



Università degli studi di Genova

Facoltà di ingegneria

Tesi di laurea in INGEGNERIA MECCANICA

Sviluppo geometrico/aerodinamico della superficie di coda
di un velivolo in volo planato

Relatori:

Prof. Alessandro Bottaro

Prof. Jan Oscar Pralits

Allievo:

Francesco Ghelardi

Anno accademico 2011/2012

DICCA

Indice:

0	Introduzione	_____	pag. 3
1	La meccanica del volo e la stabilità	_____	pag. 4
2	Il software Tornado VLM	_____	pag. 28
3	Parte di sperimentazione: le prime tre code	_____	pag. 33
4	Parte di sperimentazione: sviluppo fino alla forma finale	_____	pag. 50
5	Conclusioni e sviluppi futuri	_____	pag. 71

Introduzione

Questa tesi fa parte del progetto denominato *Skybird*. Il programma ha come scopo la creazione di un velivolo UAV (unmanned aerial vehicle) a pilotaggio remoto con caratteristiche biomimetiche e dotato di specifiche tecniche date dall'azienda *Selex Galileo MUAS*. In particolare il velivolo verrà progettato aerodinamicamente, cinematicamente e geometricamente in ogni sua parte dal dipartimento DICCA dell'Università di Genova. Come parametri obiettivo il velivolo dovrà muoversi tra i 5 e i 20 m/s, dovrà poter essere lanciato a mano, avere un apertura alare non superiore ai 2 m e pesare circa 1 Kg.

Sono state studiate varie tipologie di volatili ma quella che sembra più adatta e che viene presa come riferimento in questa tesi è quella del gabbiano.

Lo scopo di questa tesi è trovare, attraverso varie simulazioni, la tipologia di coda migliore da associare ad ali principali con grandezze geometriche già fissate.

Si studierà in particolare la coda più adatta a rendere il velivolo stabile in volo planato, quindi con ali principali bloccate e non battenti.

Ci sono altre tipologie di velivoli UAV già sviluppati, tra tutti possiamo ricordarne alcuni. Il *Robird* della *Greenx Artificial Birds* [8] progettato per evitare i problemi sistematici causati dagli stormi di uccelli nelle vicinanze degli aeroporti; l' *Ornithopter Project* [9] dell'università di Toronto, velivolo ad ala battente di piccole dimensioni, simile ad un aeroplano di vecchia tipologia e con un sistema di movimentazione molto particolare; lo *Smartbird* della *Festo* [10], velivolo ad ala battente con caratteristiche biomimetiche tali da renderlo praticamente identico ad un gabbiano.

La tesi si suddivide principalmente in due parti: la prima, strettamente teorica, in cui si spiegano i concetti base della meccanica del volo e della stabilità; la seconda, in cui si hanno i risultati dei test e i relativi commenti. Il software usato per tutta la parte di sperimentazione è "*Tornado*" di cui si avranno chiarimenti specifici nel secondo capitolo. Per la parte di sperimentazione si partirà da modelli base di coda fino a giungere a modelli sempre più vicini come dimensioni e posizione rispetto al corpo alla realtà fisica di un gabbiano.

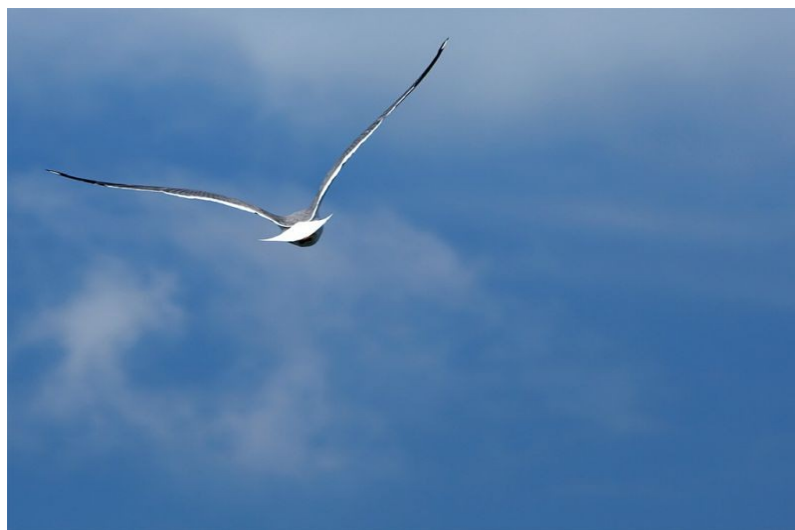


Fig 0.1 Vista posteriore di un gabbiano

Cap I

La meccanica del volo

Generalmente su ogni oggetto agiscono più forze: la forza peso, gli attriti, la spinta (di qualsiasi tipo essa sia), ecc. Se la risultante di tutte queste forze è nulla l' oggetto in questione non avrà accelerazione e sarà fermo oppure in moto a velocità costante (prima legge della dinamica). Considerando come oggetto un aeroplano o un qualsiasi tipo di velivolo, quando questo è in volo e la somma delle forze che agisce su di esso è nulla, si parla di **volo stazionario**. Le forze che principalmente agiscono su un velivolo durante il volo sono il peso W , la portanza P che si oppone al peso, la resistenza aerodinamica R (detta anche *drag*) e la forza relativa alla spinta T che si oppone alle resistenze come si vede in fig. 1.1. Nel caso di cui si è accennato prima di volo stazionario le forze sarebbero tutte equilibrate tra loro.

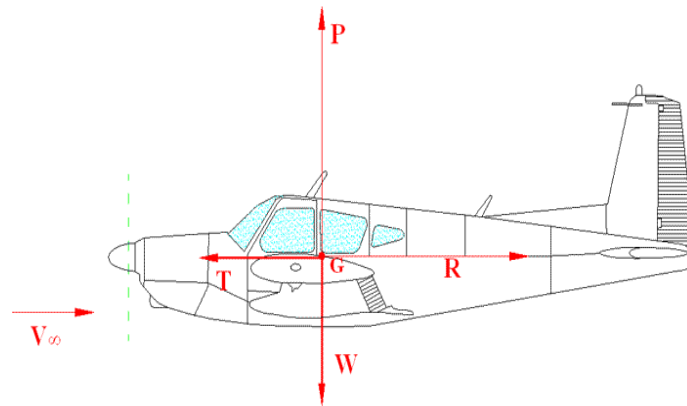


Fig 1.1 Forze agenti su un velivolo

Il **peso**, W , di un corpo è la forza gravitazionale esercitata su di esso dalla Terra. Questa forza è sempre diretta verso il basso ed è applicata nel baricentro del corpo G . Ovviamente dato che l' accelerazione di gravità è sempre costante ed è 9.81 m/s^2 la forza peso sarà direttamente proporzionale alla massa del velivolo.

La **portanza**, P , è generata principalmente dalle ali che sono sagomate e orientate in maniera tale da deviare il flusso d' aria. Questa forza mantiene in volo l' aereo pareggiando o comunque contrastando il peso, è suddivisa in due forze diverse: la prima che agisce sul ventre dell'ala e crea una pressione, la seconda che agisce sul dorso e crea una depressione (vedi fig.1.2).

Quindi si noterà un campo di pressione positivo nella parte sottostante dell'ala e una velocità del flusso d'aria minore, al contrario un campo di pressione negativo nella parte superiore e una velocità più alta del flusso. Il punto di applicazione di questa forza sarà il cosiddetto centro aerodinamico situato approssimativamente ad un quarto della corda alare dietro il bordo d' attacco.

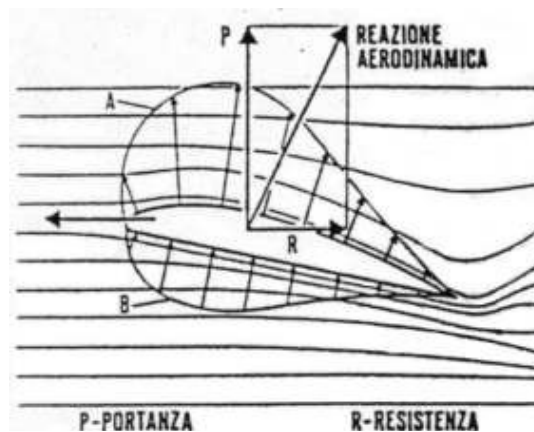


Fig 1.2 Flusso attorno al profilo alare e portanza

La portanza è sempre ortogonale alla direzione del moto ovvero all'asse trasversale del velivolo in qualunque assetto esso si trovi. In alcuni casi si sentirà dire che quando l'aereo è a candela (asse longitudinale del velivolo perpendicolare al terreno) la portanza è nulla, in realtà è nulla solo la componente verticale della portanza, quella che si oppone al peso. Di fondamentale importanza è la depressione dorsale, infatti per ottenere una portanza sufficiente a sollevare l'aereo dal suolo si deve sagomare in maniera opportuna l'ala in modo da sfruttare il **principio di Bernoulli**: "La pressione che un fluido esercita lungo la direzione perpendicolare al suo moto è inversamente proporzionale alla sua velocità".

In pratica il profilo alare è tale da costringere l'aria a scorrere sul dorso ad una velocità maggiore rispetto al ventre creando una diminuzione di pressione. Solo con la depressione dorsale la portanza può assumere una intensità tale da far decollare l'aereo (vedi fig.1.3).

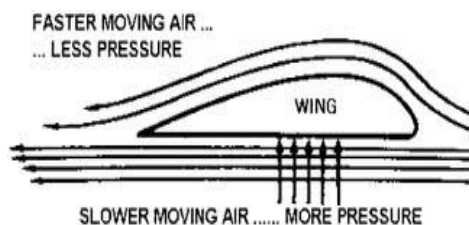


Fig 1.3 Esempio di profilo

E' opportuno ricordare le seguenti definizioni:

Angolo di calettamento: è l'angolo formato tra la corda del profilo e la linea di riferimento dell'aereo.

Corda: è la linea immaginaria che unisce il bordo d'attacco ed il bordo di uscita del profilo.

Freccia: è la massima distanza tra la linea media e la corda del profilo calcolata ortogonalmente alla corda stessa.

Linea media: è la linea immaginaria formata dai punti medi dei segmenti intercettati tra il dorso ed il ventre del profilo ortogonali alla corda.

Spessore massimo: il maggiore dei segmenti intercettati tra il dorso ed il ventre del profilo ortogonali alla corda.

Dopo una introduzione qualitativa della portanza è importante descriverla anche quantitativamente analizzando il contributo delle varie grandezze che la generano.

La relazione matematica che descrive la portanza è:

$$P = 1/2 \cdot \rho \cdot C_p \cdot V^2 \cdot S \quad (1.1)$$

dove

- ρ = densità dell'aria
- V = velocità del flusso d'aria
- S = superficie alare
- C_p = coefficiente di portanza

Mentre le prime tre grandezze sono intuitive bisogna spendere qualche minuto per comprendere il significato di C_p . Il coefficiente di portanza è un numero adimensionale che tiene conto di tre parametri: la geometria dell'ala, il profilo dell'ala, l'angolo di incidenza.

L'esatto valore di C_p viene determinato ponendo l'ala nella galleria del vento e, conoscendo le altre quantità (densità e velocità dell'aria, superficie alare), si misura con un dinamometro la portanza prodotta dall'ala in funzione dell'angolo di incidenza. Analogamente misurando la resistenza si può calcolare il coefficiente di resistenza C_r .

Dall'esperimento nella galleria del vento si ricava il grafico della fig. 1.4, all'aumentare dell'angolo di incidenza C_p aumenta in maniera lineare fino al raggiungimento di un angolo critico oltre il quale C_p cala bruscamente. La causa della brusca diminuzione di portanza è lo stallo, ovvero il distacco del flusso di aria dal dorso dell'ala provocato da un eccessivo valore dell'angolo di incidenza (circa 15° - 18° in dipendenza dal tipo di ala).

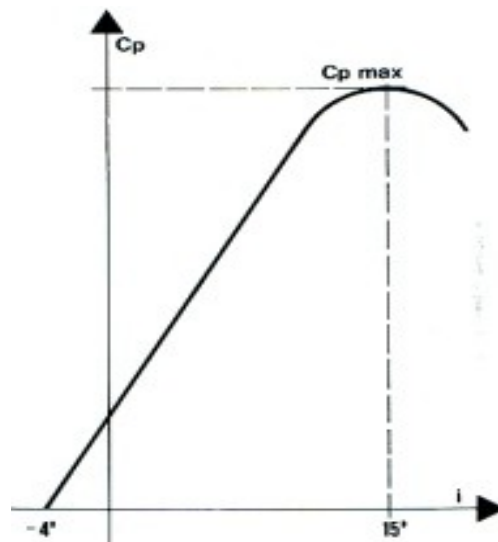


Fig 1.4 Grafico del coefficiente di portanza per una generica ala asimmetrica

Generalmente lo stallo non avviene di colpo in quanto non interessa tutta la superficie alare, ma comincia alla radice dell'ala e si propaga verso l'estremità. Ciò si ottiene svergolando l'ala, dotandola di un angolo di calettamento maggiore vicino alla fusoliera e minore alle sue estremità. Il distacco graduale del flusso d'aria genera dei segni premonitori, come vibrazioni dell'aereo e la perdita di efficienza dei comandi.

La resistenza R di un'ala durante il suo moto è data dalla somma di tre tipi di resistenza:

la resistenza d'attrito dovuta all'attrito dell'aria al passaggio dell'ala non a causa dell'urto delle molecole contro l'ala, ma dello sfregamento degli strati ad essa sovrastanti. Alla distanza dell'ordine di qualche millimetro c'è il primo strato d'aria che rimane immobile e non viene trascinato dagli strati sottostanti. Lo spessore degli strati che vengono trascinati dal moto dell'ala è detto strato limite. Lo strato limite non ha le stesse caratteristiche lungo l'ala: nella parte anteriore, generalmente, ha un andamento laminare, nella parte posteriore uno turbolento.

La resistenza di forma dipende dalla forma dell'ala e dalla superficie esposta al moto e quindi dall'angolo di incidenza. La somma delle due resistenze dà origine alla resistenza di profilo.

La resistenza indotta è generata dal fenomeno della circuitazione dell'aria all'estremità dell'ala. Essendo la pressione del ventre maggiore di quella del dorso, alle estremità dell'ala, l'aria tende a passare dal ventre verso il dorso dell'ala creando dei vortici elicoidali, la cui presenza modifica l'angolo di attacco effettivo dell'ala e induce una leggera resistenza. Possiamo introdurre una relazione molto simile per altro a quella della portanza:

$$F_D = C_D \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A \cdot V^2 \quad (1.3)$$

dove a parte i termini già noti:

A è un'area di riferimento (che fa resistenza al flusso d'aria/fluido)

C_D è il coefficiente di resistenza relativo a quella determinata forma (vedi fig. 1.5)

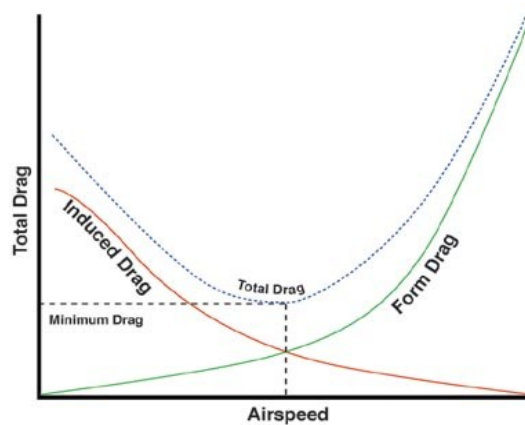


Fig 1.5 Grafico relativo al coefficiente di Drag

La **spinta T** per un velivolo può essere di varie tipologie: a elica, mediante motore, mediante elioelica, a battito d'ali (nel caso degli uccelli o insetti in genere). E' semplicemente la forza che deve essere applicata per muovere in avanti il corpo contrastando la resistenza che agisce nel senso contrario.

La stabilità

Il concetto di equilibrio di un corpo sottoposto ad un insieme di forze è molto intuitivo. Infatti se consideriamo un sistema di forze (interne ed esterne) che agisce su un corpo, esso è in equilibrio se il sistema di forze soddisfa le equazioni cardinali della statica, ossia sono verificati gli equilibri tra forze e momenti, relativi ai gradi di libertà del corpo stesso. L'equilibrio del corpo da solo però non assicura che esso si conservi nel tempo in caso di modifica delle condizioni iniziali. La conservazione dell'equilibrio è direttamente legata alla cosiddetta stabilità. Tornando al caso del corpo, supposto in equilibrio, soggetto a cause che tendono a modificare il suo stato. La reazione del corpo può essere di tre tipi:

- annulla la causa perturbatrice e conserva lo stato d'equilibrio iniziale;
- assume una nuova condizione di equilibrio (diversa da quella iniziale);
- si allontana sempre più dalla condizione d'equilibrio iniziale.

Nel primo caso l'equilibrio del corpo si dirà stabile, nel secondo indifferente, nel terzo instabile. E' ovvio che la situazione che ci interessa maggiormente è la prima, cioè quella in cui un corpo, soggetto a cause perturbatrici, tende a tornare allo stato di equilibrio iniziale. Questa tipologia di stabilità prende il nome di stabilità statica; ricapitolando, un corpo in equilibrio è staticamente stabile se tende ad opporsi a qualsiasi causa che tenda a modificare il suo stato iniziale. L'esistenza di stabilità statica assicura che il corpo una volta spostato dal suo stato iniziale acquisti, a causa della sua inerzia, un moto oscillatorio intorno ad esso, per riassumerlo stabilmente dopo un tempo più o meno lungo. Il moto oscillatorio può assumere tre caratteristiche differenti, cioè essere

- rapidamente smorzato;
- costante nel tempo;
- divergente

Considerando i tre casi, quello che ci interessa di più è il primo, dove il corpo tende a riassumere l'equilibrio molto velocemente. Questa tipologia di stabilità è chiamata stabilità dinamica. Alla fine dei conti, perché un corpo possa mantenere nel tempo lo stato di equilibrio, deve avere qualità di stabilità sia statica che dinamica. Applichiamo ora il tutto al velivolo, ipotizzato rigido, incernierato nel suo baricentro e con un moto rettilineo uniforme. Se il velivolo, che date le condizioni iniziali è in equilibrio dinamico, viene perturbato da una causa esterna (ad es. una raffica) o interna (ad es. spostamento del carico e quindi dei pesi interni), la sua reazione può essere una di queste tre:

- cambiare assetto e mantenerlo nel tempo;
- cambiare assetto continuamente, allontanandosi sempre più da quello iniziale;
- cambiare assetto, per poi ritornare nuovamente e rapidamente a quello iniziale.

Ovviamente perché il volo sia sicuro e senza problemi è opportuno trovarsi nella terza situazione dove la condizione di equilibrio dinamico viene recuperata velocemente. Infatti il

velivolo deve reagire in modo da annullare la perturbazione nella maniera corretta, ma questo deve avvenire attraverso un moto oscillatorio rapidamente smorzato. Si precisa poi che la stabilità, che sia statica o dinamica, si deve intendere non legata in alcun modo al pilota, è una qualità insomma che il velivolo deve possedere indipendentemente dal pilota, quindi sia a comandi liberi (superfici di governo libere di muoversi intorno alle proprie cerniere) sia a comandi bloccati (superfici di governo fisse in una posizione). Paradossalmente il velivolo dovrebbe poter continuare il volo senza problemi anche se il pilota se ne andasse (e non inserisse il pilota automatico). Nella pratica ciò non si può avere dato che il velivolo oltre che stabile deve essere ovviamente manovrabile e poter cambiare direzione e quant'altro quando si vuole. E' quindi intuitivo come stabilità e manovrabilità siano qualità abbastanza antitetiche. Infatti un velivolo di qualsiasi tipo molto stabile è "duro" a qualunque comando del pilota e dotato di poca manovrabilità. E' evidente che il grado di stabilità da assegnare ad un qualsiasi velivolo dipende direttamente dallo scopo a cui è destinato. Negli aerei civili, che non compiono praticamente mai evoluzioni particolarmente severe e rapide, ha molta più importanza una ottima stabilità; mentre il contrario si ha per quelli militari. Ora dobbiamo riferirci alle conseguenze di tutte le varie perturbazioni. Le diverse conseguenze permettono un'ulteriore distinzione. Quando una perturbazione interessa il velivolo può causare, separatamente o congiuntamente, una rotazione intorno ad ognuno degli assi caratteristici, cioè di beccheggio, di rollio o imbardata. Si avrà quindi stabilità longitudinale, stabilità trasversale e stabilità direzionale, rispettivamente. Ognuna di queste deve essere studiata attentamente e sia a comandi liberi che bloccati. Un'analisi di questo tipo è particolarmente laboriosa, densa di calcoli e al di là dello scopo di questo studio quindi si ci soffermerà principalmente sulla stabilità a comandi bloccati. Considerando una terna di assi per il velivolo, definiamo:

- stabilità longitudinale, la stabilità della rotazione intorno all'asse di beccheggio;
- stabilità trasversale, la stabilità della rotazione intorno all'asse di rollio;
- stabilità direzionale, la stabilità della rotazione intorno all'asse di imbardata.

E' opportuno ricordare che la stabilità longitudinale viene studiata in maniera autonoma dalle altre, la trasversale e direzionale sono invece intimamente correlate e il parametro che le lega è in fin dei conti lo stesso. Infatti, una rotazione di beccheggio non produce alcun cambiamento intorno agli assi di rollio o imbardata, al rollio invece si lega sempre un' imbardata e viceversa.

La stabilità statica longitudinale

Consideriamo un velivolo in moto rettilineo uniforme. Supponiamo che tutte le forze siano applicate nel baricentro del velivolo e che le seguenti equazioni di equilibrio siano soddisfatte:

$$\begin{aligned}
 P &= W \\
 R &= T \quad (1.4) \\
 m_G &= 0
 \end{aligned}$$

in cui m_G rappresenta il momento delle forze agenti rispetto al baricentro. La correttezza delle equazioni appena scritte, che assicura un moto equilibrato, non garantisce ovviamente che il velivolo conservi il moto rettilineo uniforme al manifestarsi di cause accidentali, di varia natura, che tendano ad alterarne lo stato. Occorre, infatti, assicurare anche che sia verificata la condizione di stabilità statica longitudinale. Quest'ultima può essere definita in base al rapporto tra la variazione del momento baricentrico longitudinale, conseguente ad una variazione dell'incidenza del velivolo, e la variazione d'incidenza stessa (α_0):

$$\frac{dm_G}{d\alpha_0} \quad (1.5)$$

La condizione di stabilità statica longitudinale, espressa dalla (1.5), può anche essere indicata in coefficienti adimensionali dalla relazione:

$$\frac{dC_{mG}}{d\alpha_0} \quad (1.6)$$

e prende il nome di Indice di stabilità statica longitudinale. Si ricorda che (secondo convenzione) si assumono positive le rotazioni cabranti; dato che la stabilità statica longitudinale esige che ad un aumento di incidenza si accompagni un momento picchiante e viceversa, ne conviene che un velivolo è staticamente stabile longitudinalmente se è soddisfatta la condizione:

$$\frac{dC_{mG}}{d\alpha_0} < 0 \quad (1.7)$$

quindi se l'indice di stabilità statica longitudinale è negativo. Questa ultima relazione garantisce che ad una variazione di incidenza, in qualsiasi modo si sia prodotta, la reazione del velivolo porta ad un momento longitudinale che tende a riportare l'equilibrio e la posizione iniziale. Il rispetto della relazione (1.7) assicura la possibilità di volare all'assetto desiderato e garantisce che tale assetto sia di equilibrio stabile. L'indice di stabilità statica longitudinale ha un andamento che può essere rappresentato con un andamento come nella fig. 1.6.

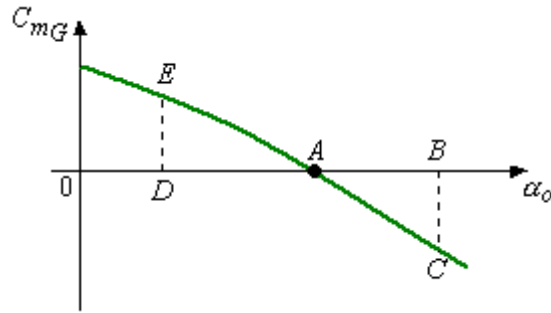


Fig 1.6 Indice di stabilità longitudinale negativo

in cui il punto A rappresenta la condizione di centraggio ($C_{mG} = 0$), ossia di velivolo in equilibrio. Se aumentasse l'incidenza, ad es. in caso di raffica ascendente, spostando il punto rappresentativo da A a B, il velivolo tenderebbe a cabrare ma la contemporanea nascita di un momento longitudinale negativo \overline{BC} , cioè picchiante, ripristinerebbe la condizione iniziale riportando l'assetto da B ad A. Analogamente se l'incidenza dovesse accidentalmente diminuire, punto D, il momento cabrante di reazione \overline{DE} la farebbe nuovamente aumentare riportando il velivolo alle condizioni del punto A. Con analogo ragionamento si può dimostrare che se l'indice di stabilità statica longitudinale fosse maggiore di zero:

$$\frac{dC_{mG}}{d\alpha_0} > 0 \quad (1.8)$$

il volo del velivolo sarebbe instabile. Infatti, in base alla fig. 1.7 che rappresenta l'andamento grafico della (1.8) si può osservare che se il velivolo cabra per una qualsiasi ragione, punto B, il momento longitudinale di reazione \overline{BC} amplifica sempre più la cabrata, così come ad una picchiata accidentale, punto D, la reazione \overline{DE} amplifica sempre più la picchiata.

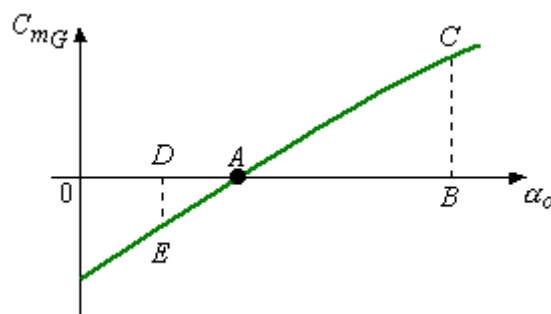


Fig 1.7 Indice di stabilità longitudinale positivo

Consideriamo ora un indice di stabilità statica longitudinale nullo, fig. 1.8:

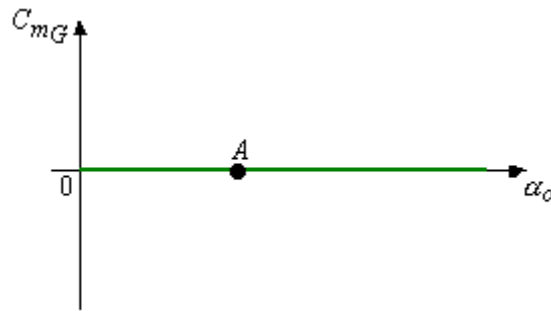


Fig 1.8 Indice di stabilità longitudinale nullo

se il velivolo varia l'angolo d'attacco, conserva il nuovo angolo d'attacco perché anch'esso è di equilibrio ma non si possono ripristinare le condizioni iniziali: il velivolo quindi è in equilibrio indifferente. Alla stabilità statica longitudinale a comandi bloccati concorrono tutte le parti del velivolo, di cui esaminiamo ora il contributo.

Contributo dell'ala alla stabilità statica longitudinale a comandi bloccati.

Consideriamo il caso di un'ala a profilo costante con baricentro dietro il fuoco e cerchiamo di ricavare il suo contributo per quanto riguarda l'indice di stabilità del velivolo completo. Si ricorda che il fuoco è il punto in cui si immaginano applicate tutte le variazioni di forza aerodinamica, conseguenti a variazioni d'angolo d'attacco, dovendo rimanere costante rispetto ad esso il momento aerodinamico. Nella fig. 1.9 è stata indicata la portanza corrispondente all'incidenza aerodinamica α_0 applicata nel fuoco (che non differisce molto dal centro aerodinamico) ed il momento focale m_0 . Da notare è che quest'ultimo dipende dalla geometria del profilo: in particolare è negativo, cioè picchiante, per i profili classici, cioè a semplice curvatura, nullo per quelli simmetrici e positivo, cioè cabrante, per quelli a doppia curvatura (o auto-stabili). Con riferimento alla fig. 1.9 (dove *r.p.n.* è la retta di portanza nulla, che costituisce la direzione di simmetria aerodinamica del profilo); il momento baricentrico può scriversi nel modo seguente:

$$M_G = P \cdot (x_G - x_F) - M_0 \quad (1.9)$$

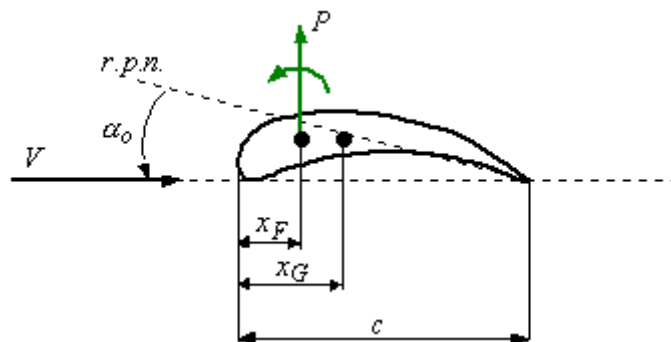


Fig 1.9 Caratteristiche geometriche di un profilo classico

Adimensionalizzando la (1.9) si giunge alla (1.10)

$$C_{m_G} = C_p \frac{x_G - x_F}{c} - C_{m_o} = C'_p \alpha_o \frac{x_G - x_F}{c} - C_{m_o} \quad (1.10)$$

L'indice di stabilità, derivando la (1.10) rispetto ad α_o , risulta:

$$\frac{dC_{m_G}}{d\alpha_o} = C'_p \frac{x_G - x_F}{c} \quad (1.11)$$

Imponendo che la rotazione intorno al baricentro sia nulla ($C_{m_G} = 0$), dalla (1.10) risulta che, nel caso in cui C_{m_o} e la posizione del baricentro restino costanti, l'unica incidenza di equilibrio è espressa dalla:

$$\alpha_o = \frac{C_{m_o} c}{C'_p (x_G - x_F)} \quad (1.12)$$

Per poter ottenere più incidenze di equilibrio occorre avere la possibilità di variare la posizione del baricentro, soluzione che fu adottata agli inizi dell'aviazione mediante lo spostamento del corpo del pilota, oppure modificando la curvatura del profilo, per mezzo di alette mobili in prossimità del bordo d'uscita. Comunque, nel caso di ala isolata a geometria fissa, l'equilibrio è possibile ad un solo valore di incidenza, come espresso dalla (1.12). E' necessario ancora verificare che questo valore sia di equilibrio stabile. La (1.11) mostra che l'indice di stabilità statica longitudinale dell'ala è positivo, essendo $x_G - x_F$ e gli altri parametri essenzialmente maggiori di zero. In definitiva, se l'ala è a geometria fissa ed ha il baricentro dietro il fuoco, come in fig. 1.9, dall'analisi contemporanea delle relazioni (1.11) e (1.12) si possono trarre le seguenti importanti conclusioni:

- il volo diritto ($\alpha_o > 0$) è equilibrato ma instabile;
- il volo rovescio ($\alpha_o < 0$) non è equilibrato ed è instabile.

Dove con diritto e rovescio si intende il volo con il velivolo nella posizione normale e il volo al contrario con il velivolo rovesciato (a testa in giù).

Per rendere stabile il volo diritto occorrerebbe centrare l'ala davanti al fuoco ($x_G - x_F < 0$), come si ricava dalla (1.11), ma in tal caso la (1.12) evidenzia che l'incidenza di equilibrio è negativa; il volo stabile diventa quello rovescio. Per poter avere il volo diritto equilibrato e stabile, oltre al centraggio davanti al fuoco, bisogna intervenire sulla geometria del profilo e rendere C_{m_o} positivo: ciò equivale ad assumere profili a doppia curvatura o auto-stabili. Poiché questi profili presentano delle caratteristiche aerodinamiche non soddisfacenti, il loro uso non è consigliato. Generalmente i velivoli adottano, per le loro migliori prestazioni

aerodinamiche rispetto agli altri, profili a semplice curvatura e poiché sono centrati dietro al fuoco, il contributo dell'ala è destabilizzante. Un'ultima osservazione sul caso in cui C_{m_0} è nullo. E' questo il caso dei profili simmetrici per i quali, in condizioni di stabilità, centraggio davanti al fuoco, l'incidenza di equilibrio è nulla; ciò comporta assenza di volo per mancanza di portanza. Si potrebbe far coincidere il fuoco con il baricentro. Ciò comporta equilibrio per qualsiasi valore dell'incidenza, ma stabilità indifferente. I profili simmetrici vengono, quindi, adottati solo per il piano di coda verticale, talvolta per quello orizzontale, mai per l'ala.

Contributo della fusoliera alla stabilità statica longitudinale a comandi bloccati.

Valutare con correttezza il contributo di questa parte e delle eventuali gondole motrici non è facile, principalmente per le forme quasi mai molto regolari geometricamente. Le simulazioni e i test di carattere empirico hanno dimostrato che il contributo che danno le gondole e la fusoliera è per lo più destabilizzante. In una delle teorie più votate per questo studio, quella di Munk per corpi affusolati, si afferma che l'instabilità della fusoliera è fortemente dipendente dalla posizione dell'ala rispetto ad essa: più l'ala è posta indietro più cresce l'instabilità. Discorso simile si può fare per le gondole motrici: poiché esse sono solitamente montate a sbalzo, cioè situate davanti al fuoco dell'ala, forniscono un contributo sicuramente destabilizzante. Possiamo indicare con:

- C_{mG_f} il momento delle azioni (aerodinamiche) della fusoliera rispetto al baricentro del velivolo;
- $\frac{dC_{mG_f}}{d\alpha_0}$ il contributo alla stabilità statica longitudinale totale, della sola fusoliera.

Concludendo, il complesso di ala e fusoliera è instabile, ed è necessario quindi dotarlo di opportuni organi che possano aiutare il velivolo nel suo complesso ad essere stabile, i cosiddetti stabilizzatori o piani di coda orizzontali.

Contributo del piano orizzontale di coda alla stabilità statica longitudinale

Da notare le seguenti denominazioni:

- P_a e P_c la portanza dell'ala e del piano di coda;
- α_0 e α_{0c} l'incidenza aerodinamica dell'ala e del piano di coda;
- i_c l'angolo di calettamento del piano di coda alla fusoliera, valutato tra la corda e l'asse corpo X;
- S_a e S_c la superficie alare e del piano di coda;
- q e q_c la pressione dinamica in corrispondenza dell'ala e del piano di coda;
- d la distanza del fuoco del piano di coda dal baricentro del velivolo;
- C_{p_c} e C'_{p_c} il coefficiente ed il gradiente della retta di portanza del piano di coda;

- ε l'angolo di deflessione che l'ala impone alla corrente in corrispondenza del piano di coda;
- ε_0 l'angolo di deflessione della corrente, in corrispondenza del piano di coda, ad $\alpha_0=0$;
- λ_e l'allungamento effettivo dell'ala.

Rispettando la convenzione presa inizialmente circa il verso positivo delle rotazioni, cioè cabranti, il momento delle azioni aerodinamiche del piano di coda rispetto al baricentro del corpo può scriversi nella seguente forma:

$$M_{G_c} = -P_c d = -q_c S_c d C_{p_c} \quad (1.13)$$

supponendo che siano trascurabili il momento focale e il momento causato dalla resistenza. Il coefficiente di portanza del piano di coda si può esprimere nella maniera seguente:

$$C_{p_c} = C'_{p_c} \alpha_{oc} = C'_{p_c} (\alpha_0 - \varepsilon \pm i_c) \quad (1.14)$$

L'angolo ε è funzione dell'allungamento e dell'incidenza alare, secondo la relazione:

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \left(\frac{4}{\lambda_e + 2} \right) \alpha_0 \quad (1.15)$$

Considerate le ultime relazioni si ha:

$$M_{G_c} = -q_c S_c d C'_{p_c} \left(\alpha_0 - \varepsilon_0 - \frac{4}{\lambda_e + 2} \alpha_0 \pm i_c \right) \quad (1.16)$$

Adimensionalizzando questa espressione con il momento $q_a \cdot S_a \cdot c$, si giunge alla:

$$C_{m_{G_c}} = -C'_{p_c} \left(\alpha_0 - \varepsilon_0 - \frac{4}{\lambda_e + 2} \alpha_0 \pm i_c \right) \frac{q_c S_c d}{q_a S_a c} \quad (1.17)$$

Da notare:

- il rapporto $\frac{q_c}{q_a}$ rappresenta la cosiddetta efficienza del piano di coda. Viene solitamente indicata con η e può stare tra 0,9 e 1,1 ;
- il rapporto $\frac{S_c \cdot d}{S_a \cdot c}$ si dice rapporto volumetrico di coda. Si indica v e varia tra 0,5 e 1,0.

Introdotti quest'ultimi simboli, la relazione scritta assume una forma definitiva:

$$C_{mG_c} = -C'_{P_c} \left(\alpha_o - \varepsilon_o - \frac{4}{\lambda_b + 2} \alpha_o \pm i_c \right) \eta^{\mathcal{P}} \quad (1.18)$$

Il contributo alla *stabilità statica longitudinale* del piano di coda si ottiene derivando la (1.18) e si arriva alla:

$$\frac{dC_{mG_c}}{d\alpha_o} = -C'_{P_c} \left(1 - \frac{4}{\lambda_b + 2} \right) \eta^{\mathcal{P}} \quad (1.19)$$

Stabilità statica longitudinale a comandi bloccati del velivolo completo.

Il coefficiente di momento del velivolo completo, sommando i contributi dell'ala, della fusoliera e del piano di coda, si può esprimere nel modo seguente:

$$C_{mG_t} = C_{m_o} + C'_P \alpha_o \frac{x_G - x_F}{c} + C_{mG_f} - C'_{P_c} \left(\alpha_o - \varepsilon_o - \frac{4}{\lambda_b + 2} \alpha_o \pm i_c \right) \eta^{\mathcal{P}} \quad (1.20)$$

Derivando si ottiene l'indice di stabilità statica longitudinale del velivolo completo, che è:

$$\frac{dC_{mG_t}}{d\alpha_o} = C'_P \frac{x_G - x_F}{c} + \frac{dC_{mG_f}}{d\alpha_o} - C'_{P_c} \left(1 - \frac{4}{\lambda_b + 2} \right) \eta^{\mathcal{P}} \quad (1.21)$$

Dall'analisi di questa relazione si possono trarre le seguenti conclusioni:

- I. l'indice di stabilità statica longitudinale del velivolo completo non dipende dall'incidenza, né dal calettamento del piano di coda. Questo significa che quando viene assicurata la stabilità per una condizione di volo essa permane per qualsiasi altra;
- II. il contributo del piano di coda, dato che è minore di zero, è l'unico stabilizzante ed è direttamente proporzionale a:
 - il gradiente della retta di portanza;
 - l' allungamento dell'impennaggio orizzontale, perché con esso cresce anche la portanza;
 - il rapporto volumetrico;
 - l' efficienza.

Da quello che si è visto i parametri che condizionano principalmente la stabilità statica longitudinale del velivolo sono la posizione baricentro-fuoco dell'ala ed il rapporto volumetrico del piano orizzontale di coda. Infine si può accennare al fatto che la stabilità statica longitudinale viene percepita dal pilota mediante l'ampiezza del movimento delle superfici di governo: più elevata è l'ampiezza più il velivolo è instabile. Essa, quindi, è strettamente legata con la risposta del velivolo all'azione del pilota e ne influenza molto il comportamento, in particolare in condizioni di atmosfera turbolenta.

Determinazione della posizione più arretrata del baricentro.

E' già stato visto che la stabilità statica longitudinale a comandi bloccati dipende principalmente dalla posizione del baricentro del velivolo rispetto al fuoco dell'ala. Per ogni velivolo, di determinate caratteristiche geometriche, esiste una posizione limite arretrata del baricentro, detta punto neutro posteriore, oltre la quale non può andare se si vuole evitare l'instabilità. Infatti, se in condizioni di equilibrio dinamico longitudinale i momenti rispetto al baricentro, delle portanze dell'ala e del piano di coda, si equilibrano, un arretramento del baricentro comporta il prevalere del momento della portanza alare, rispetto a quella del piano di coda, con tendenza del velivolo a cabrare. Tale tendenza si può ostacolare aumentando l'angolo di calettamento dello stabilizzatore o di deflessione dell'equilibratore. Poiché non è possibile aumentare l'inclinazione dell'impennaggio orizzontale oltre un valore massimo senza incorrere nello stallo, si capisce bene come l'arretramento del baricentro sia da esso limitato. La posizione più arretrata, quindi, che il baricentro può assumere si può determinare ponendo uguale a zero la relazione precedente (1.21). Conseguentemente si pone nullo il termine e si ottiene:

$$C'_p \frac{x_G - x_F}{c} + \frac{dC_{mGf}}{d\alpha_0} - C'_{pc} \left(1 - \frac{4}{\lambda_b + 2} \right) \eta_{\beta'} = 0 \quad (1.22)$$

E quindi:

$$\frac{x_G}{c} = \frac{x_F}{c} - \frac{1}{C'_p} \frac{dC_{mGf}}{d\alpha_0} + \frac{C'_{pc}}{C'_p} \left(1 - \frac{4}{\lambda_b + 2} \right) \eta_{\beta'} \quad (1.23)$$

La (1.23) solitamente assume come valore 0,5 e fa capire come la posizione più arretrata del baricentro del velivolo sia posta al 50% della corda media dell'ala. La stabilità statica longitudinale a comandi bloccati per questa posizione ovviamente è nulla mentre per posizioni normali del centro di gravità del velivolo, 20-30% della corda, l'indice di stabilità ha valori tra -0,01/-0,02.

Stabilità statica longitudinale a comandi liberi.

Per quanto riguarda la stabilità statica longitudinale a comandi liberi bisogna notare che è differente rispetto a quella a comandi bloccati per il diverso comportamento del piano orizzontale di coda. A comandi bloccati l'equilibratore è sempre solidale con lo stabilizzatore e bloccato in una posizione, mentre a comandi liberi esso può assumere diverse posizioni di equilibrio, variabili con l'incidenza, corrispondenti ad un momento di

cerniera nullo. Dopo studi accurati si è giunti alla conclusione che se l'equilibratore non è sovracompensato (il momento di cerniera non è abbastanza ridotto) la stabilità statica a comandi liberi si trova ad essere minore di quella a comandi bloccati poiché la posizione del punto neutro posteriore è più avanzata rispetto a quella a comandi bloccati. L'analisi della stabilità a comandi liberi permette anche di determinare la posizione del punto neutro anteriore, cioè della posizione più avanzata del baricentro del velivolo. Essa è la posizione limite anteriore del baricentro a cui con la massima escursione angolare dell'equilibratore è ancora possibile portare il velivolo all'incidenza di stallo. Ovviamente uno spostamento angolare sempre più marcato dell'equilibratore richiede sempre più sforzo da parte del pilota sui comandi; per agevolare proprio il compito del pilota si usano i servocomandi, cioè a meccanismi capaci di amplificare la forza applicata dal pilota sui comandi (barra o pedaliera). Si può annotare che un velivolo si dice stabile a comandi liberi se, avendo baricentro davanti al punto neutro posteriore, bisogna esercitare sforzi di barra a picchiare per aumentare la velocità di volo ed a cabrare per ridurla. Il pilota avverte la stabilità a comandi liberi attraverso la variazione degli sforzi che bisogna fare sui comandi per avere una determinata incidenza, in maniera simile quella a comandi bloccati si nota attraverso la variazione dell'ampiezza del movimento delle superfici di governo per avere la variazione d'incidenza voluta. Per concludere, mentre un velivolo con centro dietro il punto neutro posteriore non sarebbe staticamente stabile longitudinalmente, se ha centro davanti al punto neutro anteriore non sarebbe in grado, pure con la barra al massimo, di ottenere l'incidenza di stallo. Bisogna sottolineare che la prima condizione impedirebbe alla fine il volo, la seconda potrebbe essere voluta per compensare possibili manovre sbagliate del pilota.

La stabilità statica trasversale

La stabilità statica trasversale è la stabilità dell'equilibrio alla rotazione intorno all'asse di rollio, cioè la tendenza naturale che deve avere il velivolo a contrastare qualsiasi momento accidentale intorno all'asse di rollio. Come nel caso precedente del beccheggio, se si hanno condizioni di stabilità statica trasversale, si andrà a formare intorno alla posizione cosiddetta di equilibrio, un moto oscillatorio che dovrebbe risultare rapidamente smorzato in maniera da avere stabilità dinamica. Quindi, in maniera tale che il corpo possa mantenere sempre uguale la sua traiettoria rettilinea, deve essere staticamente e dinamicamente stabile trasversalmente, cioè deve avere la capacità di contrastare ed annullare rapidamente qualunque rotazione di rollio causata da possibili perturbazioni. Mantenendo la convenzione assunta sul verso positivo dei momenti e delle rotazioni di rollio, l'indice di stabilità statica trasversale dovrebbe, in teoria, essere espresso dalla derivata del momento di rollio rispetto all'angolo di rollio, in questa maniera:

$$\frac{dL}{d\Phi} = \frac{dC_L}{d\Phi} < 0 \quad (1.24)$$

dove

L = momento di rollio

Φ = angolo di rollio

La relazione assicura, secondo la definizione stessa di stabilità, che ad un rollio positivo si crea in opposizione un momento di rollio negativo e viceversa; cioè, se accidentalmente una ala tende ad abbassarsi od alzarsi, si crea un momento contrario che tende a riportarla nella

posizione originaria. La relazione (1.24) , però, non ha molto valore in quanto essendo il velivolo simmetrico, qualsiasi posizione angolare rispetto all'asse di rollio diventa di equilibrio. Ipotizziamo in questo senso che il velivolo abbia un moto rettilineo uniforme e che acquisti accidentalmente una velocità angolare di rollio $p > 0$, vedi fig. 1.10.

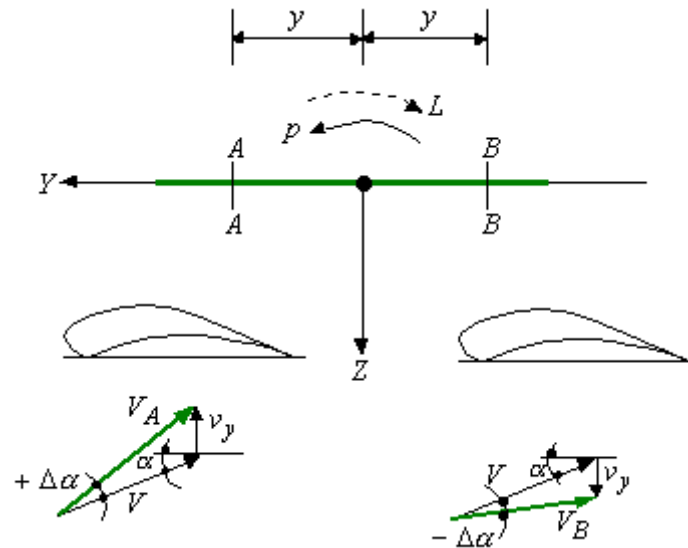


Fig 1.10 Effetto del rollio sulle semi-ali

Si hanno due sezioni simmetriche rispetto al piano di simmetria animate di velocità periferiche v_y (a causa della velocità angolare), queste si sommano vettorialmente a quella di traslazione del velivolo stesso e danno luogo per la semiala che scende ad un aumento della velocità $V_a > V$ e dell'incidenza $\alpha + \Delta\alpha$, per quella che si alza ad una riduzione di velocità $V_b < V$ e dell'incidenza $\alpha - \Delta\alpha$.

Sulla semiala destra si ha un aumento di portanza ed una diminuzione su quella di sinistra a causa di queste variazioni di condizioni aerodinamiche. La differenza di portanza che si genera porterà un momento di rollio L che tende a frenare la rotazione ed a ridurre la velocità angolare. p dopo un determinato tempo si annulla e il velivolo prende una posizione di equilibrio nuova e non tende a tornare a quella originale. Questo fa capire che i velivoli non possiedono stabilità statica trasversale, ma non sono neanche instabili dato che il momento che si origina, che viene denominato anche ammortizzante, non permette alla velocità di rollio di arrivare a valori consistenti in tempi bassi. Quindi l'uso degli alettoni consente sempre di assicurare il giusto controllo trasversale del mezzo. Bisogna sottolineare che la diversa portanza che vediamo sulle semi-ali durante il rollio è accompagnata da una diversa resistenza indotta: le ali sono quindi soggette a diversa resistenza totale con nascita di un momento imbarante che pone il velivolo in assetto deviato, cioè con vento in deriva, con conseguente derapata. Se si tiene conto anche che il rollio produce ad ogni modo una virata e quindi è impossibile mantenere un volo rettilineo uniforme, si comprende come diventi importante il tempestivo intervento sugli alettoni per riportare il corretto assetto trasversale ($\Phi=0$). Si sottolinea che ogni velivolo in volo derapato deve risultare sottoposto

senza l'intervento del pilota sui comandi, all'azione di un momento di rollio adatto a creare una rotazione che tenda ad contrastare la derapata: così è come bisogna intendere l'indice di stabilità statica trasversale. Il modo che di solito si usa per accentuare questo momento ammortizzante è quello di orientare le estremità alari verso l'alto, ossia conferendo al velivolo un diedro alare (un "dihedral" positivo). Per diedro, indicato nella fig.1.11 con Γ , deve intendersi l'angolo che il semipiano alare forma con quello orizzontale. In certi velivoli di configurazione particolare è bene ricordare che può anche essere vantaggioso un diedro negativo.

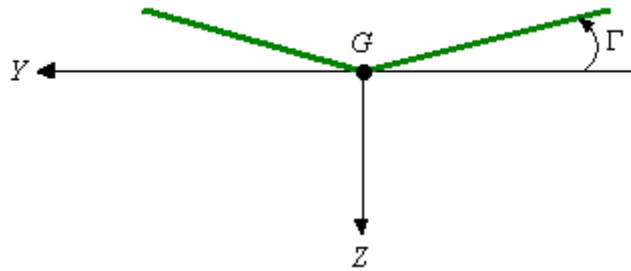


Fig 1.11 Diedro alare

Le conseguenze del diedro possono essere analizzate in maniera abbastanza dettagliata. Se il velivolo risente di una rotazione di rollio accidentale, ad es. positiva, nasce una componente peso $W \cdot \sin(\phi)$ che tende a porre il velivolo in un assetto deviato con conseguente scivolata verso la semiala abbassata, come mostra la figura seguente:

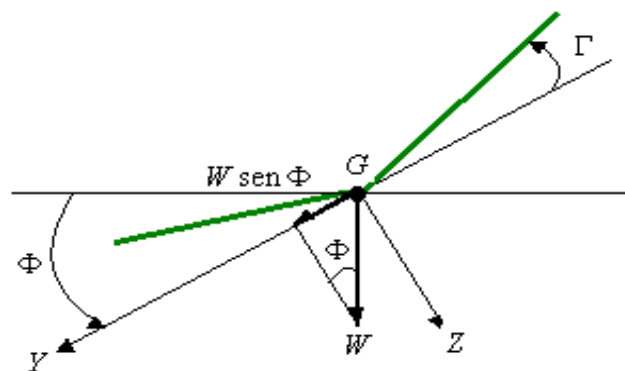


Fig 1.12 Posizione del velivolo dopo una rotazione di rollio positiva

Il tutto si può dire che corrisponda ad una nuova corrente v che investe il velivolo in direzione contraria a quella della forza che l'ha creato, vedi fig. 1.13.

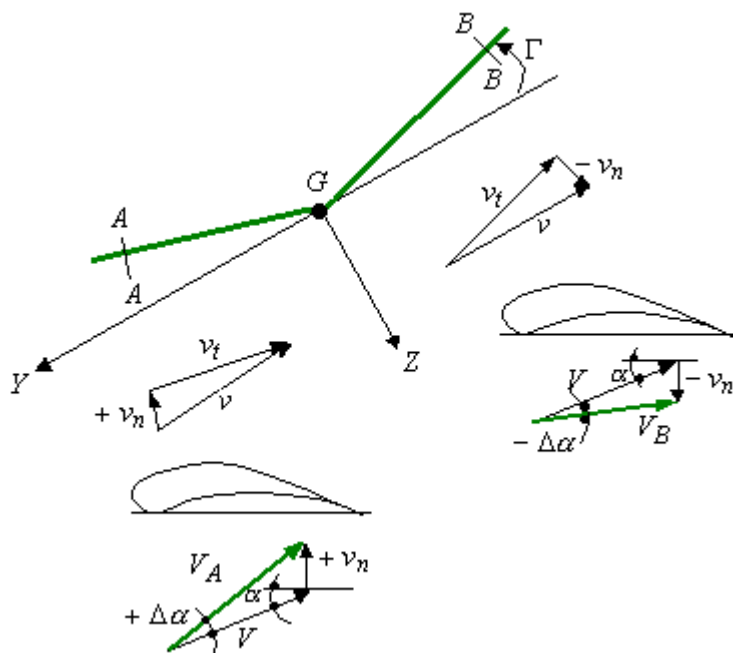


Fig 1.13 Volo in scivolata

Si possono notare per la velocità v componenti perpendicolari ai semipiani alari di diversa direzione, che sommandosi vettorialmente con la velocità di traslazione del velivolo instaurano un incremento di velocità ed incidenza per la semiala bassa e in simil modo diminuzioni per quella alta. Quindi si ha un aumento di portanza per la semiala sopravvento, ed una diminuzione per quella sottovento: il momento di rollio negativo che si genera porta a dare un assetto nuovamente equilibrato il velivolo. Il diedro ha insomma lo scopo di conferire automaticamente e in maniera semplice una naturale stabilità statica trasversale al velivolo ogni volta che esso ha la tendenza a derapare.

Bisogna evidenziare che il velivolo completo (considerando quindi timone e piani di coda) in derapata è già sottoposto ad un momento di rollio che lo spinge ad un equilibrio trasversale, anche nel caso in cui il diedro alare non sia preso in considerazione, dovuto al piano di coda verticale che va ad operare con un angolo di deriva non nullo. Bisogna comunque poi tenere conto che anche altri piccoli accorgimenti e geometrie nell'architettura del velivolo tendono a produrre un comportamento simile a quello appena visto; alla fine dei conti quindi è più giusto parlare di un effetto diedro, considerandovi tutti i vari contributi che tendono a portare il velivolo in equilibrio trasversale (di cui quello dell'ala ne è solo una parte). Si può quindi dire che un velivolo possieda un buon effetto diedro se in caso di volo derapato si viene a creare un momento di rollio che contrasta la derapata.

L' effetto diedro dipende principalmente da:

- dalla forma dell'ala e del piano di coda orizzontale;
- dall'interferenza ala-fusoliera;
- dal piano di coda verticale.

Contributo dell'ala alla stabilità statica trasversale

Possiamo capire che l'ala può contribuire molto alla stabilità trasversale ma il suo contributo è legato direttamente all'angolo diedro; se, infatti, ne fosse priva in volo derapato non nascerebbero né le componenti normali della corrente laterale, né il momento di rollio inverso che è causato da esse. Molta importanza ha anche l'estensione lungo la semiapertura alare del diedro, fig. 1.14: più grande è la parte di semiala interessata, più forte è il momento stabilizzante in quanto una maggiore superficie è sede di aumento di portanza.

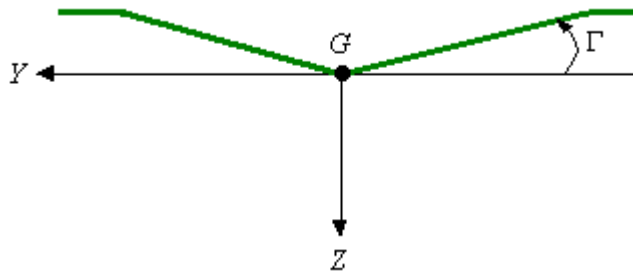


Fig 1.14 Diedro variabile lungo l' apertura

Hanno influenza anche la rastremazione e l'allungamento, così come la forma del bordo esterno. Il vero termine che rappresenta la stabilità trasversale è il termine seguente e l'ala ha un effetto di diedro stabile nei confronti di una derapata se questo è negativo e basso come valore:

$$\frac{dC_L}{d\beta} = -kC_p' \Gamma \quad (1.25)$$

Definiamo i simboli non ancora visti:

β l'angolo di derapata;

k la distanza del centro aerodinamico della semiala dal piano di simmetria del velivolo, che vale 0,5 ad esempio per ali rettangolari.

La relazione è molto importante ed fa capire che derapata e rollio devono essere opposti, cioè ad una derapata positiva deve corrispondere un rollio negativo e viceversa in maniera da contrastarsi a vicenda. Considerando attentamente la (1.25) è possibile vedere che, per un determinato diedro, a parità di rastremazione, un aumento dell'allungamento, cui corrisponde un più alto gradiente della retta di portanza, contribuisce in maniera positiva alla stabilità trasversale; a parità di allungamento, un aumento della rastremazione, comportando un avvicinamento del centro aerodinamico al piano di simmetria, determina una riduzione del momento di rollio stabilizzante.

Anche l'estremità alare ha un suo contributo, anche se minimo, alla stabilità trasversale. Considerando, infatti, che si possono avere le forme illustrate dalla fig. 1.15 è facile rendersi conto che in caso di un vento laterale, il contributo dell'estremità può essere stabile (a),

indifferente (b) o instabile (c). Ultima questione da considerare per il contributo dell'ala all'effetto diedro, vediamo il comportamento della freccia (l'angolo che il bordo d'attacco forma con la direzione dell'asse trasversale Y del velivolo). Ricordiamo che nel caso di ali a freccia la portanza è proporzionale alla componente della velocità normale al bordo di attacco. Capiamo allora, analizzando la fig. 1.16, come conseguentemente ad una derapata positiva la velocità risultante V_r sia più perpendicolare al bordo d'attacco della semiala destra che a quello di sinistra, se la freccia è positiva, mentre il contrario avviene per freccia negativa. Per queste ragioni si può asserire che la freccia positiva è stabilizzante trasversalmente, mentre è destabilizzante se è negativa.

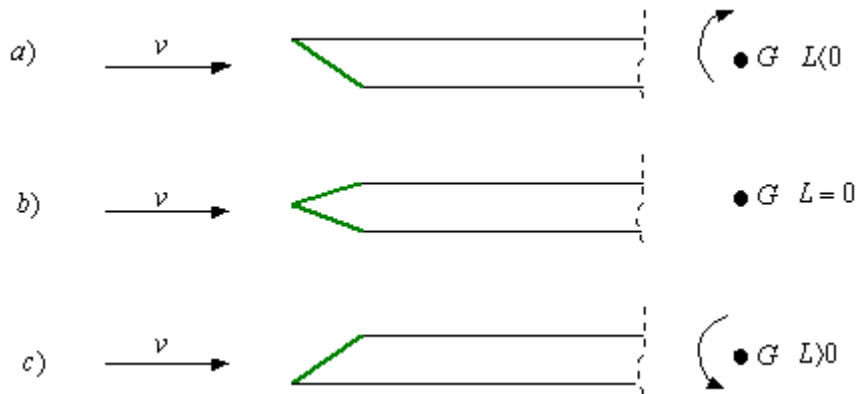


Fig 1.15 Le estremità alari

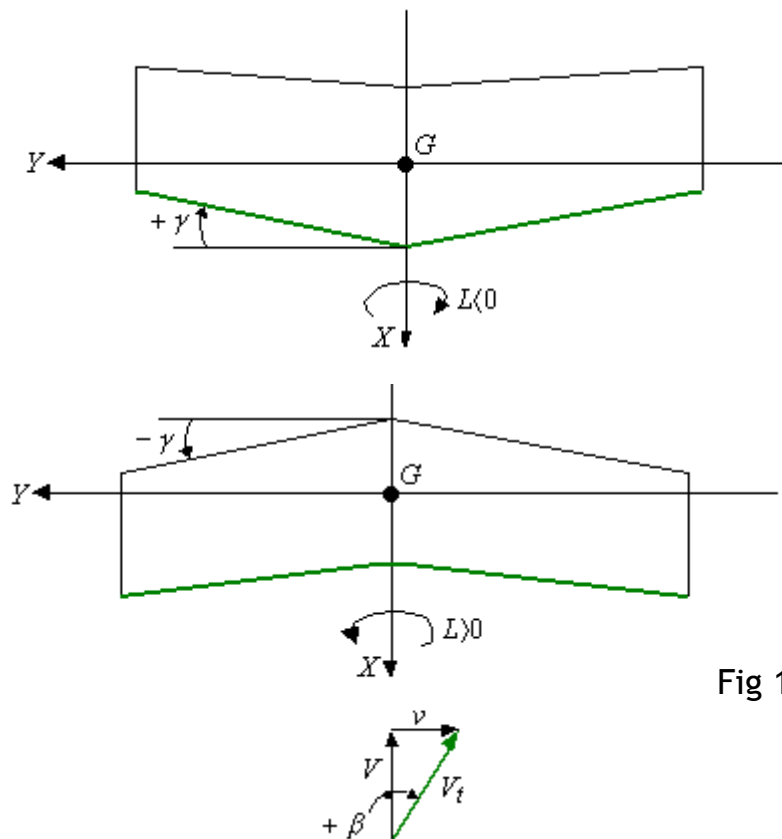


Fig 1.16 Freccia alare

Contributo dell'interferenza ala-fusoliera alla stabilità statica trasversale

L'interazione che si ha tra ala e fusoliera ha un suo contributo per la stabilità trasversale ma quest'ultimo è diverso a seconda della posizione reciproca che hanno le due componenti. Nel caso in cui l'ala è bassa, vedi fig 1.17 a, ad una derapata positiva corrisponde sul dorso della semiala sopravvento un aumento di pressione statica, dovuta all'azione frenante dell'aria da parte della fusoliera, che crea un momento di rollio destabilizzante. Se l'ala invece è alta, vedi fig. 1.17 b, l'aumento di pressione statica si verifica nella zona ventrale della semiala, creando un momento di rollio stabilizzante.

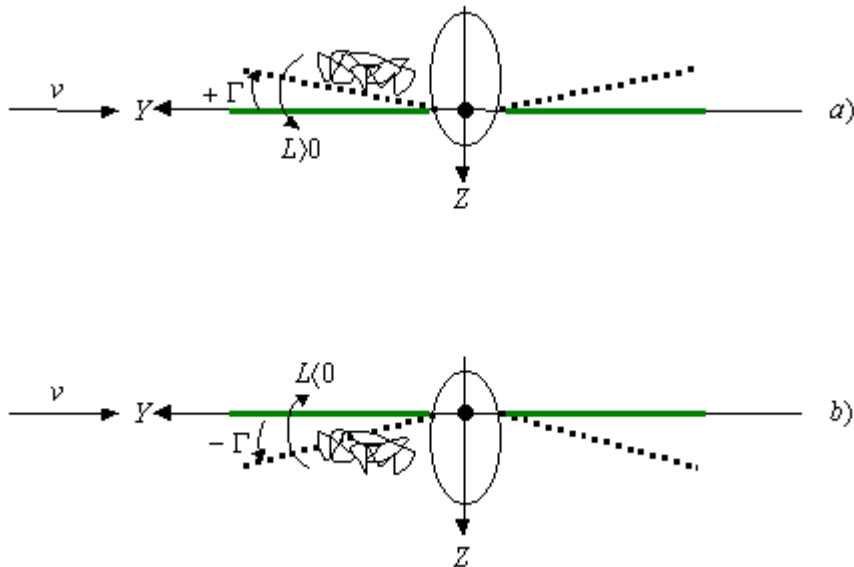


Fig 1.17 Effetto della posizione dell'ala

Se l'ala, in aggiunta, è a freccia positiva l'effetto diedro stabilizzante si somma al contributo dell'interferenza ala-fusoliera, contrastandolo se l'ala è bassa o aumentandolo se è alta. Bisogna però ricordare che un effetto diedro troppo stabilizzante può portare alla cosiddetta instabilità pendolare, si dice così della particolare tendenza del velivolo ad entrare in continue oscillazioni di rollio, derapando in maniera periodica da un lato e dall'altro. In base a quanto detto si deduce che per ala bassa e a freccia il diedro è positivo, mentre per ala bassa e a freccia molto pronunciata, l'effetto diedro può essere talmente intenso che occorre ridurlo, conferendo un diedro negativo alle ali. Alla fine, solitamente, l'architettura di un velivolo subsonico o transonico è caratterizzata da un diedro positivo, mentre lo stesso è negativo per un velivolo supersonico.

Contributo del piano di coda verticale alla stabilità statica trasversale

Le superfici verticali del piano di coda hanno sempre un effetto stabilizzante trasversalmente a causa del modo in cui vengono lambite in maniera simmetrica dall'aria, e quindi del momento di rollio provocato dalla forza che su esse si genera, fig. 1.18.

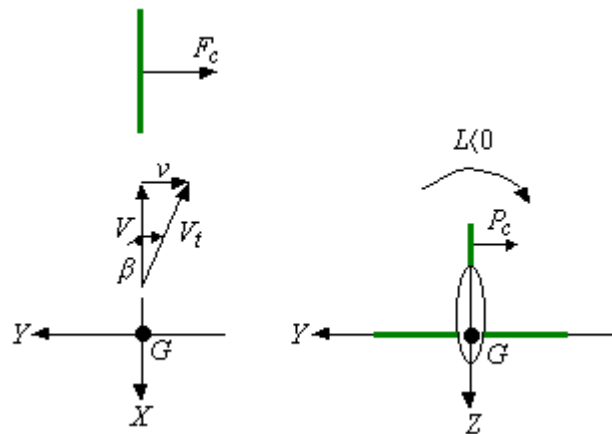


Fig 1.18 Contributo del timone

Bisogna sottolineare che il momento di rollio, l'effetto stabilizzante, del piano di coda verticale aumenta al crescere della superficie e dell'allungamento, in maniera analoga al piano di coda orizzontale nei confronti della stabilità statica longitudinale.

Stabilità statica direzionale

La stabilità statica direzionale è la stabilità dell'equilibrio alla rotazione intorno all'asse di imbardata. Anche per quanto riguarda la stabilità di rotta, se il velivolo ha tendenza ad annullare qualsiasi rotazione imbardante accidentale, si crea un moto oscillatorio intorno alla originaria posizione di equilibrio direzionale che deve essere rapidamente smorzato: un velivolo quindi, perché possa mantenere immutata la sua rotta, deve essere staticamente e dinamicamente stabile direzionalmente. Nei velivoli ad architettura classica, il compito di assicurare la stabilità statica direzionale è affidato alla deriva, cioè alla parte fissa del piano di coda verticale. L'indice di stabilità direzionale, con la già nota convenzione sui segni dei momenti e delle rotazioni, si può scrivere come:

$$\frac{dN}{d\beta} > 0 \quad (1.25)$$

La relazione (1.25) assicura che se il velivolo subisce una rotazione positiva intorno all'asse di imbardata, cui corrisponde un angolo di deriva o derapata negativo, semiala sinistra avanzata rispetto alla destra, il momento imbardante che ne deriva è negativo e tende ad annullare la derapata stessa, vedi fig.1.19.

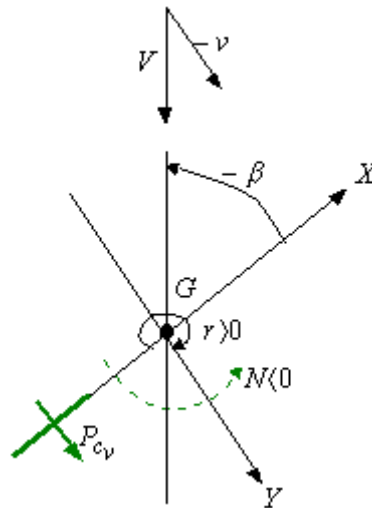


Fig 1.19 Rappresentazione del velivolo in derapata

Alla stabilità statica direzionale contribuisce ogni parte del velivolo.

Contributo dell'ala alla stabilità statica direzionale

Il contributo dell'ala alla stabilità statica direzionale, anche se non troppo elevato, è nella generalità dei casi stabilizzante ed è amplificato dalla freccia e dal diedro. Quindi, nel caso nel quale il corpo acquisti una velocità di imbardata positiva la semiala sinistra ha una velocità di avanzamento maggiore della destra e produce, quindi, una portanza maggiore. Conseguentemente è più elevata la resistenza indotta che, dà luogo ad un momento di imbardata tendente ad annullare l'angolo di deriva. Se l'ala possiede anche una freccia positiva, ponendo davanti alla corrente una maggiore sezione frontale, la resistenza cresce ulteriormente incrementando il momento imbardante raddrizzante e la stabilità. Con freccia negativa, al contrario, è la semiala destra che si presenta alla corrente con una maggiore sezione frontale, cresce quindi l'instabilità in senso direzionale. Il diedro, nel caso in cui sia presente, per effetto della velocità laterale di fig. 1.18, contribuisce ad aumentare la stabilità direzionale, dato che fa aumentare la portanza della semiala sinistra, e si crea una situazione simile a quella già vista per la rotazione imbardante.

Contributo della fusoliera alla stabilità statica direzionale

Il comportamento della fusoliera investita da una corrente laterale è analogo a quello visto precedentemente per la stabilità longitudinale: il contributo della fusoliera è altamente destabilizzante, una rotazione nel piano di imbardata, per quanto riguarda la sola fusoliera, diventa infatti impossibile da fermare.

Contributo del piano di coda verticale alla stabilità statica direzionale

Il piano di coda verticale o timone è l'unica parte con vera capacità pratica di conferire al velivolo in studio una buona stabilità statica direzionale. Infatti, come si può notare dalla fig. 1.18, il piano di coda verticale quando viene investito da una corrente non simmetrica, crea una portanza il cui momento è sicuramente stabilizzante rispetto al baricentro del velivolo. Il grado di stabilità direzionale del timone dipende principalmente dal gradiente

della sua retta di portanza C'_{pv} , dal rapporto volumetrico $\frac{S_v \cdot x_v}{S \cdot b}$, con x_v distanza del fuoco dal baricentro del velivolo, e dal rapporto delle pressioni dinamiche $\frac{q_v}{q_a}$. Ovviamente agendo su questi fattori (e quindi la geometria del timone) si può incrementare la stabilità direzionale del velivolo in maniera notevole.

Cap. II

Il programma TORNADO (VLM method)

Il software Tornado è basato sul metodo VLM (Vortex Lattice Method), non tiene conto della viscosità e degli effetti del coefficiente di Drag viscoso (Drag di forma è tenuto in considerazione). Deve essere sottolineato quest' ultimo fatto circa le approssimazioni fatte dal programma; per certi aspetti, come vedremo, si può dire che Tornado sia abbastanza puntuale, ma necessita, proprio per le sue mancanze, di simulazioni di verifica e controllo dei dati ottenuti che tengano conto della viscosità.

Tornado è un programma usato molto nelle fasi primarie di progettazione di aeroplani, infatti, proprio perché è approssimativo per certi fattori, è un software molto veloce nel dare risultati e si può capire subito se si è nella direzione giusta per la conformazione geometrica del velivolo in questione. Inoltre è usato anche in ambiente puramente universitario per l' insegnamento.

Innanzitutto bisogna capire il problema fisico che si ha davanti e che Tornado “affronta”: si considera una superficie lambita da un fluido (aria) in moto e devono essere analizzate tutte le forze in gioco che si vanno a creare sulla superficie. Le forze che vengono prese in considerazione sono di due tipi principali, le prime, perpendicolari alla superficie, sono le forze di pressione; le seconde, parallele, sono le forze di frizione/resistenza.

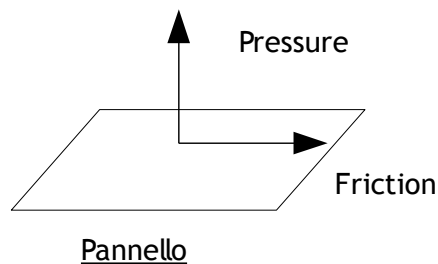


Fig 2.1 Le due tipologie di forze

La pressione totale nel fluido è costante ed è la somma di statica e dinamica, il movimento crea un campo di pressione intorno al pannello che va a interessare ogni elemento infinitesimale di area. Le forze di frizione sono direttamente proporzionali allo spessore dello strato limite e legate alla formazione del suddetto, esse agiscono parallelamente alla superficie e rendono possibili le tensioni tangenziali che hanno verso contrario a quello del moto.

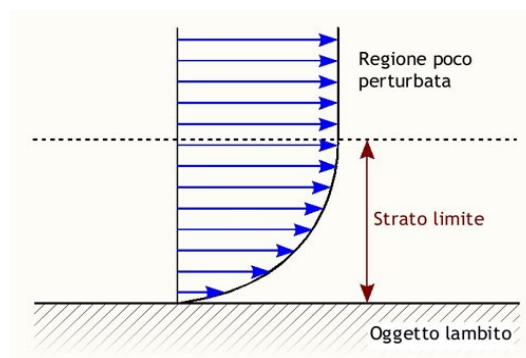


Fig 2.2 Figura dello strato limite

Il software è incentrato sulle forze dovute all'integrale della pressione sulla superficie. In particolare si lavorerà nel campo di studio detto aerodinamica lineare; ha delle limitazioni ma è molto utile in svariati casi.

Le ipotesi di lavoro sono

- Ma basso \implies effetti legati alla comprimibilità non considerati
- angoli d'attacco minimi \implies situazioni sempre lontane dall'angolo di stallo, zona del grafico dove C_L è rettilineo.

Ma : numero di mach

Angolo di stallo: angolo di attacco per cui il C_L subisce un forte decremento

Queste limitazioni rendono lo studio veloce ed efficace, ma solo per certi tipi e situazioni di volo, per questo deve essere sempre completato/verificato da un calcolo viscoso durante la progettazione di un velivolo.

Le ipotesi di Ma basso e di angoli d'attacco minimi sono associabili anche alla situazione di flusso potenziale. In questo campo di studio i *vortici* sono fondamentali e sono casi particolari nella teoria del flusso potenziale. I vortici si vedono in natura e in molte situazioni, una fra tante, che si ricollega al Vortex Lattice Method, è quella dei vortici che si formano dietro le ali degli aerei quando viene generata portanza.



Fig 2.3 I vortici sul retro di un velivolo

Tornado principalmente considera tutte le superfici che possono, se investite dal fluido, generare portanza e vengono suddivise in pannelli (l' utente ne può decidere il numero), sopra di questi si ipotizzano agenti dei vortici, che se vogliamo possiamo rappresentare con delle linee (assi dei rispettivi vortici).

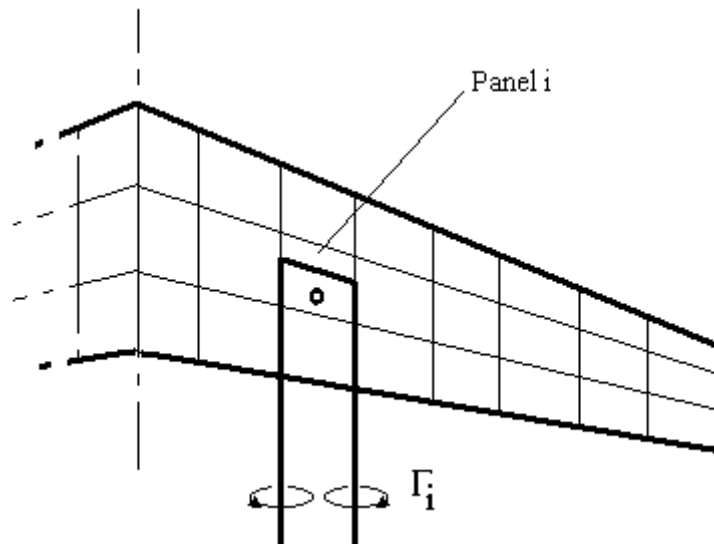


Fig 2.4 Rappresentazione dei pannelli e dei vortici

Si crea quindi sulla superficie di un'ala, ad esempio, un campo di vortici abbastanza numeroso e, con questi, vengono calcolate le varie forze di pressione. Infatti usando la relazione di Kutta-Joukowski:

$$\vec{F} = \rho \cdot (\vec{V} \times \vec{\Gamma}) \cdot l \quad (2.1)$$

dove:

F = vettore forza applicata sulla superficie

ρ = densità dell'aria

V = velocità dell'aria

Γ = intensità del vortice

l = lunghezza vortice

L'aspetto positivo che si riscontra e che rende il programma abbastanza veloce è che, per trovare l'intensità di ogni vortice che agisce sulla superficie, vengono creati sistemi di equazioni e, trovate le intensità, si procede con la relazione di Kutta-Joukowski trovando l'intensità delle forze.

I sistemi di equazioni si creano considerando innanzitutto le velocità in direzione perpendicolare ad ogni pannello uguali a zero. Fatto questo si va a considerare la circolazione su ogni superficie (intensità del vortice), formata da tutti i vettori velocità della superficie e da quelli dei pannelli adiacenti, e viene posta uguale a zero; si fa questo per ogni pannello e si ottiene così un sistema di equazioni che risolto secondo l'incognita

circolazione dà in uscita i valori da sostituire nella relazione di Kutta-Joukowski.

Il programma è abbastanza intuitivo da usare, è necessario prendere manualità con i menù e la terminologia che viene utilizzata per i parametri geometrici e la scelta dello stato di volo. Appena avviato (in ambiente Matlab) il programma compare un menù principale in cui scegliendo l'opzione desiderata si entra nei vari sotto-menù, vedi figura 2.5.

```
TORNADO Version 135 Release version
build 2010 03 20 14:07 UTC
Main Menu

-----

Input operations.
  [1]. Aircraft geometry setup
  [2]. Flight condition setup
  [3]. Change rudder setting
  [4]. Move reference point

Lattice operations.
  [5]. Generate lattice.

Computation operations.
  [6]. Processor access

Post processing and interactive operations.
  [7]. Post processing, Result/Plot functions
  [8]. Keyboard access

Auxiliary operations.
  [10]. About / Release Info
  [100]. Help files
  [0]. Exit Tornado

Please enter choice from above:
```

Fig 2.5 Menù principale di Tornado

Ad esempio si può andare a creare/caricare una configurazione partendo da un ala e poi aggiungendone altre nel sotto-menù della figura 2.6.

```
[1] Add Wing
[2] Remove Wing

[3] Add partition to a wing
[4] Remove partition from a wing

[5] View wing data

[6] Edit wing/partition data

[7] Plot Geometry

[0] Back / up menu

Please enter choice from above:
```

Fig 2.6 Menù per la scelta dell'operazione da compiere sull'ala.

Andando per gradi si possono creare tutte le varie parti di un velivolo, impostando uno per volta tutti i valori associati ai parametri geometrici, vedi figura 2.7. Ugualmente da un altro sotto-menù si imposta lo stato di volo in tutti i particolari.

Number of Partitions	:	1		
Global entries				
Reference point position	:	0.66668	0	0
[18] Center of gravity position	:	0.66668	0	0
Wing specific entries				
[1] Wing Symmetric	:	1		
[2] Apex coordinates	:	0	0	0
[3] Base chord	:	1		
Partition specific entries				
[4] Dihedral	:	0		
[5] Partition half-span	:	0.36397		
[6] Partition sweep	:	1.119		
[7] Partition taper	:	0		
[8] Partition inner airfoil	:			
		'0'		
[9] Partition outer airfoil	:			
		'0'		
[10] Partition inner twist	:	0		
[11] Partition outer twist	:	0		
[12] Partition flapped	:	0		
[13] Flap chords (Parts)	:	0		
[14] Flaps deflect symmetric	:	0		
[15] No. of chord-wise panels	:	8		
[16] No. of span-wise panels	:	15		
[17] No. of flap-chord panels	:	0		
[19] Panel Distribution	:	1		

Fig 2.7 Menù di modifica per una generica partizione.

Tornado, per concludere, impostato uno stato di volo, tutti i parametri geometrici (ala principale e coda) e richiedendo l'analisi in volo statico/planato, dà in uscita molti dati, tra cui tutte le varie derivate di stabilità, i coefficienti C_L , C_D , C_Y e alcuni grafici che illustrano l'andamento della pressione e di alcuni parametri lungo le ali.

Cap. III

Parte di sperimentazione: le prime tre code.

Innanzitutto, per capire bene come il programma reagisca ad un cambiamento e come alcuni parametri geometrici incidano più fortemente di altri per quanto riguarda la stabilità, si è cominciato a lavorare su tre tipologie di coda abbastanza semplici, facendo vari test cambiando il valore di un solo parametro e ponendo gli altri costanti; successivamente si è provato a migliorarle e a renderle “stabili”.

Per uno lavoro approfondito riguardante la stabilità ci sarebbero molti altri parametri da tenere in considerazione ma in prima approssimazione in questo studio verranno considerate solamente le tre derivate di stabilità: $C_{l\beta}$, $C_{m\alpha}$, $C_{n\beta}$.

Si sottolinea che:

$$C_{l\beta} = \frac{dC_L}{d\beta}$$

$$C_{m\alpha} = \frac{dC_{mG}}{d\alpha_0}$$

$$C_{n\beta} = \frac{dN}{d\beta}$$

In base a questi 3 parametri, come abbiamo visto nel capitolo 1, possiamo capire se il velivolo nello stato di volo presente tenda ad essere stabile staticamente:

$C_{l\beta} < 0$
$C_{m\alpha} < 0$
$C_{n\beta} > 0$

Per queste tre configurazioni iniziali verranno usati e modificati i parametri qui di seguito spiegati:

- Partizioni: il programma divide le ali nel numero di partizioni che vengono impostate durante la creazione della parte in questione, ogni partizione ha i suoi dati geometrici
- CG position: la posizione del centro di gravità del mezzo, dove vanno a riferirsi tutti i momenti e le forze applicate, può essere modificata la posizione sull'asse x/y/z.
- Span: la lunghezza della partizione, lungo l' asse y, che si sta controllando o modificando; la somma di tutti gli span è uguale alla lunghezza dell'ala.
- DIH (dihedral): l' ampiezza (solitamente in rad) dell'angolo che la partizione/ala forma con il piano x-y.
- Apex coordinates: rappresenta in forma di coordinate il punto più avanzato dove ha inizio l'ala considerata.
- Base chord: la lunghezza dell'ala alla base lungo l'asse x.

- Sweep: l'angolo che, dividendo la partizione in quattro parti (con linee in direzione y) e considerando la linea che delimita il primo quarto, si forma tra questa linea e l'asse y.
- Taper ratio: il rapporto tra la lunghezza lungo l'asse x della partizione alla fine e alla base della stessa.

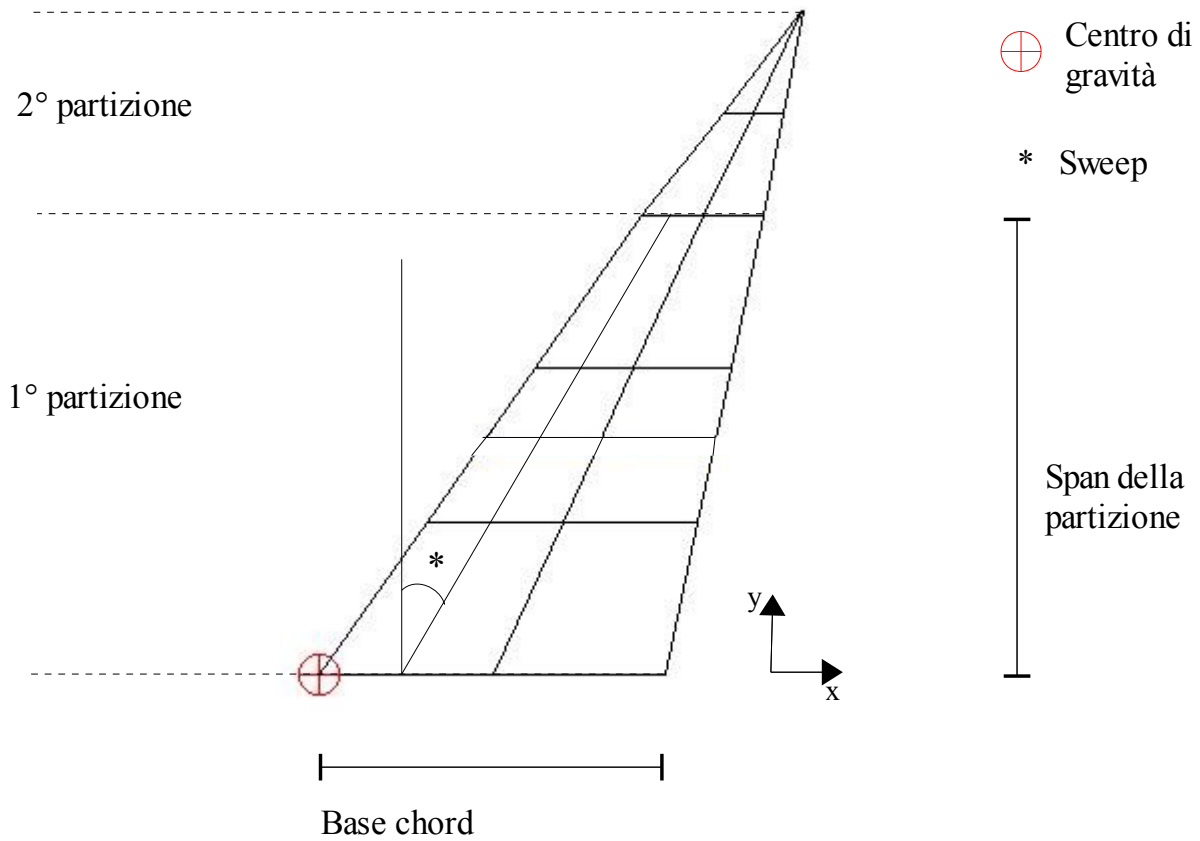


Fig. 3.1 Rappresentazione dei parametri principali

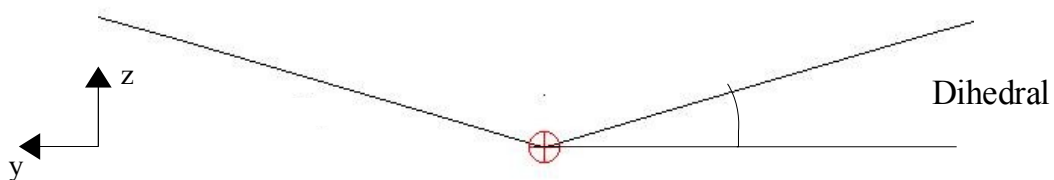


Fig. 3.2 Vista frontale di un ala generica con dihedral positivo

La prima configurazione.

La prima coda sviluppata è molto semplice, la vediamo qui sotto nelle figure.

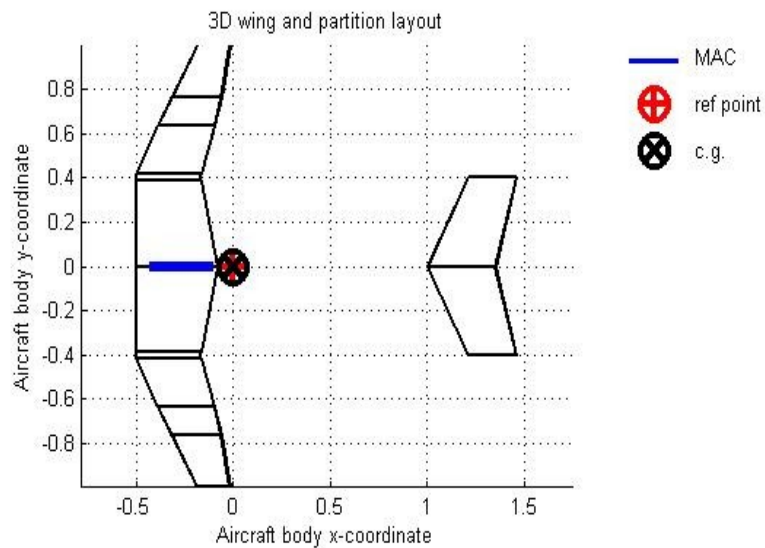


Fig 3.3 Immagine nel piano x-y della configurazione 1.

Facendo l'analisi in volo planato otteniamo:

$$C_{l\beta} = 0,036092$$

$$C_{m\alpha} = 2,5688$$

$$C_{n\beta} = -0,00339$$

Tutti e tre i parametri non hanno un valore accettabile, dato che i primi due dovrebbero essere negativi e il terzo positivo, quindi il velivolo tenderebbe subito all'instabilità.

Per capire come migliorare la coda sono stati fatti questi test variando rispettivamente solo un parametro alla volta.

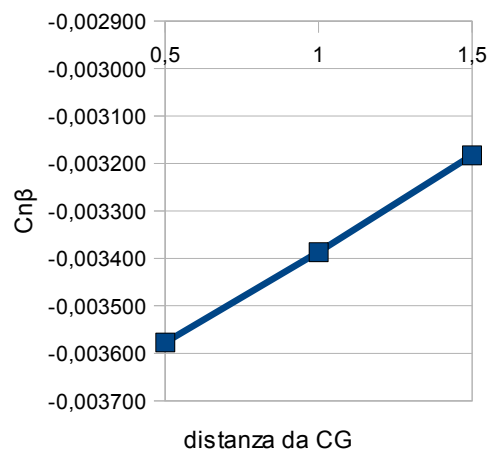
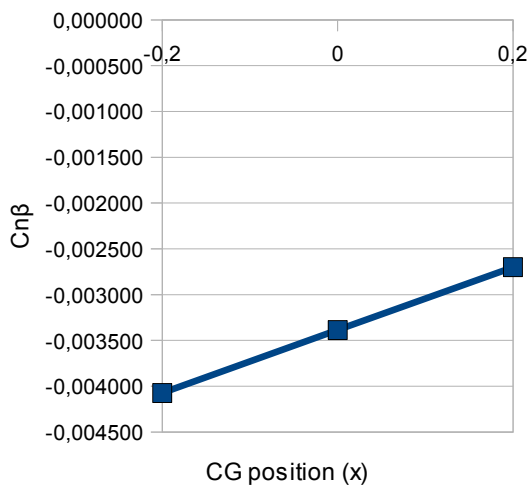
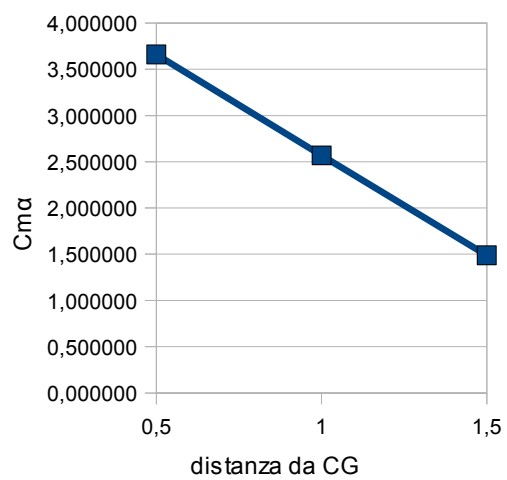
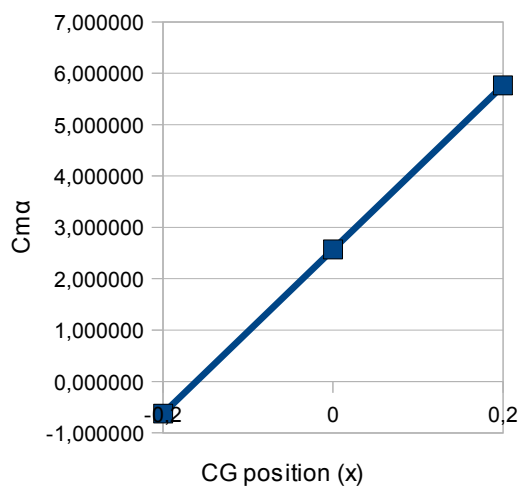
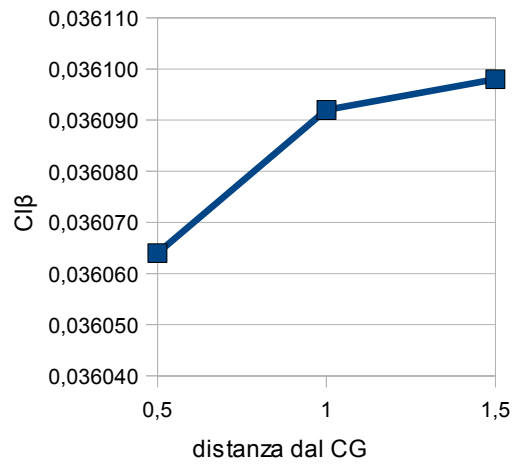
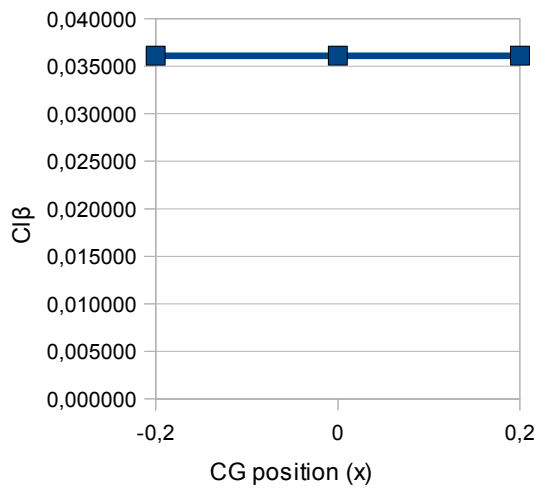


Fig 3.4 Grafici relativi alla variazione della posizione del CG e della posizione della coda rispetto al CG

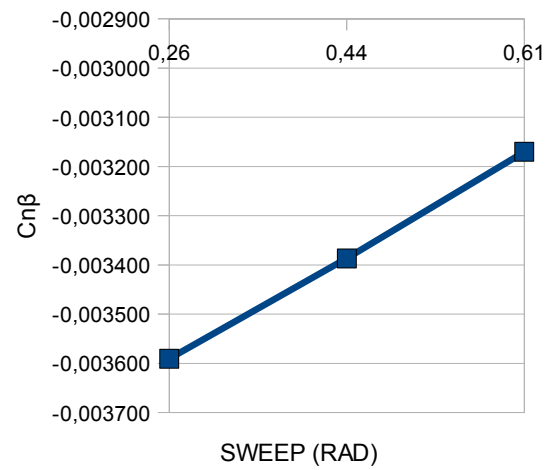
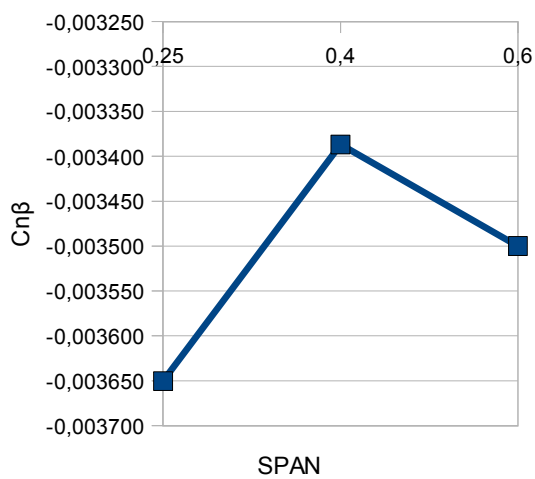
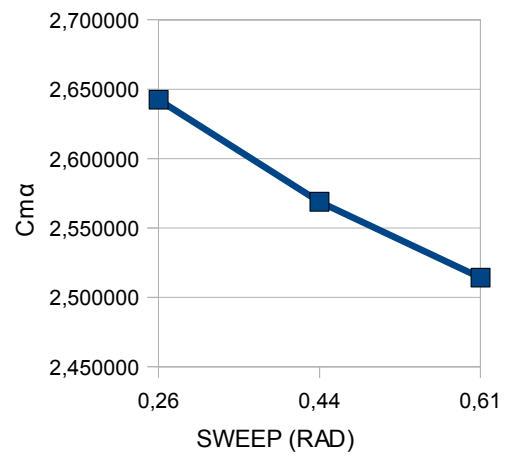
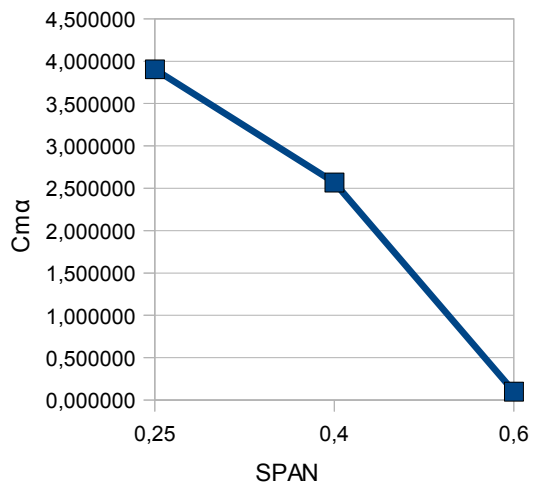
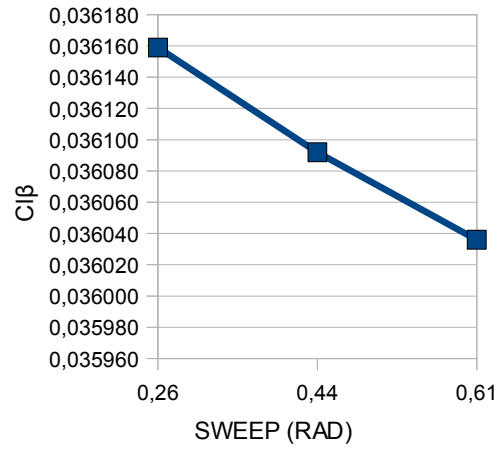
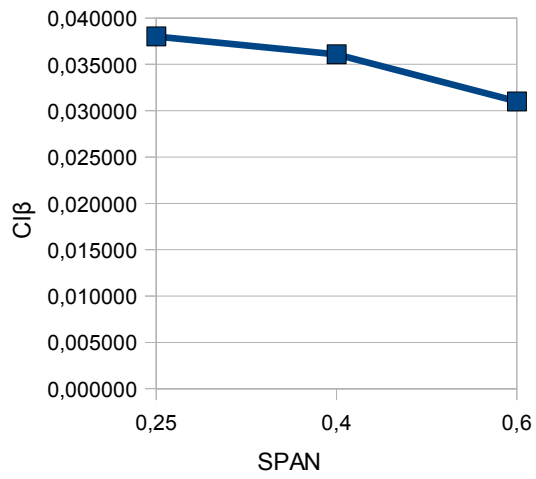


Fig 3.4 Grafici relativi alla variazione di Span e Sweep rispettivamente

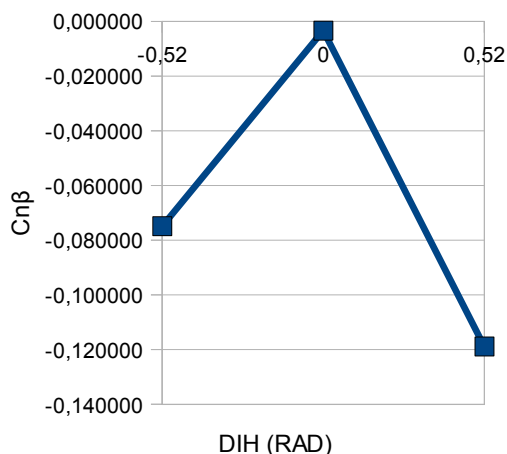
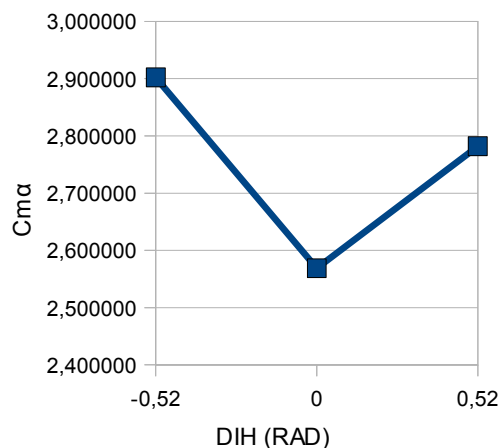
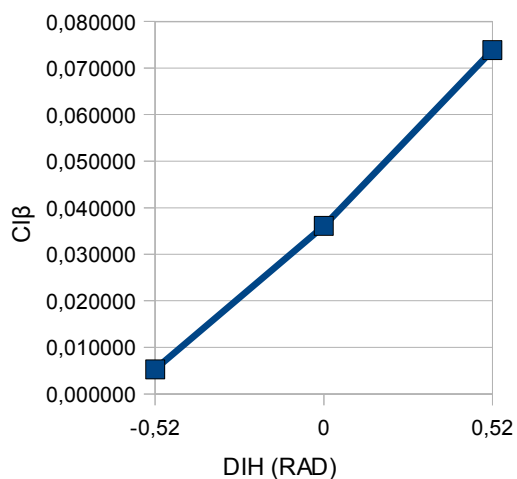


Fig 3.3 Grafici relativi alla variazione del dihedral

Da questi risultati possiamo capire certi piccoli aspetti che coincidono anche con la teoria, più la coda viene allontanata dal CG più si guadagna stabilità longitudinale; ma non si può nemmeno, come viene fatto nei test, porla a 1,5 m, è una distanza troppo elevata. Quindi per ottenere stabilità poniamo un poco più avanti il CG in maniera tale da rendere più equilibrato il velivolo. Altro miglioramento possibile che possiamo notare è aumentare lo Span (quindi l'apertura alare della coda e la sua superficie), cresce la portanza e quindi cambia in meglio $C_{m\alpha}$ e in parte $C_{l\beta}$. Lo Sweep, come si può vedere, incide poco e quindi non viene modificato per questa configurazione. Il Dihedral si nota che, se posto negativo, ma non elevato in modulo, rende il velivolo più vicino alla stabilità di rollio, quindi anche esso è un parametro da modificare.

Modifiche:

Si passa dalla configurazione (a) alla (b)

- CG position: 0 (a) -0,2 (b)
- Span: 0,4 (a) 0,5 (b)
- DIH 0 (a) -0,314 (b)

Risultati:

$$C_{l\beta} = -0,0035653$$

$$C_{m\alpha} = -1,9221$$

$$C_{n\beta} = -0,04794$$

Come si può notare il velivolo ha acquisito stabilità longitudinale e di rollio attraverso le modifiche apportate; la stabilità direzionale non è raggiunta, potrebbe essere utile l'inserimento di un timone, senza di esso probabilmente una configurazione di questo tipo non potrebbe dirigersi in una direzione in maniera regolare.

La seconda configurazione.

Questa configurazione è leggermente più complessa dalla prima essendo formata da due partizioni con dati geometrici ovviamente diversi come si può vedere dai dati seguenti. Ricordiamo che le prime tre forme sviluppate sono state usate per capire come Tornado reagisca e quali siano i parametri più importanti per la stabilità del velivolo.

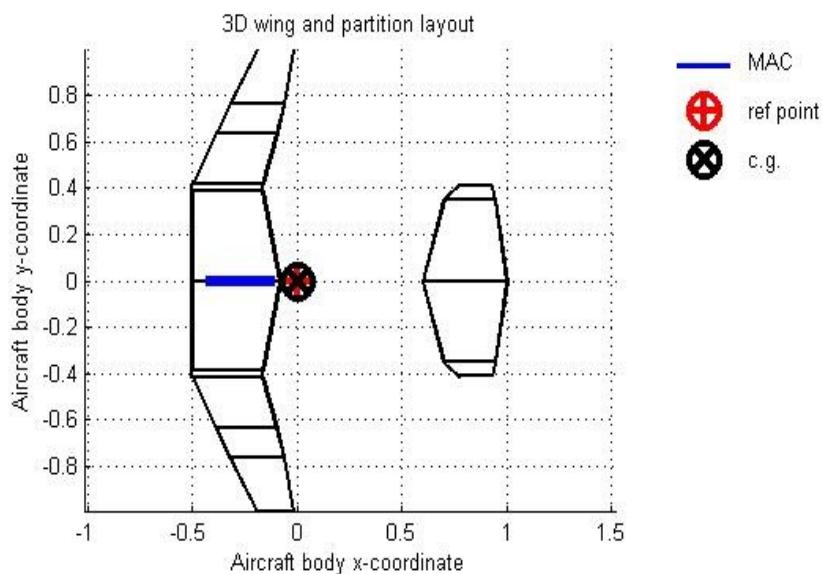


Fig. 3.4 Immagine nel piano x-y della configurazione 2

Facendo l'analisi iniziale senza nessuna modifica effettuata:

$$C_{n\beta} = 0,034459$$

$$C_{l\beta} = 3,3516$$

$$C_{m\alpha} = -0,0036025$$

Come era accaduto con la prima configurazione nessuno dei tre parametri ha un valore accettabile perché il velivolo possa considerarsi stabile, tenderebbe subito all'instabilità.

Di seguito i test relativi:

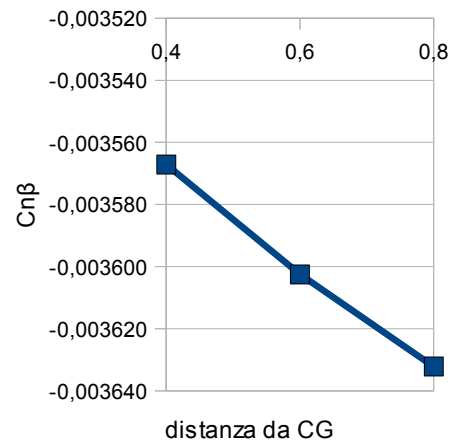
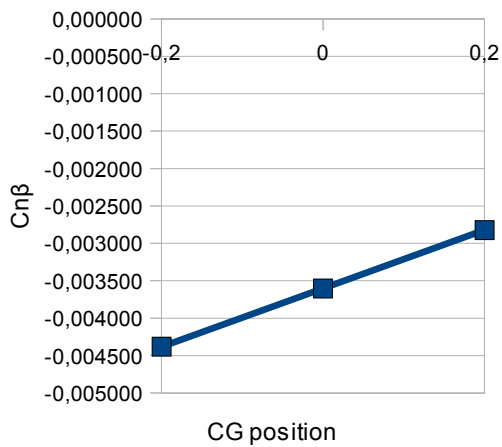
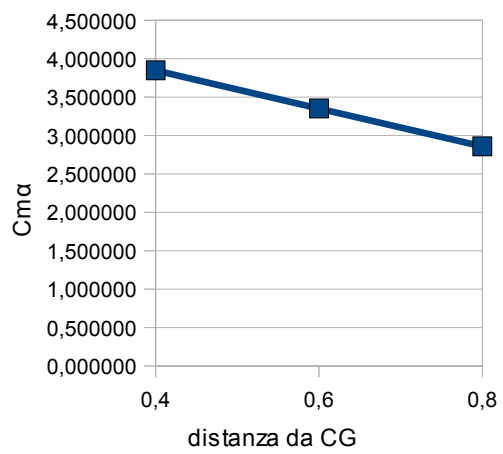
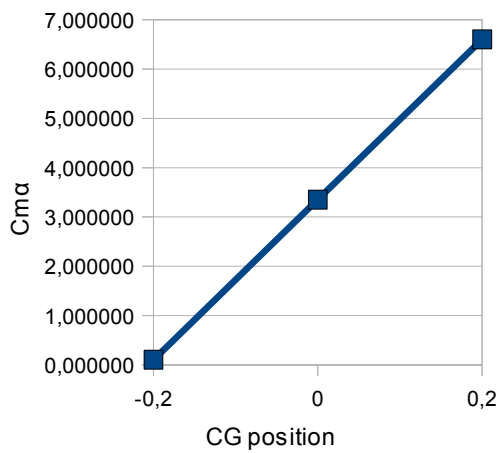
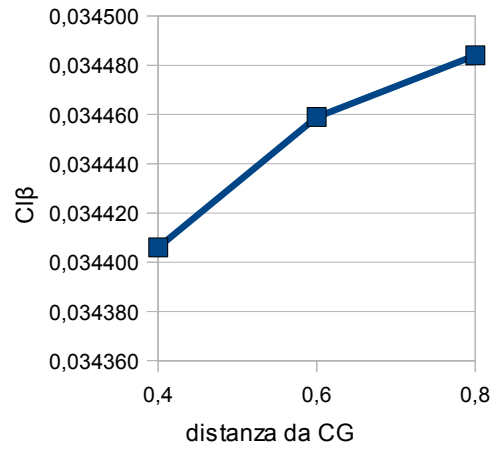
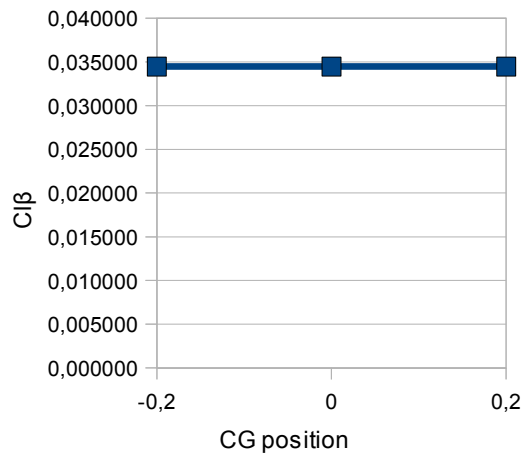


Fig 3.5 Grafici relativi alla posizione del CG e della posizione della coda rispetto al CG.

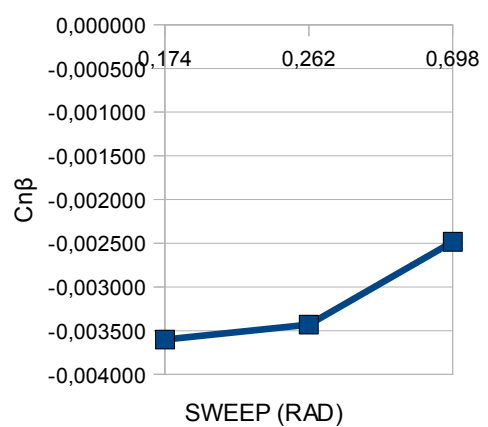
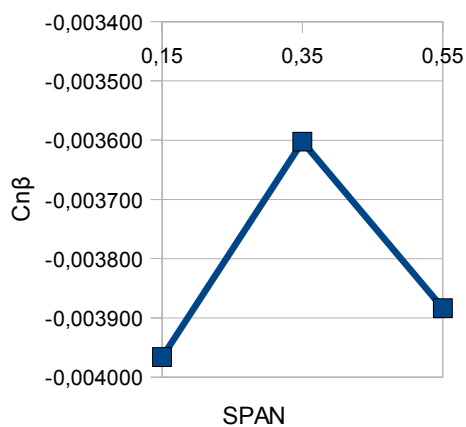
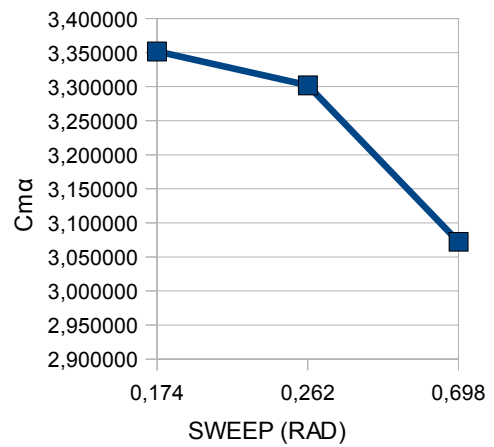
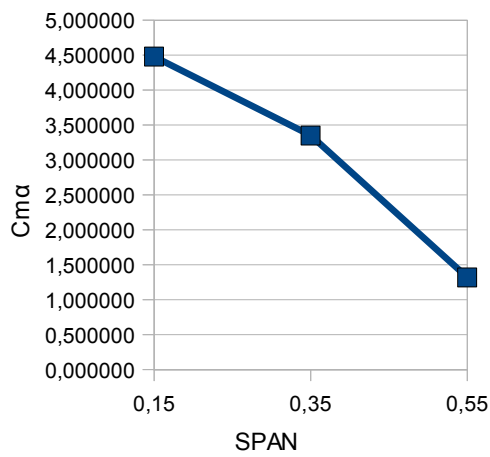
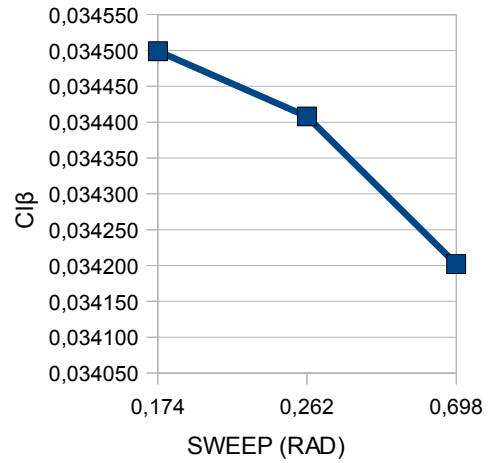
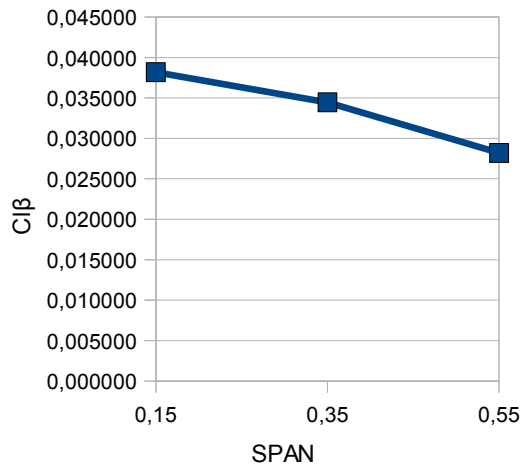


Fig 3.6 Grafici relativi alla variazione dello Span e dello Sweep.

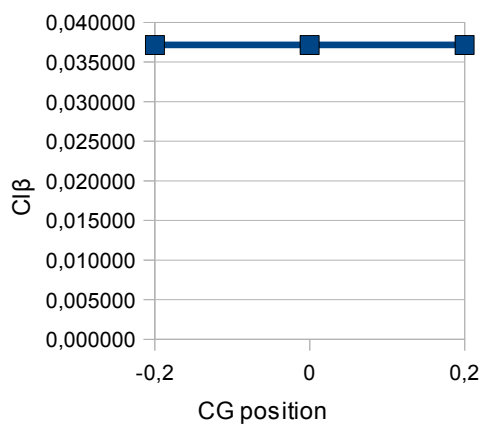
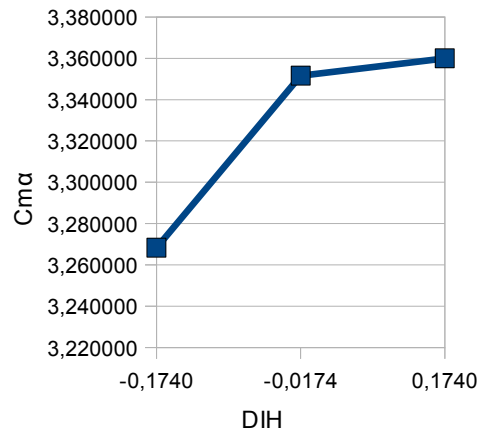
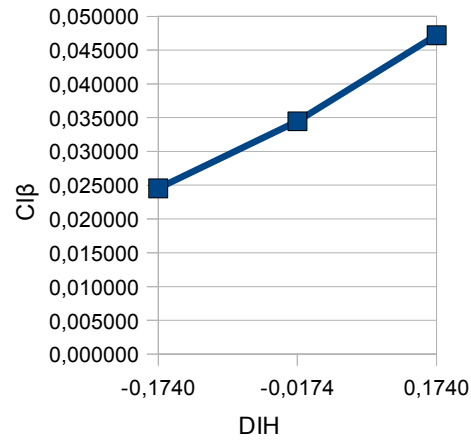


Fig 3.7 Grafici relativi alla modifica del dihedral

Anche in questo secondo caso il primo passo da fare è spostare per quanto possa essere plausibile il CG in avanti in maniera da guadagnare stabilità longitudinale. Per rendere poi un minimo più reale il tutto la coda viene anche posta un poco più in avanti e in basso; altra modifica da andare a sottolineare che consente un piccolo aumento di portanza della coda è l' aumento (effettuato nella configurazione 2 finale) della lunghezza alla base della coda (base chord); altre modifiche che possono essere considerate utili analizzando i test precedenti sono l'aumento sostanziale dello span e dello sweep della partizione principale; infine come era prevedibile risulta essere utile anche la diminuzione del dihedral.

Modifiche:

Si passa dalla configurazione (a) alla (b):

(si variano parametri solo della partizione 1)

- CG position: 0 (a) -0,2 (b)
- Apex coordinates: x: 0,6 (a) 0,5 (b)
 y: 0 invariato
 z: 0,04 (a) -0,06 (b)

- Base chord: 0,4 (a) 0,5 (b)
- Span: 0,35 (a) 0,45 (b)

- Sweep: 0,174 (a) 0,85 (b)

- Dihedral -0,0174 (a) -0,523 (b)

Risultati:

$$C_{l\beta} = -0,020906$$

$$C_{m\alpha} = -0,62363$$

$$C_{n\beta} = -0,048367$$

Lo spostamento del CG e i cambiamenti effettuati sulle dimensioni e la posizione della coda (Span, Base Chord) hanno avuto i risultati che si pensava per quanto riguarda la stabilità longitudinale; con le modifiche di Sweep e Dihedral si è ottenuta invece leggera stabilità di rollio; la stabilità direzionale invece non è ancora soddisfatta.

La terza configurazione.

In questo caso si è cercata una forma un po' più simile a quella della coda di un uccello, cioè più arrotondata nella parte posteriore e i problemi per renderla stabile in volo planato sono cresciuti (difatti un gabbiano o altro volatile che sia non ha quasi mai in volo la coda bloccata, è in un continuo muoversi ed aggiustamenti proprio per rimanere stabile). Come si può vedere nell'immagine che segue la coda è comunque troppo lontana e troppo grande però come si accennava precedentemente vi si possono ricavare utili informazioni per le configurazioni successive.

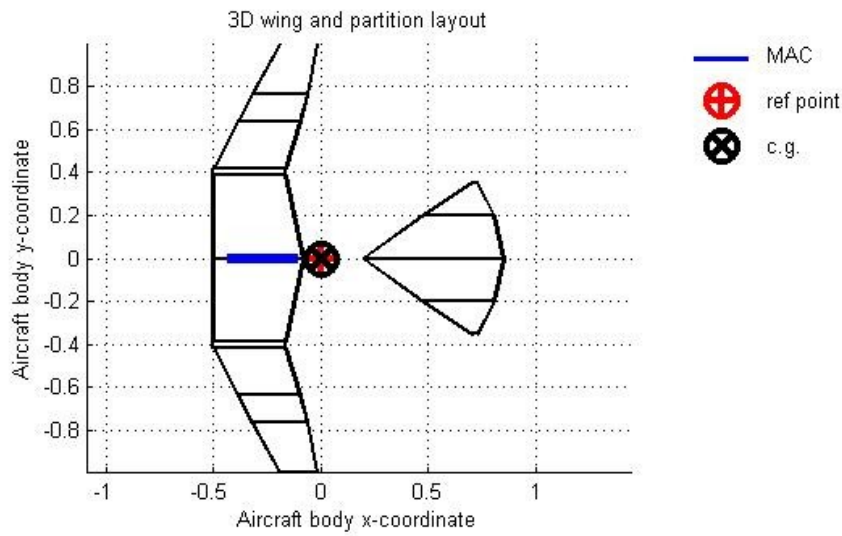


Fig 3.8 Immagine nel piano x-y della configurazione 3

Senza modifiche risulta:

$$C_{l\beta} = 0,037152$$

$$C_{m\alpha} = 4,232$$

$$C_{n\beta} = - 0,003311$$

Come nei casi precedenti, appena sviluppata senza modifiche, la configurazione non è stabile in nessuno dei tre sensi, non avrebbe possibilità di volare nella maniera corretta.

Test:

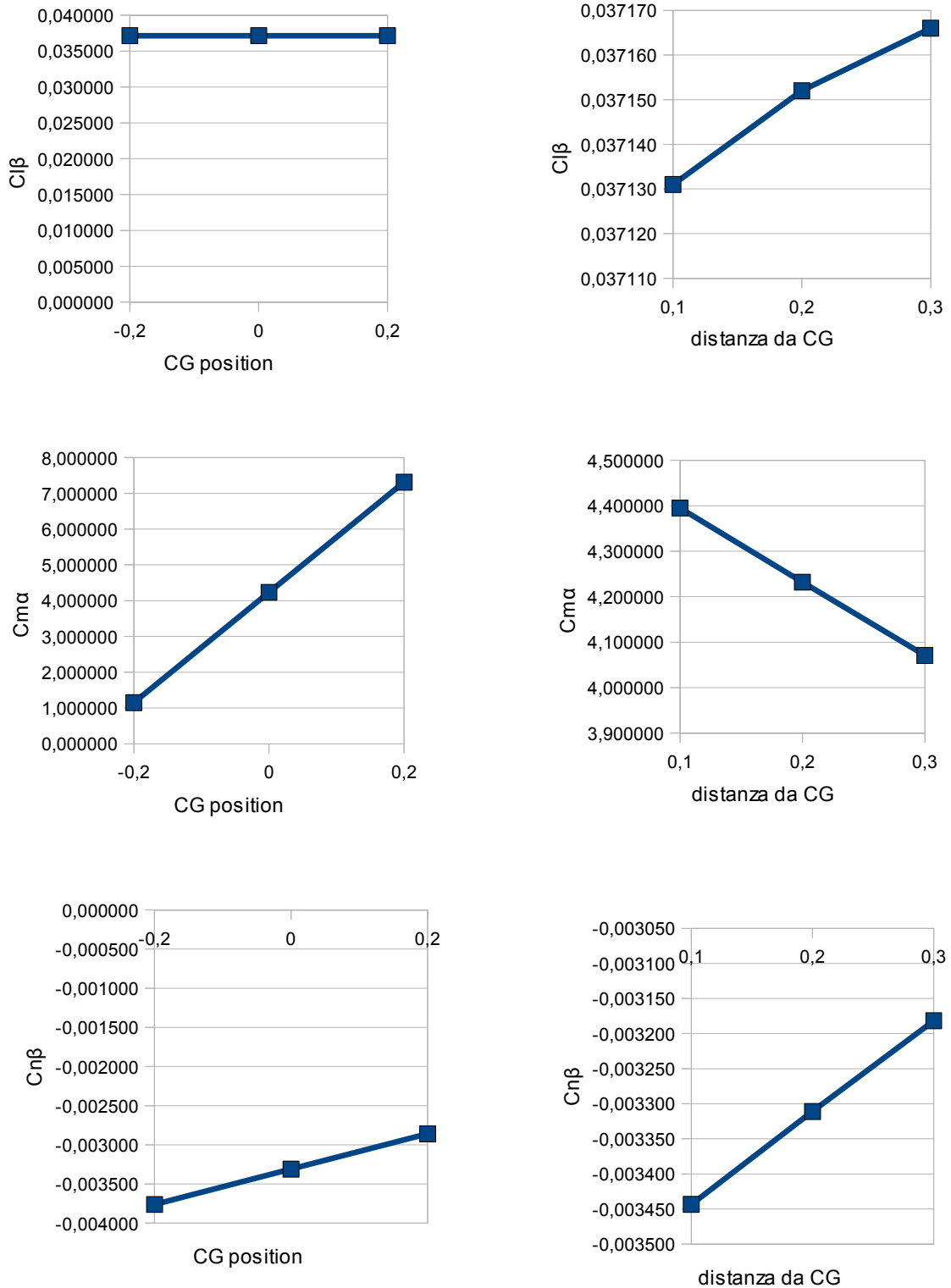


Fig 3.9 Grafici relativi alla variazione della posizione del CG e della distanza della coda dal CG

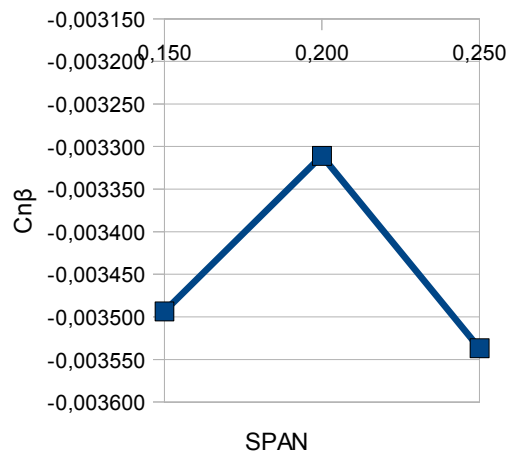
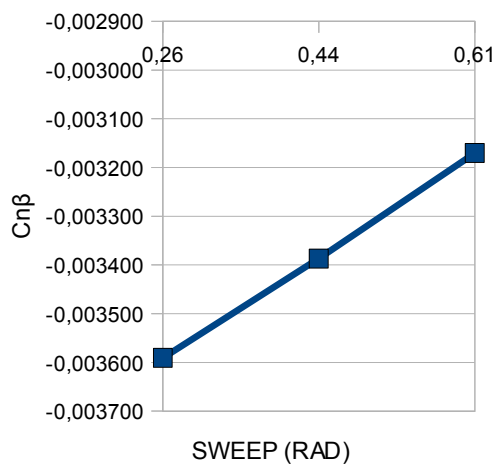
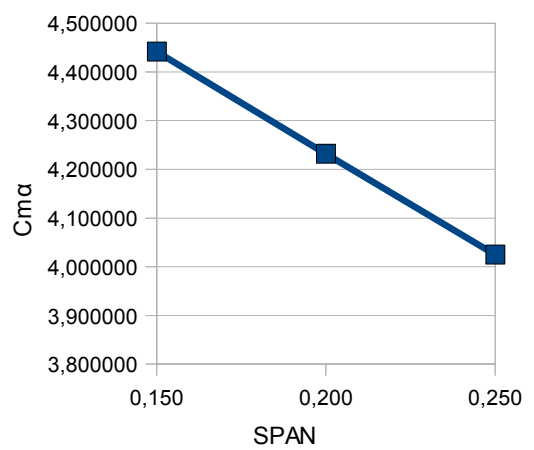
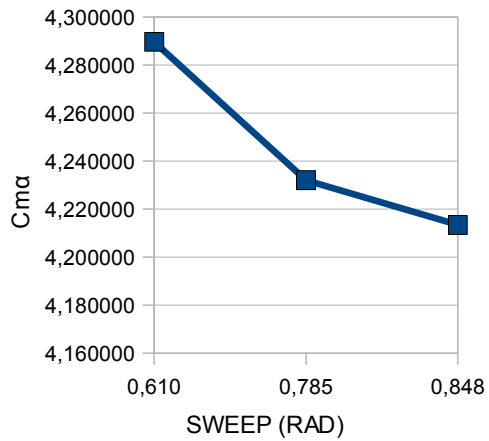
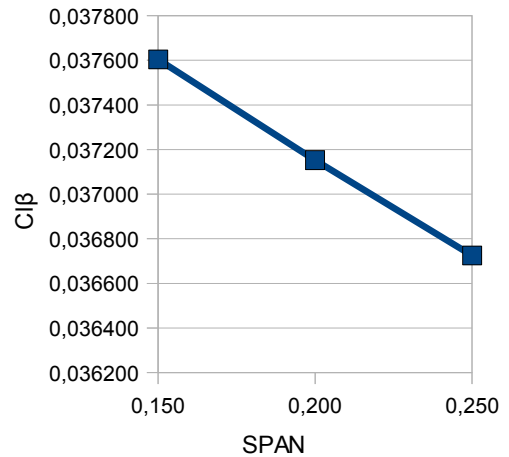
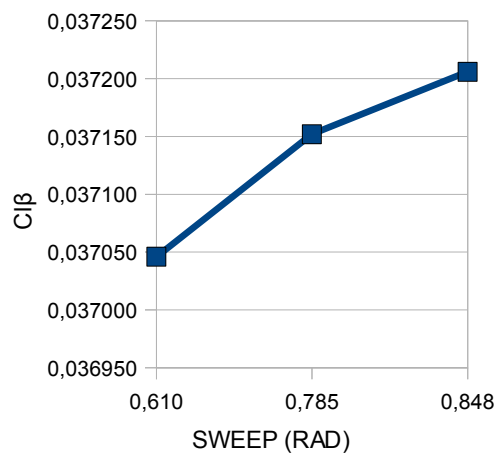


Fig 3.10 Grafici relativi alla variazione di Sweep e Span

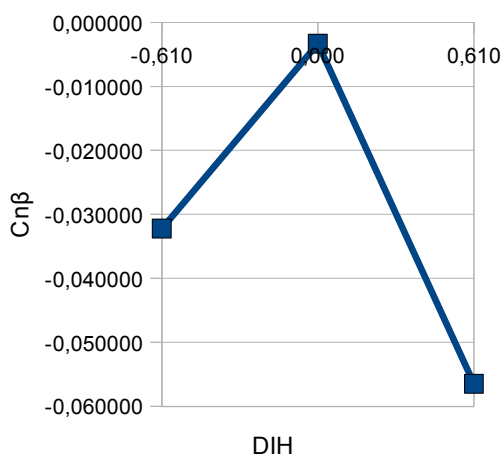
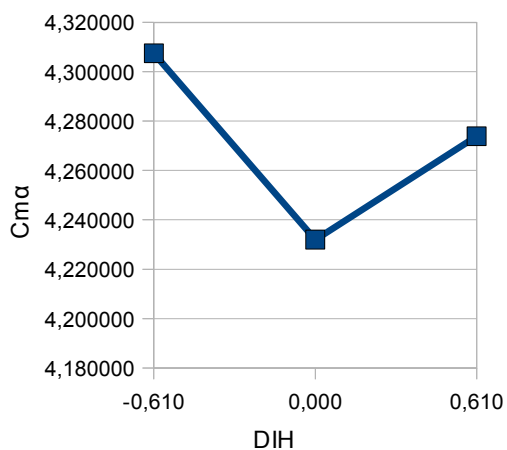
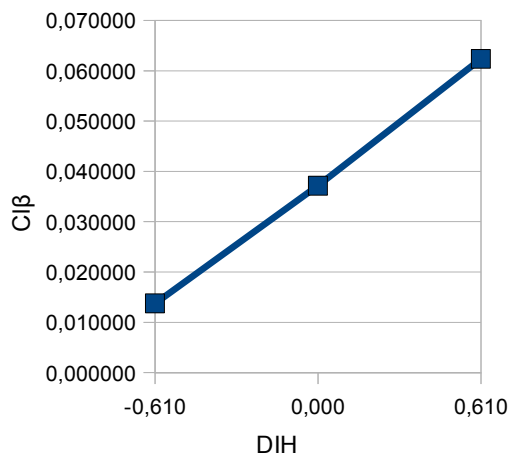


Fig 3.11 Grafici relativi alla modifica del dihedral

Come nei casi precedenti è sempre utile l'avanzamento del CG; la distanza della coda dal centro di gravità viene incrementata in maniera tale da guadagnare ulteriore stabilità longitudinale; lo Span della coda, quindi la sua apertura alare, si può pensare di aumentarlo per ottenere piccoli miglioramenti per il $C_{m\alpha}$; altra modifica fondamentale è quella che riguarderà il Dihedral che, se diminuito, facilita l'ottenimento di stabilità al rollio.

Modifiche:

Si passa dalla configurazione (a) alla (b):

- CG position: 0 (a) -0,2 (b)
- Apex coordinates x: 0,2 (a) 0,3 (b)
y: invariato
z: 0 (a) -0,08 (b)

- Span 0,2 (a) 0,3 (b)
- Dihedral 0 (a) -0,610 (b)
- Taper ratio 0,5 (a) 0,35 (b)

Risultati:

$$C_{l\beta} = -0,023405$$

$$C_{m\alpha} = 0,058238$$

$$C_{n\beta} = -0,097411$$

Per quanto riguarda questa configurazione l'unico parametro che soddisfa le condizioni di stabilità è quello riguardante il rollio; da questo si può capire che per la coda una forma più arrotondata e simile a quella di un uccello rende più difficile l'ottenimento della stabilità rispetto a forme più “squadrate”.

Capitolo IV

Sviluppo di code fino alla forma definitiva

In questo capitolo verranno presentate e rispettivamente migliorate alcune configurazioni per la coda, utilizzando come fonti di ispirazione e miglioramento le tre configurazioni base descritte nel capitolo precedente. Verranno inoltre introdotti un timone, un nuovo profilo alare adatto alle superfici orizzontali posteriori e i test verranno fatti nel seguente stato di volo, più realistico per quanto concerne il volo di un gabbiano:

- $\alpha = 5^\circ$ $P = 0,0174$ rad/s $v = 5$ m/s
 $Q = 0,0174$ rad/s
 $\beta = 1^\circ$ $R = 0,0174$ rad/s

α e β , come già visto nei capitoli precedenti, sono rispettivamente gli angoli di attacco e imbardata; P, Q, e R sono velocità angolari intorno ai tre assi principali (elementi che rendono più generico il test, possono rappresentare ad esempio correnti d'aria); la v, rimasta invariata dai test precedenti, impostata sui 5 m/s si può considerare adatta al volo di un gabbiano.

Configurazione 04

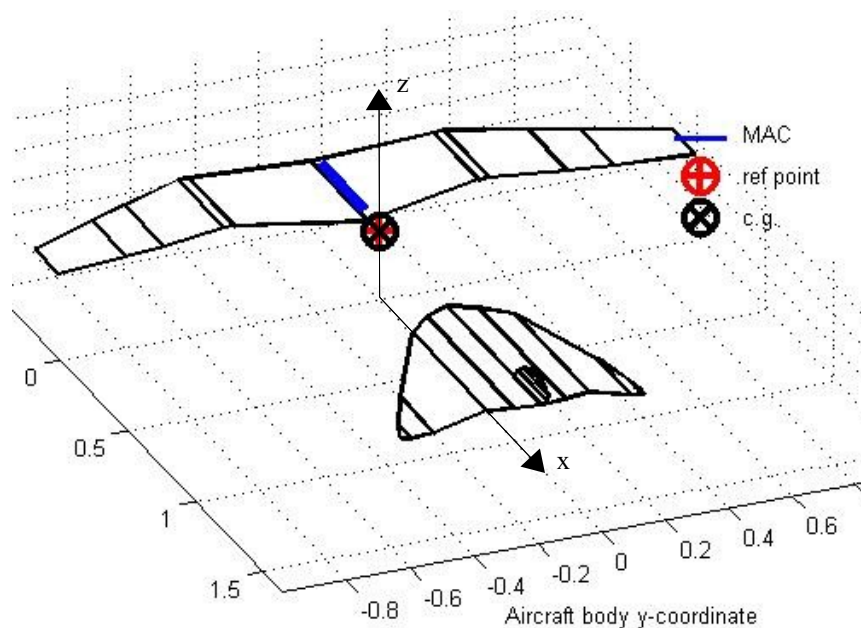


Fig 4.1 Vista prospettica della coda 04

Come si può notare la geometria di questa configurazione comincia a tendere ad un modello più simile alla realtà e alla coda di un uccello: ha meno angoli retti e spigoli, sembra più naturale, ha un dihedral abbastanza pronunciato ed ha più possibilità, essendo formata da 5

partizioni, di modifiche e di applicazione di eventuali superfici mobili.

Il timone, di cui fino ad ora non si è parlato, è un elemento fondamentale. In natura generalmente non lo vediamo negli uccelli, dato che essi, muovendo le singole parti del corpo, aggiustano di continuo la posizione di volo e non necessitano, si potrebbe dire, di questa parte del corpo, che per loro sarebbe appunto inutile. Nei test invece la presenza di un timone, soprattutto se si ricerca una forma senza angoli vivi e più naturale possibile, risulta abbastanza fondamentale. Infatti si ricorda che negli aerei e in qualsiasi tipo di velivolo convenzionale, per mantenere il volo stabile in presenza di venti laterali e intorno all'asse di rollio, senza avere un numero troppo elevato di superfici mobili, diventa fondamentale il contributo del timone. Questo rende più stabile il velivolo praticamente in qualsiasi stato di volo (vedi cap. 1).

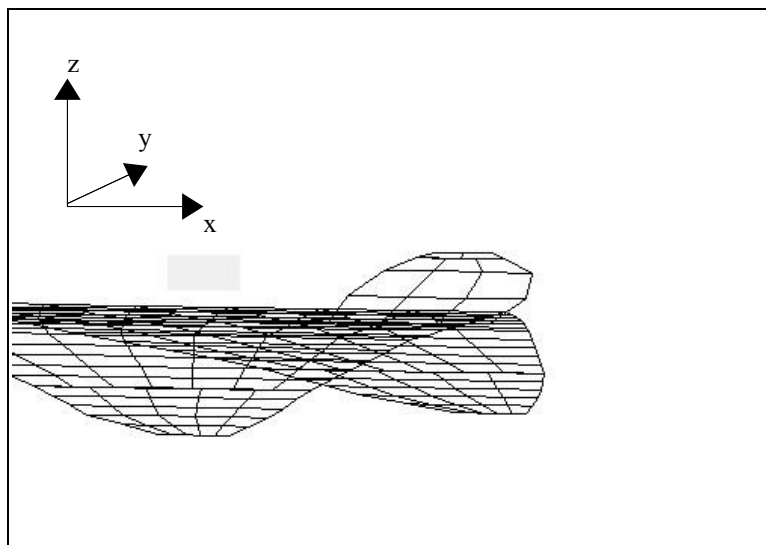


Fig 4.2 Immagine ravvicinata del timone posto sull'estremità posteriore della coda

I risultati nelle condizioni iniziali sono:

$$\begin{aligned} C_{l\beta} &= 0,017466 \\ C_{m\alpha} &= 2,9867 \\ C_{n\beta} &= -0,057021 \end{aligned}$$

Le modifiche plausibili sono derivabili dalle code viste precedentemente: si può lavorare sulla posizione del CG, sulla posizione (sia in altezza che in distanza) della coda (e del timone), sulle dimensioni, sul dihedral. Un'ulteriore modifica è appunto l'uso di un altro profilo alare per la coda, il profilo *naca0012*, un profilo simmetrico come è necessario che sia per una superficie di coda. Da ricordare è che ovviamente anche il profilo del timone è di tipo simmetrico (*SC20010* per poi essere modificato in *naca0012*).

Dopo numerose modifiche nel tentativo di migliorare ogni parametro si sono scelte queste modifiche che portano ad avere stabilità longitudinale e direzionale, non ancora di rollio.

Modifiche:

Si passa dalla configurazione (a) alla (b):

Coda:

- CG position: 0 (a) -0,2 (b)
- Apex coordinates: x: 0,5 (a) 0,62 (b)
y: invariato
z: -0,01 (a) 0,01 (b)
- Base chord: 0,7 (a) 0,8 (b)
- Sweep: 3°partizione: 0,872 (a) 0,785 (b)
4°partizione: 0,872 (a) 0,785 (b)
- Dihedral: 1°partizione: 0 (a) -0,174 (b)
2°partizione: 0 (a) -0,174 (b)
- Profilo: Selig S1223 (a) naca0012 (b)

Timone:

- Apex coordinates: x: 1 (a) 1,2 (b)
y: invariato
z: -0,011 (a) -0,005 (b)
- Profilo: SC20010 (a) naca0012 (b)

Risultati ottenuti:

$$C_{l\beta} = 0,0108$$
$$C_{m\alpha} = -1,1366$$
$$C_{n\beta} = 0,00040584$$

Dati i risultati ottenuti, molte delle modifiche apportate confermano aspetti che si sono trovati nel capitolo 1: si è migliorata la stabilità longitudinale attraverso l'allontanamento della coda, l'avanzamento del CG e il leggero aumento della corda di base; la stabilità direzionale invece, come si vede nelle modifiche, è determinata dalla presenza della superficie di coda verticale; quest'ultima, posta leggermente più indietro, rende il velivolo più stabile direzionalmente e questo conferma nuovamente i ragionamenti effettuati nel primo capitolo. La stabilità di rollio invece, pur avendo cercato di creare un buon effetto diedro attraverso le variazioni di dihedral e sweep che si vedono sopra, come si diceva non è

ancora raggiunta. Bisogna osservare che in un altro stato di volo con $\alpha = 10^\circ$ e $\beta = 5^\circ$ erano invece soddisfatti tutti i parametri per la stabilità di volo. E' infatti molto facile che in stati di volo diversi i risultati cambino anche significativamente; obiettivo di questa analisi in prima approssimazione sviluppata con le tre derivate di stabilità, ricordiamo, è trovare una configurazione che sia stabile anche variando lo stato di volo.

Configurazione 05

Nella configurazione precedente si sono ottenuti risultati abbastanza buoni per quanto riguarda due parametri su tre e la forma geometrica era sicuramente più "naturale" rispetto a quella delle tre code viste nel capitolo precedente; ma certamente la coda 04 non si può dire identica a quella di un gabbiano, per due aspetti principali: le dimensioni e la distanza dalle ali principali.



Se andiamo a vedere la figura di fianco ci rendiamo conto di come un gabbiano nella realtà abbia la coda molto vicina alle ali principali e al corpo e di quanto essa sia di ridotte dimensioni.

Fig. 4.3 Immagine di un gabbiano in volo

Quello che si cercherà di ottenere attraverso lo studio di questa coda 05, di altri test, e un'ulteriore configurazione 06, sarà appunto sviluppare una coda delle giuste dimensioni e posta alla distanza adatta dal corpo che possa rendere stabile il velivolo in volo planato. Come parametri di riferimento prenderemo:

- la distanza tra il punto di riferimento (0,0,0) e la parte posteriore della coda, che chiameremo D;
- la larghezza della coda (span) che chiameremo L.

Si cercherà di mantenere: $D \leq 0,5$ m, $L \leq 0,5$ m.

Questa configurazione rappresenta il primo passo. La vicinanza alle ali principali è presa come riferimento, lasciando un'area pressoché uguale al modello 04.

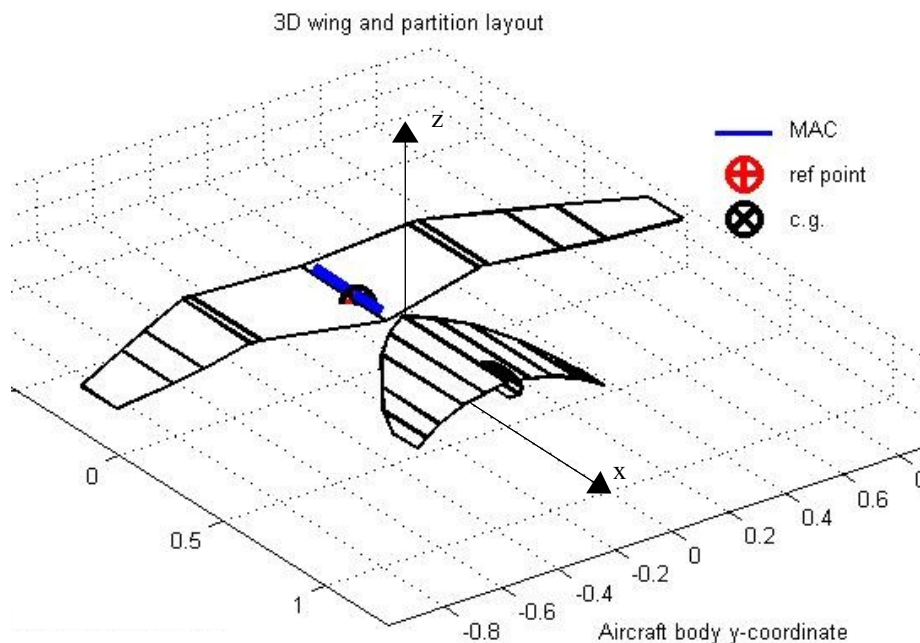


Fig 4.4 Vista prospettica della configurazione 05

Prendendo come riferimento la coda precedente, si è cercato di mantenere un aspetto “tondeggiante”, privo, per quanto possibile, di angoli di 90° e spigoli vivi, si è ridotta la lunghezza della corda di base (base chord), ovviamente la posizione è variata di molto (è stata, come si può vedere, tralata in avanti) e sono state apportate altre piccole modifiche (taper ratio/ half span) nel tentativo di rendere la coda più adatta ad una posizione avanzata. I risultati ottenuti sono:

$$C_{l\beta} = 0,023833$$

$$C_{m\alpha} = 1,2221$$

$$C_{n\beta} = -0,033586$$

Ciò significa che il velivolo non sarebbe considerato stabile per nessuna delle tre derivate di stabilità, dovendo essere, per soddisfare le condizioni, le prime due negative e la terza positiva. Questi primi risultati rendono già chiare le difficoltà che si possono riscontrare per una coda di questa dimensioni e così vicina alle ali principali.

Sono state applicate numerose modifiche per cercare di rendere stabile la configurazione ma si è ottenuto molto poco quindi di variazioni significative praticamente non ce ne sono:

Modifiche:

Si passa dalla configurazione (a) alla (b):

- CG position: x: -0,22 (a) -0,3 (b)
- y: invariato
- z: 0 (a) -0,02 (b)

- Profilo alare: naca0012 (a) RAE100 * (b)

profilo più sottile e *
 migliore per un volo a bassa
 velocità

Per quanto riguarda i tentativi di modifica si è lavorato molto sul dihedral per ottenere un buon effetto diedro (vedi cap. 1) ma nessun risultato significativo, per quanto riguarda stabilità di rollio e direzionale, è stato raggiunto quindi le varie modifiche e i risultati intermedi vengono omessi.

Risultati finali:

$$C_{l\beta} = 0,024855$$

$$C_{m\alpha} = -0,012993$$

$$C_{n\beta} = -0,037171$$

L'unica modifica che ha avuto un significato è quella della traslazione in avanti del CG come confermano i risultati: la condizione riguardante la stabilità longitudinale è soddisfatta; le altre risultano difficili da soddisfare per una coda così vicina alle ali principali.

Sviluppo configurazione finale

Come si è visto nella configurazione sovrastante, avvicinando la coda alle ali principali, i problemi sono aumentati; considerando poi che bisognerà adattare anche in sensi di dimensioni la coda, rendendola più piccola, è opportuno fare dei test, simili a quelli effettuati per le prime tre configurazioni, in maniera tale da capire quali sono i parametri geometrici che, modificati, possono render stabile la configurazione. Si utilizzerà, come coda, una configurazione molto semplice (costituita da due sole partizioni) ma di dimensioni ridotte e vicina alle ali principali, così facendo si otterranno risultati applicabili al nostro lavoro e i test potranno farsi velocemente, senza andare a lavorare su 4 o 5 partizioni.

I test che seguono riguardano appunto una coda più semplice per quanto riguarda il numero di partizioni ma di dimensioni e posizione simili a quelle che si vorrebbero rendere definitive e attraverso queste prove si potrà capire se ci sono parametri significativi da tenere in considerazione per la configurazione successiva.

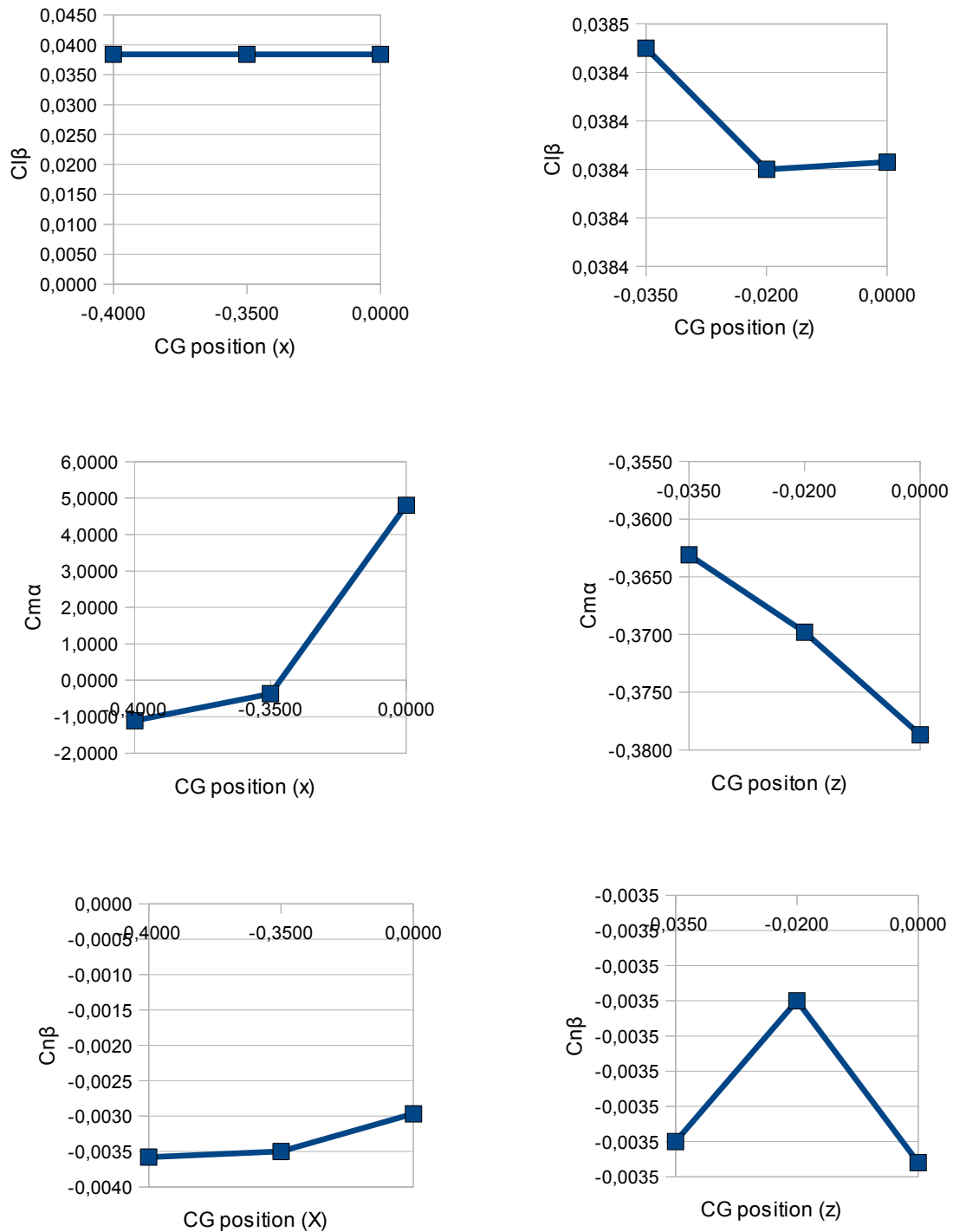


Fig. 4.5 Grafici relativi alla variazione della posizione del CG sia lungo l'asse x che l'asse y

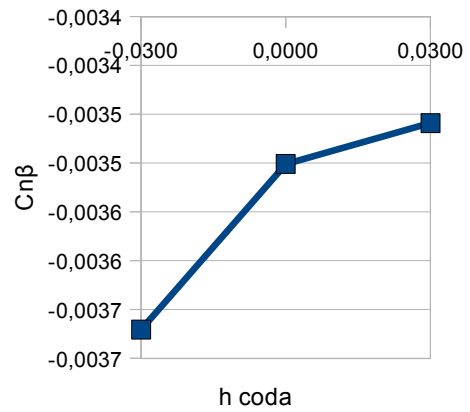
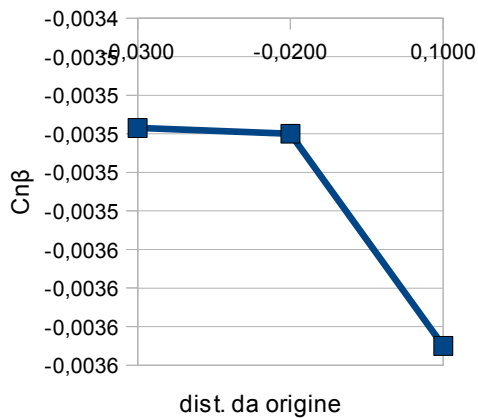
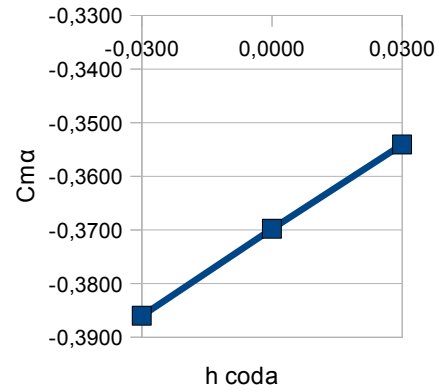
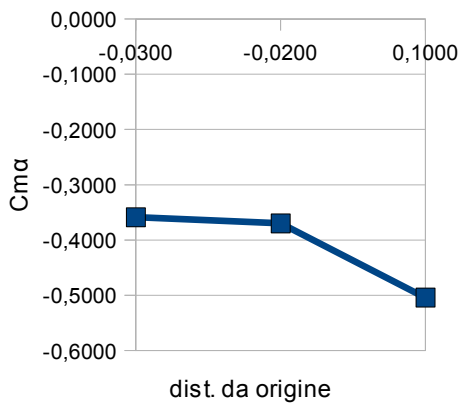
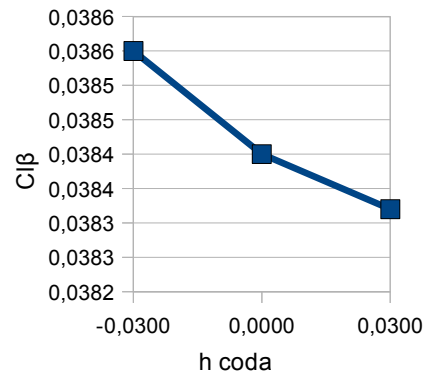
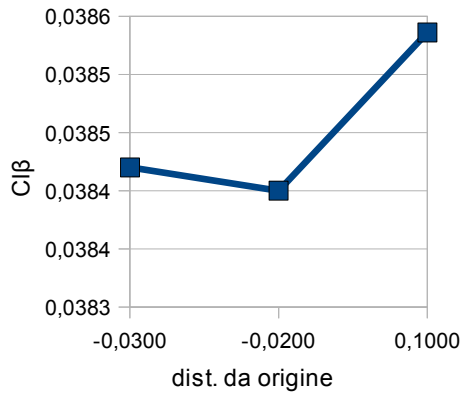


Fig 4.6 Grafici relativi alla posizione della coda (rispetto all' origine degli assi) e all'altezza della coda rispetto al piano xy

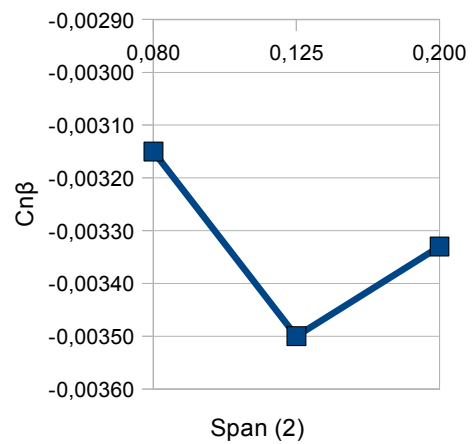
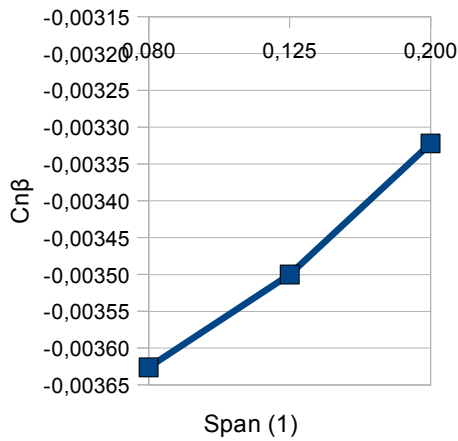
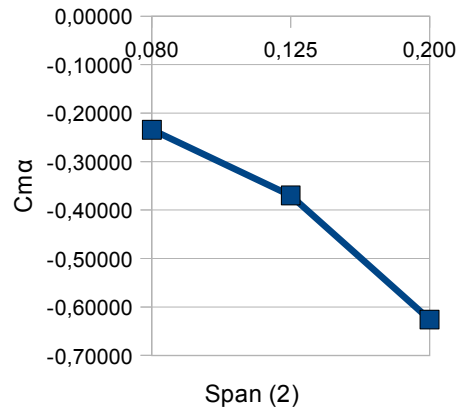
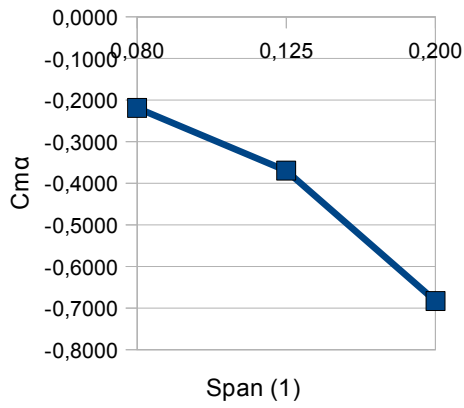
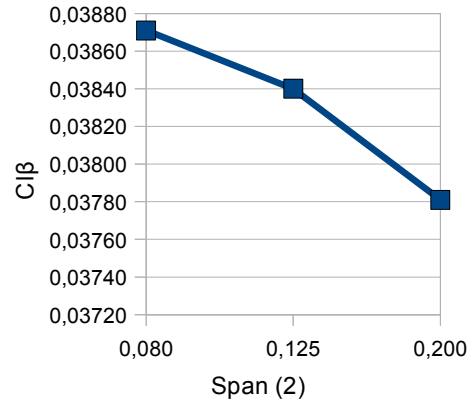
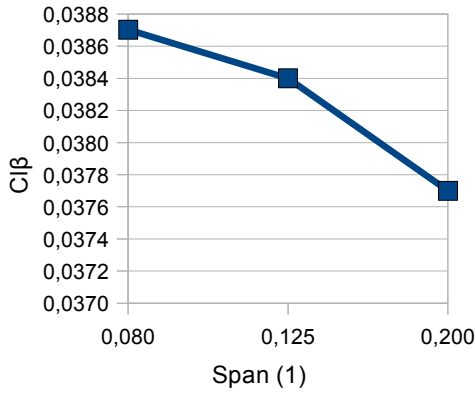


Fig 4.7 Grafici relativi alla modifica dello span della prima e della seconda partizione.

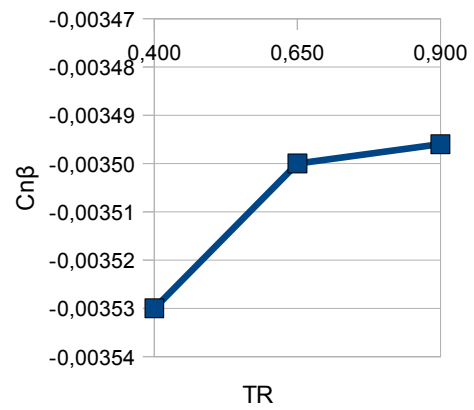
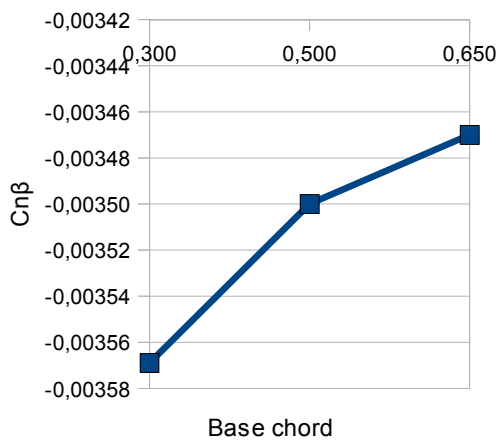
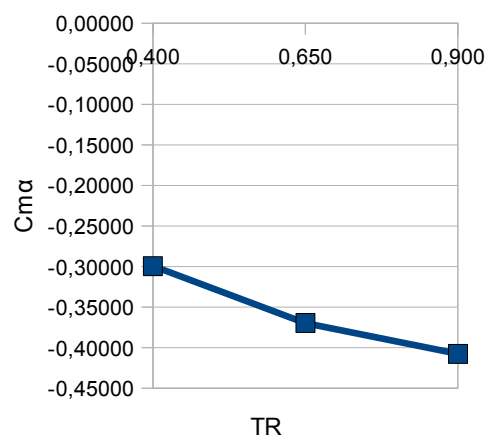
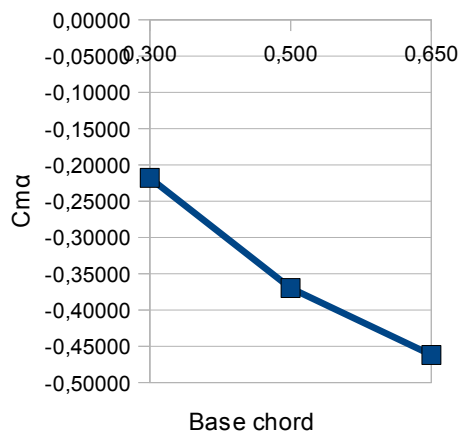
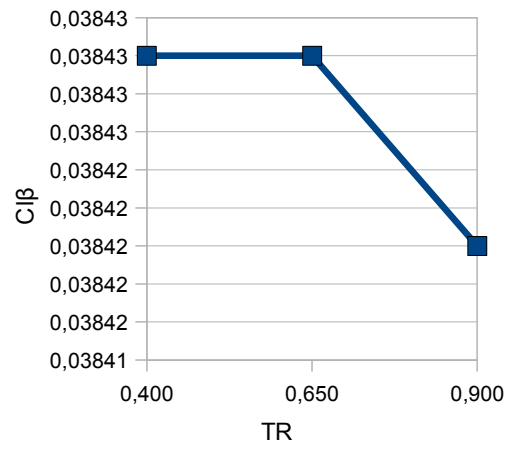
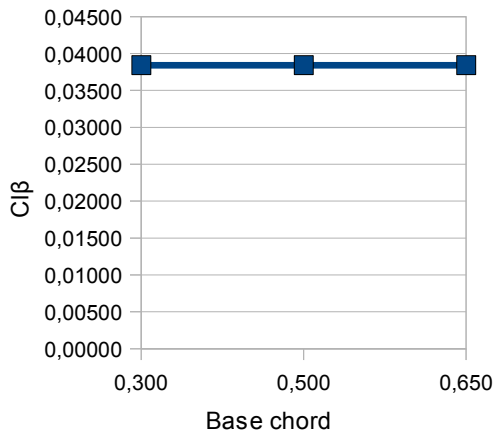


Fig 4.8 Grafici relativi alla modifica della corda di base e della taper ratio della prima partizione .

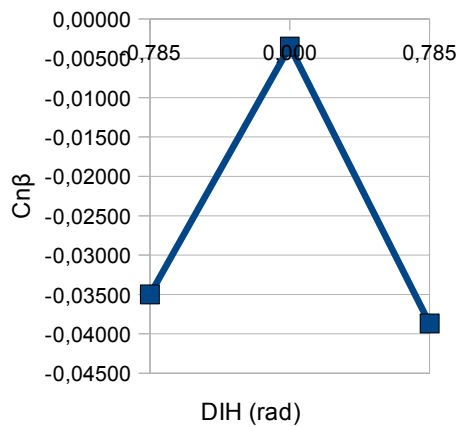
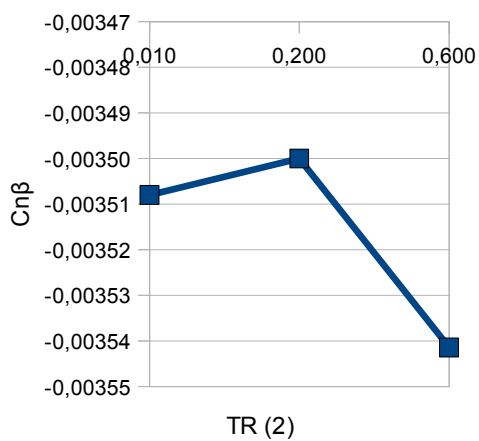
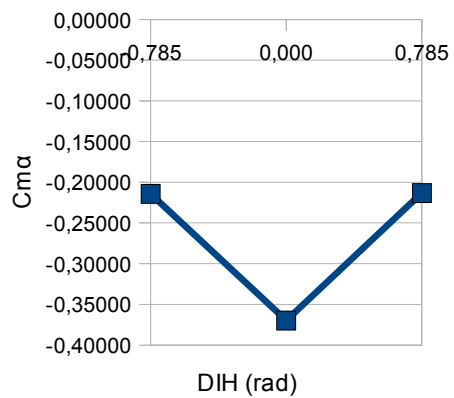
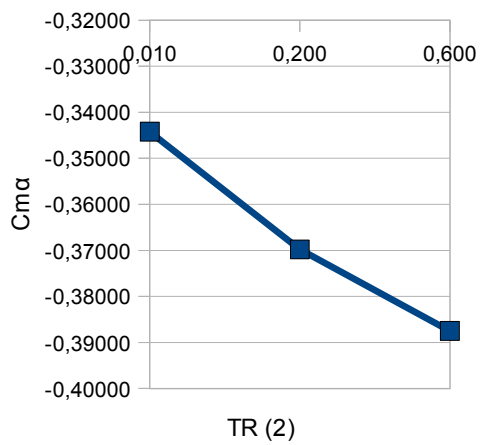
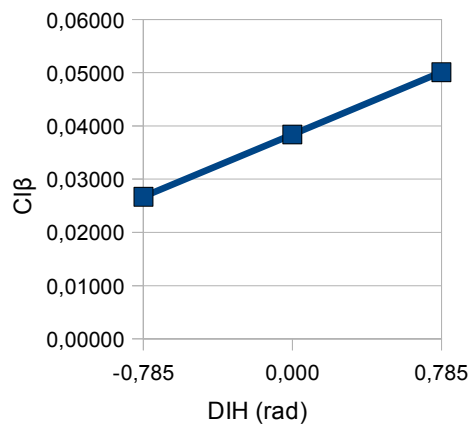
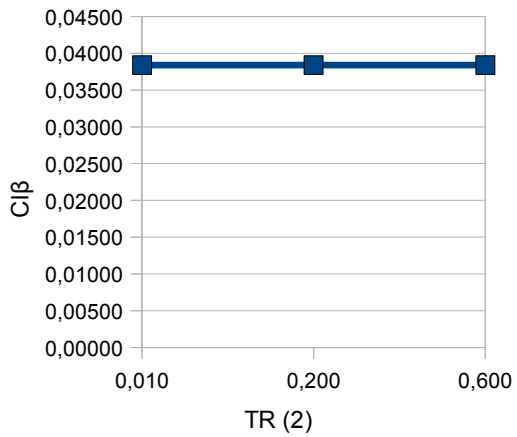


Fig 4.9 Grafici relativi alla variazione della taper ratio della seconda partizione e del dihedral.

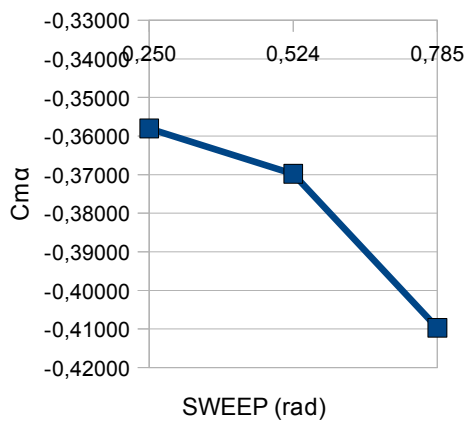
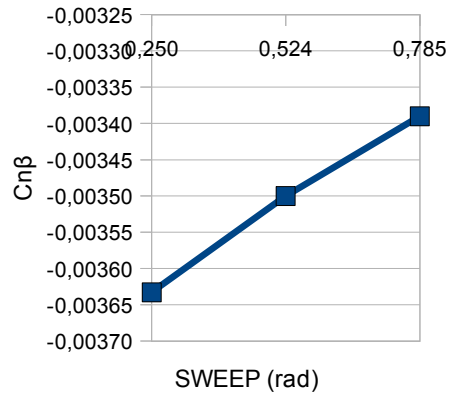
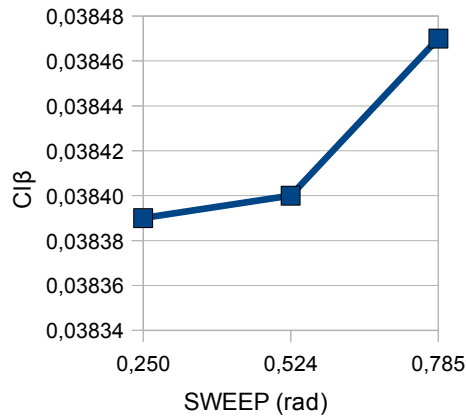


Fig 4.10 Grafici relativi alla variazione dello sweep

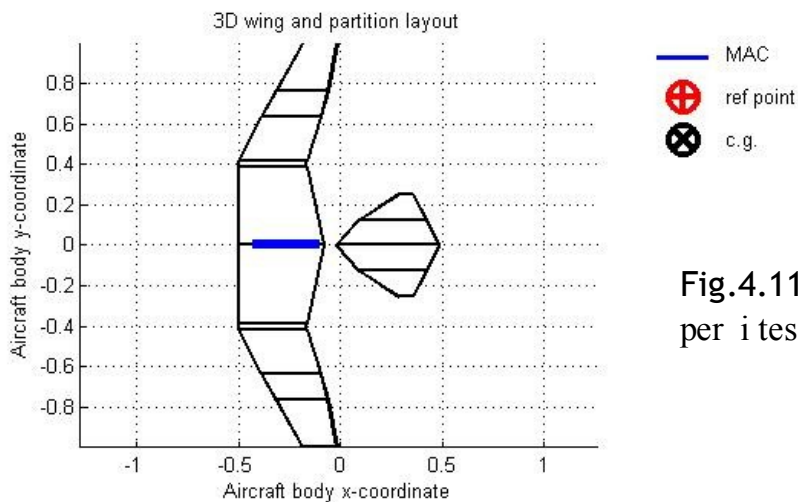


Fig.4.11 Configurazione usata per i test

Come si evince dai risultati ottenuti, ci sono pochi parametri su cui lavorare per una coda di ridotte dimensioni e così posta in avanti. Gli unici che hanno un peso significativo sono la posizione del CG (sia in x che in z), la distanza a cui è posta la coda e il dihedral.

A questo punto è necessario creare la configurazione 06, di dimensioni e posizione realistiche per quanto riguarda un gabbiano.

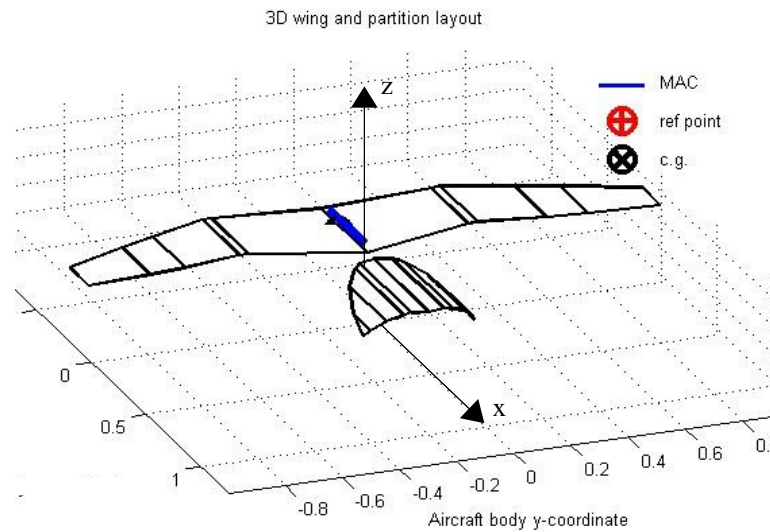


Fig 4.12 Vista prospettica della configurazione 06

Risultati:

$$C_{l\beta} = 0,032786$$

$$C_{m\alpha} = -0,2512$$

$$C_{n\beta} = -0,016582$$

L' unico risultato accettabile è quello per la stabilità longitudinale infatti il CG è stato già posto in avanti come nelle configurazioni precedenti.
Per i restanti due valori si può cercare di agire sul dihedral e creare un effetto diedro migliore.

Prime modifiche:

Si passa dalla configurazione (a) alla (b):

- CG position: z: -0,02 (a) -0,01 (b)
 x,y invariate
- apex coordinates: z: 0 (a) -0,02 (b)
 x,y invariate
- dihedral: 1°partizione: 0 (a) 0,0872 (b)
 2°partizione: invariato

3°partizione:	-0,436	(a)	-0,1745	(b)
4°partizione:	-0,785	(a)	-0,31415	(b)
5°partizione:	-1,047	(a)	-0,61	(b)

Risultati:

$$C_{l\beta} = 0,035404$$

$$C_{m\alpha} = -0,31193$$

$$C_{n\beta} = -0,006454$$

Come si vede la stabilità longitudinale è aumentata e il valore rappresentativo di quella direzionale è salito, come si sperava. Ancora nessun miglioramento per quanto riguarda la derivata di rollio. I test precedenti, infatti non evidenziavano nessun parametro della coda come parametro significativo per la stabilità di rollio. Diventa, come era prevedibile, importante la presenza di un timone per ottenere migliori risultati per $C_{l\beta}$ e $C_{n\beta}$. Ecco di seguito la figura relativa a questa parte e ulteriori modifiche aggiuntive:

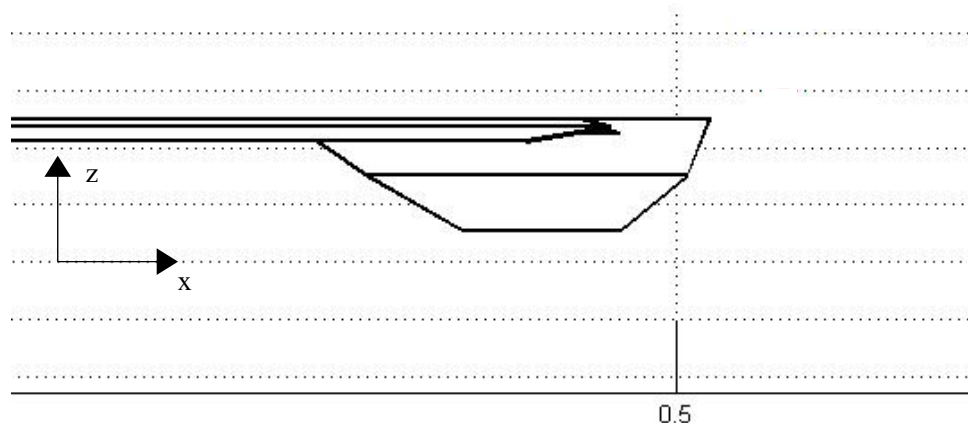


Fig 4.13 Vista laterale del timone inserito

Modifiche:

Si passa dalla configurazione (b) alla (c):

- CG position:

z:	-0,01	(b)	-0,02	(c)
x,y	invariate			
- apex coordinates:

z:	-0,02	(b)	-0,025	(c)
x,y	invariate			

- dihedral: 1°partizione: invariato
 2°partizione: invariato
 3°partizione: -0,1745 (b) -0,08732 (c)
 4°partizione: -0,31415 (b) 0 (c)
 5°partizione: -0,61 (b) 0 (c)

Risultati:

$$C_{l\beta} = 0,030173$$

$$C_{m\alpha} = -0,29509$$

$$C_{n\beta} = 0,12776$$

Come possiamo notare anche per la stabilità direzionale in questo stato di volo si sono ottenuti risultati soddisfacenti inserendo il timone in figura 4.13. Rimane sempre non accettabile il risultato per la stabilità al rollio.

Per capire se parametri significativi sulla coda (per il rollio) effettivamente non ce ne siano, avendo inserito un timone, sono stati effettuati dei test legati a posizione e forma della sola superficie di coda verticale. Il timone usato nei test è di caratteristiche molto simili (ma non identiche) a quello inserito nella configurazione. Vengono posti qui di seguito.

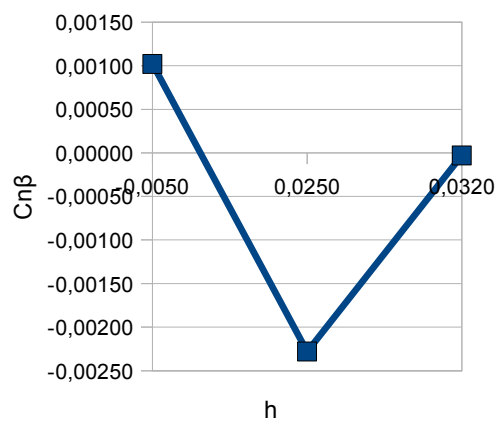
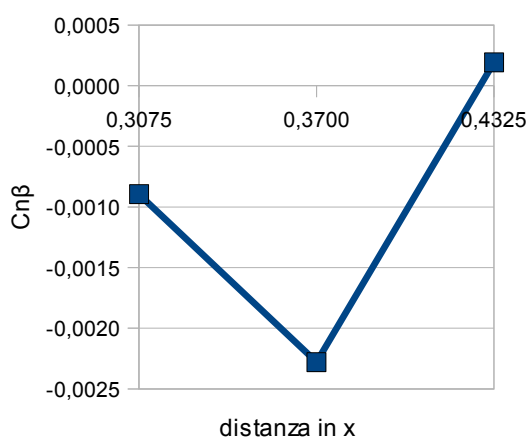
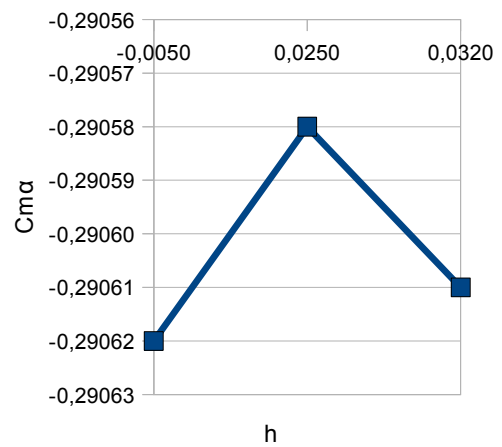
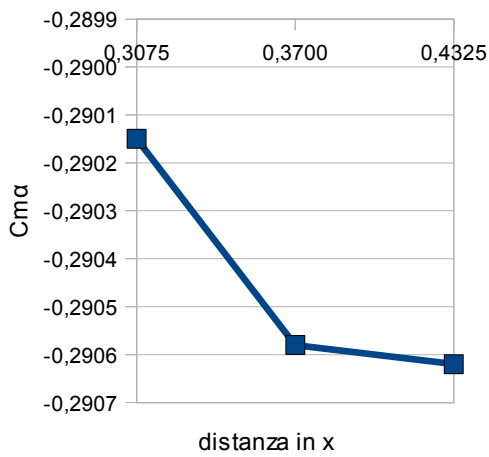
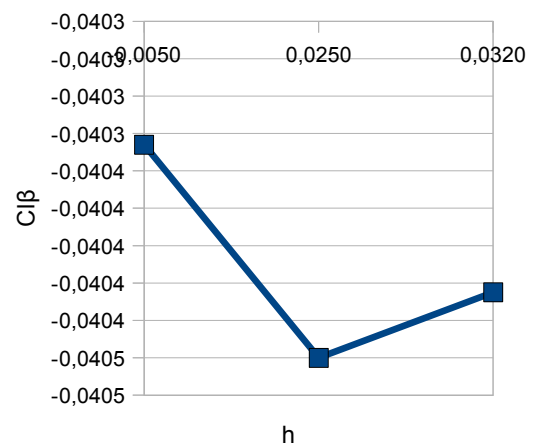
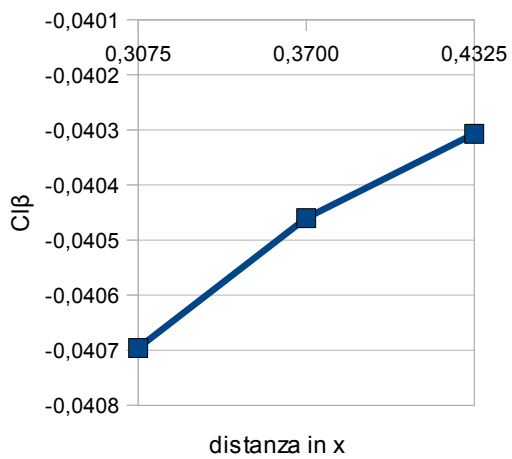


Fig 4.14 Grafici relativi, per quanto riguarda il timone, alla variazione della distanza dall'origine e dell'altezza.

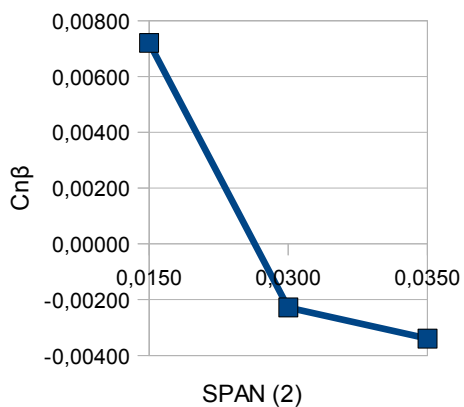
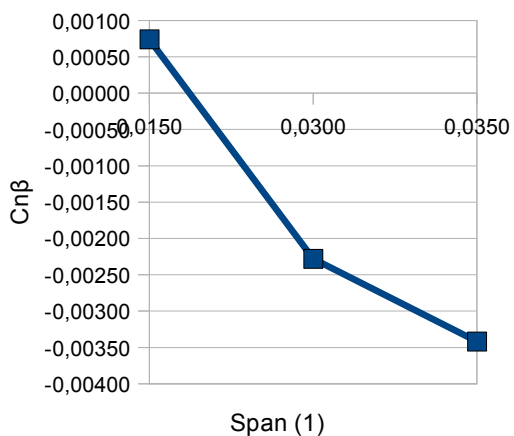
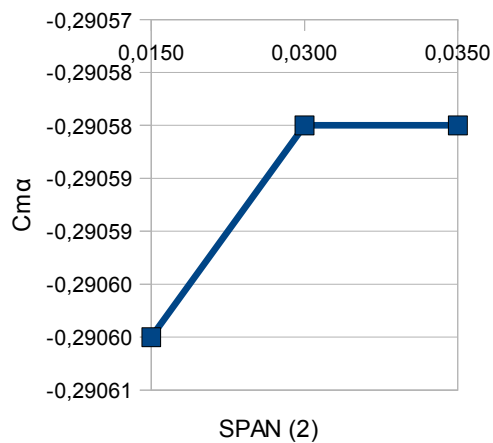
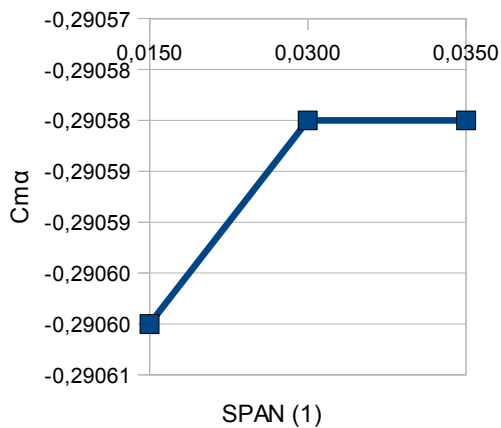
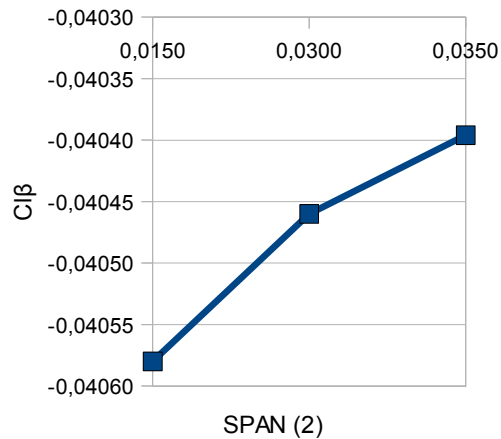
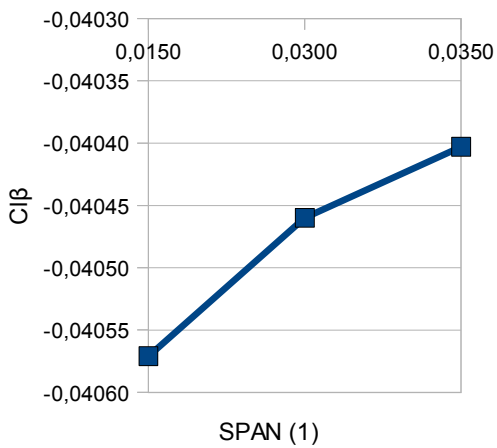


Fig 4.15 Grafici relativi alla modifica dello span della prima e della seconda partizione

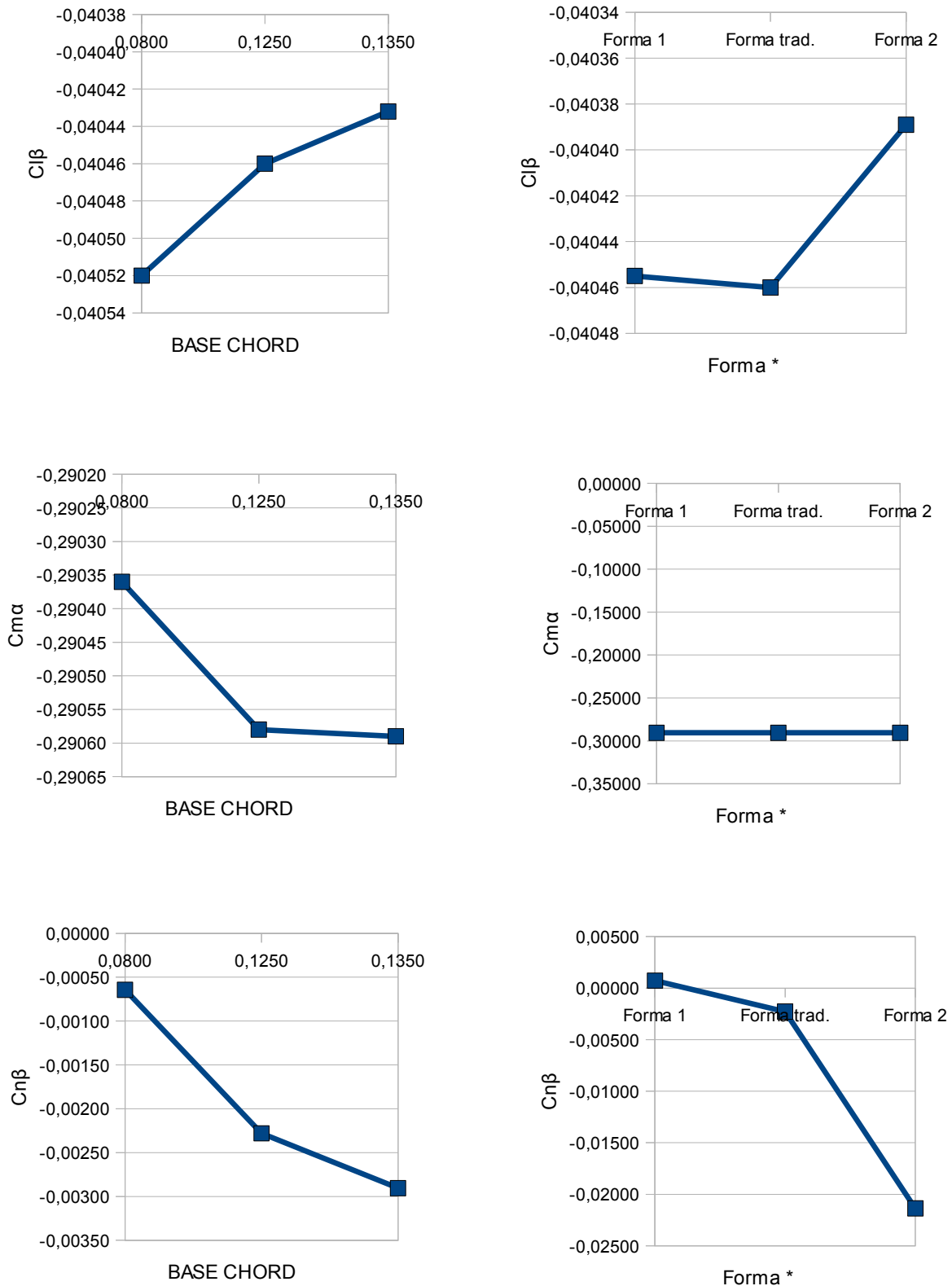
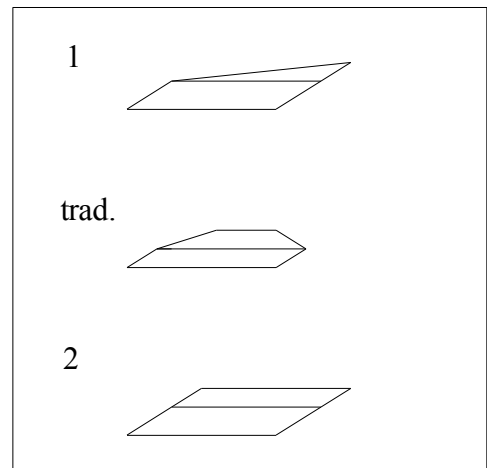
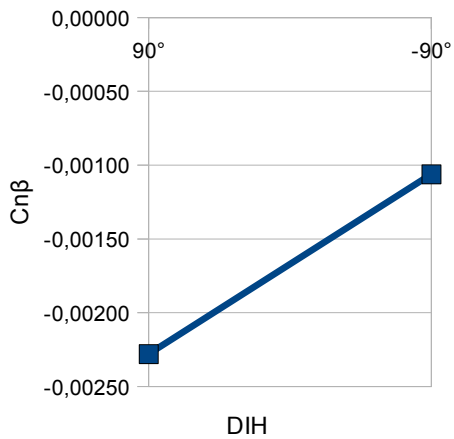
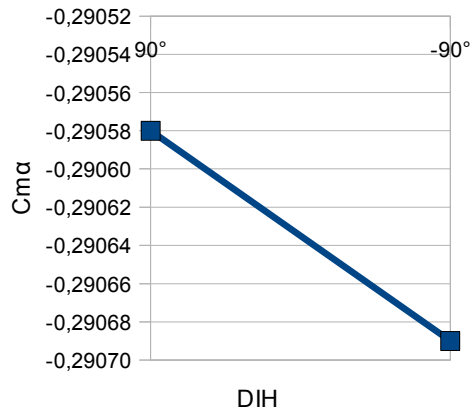
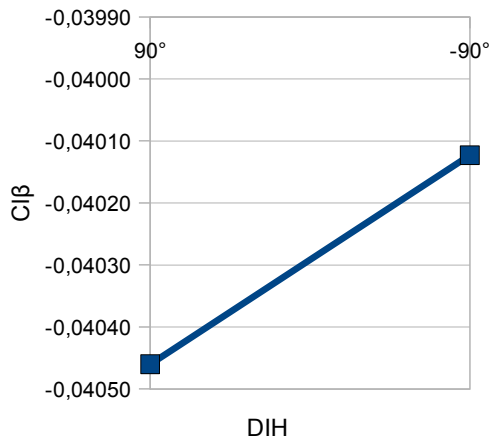


Fig 4.16 Grafici relativi alla variazione della lunghezza della corda di base e al cambiamento della forma generale del timone (vedi legenda in basso).

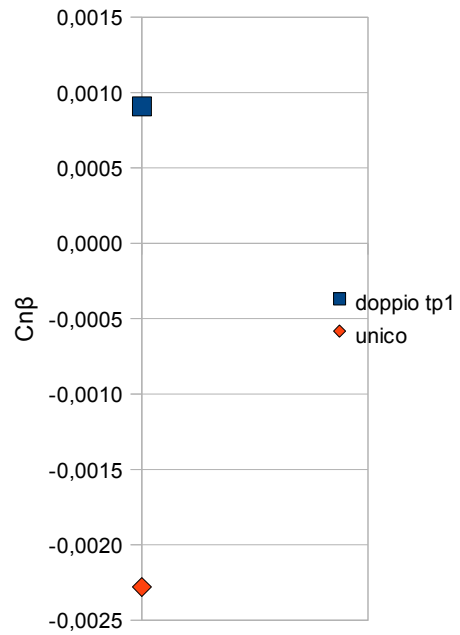
Fig 4.17 Grafici relativi alla variazione dell'orientazione del timone (verso l'alto/verso il basso)



* Legenda: viste laterali delle tre forme per un possibile timone

Analisi del possibile uso di un timone “doppio” (sia rivolto verso il basso che l'alto):

	doppio tp1	unico
C_{Iβ}	-0,04039	-0,0405
C_{mα}	-0,29064	-0,2906
C_{nβ}	0,00091	-0,0023



	doppio tp2	unico
C_{Iβ}	-0,04038	-0,0405
C_{mα}	-0,29063	-0,2906
C_{nβ}	0,00090	-0,0023

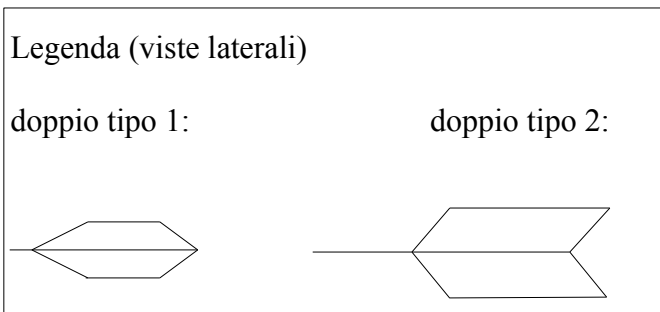
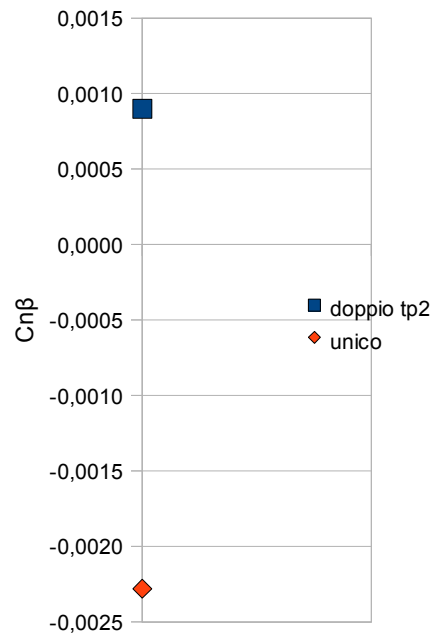


Fig 4.18 Differenza nell'uso del timone doppio.

Da come si può vedere si possono ottenere molte informazioni utili sulla forma ottimale del timone per una configurazione geometrica di questo tipo. Le caratteristiche ottimali di un timone quindi sono: essere il più possibile distante dalle ali principali; essere di piccole dimensioni; avere una forma “allungata” per quanto sia possibile; essere rivolto verso il basso. Da notare anche le migliori prestazioni dei timoni doppi rispetto a quelli singoli.

Ovviamente queste caratteristiche elencate sono legate allo stato di volo (in particolare la velocità) e alle dimensioni ridotte dello Skybird. Il $C_{l\beta}$ però non subisce variazioni significative nemmeno in questo caso. La coda, così piccola e vicina, sembra non influire sull'effetto diedro generale del velivolo complessivo; pensando a questo e alla posizione tenuta dai gabbiani in planata, viene effettuata una piccola modifica al dihedral dell'ala principale rispetto a quella usata fino ad ora. Da un ala principale con un angolo diedro leggermente positivo su tutta la sua lunghezza si va ad avere un angolo diedro inizialmente positivo e poi (praticamente a metà ala) negativo.



Fig. 4.19 Da notare la posizione delle ali in planata.

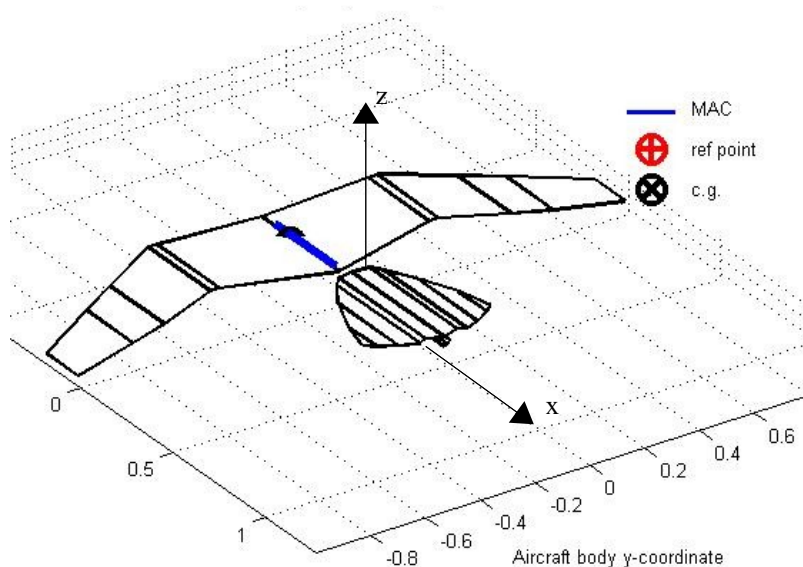


Fig.4.20
La configurazione finale

Conclusioni e sviluppi futuri

Conclusioni:

In questo studio si è partiti da una configurazione di ali principali già fissata e si è cercato di ottenere una tipologia di coda che rendesse il velivolo stabile staticamente in volo planato (quindi ad ali/coda bloccate), obiettivo poi non di secondaria importanza è stato rendere la coda di posizione e dimensioni adatte.

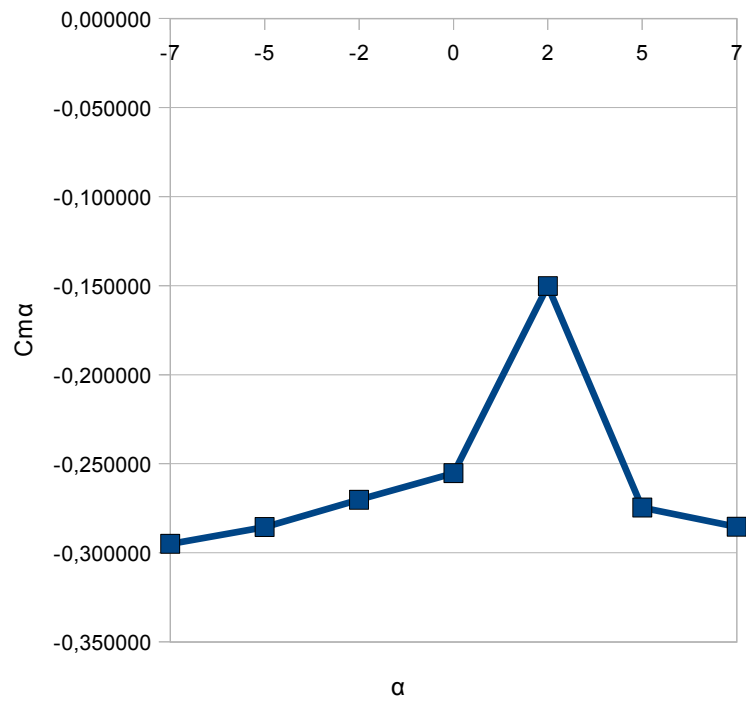
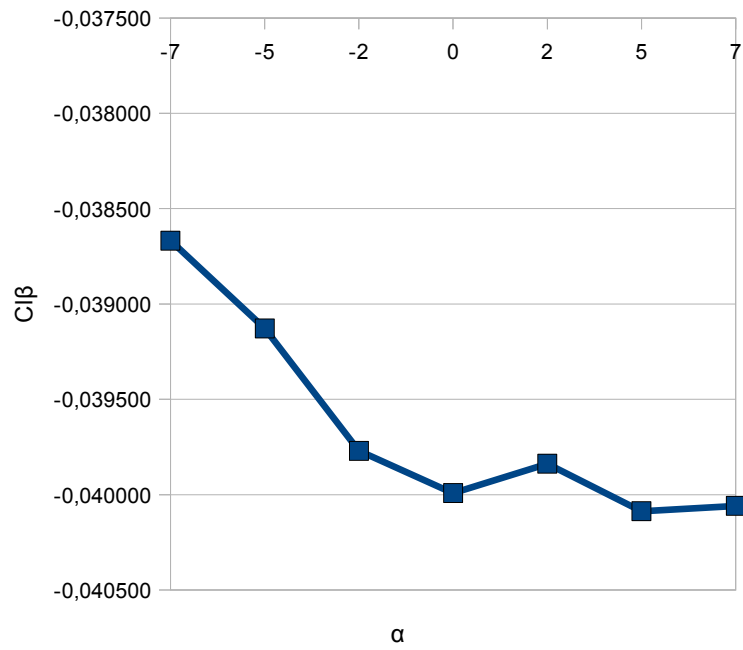
Geometricamente ci sono alcuni aspetti che sono risultati fondamentali: in primo luogo la posizione del centro di gravità rispetto alle ali ed alla coda, deve essere abbastanza avanzato per rendere stabile longitudinalmente il velivolo; la posizione esatta è all'incirca (dipende dai materiali che saranno usati e dal loro peso) sotto le ali principali di qualche centimetro, poco più avanti della metà della corda di base, come si vede nelle immagini delle ultime configurazioni; si può tentare di ottenere la posizione ottimale spostando dei piccoli pesi internamente alla parte anteriore della fusoliera.

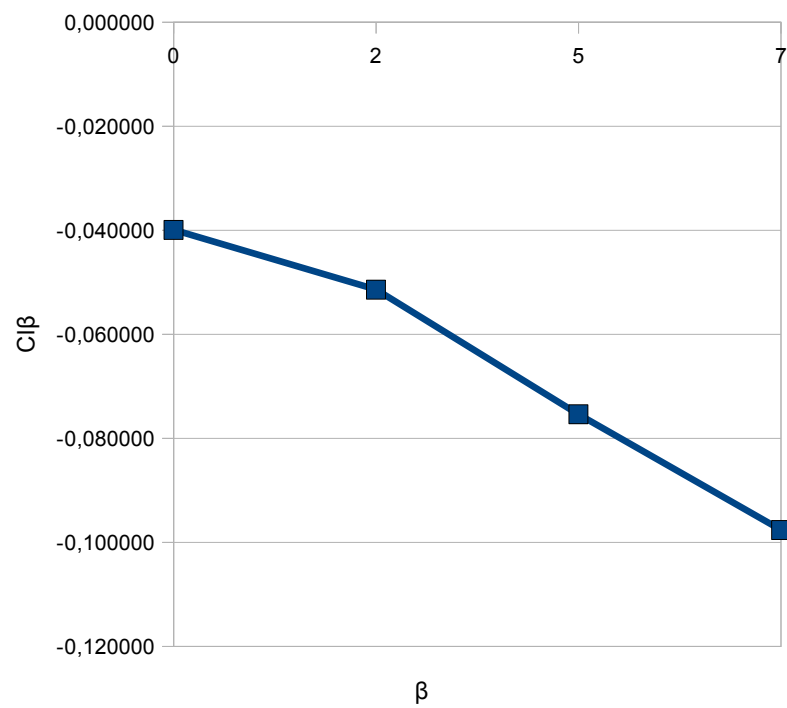
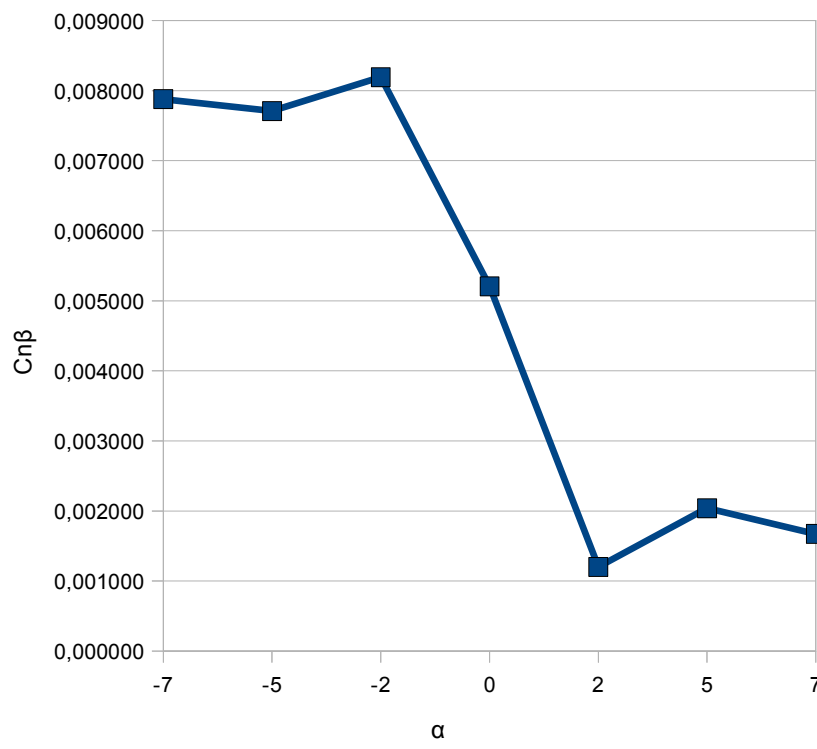
Come si può notare nella configurazione finale, per dimensioni così ridotte e una distanza minima dalle ali principali, la coda (e anche il timone) trae vantaggio nell'essere un po' allungata e quindi con uno sweep abbastanza elevato per ognuna delle partizioni. A proposito di queste, è opportuno lavorare su una configurazione che sia formata da minimo 4/5 partizioni in maniera che in dipendenza da come verrà portato avanti il progetto potranno essere aggiunte superfici mobili nelle partizioni più esterne.

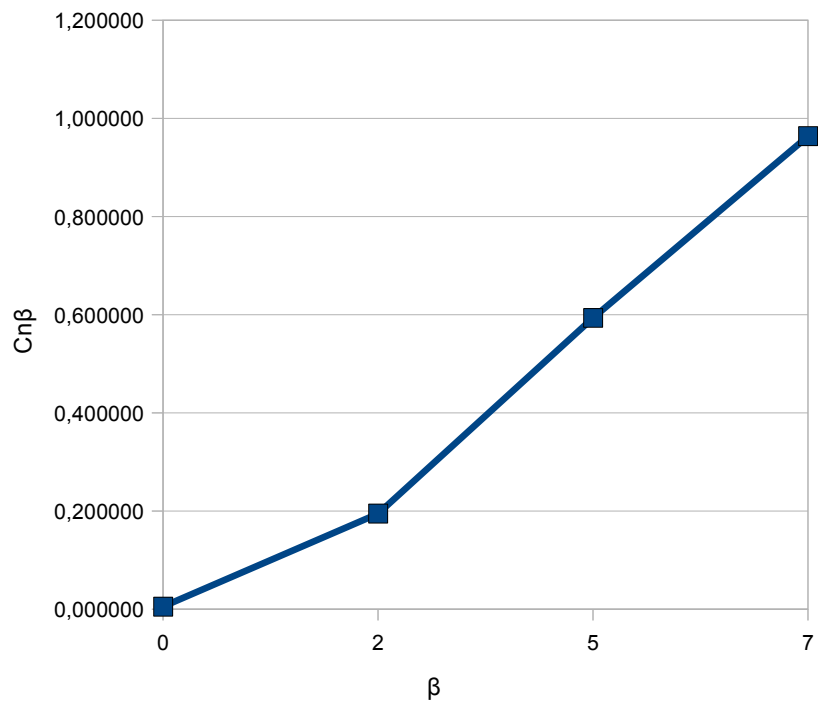
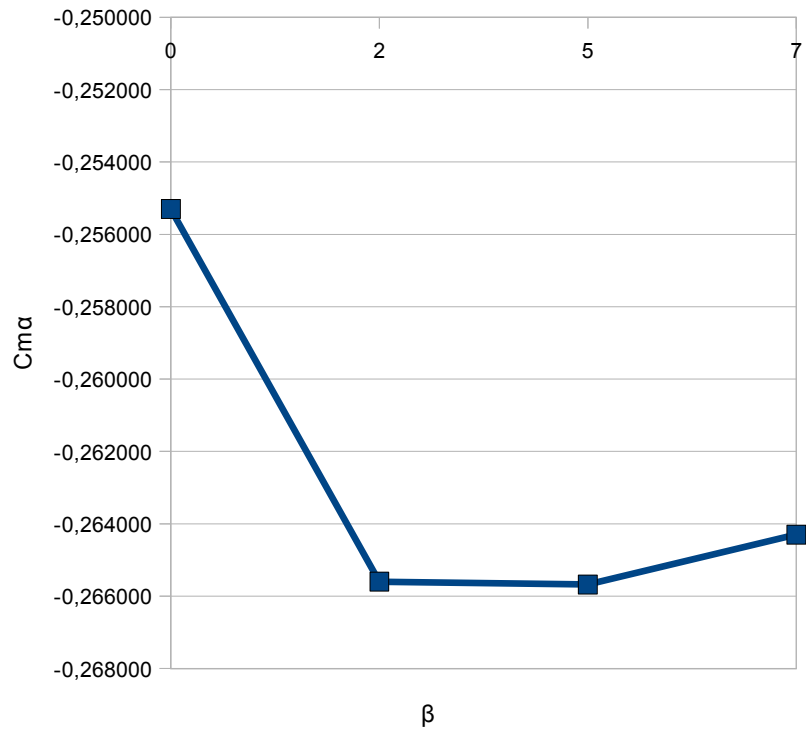
Come è già stato accennato, quando verranno progettate e studiate delle superfici mobili per la coda si potrà forse eliminare il timone ma per quanto riguarda questo lavoro e il volo in planata si è rivelato fondamentale. Quello che si è dimostrato importante è il posizionamento di questo ultimo e le sue dimensioni: in particolare il timone usato è posto sulla parte posteriore della coda, rivolto verso il basso (migliori prestazioni per lo stato di volo studiato), di forma abbastanza arrotondata e di poco sporgente oltre la coda. Come si è visto un timone doppio aumenterebbe la stabilità direzionale ma si è scelto di non farne uso perché apporterebbe un miglioramento minimo e occuperebbe uno spazio che potrebbe essere usato per altri scopi.

Altro aspetto da considerare è l'effetto diedro delle ali principali e della coda, in particolare si è capito che la stabilità di rollio in planata deriva principalmente dal diedro delle ali principali e per piccolissima parte dal diedro che può formare la coda (questo è giustificato dalla notevole differenza di superficie alare); anzi, un diedro elevato per la coda (sia positivo che negativo) si è dimostrato deficitario per la stabilità ed è come se diminuisse l'effetto stabilizzante delle ali principali, per questo, tranne che per un minimo diedro centrale, la coda della configurazione finale è praticamente piatta.

Test per un controllo della stabilità della configurazione variando α e β (situazione “dinamica”)







I valori dei parametri da considerare, anche in situazioni e stati di volo diversi, sono accettabili secondo quanto visto per le derivate di stabilità. La configurazione ottenuta si può quindi dire definitiva per quanto riguarda lo studio del volo planato dello Skybird.

Sviluppi futuri:

Direttamente legata a questo studio, verrà sicuramente portata avanti una ricerca delle posizioni migliori dove porre delle superfici di controllo sulla coda, in maniera di regolarne la stabilità anche in un volo ad ala battente e completamente dinamico; inoltre l'inserimento di superfici mobili nel piano orizzontale di coda e il migliore controllo del mezzo conseguente potranno permettere l'eliminazione del timone.

Ugualmente sarà di fondamentale importanza un altro studio riguardante la stabilità dinamica, in maniera da completare i risultati e accertarsi del comportamento dinamico del velivolo. Si può poi prevedere lo sviluppo di un'ala articolata al centro in maniera da ottenere una superficie alare completamente ottimizzata e per quanto possibile ridotta.

Da ricordare è anche l'idea di ottimizzare la fusoliera, cercando una forma che possa, oltre che non peggiorare la stabilità, creare portanza.

Si dovranno poi, dopo tutti questi studi e analisi effettuare simulazioni cinematiche, dinamiche e strutturali sullo Skybird, in collaborazione con il dipartimento DIME dell'Università di Genova, per essere certi delle sue prestazioni in varie condizioni realistiche diverse.

Ringraziamenti:

Un ringraziamento particolare al Prof. Alessandro Bottaro per l'attenzione, i consigli durante la stesura della tesi e l'opportunità concessami di partecipare allo sviluppo di un progetto di grande interesse industriale oltre che accademico.

Ugualmente ringrazio il Prof. Jan Oscar Pralits per l'aiuto, i consigli, le correzioni fondamentali durante lo sviluppo delle superfici di coda e per il tempo che mi ha gentilmente dedicato.

Bibliografia:

1. Bernard Etkin, Lloyd Duff Reid: “*Dynamics of Flight: Stability and Control*” John Wiley and Sons, Inc.1996.
2. L. Trainelli “*Lezioni di Meccanica del volo*” dispense corso di studi, 2008.
3. McCormick “*Aerodynamics Aeronautics and Flight_Mechanics*”John Wiley and Sons, Inc. 1995.
4. Prof. D. P. Coiro “*Corso di meccanica del volo Modulo Prestazioni*” dispense corso di studi.
5. P. Di Marco – Termofluidodinamica Appl. “*Resistenza e portanza*” dispense corso di studi.
6. <http://www.clubarrow.it>
7. <http://www.dida.fausser.edu.it>
8. <http://www.uasvision.com>
9. http://www.ornithopter.net/index_e.htm
10. <http://www.festo.com>

