

Traduzione dell'articolo "WHY THAT AIRFOIL?" DI Neal Willford, tratto dalla rivista Sport Aviation di luglio 2008.

Perché questo profilo alare? Considerazioni sul progetto di sezioni alari.

PERCHÈ QUEL PROFILO?

SOMMARIO

L'autore traccia una sintesi tecnico-storica dei profili alari, partendo dalle leggi della fisica, alle prime ricerche in galleria, alle prime applicazioni, stimolato dai velivoli in linea a Oshkosh.

Riesce a sintetizzare le caratteristiche di portanza, resistenza e momento e offre spunti di riflessione per i costruttori di velivoli leggeri, evidenziando l'esistenza di almeno due programmi di calcolo per disegnare e analizzare i propri profili alari. Mette in evidenza le caratteristiche dei profili con il numero di Reynolds (Re), spiegando lo strato limite e lo stallo. Descrive gli impatti della tecnica costruttiva sulle caratteristiche del profilo, per indirizzare sui criteri di scelta.

Usa un linguaggio semplice ma preciso che rende facile la comprensione dell'argomento.

Curiosando tra i velivoli presenti allo EAA AirVenture di Oshkosh, si vedono velivoli monoplani, biplani, convenzionali, canard. Si osservano forme alari a corda costante, rastremata, combinazioni delle due, anche ellittiche, se c'è uno Spitfire in linea. Osservando più da vicino, si vedono profili alari diversi. Il progettista del velivolo ne ha scelto uno per dei motivi specifici. Diamo uno sguardo più da vicino ai fattori che un progettista di un aeroplano dovrebbe considerare nella scelta o definizione della sezione alare di un nuovo velivolo.

Nel 1687, Isacco Newton spiegò al mondo checi sono tre leggi che guidano il movimento di un corpo.

La seconda legge stabilisce che la forza agente su un oggetto è uguale alla sua massa per l'accelerazione (variazione della velocità) impressa al corpo. La terza stabilisce che a ogni azione corrisponde una reazione uguale e contraria. Come si applicano al velivolo? Alla grande. Entrambe ci permettono di volare.

La seconda legge interessa l'aria, "oggetto" di cui sopra, che investe l'ala. Essa, in ogni istante è uguale a quella che fluisce lungo un tubo immaginario che circonda tutto il velivolo e che ha un diametro uguale all'apertura alare. Se il flusso è diretto verso il basso, l'ala subisce una variazione della velocità (i.e. accelerazione) in senso verticale. Questa accelerazione, moltiplicata per la massa dell'aria, uguaglia la forza. Per la terza legge di Newton, questa forza verso il basso determina una reazione verso l'alto sull'ala, in altri termini, l'ala diventa portante.

Ci sono vari modi per deflettere il flusso dell'aria verso il basso. Si può usare una lastra piana con angolo d'incidenza positivo, una forma affusolata o anche un cilindro rotante, che genera una velocità più elevata sulla parte superiore rispetto a quella sulla parte inferiore (effetto Magnus, ndt). La scoperta dei pionieri dell'aviazione, e valida ancora oggi, è che il modo più efficiente di ottenerla è di usare una forma curva affusolata: il profilo alare.

Ai primi del '800, Sir George Cayley scoprì che la forma affusolata e curva determina più portanza di una lastra piana inclinata.

Studi in galleria del vento, portarono Horatio Phillips a brevettare nel 1884 una forma alare curva per macchina volante.

Otto Lilienthal pubblicò, nel 1889, i risultati di sue prove in galleria del vento per profili a diversa curvatura, che furono usati ai fratelli Wright per il loro primo aliante. Successivamente, essi

costruirono una piccola galleria, dove provarono numerose ali con diverse curvature. I risultati delle loro prove indicarono che quelli di Lilienthal erano poco corretti, e, forti dei dati più affidabili delle loro ricerche, dimensionarono le ali del loro Flyer motorizzato. Nei tempi successivi, galleria del vento, matematica complessa e computer hanno avuto un ruolo importante nello sviluppo dei profili alari.

A parte i fratelli Wright, molti dei primi progettisti applicarono la “visione ingegneristica” per sviluppare o copiare i profili per il loro aeroplano. Dal 1912, lo sviluppo della ricerca sui profili si basò sulla ricerca in galleria del vento presso l’Università di Gottinga, in Germania, la Royal Aircraft Factory in UK, il National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) negli USA. La fig. 1 mostra alcuni dei più rilevanti profili ottenuti.

Le sezioni RAF 6 e 15 furono usate su molti velivoli della 1° GM. In seguito, il col. Virginus Clark sviluppò una serie di profili, dei quali il più noto è il Clark Y, usato per lo Spirit of St. Louis e per molti altri velivoli, nel periodo che va dal 1920 al 1930.

Mentre l’approccio principale di quel periodo era “fa e prova” in galleria del vento, altri tentarono un approccio teorico. Lo scienziato russo Nikolay Joukowski applicò dei calcoli complessi al flusso attorno a un cilindro e riuscì a simulare analiticamente il flusso attorno a una famiglia di profili. I profili di Joukowski hanno una forma simile a quella di un girino, con bordo d’uscita sottili. Versioni modificate di questi sono i Gottinga (fig. 1).

Nel 1933, la NACA condusse una investigazione estensiva per esplorare sistematicamente l’influenza dell’inarcamento (curvatura della linea media ndt) e dello spessore. Furono cambiate le linee medie (linea congiungente il punto medio dello spessore), la distribuzione degli spessori (profilo simmetrico adagiato sulla linea media) vedi fig.2.

La NACA riscontrò che la distribuzione degli spessori di Clark Y e Gottinga 389 erano molti simili, cosicché proporzionò lo spessore per le proprie ricerche. La linea media è costituita da due archi di parabola: il primo dal b.e. allo spessore massimo, il secondo da questo al b.u.. la NACA provò 78 diverse combinazioni di linea media e di spessori e originò i profili a 4 cifre. La prima indica l’inarcamento della linea media, la seconda è la posizione dello spessore massimo, le ultime due danno lo spessore massimo (percentuale, ndt).

I migliori tra tutti sono le serie 24 e 44 e sono stati usati su molti velivoli per molti anni. Quelli simmetrici a 4 cifre sono ottimi per i piani di coda. Quelli con spessore del 12% danno il massimo coefficiente di portanza e per questo sono stati scelti dai progettisti. Per esempio, il 2412 è stato usato per molti Cessa monorotore, mentre il 4412 è stato usato su Aeronca Champ, Fly baby, Volksplane, etc. questi profili sono tolleranti alle imperfezioni (rivetti sporgenti, ondulazioni) e sono usati per i velivoli sportivi leggeri.

Gli esperimenti NACA mostrarono che il coefficiente di portanza aumenta con l’inarcamento della linea media, quando si avvicina al b.e. o al b.u.. In prossimità del 50% non si ottengono buoni risultati perché si determina un momento di beccheggio molto intenso.

Per incrementare la portanza, ma non il momento, la NACA, provò poi a spingere in avanti il camber massimo, usando una linea media differente da quella delle serie a 4 cifre. Ottenne la famiglia a 5 cifre, ottenendo il meglio con la serie 230. questi profili offrono elevati c_l , bassi c_d e limitati c_m , parametri graditi ai progettisti di aerei, e il carico alare aumentò. Sono stati i profili usati da tutti. Il rovescio della medaglia è lo stallo brusco, che fu mitigato con l’uso di forma della pianta alare, svergolamento, spessori.

Dal 1940, i ricercatori hanno immaginato dei profili con un c_d molto basso. Queste sezioni alari, al c_l di crociera, permettono una velocità costante, o poco accelerata, del flusso aerodinamico dal 40 al 60% della corda. Se la superficie fosse liscia e senza ondulazioni, si otterrebbe un lungo tratto laminare e un c_d molto basso. Le ricerche sistematiche della NACA sui profili laminari hanno originato la serie a 6 cifre. Queste sezioni sono usate su molti velivoli e per molti anni, ma spesso senza la riduzione desiderata. Il rif.2 contiene i dati di alcuni dei migliori profili NACA e coloro che sono interessati al progetto di velivoli vi troveranno utili indicazioni.

La NACA, dopo la 2°GM, ha spostato la ricerca verso lo spazio. I miglioramenti intervenuti sono stati dovuti a Felix Wortmann e Richard Eppler dell'Università di Stoccarda. Scopo di Wortmann era di sviluppare profili a basso c_d per alianti, mentre Eppler si è concentrato per ottenere programmi di calcolo, sia per il progetto che per l'analisi dei profili.

Questo s/w è divenuto "il programma" negli anni '80 per coloro che desiderano fare da sé. Uno dei migliori è XFOIL (disponibile in rete presso <http://Raphael.MIT.edu/xfoil>). Esso compie un buon lavoro, stimando le caratteristiche ed ha la capacità di progettare una sezione alare, rendendo accessibile l'auto-progetto del profilo, come fanno ora le industrie per un velivolo nuovo. Una versione adattata a Windows, si chiama XFLR5, gratuita e disponibile in rete su <http://XLFR5.SourceForge.net/xflr5.htm>.

I progettisti di aeroplani considerano le tre caratteristiche di un profilo sotto la forma di coefficienti C_L , C_D , C_M . Ciascuno è ottenuto dividendo forza o momento per la pressione dinamica di prova e la superficie alare. c_l e c_d variano con l'incidenza (fig. 4); spesso si traccia la curva c_d in funzione di c_l (polare, ndt) (fig 5). I coefficienti dei profili sono indicati con "c" minuscolo per indicare che sono bidimensionali e non hanno perdite d'estremità (come avviene in realtà). Essi possono anche costituire le caratteristiche di una sezione alare lungo l'apertura dell'ala. La curva (polare) è utile per calcolare la resistenza dell'ala: infatti, si calcola il c_l lungo l'apertura e quindi il corrispondente c_d ricavato dalla curva polare, alle varie stazioni. Quindi, si mediano i coefficienti per approssimare quello totale.

Il maggiore impatto nel caso tridimensionale avviene sul massimo c_l ottenibile prima dello stallo. È peggiore per un'ala rettangolare, per la quale il c_l massimo è del 7% inferiore a quello bidimensionale. L'ala rastremata va un po' meglio, perché la portanza è distribuita più dolcemente e, quindi, si riduce di un 4÷5%.

Il coefficiente di momento di beccheggio indica la tendenza di un profilo a ruotare lungo l'ala. In teoria, esso assume un valore costante (per la maggior parte dei casi) quando riferito al 25% della corda. In realtà, dipende dalla forma del profilo; per esempio, si colloca attorno al 24% per i profili a 4 cifre e attorno al 26% per i laminari a 6 cifre. Questo coefficiente è nullo per i profili simmetrici ed è usualmente negativo (indicando la tendenza a picchiare) per quelli non simmetrici. L'entità del c_m dipende dalla curvatura della linea media e dalla posizione dell'inarcamento massimo. È auspicabile avere un basso coefficiente di momento per non richiedere un'elevata forza per equilibrarlo, aumentando la resistenza d'equilibrio. Quelli con camber arretrato presentano una peggiore resistenza all'incastro alla fusoliera e possono richiedere un maggior sforzo sugli alettoni. Le caratteristiche di portanza e resistenza sono influenzate dal numero di Mach (M) e dal numero di Reynolds (Re), a cui l'ala lavora.

M è la misura di quanto veloce è qualcosa rispetto al suono (761 mph a s.l. a 59°F). Perciò, un velivolo a $M=0,2$ a s.l. vola a 152 mph. In generale, aumentando M, aumenta la portanza, ma l'effetto è negativo per la resistenza. Gli effetti di M diventano più critici su velivoli ad alta velocità, perché il flusso attorno al profilo può raggiungere o superare la velocità del suono. La serie 6 della Naca lavora meglio dei precedenti in queste condizioni, anche se la stessa ne ha sviluppati di specifici per le alte velocità. Questi supercritici hanno la parte dorsale piatta per ritardare la formazione dell'onda d'urto e un raggio del b.e. più elevato.

Per molti velivoli leggeri, tuttavia, è il numero di Reynolds ad avere interesse maggiore. Re è il rapporto tra le forze d'inerzia e le forze viscosi, dell'aria, attorno al profilo. Quella d'inerzia dipende dalla densità dell'aria e dalla velocità, mentre quella viscosa è una misura della "appiccicosità" dell'aria. L'aria, infatti, come l'acqua, l'olio, il miele, e altri fluidi, tende a essere "appiccicosa". Re, per i velivoli leggeri, varia da 1 milione per gli UL a 9 milioni per quelli veloci. A s.l., se ne calcola, in questo modo, il valore: $Re \approx 9.360 \text{ (mph)} \times \text{corda (feet)}$. L'idea di Re pare astratta, ma è reale e spiega l'effetto scala in aerodinamica.

I primi sperimentatori, come i Wright, o non avevano compreso l'effetto o non lo apprezzarono in pieno, poiché le loro prove in galleria del vento erano condotte in condizioni di scala ben lontane dalla realtà del loro Flyer. Come risultato, le "curve" dell'ala (i profili alari, ndt)

erano un po' più sottili di quelle odierne, poiché a Re molto bassi, queste si comportavano molto meglio dei profili convenzionali. Più tardi, i ricercatori furono in grado di provare le sezioni a Re più realistici in galleria del vento, poiché potevano aumentare la pressione atmosferica di 20 volte quella normale, e per conseguenza anche Re .

Sebbene la forza d'inerzia sia di molto superiore a quella viscosa, è proprio la viscosità dell'aria a causare i grattacapi agli aerodinamici e ai progettisti di aerei. La viscosità dell'aria causa lo stallo del profilo a circa 16° d'incidenza, invece di essere capace di fornirla fino a 90° . Inoltre, essa spiega la resistenza parassita del velivolo. In aerodinamica, essa è la "radice di tutti i mali".

Fortunatamente, un attento disegno del profilo e una buona realizzazione, possono ridurre gli effetti. Immaginate di riuscire a sbirciare molto da vicino le molecole di aria che fluiscono su una superficie molto liscia e piana. Potreste vedere le molecole adiacenti alla superficie arrivare a fermarsi per la forza viscosa, e, a loro volta, rallentare quelle vicine. Se vi allontanate un po' (una frazione di pollice), l'aria si sta muovendo alla velocità che avrebbe se non ci fosse la viscosità. Lo spessore d'aria che è stato fermato è chiamato strato limite (S.L.). se i vostri occhi non sono così acuti, potete vedere un simile effetto prendendo un mazzo di carte e facendolo scivolare lungo il tavolo. La carta più in basso si arresta subito per l'attrito sul tavolo. Essa rallenta la carta superiore, ma non abbastanza, che prosegue, e così via, fino a che la parte superiore del mazzo scivola sul tavolo. Se le molecole d'aria si muovono come un mazzo di carte, laddove esse si muovono in modo ordinato, anche se rallentate, si dice flusso laminare. Il rallentamento provoca la resistenza, ma è molto inferiore rispetto a quella di un flusso turbolento. In questo caso, non abbiamo solo un rallentamento dovuto alla viscosità, ma le molecole d'aria non si muovono lungo percorsi ordinati, ma intrecciati e in modo caotico. Il risultato è che un maggior numero di molecole è rallentato, lo S.L. è più spesso e il risultato finale è una resistenza più elevata.

Le ricerche hanno evidenziato che, anche se il flusso avviene su una superficie molto liscia, la transizione da laminare a turbolento si realizza lo stesso. L'estensione del flusso laminare, prima della transizione, dipende da Re e M . Variazioni brusche del contorno, come rivetti, sovrapposizione di lamiere, ondulazioni, possono anticiparla. Come detto sopra, il progetto di profili che ritardino la transizione, sul dorso e sul ventre, dal 40 al 60%, permettono di ottenere un lungo tratto laminare. Questo fatto avviene, normalmente, ai coefficienti di portanza di crociera, proprio dove vogliamo una bassa resistenza.

Altri fattori aerodinamici si possono considerare nella scelta di un profilo. Per esempio, un'ala controventata usa un profilo del 12% senza penalizzazione in peso esagerata. Un'ala a sbalzo richiede un longherone più robusto e, di solito, ha un profilo all'incastro più spesso per ridurre il peso del longherone. Spessori del 15÷18% sono usati all'incastro che evolve verso il 12÷15% all'estremità, per ali rastremate. Profili più spessi hanno un c_d superiore, ma spesso la differenza delle resistenze è minima, in rapporto alla riduzione di peso dell'ala, con il loro uso.

Profili più sottili del 12% hanno caratteristiche brusche di stallo e un C_{lmax} inferiore, per cui dovrebbero essere evitati, specialmente all'estremità alare. Fanno eccezione i profili utilizzati per la superficie portante di alcuni UL, che sono progettati per un elevato C_{lmax} (con elevato C_d). Il rif. 3 fornisce dati interessanti di prove in galleria su alcune differenti ali di UL.

I metodi di costruzione e i materiali usati possono influenzare la scelta di un profilo. L'uso estensivo di profili laminari offre un basso c_d , a condizione che la superficie sia molto liscia e ben curata. Il flusso laminare esteso è difficile da ottenere con lamiere di spessore inferiore a 0,032" (0,8 mm, ndt). L'aliante di Schreder ottiene uno strato limite laminare con lamiere più sottili, spaziandole con sottili centine di schiuma incollate, per mantenere la forma. In ogni modo, l'incollaggio su velivoli home-built può essere molto complicato da ottenere e approssiato con estrema cautela.

Ali in composito o in compensato offrono un maggiore potenziale per ottenere un flusso laminare. La tab. 1 fornisce, in modo approssimato, l'aumento del coefficiente di resistenza in funzione del tipo di tecnica costruttiva.

Il rif. 4 rappresenta un'eccellente raccolta di dati della NASA sulla estensione del flusso laminare ottenuto in volo, con differenti tipi di costruzione.

Il metodo costruttivo può anche influenzare il coefficiente di portanza massimo. Il rif. 5 fornisce risultati di prova in galleria del Gottinga 387 di un'ala intelata, paragonato con i risultati di un profilo liscio. I risultati, per il profilo in esame, indicano una differenza molto contenuta nel C_{lmax} .

Infine, l'ala a bassa resistenza conta molto, quando la prestazione è il più importante dei requisiti, e da ciò consegue che il metodo costruttivo, con la levigatezza ottenibile, deve essere considerato all'inizio, dimensionando l'ala e scegliendo il profilo. Per esempio, la fig. 3 mostra due profili differenti che ho disegnato con XFOIL alcuni anni fa. Quello superiore fu disegnato per avere un elevato C_{lmax} , usando un generoso raggio di curvatura al b.e. e ben curato sul dorso. Conseguenza è l'ottenimento di un flusso laminare per il 20÷30%. Il secondo è stato disegnato per un flusso laminare dal 40÷50% e con un moderato C_{lmax} . La fig. 4 mostra le stime comparate del C_l in configurazione pulita e con transizione al 5% sul dorso e sul ventre. Il C_{lmax} del profilo laminare è influenzato solamente dalla transizione anticipata, paragonato al 10% di C_{lmax} perduto dall'altro.

Ipotizzando di dimensionare l'ala per uno dei requisiti di cui sopra, l'ala con elevato C_{lmax} potrebbe essere del 10% più piccola (anche considerando la perdita per la transizione anticipata).

La fig. 5 confronta i c_d dei due profili, e quello laminare è certamente superiore in crociera. Comunque, se la tecnica costruttiva permette un massimo del 25% di flusso laminare, allora, il vantaggio in resistenza si annulla. La resistenza dell'ala a maggiore portanza potrebbe essere più bassa con un'ala più piccola (e forse più leggera). Durante lo sviluppo del Bonanza, la Beechcraft eseguì prove in galleria del vento e in volo con due ali differenti -una con profilo laminare, una con profilo serie 230. Esse mostrarono che l'ala con il laminare era globalmente inferiore per la "loro" tecnica costruttiva e le loro necessità, perciò entrò in produzione usando il 230.

Scegliere un profilo di un nuovo progetto rappresenta una decisione importante. In ogni caso, è solo una delle decisioni molto importanti che un progettista deve assumere. Un ottimo profilo non salva un progetto intrinsecamente sbagliato, né una scelta semplicistica condanna necessariamente un buon progetto.

Il progetto di un velivolo è una miscela di arte, di scienza e di esercizio del buon senso, e la scelta di un profilo richiede al progettista tutti e tre.