

STUDIO DI UN MODELLO VOLANTE

La realizzazione di un modello volante comporta principalmente tre tappe : studio, costruzione e prova. La maggior parte degli aeromodellisti saltano le prime due parti, ma immaginatevi la soddisfazione di far volare un modello concepito e progettato da voi stessi...

Il metodo di progettazione che propongo è basato sulle leggi della meccanica del volo e anche se le leggi fisiche che stanno alla base non saranno esplicitamente citate è comunque necessario un minimo di conoscenze di matematica (scuole superiori) per comprendere i concetti esposti.

Cercherò di rendere le formule necessarie il più semplice possibile e per la terminologia di rifarmi al gergo aeronautico di uso comune. Spero che non vi troverete al mal partito anche se siete dei "debuttanti" nel mondo dell'aeromodellismo.

Il metodo proposto si applica a tutti gli aeromodelli a formula classica, praticamente tutto ciò che vola eccetto i biplani, triplani, decapiani, le ali volanti, i canard, le fusoliere portanti e i vascelli spaziali....

PRIMA PARTE: LO STUDIO

Questa prima parte dello studio rappresenta solo la vista in pianta delle tre possibili (pianta, laterale, frontale). Non vengono qui rappresentati la sede delle ali e dello stabilizzatore che saranno affrontati più avanti. Cominciamo dalla vista in pianta.

ALA

E' necessario aver fissato l'apertura alare. Per poter determinare la superficie delle ali è necessario stabilire il carico alare e dunque avere effettuato una stima dei pesi del modello. Per fare questo si può per prima cosa pesare tutti i componenti della radio e della motorizzazione che saranno imbarcati sul modello. successivamente pesate alcune vecchie fusoliere e ali di modelli di caratteristiche simili per dimensioni e costruzione per poter effettuare una stima del peso della costruzione. Una volta sommato tutto abbiamo ottenuto una stima del peso del nostro modello.

A questo punto bisogna scegliere un carico alare. La tabella 01 (Tab01) può essere d'aiuto. Vengono presentati i valori tipici del carico alare per alianti e modelli a motore (per un motoalante bisogna riferirsi alla colonna degli alianti ma non pensate di riuscire ad ottenere un carico così basso...)

Tab. 01 – Carico alare (g/dm ²)		
Apertura alare (m)	Aereo	Aliante
1	30-45	15-30
2	50-100	25-50
3		40-60

Più il modello sarà caricato più volerà veloce (in genere raddoppiando il carico alare la velocità aumenta di 1,5 volte). A questo punto abbiamo la massa e il carico ed è possibile calcolare la superficie applicando la formula :

$$S_a = \frac{M}{C} \quad \text{Eq. 01}$$

con : S_a : superficie alare (**dm²**)
 M : massa del modello (**g**)
 C : carico alare (**g/dm²**)

Ottenuta la superficie è possibile calcolare l'allungamento dell'ala utilizzando l'apertura alare

$$l = \frac{AA^2}{S_a} \quad \text{Eq. 02}$$

con : λ : allungamento dell'ala (adimensionale)
 AA : apertura alare (**m**)
 S_a : superficie alare (**m²**)

Per questi calcoli come per i successivi fate molta attenzione alle unità di misura ! ! ! !

Tab. 2 – Allungamento

Apertura Alare (m)	Aereo	Aliante
1	da 4 a 8	6 – 8
2		8 – 14
3		12 -20

E' bene chiarire un attimo cosa significa « allungamento » di un'ala e vedere cosa comporta cambiare questo parametro.

Come esempio prendiamo un'ala a pianta rettangolare :

l'allungamento è definito come il rapporto tra la lunghezza del rettangolo (Apertura alare) e la sua larghezza (corda).

Se la nostra ala ha 1m di AA e 20cm di corda, allora l'allungamento vale 5 ($=100/20$). Un'altra ala di 2 m di AA e 10cm di corda ha un allungamento di 20 ($=200/10$). Notiamo che le due ali hanno la stessa superficie ($=100*20=200*10=2000\text{cm}^2$) di 20 dm². L'allungamento descrive dunque l'aspetto di un'ala (che può essere rastremata o larga) e da qui si capisce il significato del nome inglese « aspect ratio ». Le ali rettangolari hanno la particolarità di avere una corda costante lungo tutta l'apertura, ma questo non è il caso generale. Comunque la formula precedentemente data (E02) ha il vantaggio di essere valida per ogni tipo di ala.

A parità di superficie alare un'ala è più performante quanto più è importante l'allungamento. Ma se l'allungamento è eccessivo le varie corde alari diventano troppo piccole per far lavorare bene il profilo e le performances generali decadono. Come al solito è solo questione di trovare il giusto compromesso. Inversamente più l'allungamento è piccolo (ala più tozza) più le corde alari sono grandi e la costruzione risulta più robusta e rigida.

In tabella 2 (Tab.02) ci sono alcuni valori di riferimento per l'allungamento a seconda della tipologia di aereo.

Attenzione : a volte i calcoli possono portare a soluzioni di allungamento sconvenienti per il modello in progetto. Se il valore trovato vi sembra troppo piccolo significa che la superficie alare è troppo grande per l'apertura scelta. Bisogna allora rivedere i valori di AA e C scelti e ricalcolare l'allungamento. Se invece l'allungamento è eccessivo è necessario fare le modifiche inverse. Una volta determinato l'allungamento necessario si può passare al passo successivo, in quanto abbiamo i dati fondamentali : AA-C-Sa.

Altri tre parametri sono da determinare prima di procedere al disegno dell'ala.

1. Numero di trapezi che compongono l'ala - Questo numero è a completa vostra scelta ma pensate che un numero eccessivo complica la costruzione dell'ala)
2. Freccia – negli aerei veri l'effetto principale della freccia è quello di migliorare le performances alle velocità alte (prossime a quella del suono). Non è di grandissimo interesse per questo nel nostro hobby, a meno che non si desideri volare a mach 1.... La freccia ha altri due effetti : Primo aumenta la stabilità lungo l'asse verticale (in inglese YAW) per cui possiamo dire che ha un certo « effetto deriva ». Secondo ha un effetto stabilizzante sull'asse di rollio (ROLL) che possiamo assimilare all « effetto diedro ». Nell' ALLEGATO 01 si trova una figura con la definizione dei vari assi del nostro modello). Questi effetti sono importanti se la freccia è grande (quando le estremità sono completamente dietro alla radice delle ali come in Fig02). comunque alle nostre velocità nettamente sub soniche un'ala a forte freccia ha un rendimento poco superiore ad un'ala dritta. Questo è il motivo per cui solitamente si usa solo per le riproduzioni di Jets
3. Assottigliamento – E' definito come il rapporto tra la corda dell'estremità (TIP) e la corda della radice (ROOT). Per un'ala a semplice trapezio i migliori rendimenti si ottengono per valori di assottigliamento intorno allo 0,7. Quando si disegna un'ala si parte da un'idea che ci piace e si considera l'assottigliamento come guida. La sole restrizione che conviene adottare è quella riguardante la lunghezza minima della corda alare che non dovrebbe mai scendere sotto i 100 mm per preservare l'efficacia del profilo. Se il modello è destinato ad un volo lento conviene non scendere sotto i 140-180mm.

Armati di tutti questi valori è possibile infine disegnare la pianta dell'ala. Per rimanere in accordo ai calcoli la somma delle superfici dei singoli pannelli trapezoidali deve essere uguale alla Sa. Per calcolare la superficie di un trapezio bisogna usare la formula (E03) riferendoci alla Fig.01.

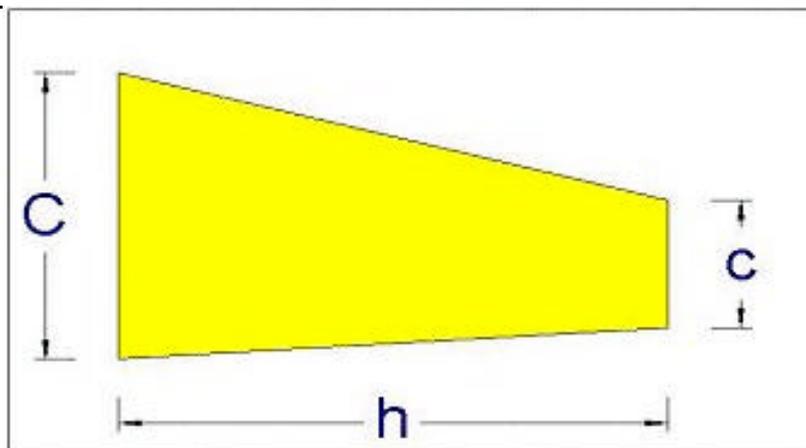


Fig.01

$$S = h \times \frac{(C + c)}{2} \quad \text{Eq. 03}$$

con : S : superficie del trapezio (dm^2)
 h : altezza del trapezio (dm)
 C : base maggiore – corda radice (dm)
 c : base minore – corda estremità (dm)

E' necessario lasciare in mezzo alle due semi ali lo spazio necessario per la fusoliera che si determina in base ai componenti interni alloggiati. Prima di passare al disegno degli stabilizzatori (e della coda) è necessario conoscere il valore e la posizione della Corda Aerodinamica Media (CAM).

CALCOLO DELLA CAM

La CAM è una corda che rappresenta da sola la geometria dell'ala dal punto di vista delle forze applicate su di essa.

La sua posizione sull'ala e la sua lunghezza sono i due parametri più importanti e servono a più riprese per la concezione del modello di aereo o alianti.

A titolo di esempio vediamo cosa succede per una semi ala a semplice trapezio.

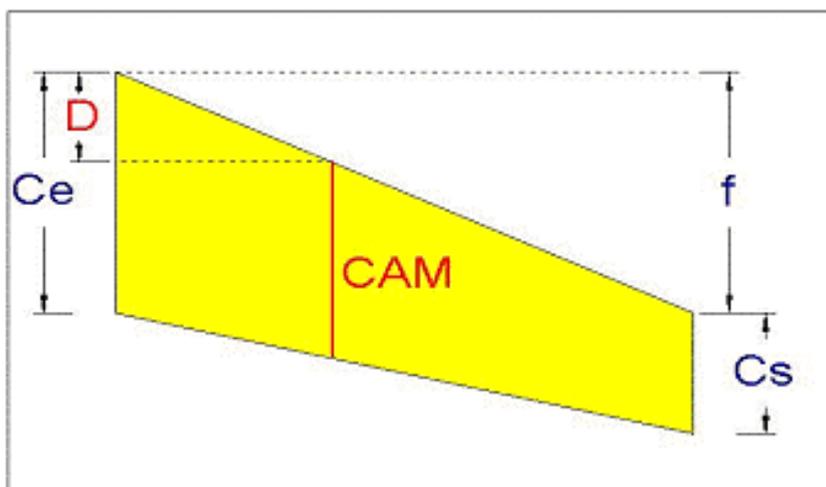


Fig.02

Se si conosce la corda alla radice e quella all'estremità per ottenere la lunghezza della CAM è necessario applicare la seguente formula :

$$CAM = \frac{2}{3} \times \frac{Cr^2 + Cr \times Ct + Ct^2}{Cr + Ct} \quad \text{Eq. 04}$$

con : CAM : corda aerodinamica media (**mm**)
 Cr : corda alla radice - root(**mm**)
 Ct : corda all'estremità - tip(**mm**)

Da un punto di vista fisico la CAM è una corda che rappresenta tutta l'ala nella sua interezza. Geometricamente la CAM è la corda che divide il trapezio della semiala in due parti con uguale superficie.

Non ci è di nessuna utilità trovare la posizione della CAM sull'ala, ma è molto più utile determinare la posizione in base alla distanza (proiettata sull'asse longitudinale) dal bordo d'attacco della corda di radice. Questa distanza la chiameremo D.

Con riferimento alla Fig.02 e considerando f= freccia dell'ala si ottiene D.

$$D = \frac{1}{3} \times \frac{(Cr + 2 \times Ct)}{(Cr + Ct)} \times f \quad \text{Eq. 05}$$

con: D : distanza D (**mm**)
 Cr : corda di radice - Root (**mm**)
 Ct : corda di estremità - Tip (**mm**)
 f : freccia del bordo d'attacco (**mm**)

Per ottenere la CAM di una semi ala costituita da più trapezi è necessario calcolare la singola CAM di ciascun pannello e fare la media ponderata delle CAM trovate. A titolo di esempio per una semi ala a tre trapezi si ottiene :

$$CAM = \frac{CAM_1 \times S_1 + CAM_2 \times S_2 + CAM_3 \times S_3}{S_1 + S_2 + S_3} \quad \text{Eq. 06}$$

con : CAM : Corda aerodinamica media totale (**mm**)
 CAM1 : CAM del primo trapezio (**mm**)
 CAM2 : CAM del secondo trapezio (**mm**)
 CAM3 : CAM del terzo trapezio (**mm**)
 S1 : superficie del primo trapezio (**dm2**)

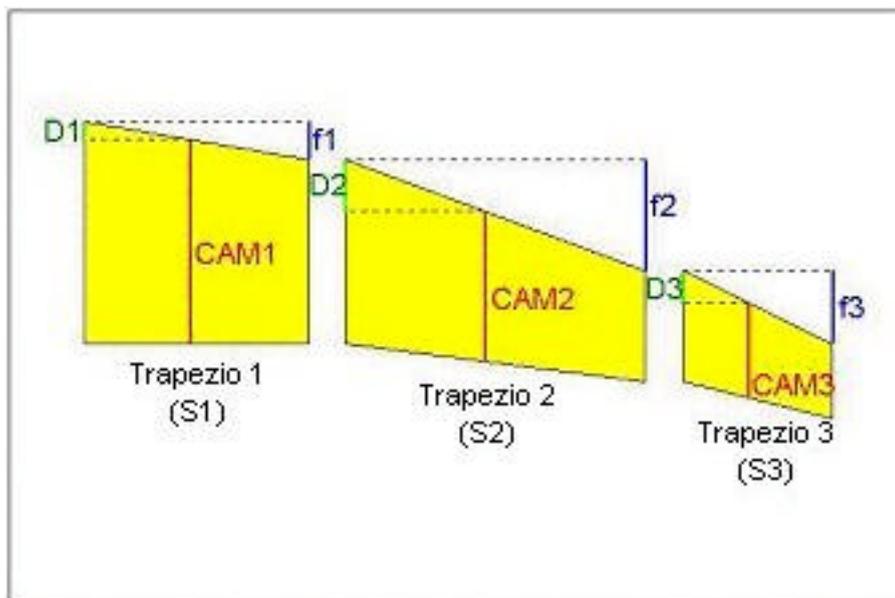


Fig.03

Allo stesso modo per calcolare la distanza D dell'ala intera bisogna fare la media pesata e tenere in debita considerazione per ciascun trapezio la freccia degli altri trapezi più vicini alla radice.

Per maggior chiarezza bisogna riferirsi alla Fig.03 e alla formula seguente, sempre riferita a una semiala a tre trapezi :

$$D = \frac{D_1 \times S_1 + (D_2 + f_1) \times S_2 + (D_3 + f_2 + f_1) \times S_3}{S_1 + S_2 + S_3} \quad \text{Eq. 07}$$

con :
 D : distanza D dell'ala intera (**mm**)
 D₁ : distanza D del primo trapezio (**mm**)
 f₁ : freccia del bordo d'attacco del primo trapezio (**mm**)
 S₁ : superficie del primo trapezio (**dm²**)

Avendo ottenuto la lunghezza della CAM e la distanza D dell'ala intera potete evitare di trovare la posizione della CAM lungo l'ala come in Fig. 02, e sovente ciò è impossibile. La CAM di un'ala a più trapezi è un valore puramente teorico. Non si può fare altro che tracciarla sull'asse longitudinale come in Fig. 04 che vi da un'idea del vostro progetto a questo punto.

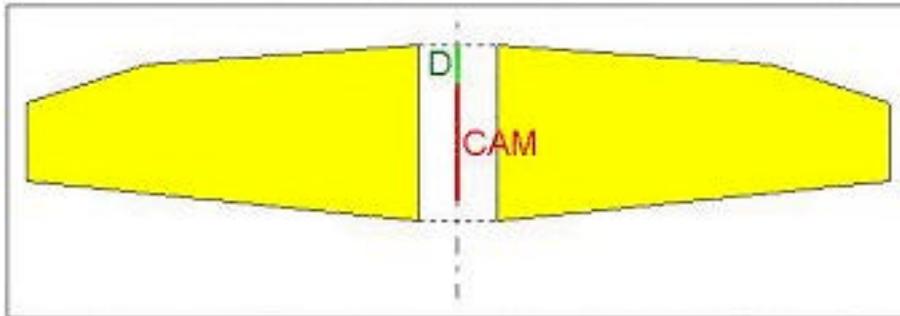


Fig.04

STABILIZZATORE

E' quella piccola ala che si trova dietro il centro di gravità del modello che agisce come una manica a vento sull'asse del beccheggio. Assicura il buon funzionamento dell'ala e la forza a mantenere un angolo di incidenza costante, naturalmente quando non è applicato alcun comando sulla radio. Come tutte le ali, lo stabilizzatore (stab) possiede una CAM che chiameremo CAMs per distinguerla dalla CAM dell'ala che invece chiameremo CAMa. L'efficacia dello stab dipende principalmente da due parametri : la superficie e il suo braccio di leva.

Il braccio di leva che chiameremo BL è la distanza tra il centro di gravità del modello ed il centro di spinta dello stabilizzatore. Consideriamo in via preliminare che il modello sia centrato sul primo terzo della CAMa, anche se faremo un calcolo più preciso in seguito. Il centro di spinta dello stab è fisicamente il punto in cui si applica la forza di portanza. Se il profilo dello stab è simmetrico (caso più comune) il centro di spinta sarà localizzato nel primo quarto della CAMs (anche qui vedremo in seguito come calcolarlo precisamente).

Riassumendo si ha : BL = distanza tra un punto situato al 33% della CAMa e un altro punto situato al 25% della CAMs. L'efficacia dello stabilizzatore aumenta aumentando BL e la superficie dello stab.

Bisogna cominciare a disegnare lo stabilizzatore a margine di un foglio, infatti non sappiamo ancora a quale distanza piazzare l'ala. La sua superficie sarà compresa tra un 10 e un 20% della sup. alare mentre l'allungamento in genere è compreso tra 3 e 6. Calcolate la sua CAMa e la distanza D e poi tracciate tutto sul disegno come per l'ala.

A questo punto è necessario stabilire un altro parametro importante : il volume dello stabilizzatore che chiameremo Vs. Un valore sufficiente di Vs assicura la stabilità del modello sull'asse del beccheggio. Normalmente un buon valore di compromesso è quello di scegliere Vs tra 0,4 e 0,8 (Adimensionale). Di seguito alcune indicazioni quantitative per scegliere il valore opportuno di Vs.

- L'inerzia di rotazione di un aliante attorno all'asse del beccheggio è indicativamente molto inferiore a quella di un aereo a motore. Normalmente il Vs di un aliante è intorno a 0,5 mentre per un aereo a motore è più vicino a circa 0,6-0,7

- Più il modello è previsto per volare lentamente più Vs dovrà essere alto. Inversamente se volete un modello da velocità scegliete un Vs piccolo.

La scelta di Vs vi permette di calcolare BL con la formula :

$$BL = V_s \times CAMa \times \frac{S_a}{S_s} \quad \text{Eq. 08}$$

con : BL : braccio di leva dello stab (**mm**)
 Vs : volume dello stab (senza unità)
 CAMa : corda aerodinamica media dell'ala (**mm**)
 Sa : superficie alare (**dm²**)
 Ss : superficie dello stab (**dm²**)

A questo punto si può disegnare lo stab dietro l'ala posizionandolo alla distanza BL trovata. Per maggior facilità prendete nota della distanza B tra i bordi di attacco dell'ala e dello stab. Tenuto conto di quanto detto prima la distanza B si calcola con la formula :

$$B = BL + (Da + 0,33 \times CAMa) - (Ds + 0,25 \times CAMs) \quad \text{Eq. 09}$$

con : B : distanza cercata (**mm**)
 BL : braccio di leva dello stabilizzatore (**mm**)
 Da : distanza Da dell'ala (**mm**)
 CAMa : corda aerodinamica media dell'ala (**mm**)
 Ds : distanza D dello stab (**mm**)
 CAMs : corda aerodinamica media dello stab (**mm**)

Per maggior chiarezza guardate la Fig. 05

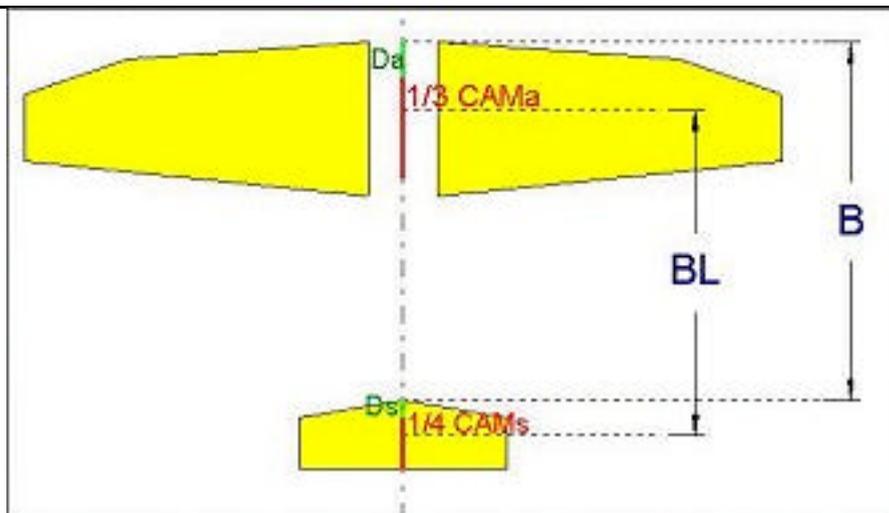


Fig.05

Se l'aspetto ottenuto non vi soddisfa pensate che lo stesso V_s può essere ottenuto mediante un'infinità di combinazioni $S_s - BL$. Perciò se il vostro modello vi sembra troppo corto disegnate uno stab più piccolo e ricalcolate BL senza cambiare V_s e vice versa.

A questo punto la parte più gravosa del progetto è fatta e possiamo passare alle altre viste del modello.

VISTA DI PROFILO

Tracciate l'asse longitudinale della vostra vista laterale parallelamente a quello della vista in pianta.

Questo asse sarà utilizzato come riferimento per il posizionamento delle superfici portanti.

Questo asse definisce dunque la direzione di volo del modello. Riportate la posizione delle corde di radice dell'ala e dello stab come in Fig.06. A questo punto disegnate il contorno della fusoliera del vostro modello. A questo punto dovete scegliere tra ala bassa, media o alta, stab a T o a croce. La deriva deve indicativamente avere il 60% della superficie dello stab.

Nel caso particolare di uno stab a V la vista di profilo deve riprendere le corde di radice e estremità dello stab visto in pianta e la sua altezza deve arrivare ad un buon 30% della sua apertura per ottenere i canonici 120° di apertura.

Ricordiamoci che il ruolo della deriva come quello dello stab è quello di ottenere un effetto stabilizzante ma sull'asse longitudinale.

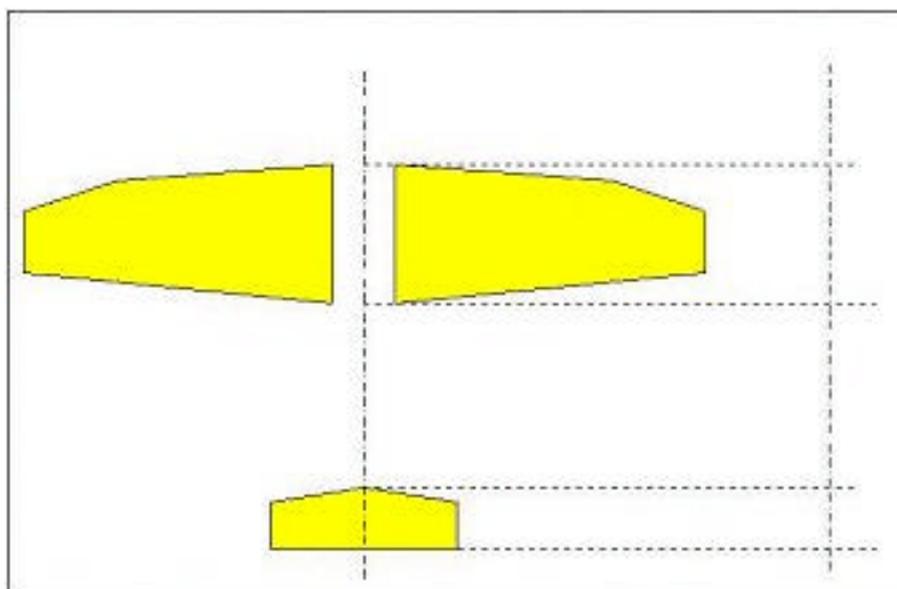


Fig.06

La parte di fusoliera davanti all'ala deve avere un volume tale da permettere l'alloggiamento della radio e del motore. Per un calcolo più preciso sarebbe bene verificare questo volume per un bilanciamento senza piombo.

Si potrebbe facilmente stimare questa lunghezza mediante calcolo ma sono necessarie le masse precise degli impennaggi e delle parti posteriori della fusoliera che noi non conosciamo ancora. Come per la pianta dell'ala è il senso estetico che ci guiderà, in genere ciò che piace all'occhio piace all'aria poi se dovremo aggiungere qualche grammo di piombo non sarà la fine del mondo ! La Fig.07 vi mostra a che punto siamo.

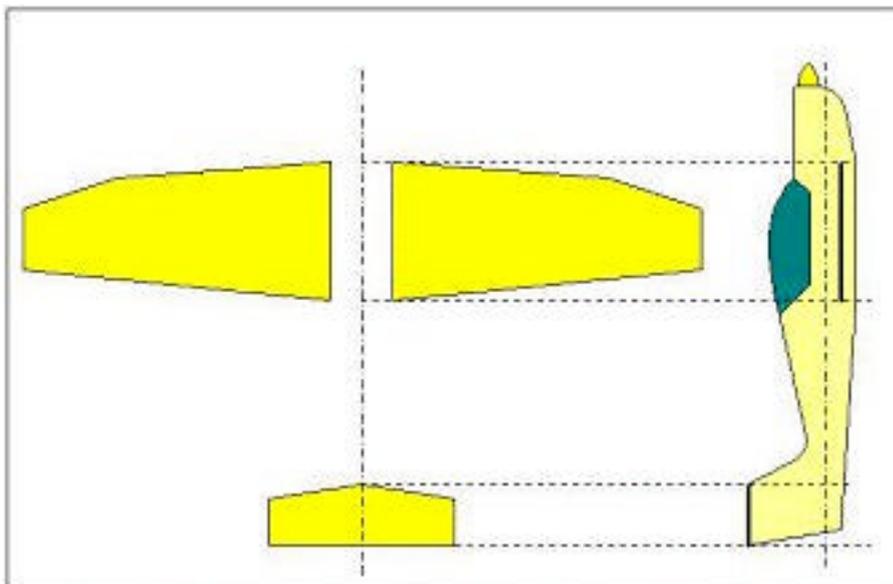


Fig.07

VISTA FRONTALE

In questa vista l'asse longitudinale del modello si riduce ad un punto. Attorno a questo punto bisogna riportare altezza e larghezza della fusoliera e l'ingombro degli impennaggi. In più tracciate la linea orizzontale passante per l'unione delle ali sulla fusoliera.

A questo punto si deve scegliere un valore appropriato per il diedro alare. L'effetto del diedro alare è più complesso di quello che sembra, vediamo di capire come funziona: consideriamo il modello in condizioni di derapata (Fig.09), cioè con l'asse longitudinale che non è più parallelo alla direzione del volo come in Fig. 08. Questa condizione si verifica quando viene dato l'ordine via radio sulla deriva.

Il modello vede dunque il vento relativo arrivare leggermente di traverso. Se il diedro è nullo non succede niente di importante all'ala.

Se invece il diedro non è nullo l'angolo di incidenza di una delle due semi ali aumenta mentre quello dell'altra diminuisce. Questo genera uno scompenso nella portanza totale che non è più simmetrica.

Il diedro quindi genera una coppia sull'asse del rollio quando il modello è in volo derapato. Questa coppia ha notevoli influenze sul pilotaggio, cioè di mettere in virata un modello agendo solo sulla deriva. E' così che si riesce a pilotare i modelli a due assi che non hanno di alettoni per il controllo dell'asse di rollio.

In più il diedro ha l'effetto di facilitare la ripresa dell'assetto in volo piano dopo una perturbazione sull'asse di rollio o quello di ridurre la tendenza dei modelli ad affondare durante una virata.

Non bisogna introdurre il diedro solo in un caso, quello dei modelli acrobatici che fanno volentieri a meno di tutti questi benefici (nel volo rovescio i benefici diventano negativi).

Tab. 03 – Angoli di diedro per alianti e aerei	
Due assi	Da 6° a 9°
Trainer	Da 2° a 5°
Acrobatici	Da 0° a 2°

Questi angoli devono essere misurati tra il piano della semiala e l'orizzontale per un'ala a semplice diedro. Se per la vostra ala avete in mente un diedro multiplo (che si dimostra più efficace) seguite il metodo seguente:

Cominciate a pensare la vista frontale del modello come se l'ala fosse provvista di un diedro semplice. supponiamo che abbiate scelto un valore di 3° e che la semi ala sia lunga 1,1m. Tracciate da ciascuna parte della fusoliera due tratti verticali a 1,1m dall'asse. Per determinare l'altezza delle estremità moltiplicate la lunghezza della semi ala per la tangente dell'angolo di diedro. Così si ottiene: $110 \times \tan(3^\circ) = \text{circa } 6 \text{ cm}$. A questo punto riportate i 6 cm sui tratti verticali partendo dall'intersezione con l'orizzontale. Avete così determinato l'altezza delle estremità. Per ala a semplice diedro non rimane che disegnare due linee che congiungano rispettivamente il punto di estremità trovato con la giunzione ala-fusoliera.

Nel caso di diedro multiplo al posto della linea retta tracciate metà ellisse che passa dall'estremità alla giunzione ala-fusoliera come in Fig.10. Prendiamo per esempio il quarto d'ellisse destro. Su questo quarto si scelgono i punti di cambio pendenza del diedro. Questi punti (uno solo nel caso di doppio diedro) corrispondono alle corde dove l'ala farà un angolo. Generalmente si fanno coincidere queste corde con la giunzione dei trapezi dell'ala come in Fig.11.

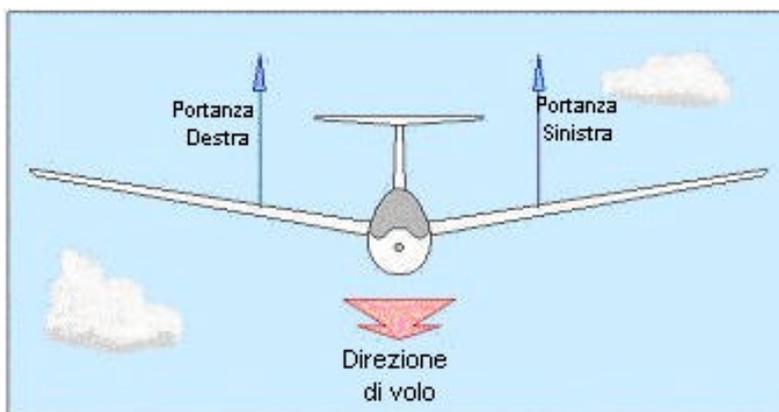


Fig. 08

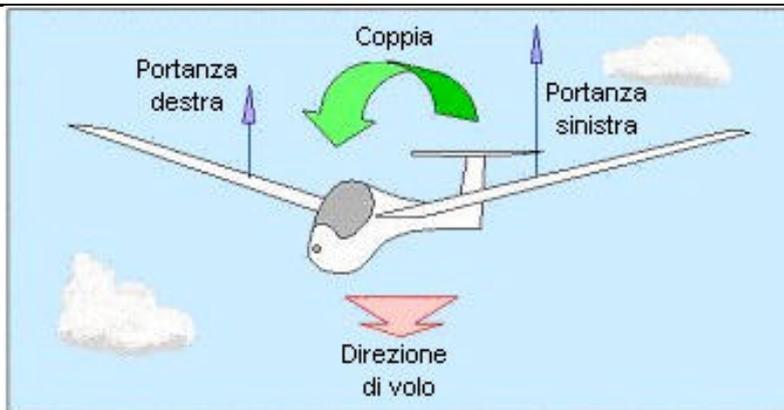


Fig. 09

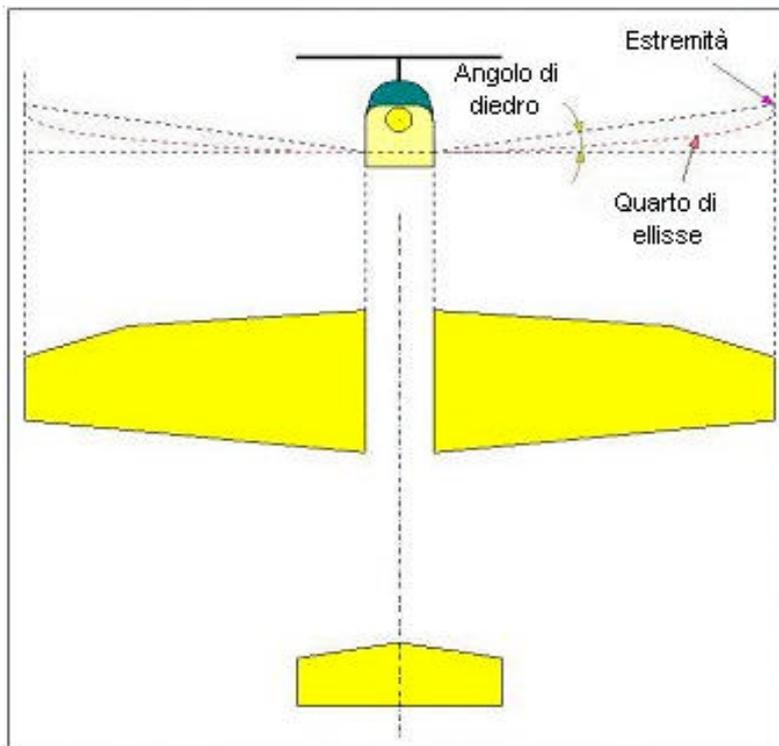


Fig. 10

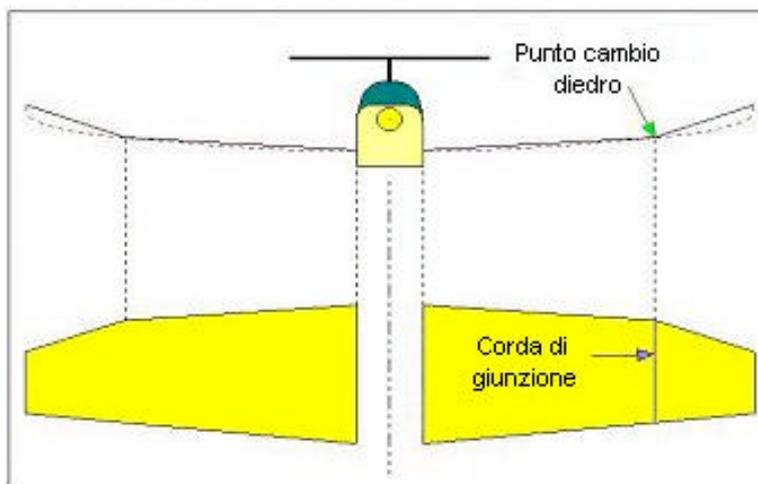


Fig. 11

SUPERFICI DI GOVERNO

Normalmente lo stabilizzatore e la deriva hanno le parti mobili che corrispondono circa al 40% della loro superficie. Gli alettoni di un modello a tre assi rappresentano normalmente il 10% della superficie alare totale ed è bene per avere la massima efficacia posizionarli più vicino possibile alle estremità

GANCIO DI TRAINO

Nel caso di un aliante che utilizza un verricello o una catapulta per la messa in quota il gancio di traino dovrà trovarsi all'incirca tra i 15° e i 30° davanti al CG come in Fig.12. Più si sceglie una posizione avanzata più la salita sarà violenta. Se viene utilizzata una catapulta corta (10m di elastico e 10 m di filo) che è più violenta ma molto efficace, il gancio dovrà essere posizionato intorno ai 50° . In questo caso l'aliante parte pressoché orizzontale. Per finire chi pratica l'aerotraino sa già posizionare il gancio sul davanti sotto il muso.

Prima di contemplare il disegno del vostro modello aggiungete la pianta della fusoliera e fissate qualche accessorio tipo il carrello di atterraggio (se necessario) o arrotondate la forma delle estremità alari (o aggiungete le winglets..)

Non pensiate che con tutti i vincoli progettuali che abbiamo visto tutti i modelli siano alla fine uguali : non penso che il vostro modello assomigli più di tanto a quello della Fig.13.

Per terminare è utile fare una ricapitolazione di tutti i dati ottenuti e delle dimensioni del vostro modello. E' possibile utilizzare un computer con un foglio di calcolo tipo quello della Fig.14. E' molto pratico, in quanto si riportano solo le dimensioni che si possono desumere dal disegno (caselle grigie) e il computer calcola automaticamente tutti gli altri parametri come la CMA o il V_s grazie alle formule precedentemente inserite (caselle gialle).

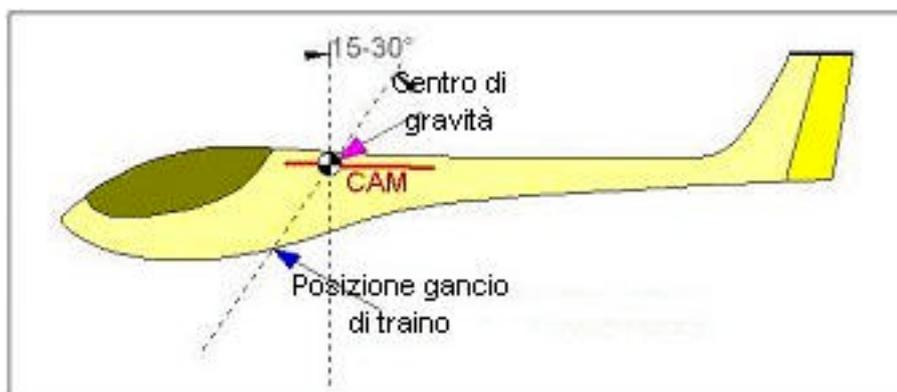


Fig. 12

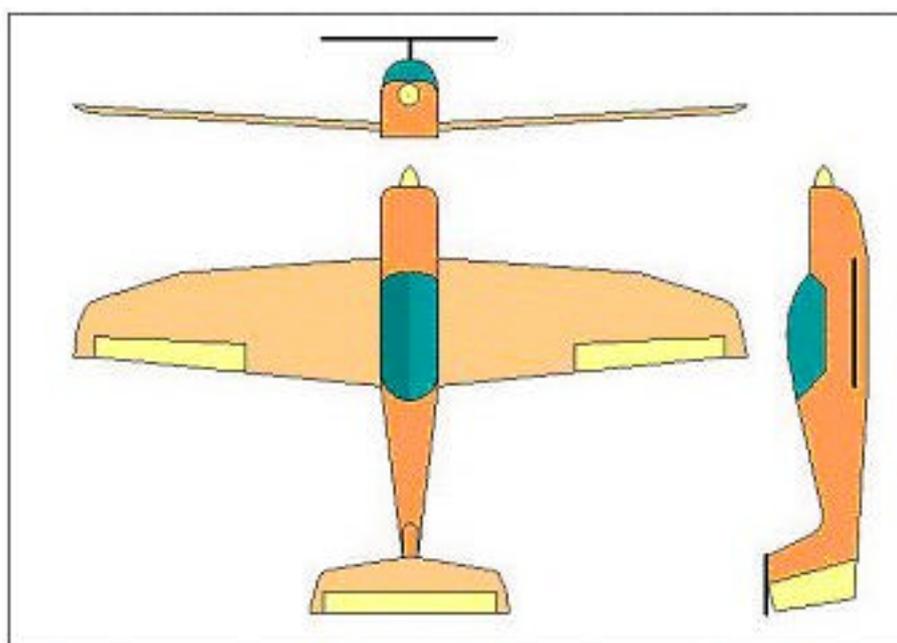
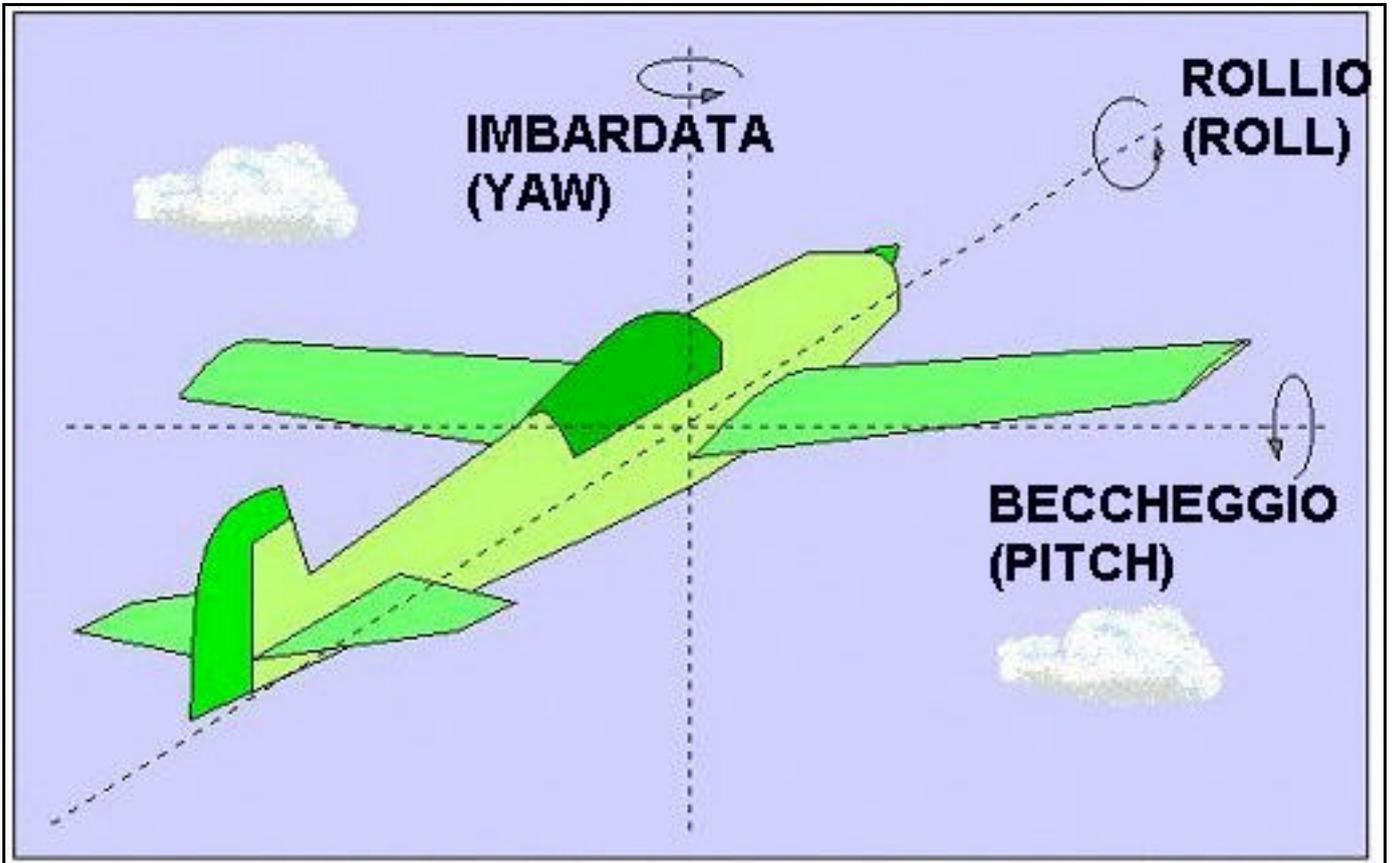


Fig. 13

PROGETTO DI AEROMODELLO						
PAG 1 : DIMENSIONI		Nome : NANO				
		descrizione : due assi				
ALA						
geometria : triplo trapezio, triplo diedro						
dimensioni di una semi ala (mm)						
corda radice	lunghezza trapezio n°1	corda intermedia 1	lunghezza trapezio n°2	corda intermedia 2	lunghezza trapezio n°3	corda estremità
280	800	240	440	180	120	140
	freccia bordo d'attacco		freccia bordo d'attacco		freccia bordo d'attacco	
	20		30		30	
S1 (dm2)	20,80					
S2 (dm2)	9,24					
S3 (dm2)	1,92					
CAM 1 (mm)	260,51					
CAM 2 (mm)	211,43			apertura alare (mm)	2720	
CAM 3 (mm)	160,83			superficie (dm2)	63,9	
D 1 (mm)	9,74			allungamento	11,6	
D 2 (mm)	14,29			CAMa (mm)	240,33	
D 3 (mm)	14,38			distanza D (mm)	20,12	
CARICO ALARE						
massa totale prevista (g)	2500			carico alare (g/dm2)	39	
STABILIZZATORE						
apertura (mm)	600			superficie (dm2)	8,4	
corda di radice (mm)	160			allungamento	4,3	
corda di estremità (mm)	120			CAMs (mm)	140,95	
freccia del bord d'attacco (mm)	30			distanza D (mm)	14,29	
				BL (mm)	950	
distanza B (mm)	1000			Vs	0,52	

Fig. 14

ALLEGATO 01 – ASSI DI MOVIMENTO**ALLEGATO 02 – Breve dizionario**

ITALIANO	INGLESE	FRANCESE
Allungamento	Aspect ratio	Allongement
Bordo d'attacco	Leading edge	Bord d'attaque
Bordo d'uscita	Trailing edge	Bord de fuite
Deriva	Fin	Derive
Impennaggi	Tail	Empennages
Radice d'ala	Root	Emplanatue
Apertura alare	Wingspan	Envergure
Freccia	Sweep	Fleche
Longherone	Spar	Longheron
Centina	Rib	Nervure
Portanza	Lift	Portance
Profilo	Airfoil	Profil
Estremità alare	Wing tip	Saumon
Resistenza	Drag	Trainee
Capottina	Canopy	Verriere
Timone di direzione	Rudder	Volet de direction
Timone di profondità	Elevator	Volet de profondeur
Svergolamento	Twist	village

SECONDA PARTE : PARAMETRI DI VOLO

Date un'occhiata la vostro progetto per vedere cosa manca ancora per iniziare la costruzione. Rimangono da determinare ancora quattro caratteristiche importanti: Il profilo dell'ala, il calettamento dell'ala e il calettamento dello stab, il punto di centraggio.

Una volta determinate queste caratteristiche potremmo anche dedurre il comportamento "naturale" del nostro modello, cioè la velocità di volo e la stabilità quando nessun comando è applicato e il motore è spento.

Queste condizioni di volo rettilineo, stabilizzato, senza variazioni di velocità e senza spinta del motore verranno identificate come "volo standard". Un paragrafo sarà dedicato per i motoalianti e gli aerei per i quali il calcolo delle performances nel volo sotto motore richiede qualche precisazione. Se l'uso del computer è stato comodo nella prima parte diventerà praticamente indispensabile per il calcolo delle performances.

PROFILI E POLARI

Il profilo dell'ala è il cuore del modello e merita un minimo di discussione. Iniziamo con un po di terminologia: La parte superiore del profilo si chiama estradosso quella sotto intradosso. La linea che passa dal bordo d'entrata (BE) e dal bordo d'uscita (BU) si chiama linea di riferimento. La corda è quel segmento (appartenente alla linea di riferimento) che parte dal BE e finisce sul BU. Quando l'aria passa attraverso il profilo si hanno delle variazioni di pressione attorno a questo. I profili delle ali sono disegnati in modo da generare in volo una depressione sulla faccia superiore (estradosso) e una pressione sull'intradosso. Questa differenza di pressione fa sì che si generi una forza che tira verso l'alto e all'indietro il profilo (e il modello) che si chiama "Risultante". Il punto di applicazione di questa forza giace sulla linea di riferimento e si chiama "centro di spinta".

Questa risultante può essere scomposta in due forze diverse: la prima è perpendicolare alla direzione del volo ed è la componente efficace che si chiama "Portanza". La seconda parallela alla direzione del volo è l'inevitabile componente parassita che si chiama "Resistenza". In Fig.15 viene riassunto tutto.

I valori di queste due componenti per l'ala intera si calcolano con la formula seguente (EQ 10)

$$P = \frac{1}{2} \times \rho \times S \times V^2 \times C_z$$

$$R = \frac{1}{2} \times \rho \times S \times V^2 \times C_x$$

Eq. 10

con : P : portanza (Newton, abbreviato **N=kg/m/s²**)
 R : resistenza (**N**)
 ρ : massa volumetrica dell'aria (**1,225 kg/m³**)
 S : superficie portante (**m²**)
 V : velocità del volo (metri al secondo, **m/s**)
 C_z : coefficiente di portanza del profilo (**adimensionale**)
 C_x : coefficiente di resistenza del profilo (**adimensionale**)

C_x e C_z

I coefficienti C_z e C_x variano in funzione dell'angolo di attacco (alfa) del profilo, cioè dell'angolo che è compreso tra la linea di riferimento e la direzione del flusso dell'aria (chiamato anche angolo di incidenza).

Dunque la variazione di questi coefficienti (la variazione dell'angolo di incidenza) fa variare le performances del profilo.

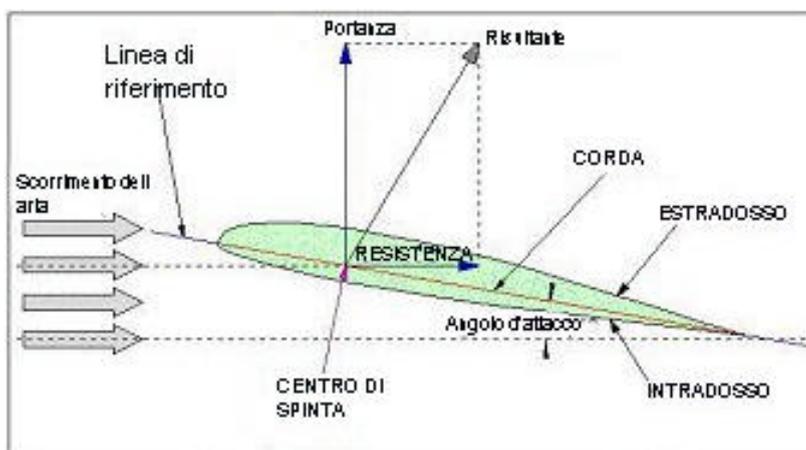


Fig. 15

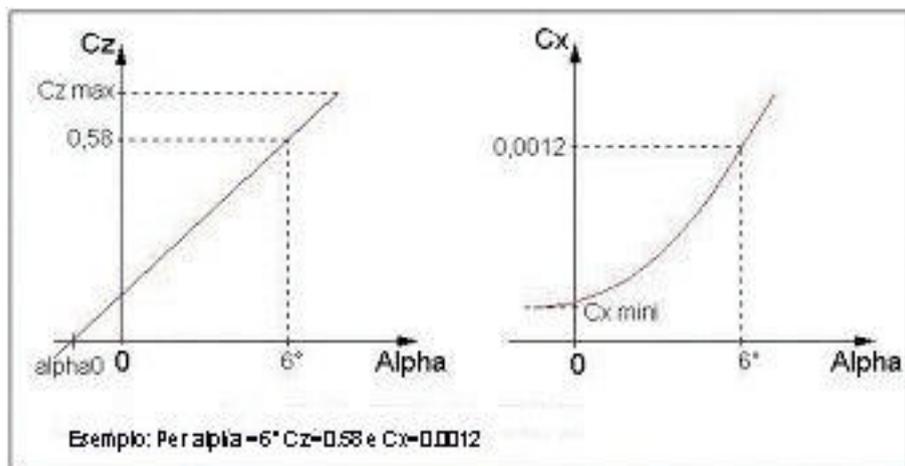


Fig. 16

Se nei calcoli che seguono si ritiene costante la superficie dell'ala e la massa volumetrica dell'aria si ottiene che la portanza e la resistenza variano durante il volo solo variando due parametri: velocità e angolo di attacco

Nella Fig.16 si possono apprezzare le variazioni del Cz e Cx in funzione dell'angolo di attacco (alfa)

Si vede che la curva che rappresenta Cz è funzione di alfa ed è una retta. Per un determinato valore di alfa (alfa zero =angolo di portanza nulla) il Cz vale zero e dunque anche la portanza vale zero. Il Cz cresce linearmente (linea retta) con alfa fino ad un valore Cz max al di là del quale il profilo stalla in quanto l'angolo di incidenza è troppo alto e si stacca il flusso laminare attorno al profilo. Per quanto riguarda il Cx anche esso è una funzione di alfa ma assume l'andamento di una parabola. Diversamente da Cz il Cx non va mai a zero. Praticamente per l'angolo di incidenza alfa zero in cui Cz vale zero il Cx è diverso da zero, la portanza è nulla ma la resistenza no. Ad un determinato angolo di incidenza corrisponde un valore di Cz e uno di Cx.

Fortunatamente per noi il valore di Cx è in media circa 100 volte più piccolo di Cz. E' possibile trasformare le due curve della Fig.16 in una sola, tracciando per un determinato profilo il Cz in funzione di Cx.

La curva che si ottiene è quella di Fig.17 e si chiama polare d'Eiffel del profilo.

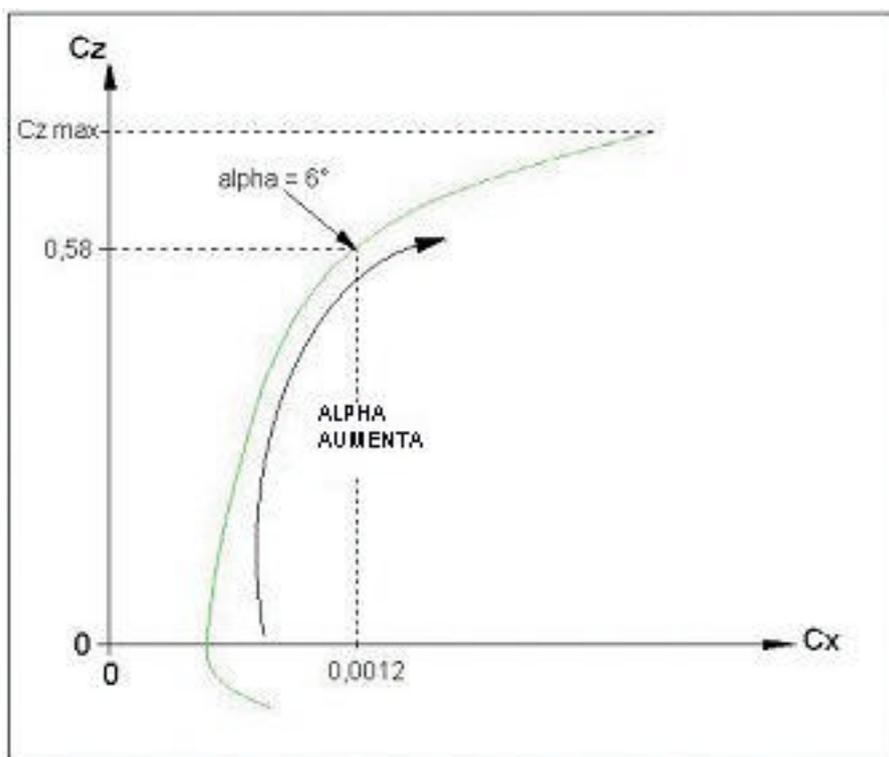


Fig. 17

Questa rappresentazione è utile per effettuare la comparazione tra due profili, ma non è sufficiente per determinare i parametri di un modello, in quanto non ci fornisce altre informazioni che la variazione della portanza/resistenza in funzione dell'angolo di incidenza. Queste informazioni ci saranno utili al momento in cui dovremo determinare un buon angolo di calettamento delle ali.

A questo proposito si deve fare una piccola precisazione: L'incidenza dell'ala è l'angolo tra la linea di riferimento del profilo e la direzione del flusso d'aria. Questo angolo varia durante il volo quando per esempio viene dato un comando al profondità.

Non dobbiamo confondere questo angolo con quello di calettamento dell'ala, che è quello compreso tra la linea di riferimento del profilo e l'asse longitudinale della fusoliera. Questo angolo viene fissato durante la costruzione e non varia durante il volo. La Fig.18 mostra un caso in cui l'angolo di incidenza e quello di calettamento non sono uguali. I due angoli sono uguali solo quando il flusso dell'aria scorre parallelamente all'asse della fusoliera e questo si verifica nelle condizioni di Volo Standard come in Fig.20.

Ritorniamo a parlare di Cz e Cx: ogni profilo ha una sua polare che rappresenta le performances per tutto l'assieme degli angoli d'attacco (normalmente da -5° a +15°). In realtà è un po più complesso di così. Il profilo funziona bene se il flusso d'aria è abbastanza veloce e più la corda del profilo è grande. Detto in altre parole a parità di corda un profilo che avanza a 50 km/h di velocità rispetto all'aria avrà un Cz maggiore e un Cx più piccolo dello stesso profilo che avanza a 30km/h con lo stesso angolo di attacco. Allo stesso modo un profilo è più efficace, a parità di velocità, se ha una corda maggiore. Con questo sistema non si parlerà più di portanza e resistenza, che come abbiamo visto dipendono strettamente dalla velocità, ma si parlerà di Cz e Cx. Ma allora come facciamo a capire qualcosa se la polare di un profilo è valida per una determinata corda e velocità? Fortunatamente gli effetti della velocità e della corda sull'efficacia di un profilo sono molto simili. Moltiplicare la velocità per due ha quasi lo stesso effetto favorevole che raddoppiare la corda del profilo. Dobbiamo dunque utilizzare un numero che tenga conto sia della corda e sia della velocità, il "numero di Reynolds" (abbreviato Re) possiamo così definirlo:

$$Re = 20 \times C \times V \quad \text{Eq. 11}$$

con : C : corda del profilo (mm)
V : velocità del flusso d'aria (km/h)

Il numero di Reynolds è rappresentativo delle condizioni in cui il profilo si trova a lavorare. Avere 10 cm di corda e volare a 40 km/h o avere 20 cm di corda e volare a 20 km/h per un profilo è la stessa cosa... In entrambi i casi il numero di Reynolds è: Re= 80.000.

In accordo a quanto detto sopra si può affermare che i profili mal sopportano i bassi numeri di Re e questo è vero tanto più le corde sono piccole. Normalmente nell'aeromodellismo i profili lavorano con Re tra 60.000 e 500.000 o 1.000.000 per modelli molto veloci.

Così Cz e Cx sono finalmente funzioni non solo dell'angolo di attacco ma anche del numero di Reynolds. Anzi, fissato un profilo si hanno infinite polari, poiché ne esiste una per ogni Re. Per il calcolo delle performances sarà dunque sufficiente considerare il Re che più si avvicina alle condizioni di volo del futuro modello. La Fig.19 presenta un assieme tipico di polari per lo stesso profilo per tre Re diversi (tipicamente 100.000 - 200.000 - 300.000). Si vede che la resistenza (Cx) aumenta quando Re diminuisce, e le polari si spostano via via verso la destra del grafico. Per quanto riguarda Cz diminuisce con i Re piccoli. Sulla polare a Re=100.000 si vede una deformazione che rappresenta un forte aumento della resistenza per certi angoli di incidenza.

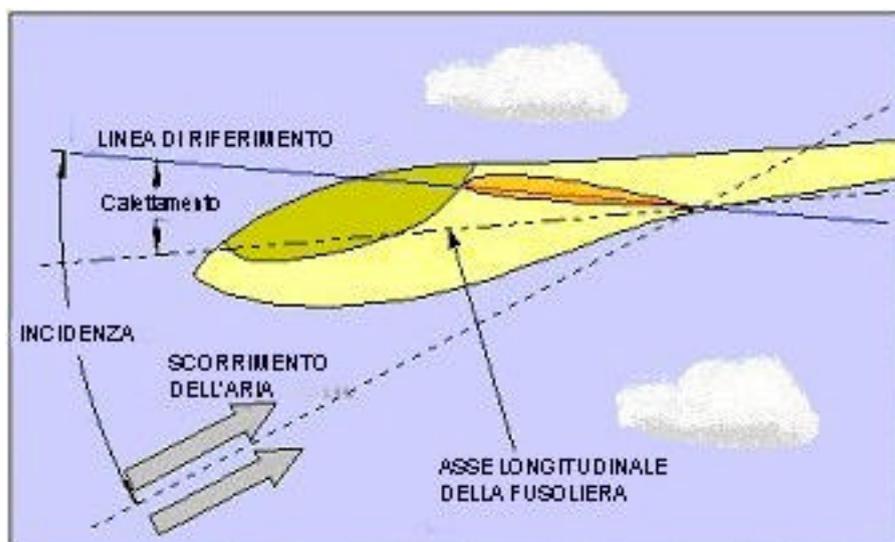


Fig. 18

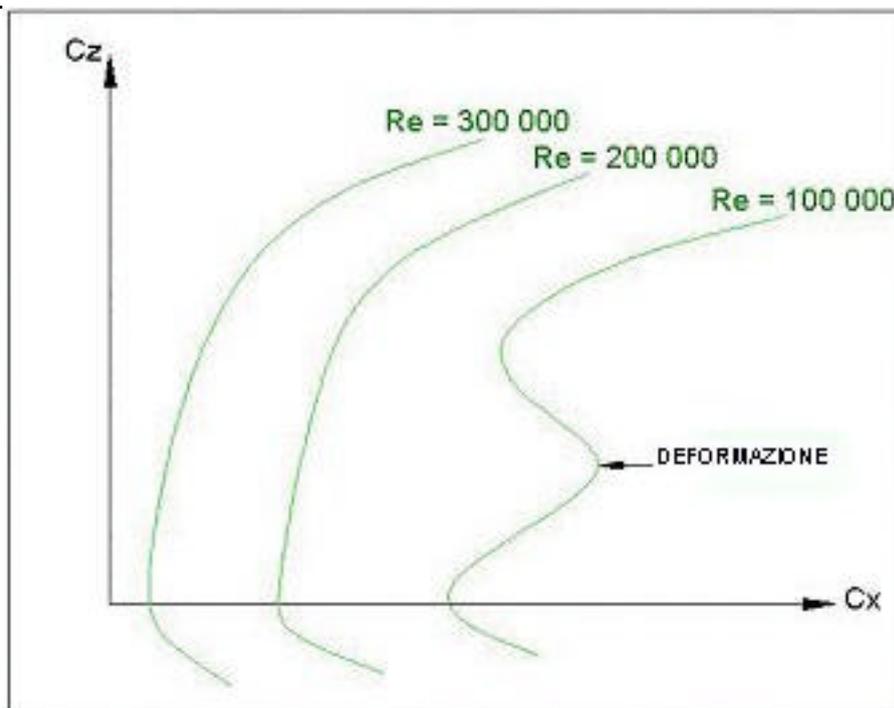


Fig. 19

Questo è un segno che il profilo comincia a non funzionare più bene, sarà meglio evitare di utilizzare questo profilo al di sotto dei 100.000 Re...

Un po' di profili sono proposti nella documentazione allegata (vedere allegato 3). Lontano dall'essere completamente esaustiva presenta i migliori profili attualmente utilizzati nelle competizioni degli alianti e degli aerei. Ogni profilo è presentato assieme a tutte le sue caratteristiche fondamentali, cioè:

- Coordinate dell'intradosso e dell'estradosso in un sistema ortogonale avente per origine il bordo d'attacco e per unità la corda del profilo. Variando opportunamente la scala della stampa si possono creare i profili voluti per tutte le corde desiderate.
- Tre tabelle che raggruppano le coordinate delle tre polari a tre differenti Re. Questi dati sono stati ricavati dalla letteratura, non sono infallibili, in quanto le performances di un profilo dipendono strettamente dal tipo di costruzione. Queste informazioni sono disponibili sul sito Web del professor Selig (URL: <http://amber.aae.uiuc.edu/~m-selig/>).
- Angolo di portanza nulla del profilo. E' un valore medio perché questo angolo varia leggermente variando il Re. Questo valore non ci servirà praticamente a nulla, ma per conoscere il profilo anche questo numero può essere interessante.
- Viene data anche un altro numero per ciascun profilo: il Cmo, cioè "coefficiente di momento a portanza nulla". Questo valore ci serve per calcolare la posizione del centro di spinta sulla corda, cioè il punto ove si applica la risultante. Questo calcolo è molto interessante per il nostro scopo, infatti il centro di spinta è il punto ideale dove centrare il nostro modello per ottenere una resistenza minima nel volo standard.

$$CS = C \times \left(0,25 - \frac{C_{mo}}{C_z}\right) \quad \text{Eq. 12}$$

con : CS : posizione del centro di spinta (detto anche centro di pressione) (**mm** in rapporto al bordo d'attacco)

C : corda (**mm**)

Cmo : coefficiente del momento a portanza nulla del profilo (**senza unità**)

Cz : coefficiente di portanza del profilo (**senza unità**)

Con questa formula si trova la posizione di CS sulla corda.

Si vede che CS varia con Cz se Cmo è diverso da zero. E' possibile anche trovare un profilo (es. Eppler 168) con Cmo uguale a zero: questo profilo è simmetrico rispetto alla linea di riferimento. Da tutto ciò si può dedurre che i profili simmetrici hanno un centro di spinta situato al 25% della corda. Come abbiamo visto nella parte 1 abbiamo già utilizzato questa caratteristica durante il dimensionamento del braccio di leva dello stabilizzatore. Altri profili hanno un Cmo negativo, e questo significa che il CP è situato dietro al 25% della corda, dove il Cz è più basso. Se il Cz diventa nullo il calcolo ci porta ad un risultato sorprendente: in questo caso il CS sarà situato all'infinito dietro l'ala. Questo ha comunque una spiegazione logica: il CS come abbiamo visto è il punto dove si applica la risultante (e la portanza). Con Cz nullo anche la portanza è nulla, per cui è difficile trovare il punto di applicazione di una forza nulla..

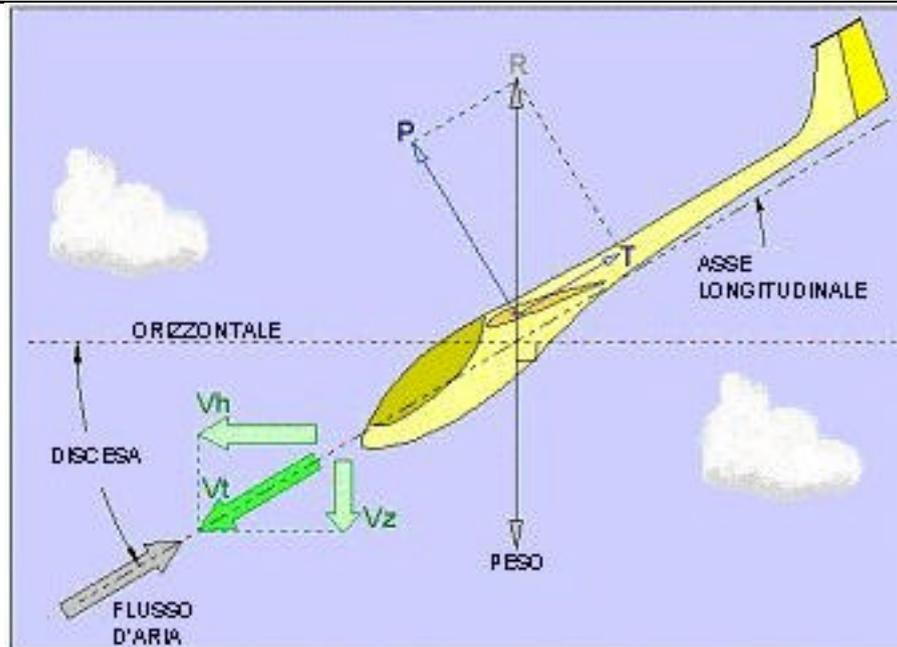


Fig. 20

EQUILIBRIO DI VOLO PLANATO

Malgrado il titolo questo capitolo non è riservato solo agli alianti: ricordiamoci che un aereo con motore spento non è ne più ne meno di un aliante (dalle caratteristiche pietose).

La parola “equilibrio” significa che un oggetto o è fermo o ha velocità costante (come valore ma anche come direzione e verso) nello spazio. Il caso di quando è fermo non ci interessa molto...

Una legge fondamentale della meccanica ci dice che l’equilibrio si verifica se e solo se si verificano contemporaneamente queste due condizioni:

- la somma vettoriale delle forze applicate all’oggetto è nulla
- la somma dei momenti delle forze rapportato al centro di gravità dell’oggetto è nulla (il momento di una forza riferito ad un punto è grosso modo il prodotto del valore della forza per il braccio di leva che è la distanza che separa il punto di applicazione della forza dal centro di gravità).

Dopo questa introduzione di tipo scolastico vediamo come si fanno ad applicare queste leggi al nostro modello. La Fig.20 mostra un aliante in volo equilibrato e in condizioni di volo standard (asse longitudinale parallelo alla velocità). La risultante (somma vettoriale della portanza e della resistenza) equilibra esattamente il peso del modello. Da un punto di vista matematico si può scrivere che:

$$P \times \cos b + R \times \sin b = M \times g \quad \text{Eq. 13}$$

- con :
- P : portanza (N)
 - R : resistenza (N)
 - $\beta (>0)$: angolo di discesa (gradi, °)
 - M : massa del modello (kg)
 - g : accelerazione di gravità (9,81 m/s²)

Se il centro di gravità e il centro di spinta coincidono come nella figura 20 la velocità rimane costante e si ottiene equilibrio. La direzione del volo descrive un certo angolo con l’orizzontale che si chiama “angolo di discesa”. E’ però più utile parlare di “Efficienza” piuttosto che angolo di discesa. L’efficienza è definita come il rapporto tra la distanza orizzontale percorsa e l’altitudine persa (esempio: Con un’efficienza di 12 vuol dire fare 120 metri in orizzontale per ogni 10 metri persi di quota). Per calcolare l’efficienza a partire dall’angolo di discesa si usa la formula:

$$E = \frac{1}{\tan b} \quad \text{Eq. 14}$$

- con :
- E : efficienza (senza unità)
 - β : angolo di discesa (°)

Con riferimento alla figura 20 è interessante notare che in queste condizioni d'equilibrio l'angolo che fa la portanza con la resistenza è uguale all'angolo di discesa. questo permette di scrivere:

$$\tan b = \frac{R}{P} = \frac{\frac{1}{2} \times \rho \times S \times V^2 \times C_x}{\frac{1}{2} \times \rho \times S \times V^2 \times C_z} = \frac{C_x}{C_z} \quad \text{Eq. 15}$$

Che ci porta a riscrivere l'equazione precedente (EQ14):

$$E = \frac{C_z}{C_x} \quad \text{Eq. 16}$$

con : E : efficienza (senza unità)
Cz : coefficiente di portanza del profilo (senza unità)
Cx : coefficiente di resistenza del profilo (senza unità)

L'efficienza è dunque direttamente determinata dal rapporto dei coefficienti di portanza e resistenza del modello. Rappresenta una sorta di rendimento del profilo.

La velocità su una traiettoria può essere calcolata in funzione di Cz e Cx; è solo necessario riscrivere l'equazione dell'equilibrio delle forze sostituendo l'angolo di discesa con l'arcotangente di Cx/Cz.

$$V_t = 3,6 \times \sqrt{\frac{2 \times M \times g}{\rho \times S a}} \times \sqrt{\frac{1}{C_z^2 + C_x^2}} \quad \text{Eq. 17}$$

con : Vt : velocità sulla traiettoria (**km/h**)
M : massa del modello (**kg**)
g : accelerazione di gravità (**9,81 m/s²**)
ρ : massa volumetrica dell'aria (**1,225 kg/m³**)
Sa : superficie alare (**m²**)
Cz, Cx (senza unità)

Il fattore 3,6 serve per avere la velocità in km/h piuttosto che in m/s. Da quanto visto finora la velocità orizzontale e il tasso di discesa si ottengono dalla EQ17:

$$V_h = V_t \times \cos(\arctan(\frac{C_x}{C_z})) = V_t \times \sqrt{\frac{C_z^2}{C_z^2 + C_x^2}} \quad \text{Eq. 18}$$

$$V_z = \frac{V_h}{F}$$

con : Vt : velocità sulla traiettoria (**km/h**)
Vh : velocità orizzontale (**km/h**)
Vz : tasso di discesa=velocità di caduta (**km/h**)

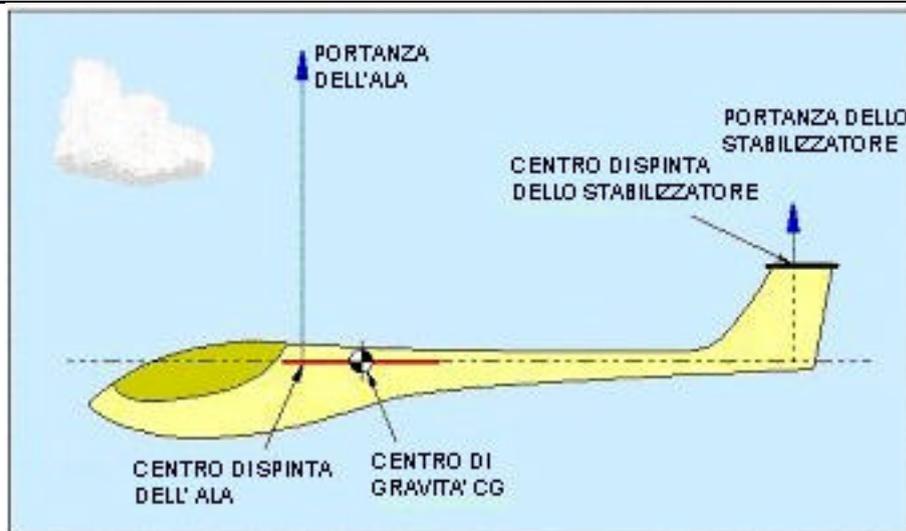


Fig. 21

Adesso analizzeremo cosa implica aver imposto tutte le condizioni di equilibrio delle forze nel volo planato. I calcoli delle performances che si ottengono a partire dai valori di C_z e C_x ci permettono di scegliere l'angolo di incidenza del profilo alare corrispondente.

La seconda condizione per la conservazione dell'equilibrio è quella dell'equilibrio dei momenti rispetto al centro di gravità come visto prima. Le due forze che generano un momento rispetto al centro di gravità sono la portanza dell'ala e la portanza dello stabilizzatore. La condizione per cui si ha equilibrio è descritta dalla seguente equazione:

$$MP_a + MP_s = 0 \quad \text{Eq. 19}$$

con: MP_a : momento di portanza dell'ala rispetto al CG (Newton metro, **Nm**)
 MP_s : momento di portanza dello stab rispetto a CG (**Nm**)

La Fig.21 mostra una situazione in cui questa condizione è verificata. Ci si potrebbe anche divertire a sviluppare questa equazione cercando una relazione che leghi la distanza tra CP e CG e il C_z dello stab. La maniera più semplice per avere qualche risultato è comunque vedere cosa succede quando:

$$\begin{aligned} MP_a &= 0 \\ e & \quad \text{Eq. 20} \\ MP_s &= 0 \end{aligned}$$

Il momento di una forza rispetto ad un punto è nullo se siamo in uno dei due casi: la forza è nulla o la distanza tra il punto di applicazione e il punto di riferimento è nulla. Per il momento dello stab la portanza sarà uguale a zero (il profilo è generalmente piatto) e per l'ala è la distanza del centro di spinta al centro di gravità che vale zero (CS e CG coincidono). Il modello dovrà dunque essere centrato esattamente sul centro di spinta e il suo stabilizzatore dovrà essere montato in maniera che non influenzi assolutamente il volo standard. Questa semplice soluzione è anche quella che da le migliori prestazioni.

CENTRAGGIO E STABILITA' SULL'ASSE DEL BECCHEGGIO

Abbiamo cominciato a vedere come regolare il modello in funzione dell'equilibrio del volo planato voluto. Un modello in equilibrio non significa in alcun caso un modello stabile. Non dobbiamo infatti confondere la parola equilibrio (velocità costante in valore e direzione come visto prima) con stabilità che significa ritorno alle condizioni di equilibrio se una perturbazione lo ha interessato. E' necessario a questo punto distinguere tra stabilità statica e dinamica. Si definisce che un oggetto possiede una stabilità statica se quando lo si perturba leggermente dalla posizione di equilibrio le forze e i momenti che si generano tendono sempre a riportare l'oggetto allo stato di equilibrio di partenza. La stabilità dinamica descrive la caratteristica di ritorno allo stato di equilibrio considerando anche il fattore tempo, studiando per esempio la traiettoria dell'oggetto. La stabilità del vostro modello sull'asse del beccheggio (quando la fusoliera ruota il suo asse verso l'alto o il basso) viene assicurata dallo stabilizzatore. Il valore di stabilità statica è dunque funzione del volume dello stabilizzatore. Vediamo più precisamente cosa implicano queste affermazioni. Esiste un punto sull'asse longitudinale del modello che si chiama limite di centraggio posteriore (abbreviato LCP). La stabilità statica del modello è garantita se il centraggio è davanti a questo punto. La posizione di questo punto sulla CMA si calcola come segue:

$$LCP = CAMa \times (0,25 + Vs \times \frac{I_s}{I_s + 2} \times \frac{I_a - 2}{I_a}) \quad \text{Eq. 21}$$

on : LCP : limite di centraggio posteriore (in **mm** in rapporto al bordo d'attacco della CAMa)
 CAMa : corda aerodinamica media dell'ala (**mm**)
 Vs : volume dello stab (senza unità)
 λs : allungamento dello stab (senza unità)
 λa : allungamento dell'ala (senza unità)

Il valore di stabilità statica del vostro modello (che si chiama Sigma) è funzione della distanza tra il centro di gravità e il punto LCP. Se, come consigliato, avete centrato il modello sul centro di pressione dell'ala la formula per ricavare sigma è:

$$\sigma = \frac{LCP - CP}{CAMa} \quad \text{Eq. 22}$$

on : σ : valore di stabilità statica del modello (senza unità)
 LCP : limite di centraggio posteriore (in mm in rapporto al bordo d'attacco della CAMa)
 CP : posizione del centro di spinta (in mm in rapporto al bordo d'attacco della CAMa)
 CAMa : corda aerodinamica media dell'ala (mm)

Il valore di Vs è stato deciso durante la prima parte, il valore di sigma del vostro modello sarà fissato quando scegliete il Cz di volo. Bisognerà sempre verificare che questo valore (sigma) sia positivo. Il valore normale di sigma è di solito intorno a 0,1 – 0,3. Più Sigma è grande più il modello è stabile e ritorna alle condizioni di equilibrio. Quando si arretra il centraggio del modello diminuisce il valore di sigma. Il modello diviene allora più sensibile al comando del profondità ma allo stesso tempo la traiettoria rimane meno rettilinea. Nel caso estremo che il Cg sia posizionato dietro la LCP il modello diventa inguidabile, incapace di volare rettilineo senza continuo intervento del pilota. Daltra parte il sigma deve essere adattato all'inerzia di rotazione sull'asse del beccheggio del modello. Per esempio un modello pesante dovrà avere un sigma abbastanza alto rispetto ad un aliante più leggero per garantire delle traiettorie comparabili. E' per questo motivo che normalmente gli aerei hanno un Vs maggiore degli alianti. La cosa importante in tutto questo discorso è un fatto: E' comunque una ottima cosa per la sicurezza del modello sapere dove si trova il limite del centraggio posteriore prima di procedere al collaudo.

PROGETTO		Name: NANO								
PAG 2 : VOLO		Profilo:	Selig 7037	Cmo :	-0,085					
TAVOLA DELLE PERFORMANCES										
(Re 200 000)										
alpha (°)	Cz polare	Cx polare	Cz reale	Cx totale	efficienza	Vt (km/h)	Vh (km/h)	Vz (m/s)	Re CAM	Re estremità
10,81	1,157	0,0395	0,99	0,092	10,8	28,6	28,5	0,73	137592	80151
9,36	1,094	0,029	0,93	0,077	12,1	29,5	29,4	0,67	141561	82462
7,89	1,01	0,0215	0,86	0,065	13,3	30,7	30,6	0,64	147373	85848
6,47	0,914	0,0158	0,78	0,054	14,4	32,2	32,2	0,62	154952	90263
4,84	0,771	0,0123	0,66	0,044	15,0	35,1	35,0	0,65	168726	98287
3,25	0,626	0,0106	0,53	0,037	14,6	39,0	38,9	0,74	187239	109071
1,63	0,461	0,0098	0,39	0,031	12,7	45,4	45,2	0,99	218109	127054
0,17	0,304	0,0086	0,26	0,026	9,8	55,8	55,5	1,57	268311	156298
-1,17	0,166	0,0099	0,14	0,026	5,5	75,1	73,9	3,75	361055	210323
-2,87	-0,01	0,0151	-0,01	0,030	-0,3	160,6	43,5	-42,94	771916	449659
PARAMETRI DI VOLO										
Cz polare scelta	0,771	sigma	0,18							
CG (mm sulla CAM)	87	calettamento ala (°)	4,84							
CG (mm/radice)	107	calettamento stab (°)	2,4 (stab a V o a croce)							
LCA (mm sulla CAM)	131		1,2 (stab a T)							
LCA (mm/radice)	151									

Fig. 22

TAVOLA DELLE PERFORMANCES

Le performances del vostro modello in volo planato saranno presentate in una tavola composta da 11 colonne come in Fig.22 in cui si riprende l'esempio dell'aliante a due assi di figura 14. Le prime tre colonne contengono le informazioni relative al profilo: angolo d'attacco, coordinate di una polare, Cz e Cx. Le otto colonne seguenti contengono i risultati dei calcoli fatti a partire dalle caratteristiche del modello (superficie, massa ecc) e dei valori delle prime tre colonne. Ogni linea corrisponde ad una condizione di equilibrio in volo planato possibile e indica le performances del modello con questo equilibrio. Vediamo le colonne una dopo l'altra.

Cz reale:

I Cz e Cx della polare vengono ricavati da uno studio del profilo in due dimensioni. Ma un'ala è un oggetto a tre dimensioni, che possiede oltre ad uno spessore e una corda anche un'apertura. Sui bordi dell'ala l'aria che si trova sull'intradosso in pressione cerca di andare nella zona di pressione che si trova al di sopra dell'ala, passando intorno alla estremità dell'ala come in Fig.23.

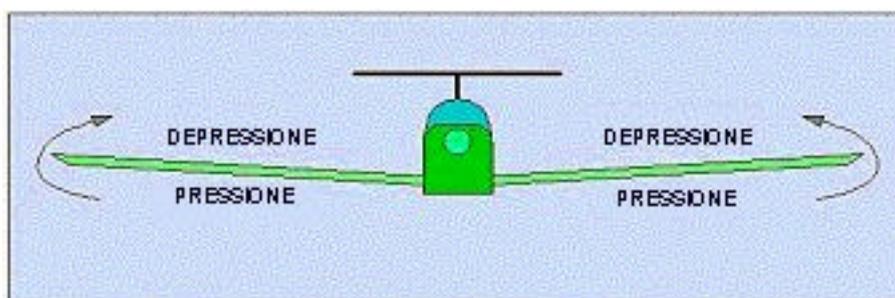


Fig. 23

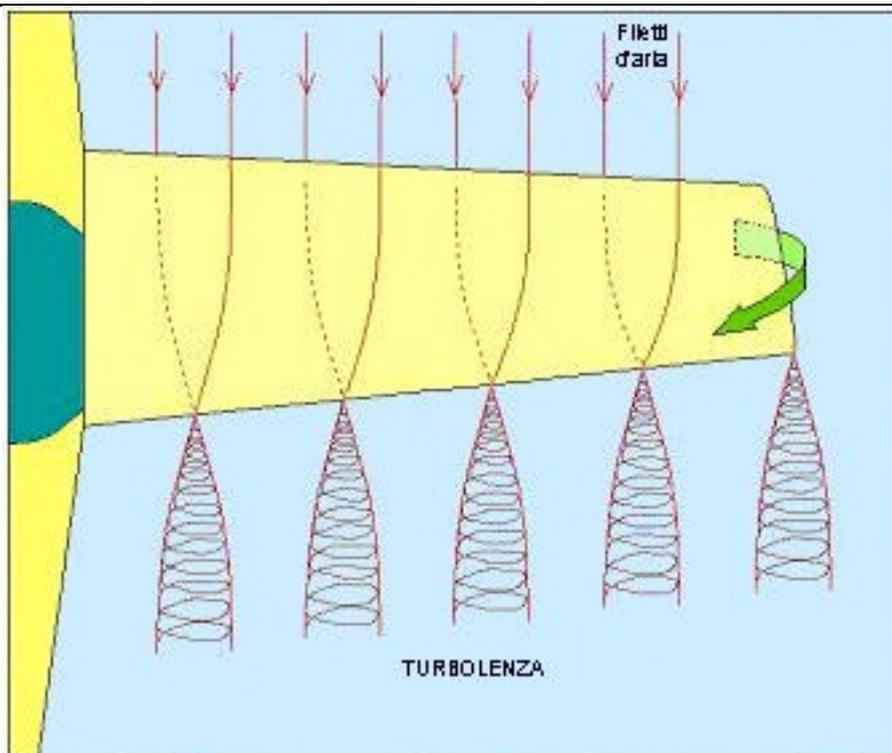


Fig. 24

Questo fatto perturba il flusso lungo tutta l'apertura, così questi filetti d'aria interagiscono con quelli vicino a loro. Questi ultimi però non possono passare sull'estradosso aggirando l'estremità che si trova troppo lontano, ma la loro traiettoria dal bordo d'attacco a quello di uscita è comunque deviato verso l'estremità per l'intradosso e verso la radice per l'intradosso come in Fig. 24. Queste deviazioni portano due conseguenze: la prima è che l'aria non scorre parallelamente lungo il profilo generando una perdita di portanza, la seconda e più grave è quella che i filetti arrivano sul bordo d'uscita con una direzione differente tra l'intradosso e l'estradosso. Una volta usciti dall'ala questi filetti si ricompongono ma danno luogo a turbolenze e generano così un aumento della resistenza che varia da circa il 50% al oltre il 250% a seconda dell'allungamento del C_z di volo. Questo fenomeno è chiamato Resistenza Indotta e viene considerata nella terza colonna. Vediamo cosa succede sulla perdita di portanza; il C_z reale è funzione di quello della polare e dell'allungamento dell'ala.

$$C_{z_{reale}} = C_{z_{polare}} \times \frac{Ia}{Ia + 2} \quad \text{Eq. 23}$$

Cx totale :

La formula da utilizzare per questa colonna è la seguente :

$$C_{x_{totale}} = C_{x_{polare}} + \frac{(C_{z_{polare}})^2}{\pi \times Ia} + \frac{(0,03 \times Ss) + (0,009 \times \sqrt{Sa})}{Sa} \quad \text{Eq. 24}$$

con : $C_{x_{totale}}$: coefficiente di resistenza del modello completo (senza unità)

$C_{x_{polare}}$: Cx determinato dalla polare (senza unità)

$C_{z_{polare}}$: Cz determinato dalla polare (senza unità)

π : Pi Greco = 3,14

λa : allungamento dell'ala (senza unità)

Ss : superficie dello stabilizzatore (m^2)

Sa : superficie alare (m^2)

Vediamo un po' in dettaglio: Il primo termine descrive solo la resistenza del profilo. Il secondo da il valore della resistenza indotta che come abbiamo visto è funzione di C_z e dell'allungamento. Il terzo termine corrisponde più o meno alla resistenza dello

stabilizzatore e della fusoliera. $C_{xTotale}$ ci da più o meno il valore del C_x dell'aliante completo e in genere deve essere maggiorato di circa il 20% nel caso di un aereo (fusoliera più grande, elica, carrello ecc). Bisogna considerare che l'imprecisione di questa formula empirica non causa gravi effetti riguardo al posizionamento del centro di gravità e del limite di centraggio posteriore.

Efficienza reale :

$$E = \frac{C_{z_{Reale}}}{C_{x_{Totale}}} \quad \text{Eq. 25}$$

L'efficienza reale ottenuta sarà minore rispetto al valore trovato considerando il rapporto tra C_z e C_x del solo profilo.

V_t (velocità sulla traiettoria) :

Avevamo già visto una formula simile (Eq. 17) che diventa:

$$V_t = 3,6 \times \sqrt{\frac{2 \times M \times g}{\rho \times S_a}} \times \sqrt{\frac{1}{(C_{z_{Reale}})^2 + (C_{x_{Totale}})^2}} \quad \text{Eq. 26}$$

con : V_t : velocità sulla traiettoria (km/h)
 M : massa del modello (kg)
 g : accelerazione di gravità (9,81 m/s²)
 ρ : massa volumetrica dell'aria (1,225 kg/m³)
 S_a : superficie alare (m²)

V_o (velocità orizzontale) :

$$V_o = V_t \times \sqrt{\frac{(C_{z_{Reale}})^2}{(C_{z_{Reale}})^2 + (C_{x_{Totale}})^2}} \quad \text{Eq. 27}$$

V_z (rateo di discesa) :

La formula (Eq. 18) viene modificata per avere un valore in m/s.

$$V_z = \frac{V_o}{3,6 \times E} \quad \text{Eq. 28}$$

Re CAM

(numero di Reinold alla CAMa) :

$$\text{Re CAM} = 20 \times \text{CAMa} \times V_o \quad \text{Eq. 29}$$

con : CAM ala in **mm**
 V_o in **km/h**

Questo risultato ci permette di verificare che la polare inserita nelle prime tre colonne corrisponde al numero di Re scelto.

Re Estremità :

$$\text{Re}_{Estremità} = 20 \times C_e \times V_t \quad \text{Eq. 30}$$

con : C_e : cosrda estremità (**mm**)
 V_t in **km/h**

Con questo secondo numero di Re è possibile verificare che il profilo lavori bene o che la corda non sia troppo piccola.

Ogni volta che appare un valore delle dimensioni del modello dentro una formula (es. massa, allungamento..) è necessario di andare a cercare questo parametro nel foglio della Fig.14 nella parte "disegno".

PROCEDURA DA SEGUIRE

Come per la prima parte di disegno vediamo una procedura da seguire per effettuare i calcoli.

Passo 1

E' necessario effettuare la scelta del profilo dell'ala. Tra quelli proposti scegliete quello che più vi piace leggendo bene le note sulle caratteristiche. Una volta scelto riportate le coordinate di una delle sue polari (per adesso non importa quale) nelle prime tre colonne della tabella.

Passo 2

Il computer eseguirà alcuni calcoli e in men che non si dica avrete davanti ai vostri occhi le performances del vostro modello. E' necessario scegliere una delle linee della tabella come quella di volo standard, cioè quella condizione di equilibrio in cui il modello ritorna da solo. Attenzione: Questo non vuol dire che il modello potrà volare solo in queste condizioni di equilibrio, sarà necessario agire sui comandi (o trimmare diversamente il profondità) per passare da una linea all'altra. Vediamo il criterio per scegliere la linea giusta. Nel caso di un aliante o motoaliante bisogna scegliere tra le linee situate tra quelle che hanno la massima efficienza e quelle che hanno il rateo di discesa minore. Personalmente considero molto di più il fattore efficienza per questo motivo. Si guadagna il più possibile durante il volo standard diminuendo il più possibile gli ordini alla radio. Così la traiettoria risulta essere il più rettilinea possibile e tenendo le superfici di governo in posizione neutra si diminuisce anche la resistenza. Resta solo da determinare se si vola più sovente nelle condizioni di massima efficienza o in quelle di rateo di discesa minimo. Il rateo di discesa minimo significa perdere meno altitudine possibile per ogni secondo di volo (utile quando si è in termica) , mentre la massima efficienza significa perdere meno altitudine possibile per ogni metro percorso orizzontalmente (utile quando si deve cercare la termica). Siccome per quando volo passo più tempo a cercare la termica che a volarci dentro scelgo la massima efficienza come condizioni di volo standard. Nella sesta linea si ha la velocità del volo che, come indica la formula, è direttamente funzione del carico alare (non viene considerata l'efficienza).

Passo3

Per rendere coerenti i calcoli è necessario scegliere i numeri di Reynolds vicini a quelli della polare nella tabella. Per esempio se avete 123154 e la vostra polare è calcolata per 300000 dovete cambiare la polare e considerare quella per Re=100000. A questo punto riprendete la procedura del passo 2.

Passo 4

Qualsiasi linea avete scelto controllate bene a questo punto la linea relativa al rateo di caduta più basso. Se la velocità sulla traiettoria è bassa è necessario tenere d'occhio il Re alle estremità, e controllare se la polare scelta è in grado di supportare tale Re. Per esempio se la casella contiene 62439 e se la polare a Re=100000 del vostro profilo presenta già una certa deformazione, questa soluzione non può andare bene perché il modello rischierà di stallare in modo impreveduto (a seconda del profilo il Re minimo va da 50000 a 150000). A questo punto possiamo scegliere tra due soluzioni; aumentare la corda dell'estremità o aumentare la velocità di volo aumentando il carico alare. In entrambi i casi dovete riprendere tutto lo studio dall'inizio. Se avete utilizzato il computer non è poi un'operazione così gravosa. Se invece il Re all'estremità corrisponde ad una polare regolare poco deformata potete continuare con il passo 5. A questo punto il calcolo delle performances è terminato, avete scelto le condizioni di volo standard, determinato i punti di centraggio, il fattore di stabilità e il calettamento delle ali e dello stab.

Passo 5

Evidenziate la linea del volo standard e cambiatene il colore dello sfondo (vedere Fig. 22). Riportate in una casella a fianco il valore di Cz polare che vi servirà più avanti.

Passo 6

Il punto di centraggio (centro di spinta) sulla CAM viene definito dalla seguente formula:

$$CG = CAMa \times \left(0,25 - \frac{C_{mo}}{C_{zpolaire}} \right) \quad \text{Eq. 31}$$

Per esempio: CAMa =232mm, Cmo = -0.067 , Cz polare = 0.72

Si trova CG = 232 x (0,25 + 0,067 / 0.72) = 232 x 0.343 = circa 80mm

Bisogna conteggiare questa distanza a partire dal bordo d'attacco della CAM. Per avere la distanza a partire dal bordo d'attacco dell'ala alla radice bisogna far intervenire la distanza D dell'ala.

Passo 7

Limite di centraggio posteriore

$$LCP = CAMa \times \left(0,25 + V_s \times \frac{I_s}{I_s + 2} \times \frac{I_a - 2}{I_a} \right) \text{ Eq. 32}$$

con : LCP : limite di centraggio posteriore (in **mm** in rapporto al bordo di attacco della CAMa)
 CAMa : corda aerodinamica media dell'ala (**mm**)
 Vs : volume dello stab (senza unità)
 λs : allungamento dello stab (senza unità)
 λa : allungamento dell'ala (senza unità)

Per esempio: CAMa = 232 mm, Vs = 0.58 allungamento ala = 14 allungamento stab = 5 si ottiene:

LCP = 232 x (0.25 + 0.58 x (5/7) x (12/14)) = 232 x 0,6 = circa 139 mm

come per il CG dovrete rapportare alla distanza D per trovare LCP rispetto al bordo d'attacco della radice dell'ala

Passo 8

Stabilità longitudinale

$$\sigma = \frac{LCA - CG}{CAMa} \text{ Eq. 33}$$

con : σ : ratio di discesa del modello (senza unità)
 LCA : limite di centraggio posteriore (**mm**)
 CG : posizione del centro di gravità (**mm**)
 CAMa : corda media aerodinamica dell'ala (**mm**)

Esempio: Prendendo i valori dei punti 6 e 7 si trova Sigma = (139 - 80) / 232 ≈ 0,25. Questo valore è sufficientemente elevato per toglierci tutte le preoccupazioni in quanto a stabilità sull'asse del beccheggio. Se dal calcolo troviamo un sigma troppo basso (< 0.2 per un modello molto stabile, <0.1 per gli altri) sarà necessario aumentare il valore di Vs e rivedere la superficie dello stab (Ss) e/o il braccio di leva (BL).

Passo 9

Calettamento dell'ala

Bisogna ricordarsi che l'angolo di calettamento è quello che deve fare la linea di riferimento del profilo con l'asse longitudinale della fusoliera lungo la vista di profilo.

Passo 10

Calettamento dello stabilizzatore:

durante il volo standard lo stab non deve generare portanza poiché il centraggio si trova sul centro di spinta. Purtroppo non è sufficiente avere il calettamento a 0° perché lo stab si trova a lavorare nell'aria leggermente deviata dall'ala. Questo fenomeno è quello che viene chiamato deflessione o ombra dell'ala. Bisogna dunque tenere in considerazione:

$$Calett.Stab = 2 \times \frac{Czpolare}{p \times I_a} \times 57 \text{ Eq. 34}$$

Il fattore 57 è introdotto per ottenere un risultato in gradi e non in radianti (1 rad = 57° circa). Se non viene utilizzato un profilo dello stabilizzatore simmetrico bisogna aggiungere a questo risultato l'angolo di portanza nulla del profilo. Attenzione che questa formula non è valida per lo stabilizzatore a T che sono al riparo dalla deflessione dell'aria, in questo caso è possibile dividere il risultato per 2, non è utile cercare più precisione in quanto la costruzione non può essere più precisa del singolo grado. Come visto epr l'ala questo angolo è da conteggiare a partire dall'asse longitudinale della fusoliera.

A questo punto per quanto riguarda un aliante ci possiamo fermare qui. D'ora in poi vedremo come si complicano le cose nel caso del volo a motore.

VOLO A MOTORE

Il problema in questo caso è sapere come scegliere il Cz di volo standard del nostro modello motorizzato. Vedremo anche come stimare le performances di volo quali il rateo di salita e la velocità massima in volo orizzontale.

Equilibrio di volo a motore

La Fig.25 fa vedere le forze in gioco. La forza motrice (FM) si deve aggiungere alle tre forze già viste che sono : peso, portanza e resistenza. In questo caso l'equilibrio si ottiene se la somma delle quattro forze è nulla. Se chiamiamo Gamma l'angolo di salita si ottiene:

$$M \times g \times \cos g = \frac{1}{2} \times r \times S \times V^2 \times C_z$$

et

Eq. 35

$$FM = \frac{1}{2} \times r \times S \times V^2 \times C_x + M \times g \times \sin g$$

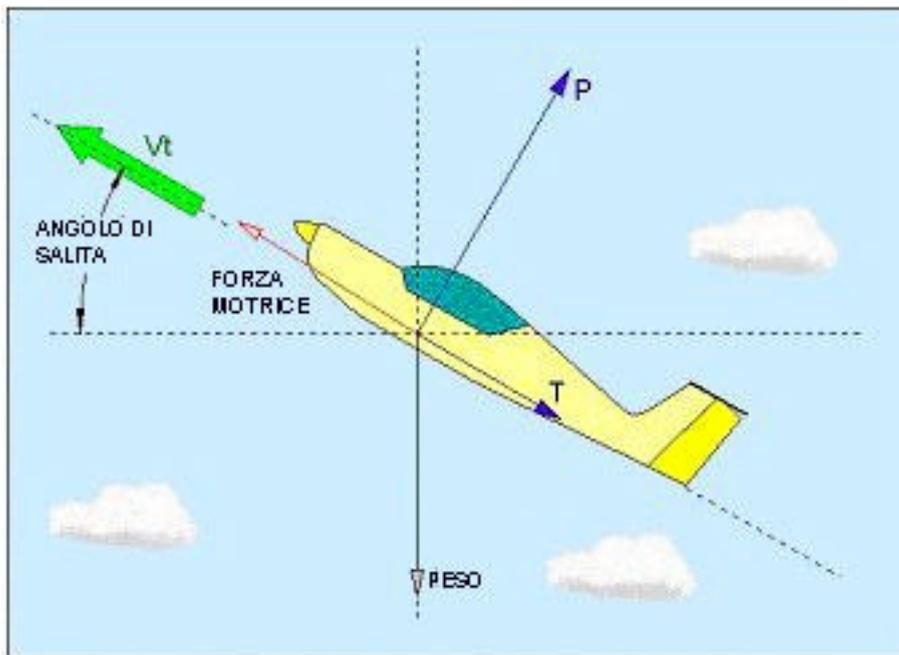


Fig. 25

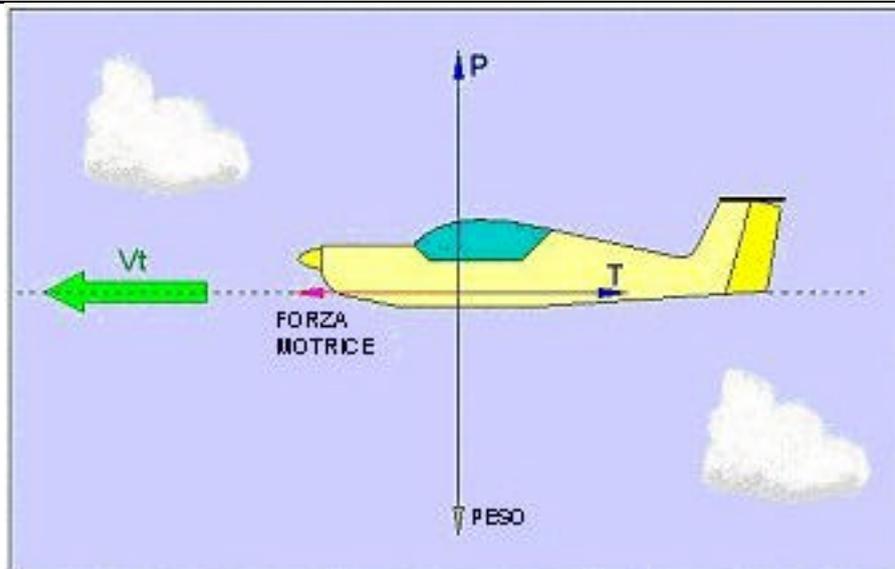


Fig. 26

Un caso particolare del volo a motore è il volo orizzontale. L'equilibrio in questo caso è facile da comprendere: In senso verticale la portanza si oppone al peso e la velocità di avanzamento si oppone alla resistenza come in Fig. 26. Il valore della forza motrice necessaria è allora abbastanza basso perché deve bilanciare la resistenza (salvo ovviamente per i racers che sono molto veloci). Immaginiamo un aereo in volo orizzontale con il motore che fornisce solo la potenza necessaria a mantenere questa condizione di equilibrio. Cosa succede se il pilota aumenta un po' la manetta del gas? Scomponiamo un po' artificialmente quanto accade: la forza motrice aumenta e diventa superiore alla resistenza; il modello accelera, fino qui tutto ovvio. Via via che aumenta la velocità la portanza diventa superiore al peso e questo causa uno scompenso all'equilibrio delle forze che si traduce in una accelerazione ma in senso verticale questa volta. Allora la direzione del volo non sarà più orizzontale ma leggermente ascendente ($\Gamma > 0$). Lo stabilizzatore assume allora il suo ruolo e allinea l'asse della fusoliera alla direzione del volo.

Riassumendo: cambiando la forza motrice il pilota ha modificato l'equilibrio di volo del modello. L'aereo risponde a questa perturbazione andando a trovare un'altra condizione di equilibrio, con un'altra velocità di volo e un altro angolo di salita. questo succede anche sugli alianti quando si modifica il comando del profondità (o per ordine di pilotaggio o per un trimmaggio diverso).

Performances

Se si conosce, oltre alle altre caratteristiche del modello, la forza motrice fornita dal motore diventa facile calcolare l'angolo di salita e la velocità di volo del modello per un C_z definito. Però il vero problema nasce dal fatto che conoscere l'esatto valore della forza motrice (motore + elica) diventa veramente difficile. A questo punto è necessario studiare un sistema per misurare la forza motrice. Bisognerà allora far funzionare il sistema di propulsione su un banco provvisto di pulegge e bilancia per trovare la trazione. Sfortunatamente questo genere di tests non tiene in considerazione un fattore determinante per le performances di un'elica. Questo fattore non è l'altitudine o la pressione o la temperatura dell'aria ma è semplicemente la velocità di volo. L'elica è come un'ala: la portanza (trazione) e la resistenza prodotta variano secondo numerosi parametri tra cui principalmente l'angolo di attacco e il profilo. Tra l'altro è falso pensare che in un'elica a passo fisso l'angolo di attacco rimane costante, infatti è funzione di alcuni parametri tra cui la velocità di rotazione e la velocità di volo.

Dopo tutto questo discorso fissiamo una cosa: La forza motrice è difficilmente misurabile a meno di poter utilizzare una galleria del vento o di trasformare l'automobile in un laboratorio... Non si potranno dunque calcolare precisamente le performances del volo. Esistono però dei metodi basati sulla potenza e sul rendimento dei differenti elementi della propulsione che anche se approssimativi, (la massa del modello è la sola grandezza presa in considerazione) possono aiutarci a scegliere un gruppo di propulsione. L'esperienza di modellista in questo caso ci può evitare di avere modelli sotto o sovra dimensionati come motore.

Scelta del C_z standard

Nel caso di un alante abbiamo visto che la scelta del C_z standard si effettua considerando l'efficienza e la velocità, cioè le performances di volo. Cosa fare nel caso di un modello motorizzato? Per un motoalante non è un problema la scelta della linea standard si fa come per un alante essendo l'obiettivo principale la qualità della planata, ma per un aereo il problema resta insoluto. Senza generalizzare troppo si può senz'altro dire che la maggior parte degli aerei risponde ai seguenti criteri di pilotaggio: Gas aperto a metà e tutti i comandi a zero (C_z standard), il modello deve volare rettilineo a velocità media. E' possibile abbassare sensibilmente la velocità per facilitare la manovra di atterraggio tirando su il profondità ($C_z > C_z$ standard) e riducendo il gas. In caso estremo il motore può essere spento e allora si apprezzerà una buona efficienza di volo per rientrare (C_z massima efficienza). Nel caso opposto per volare veloce si apre tutto il gas e si trimma il profondità a picchiare ($C_z > C_z$ standard). E' evidente che alcune correzioni sul profondità sono necessarie per conservare il volo orizzontale. Normalmente un'aggiustatina al trim è più che

sufficiente per adattare il volo al regime del motore. Per minimizzare queste correzioni sovente si usa montare il motore con l'asse leggermente verso il basso rispetto all'asse della fusoliera.

Questo breve studio del metodo di pilotaggio ci aiuta per la scelta del C_z standard.

Nella tabella del volo planato, le linee in alto (C_z grande) saranno riservate alle fasi di volo lento e di atterraggio, mentre quelle in basso (C_z piccolo) interesseranno il volo in velocità. Il volo standard deve situarsi in mezzo alle due linee, sarà dunque necessario scegliere una delle linee medie della tabella (al di sotto della massima efficienza). Se ci fossero ancora dei dubbi bisogna sapere che la velocità data dalla colonna V_t è vicina a quella che avrà il modello nel volo orizzontale.

Per esempio, immaginiamo che in una delle linee medie della tabella ci sia un $\alpha = 5,4^\circ$, $C_z = 0,5$, $V_t = 48$ km/h e efficienza = 6. Se viene scelta questa linea e il calettamento dell'ala a 5° e calcolando il centraggio adeguato ecco cosa ci si può attendere: con il regime del motore giusto per il volo orizzontale il modello volerà ad una velocità prossima a 50 km/h. Se il motore diminuisce i giri, la velocità sulla traiettoria rimarrà pressochè invariata, ma il modello planerà con un'efficienza di 6 che corrisponde ad un angolo di discesa di circa 10° . Per ottenere una migliore planata a questo punto sarà necessario trimmare il modello a cabrare per passare su una linea di maggior efficienza.

A questo punto bisogna fare due piccole precisazioni: le indicazioni sulla velocità date dalla tabella sono valide se viene rispettato il carico alare che abbiamo fissato all'inizio dello studio. Le linee della tabella in basso, a C_z molto piccolo indicano delle velocità astronomiche. Queste velocità in effetti non possono essere raggiunte in volo orizzontale, quando la forza motrice è uguale alla resistenza. Sappiamo già che la resistenza è una funzione strettamente dipendente dalla velocità. La forza motrice per contro diminuisce con l'aumentare della velocità, infatti l'elica lavora male quando deve accelerare l'aria che incontra e che si trova già a velocità superiori a 100 km/h.... Per sperare di battere dei records allora sarà necessario si avere un modello molto aerodinamico ma ci vorranno anche tanti cavalli nel muso.... E' possibile migliorare la velocità del modello in qualche modo, magari diminuendo il diametro dell'elica.

Una volta scelta la linea è possibile seguire esattamente la procedura vista per un aliante. Se avete intenzione di installare un motore a scoppio dovete installare il serbatoio il più vicino possibile al CG del modello in modo da evitare di far arretrare il baricentro durante il volo mentre si consuma la miscela. In ogni caso bisogna fare il centraggio a serbatoio vuoto, per essere sicuri di non oltrepassare il limite posteriore durante il volo.

A questo punto il nostro studio progettuale è finito, non resta da fare che disegnare un modello in scala 1:1 e iniziare la costruzione.

Conclusioni:

L' aeromodellismo è una passione che ritrova la sua originalità e la sua ricchezza nella varietà di persone che lo praticano. Come si vede sui campi di volo questo hobby riunisce individui di tutte le età e di tutte le professioni. E' dunque difficile soddisfare tutti quanti con un articolo come questo; infatti qualcuno lo potrà trovare semplicistico, altri troppo ermetico e scolastico. Spero soltanto che invece qualcuno più paziente possa utilizzare il metodo esposto per migliorare i suoi progetti e considerarlo come un punto di partenza verso considerazioni più profonde sulla tecnica del volo.

Per chi volesse saperne di più consiglio di fare un giro nelle biblioteche di fisica, meccanica e aerodinamica delle università. Purtroppo i testi più interessanti sono scritti nella lingua di Shakespeare o in tedesco.

Per quelli che invece per credo religioso non vogliono costruire delle fusoliere posso consigliare un sito internet che tratta solo ali volanti, è il sito del tedesco Martin Hepperle (: <http://beadec1.ea.bs.dlr.de/Airfoils/>). Si possono trovare informazioni molto utili sui profili alari nel sito del dott. M.Selig e altri ancora.

Buoni voli e felici atterraggi a tutti

Pepe