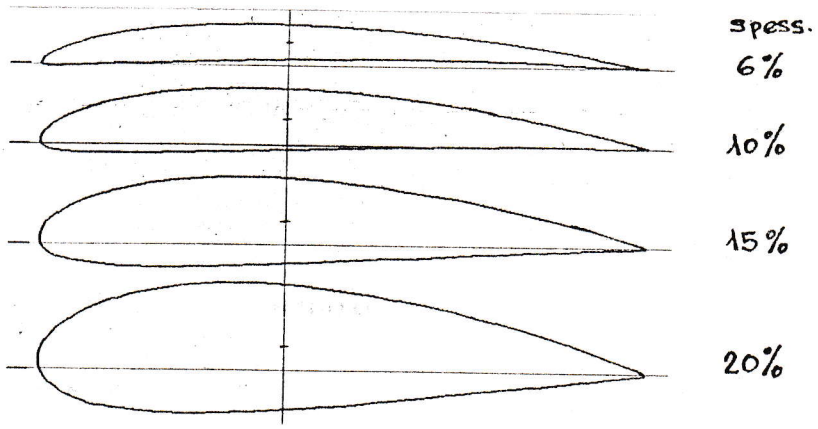
INFLUENZA DEI PARAMETRI GEOMETRICI SUI PROFILI ALARI

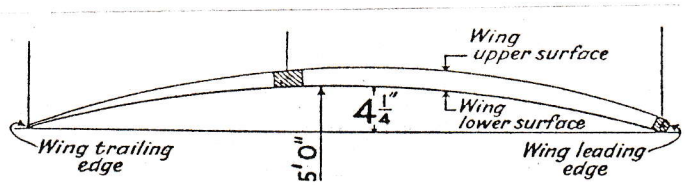
(Di Franco Orlando)

LO SPESSORE ED IL CAMBER O FRECCIA

La maggior parte di chi parla di profili alari, compresi gli autori di illustri testi, classifica gli stessi in funzione del loro aspetto esteriore restringendoli in tre categorie principali: biconvessi, piano convessi e concavo convessi.
Che differenza passa tra questi profili?
E' quella del solo loro aspetto esterno, mentre non vengono prese in considerazione le loro caratteristiche aerodinamiche. Un esempio semplice ci può essere di molto aiuto nel chiarire il problema. Prendiamo tre profili: uno "biconvesso asimmetrico", un secondo "piano convesso" ed un terzo "concavo convesso". Ebbene, nei tre, la variazione può essere soltanto di spessore massimo relativo, mentre la massima parte delle loro caratteristiche di portanza ed il centraggio rimangono quasi inalterate.



I fratelli Wright, nel 1903, impiegarono una sottile ala curva con freccia della curvatura di circa il 6.6 % della corda; lo spessore massimo era di solo il 2.3 %, sempre rispetto alla corda.

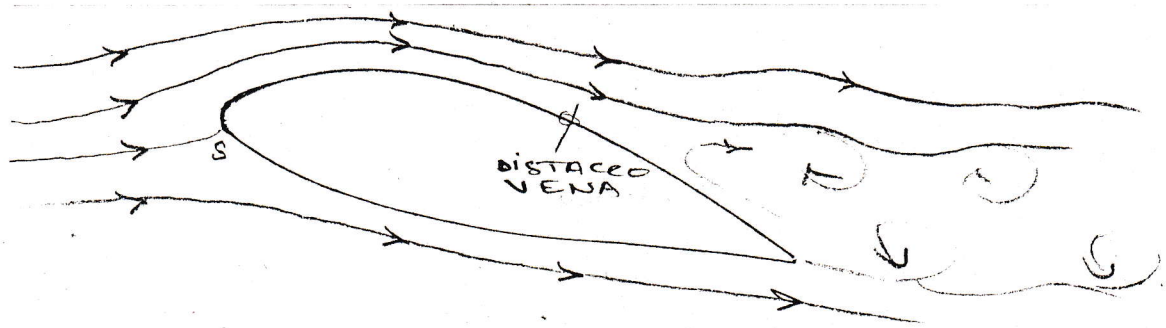


Ora, questa "lastra curva" sottile è sufficente a generare portanza; sul suo dorso l'aria accelererà, sul suo ventre invece l'aria rallenterà ed il tutto funzionerà come un profilo, con il suo bravo centro di pressione situato più avanti o più indietro a seconda del valore del coefficente di portanza di lavoro (o, se volete, dell'incidenza assoluta); mai comunque più avanti del 25% della corda.

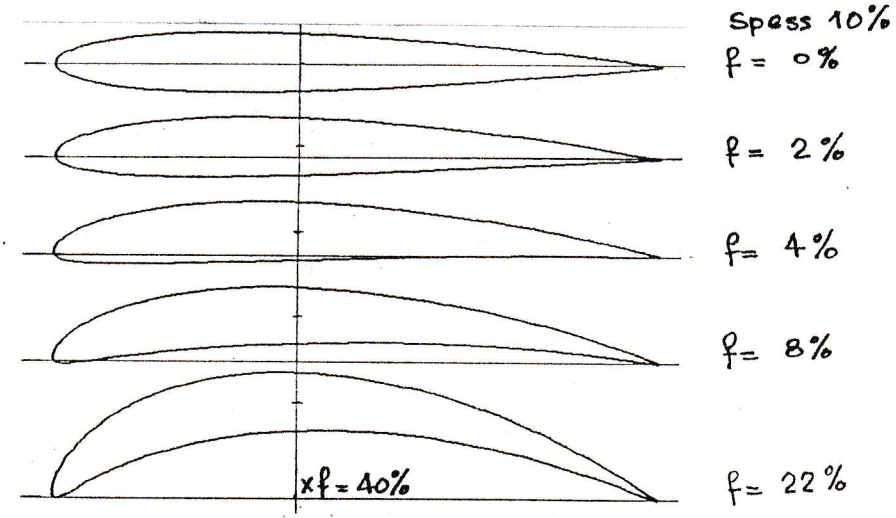
Quest'ala curva e sottile quasi come quella di un modello "INDOOR" andrà bene soltanto in un campo ristretto di incidenze. In condizioni di volo veloce, ad incidenza zero o negativa, è facile prevedere distacchi di vena sul ventre del profilo (o sul dorso dello stesso, ad incidenze elevate).
Per evitare questi inconvenienti ed ampliare il campo di utilizzo dell'ala (e per poter costruire un longherone decente), conviene "vestire" la curvatura con un pò di spessore distribuito in modo adeguato. Aumentando lo spessore massimo di questo "vestito" (cioè la carenatura aerodinamica di questa linea curva chiamata "camber") arriviamo prima ai profili concavo-convessi ,poi ad un piano-convesso, ed infine ai biconvessi asimmetrici.
Le capacità portanti non varieranno quasi:
- l'angolo di portanza nulla non cambierà assolutamente;
- le posizioni del centro di pressione saranno sempre uguali;
- varierà invece il coefficente massimo di portanza raggiungibile, crescendo progressivamente fino ad uno spessore del 12-13% della corda e calando poi, più lentamente di quanto era cresciuto, per spessori oltre il 14% della corda.
E' opinione diffusa che profili più spessi "portino" di più. Qualcuno adotta spessori del 20% o maggiori (siamo però fuori del campo aeromodellistico!!!). Questa credenza (falsa) è probabilmente nata osservando che, aumentando lo spessore di profili piano-convessi, ne aumentavano le capacità portanti. Questo, in realtà, è dovuto solamente all'aumentato valore della curvatura della linea media che ne deriva!
La carenatura è di solito una curva che si evolve simmetricamente sopra e sotto la linea media del camber con un massimo dello spessore intorno al 30% della corda. Questo per i profili normali. Per quelli cosidetti laminari, il massimo spessore può spostarsi più indietro, anche di parecchio.



Infatti ,se uno mantiene costante la curvatura e aumenta lo spessore oltre il 18%, si cominciano a notare cali pesanti del Cp massimo.
Spessori oltre il 22% mostrano cali anche di 1/4 del Cp max rispetto a quello raggiunto ccn gli spessori ottimali (che variano tra 11% e 13.5% della corda a seconda della curvatura adottata).



Generalmente, più basso è il camber, maggiore deve essere lo spessore, con un massimo di spessore del 14.5% per i simmetrici. Un camber del 6% va bene (ad alti Cp), associato ad uno spessore max. del 10-11%.
Si può introdurre una regoletta empirica in cui lo spessore consigliato è uguale a 14.5% meno metà del camber adottato.
Un' altra variante interessante per ottenere profili, è mantenere fisso lo spessore ed aumentare il camber, cioè la curvatura.
Esistono diverse forme della linea del camber. La più famosa è quella NACA a 4 indici, in cui la curvatura è formata da due rami di parabola a partire dal punto di massima freccia (camber). Sempre la NACA (ora NASA) adotta altre forme di curvatura della linea del camber, ognuna delle quali per esigenze diverse dei profili.

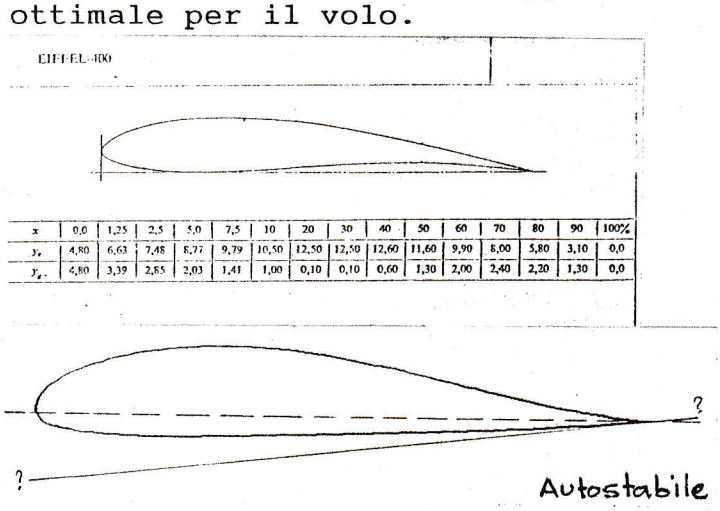


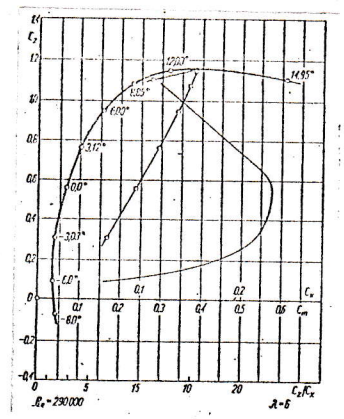
Modelli con doti di volo lento, STOL (per aerei), o modelli molto caricati, possono fare buon uso di profili curvi; l'importante è non esagerare.
In pratica non superare il 6% di camber per modelli lenti e planatori. Doti di volo tuttofare: tenersi sul 4% di camber; e, per roba veloce, il 2% è un valore accettabile, aumentando magari l'angolo d'ingresso del camber al naso (tipo il NACA 23012 e simili).

Più curva è la linea media , più aumenta il valore in gradi (negativi) dell' angolo di portanza nulla. Cioè, basta meno incidenza per generare la stessa quantità di portanza che con un profilo meno curvo.

L'INCIDENZA

Si sono visti sui piani di costruzione tutti i metodi possibili, ed impossibili per indicare le incidenze di calettamento di ali e piani di coda, tanto da ingenerare confusione ai costruttori. Chi indica un puro numero a caso, chi si prende la briga di scrivere o disegnare correttamente l'angolo, chi addirittura le omette decisamente come se fossero cosa superflua o non esistessero affatto e chi le mette lì tanto per metterle, magari sbagliate. Dello stesso modello OLD TIMER (tanto per citarne uno), due piani, tracciati da due diversi disegnatori, portavano calettamenti diversi. In molti casi ci si riferisce al ventre del profilo, cosa quanto mai errata.
Questo nasce dall'abitudine di alcuni vecchi aeromodellisti e delle antiche polari sperimentali (prima del 1925!), ricavate in galleria del vento, di riferirsi ad una linea tangente il ventre del profilo e passante per il bordo d'uscita. Oppure addirittura il riferimento riguarda una linea arbitraria tracciata sotto al profilo.
E' bene dire che queste linee NON hanno alcun significato.
Conviene riferirsi sempre alla congiungente il naso del bordo d'entrata con il bordo d'uscita. E' in base a questa che si può misurare la curvatura del profilo e quindi le caratteristiche di centraggio del modello e l'incidenza ottimale per il volo.





Autostabile

D'altra parte, provate un po' a tracciare con il vecchio metodo la linea di riferimento dell' incidenza di un profilo "autostabile"?

L'ANGOLO DI PORTANZA NULLA, GRADIENTE DI PORTANZA, ECC.

L'angolo di portanza nulla è l'angolo (alfa-0), negativo rispetto all'aria in movimento, al quale dobbiamo inclinare il profilo perchè la portanza sia zero.
Un profilo simmetrico avrà un alfa-0 di zero gradi (ovvio, no?). Un profilo curvo dovrà essere calettato negativo, cioè con il naso all'ingiù, per avere portanza zero.
L'angolo di portanza nulla (alfa-0) vale all'incirca -0.93° per ogni punto percentuale del camber, se la max. curvatura di esso è al 50% corda; se essa è al 40% della corda, cala a -0.83° per punto % del camber; se è al 30% della corda, a -0.75° per punto % del camber. Può crescere a -1.25° per punto % del camber se la max. curvatura è molto arretrata (es. al 65 %) e con angolo di "scarico" del camber molto "flappato".
Gli stessi effetti di aumento del Cp max. si possono ottenere:
- aumentando il camber o freccia del profilo;
- arretrando la posizione del massimo camber;
- flappando il profilo.

In pratica: aumentare il camber, arretrarlo o flapparlo aumenta il Cp, ma come sottoprodotto sgradito aumenta il coefficente di momento Cm, cioè i momenti picchianti, specie ad alta velocità. I problemi di centraggio allora diventano "problematici".
Nonostante un camber arretrato aumenti l'efficenza, una parte di questo vantaggio può andare perduta in "trim drag" (aumento di resistenza dello stabilizzatore, o per maggior area necessaria, o per maggior incidenza correttiva).
Nel caso lo stabilizzatore sia insufficiente, la conseguenza di una richiamata da una profonda picchiata può essere il proseguimento della stessa e relativo "patatrak", oppure se si riesce a cabrare, si rischia di piegare lo stabilizzatore a mo' di orecchie di cocker e relativo "patatrak", pure.
La nostra ala (o stabilizzatore, se portante) non ha allungamento INFINITO, quindi, il Cp di "lavoro", a parità di incidenza, sarà quanto più basso, quanto minore sarà l'allungamento dell'ala.
Due metodi per calcolare l'allungamento:
1) apertura diviso corda media
2) apertura x apertura diviso superficie (in proiezione).

Se si vuole calcolare il coefficente di portanza di lavoro del profilo bisogna procedere come segue.
Prima si sommano i valori assoluti di angolo di portanza nulla (senza riguardo al segno) e l'angolo d'incidenza; risultato sarà l'incidenza assoluta (alfa ass.).Quindi moltiplicare alfa ass. per il gradiente di portanza Cp/alfa, il quale dipende molto dall'allungamento e molto poco dalla forma della sezione. Infatti, per allungamento infinito è intorno a 0.104 per ogni grado di variazione d'incidenza, con punte massime di 0.12 per profili con camber molto arretrato (60-65%) e "flappato" e punte minime di 0.1 per camber avanzati, al 30-35% corda e non

"flappati". Anche gli spessori grossi dal 16% in sù penalizzano lievemente Cp/alfa.

GRADIENTE DI PORTANZA (Cp/alfa)

Allung.	5	6	10	15	20	25	inf.
Xf	Cp/alfa	Cp/alfa	Cp/alfa	Cp/alfa	Cp/alfa	Cp/alfa	Cp/alfa
0.65	0.0835	0.0880	0.0980	0.1050	0.1080	0.1100	0.1200
0.50	0.0820	0.0860	0.0960	0.1020	0.1060	0.1080	0.1170
0.45	0.0770	0.0800	0.0890	0.0950	0.0975	0.0990	0.1070
0.40	0.0750	0.0790	0.0870	0.0920	0.0950	0.0964	0.1037
0.35	0.0727	0.0760	0.0840	0.0880	0.0910	0.0920	0.1000

Calcolato il Cp di lavoro con Cp = alfa ass. x Cp/alfa, bisogna diminuirlo un pochino tenendo conto dell' incidenza indotta che abbassa l'incidenza "geometrica" del seguente valore:

alfa ind. = 57.3 x Cp / (3.14....x allungamento)

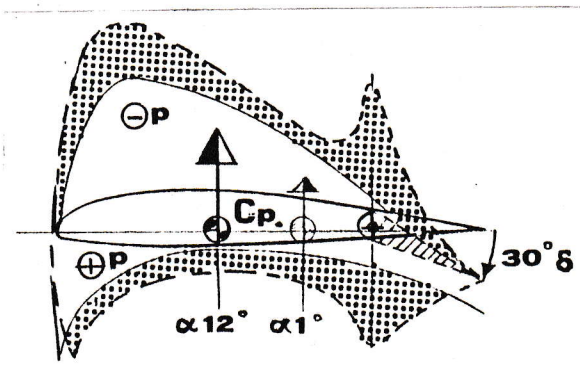
decremento Cp = alfa ind. x Cp/alfa

Per precisione è meglio chiarire da dove salta fuori il valore 57.3. Esso deriva dalla necessità di convertire i radianti in gradi sessagesimali, quindi si avrà:

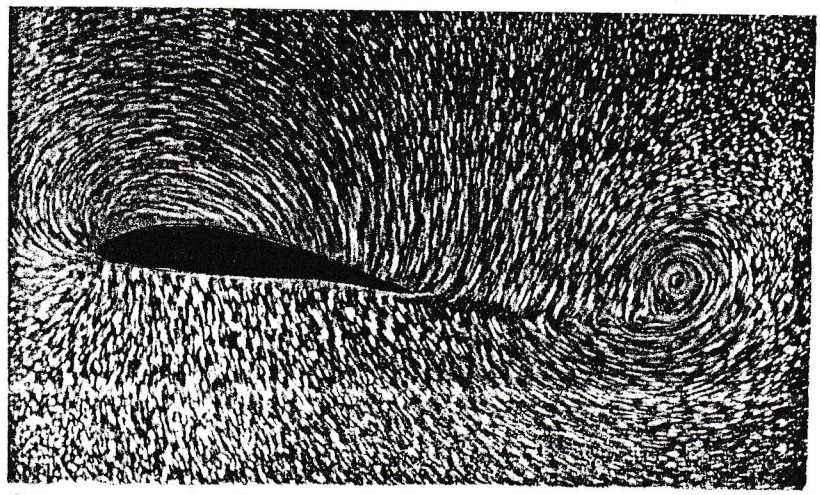
180 / 3.14... = 57.3

"STRANEZZE" AERODINAMICHE

- Flappamenti del bordo d'uscita fanno sentire la loro influenza anche nella zona dietro il naso del profilo.
- modifiche al contorno inferiore del profilo, specialmente nella zona del bordo d' uscita modificano tutta la distribuzione delle velocità e pressioni sul dorso fino SOPRA il naso!

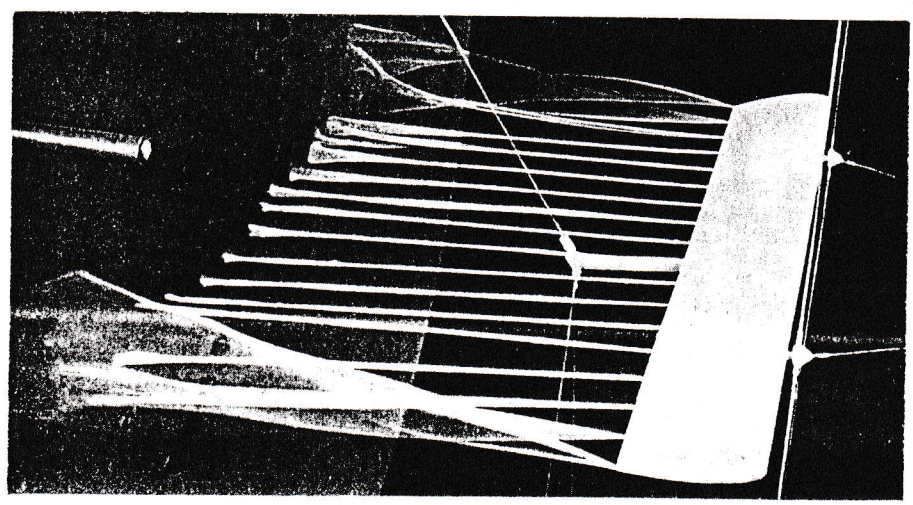


E questo magari senza toccare minimamente il contorno del dorso..(!) (vedi "Split Flaps").
La ragione è che queste variazioni modificano il camber e quindi anche la forza del VORTICE PORTANTE che può essere evidenziato iniettando fumi o polveri leggerissime nel flusso a monte e facendo viaggiare la macchina fotografica con la stessa velocità della corrente indisturbata; la foto seguente mostrerà chiaramente un vortice centrato all'incirca al 25% della corda, cioè proprio in corrispondenza del "Centro Aerodinamico" del profilo o "Fuoco".

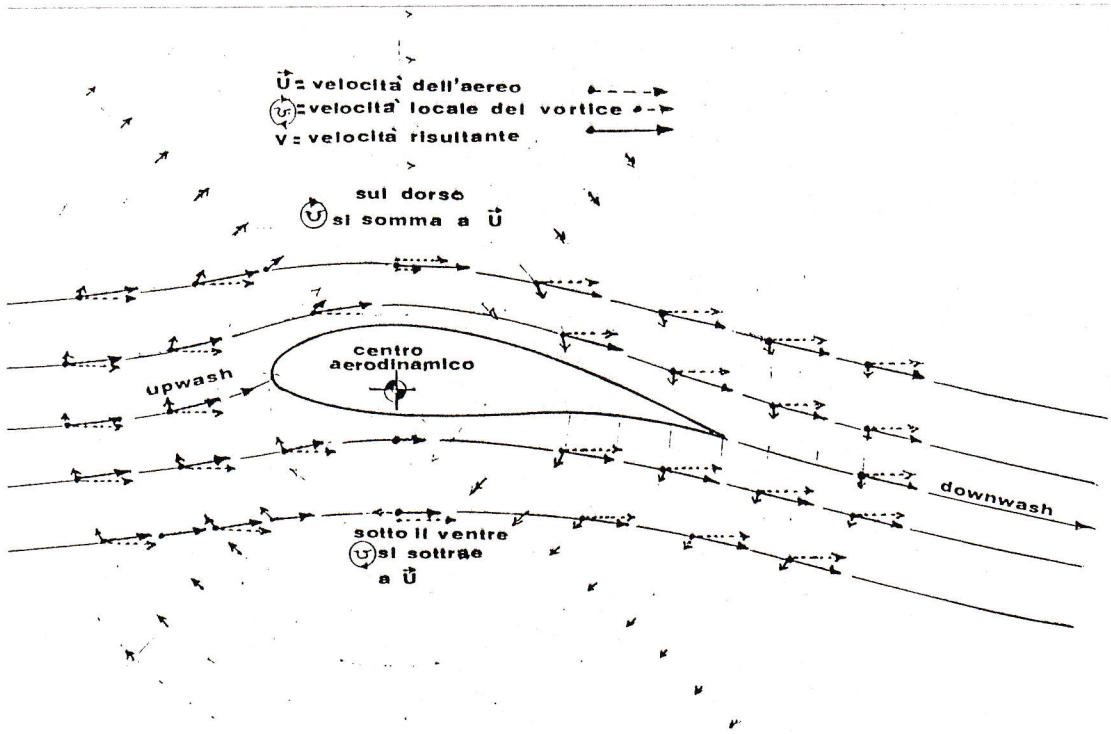


Corrente non stazionaria attorno ad un'ala, con vortice d'avviamento. La macchina fotografica trasla con velocità uguale alla velocità asintotica della corrente.

Le velocità di rotazione di questo Vortice, decrescenti mano a mano che ci si allontana dal Fuoco, se sommate alla velocità della corrente non disturbata danno, per l'appunto, le velocità risultanti e la direzione delle linee di flusso del profilo esattamente come le mostrano i disegnini (quelli "corretti") e le foto eseguite a macchina fissa rispetto all'ala in prova.



Visualizzazione con fili di lana della scia di Prandtl (nella galleria dell'Istituto di Aeronautica del Politecnico di Milano).



Questo Vortice si piega all'indietro all'estremità delle ali a mo' di ferro di cavallo e lì diventa il notissimo Vortice d'estremità. Più alto è il Cp, più veloce è la rotazione del Vortice Portante e di quelli d'estremità.
Provare per credere, così vi convincerete dell'esistenza di questo fantomatico Vortice la cui esistenza era stata già predetta da uno dei padri dell'aerodinamica teorica, il russo Joukowski nel 1902, vale a dire un anno prima che i fratelli Wright volassero, e 15 anni prima che i fabbricanti di aerei della Prima Guerra mondiale smettessero di fare i profili alari empirici e incominciassero ad usare il metodo analitico. Esempi illustri di ali "progettate" sono quelle del Fokker D VII, il miglior caccia della Grande Guerra.
L'esistenza del vortice portante e del controvortice di avvio, il quale rimane sul campo è dimostrata da una semplice prova.

Prendiamo l'ala di un modello, facciamola avanzare (ruotando tipo trottola su noi stessi) ad una certa velocità; per il primo tratto, anche se la velocità e insufficiente, non si percepirà alcuna portanza. Dopo il distacco del vortice (negativo) di avvio e percorsa una distanza di 6 - 7 corde alari, l'ala scatterà all'insu sotto la spinta della portanza.

