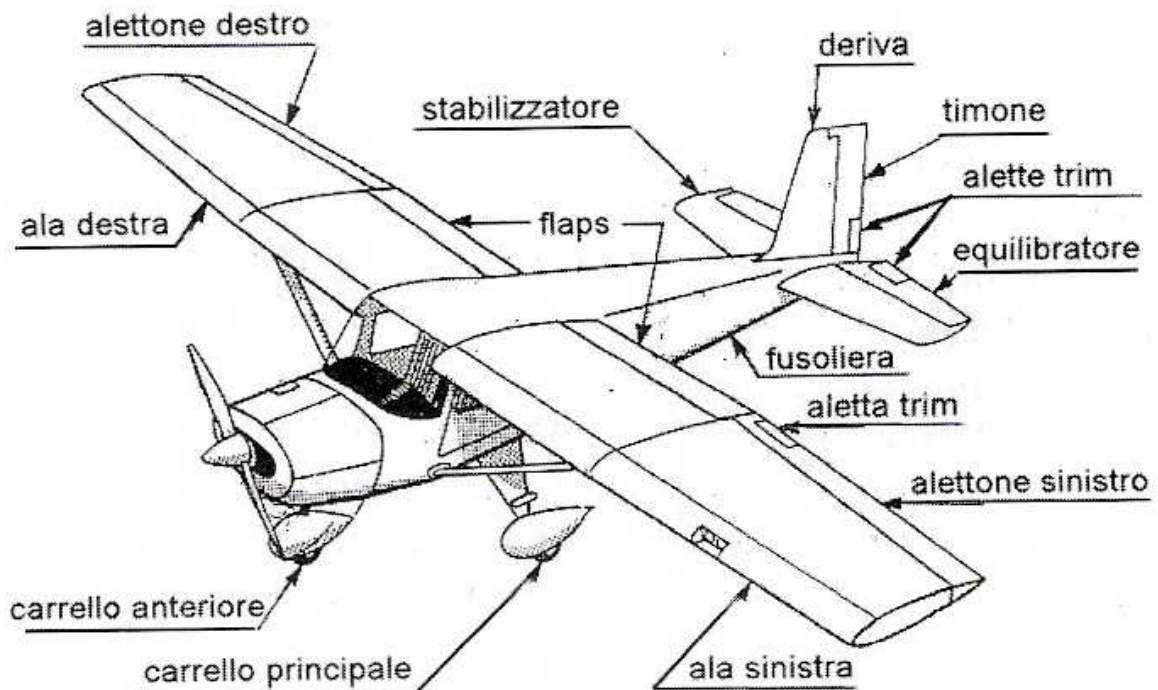


Unità 2 L'Aeroplano e le sue parti

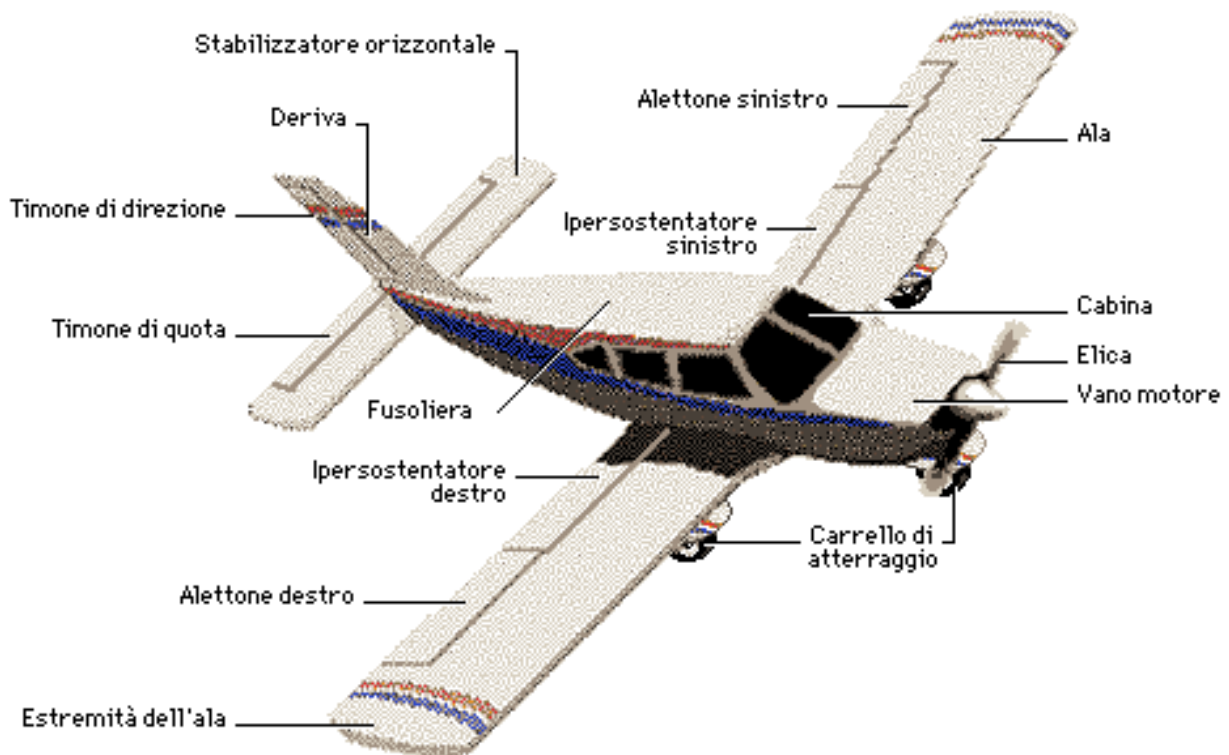
Obiettivi	Conoscere la nomenclatura dei componenti costituenti l'architettura di un velivolo, la disposizione degli elementi e le differenti configurazioni architettoniche. Conoscere i parametri geometrici dell'ala e le caratteristiche aerodinamiche, saper definire gli elementi che costituiscono la struttura della fusoliera e degli impennaggi. Conoscere i movimenti che un velivolo può compiere nello spazio ed associare ad essi gli organi che ne garantiscono la manovrabilità e la stabilità.
Prerequisiti	Elementi di geometria piana, saper ricavare relazioni inverse e risolvere equazioni e sistemi lineari di 1° grado.
Contenuti	Parametri geometrici e costruttivi dell'ala e della fusoliera. Organi di stabilizzazione e controllo (impennaggi), organi per l'involo e l'atterraggio, propulsori di impiego aeronautico.
Metodologia	Lezione frontale, dialogata e con supporto multimediale, esercizi guidati.
Mezzi e Risorse	Libro di testo, lavagna, PC con proiettore.
Verifica e Valutazione	Verifica scritta mediante prova strutturata/semistrutturata.



2.1 Architettura dei velivoli e nomenclatura delle superfici di governo.

I velivoli, nella varietà di tipi e categorie costruite, presentano comunque un'architettura standard, resa obbligatoria da ragioni di stabilità e manovrabilità e caratterizzata dai seguenti elementi fondamentali: ala, fusoliera, organi di stabilizzazione e controllo (impennaggi orizzontali e verticali, alettoni, flaps, trim) ed organi per l'involo e l'atterraggio. Ad essi occorre poi aggiungere gli impianti di bordo e il sistema di propulsione.

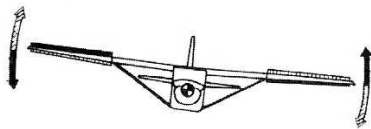
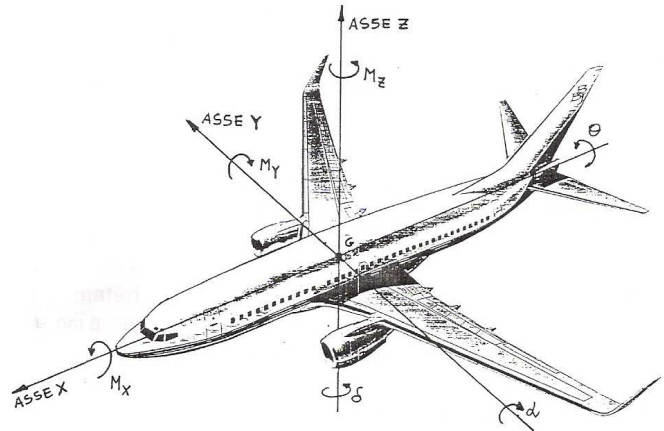
Ciascuna di queste parti è progettata per assolvere un determinato compito ed è pertanto sottoposta a determinate sollecitazioni. In questa Unità ci limiteremo a descrivere sinteticamente ciascuna di esse con il relativo compito ed a tale scopo, nella figura seguente, tutte le parti che costituiscono l'architettura classica di un velivolo, sono indicate con la relativa nomenclatura.



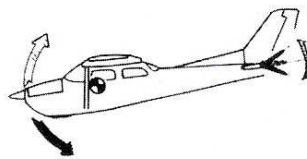
Prima di iniziare la descrizione dei componenti fondamentali, occorre definire gli assi di riferimento e i movimenti che può compiere un aeroplano attorno a tali assi durante il volo. Gli assi che vengono utilizzati nelle costruzioni aeronautiche sono detti **assi corpo** o **assi velivolo**.

Si tratta di una terna fissa levogira, avente l'origine nel baricentro del velivolo (punto di applicazione della risultante delle forze peso delle varie parti che lo compongono) e così costituita:

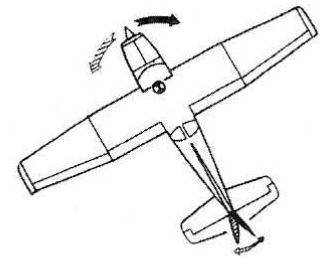
- l'asse x è l'asse longitudinale coincidente con l'asse della fusoliera. Intorno ad esso avviene il moto di rollio (ROLL) con il quale l'aereo vira inclinando le semiali;
- L'asse y è l'asse trasversale coincidente con l'asse dell'ala. Intorno ad esso avviene il moto di beccheggio (PITCH) con il quale l'aereo cabra o picchia, alzando o abbassando, rispettivamente, il muso;
- L'asse z, è l'asse verticale diretto verso l'alto perpendicolare agli assi x e y. Intorno ad esso avviene il moto di imbardata (YAW) con il quale l'aereo sposta il muso in un piano orizzontale a destra o a sinistra.



ROLL (Rollio)



PITCH (Beccheggio)



YAW (Imbardata)

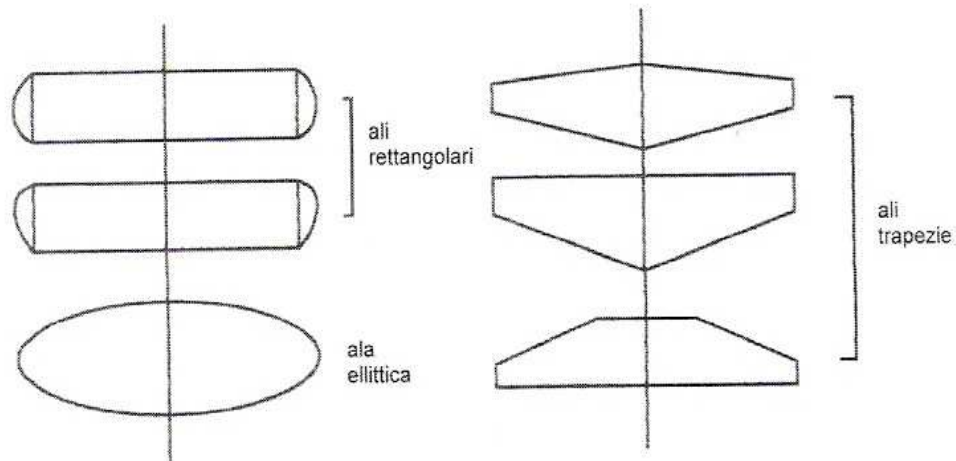
Qualsiasi manovra eseguita dall'aereo durante il volo può essere ricondotta ad un combinazione di questi tre movimenti attorno ai suoi tre assi fondamentali.

Esistono altri due sistemi di riferimento che comunemente si adoperano in campo aeronautico:

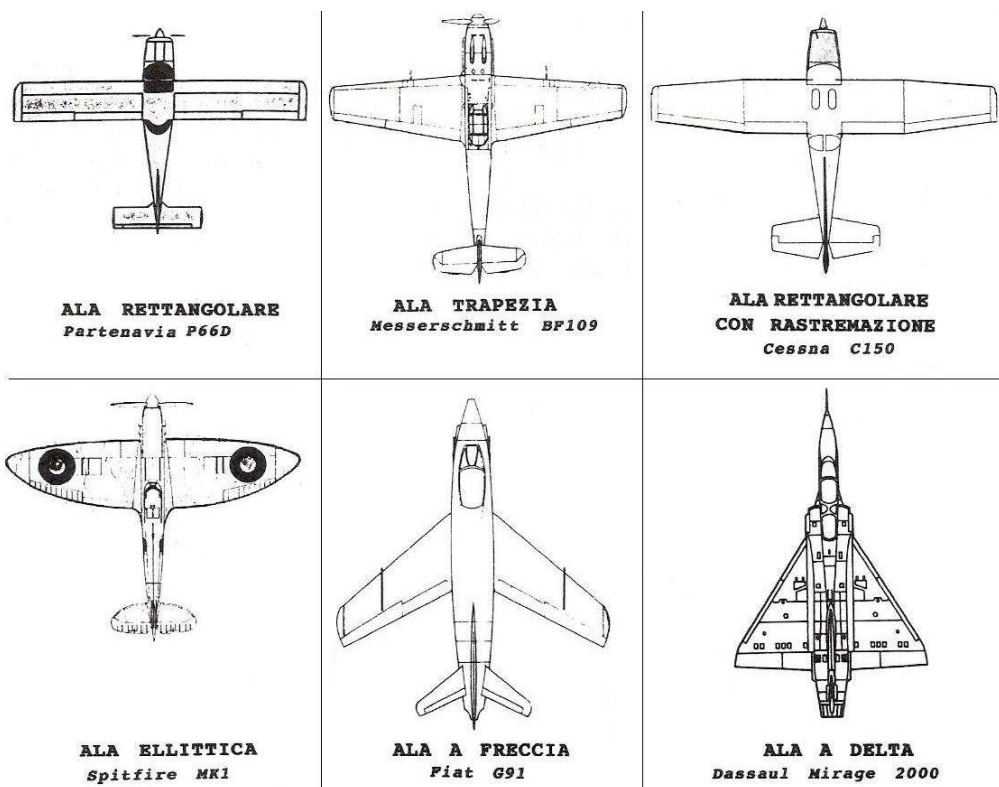
- ◆ il sistema degli **assi vento**, utilizzato in aerotecnica per lo studio aerodinamico, è composto da una terna avente l'origine nel baricentro del velivolo, con l'asse x diretto come la corrente e quindi il moto, ma con verso opposto al vento, l'asse y normale all'asse x e diretto verso la destra del pilota, e conseguentemente l'asse z, perpendicolare al piano xy, diretto verso l'alto secondo una terna euleriana destrorsa.
- ◆ il sistema degli **assi di terra o di suolo**, è una terna di assi solidale con il terreno utilizzata nell'ambito della meccanica del volo. Si tratta di una terna avente l'origine nel baricentro del velivolo, l'asse y parallelo all'orizzonte e positivo verso destra, l'asse x perpendicolare a y e diretto in avanti, e conseguentemente l'asse z, perpendicolare al piano xy, diretto verso l'alto.

2.2 Ala: parametri geometrici e costruttivi fondamentali.

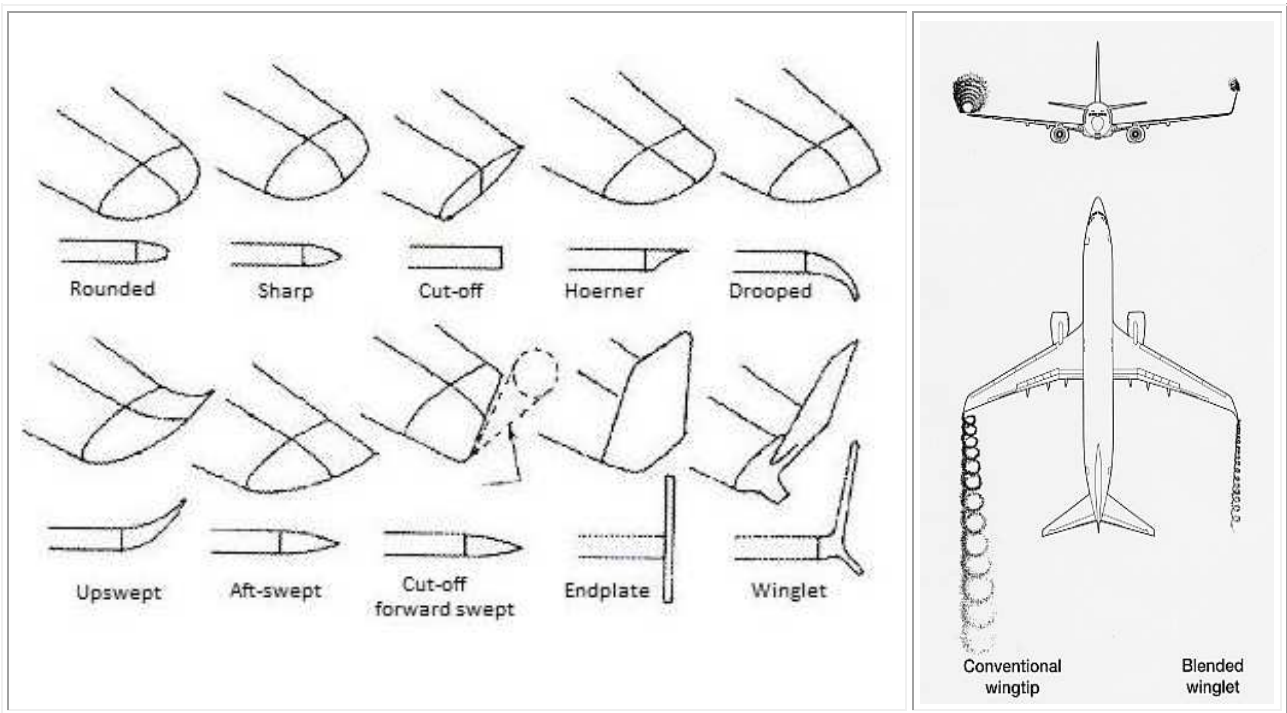
L'ala é l'elemento essenziale del velivolo cui è affidato il compito di generare, interagendo con il flusso relativo dell'aria, la portanza necessaria a sostenerlo. Inoltre essa deve sostenere gli organi di decollo e atterraggio, spesso deve sostenere gli apparati propulsivi e contenere buona parte del carburante imbarcato. Come si può osserva dalle figure sottostanti, l'ala può presentare diverse conformazioni in pianta: rettangolare, ellittica, trapezoidale, a delta, a freccia,.....



L'ala di forma ellittica è quella che presenta, secondo la teoria di Prandtl, la minima resistenza indotta, ma è anche quella di più difficile realizzazione, per cui le forme più impiegate per motivi costruttivi sono le ali trapezie e rettangolari con le forme arrotondate in estremità.



Le estremità alari possono presentare diverse forme dalle quali dipende il valore della resistenza indotta¹.



Ad esempio per migliorare l'efficienza di un'ala diminuendo la resistenza indotta causata dai vortici d'estremità, si utilizza l'aletta d'estremità, anche detta *winglet*. Si tratta di un'estensione verticale od angolata dell'estremità alare che sfrutta il flusso longitudinale del fluido all'estremità per generare della portanza e diminuire la resistenza totale dell'ala. Le winglets producono lo stesso effetto benefico sulla resistenza indotta di un aumento dell'allungamento alare senza però accrescere l'apertura alare e quindi senza provocare un aumento della resistenza di forma ed un aumento del peso della struttura.



Alette d'estremità su un Airbus A319

Aletta d'estremità su un Boeing 747

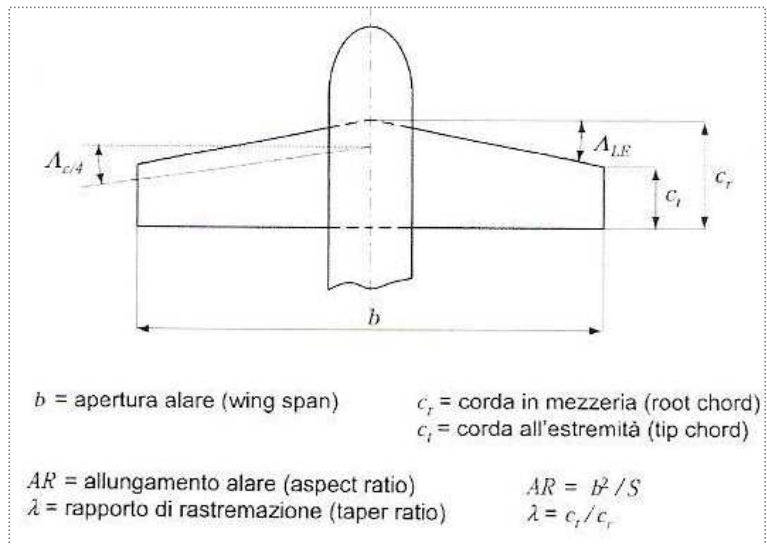
Aletta d'estremità su un B737-800

¹ Dovendo le ali generare portanza, devono fare in modo che il fluido sul loro ventre sia a pressione maggiore del fluido sul dorso. Poiché però ogni fluido si muove per natura da zone a pressione più alta verso zone a pressione più bassa, anche all'estremità dell'ala si genera un flusso d'aria nel senso longitudinale rispetto all'asse dell'ala stessa che causa la cosiddetta resistenza indotta, poiché genera dei vortici d'estremità. Questo effetto è tanto minore quanto più l'ala è allungata, perché l'intensità dei vortici generati è pari alla variazione di portanza calcolata lungo l'asse dell'ala. Se dunque abbiamo un'ala particolarmente allungata (lunga e stretta) essa avrà una distribuzione di portanza che varia gradatamente dall'estremità alla radice, e genererà dei vortici di piccola intensità.

Per un'ala si individuano i seguenti parametri geometrici fondamentali:

➔ **Apertura alare (b):** è la distanza tra le due estremità alari;

➔ **Superficie alare (S):** è l'area in pianta dell'ala, ivi compresa la parte racchiusa in fusoliera. Talvolta si fa riferimento alla superficie bagnata, (*wetted area*) ovvero alla sola superficie esposta al flusso, escludendo la parte racchiusa in fusoliera, ma in tal caso occorre indicarlo espressamente;

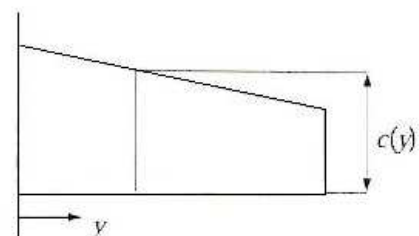


➔ **Rapporto di rastremazione (λ):** è il rapporto tra la lunghezza della corda all'estremità c_t e quella alla radice. Il rapporto $\lambda = c_t / c_r$ è un numero adimensionale che assume sempre un valore compreso tra 0 ed 1. Un valore basso del rapporto di rastremazione permette di ottenere vantaggi in termini di peso poiché, a differenza di un'ala rettangolare, non si "sprecherebbe" la superficie alare in corrispondenza delle estremità alari laddove la distribuzione di portanza tende a zero. Viceversa un'ala rettangolare, senza rastremazione e a spessore costante, consente di utilizzare centine con lo stesso profilo esterno con notevoli vantaggi nella costruzione e nel montaggio dell'ala che si traducono in un costo di fabbricazione notevolmente più basso. Per tale motivo numerosi aerei da turismo adottano questa tipologia di ala.

➔ **Corda media geometrica e Corda media aerodinamica:**

In un velivolo, la corda alare è la distanza tra il bordo d'attacco e il bordo d'uscita del profilo alare e pertanto essa sarà costante solo nel caso di ala rettangolare. Nelle altre tipologie occorre definire la corda media geometrica e la corda media aerodinamica dell'ala:

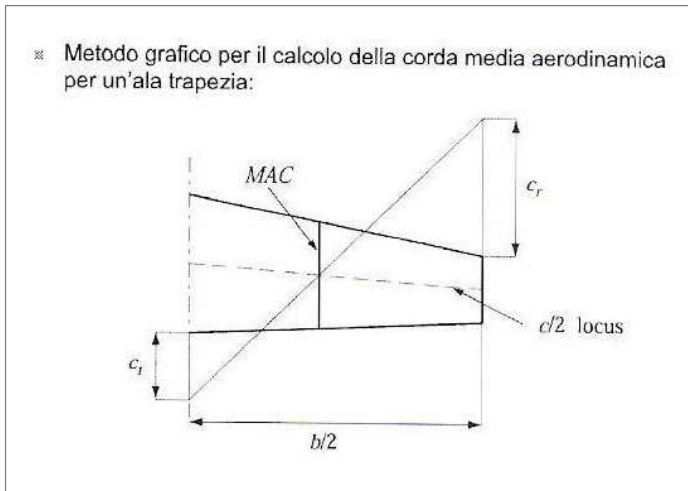
⇒ la corda media geometrica è la corda di un'ala rettangolare avente la stessa superficie e la stessa apertura dell'ala considerata per cui sarà: $\bar{c} = \frac{S}{b}$



⇒ la corda media aerodinamica (CMA): è la corda che si ottiene dividendo la superficie alare in strisce di apertura infinitesima aventi una corda definita. Risulta quindi

$$MAC = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{b/2} c^2(y) \cdot dy \quad \text{che nel particolare caso di ala trapezia diventa:} \quad MAC = \frac{2}{3} \cdot \frac{c_r^2 + c_r c_t + c_t^2}{c_r + c_t}$$

Per determinare la CMA esiste anche un metodo grafico. Dopo aver disegnato in scala la pianta dell'ala, si



traccia una linea che unisce i punti medi delle corde estreme c_r e c_t (in figura è indicata come $c/2$ locus). Prolunghiamo, di una distanza pari a c_r , la linea di c_t e ripetiamo la stessa operazione su c_r che sarà prolungata di una quantità pari a c_t . Uniamo, quindi, i due estremi ottenuti con una linea che va ad intersecare quella del centro geometrico "c/2 locus". Nell'intersezione delle due linee passerà la CMA parallela all'asse longitudinale del velivolo.

➔ **Allungamento alare (A_R):**

È il rapporto tra il quadrato dell'apertura (b^2) e la superficie alare S del velivolo. Nel caso di una ala rettangolare l'allungamento alare si riduce ad essere il rapporto tra l'apertura alare e la corda. Le caratteristiche del velivolo influenzate dall'allungamento alare sono la resistenza indotta, il peso dell'ala, il $C_{L\alpha}$ (*pitch attitude*), la qualità di volo in condizioni di turbolenza e la visibilità del cockpit in fase di avvicinamento (cfr tabella a lato).

	A_R ALTO	A_R BASSO
Resistenza indotta	bassa	elevata
$C_{L\alpha}$	elevato	basso
Peso dell'ala	elevato	basso
Visibilità del cockpit in avvicinamento	scarsa	buona
Qualità di volo in condizioni di turbolenza	scarsa	buona

Tipo di velivolo	A_R
Alianti	20-30
Bimotori ad elica (breve tratta)	12
Bi- Quadri motori a elica	9 - 9,5
Bimotori a getto e turbofan	8 - 9
Quadrimotori	6,7 - 7,3
Caccia subsonici	4 - 5,3
Caccia supersonici	1,9 - 2,5

I valori di A_R dipendono dalla categoria di appartenenza del velivolo. In particolare, si può affermare che, elevati allungamenti alari, se da un lato riducono la resistenza indotta, dall'altro introducono problemi di peso e stabilità legati alle elevate flessioni e torsioni dell'ala. Pertanto elevati valori di A_R (20÷30) si realizzano solo nel caso degli alianti dove, per avere un'elevata efficienza aerodinamica (L/D), è fondamentale avere una forma aerodinamica molto ben curata riducendo al minimo le varie forme di resistenza.

➔ **Carico alare (W/S):**

È uno dei principali fattori nel progetto di un velivolo ed è definito come il rapporto tra il peso massimo al decollo e la superficie alare (W_{tot}/S). Le caratteristiche del velivolo influenzate dal carico alare sono la

	carico alare ALTO	carico alare BASSO
Velocità di stallo	Alta	bassa
Lunghezza della corsa di decollo e di atterraggio	elevata	corta
(L/D)max	alto	basso
Qualità di volo in condizioni di turbolenza	buone	non buone

velocità di stallo, la lunghezza della corsa di decollo e atterraggio, le performance in crociera e la qualità di volo in condizioni di turbolenza (cfr tabella a lato). In generale si può affermare che i velivoli leggeri hanno i valori più bassi del carico alare, quelli militari i più elevati, mentre gli aerei da trasporto commerciale presentano valori intermedi.

Ala – Carico alare

	$(W / S)_{TO}$ [psf]	$(W / S)_{TO}$ [N/m ²]
Homebuilts	5 ÷ 15	239 ÷ 716
Monomotori ad elica	10 ÷ 25	478 ÷ 1196
Bimotori a elica	20 ÷ 45	957 ÷ 2153
Agriculturals	15 ÷ 30	718 ÷ 1435

Ala – Carico alare

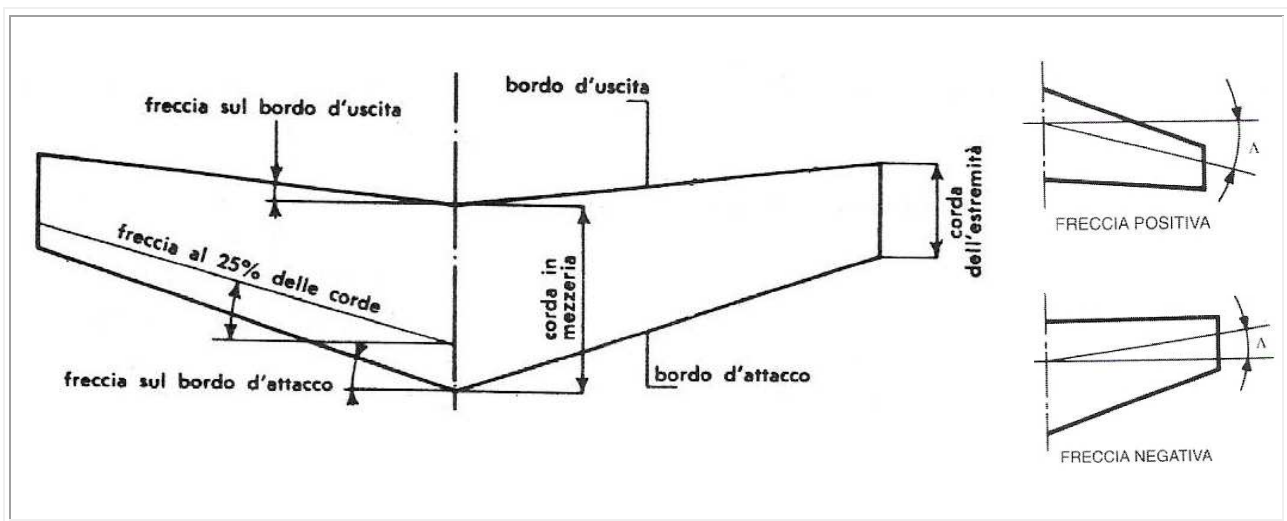
	$(W / S)_{TO}$ [psf]	$(W / S)_{TO}$ [N/m ²]
Business jets	40 ÷ 80	1913 ÷ 3827
Regional turboprops	30 ÷ 55	1435 ÷ 2361
Transport jets	80 ÷ 120	3827 ÷ 5740
Military trainers Jets	40 ÷ 80	1913 ÷ 3827
Military trainers Props	20 ÷ 40	957 ÷ 1913

Ala – Carico alare

	$(W / S)_{TO}$ [psf]	$(W / S)_{TO}$ [N/m ²]
Fighters Jets	70 ÷ 140	3348 ÷ 6697
Fighters Props	40 ÷ 70	1913 ÷ 3348
Military patrols, bomb and transport airplanes	70 ÷ 120	3348 ÷ 5740
Supersonic cruise aircraft	80 ÷ 120	3827 ÷ 5740

2.2.1 Angolo di freccia, angolo diedro e svergolamento alare.

L'angolo di freccia Λ è l'angolo che il bordo d'attacco (o meglio la linea che congiunge i punti ad $\frac{1}{4}$ della corda alare) forma con l'asse di beccheggio. In genere l'angolo di freccia misurato al bordo d'attacco Λ_{LE} è un parametro caratteristico o del volo supersonico, mentre quello misurato ad $\frac{1}{4}$ delle corde alari $\Lambda_{C/4}$ è un parametro caratteristico del volo subsonico. L'angolo di freccia viene considerato positivo se l'ala è inclinata verso la coda (come in figura), negativo nel caso opposto. Ovviamente potremo avere una freccia sul bordo d'attacco differente da quella sul bordo di uscita.



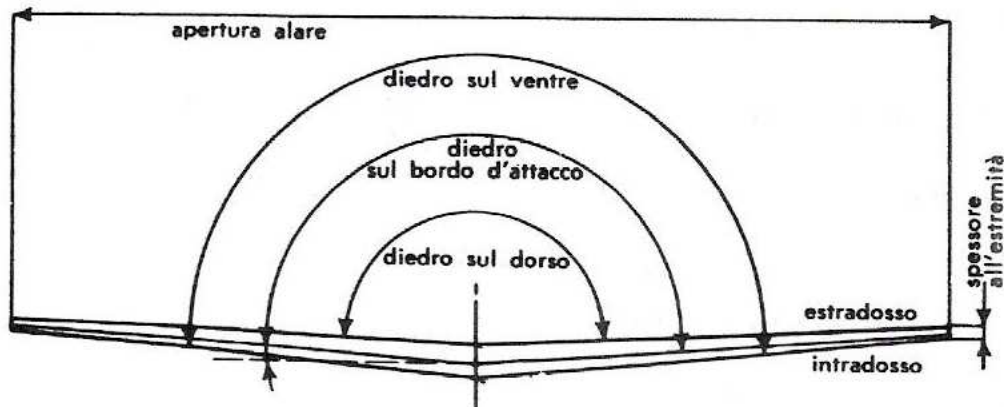
L'angolo di freccia influenza diversi fattori tra i quali la resistenza dovuta agli effetti della comprimibilità dell'aria, il comportamento allo stallo, il peso, la *pitch attitude*. In particolare la presenza dell'angolo di freccia consente di ridurre il contributo di resistenza aerodinamica dovuta agli effetti di comprimibilità ed è pertanto legato alla velocità di volo. Infatti nei voli a velocità maggiore l'ala può accelerare piccole zone di flusso, sul dorso, a velocità supersonica e generare onde d'urto che aumentano la resistenza. All'aumentare della velocità di volo, la zona interessata dalle onde d'urto crescerà fino a contenere tutto il profilo alare.

Gli svantaggi della freccia, invece, si possono riassumere in una diminuzione del massimo coefficiente di portanza al variare dell'angolo d'attacco, nell'ispessimento dello strato limite alle estremità alari a causa di una componente della velocità parallela al bordo d'attacco. In particolare nelle ali a freccia positiva stallano prima le estremità alari e bisogna opportunamente svergolare le estremità alari per evitare di perdere il controllo a rollio; nelle ali a freccia negativa, invece, stallano prima le zone vicino alla radice e gli alettoni tendono a mantenere la loro efficacia. Vi sono poi considerazioni di carattere strutturale e aeroelastico che sono legate all'accoppiamento tra la flessione dell'ala e la variazione di incidenza aerodinamica dei profili che può provocare l'insorgere del fenomeno aeroelastico della divergenza torsionale (cfr. Modulo E – §. 1.7).

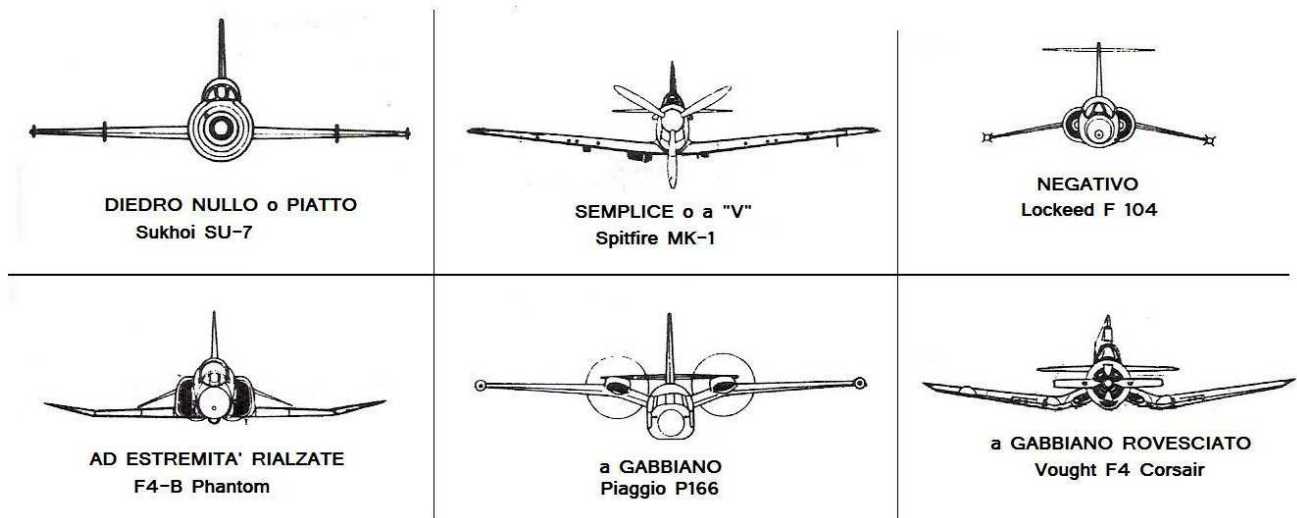
Per ridurre gli effetti della divergenza, la struttura dell'ala deve essere sufficientemente rinforzata con inevitabile incremento di peso. L'aumento di peso, rispetto ad un'ala dritta, sia registra sia nel caso di ala a freccia positiva che in misura ancora maggiore nel caso di ali a freccia negativa.

Per tali motivi nei velivoli relativamente lenti, cioè ad una velocità minore di $M \approx 0,6$ risulta conveniente l'utilizzo di un'ala trapezoidale senza freccia o con una freccia molto piccola. Ricapitolando mentre gli aerei militari e civili che operano nel basso subsonico hanno piccoli angoli di freccia (compresi nell'intervallo $0^\circ-20^\circ$), l'angolo di freccia può arrivare a 30° nel caso di velivoli che operano in alto subsonico fino a raggiungere valori compresi nell'intervallo $40^\circ-80^\circ$ nel caso dei velivoli supersonici con ali a delta.

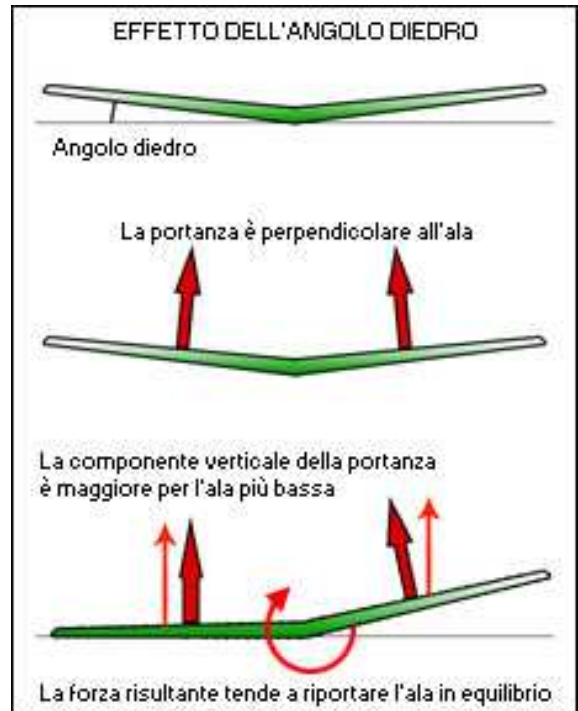
L'Angolo diedro Γ è l'angolo che nella vista frontale l'ala forma con l'orizzontale. E' positivo se l'ala è inclinata verso l'alto, negativo nel caso opposto. Nel velivoli con elevato A_R l'angolo di diedro effettivo è dato dalla somma di quello geometrico e di quello generato in volo dalla deformazione elastica dell'ala.



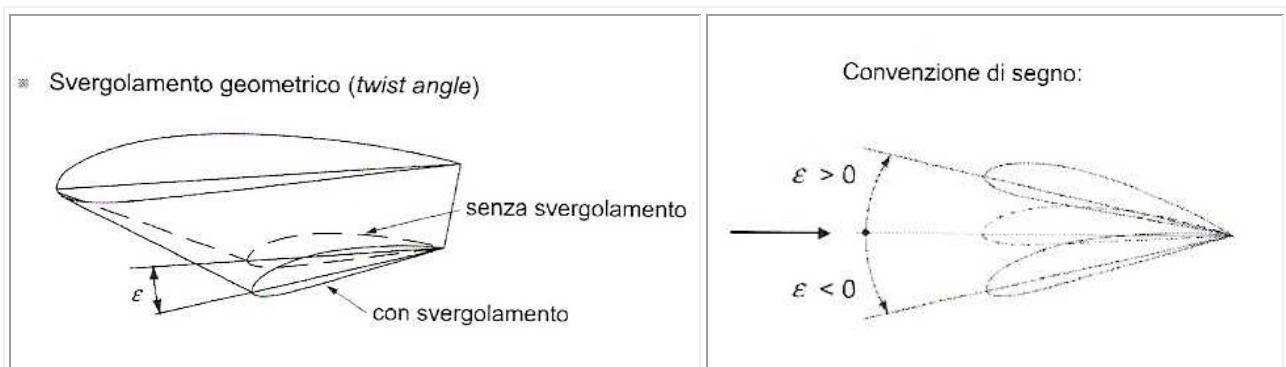
Nella figura seguente sono riportati le differenti tipologie di diedro alare che si possono incontrare nel mondo delle costruzioni aeronautiche:



L'angolo diedro é fundamentalmente legato a problemi di stabilit  laterale. In particolare se le ali hanno diedro positivo quando l'aereo tende ad inclinarsi da una parte ad esempio per una folata di vento, l'ala da quella parte si trover  pi  in piano rispetto all'altra. Ora poich  la portanza generata da un'ala   sempre perpendicolare all'ala stessa   intuitivo che l'ala pi  bassa generer  una forza verticale maggiore dell'ala pi  alta. Questa differenza genera una forza che tende a far ruotare l'aereo in modo da riportarlo automaticamente in posizione di equilibrio, raddrizzandolo. Analogamente se le ali avessero un diedro negativo l'aereo risponderebbe ad una instabilit  divenendo ancora pi  instabile. Questa condizione di instabilit  rende l'aereo pi  difficilmente pilotabile, ma contemporaneamente lo rende anche pi  maneggevole, per cui ali a diedro negativo si possono trovare ad esempio su aerei militari quali il MiG-29 o il MiG-15 o anche l'F 104.



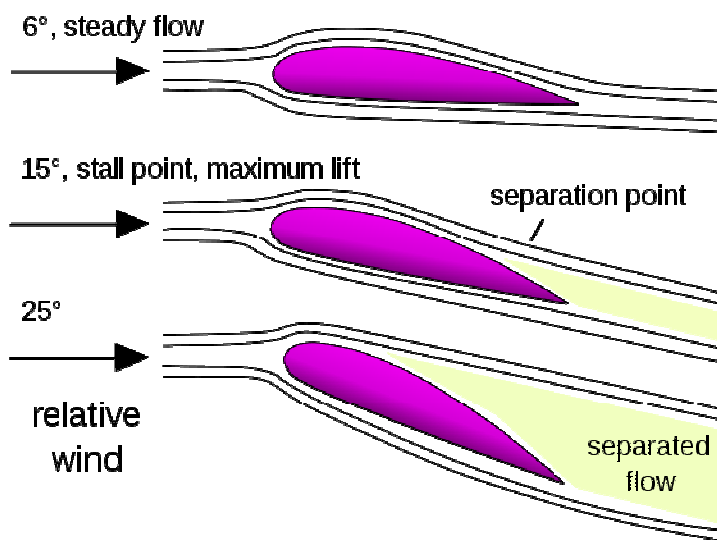
Lo **svergolamento alare** ϵ   l'angolo di calettamento delle differenti sezioni dell'ala rispetto a quella di incastro con la fusoliera. Lo svergolamento   considerato positivo se la sezione di estremit  ruota a cabrare rispetto a quella di incastro, negativo nel caso opposto che   anche quello pi  diffuso.



Le caratteristiche influenzate dallo svergolamento sono lo stallo alle estremit  alari, la resistenza indotta e il peso dell'ala. In particolare lo svergolamento alare (negativo) si utilizza tipicamente per ritardare lo stallo alle estremit  alari caratteristico delle ali a freccia positiva e inoltre influenza anche il peso dell'ala poich , con $\epsilon < 0$, diminuisce il carico alare all'estremit  alari, ne consegue che il centro di pressione si sposta verso la radice, diminuisce il momento flettente all'incastro e la struttura pu  essere pi  leggera.

..... che cosa è lo stallo ?

Lo stallo è il fenomeno aerodinamico che consiste in una brusca diminuzione della portanza tale da rendere incontrollabile il velivolo. Poiché la portanza dell'ala dipende dall'angolo tra il bordo di attacco e la corrente d'aria, quando si supera l'angolo di attacco critico (ad es. durante una cabrata eccessiva) i due strati d'aria sul dorso e sul ventre dell'ala non si riescono più a chiudere lungo il bordo di uscita e fra di essi si forma una zona di turbolenza che provoca la perdita di portanza. La zona di turbolenza sopra e dietro l'ala è dovuta al fatto che il punto di separazione del flusso sul dorso, a causa



dell'aumento di incidenza, si sposta sempre più in avanti a tal punto che il flusso si comincia a separare (distacco dello strato limite) sulla quasi totalità del dorso del corpo, provocando la turbolenza.

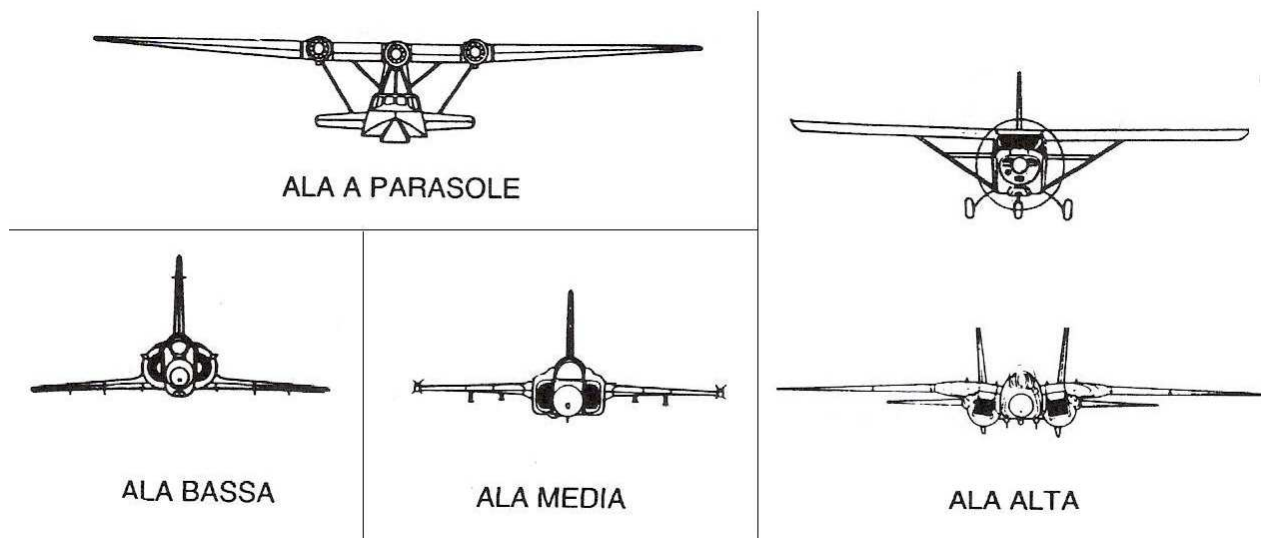
Per migliorare le prestazioni di un profilo alare nei confronti dello stallo, sarà necessario ritardare l'avanzamento del punto di separazione attraverso, ad esempio,

l'adozione di sistemi di ipersostentazione. Durante lo stallo, che si raggiunge in genere ad angoli di incidenza intorno ai 18°, il velivolo perde rapidamente quota riprendendosi solo se la distanza dal suolo è sufficiente a consentire l'uscita dalla inevitabile picchiata che si rende necessaria per raggiungere una velocità sufficiente a riportare l'aereo nell'assetto desiderato.

Al contrario di quello che si può pensare, lo stallo non si raggiunge solo a basse velocità, ma può accadere anche a velocità elevate (stallo ad alta velocità, detto anche nel gergo dei piloti stallo di potenza). Infatti, nel caso in cui il velivolo venisse manovrato molto bruscamente, la variazione di angolo d'attacco del profilo alare può avvenire in modo troppo rapido per permettere l'aderenza dello strato limite, superando quindi l'incidenza critica. Al contrario dello stallo a basse velocità, lo stallo ad alte velocità è molto più pericoloso a causa della rapidità con cui si possono superare i fattori di carico limite consentiti dalla struttura del velivolo.

2.3 Ala: configurazioni e struttura

Rispetto alla fusoliera la posizione dell'ala può essere a sbalzo (con attacchi della fusoliera all'interno dell'ala) ed in questo caso avere una configurazione alta, media o bassa, oppure possiamo avere un'ala controventata ed in tal caso si ha soprattutto la configurazione ad ala alta rispetto alla fusoliera.



Le caratteristiche influenzate dalla posizione verticale dell'ala sono la stabilità laterale, la resistenza aerodinamica, e alcune considerazioni di carattere strutturale e operativo legate al tipo di velivolo considerato quali, ad esempio, l'esigenza di non avere elementi strutturali che interferiscano con la cabina passeggeri, le dimensioni del carrello, le operazioni di carico e scarico, la visibilità dei passeggeri.

La posizione verticale dell'ala è un importante fattore di stabilità poiché un'ala alta rende l'aereo più stabile. Infatti trovandosi l'aereo "appeso" alle ali, il baricentro è più in basso del punto di applicazione della portanza e quindi l'aeromobile, come visto nel precedente paragrafo, tende a ritornare da solo in una posizione stabile (si dice che ha un effetto diedro positivo). L'ala bassa, invece, con il baricentro collocato al di sopra al punto di applicazione della portanza, rende l'aereo più instabile ma al contempo gli conferisce una maggiore maneggevolezza. Pertanto i velivoli ad ala bassa richiedono un diedro positivo per avere un minimo di stabilità (ad esempio la famiglia dei Pipers), mentre gli aerei con l'ala alta non richiedono un angolo diedro. L'ala media, infine, ha un effetto diedro nullo, richiede una struttura leggermente più complessa (occorre la presenza di un "carry through box" che attraversa la fusoliera) ma migliora le prestazioni del velivolo poiché tende a minimizzare il contributo alla resistenza di forma dovuto all'interferenza tra ala e fusoliera (*interference drag*). Per tale motivo è spesso utilizzata negli aerei di linea moderni e negli alianti.²

² I velivoli ad ala alta e bassa presentano delle carenature in corrispondenza dell'intersezione ala-fusoliera per evitare che il flusso in questa zona diventi eccessivamente turbolento causando un grosso incremento di resistenza.

Di seguito si riporta una tabella nella quale vengono riassunte tutte le caratteristiche influenzate dalla posizione verticale dell'ala:

	Ala ALTA	Ala MEDIA	Ala BASSA
Interference drag	elevata	scarsa	elevata
Effetto Diedro	positivo	nullo	negativo
Visibilità da parte dei passeggeri	buona	buona	scarsa (per alcuni)
Operazioni di carico/scarico	semplice	semplice	occorrono rampe
carrello montato sull'ala	lungo e pesante	lungo e pesante	corto e leggero
carrello montato in fusoliera	maggiore incremento di resistenza		

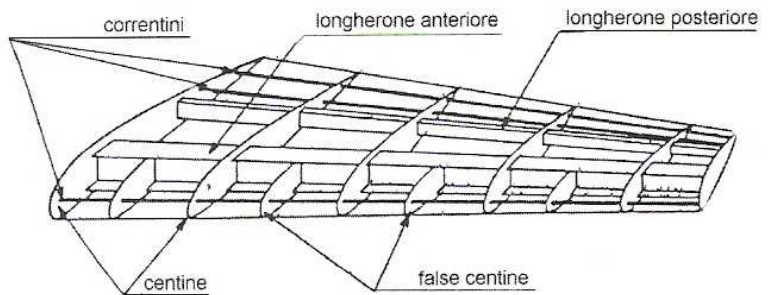
Per quanto riguarda le specifiche esigenze legate alla tipologia del velivolo possiamo così sintetizzare:

Velivoli Cargo	Semplicità nelle operazioni di carico /scarico	⇒	ALA ALTA
	Facilità di spostamento di velivoli intorno all'aeromobile		
	Livello del piano di appoggio della fusoliera più basso possibile		
Velivoli da trasporto passeggeri	Esigenze di buona visibilità da parte dei passeggeri	Grandi ⇒	ALA BASSA
	Esigenza di non avere elementi strutturali che interferiscano con la cabina dei passeggeri	Piccoli ⇒	ALA ALTA
	Esigenza di caricare i bagagli al di sotto della cabina passeggeri		
Velivoli leggeri	Nessuna considerazione specifica per cui la scelta dipende dalla tradizione della casa costruttrice		
Caccia e addestratori	Riduzione dei contributi di resistenza aerodinamica	⇒	ALA MEDIA
	Esigenze di attaccare/sganciare carichi posti sotto le ali	⇒	ALA MEDIA o ALA ALTA

Dal punto di vista costruttivo gli elementi che costituiscono e garantiscono all'ala la sua forma sono:

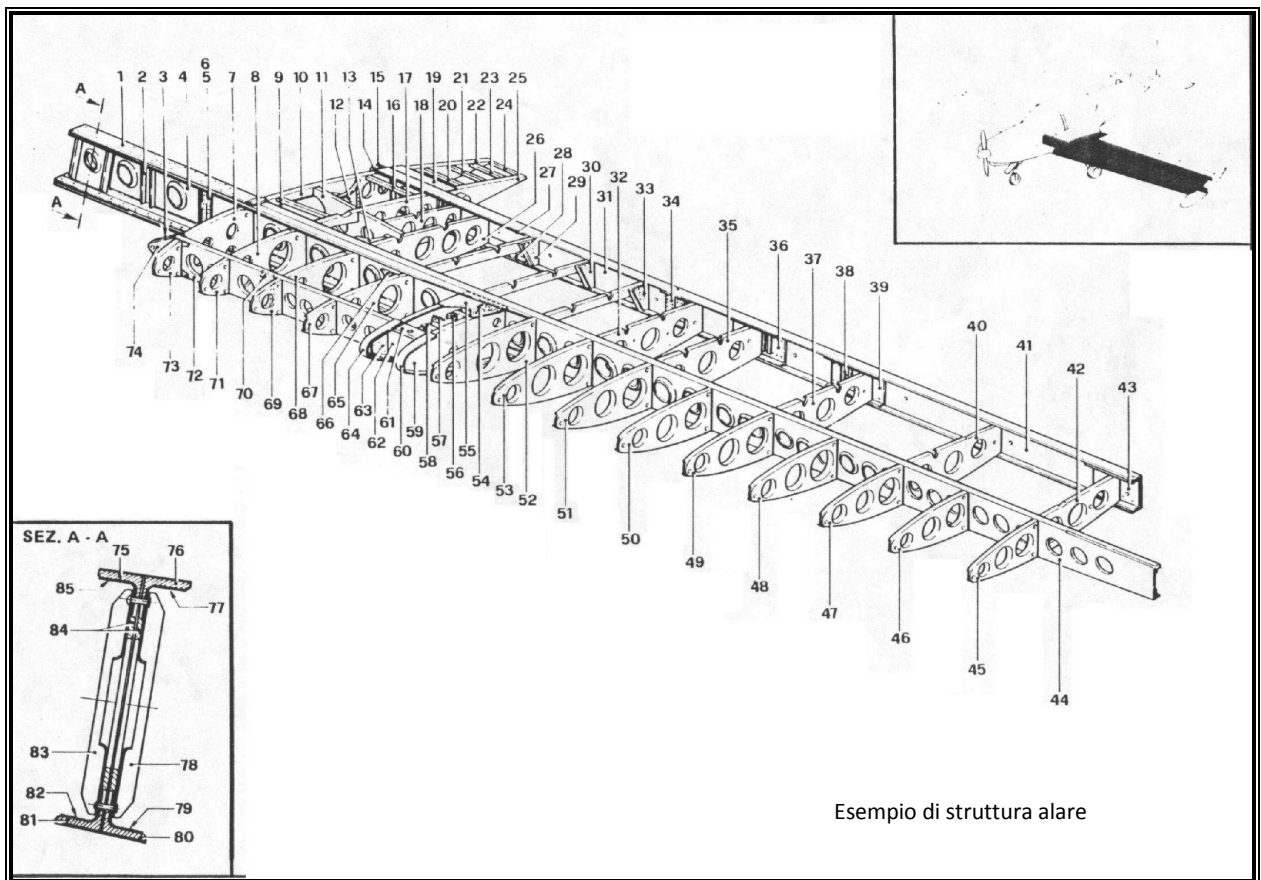
- ✈ **longheroni:** elementi longitudinali che si estendono per tutta la semiala e che servono ad equilibrare le forze di taglio e i momenti flettenti dovuti alla portanza e alla resistenza;

➔ **correnti:** sono anch'essi elementi longitudinali che hanno la funzione di equilibrare i momenti flettenti e che si occupano inoltre di fornire supporto alle lamiere del rivestimento. Nelle moderne costruzioni, tranne che negli ultraleggeri e nei piccoli velivoli, il rivestimento è sempre lavorante e si introducono i correntini di irrigidimento per assorbire gli sforzi di compressione che ne determinano l'ingobbamento.



➔ **centine:** sono gli elementi trasversali che hanno la forma del profilo alare e che permettono alle lamiere di rivestimento di assumere la forma aerodinamica voluta.

A seconda del numero dei longheroni presenti potremo avere una struttura monolongherone o multilongherone (in figura, ad esempio, abbiamo un struttura bi-longherone). I componenti e le diverse tipologie strutturali dell'ala saranno trattati in dettaglio nel modulo F "Analisi strutturale dell'ala".



2.4 Geometria dei profili alari

Il profilo alare è il "cuore" dell'ala poiché dalla sua forma dipendono le caratteristiche aerodinamiche della stessa. La sua forma si ottiene sezionando l'ala con un piano parallelo a quello di simmetria del velivolo.

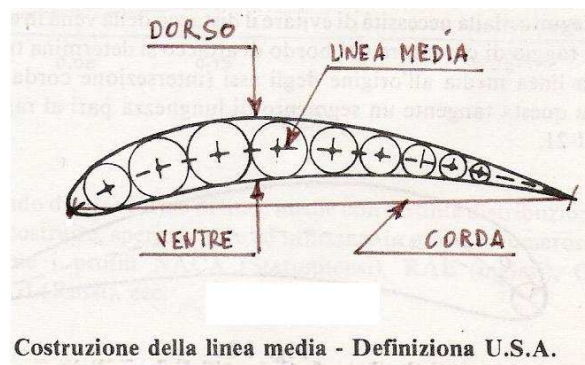
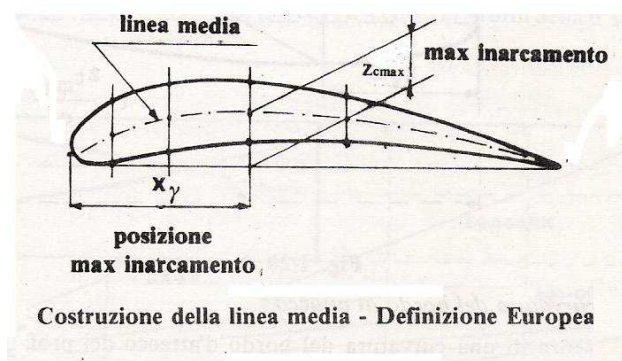
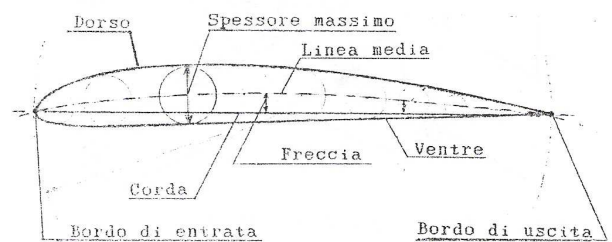
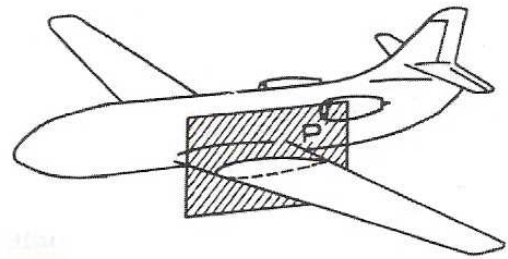
Gli elementi che caratterizzano la geometria dei profili alari e che ci permettono di distinguere un profilo dall'altro sono: la corda, la linea media o linea di asse e la distribuzione degli spessori.

Si chiama **corda** il segmento che congiunge il bordo d'attacco, ovvero il punto più avanzato del profilo, con il bordo di uscita che è quello più arretrato.

Per i profili biconvessi è il diametro della circonferenza circoscritta, per gli altri la lunghezza del segmento intercettato sulla bitangente dalla proiezione ortogonale dei bordi d'attacco e d'uscita.

La parte di profilo che si estende dal bordo d'attacco fino a quello di uscita, situata superiormente, prende il nome di **dorso**, mentre quella inferiore si chiama **ventre**.

Per la **linea media o linea di asse** (linea di camber) esistono due definizioni. Secondo la scuola europea la linea media è la linea che si ottiene come luogo dei punti medi dei segmenti intercettati tra dorso e ventre perpendicolari alla corda. Secondo la scuola americana la linea media si ottiene iscrivendo nel profilo dei cerchi e congiungendo tutti i relativi centri.



Particolarmente importante come parametro geometrico è il **massimo inarcamento** o **freccia massima (massimo camber)**, ovvero la distanza massima della linea media dalla corda. Ovviamente per i profili simmetrici essa è nulla poiché la linea media coincide con la corda.

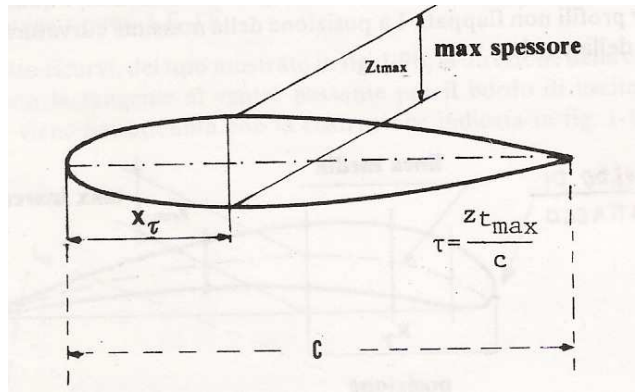
La linea media di un profilo viene assegnata o in forma analitica o viene espressa in forma tabulare e per

ottenere da essa il profilo alare occorre "montare" perpendicolarmente ad essa gli spessori. Anche la distribuzione degli spessori è espressa in forma analitica, ma soprattutto in forma tabulare per i profili più moderni la cui geometria è stata ottenuta numericamente.

In particolare per lo spessore percentuale massimo τ si hanno in genere valori compresi tra il 6% e il 18% della corda nella sezione compresa tra il 20% ed il 40% dal punto di attacco.

Si possono, quindi, definire sottili quei profili che hanno uno spessore percentuale massimo inferiore al 7%, semispessi quelli con spessore tra il 7% $<\tau < 14\%$, spessi quelli con $\tau > 14\%$.

In generale si può dire che un profilo quando più spesso e curvo tanto più è portante ma nel contempo è meno veloce. Per tale ragione la ricerca di una velocità di volo più elevata ha portato alla progressiva riduzione degli spessori % massimi, dal momento che la riduzione di portanza specie nelle



fasi "delicate" di decollo e atterraggio può essere sempre superata con l'impiego dei dispositivi ipersostentatori.

Combinando diverse forme di linee medie con distinte distribuzioni di spessori è stato possibile costruire, sperimentare ed utilizzare in passato numerose famiglie di profili alari come i profili NACA (statunitensi), GOTTINGA (tedeschi), RAE (inglesi), TSAGI (russi).

Per quanto riguarda la classificazione dei profili, una prima distinzione viene effettuata analizzando le curvature dell'estradosso (dorso) e dell'intradosso (ventre). Abbiamo pertanto profili:

BICONVESSO SIMMETRICO (Naca 0012)



BICONVESSO ASIMMETRICO (Naca 2312)



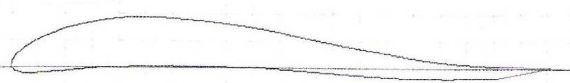
PIANO CONVESSO (Clark Y)



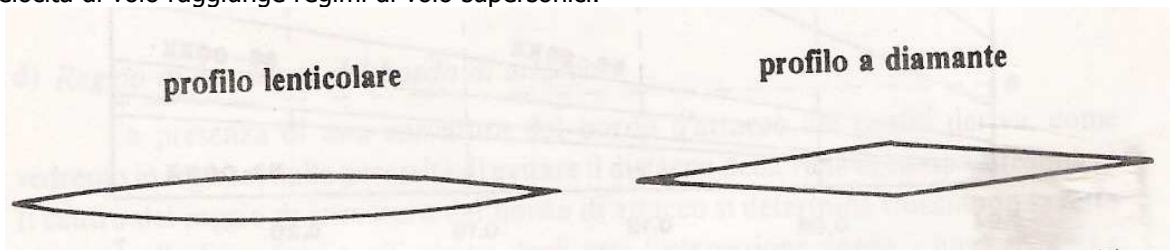
CONCAVO CONVESSO (Naca 6412)



AUTOSTABILE (Broggini 55509)



- 1) **PROFILO BICONVESSO SIMMETRICO e ASIMMETRICO:** intradosso ed estradosso hanno curvature opposte. Se i profili, pur curvati in senso opposto, sono differenti, si parla di profili biconvessi asimmetrici, mentre, se hanno identica forma, si parla di profili simmetrici. Mentre i primi sono utilizzati nella maggior parte degli aerei moderni, quelli simmetrici, sono universalmente utilizzati per i piani di coda e per gli aerei acrobatici (infatti garantiscono le stesse caratteristiche in volo rovescio).
- 2) **PROFILO CONCAVO-CONVESSO:** sia il ventre che il dorso hanno la parte centrale della curvatura più in alto rispetto ai punti di ingresso e di uscita. Questo profilo, adoperato in vecchi aerei, è attualmente utilizzato per alcuni ultraleggeri. Ne esiste infatti una versione moderna, di tipo laminare, più simile ad un piano convesso, che avendo ottime prestazioni alle basse velocità viene quasi universalmente utilizzato negli alianti.
- 3) **PROFILO PIANO CONVESSO:** l'estradosso è come nel caso precedente, mentre l'intradosso è piatto. È un tipo di profilo non ottimale, ma economico. Attualmente è utilizzato in alcuni aerei da turismo;
- 4) abbiamo poi il profili **LENTICOLARI** e quello **ROMBOIDALE** o a **DIAMANTE**. Si tratta di profili che hanno spessori percentuale massimo molto ridotti (0,03-0,05) e che trovano impiego laddove la velocità di volo raggiunge regimi di volo supersonici.



Si rammenta, infine, che profili alari di geometria opportuna trovano largo impiego, oltre che nelle superfici alari, nelle palette delle turbine, negli spoilers della auto da corsa, nei pattini di aliscafi, ecc.....

2.4.1 I profili della serie NACA

I profili alari più comuni sono quelli definiti e classificati, a partire dagli anni '30, dall'organizzazione governativa americana NACA (oggi NASA) e che, ancora oggi, rappresentano uno standard per la produzione in serie di profili alari ad uso civile. La NACA effettuò un accurato lavoro di ricerca esaminando tutti i profili

AEREO	PROFILO
Beechcraft Sundowner	NACA 63A415
Beechcraft Bonanza	NACA 23016.5 (alla radice) NACA 23012 (all'estremità)
Cessna 150	NACA 2412
Fairchild A-10	NACA 6716 (alla radice) NACA 6713 (all'estremità)
Gates Learjet 24D	NACA 64A109
General Dynamics f-16	NACA 64A204
Lockheed C-5 Galaxy	NACA 0012 (modificato)

fin ad allora esistenti e realizzò che il Clark Y e il Gottinga 387 erano quanto di meglio esistesse. Facendo riferimento ad essi nacquero i primi profili NACA. Tali profili vengono identificati con sigle numeriche costituite da quattro o più cifre che hanno un preciso significato di seguito indicato. Nella tabella a lato si riporta una lista parziale di aerei che fanno uso di profili NACA.

• Profili della serie NACA a 4 cifre		in sigla: NACA [*][*][*][*]
1 cifra	indica il valore della freccia massima in percentuale della corda. Ad esempio la cifra "2" corrisponde al valore $m=0,02c$. E' uguale a zero se il profilo è simmetrico	
2 cifra	indica la distanza dal bordo d'attacco della posizione della freccia massima, in decimi della corda. Ad es. la cifra "4" corrisponde al valore $p=0,4 c$. E' zero se il profilo è simmetrico.	
3 e 4 cifra	Indicano lo spessore massimo, in percentuale della corda. Ad esempio le cifre "15" individuano uno spessore massimo pari a $0,15 c$	
Esempi:	<p>Il NACA 2412 è un profilo asimmetrico con freccia massima pari al 2% della lunghezza della corda, la distanza della freccia max dal bordo d'attacco è uguale a 0,4 volte la lunghezza della corda e lo spessore massimo del profilo alare è 0,12 volte la lunghezza della corda.</p> <p>Il NACA 6409 è un profilo asimmetrico con freccia massima pari al 6% della lunghezza della corda, la distanza della freccia max dal bordo d'attacco è uguale a 0,4 volte la lunghezza della corda e lo spessore massimo del profilo alare è 0,09 volte la lunghezza della corda.</p> <p>Il NACA 0012 è invece un profilo simmetrico con spessore massimo pari a 0,12 volte la lunghezza della corda.</p>	
<p>Detto t lo spessore massimo, facendo variare la variabile x tra 0 ed 1, la distribuzione degli spessori, per un profilo NACA a 4 cifre si ottiene dall'espressione:</p> $y = \pm \left[\frac{t}{0,20} \left(0,2969 \sqrt{x} - 0,126 x - 0,3516 x^2 + 0,2843 x^3 - 0,1015 x^4 \right) \right]$ <p>Il raggio di curvatura al bordo d'attacco è pari a $1,1019 t^2$ mentre la linea media, indicata dalla prime due cifre corrispondenti a m e p (ad esempio 24 nel NACA 2412), si ricava dalle espressioni:</p> $y_c = \frac{m}{p^2} \cdot (2px - x^2) \quad \text{per } x < p$ $y_c = \frac{m}{(1-p)^2} \left[(1-2p) + 2px - x^2 \right] \quad \text{per } x > p$		
<p>Talvolta alle quattro cifre, separate da un trattino, sono aggiunte altre due cifre (es. NACA 2415 - 24), che indicano rispettivamente:</p>		
5° cifra	il raggio del bordo d'attacco, in percentuale della corda (es. 2 \Rightarrow 0,02 c);	
6° cifra	la distanza dal bordo d'attacco del massimo spessore, in decimi della corda (4 \Rightarrow 0,4 c).	

A metà degli anni trenta la NACA , allo scopo di aumentare il coefficiente di portanza massimo, sviluppò una serie di profili aventi il punto di freccia massimo spostato più avanti, con il quale fu realizzato un aumento variabile tra il 10% e il 20% del coefficiente di portanza massimo. Questa serie di profili fu detta a cinque cifre, in quanto fra le prime e le ultime due cifre fu introdotto uno "0" o un "1". In particolare lo "0" indica che la linea mediana ha un andamento curvilineo dietro al punto di spessore massimo, mentre "1" indica un andamento rettilineo. Per i profili a 5 cifre, costruiti utilizzando cinque tipi di linea media con andamento curvilineo dietro al punto di spessore massimo, (es. NACA 23012), esse hanno il seguente significato:

• Profili della serie NACA a 5 cifre		in sigla: NACA [*][*] [*][*][*]																								
1 cifra	Moltiplicata per 3/20 fornisce il coefficiente di portanza di progetto (ad es. 2 ⇒ ad un coefficiente di portanza di progetto = 0,3).																									
2 e 3 cifra	indicano il doppio della distanza dal bordo d'attacco della posizione della freccia massima, in percentuale della corda (ad es. 30 corrisponde a 0,15 c). Per questa tipologia di profili si possono avere solo cinque valori: 10, 20, 30, 40, 50.																									
3 e 4 cifra	Come nei NACA a quattro cifre indicano lo spessore massimo, in percentuale della corda. Ad esempio le cifre "15" individuano uno spessore massimo pario a 0,15 di c																									
Esempio:	il NACA 23012 è un profilo asimmetrico con coefficiente di portanza di progetto =0.3, la distanza della freccia max dal bordo d'attacco è uguale a 0,15 volte la corda e lo spessore massimo del profilo alare è 0,12 volte la corda.																									
<p>la distribuzione degli spessori è la stessa della serie a 4 cifre, per cui sarà:</p> $y = \pm \left[\frac{t}{0,20} \left(0,2969 \sqrt{x} - 0,126 x - 0,3516 x^2 + 0,2843 x^3 - 0,1015 x^4 \right) \right]$ <p>mentre la linea media, che viene indicata dalle prime tre cifre, è data da :</p> $y_c = \frac{1}{6k_1} \cdot [x^3 - 3mx^2 + m^2(3 - m)x] \quad \text{per } x < m$ $y_c = \frac{1}{6k_1} \cdot m^3(1 - x) \quad \text{per } x > m$ <p>I valori di p si ricavano dalla 2 e 3 cifra mentre quelli relativi di m e k₁ si ricavano dalla seguente tabella in base al tipo di linea media:</p>																										
<table border="1"> <thead> <tr> <th>Designazione linea media</th> <th>Posizione della freccia: p</th> <th>m</th> <th>k₁</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>210</td> <td>0,05</td> <td>0,0588</td> <td>361,40</td> </tr> <tr> <td>220</td> <td>0,10</td> <td>0,1260</td> <td>51,64</td> </tr> <tr> <td>230</td> <td>0,15</td> <td>0,2025</td> <td>15,957</td> </tr> <tr> <td>240</td> <td>0,20</td> <td>0,2900</td> <td>6,643</td> </tr> <tr> <td>250</td> <td>0,25</td> <td>0,3910</td> <td>3,230</td> </tr> </tbody> </table>			Designazione linea media	Posizione della freccia: p	m	k ₁	210	0,05	0,0588	361,40	220	0,10	0,1260	51,64	230	0,15	0,2025	15,957	240	0,20	0,2900	6,643	250	0,25	0,3910	3,230
Designazione linea media	Posizione della freccia: p	m	k ₁																							
210	0,05	0,0588	361,40																							
220	0,10	0,1260	51,64																							
230	0,15	0,2025	15,957																							
240	0,20	0,2900	6,643																							
250	0,25	0,3910	3,230																							

Attualmente, per regimi di volo transonico e supersonico, sono molto usati i profili laminari, aventi cioè un deflusso dello strato limite a regime laminare per gran parte del profilo. Tale condizione viene realizzata spostando la posizione dello spessore massimo, dal bordo d'attacco, oltre il 30% della corda.

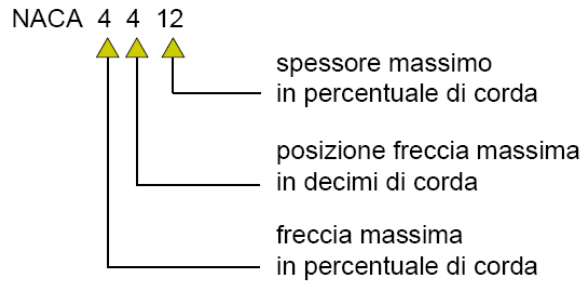
I profili laminari sono stati suddivisi in 7 serie, ad es. quelli della serie 1 sono usati per le eliche, sia marine che aeronautiche, mentre quelli della 6° serie sono i più diffusi soprattutto negli aerei dell'aviazione generale. Anch'essi vengono classificati con delle cifre (es. NACA 16-212 oppure NACA 64₃-216), il cui significato è il seguente:

• Profili laminari NACA 1-series		in sigla: NACA 1[*]-[*][*][*]
1 cifra	indica il numero della serie di appartenenza.	
2 cifra	distanza, in decimi della corda, dal bordo d'attacco della posizione di minima pressione nel profilo simmetrico (ad es. 6 ⇒ 0,6 c). La serie più famosa è la serie 16 nella quale il valore minimo della pressione si realizza teoricamente al 60% della corda.	
3 cifra	valore del coefficiente di portanza di progetto, in decimi (es. 2 ⇒ 0,2);	
4 e 5 cifra	valore dello spessore massimo, in percentuale della corda (es. 12 ⇒ 0,12 c).	
Esempio:	il NACA 16-212 è un profilo della serie 1 che ha la pressione minima al 60% della corda, coefficiente di portanza di progetto = 0,2 e spessore massimo pari a 0,12 volte la corda.	

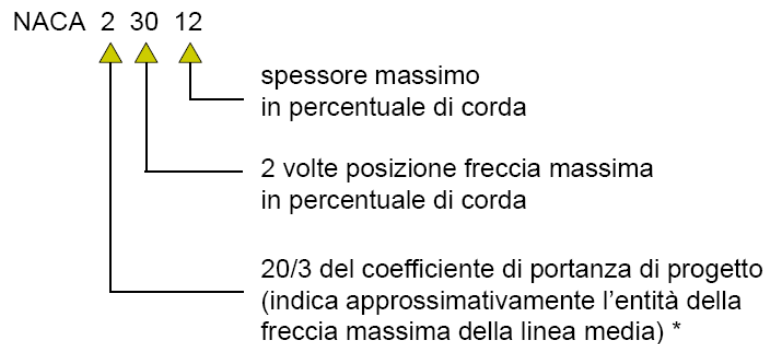
• Profili laminari NACA 6-series		in sigla: NACA 6[*] _a [*][*][*]
1 cifra	indica il numero della serie di appartenenza.	
2 cifra	distanza, in decimi della corda, dal bordo d'attacco della posizione di minima pressione nel profilo simmetrico, (ad es. 5 ⇒ 0,5 c).	
pedice 2 cifra	quando presente indica l'escursione del coefficiente di portanza, in decimi, sopra e sotto quello di progetto cui corrisponde un deflusso laminare (es. 3 ⇒ +0,3 e -0,3 sono l'aumento e la diminuzione del c_p di progetto per definire l'intervallo del coefficiente di portanza entro cui il deflusso si mantiene ancora laminare);	
3 cifra	valore del coefficiente di portanza di progetto, in decimi (es. 2 ⇒ 0,2);	
4 e 5 cifra	valore dello spessore massimo, in percentuale della corda (es. 16 ⇒ 0,16 c).	
Esempio:	il NACA 65-218 è un profilo della serie 6 che ha la pressione minima al 50% della corda, coefficiente di portanza di progetto = 0,2 e spessore massimo pari a 0,18 volte la corda.	

Geometria dell'ala – Profili NACA

Classificazione NACA a 4 cifre



Classificazione NACA a 5 cifre



* i profili della serie 5 vennero inizialmente calcolati per un coefficiente di portanza di progetto pari a 0.3

Classificazione NACA serie 6

