Airshows sono il posto ideale per studiare la psicologia della folla. Ce ne stiamo pazientemente in coda per hot dog, bagni, e acqua troppo cara. Sì, succede in ogni grande raduno, ma una attività che si vede solo negli airshows è la ricerca d'ombra al riparo dell'ala di un aereo come si vede in Figura 1. Appena il sole comincia a scottare la gente migra sotto l'ombra protettiva dell'ala di un C-130 o di un bombardiere B-52. Ecco un pratico uso dell'ala di un aereo .



FIGURE 1

Questo manuale spiega a cosa servono le ali .Come dice Jack Moran , le ali sono un **amplificatore di spinta**. La loro peculiarità sta nella loro capacità di sfidare la gravità senza l'utilizzo della spinta brutale di un razzo assetato di combustibile .Le ali invece usano l'aria che attraversano per creare una forza verticale chiamata **portanza**, che sfida la gravità. Questo manuale parla di come si crea la portanza e su come la si stima .

L'origine della portanza è molto semplice: è il risultato di avere una **pressione dell'aria** sotto l'ala maggiore di quella che si ha al di sopra . Diversamente da un martello, l'aria può scaricare forza su un oggetto solido solo attraverso **la pressione e l' attrito**. Questi sono gli unici due metodi. Ripeto: la portanza è il risultato di avere una pressione sotto l'ala maggiore di quella che si sopra di essa. Semplice eh?

Of course, there are many theories as to what causes the pressure difference. That's where people get all bent out of shape. Blame it on Bernoulli? Blame it on momentum transfer? The devil is in the details.

Streamlined wings aren't the only things that can create lift; a sheet of plywood could also generate lots of lift. Of course, a sheet of plywood is aerodynamically very inefficient. The secret to making this pressure-difference-maker more efficient is to use a cross-sectional shape that won't cause separation at the nose. Plywood has a sharp leading edge which generates oodles of drag; the retarding force that keeps us from moving forward as fast as we'd like to. Historically, good wings use special cross-sectional shapes that are **round in the front and sharp in the back**. We call this shape an **Airfoil** (Figure 2). Europeans and some other parts of the world call it a **Profile**.

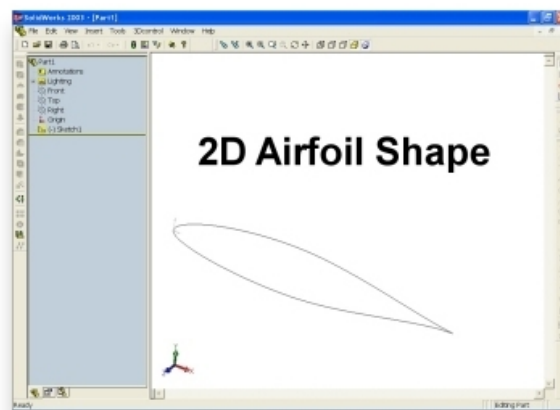


FIGURE 2

Airfoils are flat two-dimensional shapes and can't produce any lift at all; great for textbooks, but lousy for lift. You have to *extrude* an airfoil spanwise to create an object that will make lift. We call this extruded shape a **wing section** (see Figure 3). Welcome to the third dimension.

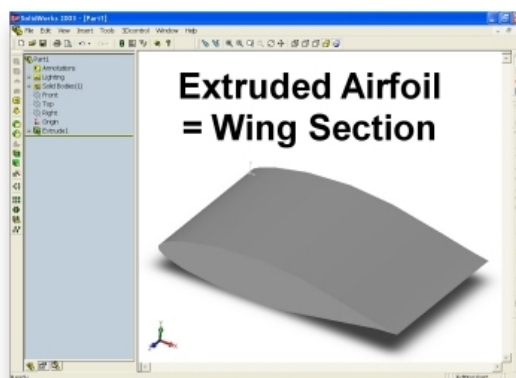


FIGURE 3

Naturalmente, ci sono molte teorie su ciò che causa la differenza di pressione. Questo è quello che crea le maggiori perplessità . E' colpa a Bernoulli ? E' colpa del trasferimento della quantità di moto? Il diavolo è nei dettagli.

Le ali affusolate non sono le uniche cose che possono creare portanza ; anche un foglio di compensato può generare molta portanza. Naturalmente, un foglio di compensato è aerodinamicamente molto inefficiente. Il segreto per rendere più efficiente questo generatore-di-differenza-di-pressione è quello di utilizzare una sezione dell'ala con una forma tale da non causare la separazione della strato limite al bordo di attacco. Il foglio di compensato ha un bordo di attacco tagliente che genera molta resistenza, la forza frenante che ci impedisce di viaggiare così velocemente come vorremmo. Da sempre le buone ali impiegano sezioni alari **arrotondate nella parte anteriore e affusolate nella parte posteriore**. Questa forma viene chiamata " profilo alare " ( negli Stati Uniti la chiamano si chiama " Airfoil " nel resto del mondo " Profile " ) (Figura 2).

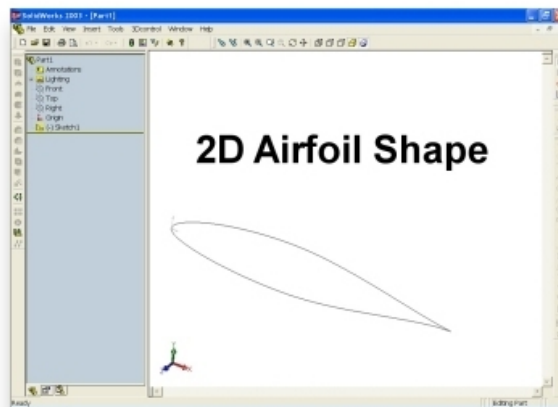


FIGURE 2

I Profili alari sono forme piatte in due dimensioni e non possono produrre portanza; vanno bene per libri di testo, ma sono pessime per produrre portanza. Bisogna estrarre un profilo alare di una spanna per creare un oggetto che produca portanza. Questa forma estrusa viene chiamata sezione alare (vedi Figura 3). Benvenuti nella terza dimensione.

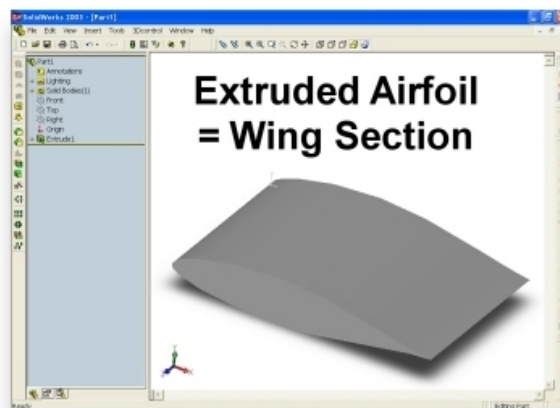


FIGURE 3

So now you have a device that creates a pressure difference resulting in a slight down-deflection of air behind it. Who cares? Millions of airline passengers care!

Nature will direct the airflow around a wing section so that the air obeys the conservation laws of mass & momentum. It involves a lot of fancy math, so just believe me on this one. If the realworld physics are obeyed, you end up with about half the oncoming air going **over** the wing section and the other half going **under** the wing section. The point on the leading edge where the oncoming flow splits is called the **stagnation point**. Strangely enough, the velocity of air at that very point is zero! There's another stagnation point at the trailing edge where these two travelling air masses come back together. Figure 4 illustrates these stagnation points.

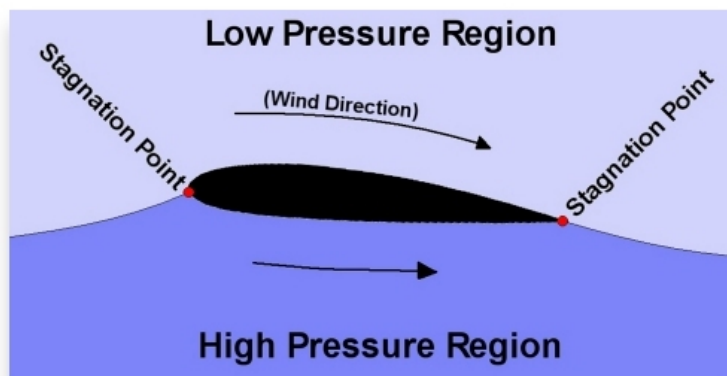


FIGURE 4

The air pressure along both the upper and lower surfaces can vary wildly, usually dropping much lower than ambient pressure, especially on top if the wing section is angled up at all. For a lifting airfoil, the air above is typically accelerated higher than the air below. Think of it as the air up front racing to fill the void of all that air you just pushed down behind the wing. From **Bernoulli's** famous effect, we know that when you speed up air, the air pressure drops. The end result is that the pressure difference between the lower and upper surface literally sucks the wing upward!

To conclude the idea, lift comes from a **combined effort** of the wing being sucked upwards and the wing deflecting some of the air beneath it. The effects are so intrinsically linked together that we can calculate the lift force by simply measuring surface pressures around the wing section/airfoil. That's one method which wind tunnels use to measure lift forces and pitching moments on a wing section model; many advanced wind tunnels use another technique for drag which measures how much momentum the model "steals" from the oncoming airflow via the boundary layer; we'll get into that later.

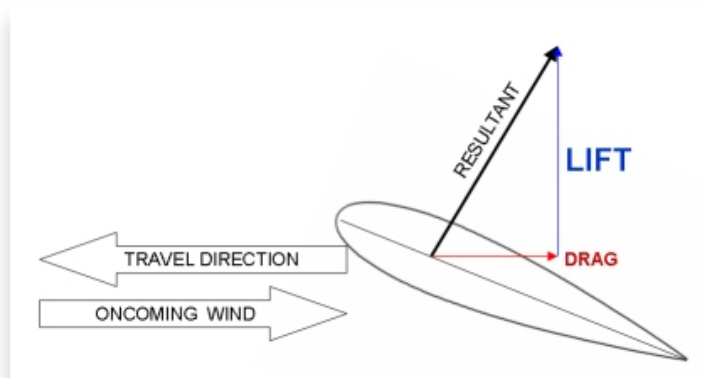


FIGURE 5



Così ora avete un dispositivo che crea una differenza di pressione che crea dietro di sé una lieve deflessione . A chi importa ? A milioni di passeggeri delle linee aeree importa !

Il flusso di aria si dirige naturalmente attorno ad una sezione di ala in modo che l'aria stessa obbedisca alle leggi di conservazione della massa e della quantità di moto. Si tratta di un sacco di matematica complicata , così credeteci sulla fiducia. Se la fisica è rispettata , circa la metà dell' aria che arriva sull' ala va **sopra** alla sezione alare e l'altra metà al di **sotto** . Il punto sul bordo di attacco in cui il flusso in arrivo si divide è chiamato il **punto di stagnazione**. Stranamente, la velocità di aria in questo preciso punto è zero! C'è un altro punto di stagnazione . E' sul bordo di uscita nel punto in cui le due masse d'aria si riuniscono . La Figura 4 illustra questi punti di ristagno.

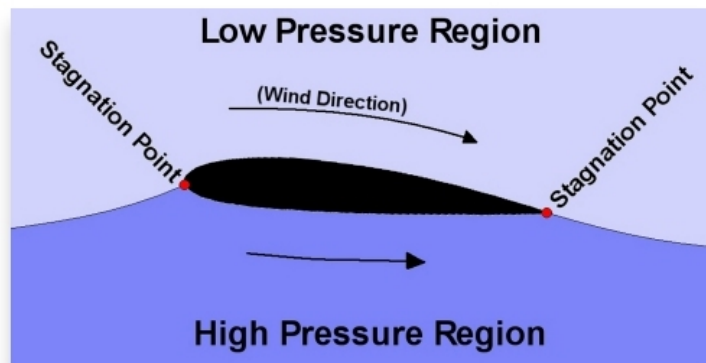


FIGURE 4

La pressione dell'aria lungo entrambe le superfici , superiore e inferiore , può variare di molto, di solito scende molto al sotto della pressione ambiente , in particolare sulla parte superiore , se la sezione alare è inclinata verso l'alto . In un profilo alare portante , l'aria che passa sopra all' ala è in genere accelerata di più di quella che passa sotto . Pensate a come l'aria sulla parte superiore dell' ala deve correre per riuscire a riempire il vuoto creato da tutta quella aria che è stata appena spinta verso il basso dietro all' ala. Dal famoso effetto di **Bernoulli**, sappiamo che quando più si aumenta la velocità dell' aria,tanto più la pressione dell'aria scende . Il risultato finale è che la differenza di pressione tra la superficie inferiore e superiore risucchia letteralmente l'ala verso l'alto!

Per completare il concetto, la portanza viene dall' **effetto combinato** dell'ala che viene risucchiata verso l'alto e dall' effetto dell'ala che devia parte dell'aria sotto di essa. I due effetti sono così intrinsecamente legati assieme che possiamo calcolare la portanza semplicemente misurando le pressioni superficiali attorno al profilo alare. Questo è il metodo che le gallerie del vento usano per misurare la portanza ed il momento torcente su un modello di sezione alare; molte gallerie del vento avanzate usano un'altra tecnica per misurare la resistenza . Questa consiste nel misurare quanto momento il modello attraverso lo strato limite "ruba" al flusso d'aria in arrivo.

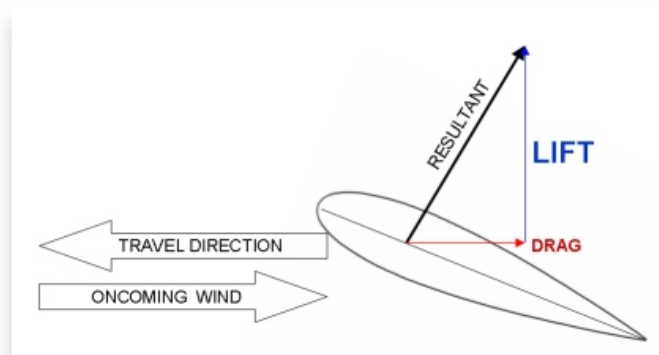


FIGURE 5

One last note about lift. A wing section exposed to an oncoming wind generates a single united force, usually pointing up vertically and *slightly backwards*. We call this the **Resultant force**. Lift is the portion of that force that is **perpendicular** to the direction of travel, not the direction the airfoil is *pointing*. Drag is the portion that is **parallel** to the direction of travel. See Figure 5 for an illustration.

There you have it. You know where airfoils, wing sections, and lift come from. Let's get on with learning the practical stuff.

Un' ultima nota sulla portanza. Una sezione alare esposta ad un vento in arrivo genera una singola unica forza, di solito orientata verso l'alto in verticale e leggermente all'indietro. Viene chiamata forza risultante. La portanza è la parte di quella forza che è perpendicolare alla direzione del moto, non la direzione in cui il profilo alare sta puntando . La resistenza è la parte che è parallela alla direzione del moto. Si veda la Figura 5 per un esempio .

## Part 2: Basic Terms & Geometry

### BASIC TERMS & GEOMETRY

If you only remember one thing from this tutorial, it should be that subsonic airfoils are **round in the front and sharp in the back**. I see this violated all the time on the after-market wings kids are putting on their cars these days. Remember: round in front and sharp in back. That's the big rule. Everything else is just tweaking and optimization. For our purposes, all diagrams and airfoil layouts will assume **air movement from left to right**; *European textbooks sometimes assume the opposite*.

Let's take a symmetric airfoil and point it directly into the oncoming wind as shown in Figure 1. Right now, the oncoming air speed is about 60 miles per hour and since the airfoil is parallel with the wind, we can't measure or feel any perpendicular forces (up or down in this case). The lift is zero. However, there is a slight tugging force from the friction of air dragging along the airfoil surface. We call this force **drag**.

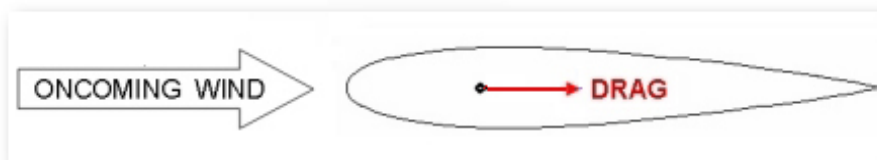


FIGURE 1

What good would come from a symmetric airfoil oriented parallel to the wind? It makes for a perfect streamlined fairing. A cover of sorts that hides some underlying non-streamlined structure like a wire, antenna, pipe, or landing gear strut.

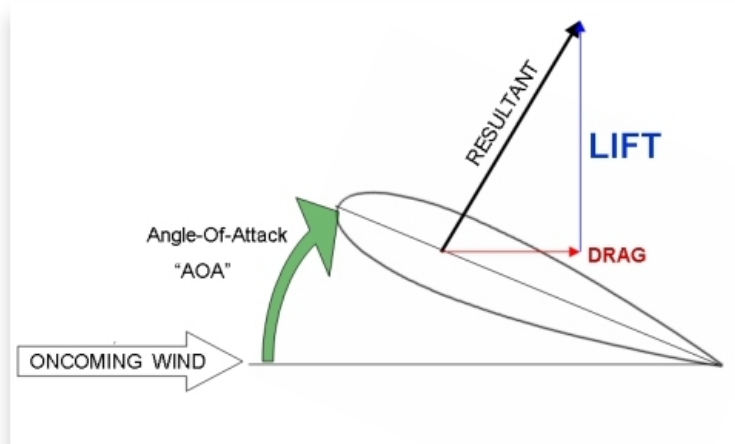


FIGURE 2

## Parte 2: La Terminologia di Base & la Geometria

### Terminologia di base e Geometria

Se vi doveste ricordare una sola cosa di questo manuale, è che i profili subsonici sono **arrotondati nella parte anteriore e affusolati nella parte posteriore**. questa regola la si vede spesso contraddetta negli accessori con le ali che i ragazzi installano sulle loro auto . Ricordatevi : rotondo nella parte anteriore e affilato in quella posteriore . Questa è la grande regola. Tutto il resto è solo messa a punto ed ottimizzazione. Per i nostri scopi, in tutti i diagrammi e gli schemi di profili alari si assume che il movimento dell' aria sia da sinistra a destra; nei libri di testo europei a volte si assume il contrario.

Prendiamo un profilo alare simmetrico e puntiamolo direttamente contro il vento in arrivo, come si vede in Figura 1. In questo momento, la velocità dell'aria in arrivo è di circa 60 miglia all'ora e poiché il profilo alare è parallelo al vento, non possiamo misurare o sentire nessuna forza perpendicolare (in su o giù, in questo caso). La portanza è zero. Tuttavia, vi è una leggera forza di trascinamento causata dall' attrito dell'aria che crea resistenza lungo la superficie del profilo alare . Chiamiamo questa forza **resistenza**.

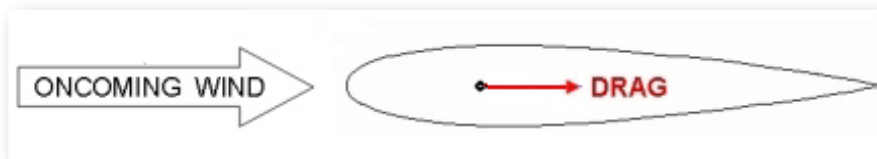


FIGURE 1

A cosa potrebbe servire un profilo alare simmetrico parallelo all'orientamento del vento ? Ad esempio sarebbe adatto per una carenatura. Una sorta di copertura che nasconda qualche struttura sottostante non aerodinamica come un filo, un' antenna, un tubo, o un carrello di atterraggio .

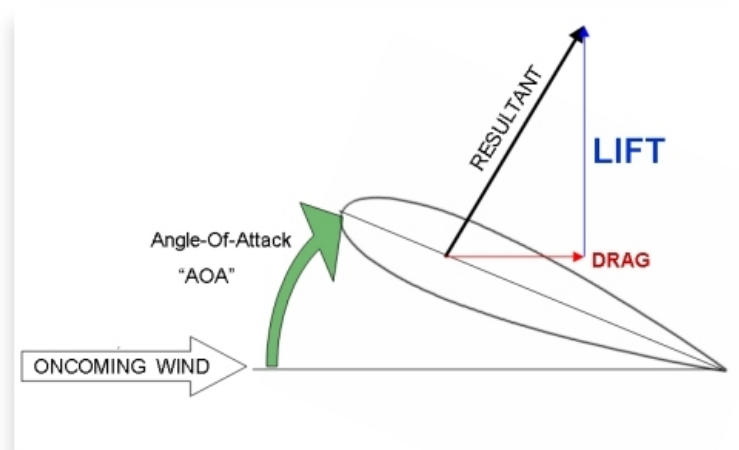


FIGURE 2

Now let's gently tip the nose up to some small angle as shown in Figure 2. Suddenly, there is a noticeable force upwards while the dragging force increases slightly. What you've discovered is that an increase in angle between the chordline (an imaginary straight line between leading edge and trailing edge) of the airfoil and the oncoming wind also increases the lifting force. This variable angle is called the **Angle-Of-Attack** or AOA for short. What you need to know is that increasing the AOA will increase both the lift force and drag force up until about 15 degrees where the lift force will start to fall off and drag will grow quickly. Note that if the airfoil has upward bow (camber) (Camber is the asymmetry between the top and the bottom curves of an aerofoil), then increasing the angle-of-attack may actually decrease the drag force for a few degrees before it continues its quick climb.

**Angle-Of-Attack is the angular difference between where the wing is pointing and where it is moving.** The first time I truly understood this was when I was a kid and saw a Boeing jet climbing very slowly away from Columbus International Airport. It appeared to be just plowing ( plow v. arare ) through the air nose-high. The nose does not always point straight at the direction the airplane is flying. At high angles-of-attack, it appears to be pointing way up from the direction of travel.

Figure 3 shows a typical airfoil with the important components labeled. The Upper Surface is the wing section skin on top from the leading edge to the trailing edge. The Lower Surface is the bottom wing section skin that goes from the leading edge to the trailing edge. Mentioned already is the **chord line**, which is an imaginary line between the leading edge and trailing edge; this is used for setting Angles-Of-Attack (see Figure 2).

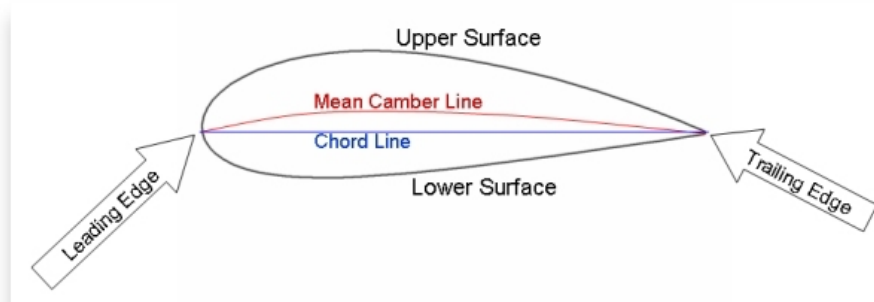


FIGURE 3

Not to be confused with the chord line is the **mean camber line**, or meanline for short. The meanline is an imaginary line that divides the airfoil into roughly equal upper and lower halves. **On a symmetrical airfoil, the camber line is the same as the chord line.** However, if you bow (piegare, curvare; ) the airfoil upwards, you are adding "camber" to the airfoil. A unique characteristic of airfoils with camber is that they produce lift even at zero degrees Angle-Of-Attack. The more camber, the more lift. Of course, there is an associated cost of more drag.

The perfect airfoil would allow you to change the meanline during flight; lots of camber for takeoff and very little during cruise. Fortunately, we have developed a method for doing just this without resorting to bending or flexing the structure; instead we simply droop down the aft portion of the wing section using a hinge. This device is called a **flap** and essentially adds camber to the wing section. Flaps allow our wing section to have lots of camber during takeoff and very little camber during cruise.

Ora incliniamo verso l'alto il bordo di attacco del profilo alare di un angolo ridotto come mostrato in Figura 2. Improvvisamente, si sviluppa una notevole forza verso l'alto mentre la resistenza aumenta solo di poco. Quello che avete scoperto è che un aumento dell'angolo fra la corda alare (una linea retta immaginaria tra il bordo d'attacco e bordo di uscita) e il vento in arrivo aumenta anche la portanza. Questo angolo variabile è chiamato **Angolo di Attacco**. Aumentando l'Angolo di Attacco aumentano sia la portanza che la resistenza fino a circa 15 gradi. Se aumentiamo l'angolo di attacco oltre ai 15° la portanza inizia a diminuire e la resistenza a crescere rapidamente. Si noti che se il profilo alare è arcuato verso l'alto (cioè ha un camber, una bombatura, cioè se vi è asimmetria fra la parte superiore ed inferiore del profilo alare), allora l'aumento dell'angolo di attacco può comportare una riduzione di resistenza per i primi gradi di aumento dell'angolo prima che poi la resistenza ricominci a salire rapidamente.

**L' Angolo di attacco è la differenza angolare fra la direzione in cui punta l'ala e la direzione verso cui si muove.** La prima volta che ho veramente assimilato questo concetto è stato quando da ragazzo ho visto un Boeing che saliva molto lentamente dal Columbus International Airport. Sembrava stesse arando l'aria a muso in su. Il muso non punta sempre dritto verso la direzione in cui il velivolo vola. Ad alti angoli d'attacco, sembra puntare molto più in alto della direzione verso cui si muove.

La Figura 3 mostra un profilo alare tipico con la denominazione delle componenti più importanti. La superficie superiore è la pelle della sezione superiore dell'ala dal bordo di attacco al bordo d'uscita. La superficie inferiore della sezione alare è la pelle che va dal bordo d'attacco al bordo d'uscita. Abbiamo già definito la **corda alare**, che è una linea immaginaria tra il bordo d'attacco e il bordo di uscita, e viene usata per definire l'angolo di attacco (vedi figura 2).

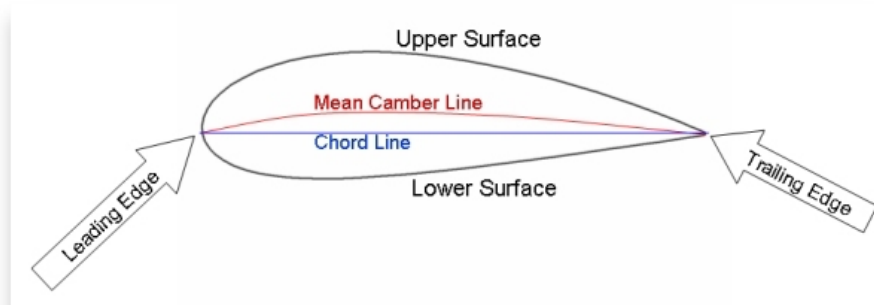


FIGURE 3

La corda alare non va confusa con **linea media**. La linea media è una linea immaginaria che divide il profilo alare in due metà all'incirca uguali, quella superiore e quella inferiore. **Su un profilo alare simmetrico la linea media è la uguale alla corda alare**. Tuttavia, se piegate un po' verso l'alto il profilo alare, si aggiunge "camber" (bombatura) al profilo. Una caratteristica unica dei profili con camber è che producono portanza anche con angoli di incidenza pari a zero. Più camber più portanza. Naturalmente a questo vantaggio è associato lo svantaggio di avere più resistenza.

Il profilo alare perfetto ci dovrebbe permettere di modificare la linea media durante il volo. Tanto camber per il decollo e poco camber in crociera. Fortunatamente, abbiamo sviluppato un metodo per fare proprio questo senza dovere flettere o piegare la struttura. Semplicemente pieghiamo verso il basso la parte posteriore dell'ala usando una cerniera. Questo dispositivo si chiama **flap** ed è in sostanza un dispositivo che aggiunge camber alla sezione alare. I flaps consentono alla nostra sezione alare di avere tanto camber in decollo e poco camber in crociera.

This is a great place to stop as we have covered quite a bit so far. In the next part we will discuss lift and drag in more detail. We will discuss their respective coefficients which allow us to compare the performance of airfoils on a common scale.

We will discuss Reynolds Numbers and how the air flowing over a wing creates boundary layers; a phenomenon which greatly affects the performance of our wing sections. Lack of this understanding on the part of the Wright Brothers during their scale model wind tunnel tests sent airfoil designers in the wrong direction and stifled airfoil development for about ten years. I can't fault the Wright Brothers though; they were blazing new trails as the first of a new breed of engineers: aeronautical engineers.



Nella prossima parte capitolo discuteremo la portanza e la resistenza in modo più dettagliato. Discuteremo dei loro rispettivi coefficienti che permettono di confrontare le prestazioni dei profili alari usando una scala comune.

Discuteremo dei numeri di Reynolds e di come l'aria che scorre sopra l'ala crea uno strato limite, un fenomeno che influisce notevolmente sulla performance della nostra sezione alare . La mancanza della comprensione di questo concetto da parte dei fratelli Wright durante i loro test del modello in scala in galleria del vento hanno mandato i disegnatori dei profili alari nella direzione sbagliata e rallentato lo sviluppo dei profili alari per circa dieci anni. Non si può ovviamente farne una colpa ai fratelli Wright ; erano i primi di una nuova generazione di ingegneri: gli ingegneri aeronautici.

## Part 3: Coefficients & Force Predictions

---

### COEFFICIENTS ARE HERE TO HELP YOU

How much lift will a wing section produce?

Many smart people asked this same question in the late 1800's and early 1900's. They wanted a simple formula. The main difficulty was that the **lift force** was not just a function of one thing; *it was a function of **many** things*. Here are some of the facts they knew:

- As the density of air increases, the lift force also increases.
- As the wing area increases (birds-eye view), the lift force also increases.
- When airspeed is doubled, the lift force is **quadrupled!**

With these characteristics in mind, those smart guys stated that lift was proportional to the air density, proportional to the wing area, proportional to the square of the velocity, and was **somehow** related to the wing cross-section itself. But even after they figured all this out, there still wasn't an exact formula. For example, they couldn't say that lift was **exactly equal** to the product of speed, density, and wing area. The best they could do was say that lift was sort of equal. Kind of equal. But not exactly equal to a combination of all those things.

In this situation, engineers often state a problem in outline form using a proportionality symbol called tilda, or "~".

$$\text{LIFT} \sim \text{DENSITY} * \text{SPEED} * \text{SPEED} * \text{AREA}$$

To fix this lack of exactness, they did what any good engineer would do; they used something called a proportionality constant, also sometimes called a **coefficient**. Generally, these are special numbers used to make our answers agree with what we expect, measure, or predict; especially with natural phenomena where many of the lesser influences are lumped into that single special coefficient. Non-engineers can think of this as a **fudge factor**. You can represent this coefficient with any letter of your choice; historically we've used the letter C with a little "L" as a subscript: **C<sub>l</sub>**

$$\text{LIFT} = (0.5) * C_l * \text{DENSITY} * \text{SPEED} * \text{SPEED} * \text{AREA}$$

Stop the presses! You may wonder where the one-half (0.5) came from. That's actually a result of developing the formula using something called *dimensional analysis*. Trust me on this; it belongs there (I won't talk about it here, but it allows for a shorter version of the formula using a term called Q, or "dynamic pressure.")

Similarly, we can create formulas for the drag force and pitching moment as well. The only real difference is that the pitching moment includes a chord-length:

$$\text{DRAG} = (0.5) * C_d * \text{DENSITY} * \text{SPEED} * \text{SPEED} * \text{AREA}$$

$$\text{PITCHING MOMENT} = (0.5) * C_m * \text{DENSITY} * \text{SPEED} * \text{SPEED} * \text{AREA} * \text{CHORD}$$

## Parte 3: I Coefficienti e la Previsione delle forze

---

### I Coefficienti vi aiutano

Quanta portanza può sviluppare una sezione alare ?

Molti si ponevano questa domanda fra la fine del 1800 e l' inizio del 1900 . Volevano una formula semplice. La difficoltà principale era che la **portanza** non era funzione di una sola fattore: *era una funzione di **molti** fattori*. Ecco alcuni fatti di cui erano a conoscenza :

- All'aumentare della densità dell'aria anche la portanza aumenta.
- Con l'aumento della superficie alare (in pianta), la portanza aumenta.
- Quando la velocità dell'aria raddoppia, la portanza **quadruplica** !

Avendo ben presente questi concetti , quei ragazzi intelligenti affermavano che la portanza era proporzionale alla densità dell'aria, alla superficie alare, al quadrato della velocità ed era in qualche modo collegata alla forma della sezione alare . Ma anche dopo aver capito tutto questo, non disponevano ancora di una formula esatta. Ad esempio, non potevano dire che la portanza era **esattamente uguale** al prodotto della velocità, della densità, e della superficie alare. Il meglio che potevano fare era dire che vi era una sorta di uguaglianza. Abbastanza simile . Ma non esattamente uguale ad una combinazione di tutte queste cose.

In situazioni di questo tipo gli ingegneri esprimono il problema in forma schematica utilizzando un simbolo di proporzionalità chiamato Tilda, o "~". .

$$\text{portanza} \sim \text{densità} * \text{velocità}^2 * \text{area}$$

Per risolvere questa mancanza di precisione, hanno fatto quello che fanno tutti gli ingegneri in questi casi e cioè hanno creato una costante di proporzionalità o **coefficiente**. I coefficienti sono numeri speciali che si usano per ottenere risposte che coincidano con quello che ci aspettiamo , misuriamo o prevediamo ;in particolare si usano nella descrizione dei fenomeni naturali in cui tanti fattori minori vengono inglobati in quel unico speciale coefficiente .I non ingegneri possono pensare a questo coefficiente come ad una variabile creata allo scopo di forzare il calcolo in modo che il risultato corrisponda meglio a ciò che avviene nel mondo reale .È possibile rappresentare questo coefficiente con una qualsiasi lettera. Storicamente si usa la lettera C con una piccola "L" ( lift ) come pedice: **C<sub>l</sub>**

$$\text{portanza} = (0,5) * C_l * \text{densità} * \text{velocità}^2 * \text{area}$$

Fermi ! Magari qualcuno già si chiede da dove viene lo 0,5 .Ciò deriva dal fatto che la formula è stata sviluppata con qualcosa che si chiama *analisi dimensionale*. Fidatevi ; ha a che fare con quello (non è il caso di parlarne qui, ma ci permette di usare una versione più corta della formula utilizzando un termine chiamato Q, o "pressione dinamica").

Allo stesso modo, possiamo creare formule per la resistenza e il momento torcente o momento aerodinamico ( pitching moment ). L'unica vera differenza è che il momento torcente include la lunghezza della corda :

$$\text{resistenza} = (0,5) * C_d * \text{densità} * \text{velocità}^2 * \text{area}$$

$$\text{momento torcente} = (0,5) * C_m * \text{densità} * \text{velocità}^2 * \text{area} * \text{corda}$$

Of course these coefficients themselves must be a function of something that we can *measure*. In aeronautical engineering, we make them a **function of Angle-Of-Attack**, or AOA for short. See Figure 1 for an illustration. After measuring the AOA we can look at a chart like Figure 2 to quickly discover what the coefficients are at our specific angle of attack.

Coefficients are great for many reasons. Not only do they make it possible to predict the aerodynamic forces on an untested wing-section, but they also make comparisons between two different airfoils simpler. For example, if our airplane needs a lift coefficient of 0.3 to stay aloft aloft, we can choose the airfoil that produces the least amount of drag at *that lift coefficient*. And coefficients are fairly robust. You can usually trust that a chart of coefficients will remain unchanged. Except of course for one small problem. To apply the proper coefficients, we must make sure that the original data was captured at the correct **Reynolds Number**. We'll talk about that soon, but let's elaborate on these coefficients.

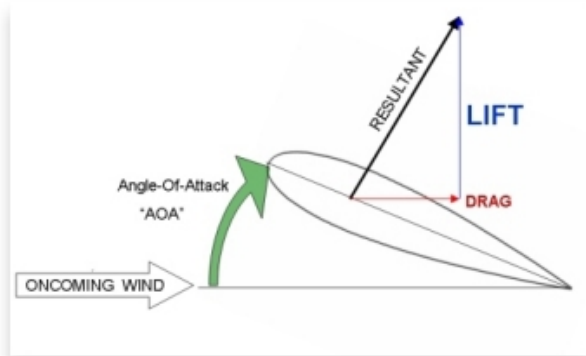
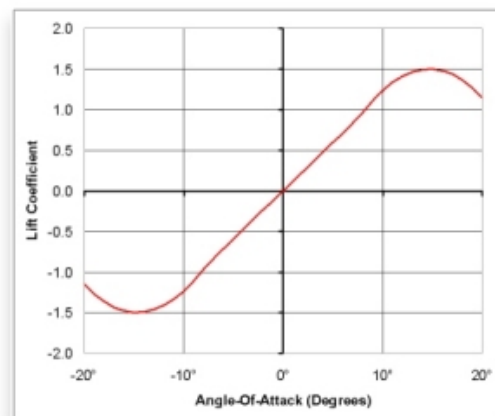


FIGURE 1

FIGURE 2: Lift coefficient for a symmetric airfoil (note that  $C_L$  is zero for zero degrees).

Naturalmente questi stessi coefficienti devono essere funzione di qualcosa che possiamo *misurare*. In Ingegneria aeronautica li facciamo sì che essi siano **funzione dell'Angolo di Attacco**. Si veda la Figura 1 per un'illustrazione. Dopo la misurazione dell' Angolo di Attacco possiamo consultare un grafico come quello in Figura 2 per ottenere rapidamente i coefficienti per il nostro specifico angolo di attacco.

I coefficienti sono utili per tante ragioni. Non solo essi permettono di predire le forze aerodinamiche su una sezione alare non testata , ma anche di fare paragoni in maniera semplice fra due profili diversi. Ad esempio, se il nostro aereo ha bisogno di un coefficiente di portanza pari a 0,3 per rimanere in aria , possiamo scegliere il profilo alare che produce la minor quantità di resistenza a quel coefficiente di portanza. E i coefficienti sono numeri abbastanza affidabili. Di solito ci può fidare del fatto che una tabella di coefficienti rimarrà invariata. Tranne, naturalmente, per un piccolo problema. Per applicare i coefficienti corretti, dobbiamo fare in modo che i dati originali siano stati raccolti al giusto numero di Reynolds. Parleremo presto di questo , ma cerchiamo intanto di lavorare su questi coefficienti.

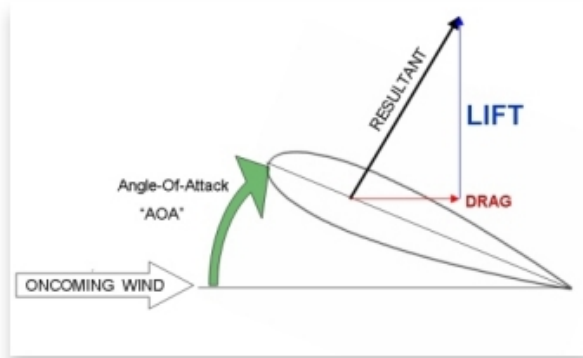
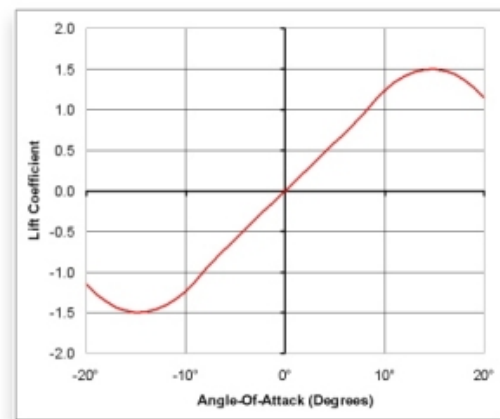


FIGURE 1

FIGURE 2: Lift coefficient for a symmetric airfoil (note that  $C_L$  is zero for zero degrees).

---

## ESTIMATING LIFT, DRAG, & PITCHING MOMENT

To estimate any of these forces or pitching moments (torques), you need to have real numbers for the coefficient. If we can measure the wing sections' angle-of-attack (FIGURE 1), then we can quickly look up the coefficients from charts similar to those shown in Figure 2.

### LIFT CALCULATION EXAMPLE

Recall the formula for Lift:

$$\text{LIFT} = (0.5) * C_l * \text{DENSITY} * \text{SPEED} * \text{SPEED} * \text{AREA}$$

Are these terms confusing? Let me explain them. Refer to Figure 2.

The  $C_l$  is called the **lift coefficient**. It is a function of **angle-of-attack** and is generally a straight line with a slope of 0.11 per degree (AOA). It peaks at an angle of about 15 degrees and starts to drop after that. That drop-off phenomenon is called **STALL**. The important thing to remember is that, unless you're stalled, for every one-degree increase in angle-of-attack, the lift coefficient increases by about 0.11.

Oddly enough, the 0.11-per-degree slope stays fairly constant until you include 3D effects (wingtips, etc...). We can add flaps, slats, and other doohicky's to our infinitely-spanned wing section, but the lift-per-degree slope doesn't change. Yes, those additional devices will move the line around the chart, but they won't change the slope.

Air **density** is measured in something strange called **slugs**. That's right; slugs. In the metric system, mass is measured in Kilograms. In the English system (foot, inches, pounds, etc...) we use slugs. On the surface of the earth, one slug weighs about 32.2 pounds. Confusing eh? Just know that the density of air at sea level is roughly 0.002377 (double-oh-two-three-seven-seven) slugs per cubic foot.

**SPEED** is the velocity of flight in **feet per second**. *Not miles per hour.*

**AREA** is the area of the wing in square feet as viewed from a birds-eye view above. We call this type of area the planform area.

Let's put an imaginary symmetric wing-section model in the Ohio State University's three foot by five foot wind tunnel. It will span the entire width of the test section (wall to wall); that means the span will be 3 feet. Our chord is roughly 2 feet. That gives us a wing area of about 6 square feet.

Ohio State University is at an altitude of roughly 900 feet above sea level so the density today is 0.002315 slugs per cubic foot (I got that from an internet weather website). We turn on the wind tunnel fan and blow air over the model at a speed of 100 feet per second. I forgot to tell you that we used the most common airfoil ever produced: the NACA 0012 symmetrical airfoil section. We've manually set the angle-of-attack to zero degrees as shown in Figure 3. With no angle-of-attack, Figure 2 shows that our lift coefficient is roughly zero.

## Stimare la portanza , la resistenza ed il momento torcente

Per stimare una di queste forze o il momento di torcente (coppia), è necessario disporre di numeri reali per i coefficienti. Se siamo in grado di misurare l'angolo di attacco della sezione alare (Figura 1), allora possiamo ricavare rapidamente i coefficienti da grafici simili a quelli di Figura 2.

### ESEMPIO DI CALCOLO DELLA PORTANZA

Ricordiamo la formula per la portanza :

$$\text{portanza} = (0,5) * C_l * \text{densità} * \text{velocità}^2 * \text{area}$$

Questi termini vi confondono ? Permettetemi di spiegarli . Fate riferimento alla Figura 2

$C_l$  è chiamato il **coefficiente di portanza**. Si tratta di una funzione dell'**angolo d'attacco** ed è in genere una linea retta con una pendenza di 0,11 per ogni grado di angolo di attacco . Arriva ad un picco ad un angolo di circa 15 gradi e subito dopo inizia a calare. Tale calo viene chiamato **STALLO**. La cosa importante da ricordare è che, se non si è in fase di stallo, per ogni aumento di un grado dell' angolo d'attacco, il coefficiente di portanza aumenta di circa 0,11.

Stranamente, la pendenza di 0,11-per-grado rimane abbastanza costante fino a quando si includono gli effetti 3D (estremità alari, ecc.). Possiamo aggiungere flap, slats, e altre accessori alla nostra sezione alare infinitamente ampia , ma la pendenza dell'aumento di portanza-per-grado non cambia. Sì, quei dispositivi supplementari spostano la linea intorno al grafico, ma non cambiano la pendenza .

La **densità dell'aria** è misurata in qualcosa di strano chiamato **slugs** ( lumache) . Proprio così : slugs. Nel sistema metrico, la massa si misura in chilogrammi. Nel sistema inglese (piedi, pollici, libbre, ecc ...) si usano le slugs. Sulla superficie della terra, una slug pesa circa 32,2 libbre. Una bella confusione eh? E' sufficiente sapere che la densità dell'aria al livello del mare è di circa 0.002377 slugs per piede cubo .

**VELOCITA'** è la velocità di volo, **in piedi al secondo**. Non miglia all'ora.

**AREA** è l'area dell'ala in piedi quadrati in pianta ( cioè come la si vedrebbe vista dalla alto a volo d'uccello ).Questo tipo di area si chiama area in pianta.

Mettiamo un immaginario modello di sezione alare simmetrica nella galleria del vento di 3 piedi per 5 della Ohio State University. Coprirà l'intera larghezza della sezione di prova (da parete a parete) ; questo significa che la larghezza sarà di 3 piedi. La nostra corda alare è di circa 2 piedi. Questo ci dà una superficie alare di circa 6 piedi quadrati.

La Ohio State University si trova ad un'altitudine di circa 900 metri sul livello del mare . La densità di oggi è 0,002315 slugs per piede cubico (ho preso il dato da un sito meteo in internet). Accendiamo la turbina della galleria del vento e soffiama aria sul modello ad una velocità di 100 piedi al secondo. Ho dimenticato di dirvi che abbiamo usato il profilo alare più comune mai prodotto: il profilo alare NACA 0012 a sezione simmetrica . Abbiamo impostato manualmente l'angolo di attacco a zero gradi, come mostrato in Figura 3. A zero gradi di angolo di attacco, la Figura 2 mostra che il nostro coefficiente di portanza è approssimativamente pari a zero.

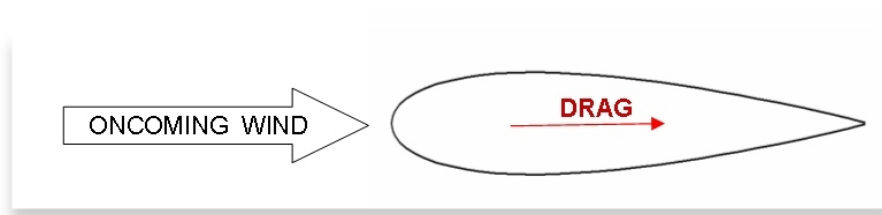


FIGURE 3: Symmetric airfoil with zero lift.

After plugging those values into the Lift Equation, it looks like this:

$$\mathbf{LIFT = (0.5) * 0.0 * 0.002315 * 100 * 100 * 6 = 0.0 \text{ pounds.}}$$

We have no lift. Your assistant increases the airspeed. Still no lift, but you have noticed an increase in drag force.

It looks like we're going to have to change something other than airspeed to get some lift out of this wing-section. We can do that! Ask your assistant to turn the knob that manually tilts the nose of the wing-section upward (i.e. increases angle-of-attack). After some finagling FINAGLING INTRALLAZZANDO. ARRANGIANDOSI. PROCACCIANDOSI. RIMEDIANDO of the equipment, we note that the wing-section is now rotated upward at 5 degrees angle-of-attack similar to the airfoil in Figure 1. According to the chart in Figure 2, such an angle-of-attack will give us a lift coefficient equal to about 0.55. With that information, our Lift equation now looks like:

$$\mathbf{LIFT = (0.5) * C_l * DENSITY * SPEED * SPEED * AREA}$$

$$\mathbf{LIFT = (0.5) * 0.55 * 0.002315 * 100 * 100 * 6 = 38.2 \text{ pounds.}}$$

Looking at the Lift Force Meter, we note a reading of about 38 pounds. Success! Using previous aerodynamic data, we were able to predict and reproduce the lift force experienced by our wing-section model inside a wind tunnel.



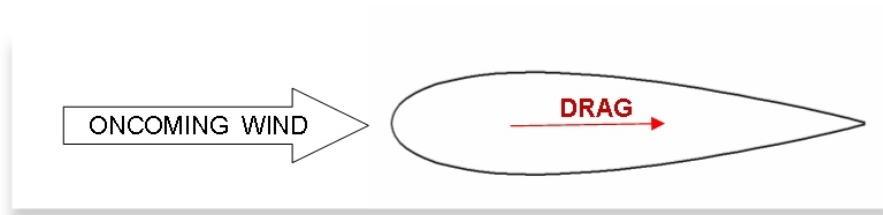


FIGURE 3: Symmetric airfoil with zero lift.

Dopo aver inserito tali valori nell'equazione della portanza, l'equazione diventa :

$$\text{portanza} = (0,5) * 0,0 * 0,002315 * 100 * 100 * 6 = 0,0 \text{ libbre}$$

Non c'è portanza. Il vostro assistente aumenta la velocità. Ancora nessuna portanza, ma notate un aumento di resistenza.

Sembra si debba cambiare qualcosa di diverso dalla velocità per ottenere un po' di portanza da questa sezione alare . Possiamo farlo ! Chiedete al vostro assistente di girare la manopola che inclina manualmente il bordo di attacco della sezione alare verso l'alto (cioè aumenta l'angolo di attacco). Dopo i necessari interventi sull'impianto vediamo che la sezione alare è ora ruotata verso l'alto di 5 gradi di angolo d'attacco come quella mostrata in Figura 1.

Secondo il grafico in Figura 2, un tale angolo d'attacco ci darà un coefficiente di portanza pari a circa 0,55. Con queste informazioni, la nostra equazione della portanza diventa ora :

$$\text{portanza} = (0,5) * C_l * \text{densità} * \text{velocità}^2 * \text{area}$$

$$\text{portanza} = (0,5) * 0,55 * 0,002315 * 100 * 100 * 6 = 38,2 \text{ libbre.}$$

Guardando il misuratore della portanza notiamo una lettura di circa 38 libbre. Grande successo! Usando dei dati aerodinamici preesistenti , siamo stati in grado di prevedere la portanza sperimentata dal nostro modello di sezione alare all'interno della galleria del vento.

## DRAG CALCULATION EXAMPLE

For fun, let's continue to increase the angle-of-attack. The lift force will continue to increase until we reach a special angle called the **Stall Angle**. Often, this occurs when the angle-of-attack is near 15 degrees. At that point, the air no longer flows smoothly over the wing. The lift force will decline after that, but drag will skyrocket!

For the previous example, we used a symmetric airfoil which will not produce lift at zero degrees angle-of-attack. Had we used any other airfoil with camber, we would have produced a lift force, even at zero degrees angle-of-attack. A symmetric airfoil was chosen for simplicity.

Let's put the angle-of-attack back down to the modest 5 degrees where we know the lift force is around 38 pounds. At this condition, how much drag force is being generated?

For drag, we use a similar formula where the  $C_l$  is replaced by  $C_d$ ; however, note that we read the drag coefficient information from a different chart called a **Drag Polar**. Shown in Figure 4, the Drag Polar illustrates how the drag coefficient varies as a function of the lift coefficient.

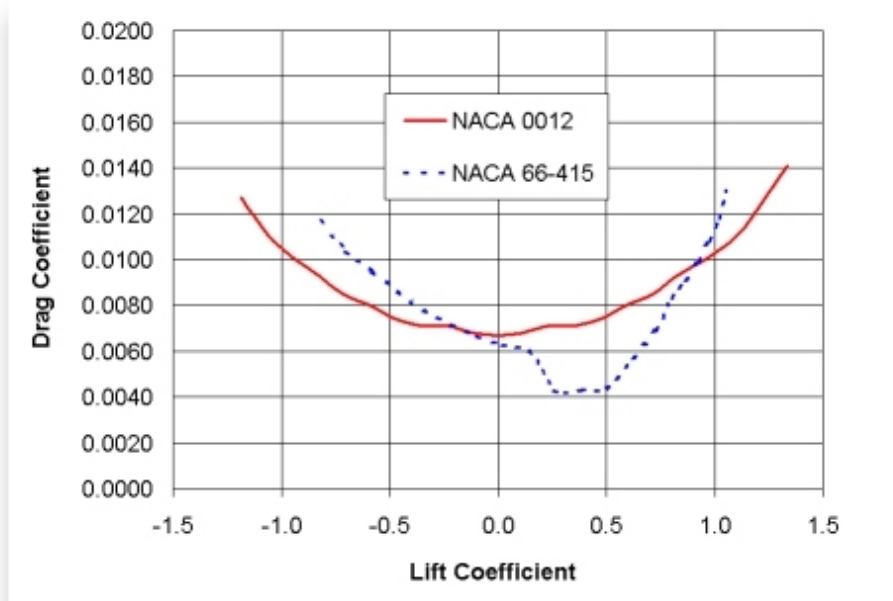


FIGURE 4: Typical Drag Polars.

Here is the equation for drag:

$$\text{DRAG} = (0.5) * C_d * \text{DENSITY} * \text{SPEED} * \text{SPEED} * \text{AREA}$$

## Un esempio di calcolo della resistenza

Così per divertimento continuiamo ad aumentare l'angolo di attacco. La portanza continuerà ad aumentare fino a raggiungere un angolo speciale chiamato **Angolo di Stallo**. Spesso, questo si verifica quando l'angolo di attacco è vicino ai 15 gradi. A quel punto, l'aria non scorre più uniformemente sopra l'ala. Oltre a questo punto la portanza si riduce e la resistenza sale bruscamente.

Per l'esempio precedente, abbiamo utilizzato un profilo alare simmetrico, che non produce portanza a zero gradi di angolo d'attacco. Se avessimo usato qualsiasi altro profilo alare con camber, avremmo prodotto portanza anche a zero gradi di angolo d'attacco. Abbiamo scelto il profilo alare simmetrico per semplicità.

Riportiamo l'angolo di attacco al valore di 5 gradi dove sappiamo che la portanza è di circa 38 libbre. In questa condizione, quanta resistenza viene generata?

Per la resistenza, si usa una formula simile in cui il  $C_l$  viene sostituito dal  $C_d$ , tuttavia, si noti che i dati sul coefficiente di resistenza si ottengono da un grafico chiamato la **polare della resistenza**. È mostrato in Figura 4. La **polare della resistenza** illustra come il coefficiente di resistenza varia in funzione del coefficiente di portanza.

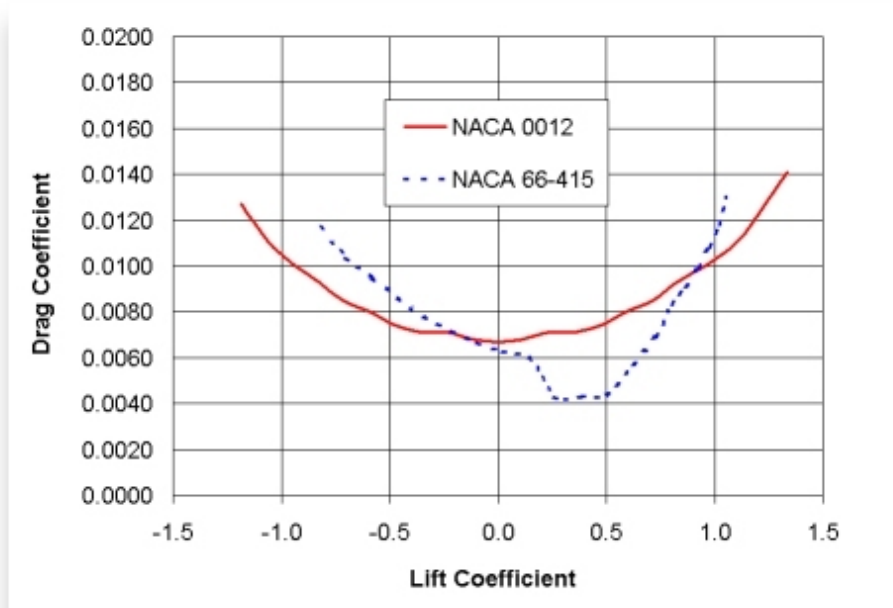


FIGURE 4: Typical Drag Polars.

Ecco l'equazione per la resistenza :

$$\text{resistenza} = (0,5) * C_d * \text{densità} * \text{velocità}^2 * \text{area}$$

Since we know that the lift coefficient is roughly 0.55, we can ascertain from the Drag Polar shown in Figure 4 that the drag coefficient is roughly 0.0075. Drag coefficients are always shown with **four decimal places**. When we talk about Drag Coefficients, we consider the ten-thousandths place to be a single **Drag Count**. For example, the NACA 0012 airfoil shown in Figure 4 has a drag coefficient of seventy-five Drag Counts at the same time that the lift coefficient is 0.55.

Calculating the drag force on our wall-to-wall wing-section model is fairly straight forward. Here are is the calculation:

$$\text{DRAG} = (0.5) * C_d * \text{DENSITY} * \text{SPEED} * \text{SPEED} * \text{AREA}$$

$$\text{DRAG} = (0.5) * 0.0075 * 0.002315 * 100 * 100 * 6 = 0.5 \text{ pounds.}$$

If we have a real wing which is not infinitely long, we must add an additional "3D" term to the regular drag coefficient.

$$C_d = C_{d_{2D}} + (C_l)^2 / ( \text{Pi} * e * \text{ASPECT\_RATIO} )$$

$C_l$  is the lift coefficient,  $\text{Pi}$  is 3.14,  $e$  is the Oswald Efficiency Factor (use 0.8) and the  $\text{ASPECT\_RATIO}$  is the wingspan divided by average chord length.

Dato che sappiamo che il coefficiente di portanza è circa 0,55, si può ricavare dalla Polare della resistenza mostrata in Figura 4 che il coefficiente di resistenza è di circa 0.0075. I Coefficienti di resistenza sono sempre visualizzati con **quattro cifre decimali**. Quando si parla di coefficienti di resistenza, si considera la decimillesima cifra essere una singola conteggio della resistenza. Ad esempio, il profilo alare NACA 0012 mostrato in Figura 4 ha un coefficiente di resistenza di settantacinque punti di resistenza quando il coefficiente di portanza è di 0,55.

Il calcolo della resistenza della nostra sezione alare che va da parete a parete è abbastanza semplice. Ecco i calcoli :

$$\text{resistenza} = (0,5) * C_d * \text{densità} * \text{velocità}^2 * \text{area}$$

$$\text{resistenza} = (0,5) * 0,0075 * 0,002315 * 100^2 * 6 = 0,5 \text{ libbre.}$$

Se abbiamo un ala reale che non è infinitamente lunga, dobbiamo aggiungere un ulteriore termine "3D" al normale coefficiente di resistenza .

$$C_d = C_{d\ 2D} + (C_l)^2 / ( \text{Pi} * e * \text{ALLUNGAMENTO\_ALARE} )$$

$C_l$  è il coefficiente di portanza,  $\text{Pi}$  è 3,14, "e" è il fattore di efficienza di Oswald (usiamo 0,8) e l' **ALLUNGAMENTO\_ALARE** è l'apertura alare divisa per la lunghezza della corda media.

## PITCHING MOMENT

What about the **pitching moment** coefficient? The moment is often forgotten by many introductory texts even though it is very important especially for trim drag. For those not familiar with the word "moment", that is the engineering term for the common word torque. Remember:

**Moment is a fancy word for torque.**

As a wing travels along producing lift, it also has a tendency to create a noseover moment or torque. In other words, the airfoil wants to flip end over end; often called nosing-over. This is not a desired effect. Some airfoils produce a very strong negative (nose-down) moment and some do not. Most tails push down to counteract the airplanes desire to flip nose over (See Figure 5).

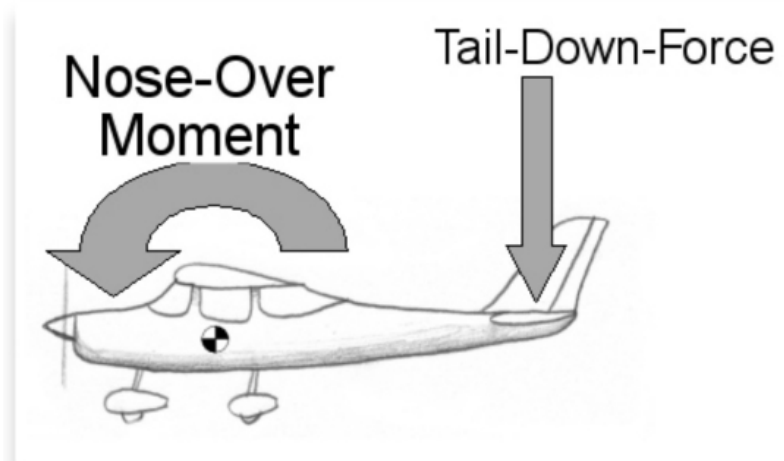


FIGURE 5: Most tails push DOWN.

History has shown that the (pitching) moment coefficient stays pretty constant when measured about the 25% chord position. Because of this, almost all data about airfoil pitching moments are referenced to the 25% chord position. Engineers call this the "Quarter Chord" location. The equation for moment is similar to the lift and drag equations, but it has the actual chordline length thrown into it:

$$\text{PITCHING MOMENT} = (0.5) * C_m * \text{DENSITY} * \text{SPEED} * \text{SPEED} * \text{AREA} * \text{CHORD}$$

When a pilot lowers his flaps, both the lift and pitching moment increase greatly; the nose-over-tendency is amplified.

"If that's true," I'm often asked, "then why does the nose on my Cessna pitch upward when I drop the flaps?"

## Il momento torcente

Che dire del coefficiente del **momento torcente** ? Il momento è spesso dimenticato in molti testi introduttivi, anche se è molto importante soprattutto per la resistenza del trim . Per chi non ha familiarità con il termine , "momento" è il parola che si usa in ingegneria per il termine coppia . Ricordate :

### Momento è un termine esotico per coppia.

Quando un'ala si sposta producendo portanza , ha anche la tendenza a creare un momento , una coppia che tende a far inclinare verso il basso il muso dell' aereo. In altre parole, il profilo alare tende a capovolgarsi ; l' effetto è spesso chiamato nosing-over ( abbassare il muso ) . Questo è un effetto non voluto. Alcuni profili producono un forte momento negativo (fanno abbassare il muso ) e qualche altro profilo no . La maggior parte dei piani di coda spingono verso il basso per contrastare la tendenza dell' aereo ad buttar giù il muso (vedi Figura 5).

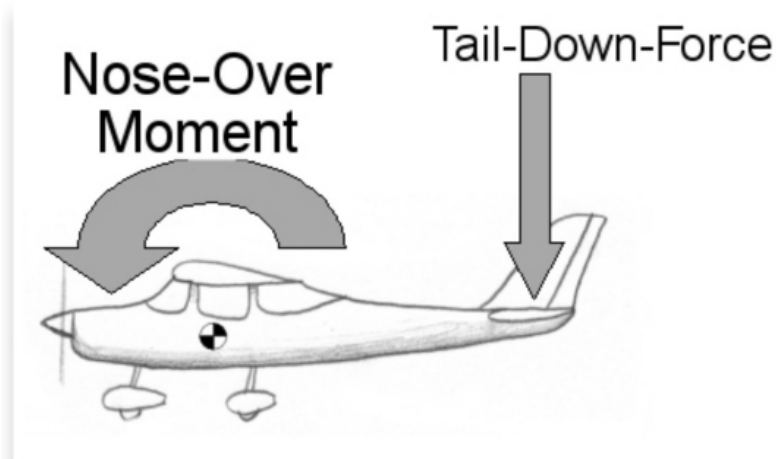


FIGURE 5: Most tails push DOWN.

L' esperienza ha dimostrato che il coefficiente del momento torcente rimane abbastanza costante se misurato a circa il 25% della corda . A causa di questo fatto , quasi tutti i dati relativi ai momenti torcenti dei profili alari si riferiscono al punto posto al 25 % della corda . Gli ingegneri chiamano questo punto la posizione del quarto di corda ("Quarter Chord" ) . L'equazione per il momento è simile alle equazioni della portanza e resistenza, ma viene inserita la reale lunghezza della corda alare :

$$\text{Momento Torcente} = (0,5) * C_m * \text{Densità} * \text{Velocità}^2 * \text{Area} * \text{Corda}$$

Quando un pilota abbassa i flaps aumenta notevolmente sia la portanza che il momento torcente ; la tendenza ad abbassare il muso il muso viene molto amplificata.

"Se questo fosse vero," spesso mi viene chiesto "Allora perché il muso del mio Cessna punta verso l'alto quando abbasso i flaps ?"

This strange effect is caused by two things that happen when we lower the flaps on a high-wing Cessna. The nose-over pitching moment increases greatly, but the flapped wing is also deflecting the trailing air at a much more downward angle. The downward flow of air behind the wing is hitting the horizontal stabilizer at a much steeper angle; an "artificial" angle of sorts. This results in a strong downward lift coefficient on the tail, which essentially pushes the horizontal stabilizer down harder than the wing wants to flip nose down. That's why the nose pitches up when we drop the flaps on some high wing aircraft.



Questo strano effetto è causato da due fatti che succedono contemporaneamente quando si abbassano i flaps su di un aereo tipo i Cessna ad ala alta. Il momento torcente che fa abbassare il muso aumenta molto ma anche l'aria che lascia l'ala viene deviata verso il basso molto di più. Il flusso d'aria verso il basso dietro all'ala colpisce lo stabilizzatore orizzontale con un angolo maggiore; una sorta di angolo di attacco "artificiale". Questo si traduce in un maggiore coefficiente di portanza verso il basso della coda, che in sostanza spinge in giù lo stabilizzatore orizzontale molto di più di quanto l'ala tenda far abbassare il muso all'aereo. Ecco perché il muso sale su quando abbassiamo i flaps su alcuni velivoli ad ala alta.

## Part 4: Reynolds Number Made Easy

---

### OZZY REYNOLDS AND HIS NUMBER

You wouldn't give an adult dose of medicine to a baby because the volume is not appropriately scaled for them. A similar thing happens with aerodynamic coefficients. Just because you obtained the coefficients during a wind tunnel test does not mean they automatically apply to a full-scale aircraft. To ensure that the data obtained from a wind tunnel is applicable to a full-scale aircraft, all we need to do is match **Reynolds Numbers**. To better explain this concept, let's go back to the wind tunnel.

We're now standing next to the wind tunnel. Inside the tunnel there is a quarter-scale model of an airplane mounted on a force-measuring device. Let's call this airplane the Pessna Worrier. The wind tunnel speedometer tells me that the air inside the wind tunnel is traveling at almost 160 miles per hour. Although I'm just a mediocre pilot, I know this airplane could *never* go that fast. So I ask the operator about this speed discrepancy and he says, "*Oh, we're just trying to match the Reynolds number to full scale.*"

Huh?

~flashback~

The world of engineering is filled with special numbers named after people long dead whom you and I will never meet. One of these people was Osborne Reynolds, an Englishman from the late 1800's. Mr. Reynolds was obsessed with watching colored dye flow through pipes. He was especially interested in how the dye would start out flowing as a smooth streak (Laminar) and invariably break down into eddy-filled craziness (Turbulent); the same phenomenon can be seen with cigarette smoke rising from an ashtray. Reynolds didn't know it, but he was really studying the concept of **boundary layer growth**; a subject that is of paramount importance in aerodynamics. In the absence of boundary layer phenomena, aerodynamics is downright simple. Unfortunately, major things like top-speed and maximum lift are very dependent on boundary layers.

At the beginning of the 20th century, long after Osborne Reynolds, a German researcher named Ludwig Prandtl formulated the equations needed to describe how boundary layers grew. In short, they get thicker and messier as they progress downstream. Prandtl used a subset of the previously known Navier-Stokes equations for his methodology. Very complicated stuff, but Prandtl was a very smart guy.

The thing to know is that the Reynolds Number (Re) contains a **summary of flow information**. It conveys nearly everything you need to know about a certain flow condition and it doesn't even have any units. No feet. No inches. No pounds. Nothing. It is a product of the fluid density, fluid velocity, important length, and the reciprocal of the fluids' viscosity. Think of it as a meat grinder where you pour all the environmental flow conditions in one end and the unitless **Reynolds Number** plops out the other end.

In essence, when you match the model **Reynolds Number** with the full-scale Reynolds Number, you are matching the **viscous effects** of the two flow conditions. You are removing the **scale effect**.

## Parte 4: Il numero di Reynolds reso facile

---

### Ozzy Reynolds e il suo numero

Non dareste ad un bambino la stessa dose di medicinale che dareste ad un adulto dato che la dose non sarebbe proporzionata al suo peso . Una cosa simile accade con i coefficienti aerodinamici. Solo perché avete ottenuto i coefficienti in un test in galleria del vento non significa che essi si applichino automaticamente a un aereo in scala reale .Per garantire che i dati ottenuti in galleria del vento siano applicabili ad un aereo in scala reale, tutto quello che dobbiamo fare è di confrontare i **Numeri di Reynolds**. Per spiegare meglio questo concetto, torniamo alla galleria del vento .

Siamo ora in piedi accanto alla galleria del vento. All'interno del tunnel c'è un modello in quarto di scala del velivolo reale montato su di un dispositivo che può misurare una forza. Chiamiamo questo velivolo, Pessna Worrier. Il tachimetro della galleria del vento mi dice che l'aria all'interno della galleria del vento viaggia a quasi 160 miglia all'ora. Anche senza essere un esperto , so che questo aereo non può andare così veloce. Così chiedo all' operatore il perché di questo divario di velocità e lui dice: *"Oh, stiamo solo cercando di eguagliare il numero di Reynolds alla scala reale ."*

Cosa ?

~flashback~

Il mondo dell'ingegneria è pieno di numeri speciali che portano il nome di personaggi morti da tempo che né voi né io non incontreremo mai. Una di queste persone era Osborne Reynolds, un inglese della fine del 1800. Mr. Reynolds era ossessionato dall' osservare il flusso dei coloranti in un tubo di vetro . Era particolarmente interessato dal fatto che il colorante scorreva inizialmente come una vena liscia (laminare) e immancabilmente si scomponeva in un vortice disordinato (turbolento); lo stesso fenomeno lo si può vedere nel fumo di una sigaretta che sale da un posacenere. Reynolds non lo sapeva, ma stava studiando il **concetto di crescita dello strato limite**, un tema di fondamentale importanza in aerodinamica. In assenza del fenomeno dello strato limite, l'aerodinamica è decisamente semplice. Purtroppo, alcune cose importanti come la velocità massima e la portanza massima dipendono molto dallo strato limite.

All'inizio del 20° secolo, molto tempo dopo Osborne Reynolds, un ricercatore tedesco di nome Ludwig Prandtl ha formulato le equazioni necessarie a descrivere come cresce lo strato limite. In breve, lo strato limite diventa più spesso e più turbolento mano a mano che ci si muove nella direzione del flusso di aria .Prandtl per il suo metodo ha usato un sottoinsieme di equazioni precedentemente note come equazioni di Navier-Stokes. Roba molto complicata, ma Prandtl era un ragazzo molto intelligente.

Quello che bisogna sapere è che il numero di Reynolds (Re), contiene una **somma di informazioni sul flusso**. Riunisce quasi tutto quello che c'è da sapere su una certa condizione di flusso e non ha nemmeno una unità di misura .Non piedi. Non pollici. Non libbre. Nulla. Si tratta di un prodotto della densità del fluido, della sua velocità , di importanti lunghezze, e del reciproco della viscosità del fluido. Pensate ad un tritacarne in cui da una parte si infilano tutte le informazioni ambientali sul flusso e dall' altra parte esce il numero adimensionale di Reynolds .

In sostanza, quando paragonate il **Numero di Reynolds** del modello con il Numero di Reynolds dell' oggetto in scala reale , state paragonando gli **effetti viscosi** delle due condizioni di flusso. Se fate sì che siano uguali state eliminando l'effetto di scala.

---

## THE SIZE OF YOUR REYNOLDS NUMBER

With a little experience, you can get useful information about a fluid flow just from knowing the magnitude of the **Reynolds Number**. For example, if you see wind tunnel data taken at Reynolds Numbers of 200,000 or less, it is safe to assume that those airfoils were meant for either model airplanes or high-altitude airplanes; both conditions lead to small Reynolds Numbers. If the data was taken with Reynolds Numbers between about 500K and 6million, it usually applies to general aviation; this is the regime where most of the wind tunnel tests are run. When the Re goes above about 9million, we're usually talking about fighter jets or passenger airliners. Of course, this is just a rule of thumb and subject to debate.

### HOW TO CALCULATE THE REYNOLDS NUMBER:

1. Find out what your velocity is in feet per second. To do this, multiply MPH by 1.4667 or you can multiply KNOTS by 1.689.
2. Find out what your air density is. Remember that this changes with altitude and it must be in slugs per cubic foot. You can use the WingCrafter module in DesignFOIL to find the air density at altitude. For simplicity, 0.002377 slugs per cubic foot is used for a sea level density.
3. Find out the viscosity of air. Use 0.00000037373 (it's a REALLY small number)
4. Decide what the important dimension is. For wing-sections, that dimension is the chord length. For round objects like spheres, the dimension is the diameter.
5. Using the above information, use this formula:

$$\text{REYNOLDS NUMBER} = \text{DENSITY} * \text{SPEED} * \text{DIMENSION} / \text{VISCOSITY}$$

If you'd rather avoid the above math, here's a **simplified formula for sea level** Reynolds Number suggested by my friend Neal Willford:

$$\text{REYNOLDS NUMBER} = 9360 * \text{SPEED(in mph)} * \text{DIMENSION (in feet)}$$

The mention of Reynolds Number implies "the appropriate use of a given set of wind tunnel data." It's easy to assume that any coefficient data that you get from a wind tunnel applies to the full-scale airplane at the same speed. As we've learned, though, the coefficient data is only "good" for the Reynolds Number that it was taken at. So, to get full-scale Reynolds Number data from a wind tunnel, you have to increase the airspeed over the model in an effort to match what would be the Reynolds number on a full scale model.

For example, to obtain aerodynamic coefficient data (  $C_l$ ,  $C_d$ ,  $C_m$  ) from a half-scale model that is applicable to the full-scale aircraft, we would have to double the airspeed over the model in an effort to equate the Reynolds Number. Or we could double our air density instead, but that is very expensive and difficult to do. Just remember that if we cut the wing chord in half, the Reynolds number also gets cut in half. To compensate, we'd have to double the airspeed to keep the same Reynolds Number. It can be very confusing sometimes.

## Le dimensioni del tuo numero di Reynolds

Con un po' di esperienza, è possibile ottenere informazioni utili sul flusso di un fluido solo di conoscendo il valore del **numero di Reynolds**. Per esempio, se si vedono dei dati presi in galleria del vento con Numeri di Reynolds di 200.000 o meno, è lecito ritenere che tali profili fossero destinati ad aereomodelli o aerei disegnati per volare ad alta quota; ambedue le condizioni portano a piccoli numeri di Reynolds. Se i dati sono stati presi con numeri di Reynolds tra 500K e circa 6 milioni, in genere tali valori sono tipici dell' aviazione generale ; questo è il regime in cui viene eseguita la maggior parte delle prove in galleria del vento . Quando il numero di Reynolds va sopra circa 9 milioni, stiamo di solito parlando di aerei da combattimento o aerei di linea. Naturalmente, questa è solo una regola empirica e soggetta a discussione .

### Come calcolare il numero di Reynold

1. Determinate quale è la vostra velocità in piedi al secondo. Per fare questo, si moltiplicate le MPH per 1,4667 o moltiplicate i Nodi per 1,689.
2. Trovate quale è la densità dell'aria . Ricordate che cambia con l'altitudine e deve essere espressa in slugs per metro cubo. È possibile utilizzare il modulo WingCrafter in DesignFOIL per trovare la densità dell'aria per ogni altitudine . Per semplicità utilizzate il valore di 0,002377 slugs per piede cubo per la densità dell' aria a livello del mare.
3. Trovate la viscosità dell'aria. Usate 0,00000037373 (è un numero veramente molto piccolo).
4. Decidete quale è la dimensione importante. Per le sezioni alari , la dimensione importante è la lunghezza della corda alare . Per gli oggetti tondi come le sfere, la dimensione importante è il diametro.

Utilizzando le informazioni di cui sopra, utilizzate questa formula:

$$\text{Numero di Reynolds} = \text{densità} * \text{velocità} * \text{dimensione} / \text{viscosità}$$

Se preferite evitare i calcoli di cui sopra, ecco una formula semplificata per calcolare il numero di Reynolds a livello del mare suggerito dal mio amico Neal Willford:

$$\text{Numero di Reynolds} = 9,360 * \text{velocità (in mph)} * \text{dimensione (in piedi)}$$

La citazione del numero di Reynolds implica "l'uso appropriato di un dato insieme di dati della galleria del vento." E' facile assumere che ogni dato di coefficiente che si ottiene dalla galleria del vento si applichi al velivolo in scala reale alla stessa velocità. Come abbiamo imparato, però, i dati dei coefficienti sono "validi" solo per lo stesso numero di Reynolds a cui sono stati raccolti. Quindi per ottenere da una galleria del vento i dati del Numero di Reynolds per un oggetto in scala reale bisogna aumentare la velocità dell' aria rispetto al modello, cercando di raggiungere quello che sarebbe il numero di Reynolds sull' oggetto in scala reale.

Ad esempio, per ottenere i dati dei coefficiente aerodinamici (Cl, Cd, Cm) da un modello in scala del 50% che siano applicabili ad aeromobili in scala reale, avremmo dovuto raddoppiare la velocità dell' aria rispetto al modello, nel tentativo di eguagliare il numero di Reynolds. Oppure avremmo potuto raddoppiare la nostra densità dell'aria, cosa però molto più costosa e difficile da realizzare. Ricordiamo solo che se dimezziamo la lunghezza della corda alare , anche il numero di Reynolds viene dimezzato . Per compensare, avremmo dovuto raddoppiare la velocità per mantenere lo stesso numero di Reynolds. Ci si può confondere a volte .

**Reynolds Number Anecdote (It's true!)**

A friend of mine once tested an Estes model rocket in a slow wind tunnel. Because the actual rocket was so small and our wind tunnel so slow, he instead built a giant "model" of the rocket that was ten times LARGER than the real rocket. At that scale, he could slow the airspeed in the wind tunnel to one-tenth the speed that the rocket really flies at; this method gave him **identical Reynolds Numbers**. Therefore, he could apply the  $C_l$  and  $C_d$  values that he got from the wind tunnel directly to his flight performance estimates, even though the model size was very different.

**Un Aneddoto sul Numero di Reynolds (vero!)**

Un mio amico una volta ha testato un razzo modello Estes in una galleria del vento che poteva produrre solo flussi di aria piuttosto lenti . Dato che il vero razzo era molto piccolo e la velocità dell' aria nella galleria del vento così lenta , ha costruito un "modello" gigante del razzo che era dieci volte più GRANDE del razzo reale. Adottando questa scala, ha potuto utilizzare una velocità dell' aria nella galleria del vento che era un decimo della velocità a cui il razzo vola davvero : così ha ottenuto numeri di Reynolds uguali . Pertanto, ha potuto applicare i valori di  $C_i$  and  $C_d$  ricavati dalla galleria del vento direttamente alla sua valutazione delle prestazioni di volo, anche se la dimensione del modello era molto diversa dal reale .

## REDUCING DRAG

Stories come and go about the legendary airfoils on the WWII era P51 Mustang. It is often said that the airplane's high speed was a result of its special low-drag "laminar flow" airfoils which you are about to learn about. While it is true that the wing drag was probably less than similar aircraft, the metal construction at the time prevented those airfoils from reaching their full potential regarding drag reduction. It's more likely that the extreme speed was a result of the enormous power from the **Merlin engine**.

Methodically developed laminar flow airfoils have been around since even before WWII; they were the brain child of Eastman Jacobs, an engineer at the NACA during the 1930's. In the preceding 30 years, smart people like Germany's Ludwig Prandtl learned that drag could be reduced by controlling the shape and growth-rate of the **boundary layer**; a thin layer of slower moving air that coats all moving objects.

For the following explanation, refer to Figure 1 which shows the growth of boundary layers on a flat plate.

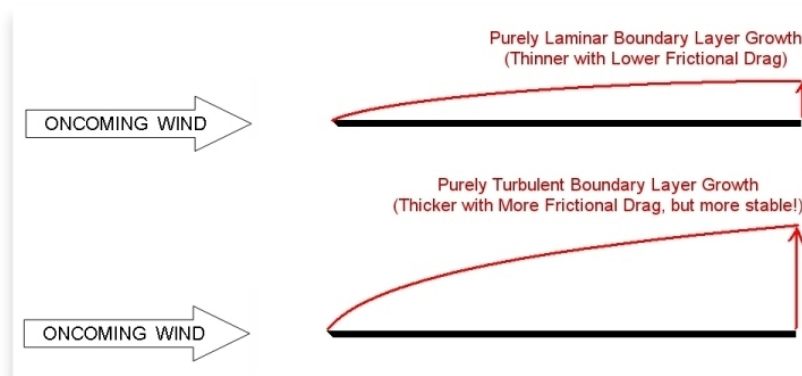


FIGURE 1: Laminar Vs. Turbulent boundary layer growth on flat plates, shown here in edge view from the side. (note: flow on bottom of each plate not shown)

In the region of air very close to the surface of any solid object the viscosity, or gooeyness, of air plays a big role. On a microscopic level, even the smoothest surface looks like a mountain range. Air molecules that try to maneuver these peaks often get snagged and donate their momentum to the mountains themselves in the form of heat and friction. So these molecules of air that were originally moving with the speed of the oncoming flow are halted and brought to zero velocity right at the surface! On a larger scale this effect is felt as a friction force applied to the wing surface. The velocity of the air in direct contact with the wing is zero. As we move away from the surface, the speed of the air accelerates quickly to match that of the freestream flow. Because this extreme acceleration takes place over a height of just a few millimeters, the viscosity of air is very important.



## Ridurre la resistenza

Dai tempi della Seconda Guerra Mondiale girano storie sul leggendario profilo alare del P51 Mustang . Si dice spesso che l'alta velocità del velivolo era il risultato del suo speciale profilo alare a bassa resistenza "a flusso laminare" che stiamo per illustrare . Se è vero che la resistenza dell'ala era probabilmente minore di quella di aerei simili, la costruzione metallica di quei tempi impediva a quei profili di raggiungere il loro pieno potenziale di riduzione della resistenza .E 'più probabile che la sua elevata velocità fosse il risultato dell'enorme potenza del **motore Merlin**.

I profili alari a flusso laminare sviluppati in maniera metodica sono in giro anche da prima della seconda guerra mondiale ; erano i figli della mente di Eastman Jacobs, ingegnere presso la NACA durante gli anni '30. Nei precedenti 30 anni, persone in gamba come il tedesco Ludwig Prandtl avevano capito che la resistenza poteva essere ridotta attraverso il controllo della forma e del rateo di crescita dello **strato limite**, un sottile strato di aria in movimento più lento che avvolge tutti gli oggetti che si muovono .

Per la spiegazione che segue, fate riferimento alla figura 1 che mostra la crescita dello strato limite su di una superficie piatta

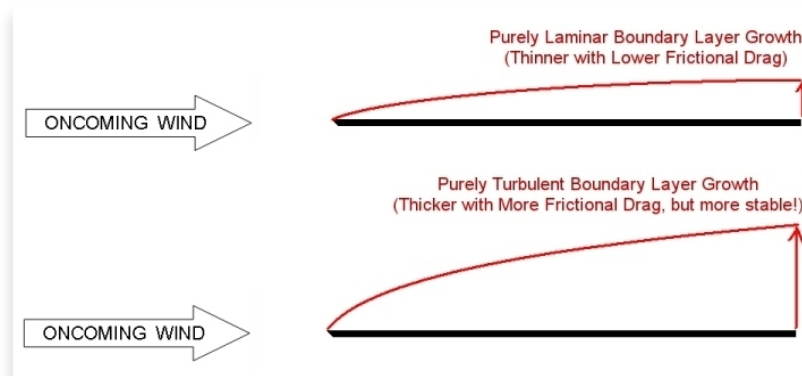


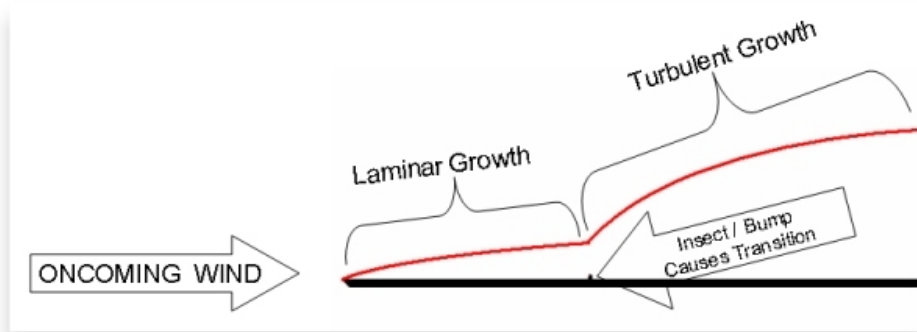
FIGURE 1: Laminar Vs. Turbulent boundary layer growth on flat plates, shown here in edge view from the side. (note: flow on bottom of each plate not shown)

Nella porzione di aria molto vicino alla superficie di un oggetto la viscosità dell'aria gioca un ruolo importante. A livello microscopico, anche la più liscia delle superfici appare come una catena montuosa. Le molecole d'aria che cercano di aggirare queste vette spesso rimangono intrappolate e cedono il loro momento alle montagne stesse sotto forma di calore e di attrito.

Queste molecole d'aria che all'inizio si muovevano con la velocità del flusso di aria in arrivo vengono rallentate e fermate sulla superficie! In scala più ampia questo effetto è sentito come una forza di attrito esercitata sulla superficie dell'ala. La velocità dell'aria a diretto contatto con l'ala è zero. Mano a mano che ci allontaniamo dalla superficie, la velocità dell'aria accelera rapidamente fino a coincidere con quella del flusso di aria libera . Dato che questa estrema accelerazione avviene in una spessore di appena qualche millimetro, la viscosità dell'aria gioca un ruolo molto importante .

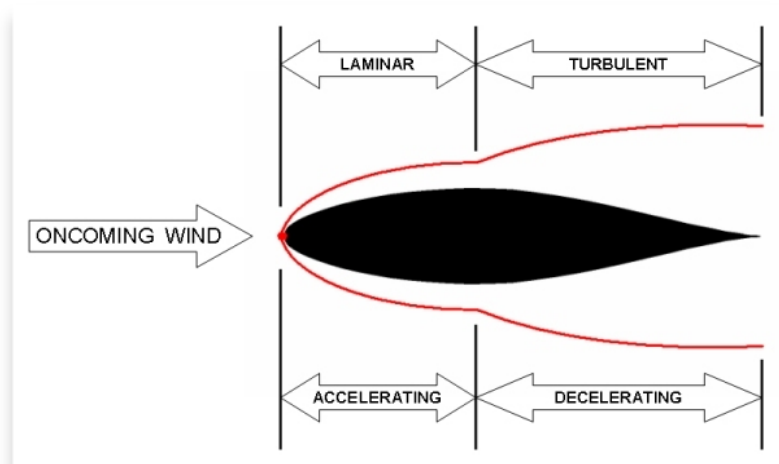
A good way to picture this is to envision traffic on a seven-lane freeway in Los Angeles. The far-right lane is where cars are entering and leaving the traffic flow. They are moving slowly and may even be stopped. As you move away from the slow lane, the traffic moves faster and faster until you reach the fast lane where the car velocities are hardly affected by the slow lanes.

At first, the velocity-change between the bottom and top of the boundary layer is done smoothly and produces a small amount of friction drag on the airfoil. The layers of air in the boundary layer flow smoothly over one another without any swirling. This type of boundary layer is called **Laminar** and produces very little friction. The tradeoff is that this low-friction laminar boundary layer is not very stable and will switch to a draggier yet stable turbulent boundary layer at the slightest hint of a surface imperfection which **trips** the laminar flow. And in the real world, the boundary layer usually starts out laminar and transitions to turbulent as shown in Figure 2.



**FIGURE 2: Normal transition from Laminar to Turbulent on a flat plate.**

The boundary layer growth on an airfoil is more complicated than a flat plate. The difference, shown in Figure 3, is in what causes transition to occur. Imperfections will still **trip** the laminar boundary layer, but airfoils have the additional phenomenon of the pressure gradient. The pressure gradient refers to how the pressure is changing as we march downstream. If it is negative, we feel like we are being swept along faster and faster. When the pressure gradient is positive, we feel higher and higher pressure and a certain feeling of "pushback" from the air as we march downstream.

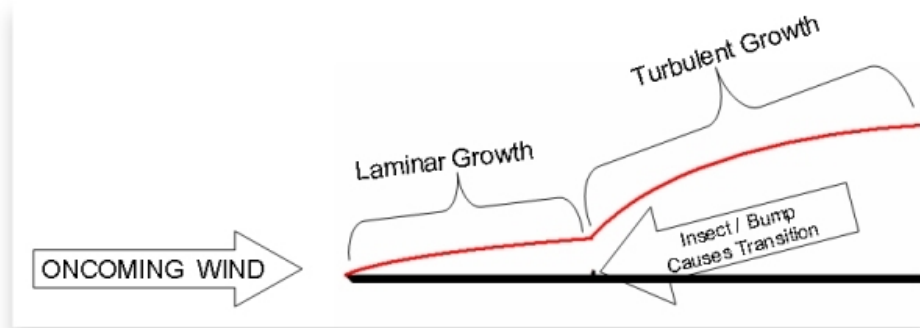


**FIGURE 3: Typical boundary layer growth over airfoil.**

Un buon modo rappresentare questo evento è quello di immaginare il traffico su una superstrada a sette corsie di Los Angeles. La corsia di estrema destra è quella dove le auto entrano ed escono dal flusso del traffico. Si muovono lentamente e possono anche arrivare a fermarsi . Mano a mano che ci si allontana dalla corsia lenta, il traffico si muove sempre più velocemente fino a raggiungere la corsia di sorpasso dove le velocità delle auto non sono praticamente più influenzate dal traffico della corsia lenta.

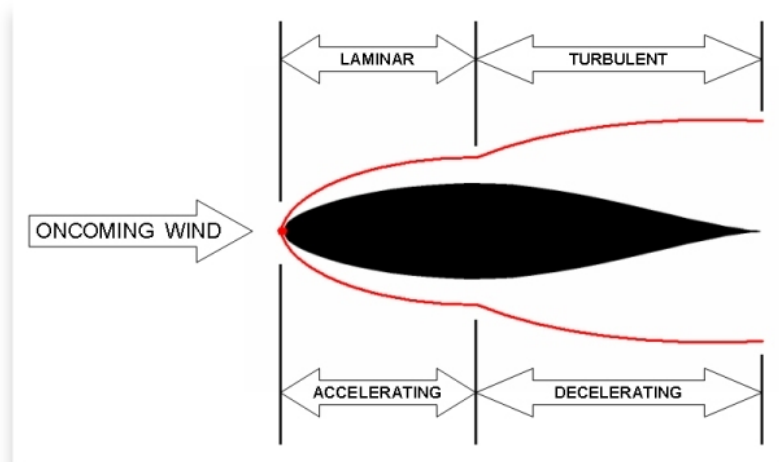
In un primo momento, la variazione di velocità tra la parte inferiore e superiore dello strato limite è graduale e produce una modesta resistenza di attrito sul profilo alare. Gli strati di aria nello strato limite scorrono uniformemente uno sull'altro senza alcun vortice.

Questo tipo di strato limite è chiamato **laminare** e produce poco attrito . L' altra faccia della medaglia è che questo strato limite laminare a basso attrito non è molto stabile ed il minimo di difetto della superficie può innescare il **distacco** del flusso laminare che si trasforma in uno strato limite turbolento che produce più resistenza ma che è però più stabile . Nel mondo reale lo strato limite di solito comincia come laminare e si trasforma poi in turbolento come mostrato in Figura 2.



**FIGURE 2: Normal transition from Laminar to Turbulent on a flat plate.**

La crescita dello strato limite su un profilo alare è più complessa rispetto al caso di una superficie piatta . La differenza è in ciò che causa la transizione da laminare a turbolento come si vede in Figura 3 . Sono ancora le imperfezioni della superficie che innescano il **distacco** dello strato limite laminare, ma i profili alari presentano anche il fenomeno del gradiente di pressione. Il gradiente di pressione consiste nella variazione di pressione al procedere del flusso di aria . Se è negativo, ci sentiamo come se venissimo trascinati sempre più velocemente. Se è positivo, sentiamo una pressione sempre più forte e una certa sensazione di essere spinti all' indietro dall' aria mano a mano che seguiamo il flusso di aria .



**FIGURE 3: Typical boundary layer growth over airfoil.**

On the forward portion of an airfoil, the pressure gradient is negative and the air is accelerating downstream; a perfect habitat for a laminar boundary layer. However, when the air stops accelerating and begins decelerating, we get a positive pressure gradient. That causes the laminar boundary layer to transition to a turbulent boundary layer. So the flow loses its smoothness and starts filling with eddies; causing the outside air to start mixing with the already formed boundary layer. This "turbulent" portion of the boundary layer is thicker and produces relatively higher friction drag compared to the smooth laminar portion of the boundary layer.

Generally, here is how a boundary layer develops on an airfoil. Please refer to Figure 3 (above) while following these steps:

- 1) The oncoming air slams into the leading edge and stops. This point (shown as a red dot) is called the Stagnation Point.
- 2) From there the boundary layer grows laminarly over both the upper and lower surfaces until the minimum pressure (max velocity) is reached. Unless previously tripped by a surface imperfection, this is the likely **transition point**.
- 3) After transition, the boundary layer becomes turbulent before it eventually leaves the airfoil at the trailing edge.

There are some **variations** to this script. If the flow condition is at a very low Reynolds Number, the laminar airflow sometimes skips transitioning to turbulent and simply separates never to be heard from again! Sometimes it immediately reconnects forming a thicker turbulent boundary layer than normal. The region between the laminar separation and the turbulent reconnection looks like a bubble and is often called a **Laminar Bubble**. If the laminar bubble fails to re-establish a viable turbulent boundary layer, the air just leaves the airfoil at that point and the wing flies around in a semi-stalled condition.

You may see **radio controlled airplanes** with **zig-zag tape** on the upper surface of the wing to combat this problem. Those pilots are taking matters into their own hands and forcing that sensitive laminar flow to trip itself into a more stable turbulent boundary layer (to avoid separation). After all, a draggy turbulent layer is better than separation and stall! Some folks have used this trick to get their RC planes to carry more weight than normal.

Keep in mind that the boundary layer thicknesses depicted in Figure 3 are **greatly exaggerated**. Here is what you can expect: say you are flying along at 100knots at sea level gazing at the pretty sailboats. Your airplane's wing has a 5-foot (152cm) chord. The airfoil design consistently produces laminar airflow over the first 20% of the surface, with the rest being turbulent. The laminar boundary layer thickness would be about 0.060" (1.5mm). The turbulent boundary layer thickness would grow to 3/8" - 1/2" (9.5-13mm) at the trailing edge of the wing.

Over the years, we have discovered that creating and maintaining laminar boundary layers is much trickier than it seems. Unlike the mirror finishes of wind tunnel models, real airplanes are very dirty and laminar flow is very sensitive to imperfections and hard to achieve. Have you ever seen the leading edge of a general aviation airplane? It is coated with insect guts and laminar flows just don't like that.

In the next part, we will discuss the ins and outs of laminar flow, and what we can realistically expect from a wing.

Sul bordo di entrata di un profilo alare, il gradiente di pressione è negativo e l'aria viene accelerata nella direzione del flusso ; è l'ambiente ideale per uno strato limite laminare. Tuttavia, quando l'aria smette di accelerare e inizia a rallentare , si ottiene un gradiente di pressione positiva. Questo fa sì che lo strato limite laminare cominci a trasformarsi in turbolento. Così il flusso perde la sua omogeneità e inizia a riempirsi di elementi vorticosi provocando l'inizio del rimescolamento dell' aria esterna con lo strato limite già formato. Questa parte "turbolenta" dello strato limite è più spessa e produce una maggiore resistenza di attrito rispetto alla parte laminare .

Vediamo come lo strato limite si trasforma sul profilo alare. Facciamo riferimento alla Figura 3 (sopra), mentre seguiamo queste fasi:

1) L' aria in arrivo colpisce il bordo d'attacco e si ferma. Questo punto (indicato con un punto rosso) è chiamato Punto di Stagnazione.

2) Da quel punto in poi lo strato limite cresce in maniera laminare su entrambe le superfici , superiore ed inferiore fino a quando non si raggiunge la minima pressione (massima velocità). A meno che il flusso di aria non sia stato staccato prima per un difetto della omogeneità della superficie, questo è il probabile **punto di transizione**.

3) Dopo la transizione, lo strato limite diventa turbolento fino al bordo d'uscita.

Ci sono alcune **varianti** a questo comportamento. Se il flusso è ad un bassissimo numero di Reynolds, il flusso d'aria laminare a volte salta la transizione da laminare a turbolento , si separa dall' ala e non se ne sa più nulla ! A volte si riconnette immediatamente formando uno strato limite turbolento più spesso del normale .La regione fra la separazione laminare e la riconnessione turbolenta sembra una bolla ed è spesso chiamata **bolla laminare**. Se la bolla laminare non riesce a mantenere uno strato turbolento sufficientemente stabile , l'aria abbandona il profilo alare in quel punto e l'ala vola in una condizione di semi-stallo .

Forse avete visto alcuni **aereomodelli radiocomandati** con un **nastro a zig-zag** sulla superficie superiore dell'ala per contrastare questo fenomeno. In questa maniera si forza il sensibile flusso laminare a trasformarsi spontaneamente in un strato limite turbolento molto più stabile (in modo da evitare la separazione). Dopo tutto, uno strato turbolento anche se induce un po' di resistenza è sempre meglio della separazione dello strato limite e dello stallo! Alcuni hanno usato questo trucco per riuscire a far sì che i loro aereomodelli radiocomandati portassero più peso del normale.

Teniamo presente che lo spessore dello strato limite rappresentato in figura 3 è **molto esagerato**. Ecco che cosa ci si può attendere : immaginiamo di volare a 100 nodi al livello del mare guardando le barchette a vela sotto di noi . L' aereo ha una corda alare di 5 piedi (152 cm). Il disegno del profilo alare produce un flusso laminare costante sul primo 20% della superficie, il resto è turbolento. Lo spessore dello strato limite è di circa 1,5 mm . Lo spessore dello strato limite turbolento cresce fino a ca 9,5-13 mm al bordo di uscita dell'ala.

Nel corso degli anni, abbiamo scoperto che la creazione e il mantenimento dello strato limite laminare è una faccenda più complessa di quanto possa sembrare. A differenza della finitura a specchio dei modelli che si usano in galleria del vento, gli aerei veri sono molto sporchi e il flusso laminare è molto sensibile alle imperfezioni ed è difficile da ottenere. Avete mai visto il bordo di un aereo dell' aviazione generale? E' rivestito di insetti e questo proprio non piace ai flussi laminari .

Nella parte successiva, discuteremo i dettagli del flusso laminare, e cosa possiamo realisticamente aspettarci da un ala.

## Part 5: Laminar Airfoils Made Easy

### LAMINAR FLOW, BY ACCIDENT!

During the 1930's a self-taught aerodynamicist named David R. Davis went to the trouble of patenting an airfoil design, which he called the "Fluid Foil" ([US Patent #1,942,688](#)). He considered his design special because it exhibited lower drag than most other common airfoils, but he wasn't sure why. Fortunately for Mr. Davis, the Consolidated Aircraft Company was looking for a marketing trick to make their new aircraft stand out from the competition; a unique low-drag wing was just the ticket. After verifying the low-drag performance of the Fluid Foil, Consolidated licensed the airfoil patent from Mr. Davis in 1937. Fluid Foil eventually found its way into the wing design of the B-24 Liberator bomber during WW2. (Ref: Vincenti, 1990)



**FIGURE 1: An overlay of the Davis airfoil and a similar NACA 6-Series airfoil.**

Without knowing it, Mr. Davis had inadvertently invented the first airfoil to achieve low-drag through encouragement of a laminar boundary layer; the rarely seen smooth airflow that briefly exists before the higher-drag, turbulent boundary layer takes over.

Consolidated Aircraft went on to build over 19,000 of the B-24 bombers, putting it ahead of even the venerable B-17 in production count. Although many people consider the P-51 Mustang to be the first aircraft to use laminar flow airfoils, the truth is that the B-24 was the first, albeit accidental, aircraft to use laminar flow airfoils.

The true significance of the P-51 wing was that it was the first to intentionally use the new scientifically developed NACA 6-series laminar flow airfoils.

## Parte 5: I Profili Laminari in maniera facile

### Il flusso laminare per caso !

Nel 1930 un appassionato di aerodinamica autodidatta di nome David R. Davis ha brevettato il disegno di un profilo alare , che ha chiamato "Fluid Foil" (US Patent # 1.942.688). Considerava il suo progetto speciale perché il suo profilo esibiva una resistenza minore dei più comuni profili alari , ma non ne conosceva bene la ragione . Fortunatamente per Davis, la Consolidated Aircraft Company era alla ricerca di un argomento di marketing per poter far sì che i loro nuovi aerei si distinguessero dalla concorrenza . Un' ala unica nel suo genere , a bassa resistenza poteva essere la carta vincente .Dopo aver verificato le effettive prestazioni di bassa resistenza del "Fluid Foil", nel 1937 la Consolidated acquistò la licenza d'uso del brevetto del profilo alare di Davis .Il "Fluid Foil" finalmente trovò la sua strada nella progettazione dell' ala del bombardiere B-24 Liberator impiegato nella seconda guerra mondiale . (Ref: Vincenti, 1990)



**FIGURE 1: An overlay of the Davis airfoil and a similar NACA 6-Series airfoil.**

Senza saperlo, Davis aveva inavvertitamente inventato il primo profilo alare capace di ottenere una bassa resistenza attraverso la creazione forzata di uno strato limite laminare ; quel flusso d'aria omogeneo che si vede raramente prima che lo strato limite turbolento ad alta resistenza prenda il sopravvento.

La Consolidated Aircraft ha costruito oltre 19.000 bombardieri B-24, superando il numero di esemplari prodotti del venerabile B-17. Anche se in molti considerano il P-51 Mustang il primo velivolo ad utilizzare un profilo alare a flusso laminare, la verità è che è stato il B-24 il primo aereo che , seppur accidentalmente , ha utilizzato un profilo alare a flusso laminare.

Il vero merito dell'ala del P-51 è che la sua ala è stata la prima ad impiegare intenzionalmente la nuova serie di profili alari a flusso laminare NACA 6 sviluppati partendo da presupposti scientifici .

As interesting as these historical facts are, it's even more amazing to learn that neither of these airfoils actually produced much usable laminar flow when integrated on real world aircraft. In fact, they were just as turbulent as every other plain vanilla airfoil out there. We can forgive the designers though because all of their data came from finely polished wind tunnel models built to exacting contours. When they tried to reproduce the same contour and finish with sheet metal, rivets, bucking bars, hammers, and a War raging, it just did not function. Add mosquito guts to the wing leading edge and they had little chance of establishing much of a laminar boundary layer at all.

I don't mean to downplay the development of laminar flow airfoils on metal aircraft. Analytically, it was a significant leap for the early engineers to "backward" solve the formulas used for analyzing airfoils. Rather than taking surface coordinates and calculating the resulting pressure distribution, the NACA personnel figured out how to take the desired pressure distribution and back out the airfoil coordinates!

Due to modern day construction methods, stiff composite materials, and improved laminar flow airfoil designs, there is renewed interest in the use of laminar flow airfoils in general aviation. Most modern racing aircraft (such as the decambered NASA NLF used on Nemesis NXT) use some type of laminar flow airfoils; often modified for proprietary purposes.



Anche se è interessante analizzare queste vicende storiche, è ancora più sorprendente sapere che nessuno di questi profili effettivamente produceva un gran flusso laminare utile quando veniva impiegato sui veri aerei. In realtà erano profili alari turbolenti come tutti gli altri . Possiamo però comprendere i progettisti dato che tutti i loro dati provenivano da modelli usati in galleria del vento che erano finemente lucidati e realizzati con contorni molto precisi .Quando si è poi cercato di riprodurre lo stesso contorno con le lamiere, i rivetti, e i martelli, ed una guerra che imperversava , semplicemente non ha funzionato. Aggiungiamo le zanzare spiaccicate sul bordo di attacco dell'ala ed rimanevano gran poche possibilità di mantenere uno strato limite laminare .

Non intendo minimizzare lo sviluppo dei profili alari a flusso laminare sugli aerei di metallo. Più specificamente , i primi ingegneri hanno fatto un grande progresso introducendo il metodo di risolvere a ritroso le formule utilizzate per l'analisi dei profili alari. Invece di prendere le coordinate della superficie e calcolare la risultante distribuzione di pressione , gli esperti della NACA avevano capito come rilevare la distribuzione della pressione sull'ala e da quei dati ricavare le coordinate del profilo alare !

Grazie alle nuove tecnologie di costruzione dei nostri giorni, ai nuovi materiali compositi particolarmente rigidi e al miglioramento del disegno dei profili alari a flusso laminare, c'è un rinnovato interesse per l'uso di profili a flusso laminare nel settore dell'aviazione generale. La maggior parte dei velivoli moderni da competizione (come il NASA NLF decambered utilizzato sul Nemesis NXT) usano qualche tipo di profilo alare a flusso laminare ; spesso modificati per ragioni di proprietà intellettuale .

## Laminar Or Not?

It may surprise you to learn that all airfoils have some laminar flow; even the airfoil used on the Wright Flyer. Granted, the laminar flow only lasted a few percent of the chord length for the Wrights, but there was some laminar flow. This brings up the question of how to classify airfoils. Laminar or not laminar? As it turns out, the answer is subjective.

Generally speaking, for an airfoil to be considered a laminar flow airfoil, it must have a favorable pressure gradient that extends past 30% of the chord length. Laminar boundary layers are sensitive beasts and prefer to have the surface pressure continuously dropping as they march downstream from the leading edge. When the surface pressure stops dropping and begins to increase, the smooth laminar flow becomes turbulent, fighting its way all the way back to the trailing edge. It's easier to fall down a hill than walk back up it again.

Figure 2 shows a series of very common airfoils and how much of their chord length will experience favorable pressure gradients (i.e. laminar boundary layers) under ideal conditions. It is important to understand that extensive laminar flow is usually only experienced over a very small range of angles-of-attack, on the order of 4 to 6 degrees. Once you break out of that optimal angle range, the drag increases by as much as 40% depending on the airfoil.

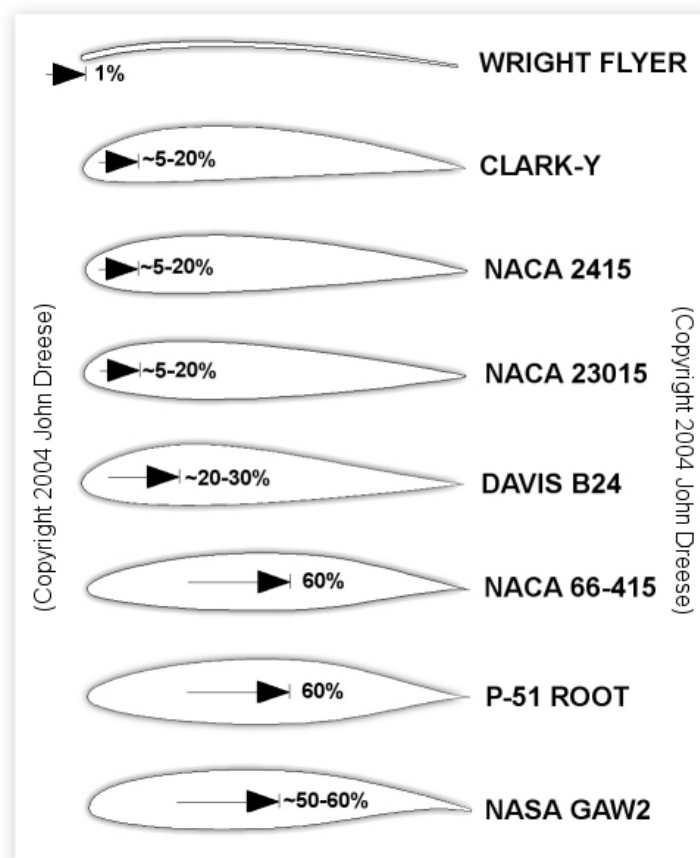


FIGURE 2: Extent of laminar flow on some famous airfoils.

## Laminare o no?

Forse vi potrà sorprendere sapere che tutti i profili alari hanno un qualche flusso laminare ; anche il profilo alare utilizzato dai fratelli Wright sul Flyer. Certo nel caso dei fratelli Wright il flusso laminare permaneva solo su una piccola percentuale della lunghezza della corda alare. Ciononostante vi era un certo flusso laminare. Ciò fa sorgere la questione di come classificare i profili aerodinamici. Laminare o non laminare? Come si è visto, la risposta è soggettiva.

In generale, perché un profilo alare sia considerato laminare, esso deve avere un gradiente di pressione favorevole che si estenda oltre il 30% della lunghezza della corda. Gli strati limite laminari sono soggetti particolarmente sensibili e preferiscono che la pressione superficiale cali progressivamente mano a mano che ci si allontana dal bordo d'attacco. Quando la pressione superficiale smette di calare e comincia ad aumentare , il regolare flusso laminare diventa turbolento e prosegue così fino al bordo di uscita. E' più facile cadere giù da una collina che risalirci .

La Figura 2 mostra una serie di profili alari molto comuni e quanto della lunghezza della loro corda alare sperimenta gradienti di pressione favorevoli (ossia uno strato limite laminare) in condizioni ideali. E' importante capire che un ampio flusso laminare di solito viene sperimentato in un intervallo molto ristretto di angoli d'attacco, dell'ordine di 4 a 6 gradi. Una volta usciti da tale intervallo ottimale, la resistenza aumenta di ben il 40% a seconda del profilo alare.

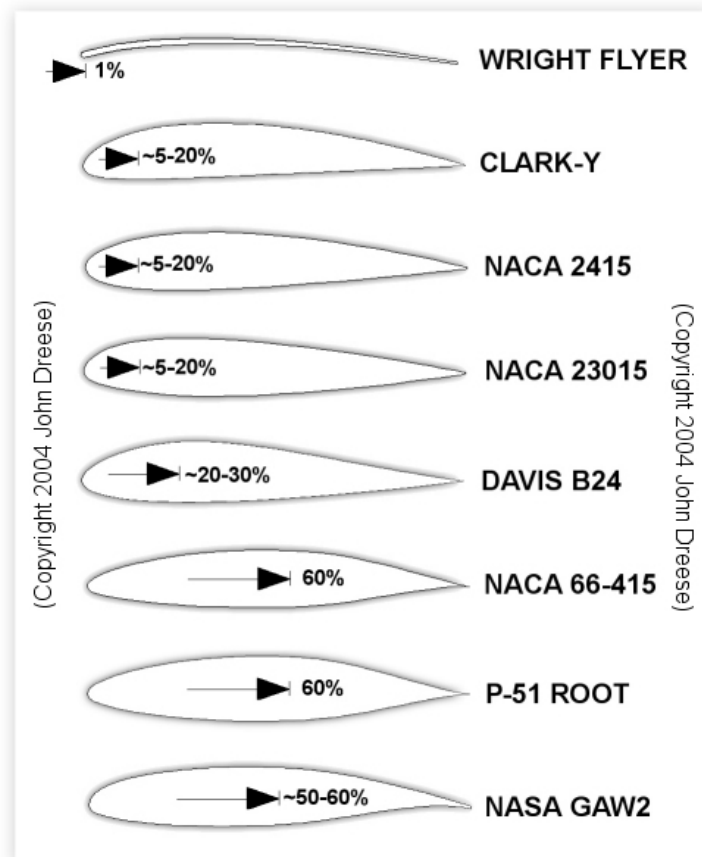


FIGURE 2: Extent of laminar flow on some famous airfoils.

Look closely at the airfoils in Figure 2. The laminar designs exhibit extensive laminar flow (past 50%). They generally have sharper noses which can result in a more unpredictable and sharp stall. However, the most obvious trait is the rearward placement of the maximum thickness. If you look at a wing edge-on and notice that the maximum thickness is far back, you can bet that the airfoil is a laminar flow airfoil. I recommend that you look at a Piper Tomahawk wing edge-on; you'll discover right away that it uses a GAW airfoil.

Guardate attentamente i profili alari di Figura 2. I profili laminari mostrano un ampio flusso laminare (oltre 50%). Essi hanno in genere bordi di attacco più affusolati il che può risultare in uno stallo più imprevedibile e brusco. Tuttavia, la caratteristica più evidente è la posizione arretrata dello spessore massimo. Se guardando l'ala dall' estremità notate che lo spessore massimo è molto arretrato, potete esser certi che il profilo alare è un profilo alare a flusso laminare. Guardate l'ala di un Piper Tomahawk dalla sua estremità e scoprirete subito che usa un profilo alare GAW.

---

## The Quest for Low Drag

To understand where the great yearning for laminar flow airfoils comes from, we need an experiment. Imagine that we point a sheet of plywood into a 70 mph air stream with no angle between the chord length and the relative wind (zero degrees angle of attack). If we could magically force the boundary layer to stay 100 % laminar from leading edge to trailing edge, the frictional drag force would be roughly 0.6 pounds (.3 Kg). Now, if we flipped a switch to make the boundary layer completely turbulent, the frictional drag force would jump to almost 3 pounds (1.4 Kg), a net rise in drag of nearly 500%.

As we can see from our plywood airfoil example, laminar boundary layers result in much less friction to a wing surface than turbulent boundary layers. Remember that real world wings have a mixture of laminar and turbulent boundary layers so the actual gains are on the order of 40 to 50 percent. The ultimate goal of a laminar flow airfoil is one where we try to maximize the laminar boundary layer while minimizing the turbulent boundary layer without making the whole thing too overly sensitive to surface finish.

Consider the builder's ability to control the wing contour during construction and flight. The surfaces of metal airplanes tend to "oilcan" during flight and this can change the contour enough to trip the boundary layer.

When using composites, it's important to keep close tolerances on the airfoil contour. Contour control of a surface isn't just a step-height allowance; it depends on the chord length that it occurs over. Aluminum? Forget about it.

Speaking of surface finish, I've heard stories of sailplane flyers actually scuffing the gloss off their wings chord wise from leading edge to trailing edge with 600-grit sandpaper. If roughing up a surface reduces drag, that typically means that the boundary layer was blowing off prematurely or had laminar bubble issues; roughing up the surface helps both of those situations (in some ways, it is similar to why dimples reduce drag on a golf ball). Those problems are usually only experienced at very low Reynolds Numbers (small chord wings flying at either slow speeds or high altitudes).

Stories of Indy racecar guys rubbing baby powder on their cars to make it more "slippery" has been circulating in the pits for years. It may have been smoother to their fingertips, but not to the air molecules! Traditionally, a very smooth, clean, and highly polished surface will always result in lower drag numbers. Wax it, don't powder it!

---

## La ricerca della bassa resistenza aerodinamica

Per capire dove da dove viene la grande richiesta di profili aerodinamici a flusso laminare abbiamo bisogno di un esperimento. Immaginate di puntare un foglio di compensato in un flusso d'aria che viaggia a 70 km/h con angolo di attacco fra la corda alare e il vento relativo pari a zero gradi. Se potessimo magicamente costringere lo strato limite a rimanere laminare al 100% dal bordo di entrata al bordo di uscita, la forza di attrito sarebbe di circa 0,3 Kg. Ora, se esistesse una maniera per rendere completamente turbolento lo strato limite, vedremmo che la forza di attrito salirebbe a quasi 1,4 Kg con un aumento netto della resistenza di quasi il 500%.

Quindi come possiamo vedere dal nostro esperimento con il foglio di compensato, lo strato limite laminare produce un attrito sulla superficie dell'ala molto minore di quello che produce uno strato limite turbolento. Ricordando che nel mondo reale le ali producono una miscela di strati limite laminare e turbolento si ha che l'effettivo guadagno è dell'ordine del 40 - 50 % . L'obiettivo finale di un profilo alare a flusso laminare è quello di cercare di massimizzare il flusso laminare, riducendo al minimo lo strato limite turbolento senza rendere il tutto troppo sensibile alla finitura superficiale dell'ala .

Teniamo presente anche quali sono le concrete possibilità di ottenere un certo contorno alare sia in fase di costruzione e che di volo. Le superfici delle ali degli aeroplani in metallo tendono a sviluppare in volo un "effetto lattina " e questo può modificare il contorno di quel tanto che basta ad innescare il distacco dello strato limite.

Se si usano materiali compositi, è importante mantenere tolleranze molto ristrette nella realizzazione del contorno dell'ala . Il controllo del contorno della superficie non è solo una questione di tolleranze più strette ; dipende anche dalla lunghezza della corda alare. Alluminio? Lasciate perdere .

Parlando di finitura superficiale, si sentono storie di piloti di aliante che hanno eliminato la lucentezza delle loro ali dal bordo di entrata fino al bordo di uscita cartavetrando con carta da 600-grit . Se riduciamo l'attrito irruvidendo una superficie questo in genere vuol dire che lo strato limite si distaccava prematuramente o aveva problemi di bolla laminare; rendere rugosa la superficie risolve entrambe le situazioni (è per certi versi simile al motivo per cui le fossette di una palla da golf ne riducono la resistenza ). Tali inconvenienti di solito si verificano a numeri di Reynolds molto bassi (con corde alari corte o quando si vola a bassa velocità o ad elevate altitudini).

Per anni nei box delle gare di Indy giravano storie di piloti che sfregavano talco per bambini sulle loro auto per renderle più "scivolose" . Forse potevano sembrare più lisce al tatto , ma non più liscia per le molecole d'aria! . Una superficie molto liscia, pulita e lucidata avrà sempre una resistenza inferiore. Bisogna incerare non impolverare !

## Designing the Perfect Airfoil

You may be thinking the same thing that NACA engineer Eastman Jacobs thought back in the 1930's. Why not design airfoils that only produce laminar boundary layers? That way, you could have ultra low wing drag! Let's take a look at the numbers.

We can quantify the reduction in drag due to laminar boundary layer development. Figure 3 shows the reason why engineers have chased after laminar flow airfoils for so long. This graph compares the drag polars of two airfoils. One is for a typical airfoil (NACA 2415) and the other is for a laminar airfoil (66-415). For the latter airfoil, we see that the drag coefficient drops noticeably between a lift coefficient of roughly 0.25 and 0.5. Your goal, as a designer, is to make sure that your desired lift coefficient falls somewhere in that drag **bucket** (See arrow in Figure 3)

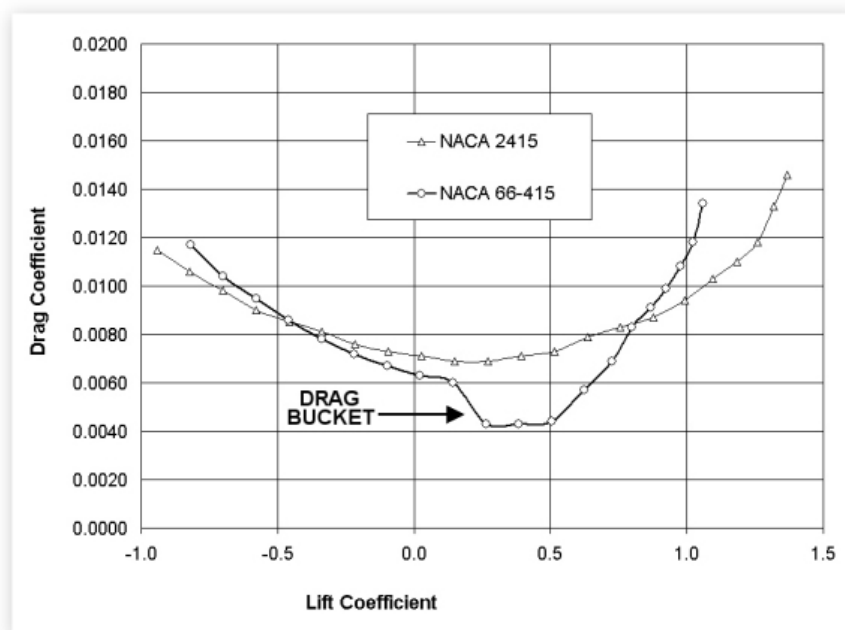


FIGURE 3: Laminar airfoil and non-laminar airfoil drag polar chart comparisons.

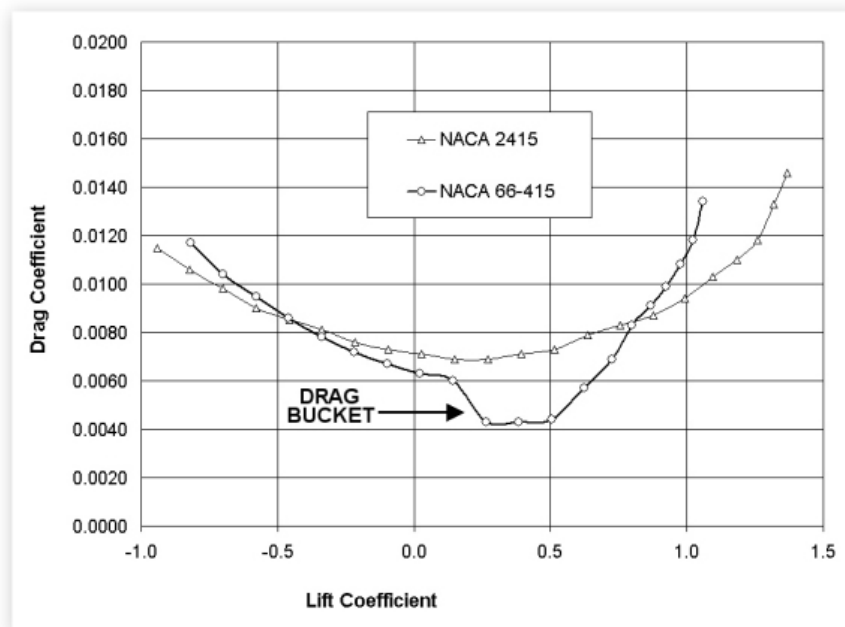
Let's briefly recall what a boundary layer is from Part #4 of the Airfoil Primer. Even the smoothest surface looks like a mountain range when viewed on a microscopic scale. As air flows past these surfaces, some of the molecules that try to maneuver through the miniscule peaks get stuck and donate their energy to the mountains themselves. These molecules of air that were originally moving with the speed of the oncoming air flow are halted and brought to zero velocity right at the surface! In engineering, this is called the "no-slip" condition. On a larger scale this effect is felt as a friction force tugging at the wing surface.



## Progettare il Profilo Perfetto

Forse state pensando la stessa cosa che l'ingegnere Eastman Jacobs NACA pensava nel 1930. Perché non progettare profili aerodinamici che producano solo uno strato limite laminare? In questo modo, si potrebbe avere una resistenza aerodinamica estremamente bassa! Guardiamo i dati.

Possiamo quantificare la riduzione di resistenza provocata dallo sviluppo dello strato limite laminare. La figura 3 mostra la ragione per cui gli ingegneri hanno rincarso per tanto tempo i profili aerodinamici a flusso laminare. Questo grafico mette a confronto le polari della resistenza di due profili. Uno è per un profilo tipico (NACA 2415) e l'altro è per un profilo laminare (66-415). Per questo ultimo, vediamo che il coefficiente di resistenza scende sensibilmente fra il coefficiente di portanza di circa 0,25 e 0,5. Il vostro obiettivo, come progettista, è quello di assicurarvi che il coefficiente di portanza che vi interessa, cada da qualche parte in quella "tasca" di resistenza (vedi freccia in figura 3)



**FIGURE 3: Laminar airfoil and non-laminar airfoil drag polar chart comparisons.**

Ritorniamo velocemente al capitolo 4 del Manuale ricordando che cos'è uno strato limite. Anche la superficie più liscia sembra una catena montuosa se visualizzata su scala microscopica. Quando il flusso di aria attraversa questa superficie, alcune molecole d'aria cercano di manovrare attraverso le minuscole vette e rimangono intrappolate cedendo la loro energia alle montagne stesse. Queste molecole d'aria che originariamente si muovevano alla velocità del flusso dell'aria in arrivo vengono fermate e rallentate fino a zero proprio a contatto della superficie alare! In ingegneria, questa è chiamata la condizione di "no-slip". Su scala più ampia questo effetto è sentito come una forza di attrito che rallenta la superficie alare.

We can break it down even further. When the boundary layer begins forming at the leading edge, it is flowing smoothly with each microscopic layer of air flowing easily over the other like a deck of playing cards sliding over one another. This portion of the boundary layer produces very little drag force, but unfortunately it only lasts until the air racing across the airfoil begins slowing down. With non-laminar airfoils, this typically happens within five to twenty percent of the chord length. At that point, the laminar boundary layer will begin mixing with outside air and becoming filled with small eddies. These so-called turbulent boundary layers are usually quite stable, but produce higher drag than the laminar boundary layers do.

Possiamo analizzare la situazione ancora più in dettaglio . Quando lo strato limite inizia a formarsi sul bordo d'attacco, scorre senza problemi sopra agli altri microscopici strati di aria . Questi strati scorrono facilmente uno sull'altro come le carte di un mazzo di carte . Questa porzione dello strato limite produce una bassa resistenza ma purtroppo dura solo fino a quando l'aria viaggiando sul profilo alare non comincia a rallentare. Con i profili non-laminari, questo accade normalmente fra il cinque ed il venti per cento della lunghezza della corda alare . A quel punto, lo strato limite laminare inizia a mescolarsi con l' aria esterna riempiendosi di piccoli vortici. Questi cosiddetti strati limite turbolenti sono di solito abbastanza stabili, ma producono una maggiore resistenza rispetto a quella che producono gli strati limite laminari.

## Bubble Trouble

Prior to now, you've learned that all laminar boundary layers grow up to become turbulent boundary layers. When operating at very low Reynolds Numbers (less than 300,000 for example), this transition to turbulent sometimes does not occur. The boundary layer occasionally explodes away from the surface never to be heard from again. Sometimes it immediately reconnects forming a much thicker turbulent boundary layer than normal. The region between the laminar separation and the turbulent reconnection points look like a bubble and is often called a Laminar Bubble. If the laminar bubble fails to reconnect, the boundary layer leaves the airfoil at that point and the wing flies around in a semi-stalled condition. This is very bad. There have been a few rare cases where airfoils utilizing extreme laminar flow have been so sensitive that even raindrops caused the boundary layer to become unstable and blow off the surface causing a stall.

You may have seen radio controlled airplanes with zigzag tape on the upper surface of the wing to combat these low Reynolds Number problems. Those pilots are taking matters into their own hands and forcing that sensitive laminar flow to trip itself into a turbulent boundary layer before separating. After all, a draggy turbulent layer is better than separation and stall. Some folks have used this trick to get their radio-controlled airplanes to carry more weight than normal during cargo-carrying contests.

Luckily, this tendency to go from laminar directly to separated occurs less often as the Reynolds number is increased.

Key points to remember about boundary layer development:

1. Laminar boundary layers love air that is accelerating (lowering pressure), but will convert to turbulent the instant the air begins to slow down. Laminar means LOWER DRAG.
2. Turbulent boundary layers will form from a laminar boundary layer once the air begins slowing down. Turbulent means HIGHER DRAG, but not terrible drag. In the case of a golf ball, the turbulent boundary layer actually reduces drag!
3. At very low Reynolds Numbers, you may experience the draggy effect of laminar bubbles.

---

## Problemi di Bolle

Fino a questo punto, avete visto che tutti gli strati limite laminari crescono fino a diventare turbolenti. Quando si opera a livelli molto bassi numeri di Reynolds (meno di 300.000 per esempio), questo passaggio da laminare a turbolento a volte non si verifica. Lo strato limite ogni tanto esplode e si allontana dalla superficie e non se ne sa più nulla. A volte si riconnette immediatamente formando uno strato limite turbolento molto più spesso del normale. La regione tra il punto di separazione dello strato limite laminare ed il punto di riconnessione turbolento assomiglia ad una bolla ed è spesso chiamato bolla laminare. Se la bolla laminare non riesce a riconnettersi, lo strato limite lascia la superficie alare in quel punto e l'ala vola semi - stallata. Questo è non va bene. C'è stato qualche raro caso in cui profili alari che utilizzavano flussi estremamente laminari erano così sensibili che perfino le gocce di pioggia rendevano instabile lo strato limite e questo si distaccava dalla superficie provocando lo stallo.

Forse avrete visto degli aereomodelli radiocomandati in cui vengono installati dei nastri a zig-zag sulla superficie superiore dell'ala per combattere questi problemi a bassi Numeri di Reynolds. I loro piloti hanno gestito il problema forzando la trasformazione del sensibile flusso laminare in uno strato limite turbolento prima che lo strato laminare si separi. Dopo tutto, uno strato turbolento, anche se produce un po' di resistenza in più, è sempre meglio della separazione dello strato limite e dello stallo. Alcuni hanno usato questo trucco per far sì i loro modelli radiocomandati potessero trasportare più peso rispetto al normale nelle gare di cargo-carrying.

Fortunatamente, questo fenomeno del brusco distacco dello strato laminare è meno probabile al crescere del numero di Reynolds.

I punti chiave da ricordare a proposito dello sviluppo dello strato limite sono :

1) Lo strato limite laminare ama l'aria che accelera (abbassamento della pressione), ma verrà convertito in turbolento nell'istante in cui l'aria inizia a rallentare. Laminare significa MINORE RESISTENZA.

2) Nel momento in cui l'aria inizia a rallentare lo strato limite laminare si trasforma in turbolento. La turbolenza comporta una MAGGIORE RESISTENZA, ma non una terribile resistenza. Nel caso di una pallina da golf, lo strato limite turbolento in effetti riduce la resistenza!

3) A bassissimi numeri di Reynolds, si può verificare l'effetto della resistenza provocata dalle bolle laminari.

---

## The Final Laminar Twist

In yet another plot twist regarding laminar flow airfoils on metal aircraft, they turned out to be excellent performers for high-speed aircraft. High-speed as in jet-aircraft. And it had nothing to do with laminar boundary layers; rather it was a function of moving the minimum pressure location significantly behind the leading edge. This resulted in an increased critical Mach number, which allowed jet-fighters to go a little bit faster by minimizing supersonic drag over the wings (even a subsonic airplane can experience pockets of supersonic airflow on top of the wing due to local accelerations).

You probably don't have a jet engine though. So how can you make good use of laminar flow airfoils? First of all, if you're building a sheet metal wing and won't be flying past Mach 0.6 (about 450 mph), then don't bother with extreme laminar flow airfoils. Conventional NACA airfoils will work just fine for your purposes. Van's Aircraft has used the NACA 5-digit series very effectively on their RV models.

However, if you are building a stiff composite wing, you may want to use a NACA 6-series or one of the more modern NASA natural laminar flow airfoils. Just be sure to keep those leading edges clean.

The next time you visit Oshkosh, Sun-N-Fun, or the Reno National Championship Air Races, look at the wings edge-on and try to guess if they are using a laminar flow airfoil. Ask the pilot about it; they will appreciate that you noticed.

---

That's the end of the Dreese Airfoil Primer. Let me know if it has helped you. Or if you have questions, feel free to contact me .

---

Note: All aerodynamic data and profiles were produced by DesignFOIL

### Recommended References For Airfoil Enthusiasts:

- 1) Theory Of Wing Sections: Including a summary of airfoil data, Abbott and von Doenhoff, Dover Publications, ISBN 0-486-60586-8.
- 2) The Illustrated Guide To Aerodynamics, Hubert "Skip" Smith, 1985, Tab Books, ISBN 0-8306-2390-6
- 3) Airfoil Selection, Barnaby Wainfan, self-published and available from EAA.
- 4) Basic Wing & Airfoil Theory, Alan Pope, 1951, McGraw-Hill Book Company (does not have ISBN number).
- 5) History of Aerodynamics, John D. Anderson Jr., 1998, Cambridge University Press, ISBN 0-521-66955-3
- 6) What Engineers Know and How They Know It, Walter Vincenti, 1990, Johns Hopkins University Press, ISBN 0-8018-4588-2

### About John Dreese:

John Dreese is a graduate of the Ohio State University, having earned both a Bachelors and Masters Degree in Aeronautical Engineering there during the 1990's. An aerodynamicist by training, John has spent over a decade working with all aspects of wind tunnel testing. Since 1996, he has been developing airfoil geometry generation & analysis software. After completing his Masters Degree, he worked in the exciting world of experimental aviation. Since then, he's worked on many interesting projects. John is a licensed pilot, a member of the EAA, and flies in brutal RC combat competition.

## L' ultimo colpo di scena del profilo laminare

Un altro colpo di scena per ciò che riguarda i profili a flusso laminare in aerei di metallo è stato quando è emerso che i profili laminari si comportano in maniera eccellente negli aerei che vanno a velocità elevate come gli aerei a reazione . E ciò non aveva nulla a che fare con lo strato limite laminare ; piuttosto era la conseguenza dello spostamento del punto di minima pressione significativamente più indietro rispetto al bordo d'attacco. Ciò ha comportato un aumento del numero di Mach critico, che ha permesso ai caccia a reazione di andare un po' più veloci, riducendo al minimo la resistenza del flusso di aria supersonico al di sopra delle ali (anche un aereo subsonico può sperimentare zone di flussi di aria supersonici sopra l'ala a causa di accelerazioni locali).

Probabilmente non possedete un aereo a reazione . Allora come potete può fare buon uso dei profili aerodinamici a flusso laminare? Prima di tutto, se state costruendo un ala in lamiera e non volerà oltre a Mach 0,6 (circa 450 mph), allora non preoccupatevi di realizzare un profilo alare estremamente laminare . I profili NACA convenzionali funzionano bene per i vostri scopi. La Van's Aircraft ha usato la serie NACA a 5 cifre molto efficacemente per i suoi modelli RV.

Tuttavia, se state costruendo un ala rigida in composito, vi consigliamo di utilizzare un profilo della serie NACA 6 o di uno dei più moderni profili a flusso laminare naturale della NASA. Basta essere sicuri di tenere pulito il bordo d'attacco.

La prossima volta che visitate Oshkosh, Sun-N-Fun, o al Reno National Championship Air Races, guardate le estremità delle ali e cercate di indovinare se si sta utilizzando un profilo alare a flusso laminare. Chiedete informazioni al pilota ; sarà felice che lo abbiate notato .

---

Questa è la fine del Manuale Airfoil Dreese. Fatemi sapere se vi ha aiutato. O se avete domande, non esitate a contattarmi.

---

Nota: tutti i dati dei profili aerodinamici sono stati prodotti da DesignFOIL

### Riferimenti consigliata agli amanti delo studio dei profili alari :

- 1) Theory Of Wing Sections: Including a summary of airfoil data, Abbott and von Doenhoff, Dover Publications, ISBN 0-486-60586-8.
- 2) The Illustrated Guide To Aerodynamics, Hubert "Skip" Smith, 1985, Tab Books, ISBN 0-8306-2390-6
- 3) Airfoil Selection, Barnaby Wainfan, self-published and available from EAA.
- 4) Basic Wing & Airfoil Theory, Alan Pope, 1951, McGraw-Hill Book Company (does not have ISBN number).
- 5) History of Aerodynamics, John D. Anderson Jr., 1998, Cambridge University Press, ISBN 0-521-66955-3
- 6) What Engineers Know and How They Know It, Walter Vincenti, 1990, Johns Hopkins University Press, ISBN 0-8018-4588-2

### John Dreese:

John Dreese si è laureato presso l'Ohio State University, ottenendo la laurea ed il Master in Ingegneria Aeronautica negli anni '90. Con una formazione di esperto di aereodinamica, John ha trascorso più di un decennio lavorando su tutti gli aspetti dei test in galleria del vento. Dal 1996, ha sviluppato la generazione di geometrie alari e di software di analisi. Dopo aver completato il Master, ha lavorato nell' eccitante mondo dell' aviazione sperimentale. Da allora, ha lavorato a molti interessanti progetti. John ha una licenza di pilota , è un membro della EAA, e vola con Aereomodelli radiocomandati , partecipando a gare di combattimento fra aereomodelli .