



UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI GENOVA

FACOLTÀ DI INGEGNERIA

Tesi di Laurea Specialistica in **INGEGNERIA MECCANICA**

**SVILUPPO AERODINAMICO DI UN
VELIVOLO AD ALA BATTENTE**

RELATORE:

CHIAR.MO PROF. ALESSANDRO BOTTARO

CORRELATORE:

DOTT. ING. JOEL GUERRERO

ALLIEVO:

CARLO PACIOSELLI

Anno Accademico 2010/2011

DICAT

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI GENOVA

Thesis Abstract

AERODYNAMIC DEVELOPMENT OF A FLAPPING WING UAV

The aim of the thesis is the aerodynamic development of a flapping wing biomimetic UAV, capable of executing reconnaissance and video-surveillance missions. This project, called *Skybird*, is commissioned by “Selex Galileo MUAS” and consists of the aerodynamic, kinematic and geometric design of the UAV, to be made by DICAT, University of Genoa. This vehicle must be able to fly over a range of $5 \div 20 \text{ m/s}$ and must have a total wing span not superior to 2 m and it must be launched by hand. The *Skybird* mass is to be around 1 kg equivalent to about 10 N .

The thesis introduction (chapt. 1) is centered on flapping wing studies, it contains also a brief digression about MAV and UAV found in the market.

Later on we focus our attention on avian wings aerodynamics, in particular seagull and owl wings (chapt. 2); therefore wing geometries (seagull, owl and Selig S1223) have been created by means of CAD “Solidworks Premium 2011” (chapt. 3).

Subsequently many aerodynamic simulations have been run with static meshes, by means of the commercial software “Ansys Fluent R14”, without omitting to introduce the finite volume theory used by “Fluent” (chapt. 4 and 5).

The core of the thesis (chapt. 6) is focussed on dynamically moving meshes applied to flapping wings, provided through user defined complex kinematics functions written in C. This is the so called UDF subroutine in which we define the flapping and pitching kinematics assigned to the wing, able to guarantee enough lift and thrust for the flight of the *Skybird* and always considering inertial forces and constraint loads on the mechanism to be implemented in the UAV.

In chapt. 7 a preliminary V-tail has been developed and simulation results of the “complete” *Skybird* in gliding configuration are shown.

Finally, chapt. 8 reports the final conclusions and future work recommendations about the *Skybird* project.

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI GENOVA

Prefazione

SVILUPPO AERODINAMICO DI UN VELIVOLO AD ALA BATTENTE

Lo scopo della tesi è lo sviluppo aerodinamico di un velivolo UAV (*unmanned aerial vehicle*) a pilotaggio remoto, caratterizzato da forme biomimetiche per poter svolgere missioni di ricognizione / videosorveglianza e dotato di specifiche tecniche definite dall'azienda "Selex Galileo MUAS". In particolare il programma, denominato *Skybird*, prevede la progettazione aerodinamica, cinematica e geometrica di un velivolo ad ala battente, che verranno effettuate dal dipartimento DICAT dell'Università di Genova. Il velivolo in questione deve essere in grado di volare in un *range* di velocità compreso tra 5 e 20 m/s ; deve avere apertura alare totale non superiore a 2 metri e la possibilità di essere lanciato a mano. La massa dell'UAV deve essere dell'ordine di 1 kg equivalente a circa 10 N .

La parte introduttiva della tesi (cap. 1) è incentrata sullo studio del volo ad ala battente, insieme alla descrizione dei velivoli MAV (*micro aerial vehicle*) e UAV ad ala battente più interessanti presenti sul mercato.

In seguito sono state studiate le caratteristiche aerodinamiche delle ali degli uccelli, in particolare quelle del gabbiano e del gufo (cap. 2). A questo punto è stata generata una nuova geometria alare "ingegnerizzata" con profilo Selig S1223. Dopo aver creato le ali di gabbiano e gufo, l'ala Selig e la fusoliera tramite l'utilizzo di un software CAD commerciale "Solidworks Premium 2011" (cap. 3), sono state effettuate numerose simulazioni aerodinamiche con *mesh* statiche usando il codice di calcolo commerciale "Ansys Fluent R14", senza tralasciare un approfondimento sulla teoria del metodo a volumi finiti sfruttata da "Fluent" (cap. 4 e 5).

La parte centrale della tesi (cap. 6) affronta lo studio delle *mesh* dinamiche applicate alle ali, dotate di una cinematica definita dall'utente tramite la compilazione di *subroutines*, scritte in linguaggio C, chiamate UDF (*user defined functions*). In particolare si ricerca una cinematica di *flapping* e *pitching* per le ali in grado di garantire portanza e spinta sufficienti per il volo dello *Skybird*, tenendo conto anche delle inerzie in gioco e dei carichi sui vincoli del cinematismo da implementare nel velivolo.

Nel cap. 7 è stata studiata una versione preliminare della coda a V e sono esposti i risultati delle simulazioni sull'UAV "completo" in configurazione di volo planato. Infine il cap. 8 riporta le conclusioni di questa tesi ed esprime alcune raccomandazioni per il lavoro futuro.

RINGRAZIAMENTI

Un ringraziamento speciale al mio relatore Prof. Alessandro Bottaro per l'opportunità concessami di seguire lo sviluppo di un progetto di grande interesse accademico ed industriale, grazie al quale ho potuto espandere fortemente le mie conoscenze. Un sentito ringraziamento va al mio correlatore ed amico Ing. Joel Guerrero per la gentilezza e pazienza con le quali mi ha aiutato quotidianamente nella stesura della tesi assieme al Prof. Bottaro.

Volevo inoltre ringraziare l'azienda "Selex Galileo MUAS" e l'Ing. Valerio Manetti per la possibilità di lavorare su dati e specifiche tecniche industriali "sensibili", nella speranza di poter pubblicare i risultati ottenuti in questa tesi.

Un enorme ringraziamento ai miei genitori Franco ed Isabella che mi hanno sempre seguito e consigliato verso le scelte giuste durante il mio percorso universitario (e non solo, ovviamente). Infine ringrazio l'Ing. Gianluca Ricci per la sua sincera e profonda amicizia sempre dimostratami negli anni.

Indice

1	Introduzione	1
1.1	Volo ad ala battente	1
1.2	MAV ad ala battente	7
1.2.1	“BEHEMOTH 4” di Patricia Jones-Bowman	7
1.3	UAV ad ala battente	9
1.3.1	“Robird”, Greenx Artificial Birds	9
1.3.2	“Ornithopter Project”, UTIAS	10
1.3.3	“Smartbird”, Festo	15
2	Studio preliminare	20
2.1	Analisi della geometria alare	20
2.1.1	Obiettivi	20
2.1.2	Introduzione	20
2.1.3	Tecniche di misurazione	21
2.1.4	Trattamento dei dati	22
2.2	Geometria alare (gabbiano)	24
2.3	Geometria alare (gufo)	31
2.4	Aerodinamica di profili	34
2.5	Progetto preliminare	38
3	Creazione geometria	46
3.1	Ala del gabbiano	46
3.2	Ala Selig S1223	55
3.2.1	Ala senza svergolamento	55
3.2.2	Ala svergolata	57
3.3	Ala del gufo	59

4	Teoria dei volumi finiti	64
4.1	Equazioni della fluidodinamica	64
4.1.1	Equazioni di Navier-Stokes per flussi incomprimibili viscosi	64
4.2	Modelli turbolenti	67
4.2.1	Reynolds Averaging	68
4.2.2	Equazioni incomprimibili	70
4.2.3	Approssimazione di Boussinesq	72
4.2.4	Modelli a due equazioni: $\kappa - \omega$	73
4.3	Metodo a volumi finiti	74
4.3.1	Discretizzazione del dominio di calcolo	74
4.3.2	Discretizzazione dell'equazione di trasporto generica	76
4.3.2.1	Termine convettivo	78
4.3.2.2	Termine diffusivo	80
4.3.2.3	Termini di sorgente	82
4.3.2.4	Discretizzazione temporale	82
4.3.2.5	Condizioni al contorno	86
4.3.3	“Ansys Fluent” e soluzione delle equazioni di Navier Stokes	87
5	Volo planato	88
5.1	Simulazioni	88
5.1.1	Ala del gabbiano	88
5.1.1.1	Risultati delle simulazioni in volo planato (ala gabbiano)	92
5.1.1.2	Simulazioni a 0° di angolo di attacco	94
5.1.1.3	Simulazioni a 10° di angolo di attacco	95
5.1.1.4	Simulazioni a 20° di angolo di attacco	96
5.1.1.5	Simulazioni con l'ala di gabbiano per diversi angoli di rotazione	97
5.1.2	Ala Selig S1223	98
5.1.2.1	Risultati delle simulazioni in volo planato (ala Selig)	98
5.1.3	Ala del gufo	100
5.1.3.1	Risultati delle simulazioni in volo planato (ala gufo)	100
5.2	Creazione fusoliera	104
5.3	Simulazioni fusoliera	113
5.4	Geometria preliminare <i>Skybird</i>	114

6	Volo battuto	117
6.1	<i>Mesh</i> dinamiche	117
6.1.1	Introduzione	117
6.1.2	UDF (user defined functions) per <i>flapping</i> simmetrico	118
6.1.3	UDF per <i>flapping</i> asimmetrico	121
6.1.4	UDF per <i>flapping</i> e <i>twisting</i>	125
6.2	Ala battente (<i>flapping wing</i>)	131
6.2.1	Ala del gabbiano (<i>mesh</i> dinamiche)	131
6.2.2	Ala Selig S1223	134
6.3	Ala “sufficiente” a garantire portanza	138
6.3.1	Ala non svergolata	138
6.3.2	Ala svergolata	144
6.3.3	Risultati	144
6.3.4	Considerazioni e conclusioni sull’ala ottima	148
7	<i>Skybird</i>	151
7.1	Creazione coda	151
7.1.1	Introduzione	151
7.1.2	Definizione della stabilità longitudinale	152
7.1.3	Definizione della geometria	152
7.1.4	Risultati	153
7.1.5	Conclusioni preliminari	156
7.2	<i>Skybird</i>	156
7.2.1	Risultati delle simulazioni	159
7.3	Conclusioni	160
8	Conclusioni e lavoro futuro	161

Capitolo 1

Introduzione

1.1 Volo ad ala battente

Lo scopo della seguente tesi è quello di sviluppare un velivolo UAV (*unmanned aerial vehicle*) a pilotaggio remoto dalle forme biomimetiche, in base alle specifiche richieste dall'azienda "Selex Galileo MUAS".

Il programma, chiamato "Skybird", prevede la progettazione aerodinamica, cinematica e geometrica di un velivolo ad ala battente le quali verranno effettuate dal dipartimento DICAT dell'Università di Genova.

Qui di seguito verrà riportato in dettaglio lo sviluppo geometrico e fluidodinamico dell'aeromobile in questione, dopo aver preso in considerazione, per quanto riguarda l'aspetto costruttivo e cinematico, gli attuali UAV presenti sul mercato [1]. Si parte quindi dallo studio cinematico degli uccelli che a noi sembrano più adatti dal punto di vista dell'efficienza aerodinamica, energetica e strutturale per ottenere tale scopo.

Gli UAV sono classificati secondo la tipologia costruttiva a cui appartengono: UAV con ala fissa e propulsione ad elica e MAV (*micro aerial vehicle*) / UAV ad ala battente.

Per i sistemi ad ala battente, sono riportate le proprietà cinematiche salienti e, quando disponibili, i materiali per realizzarli, unitamente al sito web dove maggiori informazioni possono essere reperite.

Sono state inoltre eseguite alcune simulazioni per permettere una più chiara comprensione del cinematismo che genera il battito.

La dinamica del battito delle ali di un uccello si manifesta con quattro gradi di libertà che caratterizzano il movimento dell'ala: *flapping*, *lagging*, *feathering* e *spanning*.

Lo “Skybird” dovrebbe realizzare almeno tre di questi quattro movimenti (con l’eccezione del *lagging* – movimento angolare dell’ala attorno ad un asse verticale – che risulta utile soprattutto in determinate manovre improvvise dell’uccello e quando l’uccello è in fase di atterraggio sul ramo di un albero, fase di *perching*).

Le rappresentazioni di fig. 1.1 riassumono il principio del volo battuto e giustificano il fatto di dividere l’ala in due parti (lungo l’apertura) articolate più o meno al centro (*spanning*); la parte interna, vicino alla fusoliera è quella maggiormente responsabile per la generazione di portanza, mentre la parte estrema dell’ala contribuisce perlopiù alla realizzazione di spinta (*feathering*). Questo principio è stato seguito dai progettisti della “Festo”, come descritto più avanti.

Come si può osservare nella figura sottostante è importante che l’ala sia svergolata in modo attivo durante il battito, di modo che, sia durante la fase attiva (ala che si muove verso il basso) che durante la fase di richiamo (ala verso l’alto), la parte estrema dell’ala (*outer part*) generi spinta e la parte interna (*inner part*) produca portanza.

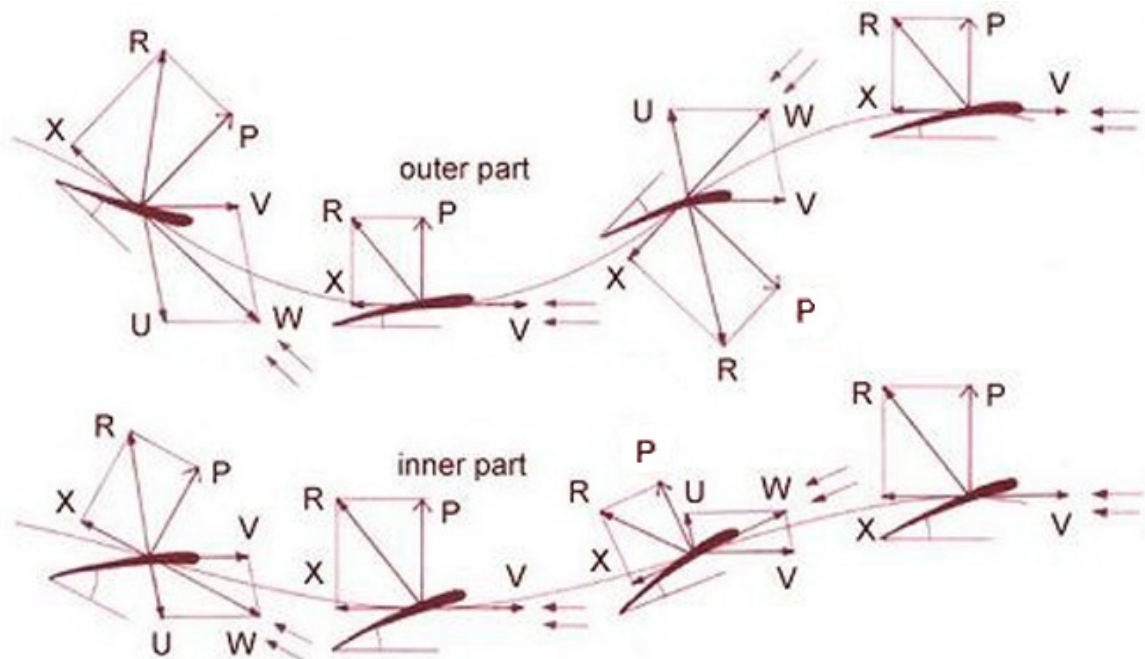


Figura 1.1: V: velocità di volo, U: velocità di *flapping*, W: velocità totale dell’ala, R: forza aerodinamica totale, X: resistenza, P: portanza. Nella prima e nella terza immagine (*outer part*) la forza aerodinamica totale R include una parte di spinta.

Gli “stili” di volo considerati sono il volo planato e il volo battuto. Infatti anche un uccello risponde alle leggi della fisica: la portanza che si oppone alla gravità e la spinta che si oppone

alla resistenza, utilizzando le due distinte modalità di volo.

1. Nel volo planato 1.2 si sfrutta una parte della forza peso per generare la spinta e tramite la velocità si produce portanza (durante la planata la potenza è fornita dalla gravità) quindi è uno stile di volo “economico”. Per massimizzare il rapporto di planata occorre avere ali snelle (coefficiente di snellezza $AR = b^2/S$), come nel caso di uccelli di grandi dimensioni. E' uno stile di volo dominato dalla portanza.
2. Nel volo battuto 1.3 invece si ha una fase utile (durante la quale si generano portanza e propulsione) ed una di richiamo dell'ala. L'angolo i (compreso tra la direzione di volo e la velocità di *flapping*) deve essere piccolo in modo da minimizzare la cessione di energia all'ora. In questo caso la forza trasversale K produce poca resistenza aerodinamica perché è quasi perpendicolare all'avanzamento ed è perciò sufficiente una bassa frequenza di battito. Questo è uno stile di volo per propulsione.

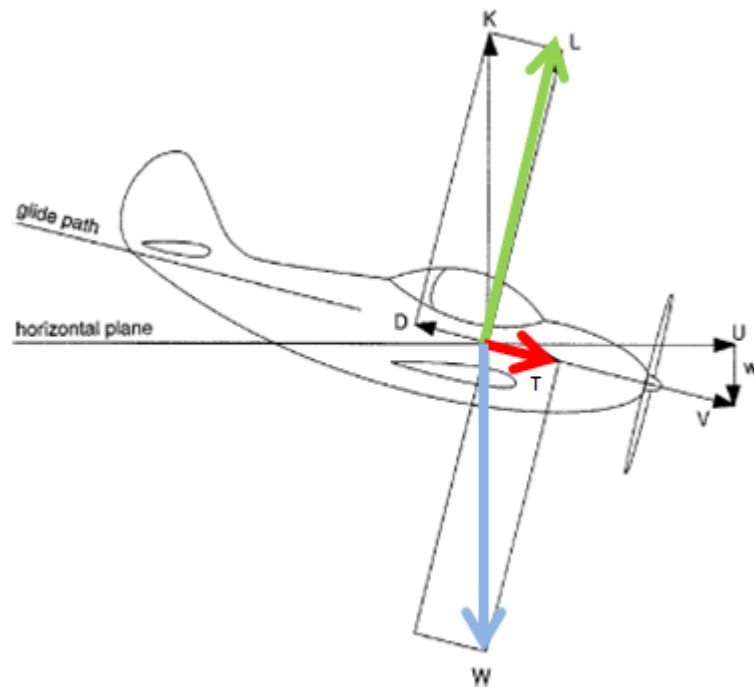


Figura 1.2: Stile di volo planato.

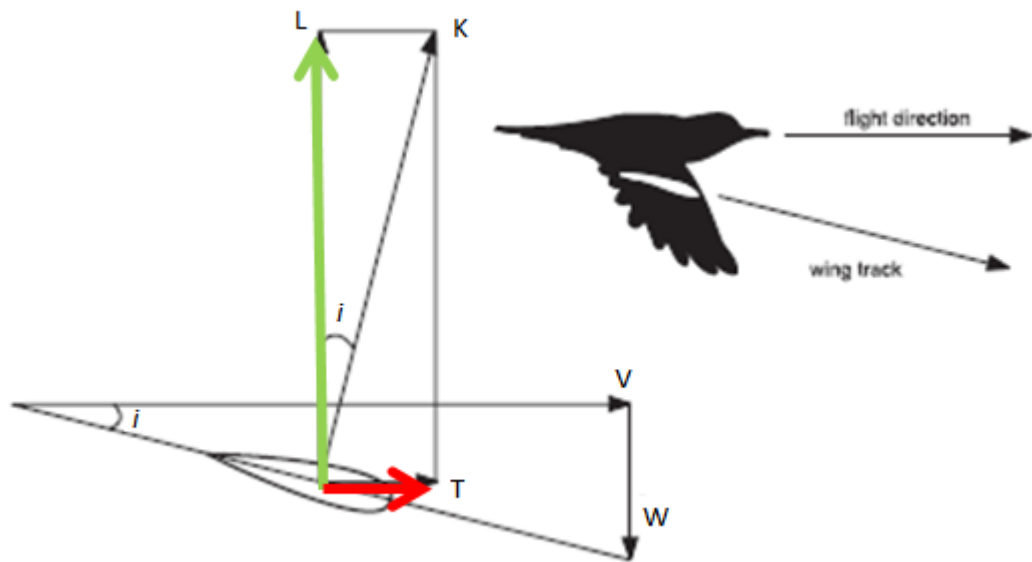


Figura 1.3: Stile di volo battuto.

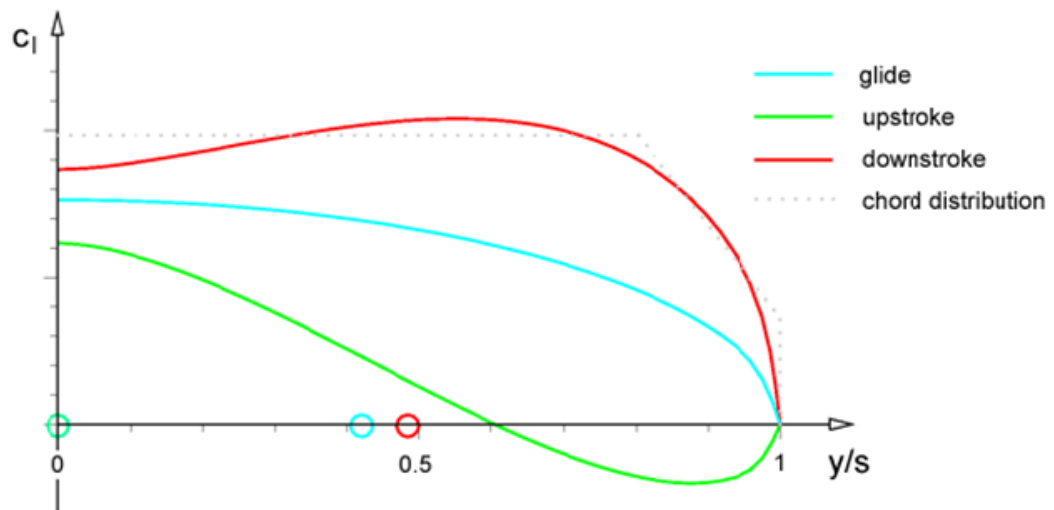


Figura 1.4: Distribuzioni di portanza lungo l'apertura alare durante il *down* e *up-stroke* a confronto con C_l durante la planata (che è il valore necessario a garantire il sostentamento in aria dell'uccello).

Gli uccelli sono velivoli estremamente manovrabili ed energeticamente efficienti; per questo motivo verranno analizzate le caratteristiche e la cinematica del battito degli uccelli. Nelle fig. 1.5, 1.6 e 1.7 si nota che l'ala di un uccello possiede le seguenti caratteristiche statiche/dinamiche: battito alare (*flapping up-downstroke*, indicato con la freccia rossa), rotazione attiva legata al battito (*twisting* dinamico, indicato con la freccia blu), svergolamento naturale del profilo e angolo di freccia. Per lo "Skybird", si intende realizzare un sistema con ali articolate che abbiano due movimenti sovrapposti: *flapping up-down* e torsione dinamica attiva (fig. 1.8).

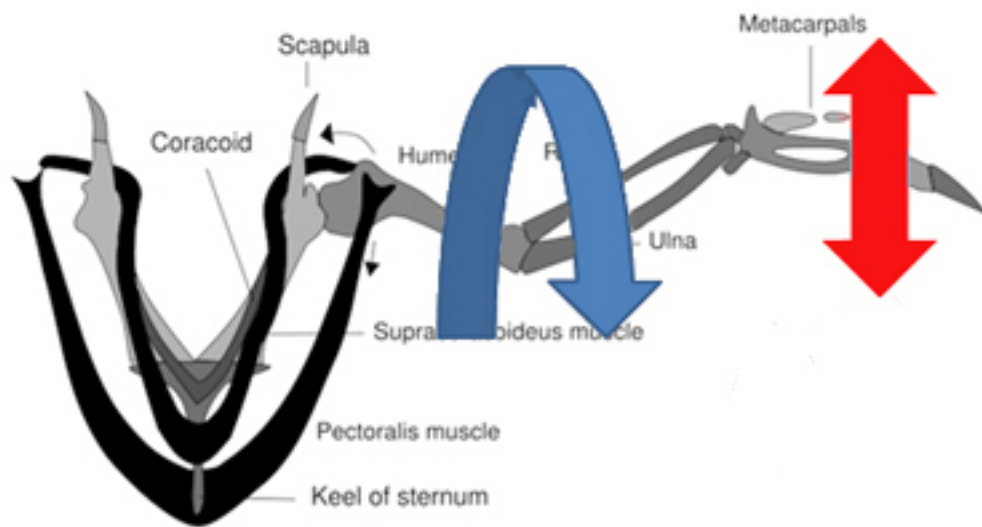


Figura 1.5: Caratteristiche cinematiche alari.

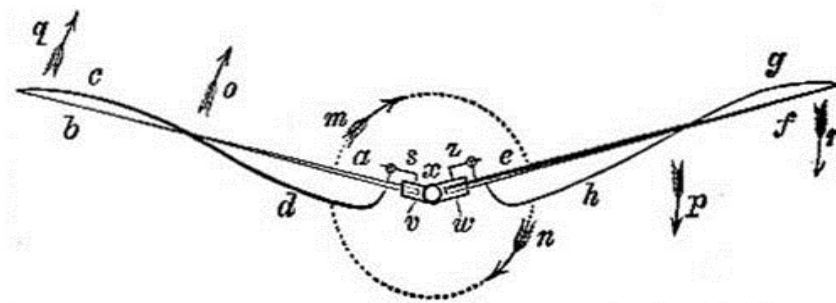


Figura 1.6: Svergolamento naturale dell'ala.

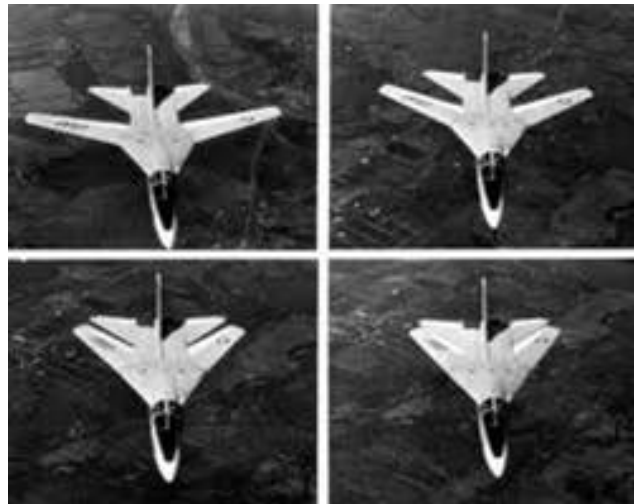


Figura 1.7: Angolo di freccia.

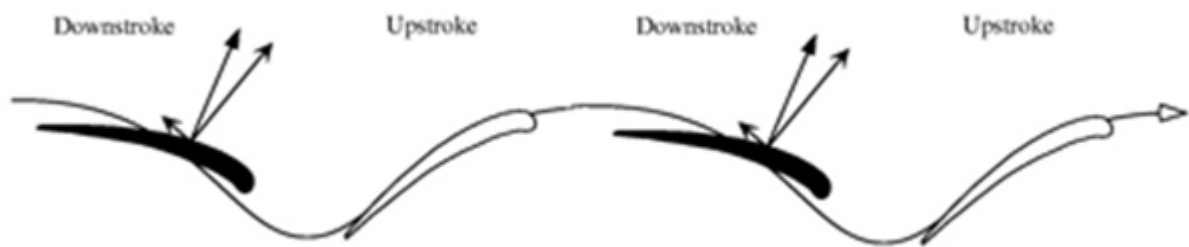


Figura 1.8: Torsione dinamica attiva.

E' presente in seguito una sezione che descrive alcuni MAV e UAV ad ala battente.

Questi sistemi sono principalmente il risultato di sforzi di aeromodellisti (soprattutto giapponesi e francesi) e non esistono ancora sistemi commerciali che presentino un interesse per scopi di ricognizione e/o sorveglianza.

I sistemi esistenti di UAV ad ala battente sono ancora abbastanza rudimentali, le ali sono spesso in tela, i cinematismi sono scoperti (non esiste una fusoliera di protezione), i tempi di volo sono molto limitati, le capacità di manovra sono ridotte ... un'eccezione a questo stato di cose è rappresentata dai recenti sistemi prodotti dalle società "Greenx" (per la protezione degli aeroporti e la prevenzione dell'impatto aerei-uccelli) e "Festo".

Di tutti i sistemi esistenti, solo quello della Festo considera ali non necessariamente rigide (*spanning*) e con un sistema di svergolamento attivo e differenziato delle ali (*feathering*), tramite servomotori. Tutti i sistemi ad ala rigida sono realizzati con tipici materiali da aeromodellismo, come il legno di balsa – eventualmente irrobustito da fibra di vetro e relativa resina – o il po-

lipropilene espanso (EPP). L'EPP – che assomiglia superficialmente al polistirolo – è elastico, resiliente, resiste ad alte temperature, non subisce facilmente deformazioni plastiche, è leggero e facilmente lavorabile. Il modulo di elasticità non è alto e ciò generalmente non consente l'impiego del polipropilene espanso per la parte strutturale del velivolo; questo fatto può essere ovviato rivestendo la fusoliera in EPP con nastro rinforzato in fibra di vetro e rinforzando le ali in EPP con longheroni.

Le ali potranno inoltre essere rivestite con nastro rinforzato e con un rivestimento termoretraibile, quali l'*oracover* [2], per aumentare la rigidità delle ali e la loro capacità di resistere a fenomeni di *flutter* e ad altre flessioni indesiderate.

1.2 MAV ad ala battente

1.2.1 “BEHEMOTH 4” di Patricia Jones-Bowman

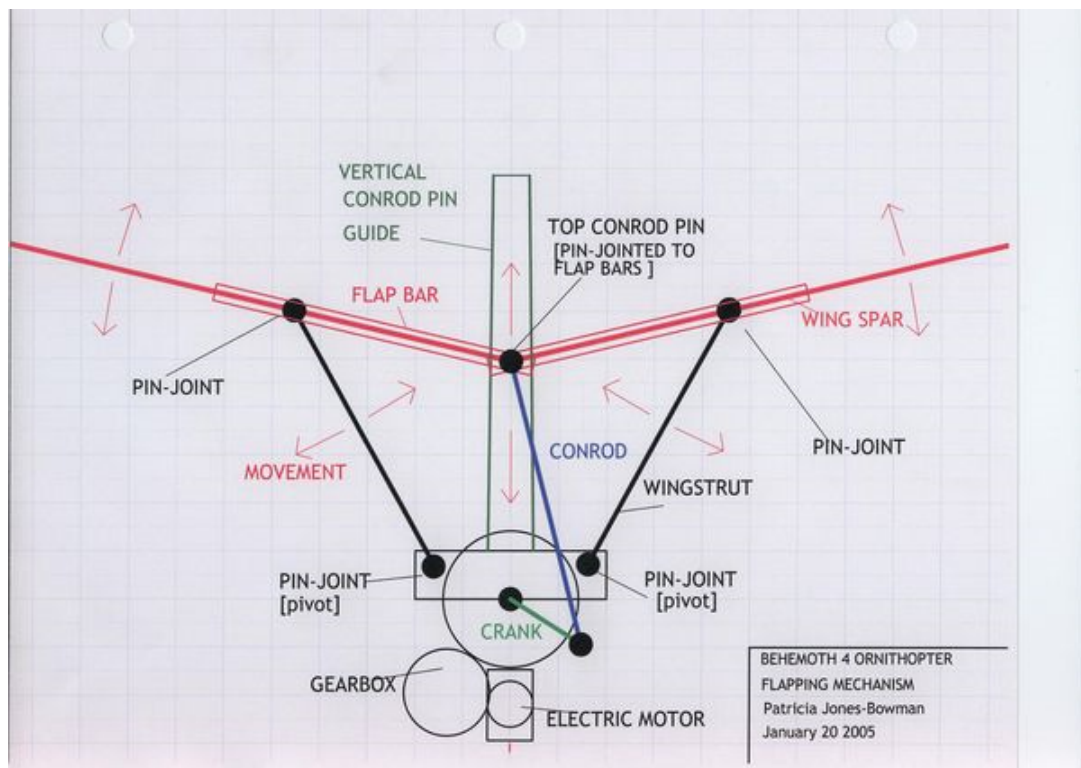


Figura 1.9: "Behemot 4", costruito da Patricia Jones-Bowman.

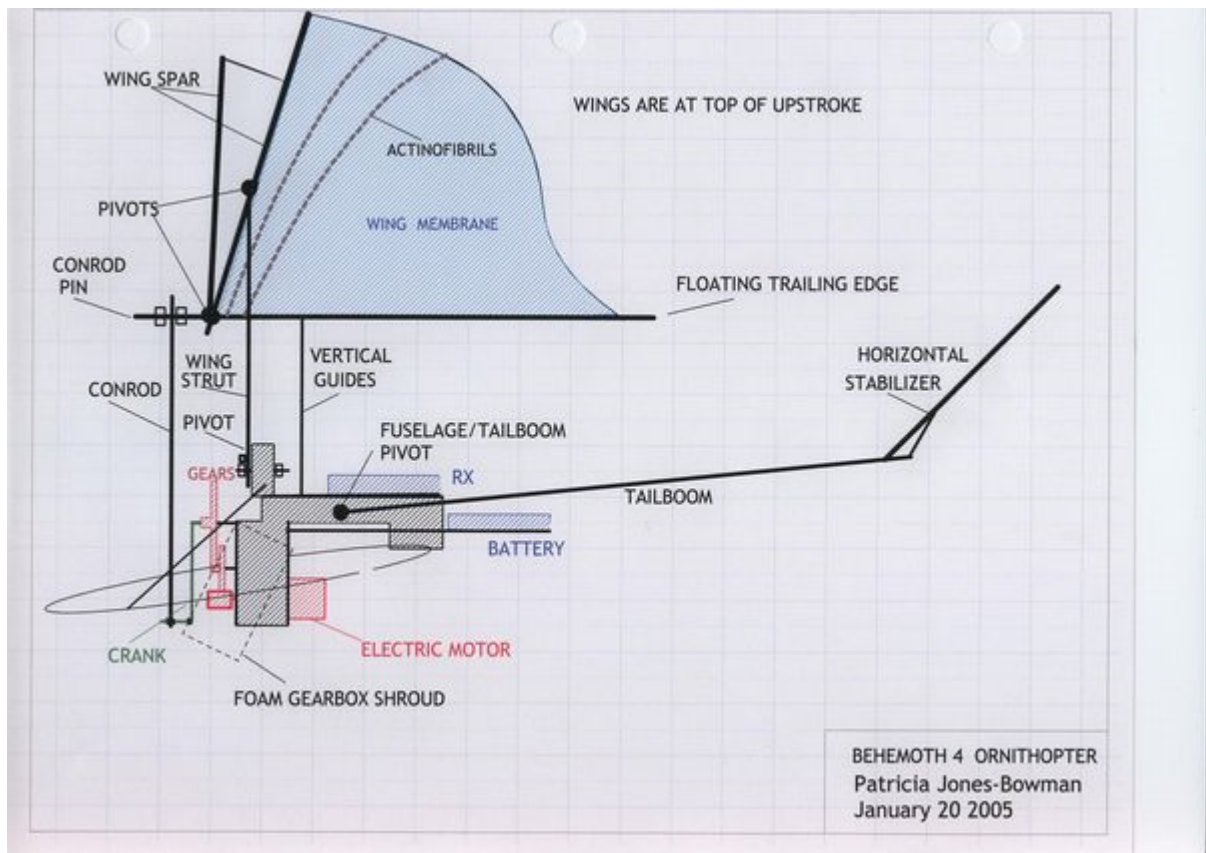


Figura 1.10: "Behemot 4", costruito da Patricia Jones-Bowman.

Questo modellino è descritto nel sito [3] che contiene anche links alle attività di molti altri appassionati di ornitotteri a piccola scala. Patricia Jones-Bowman, oltre ad aver sviluppato alcuni piccoli modelli di ornitottero, è stata test pilot per tutti i prototipi a grande scala realizzati da James De Laurier all'UTIAS, dal 1995 al 2001.

E' interessante il cinematismo di battito, riportato nelle figure che seguono, che verrà ripreso e discusso più in dettaglio in seguito, nell'ambito della discussione di sistemi UAV di più grandi dimensioni.

1.3 UAV ad ala battente

1.3.1 “Robird”, Greenx Artificial Birds



Figura 1.11: “Robird”, costruito da Greenx Artificial Birds.

La finalità della Greenx [4] è realizzare robot quanto più simili alla realtà per prevenire il cosiddetto *bird-aircraft strike hazard*. In altre parole lo scopo della Greenx è quello di allontanare gli uccelli dalle traiettorie seguite dalle rotte aeree. L’idea è nata dal fatto che utilizzando falchi “veri” per presidiare gli aeroporti, spesso accadeva che essi stessi diventassero causa di bird-strike. Contrariamente, un robot può essere programmato per non invadere mai i percorsi di volo degli aerei. È stato modellato ad ala battente poiché il movimento delle ali sembra impressionare maggiormente le potenziali prede, in quanto ricrea le reali condizioni di attacco di un predatore.

Possiede una carlinga realizzata con colori e forme quanto più simili agli animali reali. È dotato di ali rigide, con cui attua il volo battuto, non solo battendo le ali su e giù ma anche ruotandole come gli uccelli veri. È realizzato in plastica.

Il lancio avviene a mano; occorre allenare il pilota con almeno 40 ore di volo simulato.



Figura 1.12: "Robird", costruito dalla Greenx.

1.3.2 "Ornithopter Project", UTIAS



Figura 1.13: "Ornithopter Project", progettato dalla UTIAS.

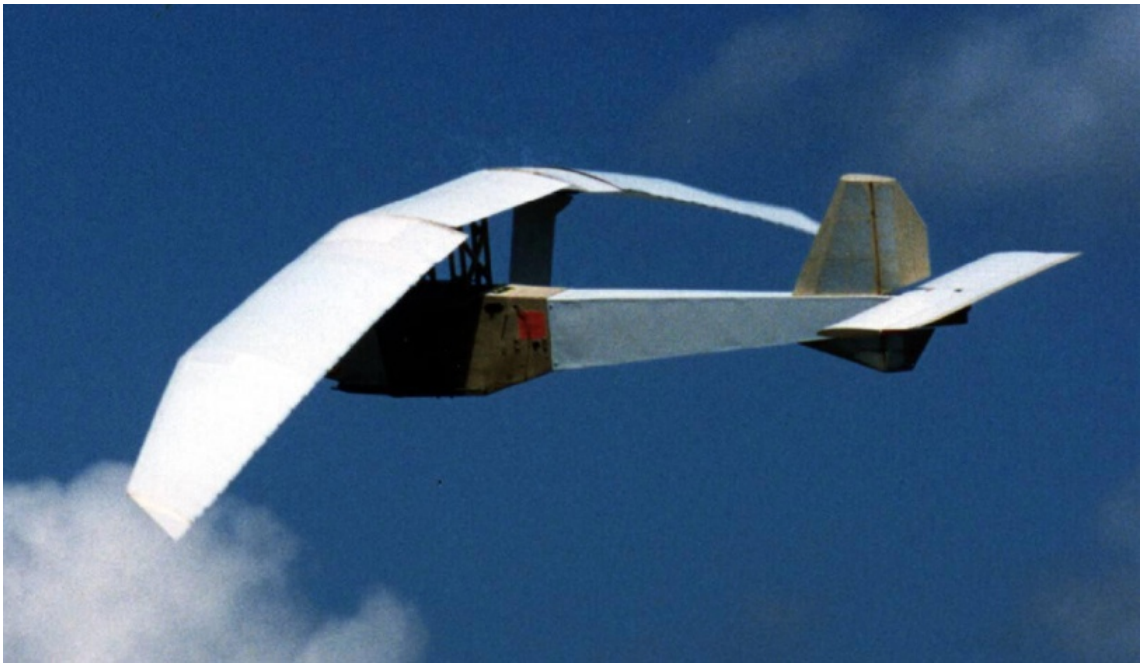


Figura 1.14: "Ornithopter Project", progettato dalla UTIAS.

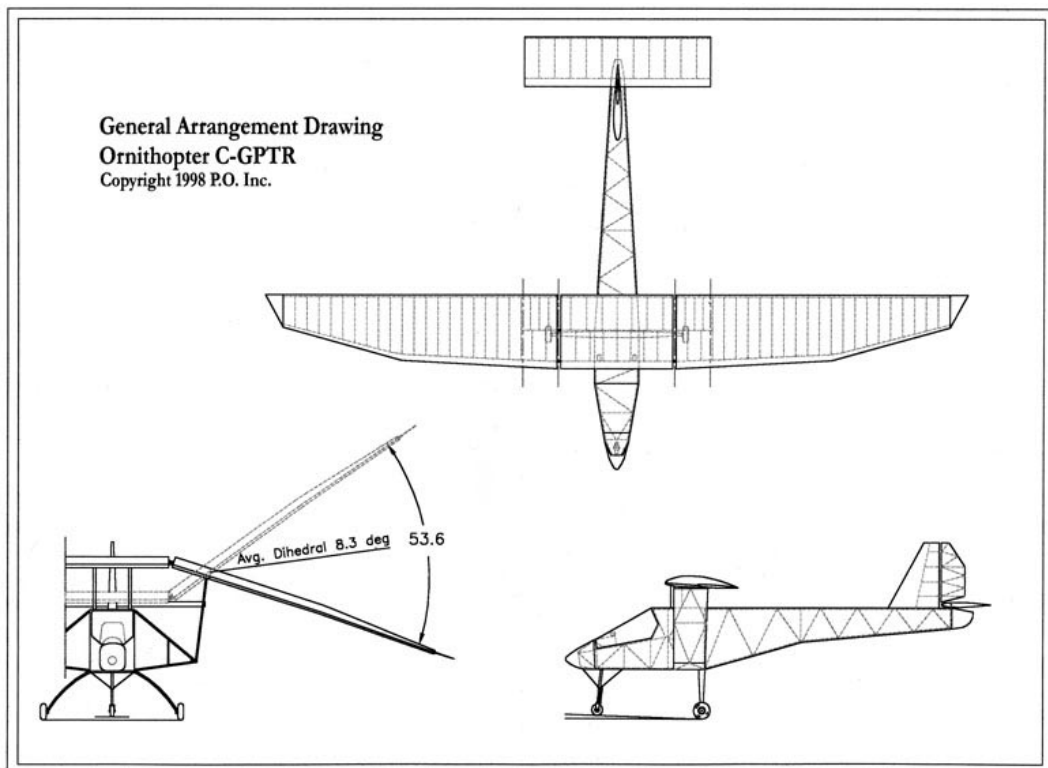


Figura 1.15: Disegno dell' "Ornithopter C-GPTR".

Il progetto “Ornithopter” della UTIAS (University of Toronto Institute for Aerospace Studies) è probabilmente uno degli studi più sistematici e di più lunga durata condotti su sistemi UAV. Diretto dal docente di aerodinamica e aeronautica James De Laurier (ora in pensione dall’Università di Toronto), il progetto si è basato su una serie di studi sistematici di sistemi aeronautici, aerodinamica e strutture, ed ha fatto volare sia modelli in scala, che un prototipo di ornitottero con pilota.

Quest’ultimo è un velivolo motorizzato la cui spinta e portanza è generata totalmente dal *flapping* meccanico delle ali: esse sono unite da un cinematiso centrale che è mosso su e giù da tralicci collegati alla trasmissione. La spinta generata dall’ala è dovuta principalmente alla zona a bassa pressione intorno al bordo d’attacco, fornendo una forza chiamata *leading-edge suction*. Inoltre le ali subiscono una torsione passiva durante il movimento di *flapping*.

Il progetto si basa sul principio della aeroelasticità adattativa, con ali mobili che realizzano un movimento combinato di *heaving* e *pitching*.

Infatti la struttura è in grado di torcersi per avere la giusta spinta ed il *twisting* è necessario per prevenire la separazione del flusso sulle ali; quindi la spinta è generata in maniera diversa rispetto alle ali a spigolo acuto dotate di una zona di suzione piccola attorno al bordo di attacco. I riferimenti sono disponibili sul sito [5].

Al fine di studiare questo modello si è realizzato lo schema cinematico riportato sotto. Il meccanismo è stato ritratto in sequenza in varie posizioni per illustrarne il moto. In viola sono segnate le traiettorie seguite dai vari membri.

Tutti gli articoli scientifici di De Laurier e colleghi sono disponibili sul sito [6].

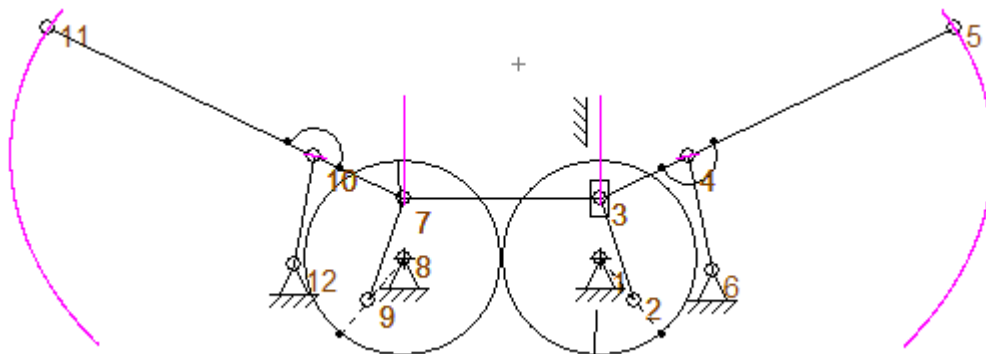


Figura 1.16: Cinematiso dell’ “Ornithopter” a diverse sequenze temporali.

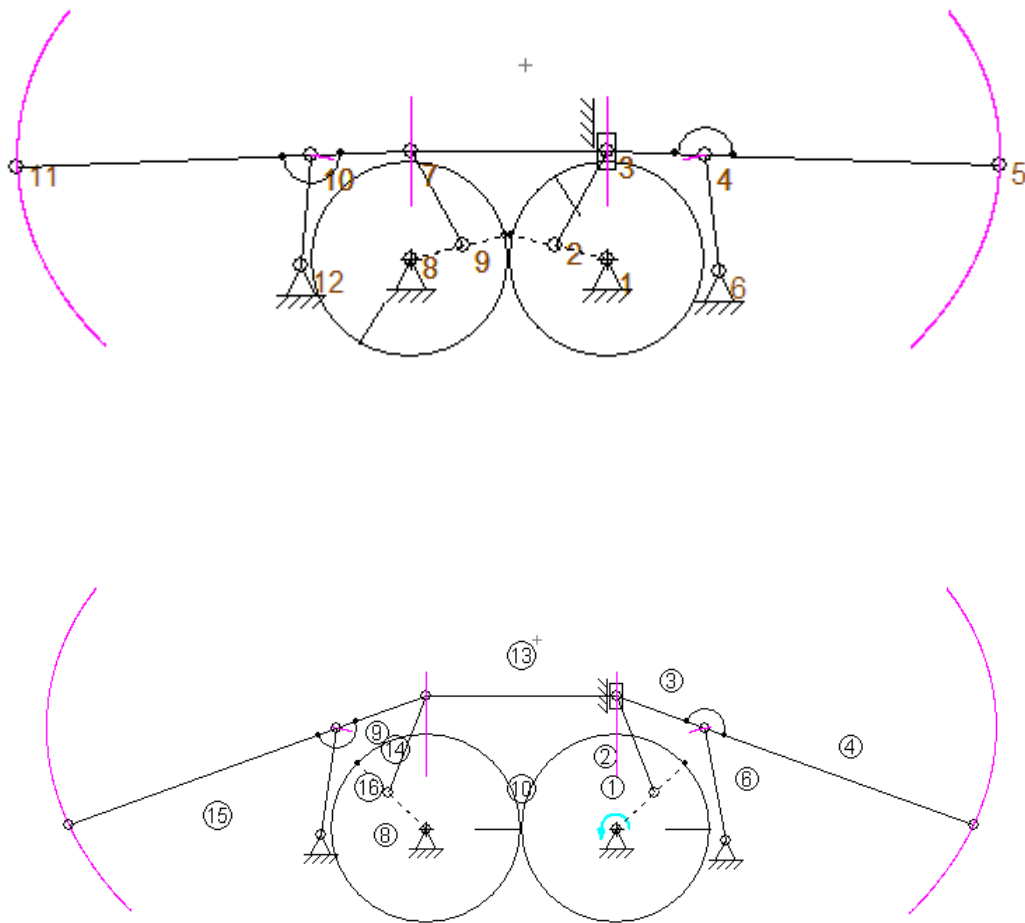


Figura 1.17: Cinematismo dell' "Ornithopter" a diverse sequenze temporali.

I numeri riportati nelle figure precedenti sono relativi ai nodi, mentre quelli cerchiati sono riferiti agli elementi che compongono il meccanismo. Si riporta inoltre, nel seguente grafico, l'andamento delle uscite del meccanismo. In particolare sono diagrammati in funzione del tempo: AR angoli percorsi, relativi all'orizzontale ed A posizione angolare dei membri indicati tra parentesi.

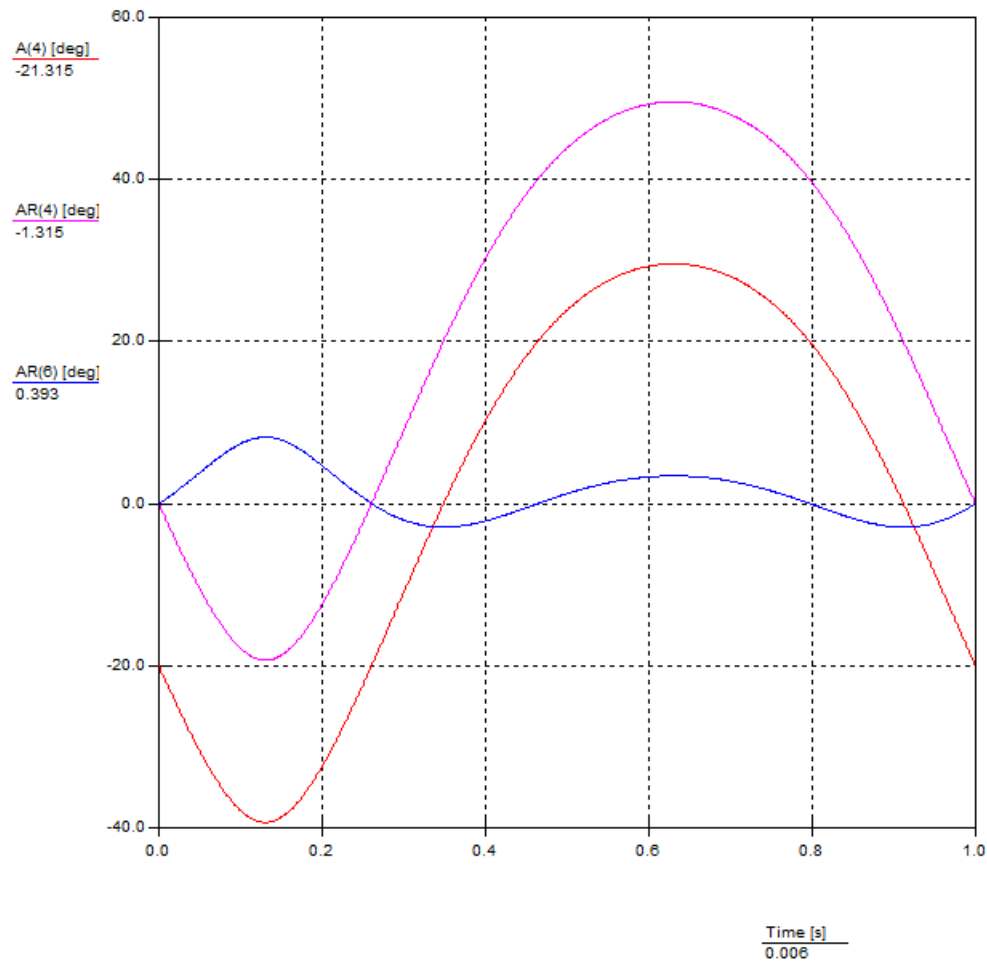


Figura 1.18: Diagramma degli angoli percorsi (AR) e posizione angolare (A) del meccanismo in funzione del tempo.

Sotto le etichette di ciascun asse sono posti dei numeri che rappresentano i valori di un punto della curva, infatti durante l'esecuzione del programma è possibile visualizzare il movimento del meccanismo e contemporaneamente leggere il valore analitico sul grafico. I punti nei grafici riportati sono stati ricavati senza fare riferimento ad una precisa posizione perché era di interesse il movimento nel suo complesso e pertanto i punti indicati nei grafici non hanno un particolare valore.

1.3.3 “Smartbird”, Festo



Figura 1.19: ”Smartbird”, costruito dalla Festo.



Figura 1.20: Vista frontale dello ”Smartbird”.

<i>Lunghezza</i>	<i>1.07 m</i>		
<i>Apertura alare</i>	<i>2.00 m</i>		
<i>Peso</i>	<i>0.450 kg</i>		
<i>Struttura</i>	<i>fibra di carbonio</i>		
<i>Carlinga</i>	<i>schiuma di poliuretano</i>		
<i>Batterie</i>	<i>accumulatore ai polimeri di litio, 2 celle, 7.4 V, 450 mA</i>		
		<i>Potenza elettrica richiesta</i>	<i>23 W</i>
		<i>Motore</i>	<i>compact 135, brushless</i>

Figura 1.21: Caratteristiche tecniche dello “Smartbird”.

L'azienda Festo ha realizzato una serie di robot, tra cui anche lo "Smartbird" [7] con finalità dimostrativa. Occorre sottolineare che per la messa a punto dello "Smartbird" sono occorsi oltre a molti tentativi, otto anni di studio da parte di un team di ingegneri, come è documentato dai numerosi video-intervista che hanno pubblicato. E' un modello ad ala battente, composta da più parti di cui alcune rigide ed altre flessibili (schematicamente la struttura dell'ala è rappresentabile come due corpi rigidi connessi da una coppia rotoidale a cui sono aggiunte parti secondarie flessibili) Propulsione e lift sono dati dalle ali, il controllo del volo è realizzato tramite la coda e la fusoliera. La coda ha anche il compito di aumentare la stabilità del volo. I movimenti che effettua sono il battito le ali ed il twist delle stesse a specifici angoli. Questo è realizzato da un meccanismo di torsione e permette di ottenere una certa efficienza nel volo. È in grado di decollare ed atterrare autonomamente. È realizzato con materiali estremamente leggeri quali materie plastiche (per la scocca) e presumibilmente fibra di carbonio (struttura). Inoltre lo "Smartbird" è dotato di un'ottima aerodinamica, alta densità di potenza per propulsione e portanza, grande agilità nei movimenti. Il motore ed i meccanismi sono contenuti nella fusoliera del velivolo. Si è svolta un'analisi cinematica del modello, al fine di ricostruire, a livello schematico, la geometria del meccanismo, da qui seguono le immagini relative ai meccanismi. Le seguenti immagini (in sei istanti di tempo successivi) propongono la sequenza dei movimenti realizzati dall'ala di Festo.

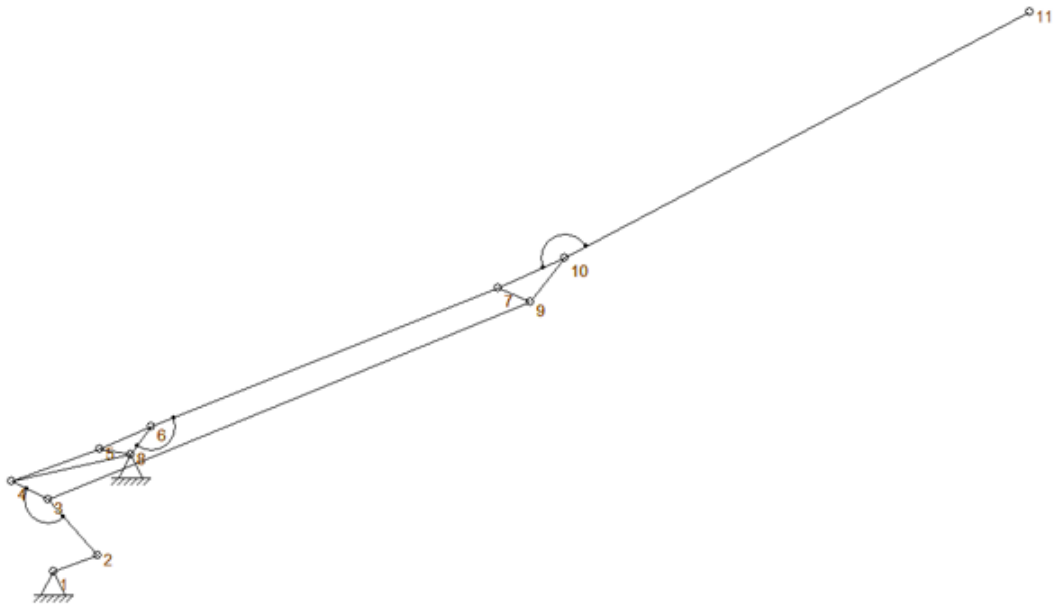


Figura 1.22: Cinematismo all'istante di tempo T1 (inizio del *downstroke*).

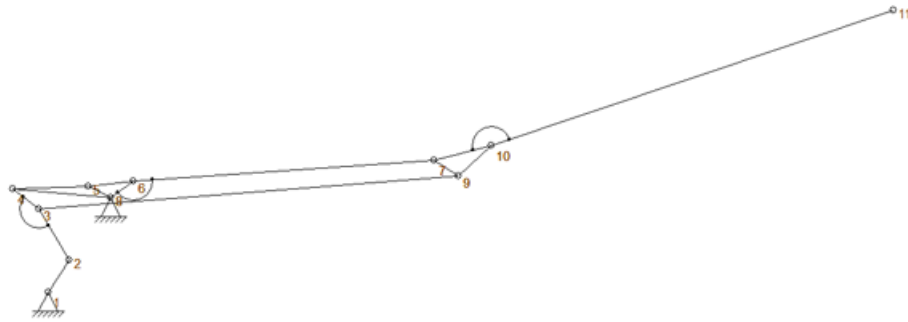


Figura 1.23: Cinematismo all'istante di tempo T2.

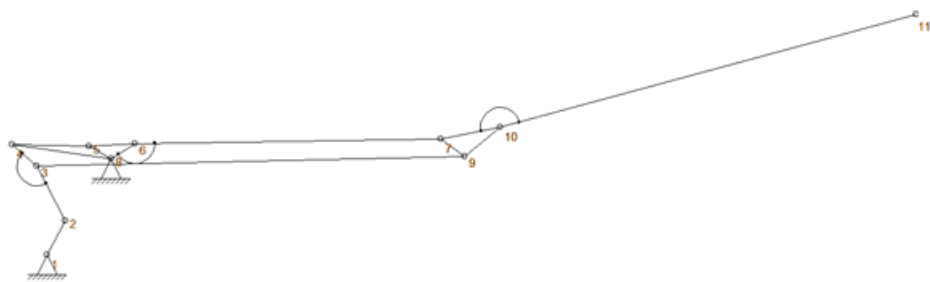


Figura 1.24: Cinematismo all'istante di tempo T3.

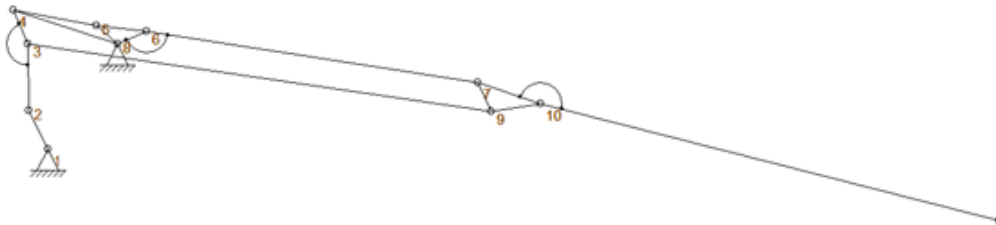


Figura 1.25: Cinematismo all'istante di tempo T4 (inizia l'*upstroke*).

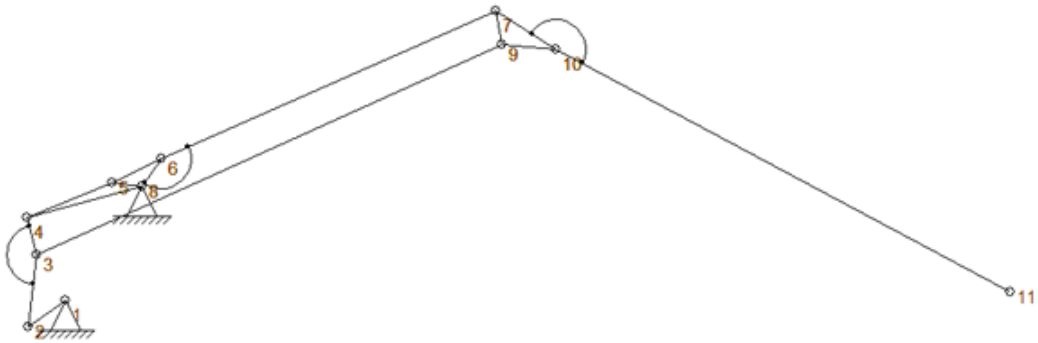


Figura 1.26: Cinematismo all'istante di tempo T5.

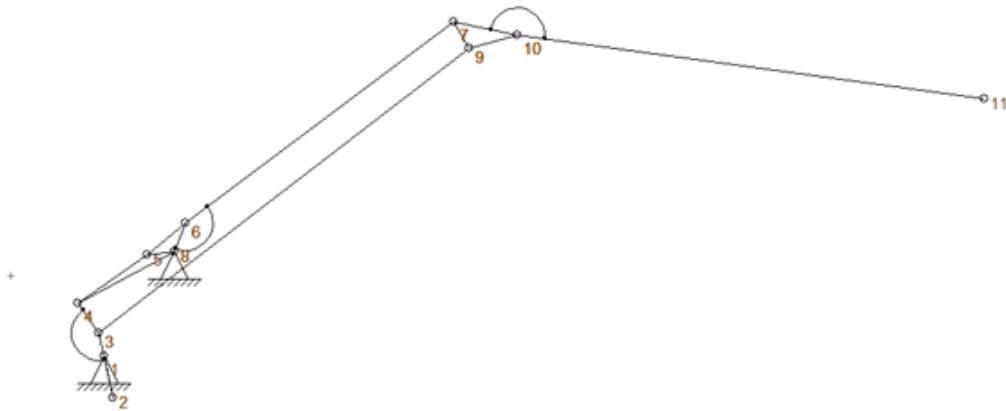


Figura 1.27: Cinematismo all'istante di tempo T6.

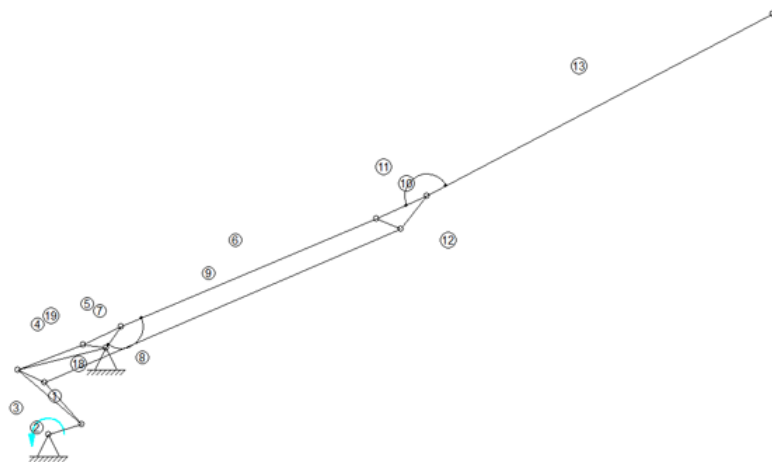


Figura 1.28: Numerazione delle aste del meccanismo.

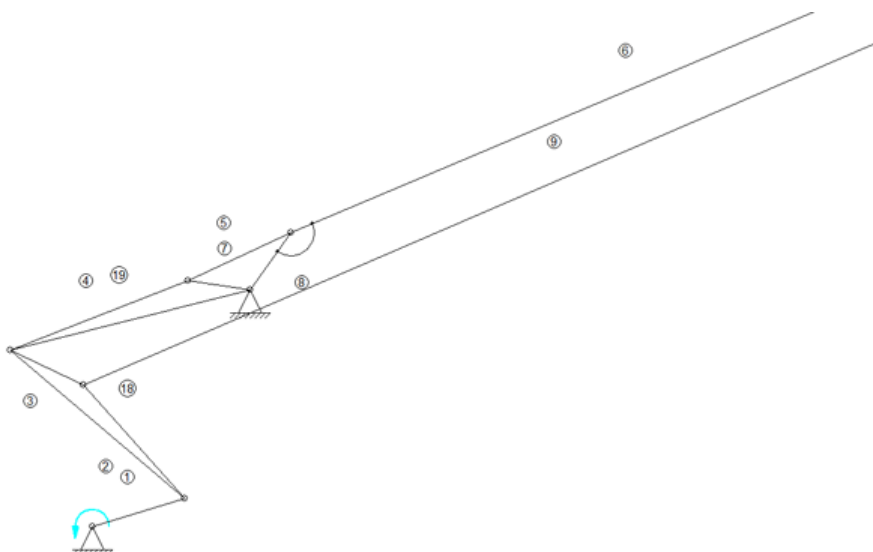


Figura 1.29: Dettaglio del cinematismo.

Si propone inoltre un grafico che riporta l'uscita del meccanismo ovvero gli andamenti angolari nel tempo delle due parti che compongono l'ala (i corpi compresi tra i perni 4-7 e 10-11).

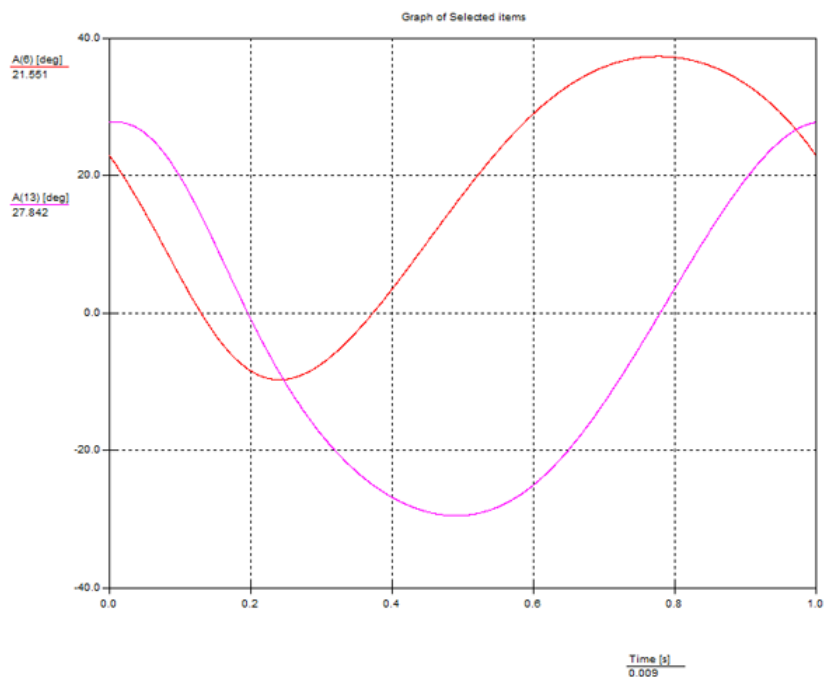


Figura 1.30: Andamenti angolari dell'uscita del meccanismo in funzione del tempo.

Capitolo 2

Studio preliminare

2.1 Analisi della geometria alare

2.1.1 Obiettivi

Si considera la geometria dell'ala degli uccelli (gabbiano, smergo, alzavola e gufo), ricavata da misure di superficie senza contatto utilizzando un laser scanner a 3 dimensioni, come riportato da [8]. Tra queste 4 specie di uccelli, verranno considerate solo le ali del gabbiano e del gufo, in quanto le ali dello smergo e dell'alzavola hanno caratteristiche geometriche ed aerodinamiche simili a quelle del gabbiano.

Le quantità geometriche, tra cui la linea di curvatura (*camber line*) e la distribuzione di spessore (*thickness*) del profilo alare, la forma planare dell'ala (*planform*), la distribuzione della corda (*chord*) e dell'angolo di torsione/svergolamento (*twist*), vengono fornite in espressioni analitiche. Quindi si possono generare le superfici alari per ciascun uccello allo scopo di simulare l'aerodinamica delle stesse ed in seguito studiare la cinematica delle ali; verranno poi discusse le caratteristiche aerodinamiche dei profili alari nell'approssimazione di moto permanente potenziale.

2.1.2 Introduzione

Il sogno dell'uomo, dopo aver conosciuto la terra e l'acqua, è stato quello di rivolgersi alla conquista dell'etere, prendendo come esempio l'analisi del volo degli uccelli. I primi studi concreti di aeronautica, come ad esempio quelli di Otto Lilienthal o dei fratelli Wright, si sono basati sulla struttura fisica dei volatili, dotando la macchina di un corpo allungato e di due ali ad esso connesse. I primi disegnatori di velivoli usarono profili alari sottili ed assai simili alle ali

di uccelli; in seguito la situazione è cambiata in quanto profili più spessi (NACA), ottimizzati in base a studi aerodinamici teorici e sperimentali, raggiungevano rapporti di portanza/resistenza molto più alti per numeri di Reynolds tipici del volo di aeroplani.

Nel frattempo Nachtigall e Wieser [9] hanno misurato le sezioni delle ali di un piccione mentre Oehme e Kitzler [10] hanno calcolato la superficie alare di 14 ali di uccelli elaborando una formula empirica in grado di descrivere ogni *planform*.

Recentemente la necessità di sviluppare micro-velivoli (MAVs: micro-air-vehicles) ha creato un forte interesse per il volo a bassi numeri di Reynolds utilizzando ali battenti. Per questo motivo si vuole analizzare nel dettaglio la geometria e l'aerodinamica di tali ali.

Per misurare la geometria delle superfici delle ali di alcuni uccelli si utilizzano sistemi di scansione laser 3D. In base a queste misure si possono estrarre le proprietà geometriche di base di un'ala, come ad esempio la linea di curvatura, la distribuzione di punti dello spessore, della superficie alare e della torsione, utili per generare le superfici dell'ala 3D con l'ausilio di software CAD (Solidworks Premium 2011).

Le prestazioni aerodinamiche dei profili alari di uccelli sono calcolate comparandole con quelle di profili alari per bassi numeri di Reynolds (ad esempio profili Selig).

2.1.3 Tecniche di misurazione

La fig. 2.1 mostra un braccio costruito da FARO Technologies al quale è collegato un laser scanner senza contatto 3D NVision utilizzato per misure di superfici alari. Il braccio FARO è un dispositivo meccanico manuale ad alta precisione dotato di sonda intercambiabile, utile per misurare oggetti e creare un database delle superfici. Quando la scanner NVision è attaccato e allineato al braccio, è possibile acquisire le coordinate nello spazio di una fitta nuvola di punti appartenenti alle superfici. E' nota la posizione dello scanner relativa ad un sistema di coordinate fissato e l'accuratezza dei dati acquisiti è di 0.041 mm . Questo sistema di scansione manuale senza contatto è molto piccolo, veloce e leggero.

Il sistema funziona tramite il principio della triangolazione di bande laser: è presente un diodo laser ed un generatore di bande che proiettano una raggio laser sull'oggetto; le telecamere captano il raggio in modo tale che le variazioni di altezza dell'oggetto sono viste come variazioni della forma del raggio.

L'immagine catturata della striscia è un profilo che contiene la forma dell'oggetto: infatti vengono processati dal software fino a 23000 punti al secondo in tempo reale. Lo scanner NVision è sincronizzato digitalmente con le telecamere in modo da ottenere misure affidabili ed è anche

possibile scansionare diversi materiali in qualsiasi condizione di luce. Il software può fornire in output diversi tipi di formati CAD ed è in grado di gestire milioni di punti.

La fig. 2.2 mostra la nuvola di punti della superficie alare del gabbiano ottenuta con questo sistema; verrà quindi utilizzato un sottoinsieme di tali dati, comprendenti le sezioni del profilo alare a diverse coordinate lungo l'apertura alare (*span*).

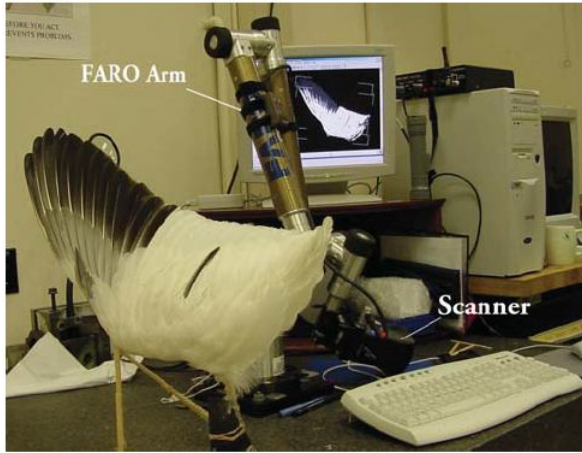


Figura 2.1: Laser scanner 3D.



Figura 2.2: Ala.

2.1.4 Trattamento dei dati

La superficie superiore ed inferiore del profilo alare sono ottenute come addizione e sottrazione della camber line e della distribuzione di spessore, $z_{upper} = z_{(c)} + z_{(t)}$ e $z_{lower} = z_{(c)} - z_{(t)}$ rispettivamente. Per ottenere la linea di curvatura media dalle misure si utilizza la formula per la camber line di Birnbaum-Glauert [11]:

$$\frac{z_{(c)}}{c} = \frac{z_{(c)max}}{c} \eta (1 - \eta) \sum_{n=1}^3 S_n (2\eta - 1)^{n-1} \quad (2.1)$$

dove $\eta = \frac{x}{c}$ è la coordinata lungo la corda normalizzata e $z_{(c)max}$ è la coordinata di curvatura massima, con “c” il valore locale di corda dell'ala. Per trovare la distribuzione di spessore si usa l'espressione:

$$\frac{z_{(t)}}{c} = \frac{z_{(t)max}}{c} \sum_{n=1}^4 A_n (\eta^{n+1} - \sqrt{\eta}) \quad (2.2)$$

dove $z_{(t)max}$ è la coordinata di spessore massima (lo spessore massimo è $2z_{(c)max}$).

Viene applicata una trasformazione geometrica di roto-traslazione al set di dati misurati del contorno dell'ala al fine di portare l'angolo geometrico di attacco a 0 e posizionare il bordo d'attacco della sezione alare (leading edge) nell'origine del sistema di coordinate locale. In conseguenza è possibile determinare la corda locale dell'ala, l'angolo di torsione, $z_{(c)max}$, $z_{(t)max}$, la posizione relativa del bordo d'attacco e uscita del profilo. Inoltre usando il metodo dei minimi quadrati, si può ottenere S_n e A_n per le equazioni 2.1 e 2.2.

Queste quantità sono funzioni della coordinata lungo l'apertura alare (*spanwise*) normalizzata $\xi = \frac{2y}{b}$, dove b è lo *span*, cioè l'apertura alare totale.

La tab. 2.1 mostra i coefficienti medi per la linea di curvatura e la distribuzione di spessore per le ali di gabbiano e gufo.

	Gabbiano	Gufo
S_1	3.8735	3.9733
S_2	-0.807	-0.8497
S_3	0.771	-2.723
A_1	-15.246	-47.683
A_2	26.482	124.5329
A_3	-18.975	-127.0874
A_4	4.6232	45.876

Tabella 2.1: Coefficienti per profili alari di uccelli.

La corda può essere espressa come:

$$\frac{c}{b/2} = \frac{c_0}{b/2} [F_{OK}(\xi) + F_{corr}(\xi)] \quad (2.3)$$

dove c_0 è la corda (root chord) della sezione dell'ala (airfoil) nella sezione attaccata al corpo. La funzione $F_{OK}(\xi)$ è una correlazione data da Oehme e Kitzler [10] per ali d'uccello, definita come $F_{OK}(\xi) = 1$ per $\xi \in [0, 0.5]$ e $F_{OK}(\xi) = 4\xi(1 - \xi)$ per $\xi \in [0.5, 1]$. La funzione di correzione per la deviazione di un'ala singola da $F_{OK}(\xi)$ è $F_{corr}(\xi) = \sum_{n=1}^5 E_n (\xi^{n+2} - \xi^8)$, dove i coefficienti E_n sono da trovare.

La tab. 2.2 mostra i coefficienti della forma planare delle ali del gabbiano e gufo. La linea di curvatura massima e le coordinate dello spessore $z_{(c)max}$ e $z_{(t)max}$ possono essere determinate attraverso appropriate funzioni empiriche di $\xi = 2y/b$.

	gabbiano	gufo
E_1	26.08	6.3421
E_2	-209.92	-7.5178
E_3	637.21	-70.9649
E_4	-945.68	188.0651
E_5	695.03	-160.1678

Tabella 2.2: Coefficienti per *planforms* di ali.

In maniera simile la posizione e la cinematica di 1/4 di corda dell'ala, entrambi relativi ad un sistema di coordinate fissato al corpo, possono essere descritti da un sistema dinamico $(x_{c/4}, y_{c/4}, z_{c/4}) / (b/2) = f_{c/4}(t)$, dove t è il tempo.

Si considera 1/4 della corda dell'ala perchè lì è posizionato il centro aerodinamico del profilo: esso è definito come il punto in cui il coefficiente del momento di beccheggio $C_m = \frac{M}{qSc}$ non varia con il C_L o con l'angolo di attacco (con M = momento di beccheggio, q = pressione dinamica = $1/2\rho U^2$, con U velocità relativa del fluido, S = superficie alare, e c = corda).

Usando un modello approssimato, un'ala di uccello può essere vista come un sistema a bracci rigidi incernierati e la sua cinematica può essere determinata. Per semplicità si adotta un sistema a doppio braccio rigido snodato per descrivere 1/4 della linea di corda di un'ala di uccello piuttosto che simularne l'intera struttura dello scheletro. L'angolo di torsione (twist) locale della sezione del profilo alare attorno alla linea di 1/4 di corda è fornito da una relazione $\theta = f_\theta(2x_{c/4}/b, 2y_{c/4}/b, 2z_{c/4}/b)$. Inseriti i parametri geometrici e cinematici nelle precedenti relazioni, si può generare computazionalmente un'ala battente ed effettuare simulazioni aerodinamiche e cinematiche.

2.2 Geometria alare (gabbiano)

Le fig. 2.3 e 2.4 mostrano una fotografia dell'ala di un gabbiano ed un disegno schematizzato della stessa. I coefficienti S_n e A_n nelle equazioni 2.1 e 2.2 (cioè la linea di curvatura e la distribuzione di spessore) sono estratti dalle misure di un'ala di gabbiano. Entrambi i coefficienti non seguono un andamento sistematico in funzione della coordinata dell'apertura alare come si nota in fig. 2.5 ed in fig. 2.6; in particolare si manifesta una notevole varianza di A_n . I valori medi di S_n lungo lo *span* nell'equazione 2.1 sono $S_1 = 3.8735$, $S_2 = -0.807$, $S_3 = 0.771$. I coefficienti medi A_n nell'equazione 2.2 (distribuzione di spessore) sono $A_1 = -15.246$, $A_2 = 26.482$, $A_3 = -18.975$ e $A_4 = 4.6232$.

La fig. 2.7 mostra la linea di curvatura normalizzata e la distribuzione di spessore per l'ala di gabbiano generata utilizzando i coefficienti medi precedentemente illustrati. Queste distribuzioni servono per ricreare il profilo alare medio dell'ala di gabbiano per $\xi = 2y/b = 0.166 \div 0.772$. Per $2y/b > 0.772$, le piume sono separate dal profilo così che non può essere definito un profilo alare singolo e continuo.



Figura 2.3: Fotografia di un'ala di un gabbiano.

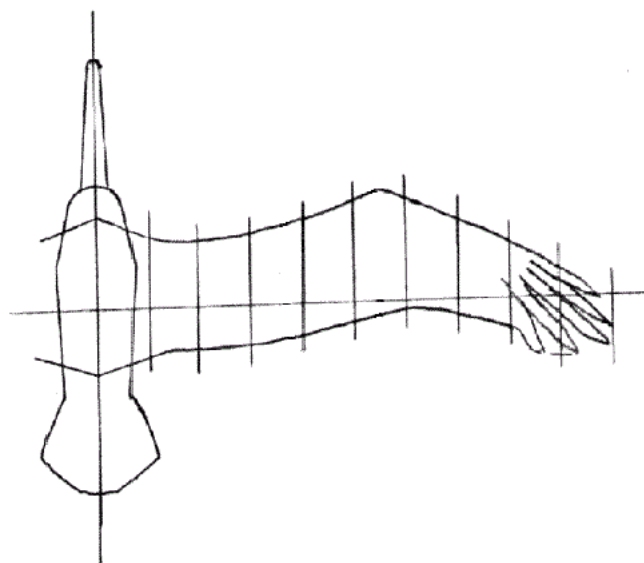


Figura 2.4: Ala schematizzata di un gabbiano.

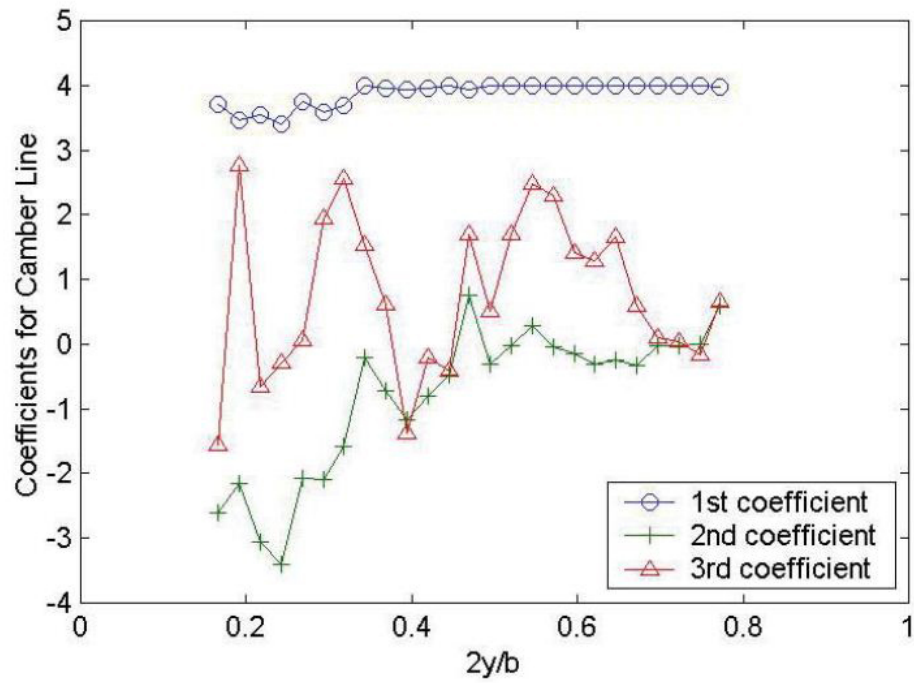


Figura 2.5: Coefficienti per la linea di curvatura.

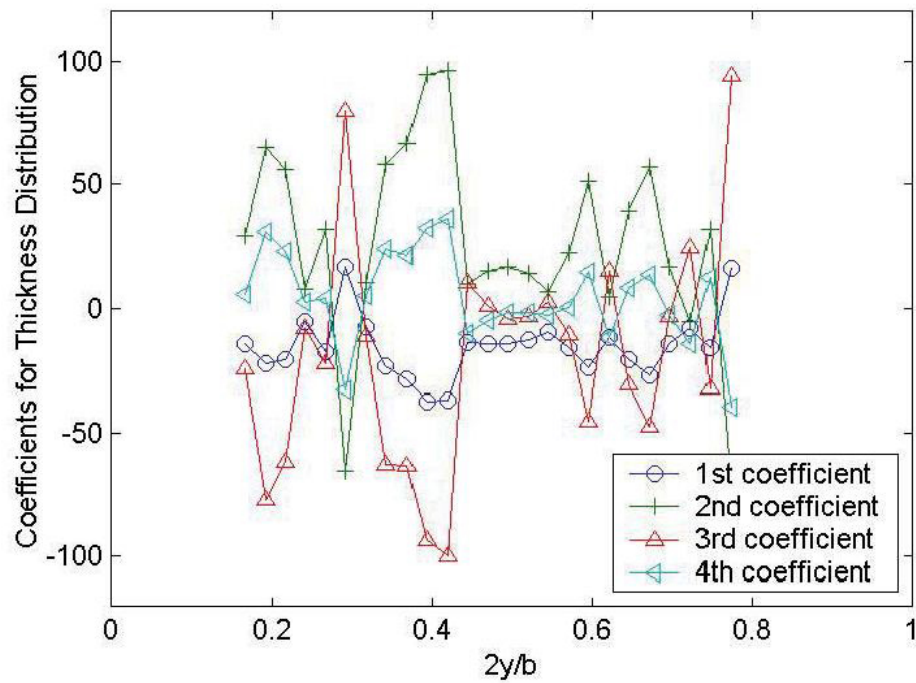


Figura 2.6: Coefficienti per la distribuzione di spessore per un'ala di gabbiano.

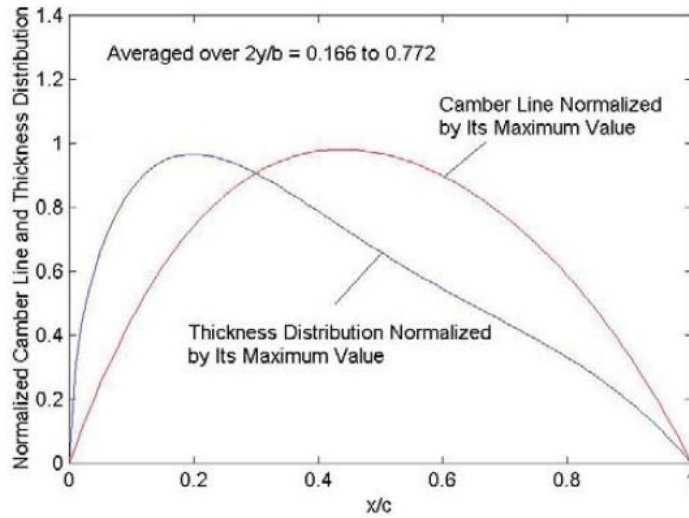


Figura 2.7: Linea di curvatura e distribuzione di spessore normalizzati in funzione della coordinata lungo la corda.

In fig. 2.8(a) sono riportati i residui numerici dell'analisi ai minimi quadrati nel fitting dei profili alari locali $z_{(c)}/c$ e $z_{(t)}/c$ selezionati a coordinate differenti lungo l'apertura; nella fig. 2.8(b) sono mostrate le deviazioni dei valori medi $z_{(c)}/z_{(c)max}$ e $z_{(t)}/z_{(t)max}$ dai profili locali a diverse coordinate misurate lungo l'apertura. Dai grafici si desume che le approssimazioni impiegate sono accettabili.

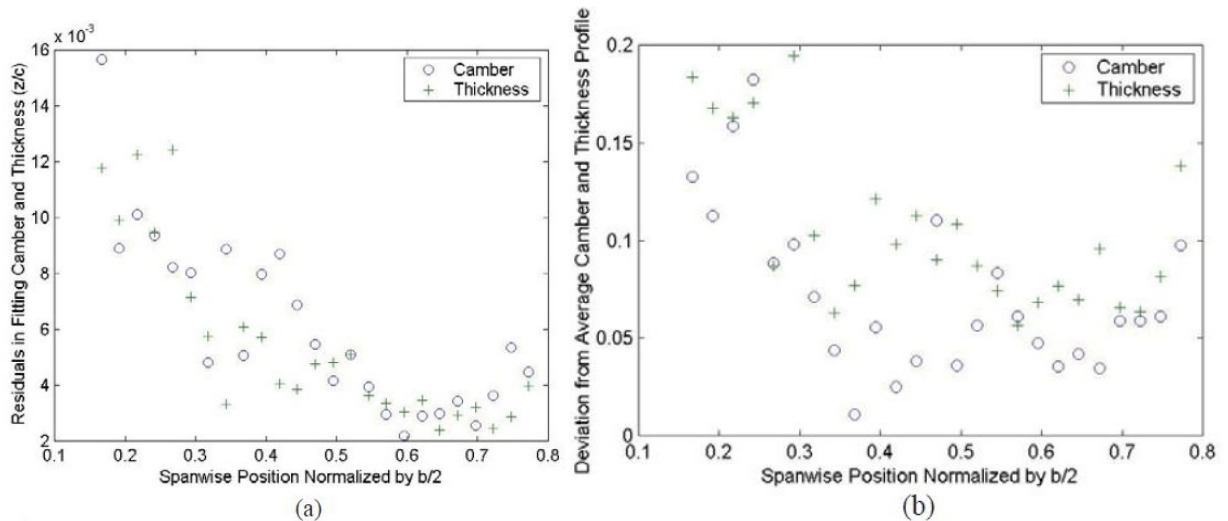


Figura 2.8: (a) Scarti numerici dei minimi quadrati nel fitting delle sezioni alari; (b) Deviazione dei profili locali dal profilo medio per l'ala di gabbiano.

Come è mostrato in fig. 2.9, le coordinate di curvatura e spessore massime $z_{(c)max}$ e $z_{(t)max}$ sono funzioni della coordinata *spanwise* $\xi = 2y/b$, che sono espresse empiricamente dalle formule: $z_{(c)max}/c = 0.14 / (1 + 1.333\xi^{1.4})$ e $z_{(t)max}/c = 0.1 / (1 + 3.546\xi^{1.4})$.

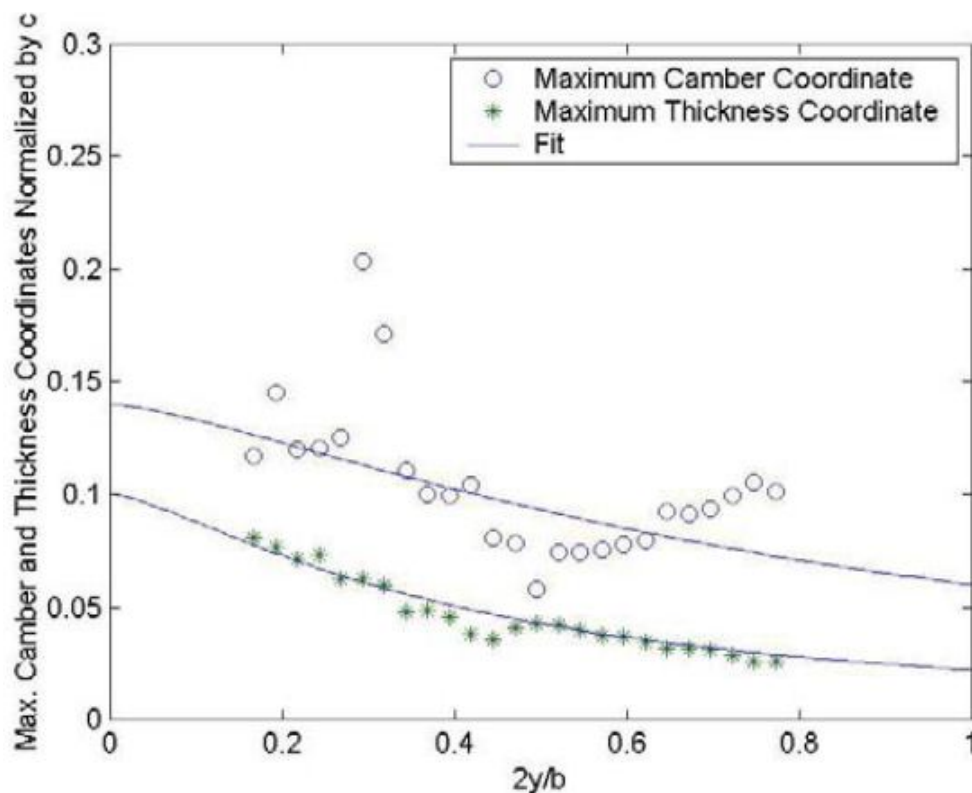


Figura 2.9: Le coordinate normalizzate di curvatura e spessore max in funzione della coordinata normalizzata dell'ala di un gabbiano, lungo l'apertura dell'ala.

Nella fig. 2.10 è presente la forma dell'apertura alare dell'ala di gabbiano; la distribuzione della corda dell'ala lungo la coordinata *spanwise* (fig. 2.11) può essere descritta dall'equazione 2.3 che è la somma della correlazione di Oehme e Kitzler, $F_{OK}(\xi)$, più la funzione correttiva per la variazione locale $F_{corr}(\xi) = \sum_{n=1}^5 E_n (\xi^{n+2} - \xi^8)$, dove $E_1 = 26.08$, $E_2 = -209.92$, $E_3 = 637.21$, $E_4 = -945.68$, $E_5 = 695.03$. Il rapporto tra la corda di radice e la semi-apertura alare è $c_0/(b/2) = 0.388$.

La fig. 2.12 mostra l'angolo di torsione rigida dell'ala (svergolamento naturale) in funzione della coordinata *spanwise*, il quale è espresso attraverso l'espansione polinomiale di Chebyshev ($T_1 = \xi$, $T_2 = 4\xi^3 - 3\xi$ e $T_3 = 16\xi^5 - 20\xi^3 + 5\xi$); ad esempio è possibile scrivere l'angolo di svergolamento come: $twist [deg] = \sum_{n=1}^3 D_n T_n(\xi)$, dove $D_1 = 5.2788$, $D_2 = -4.1069$ e $D_3 = -1.8684$.

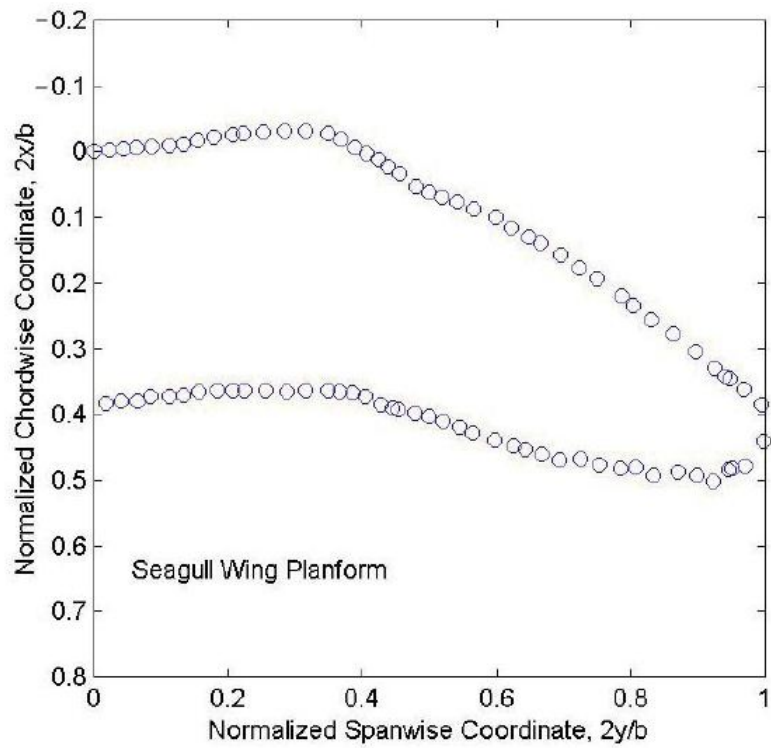


Figura 2.10: Forma della superficie alare (*planform*) dell'ala di gabbiano.

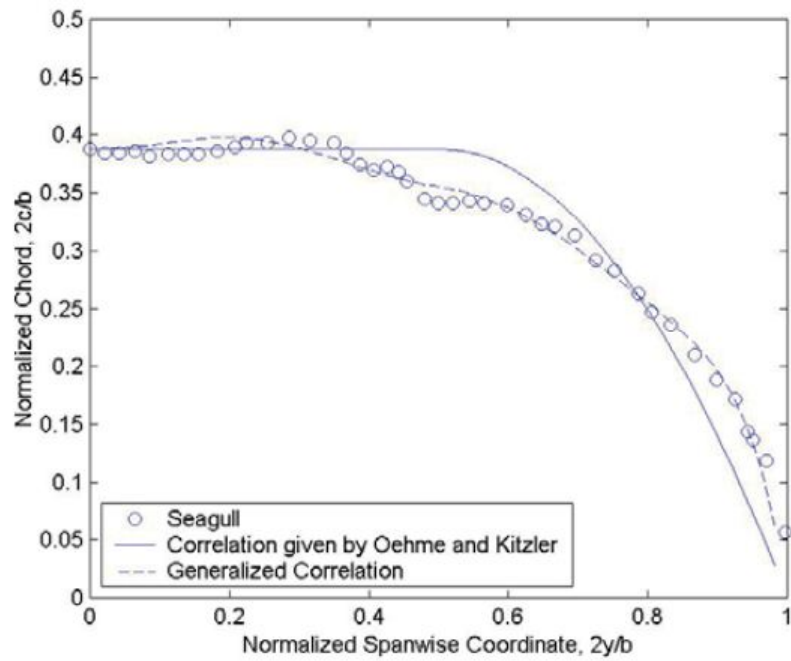


Figura 2.11: Distribuzione della corda lungo la coordinata normalizzata dell'apertura alare.

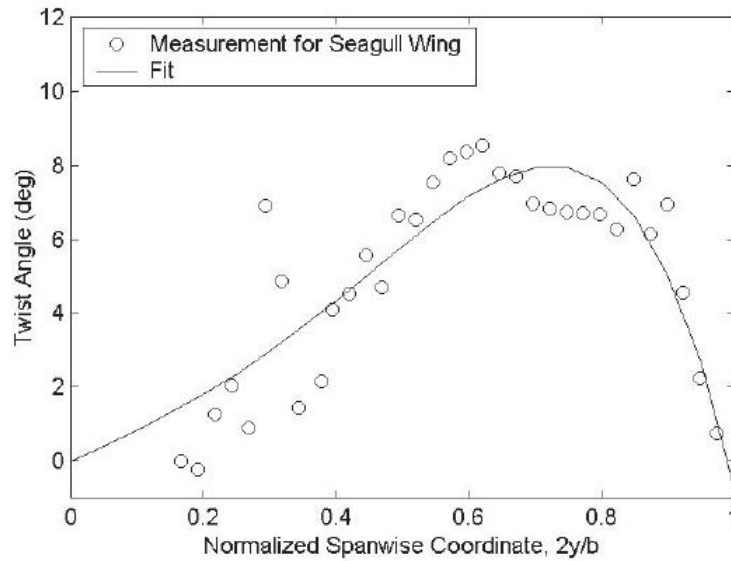


Figura 2.12: Angolo di torsione rigida dell'ala in funzione della coordinata *spanwise*.

Il segno positivo dell'angolo di svergolamento denota che l'ala ruota contro il flusso in arrivo; quest'angolo è legato alla torsione rigida dell'ala, mentre è presente anche un angolo di torsione dinamico durante la battuta alare dipendente dal tempo, di cui discuteremo in seguito.

La fig. 2.13 illustra sezioni tipiche di ali di gabbiano e gufo alla coordinata lungo l'apertura alare $2y/b = 0.4$; sono profili caratterizzati da una forte curvatura, tipica dei profili ad alta portanza. Per il calcolo dell'ala si ipotizza che la forma del profilo alare rimanga inalterata vicino alla punta dell'ala (tip), mentre lo spessore massimo continua a decrescere anche se l'ala reale possiede le piume, che sono separate dall'airfoil vicino al tip ed hanno la funzione di aumentare il coefficiente di portanza.

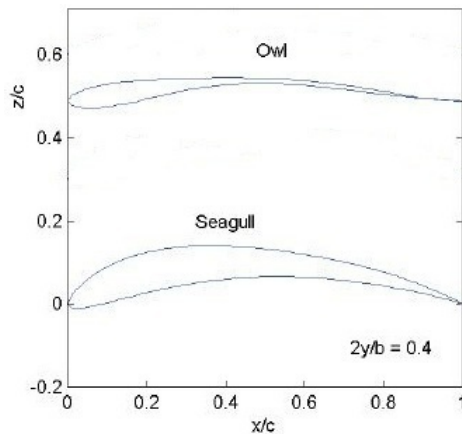


Figura 2.13: Sezioni di profili alari (gufo e gabbiano) per $2y/b = 0.4$.

2.3 Geometria alare (gufo)

In fig. 2.14 è mostrata un'immagine dell'ala di un gufo. Per quanto riguarda la linea di curvatura, i valori medi di S_n lungo lo *span* sono $S_1 = 3.9733$, $S_2 = -0.8497$, $S_3 = -2.723$. I coefficienti medi A_n per la distribuzione di spessore sono $A_1 = -47.683$, $A_2 = 124.5329$, $A_3 = -127.0874$ e $A_4 = 45.876$. La fig. 2.15 mostra la linea di curvatura e la distribuzione di spessore normalizzate per l'ala del gufo generata utilizzando questi coefficienti mediati. I residui numerici dell'analisi ai minimi quadrati nel fitting dei profili alari locali $z_{(c)}/c$ e $z_{(t)}/c$ sono inferiori a 0.006. Le deviazioni dei valori medi $z_{(c)}/z_{(c)max}$ e $z_{(t)}/z_{(t)max}$ dai profili locali sono meno di 0.1 e 0.2, rispettivamente, un'indicazione dell'accettabilità dell'approssimazione impiegata.

L'ala di gufo è molto sottile per valori di $x/c = 0.3 \div 1$ (è un singolo strato di piume primarie) e la distribuzione di spessore è concentrata principalmente nella parte frontale del profilo alare. Lo spessore dell'ala è posto uguale a zero vicino al trailing edge per valori di $x/c > 0.9$.

In fig. 2.16 si notano le coordinate di curvatura e spessore massime $z_{(c)max}$ e $z_{(t)max}$, che sono funzioni della coordinata lungo l'apertura alare $\xi = 2y/b$, in accordo con le seguenti espressioni empiriche: $z_{(c)max}/c = 0.04 [1 + \tanh(1.8\xi - 0.5)]$ e $z_{(t)max}/c = 0.04 / (1 + 1.78\xi^{1.4})$. A differenza delle altre ali illustrate in precedenza, la coordinata di curvatura massima cresce lungo y per l'ala del gufo.

La fig. 2.17 mostra la *planform* dell'ala del gufo; la distribuzione della corda è riportata in fig. 2.18 insieme ai risultati ottenuti dall'equazione 2.3 dove i coefficienti in $F_{corr}(\xi)$ sono $E_1 = 6.3421$, $E_2 = -7.5178$, $E_3 = -70.9649$, $E_4 = 188.0651$ e $E_5 = -160.1678$. Il rapporto tra la corda alla radice dell'ala e la semi-apertura alare è $c_0/(b/2) = 0.677$; per quanto riguarda l'angolo di torsione, esso è meno di 2 gradi lungo l'apertura, e può quindi essere trascurato.

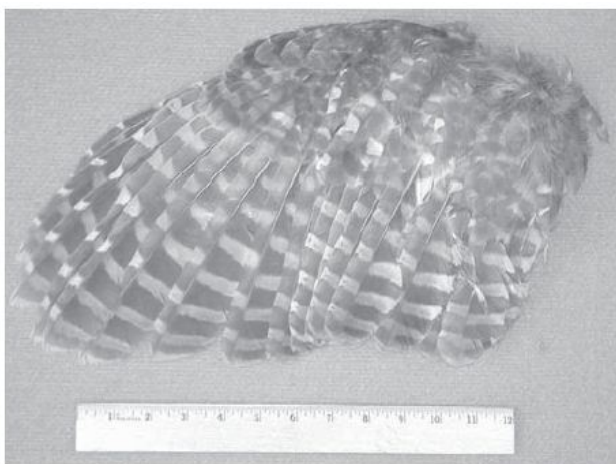


Figura 2.14: Ala di un gufo.

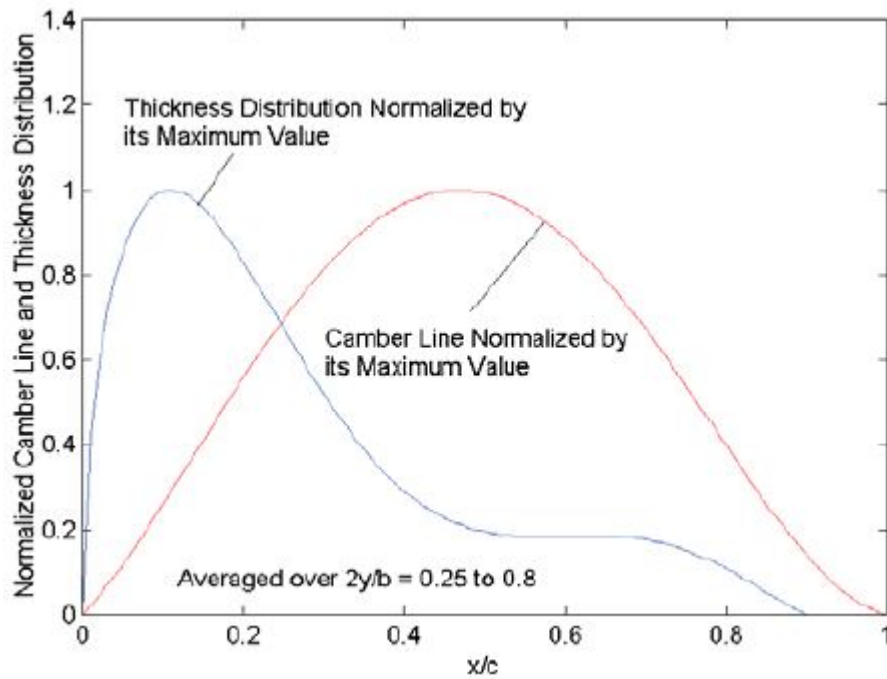


Figura 2.15: Linea di curvatura e distribuzione di spessore dell'ala del gufo.

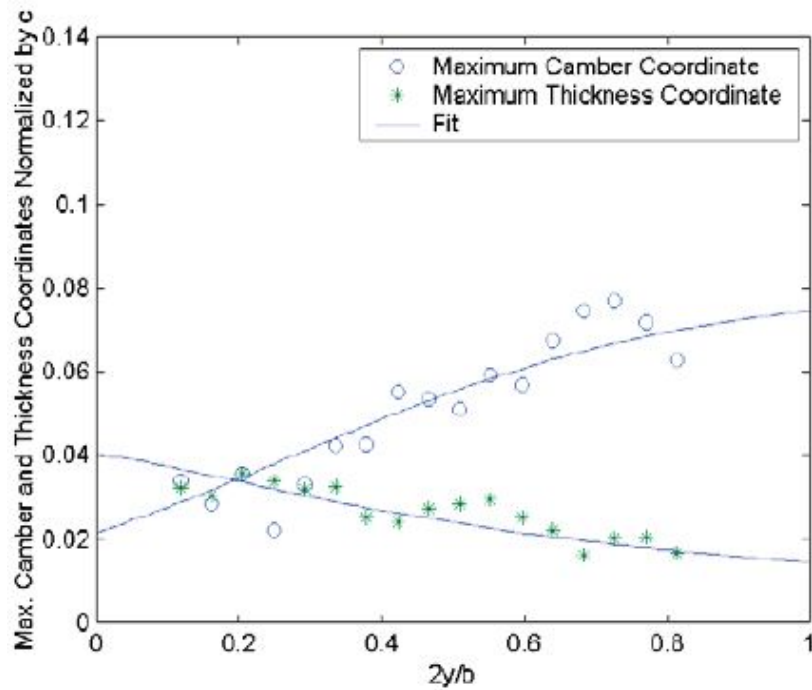


Figura 2.16: Coordinate normalizzate di curvatura e spessore massimo in funzione della coordinata lungo l'apertura alare normalizzata dell'ala di un gufo.

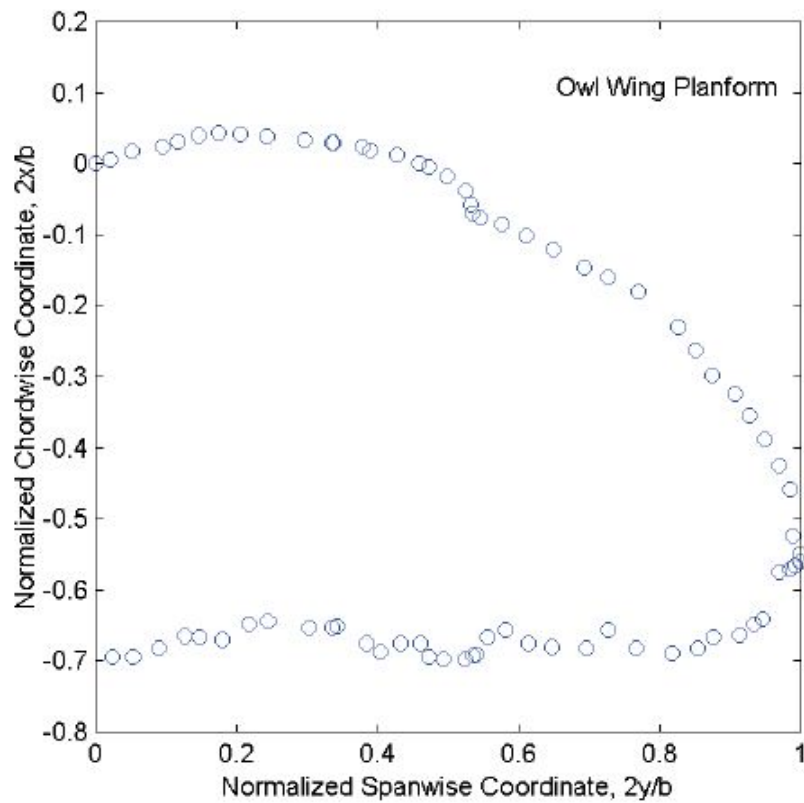


Figura 2.17: Forma planare dell'ala di un gufo.

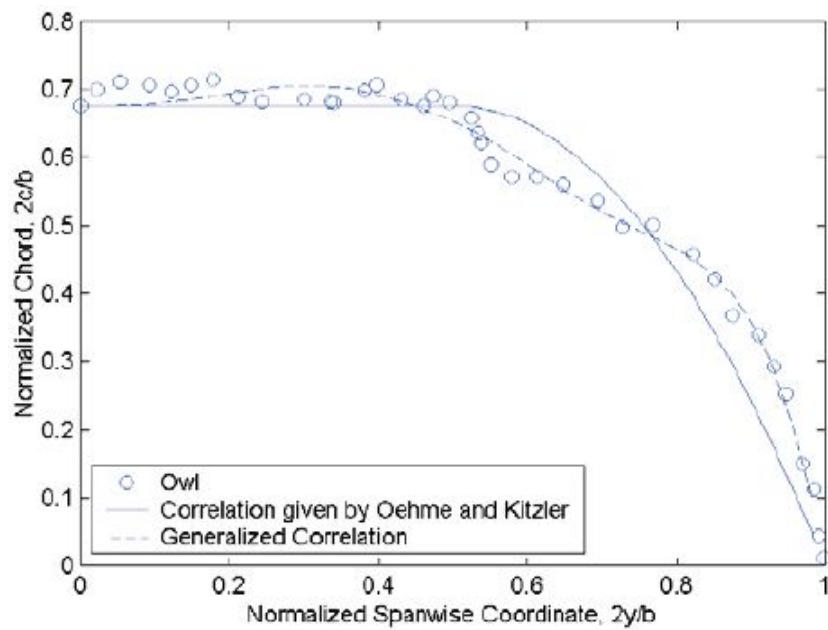


Figura 2.18: Andamento della corda in funzione della coordinata *spanwise* per l'ala del gufo.

2.4 Aerodinamica di profili

L'andamento del coefficiente di pressione $C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2}$ dell'ala di gabbiano e di gufo (caso non viscoso), per quattro diversi angoli di attacco, è riportato in fig. 2.19. La fig. 2.20 di sinistra mostra il coefficiente di portanza della sezione per unità di lunghezza lungo y $C_l = \frac{l}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 c}$ in funzione dell'angolo di attacco per le ali considerate, dove l = portanza per unità di lunghezza lungo y , ρ_∞ = densità del fluido indisturbato, V_∞ = velocità del flusso indisturbato, c = corda locale dell'ala. Questi risultati sono ottenuti utilizzando calcoli con metodo potenziale e con correlazione empirica viscosa tramite il codice di calcolo XFOIL per la progettazione di profili alari, che approssimativamente indicano le caratteristiche aerodinamiche di questi profili. Tale codice è basato su metodi potenziali con correlazioni empiriche viscosi di Drela [12] (accoppiamento tra soluzione non viscosa e strato limite). La distribuzione di pressione sulla superficie superiore delle ali del gabbiano è relativamente piatta quando l'angolo di attacco è minore di 5 gradi. I coefficienti di portanza della sezione per un angolo di attacco uguale a zero sono maggiori di 1. La fig. 2.20 di destra mostra le distribuzioni del coefficiente di portanza della sezione in funzione dello *span* per un angolo di attacco pari a 0 gradi. Basandoci sul coefficiente di portanza della sezione c_l , è possibile stimare l'andamento della circolazione normalizzata (teorema di Kutta-Joukowski [13]) $\Gamma(y)/\Gamma_0 = [c(y)/c_0][c_l(y)/c_{l0}]$ riportato in fig. 2.21, dove il pedice "0" indica il valore alla radice dell'ala (dove $2y/b = 0$).

L'ala del gufo, che è un profilo sottile con una distribuzione di spessore concentrata principalmente vicino al bordo di attacco, possiede una distribuzione di c_l in progressivo aumento lungo lo *span* dell'ala a causa dell'incremento della coordinata di curvatura massima $z_{(c)max}$.

Di conseguenza, l'andamento della circolazione normalizzata ha una forma particolare come si nota in fig. 2.21, molto diversa dalla circolazione normalizzata dell'ala del gabbiano (che possiede una distribuzione con forma ellittica). La particolare geometria sottile dell'ala del gufo e le relative proprietà aerodinamiche sono strettamente correlate alla silenziosità aeroacustica dell'uccello durante il volo.

Il profilo alare del gabbiano è simile al profilo ad alta portanza e basso numero di Reynolds S1223 (Selig). In fig. 2.22 tale profilo S1223 è mostrato insieme a quello del gabbiano con medesima linea di curvatura massima e le stesse coordinate di spessore ($z_{(c)max}/c = 0.0852$ e $z_{(t)max}/c = 0.0579$). La fig. 2.23 mostra un raffronto tra gli andamenti del C_p relativi al profilo S1223 e al profilo del gabbiano. Queste distribuzioni sono simili, ma il profilo S1223 ha una pressione più bassa sulla superficie superiore per valori di $x/c = 0.2$ e vicino al bordo di uscita. In fig. 2.24 è raffigurato il coefficiente di portanza della sezione in funzione dell'angolo di attacco per i diversi profili; quando l'angolo di attacco aumenta oltre ad un certo valore (circa

10 gradi), avviene la separazione del flusso laminare vicino al bordo d'attacco per Re compreso tra 4×10^4 e 7×10^5 . Il flusso separato può riattaccarsi grazie alla transizione alla turbolenza che si può ottenere utilizzando generatori artificiali di turbolenza sullo strato limite. Per avere un calcolo dettagliato del flusso separato/riattaccato su questi profili alari, è necessario usare un risolutore Navier-Stokes con modelli accurati di transizione e turbolenza.

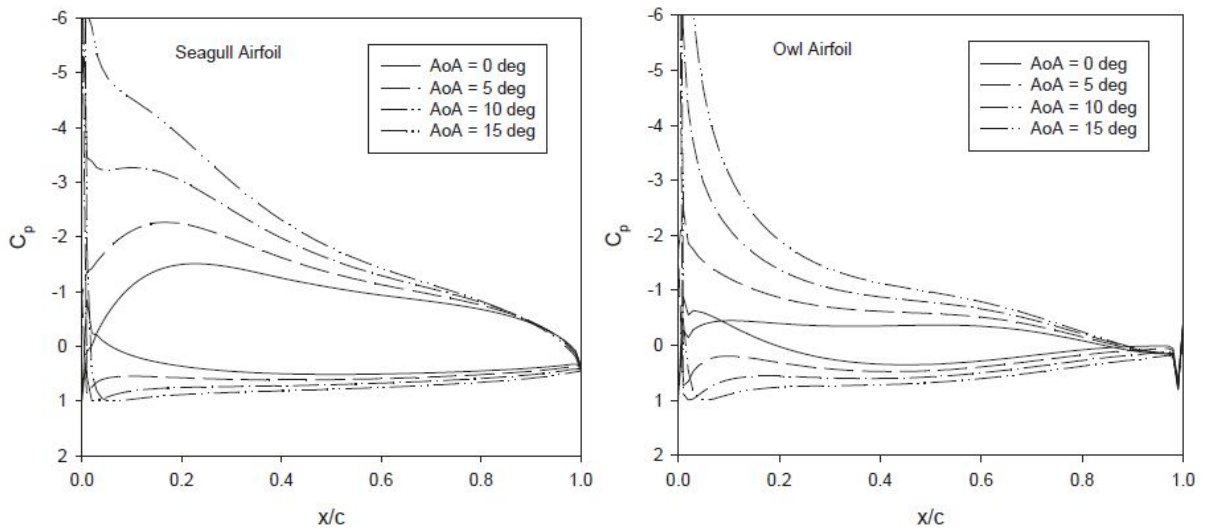


Figura 2.19: Distribuzione del coefficiente di pressione dell'ala del gabbiano (a sinistra) e gufo (a destra) per diversi angoli di attacco AoA.

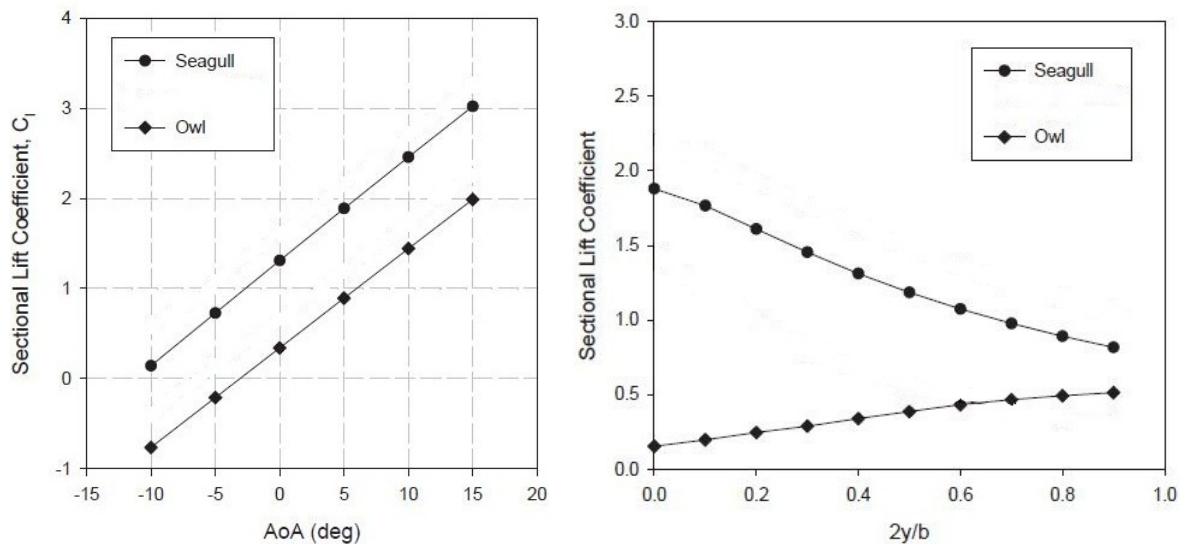


Figura 2.20: Coefficiente di portanza della sezione C_l dell'ala di gabbiano e gufo in funzione dell'angolo di attacco AoA e in funzione di y con angolo di attacco pari a 0° .

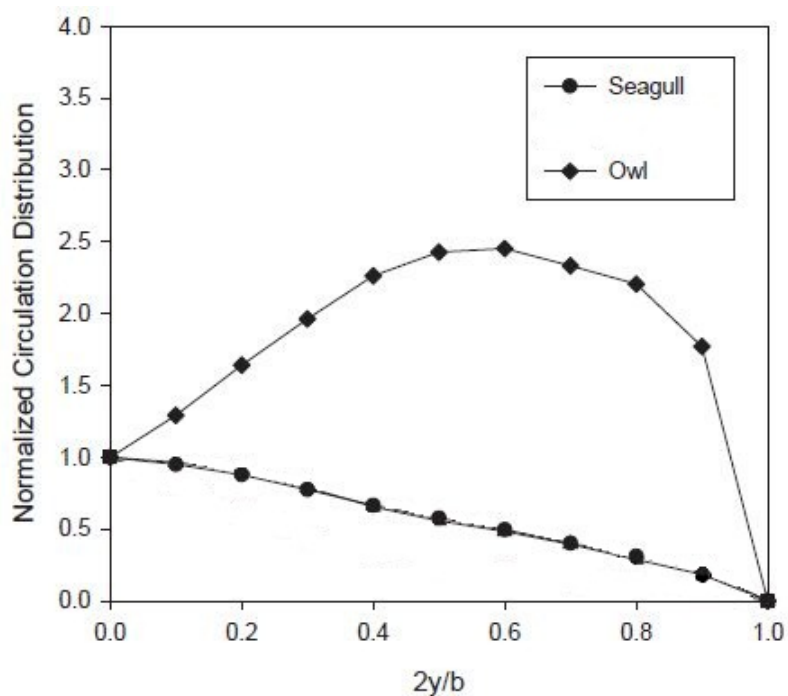


Figura 2.21: Distribuzione normalizzata di circolazione lungo la *span* dell'ala del gabbiano e gufo.

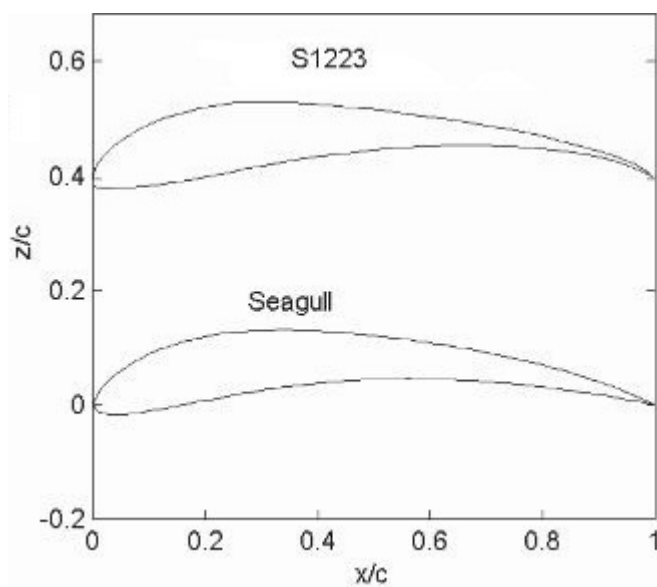


Figura 2.22: Profilo alare ad alta portanza e basso numero di Reynolds S1223 confrontato con il profilo del gabbiano a parità di linea di curvatura massima e di coordinate di spessore.

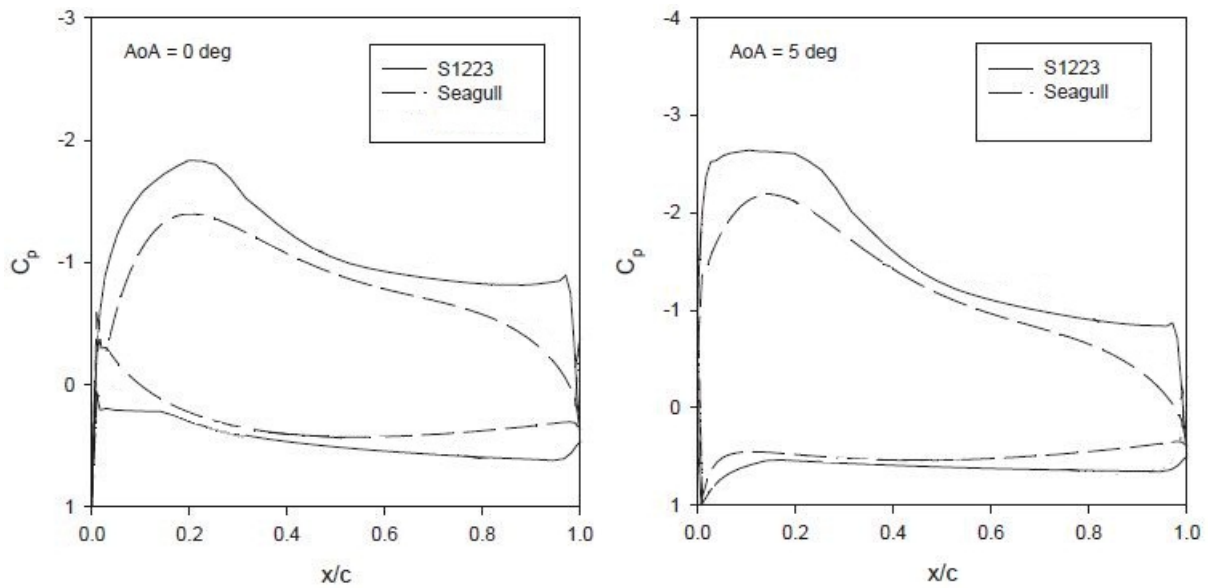


Figura 2.23: Distribuzioni del coefficiente di pressione C_p per i profili alari del gabbiano e S1223 per un angolo di attacco pari a 0 gradi (a sinistra) e 5 gradi (a destra).

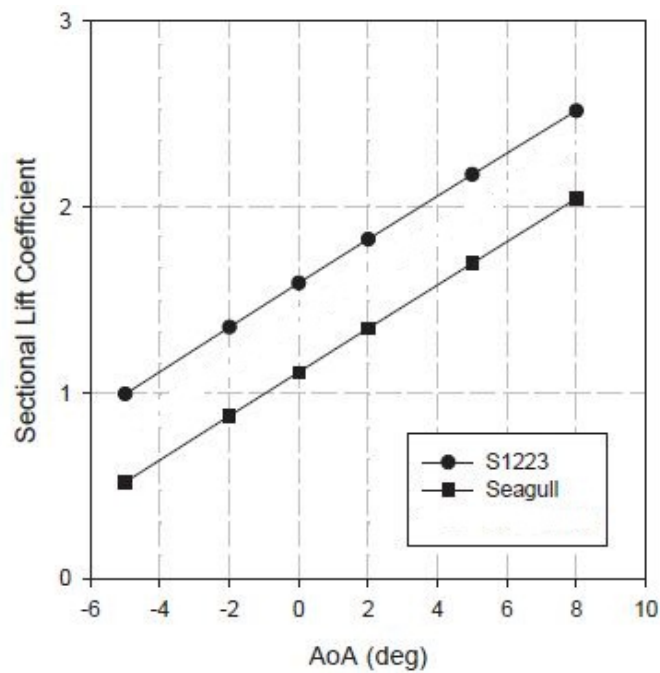


Figura 2.24: Andamento del coefficiente di portanza della sezione in funzione dell'angolo di attacco per i profili del gabbiano e S1223.

2.5 Progetto preliminare

L'obiettivo della tesi è di creare un modello tridimensionale di un drone UAV (unmanned aerial vehicle) ad ala battente biomimetico, cioè dalle forme quanto più simili ad un uccello, su richiesta dell'azienda "Selex Galileo MUAS" per utilizzi militari di ricognizione e civili (sorveglianza, monitoraggio, ecc); allo scopo saranno effettuate numerose simulazioni aerodinamiche viscosse utilizzando il codice di calcolo CFD (Computational Fluid Dynamics) a volumi finiti "Ansys Fluent R14"[15]. Tale software permette di predire flusso di fluidi, trasferimenti di calore e di massa, reazioni chimiche e fenomeni correlati risolvendo numericamente le equazioni di conservazione della massa, del momento, dell'energia, delle specie ed anche le equazioni governanti gli effetti delle forze sul corpo analizzato.

I risultati ottenuti dalle simulazioni sono particolarmente rilevanti per studi concettuali di progettazione (approccio TOP/DOWN), sviluppo prodotto, risoluzione di problemi fluidodinamici e riprogettazioni/redesign seguendo dunque un modello di analisi funzionale "BOTTOM/UP". L'analisi CFD permette inoltre di ridurre notevolmente i tempi ed i costi, riducendo drasticamente la necessità di numerose analisi sperimentali, acquisizioni dati e quindi diventa possibile diminuire il numero di prototipi da costruire nella fase di test, validazione e collaudo relativa al ciclo di vita del prodotto. In questo modo la tecnica di simulazione numerica sarà di aiuto per definire il progetto del velivolo in questione, chiamato "Skybird", per il quale verrà realizzato un prototipo dopo aver ultimato la progettazione meccanica, aerodinamica, cinematica e controllistica. Nella definizione preliminare delle caratteristiche dello "Skybird" si prende in considerazione un'indagine condotta su 220 specie di uccelli, delle quali vengono misurate le diverse caratteristiche in funzione della massa corporea.

In seguito sono riportati i grafici tratti da [16]. In fig. 2.25 è presente un diagramma bilogaritmico in cui si pone l'apertura alare delle specie di uccelli in metri in funzione della massa del corpo; si nota che per il progetto "Skybird" è ragionevole avere una massa totale dell'ordine di 1 kg, a cui corrisponde un'apertura alare di circa 1 metro.

La fig. 2.26 mostra la superficie alare totale (*planform*) in m^2 in funzione della massa; ad 1 kg di massa corrisponde una superficie alare di circa $0.18 m^2$.

In fig. 2.27 si nota la velocità (m/s) corrispondente alla minima potenza necessaria al volo per le diverse specie di uccelli sempre in funzione della loro massa: nel nostro caso si considera il valore di velocità corrispondente ad 1 kg di massa corporea, cioè circa 15 m/s.

La fig. 2.28 evidenzia la potenza meccanica minima (watt) per il volo degli uccelli in funzione della massa: per un valore di 1 kg sono necessari circa 15 *watt* di potenza. Per quanto riguarda

il valore di portanza/resistenza, si osserva in fig. 2.29 che per 1 kg di massa si ha un valore di circa 15 come rapporto massimo effettivo.

La fig. 2.30 riporta i valori della frequenza del battito d'ali in Hz corrispondenti alle diverse masse corporee; per 1 kg di massa si trova una frequenza di circa 4.5 Hz. Infine la fig. 2.31 mette in relazione il numero di Reynolds dell'ala con la massa del corpo degli uccelli: per 1 kg di massa si avrà un numero di Re di corda di circa $1.5 \cdot 10^5$.

Per la progettazione dello "Skybird" si avrà ragionevolmente una massa totale dell'ordine di 1 kg e si impiegheranno i dati riportati in fig. 2.32 come parametri di primo tentativo. In particolare, per quanto riguarda la superficie alare, si ipotizza una corda media $c = 0.15 \text{ m}$ ed un rapporto di allungamento (aspect ratio) $AR = b^2/S$ pari a 8 (b è l'apertura alare e S la superficie dell'ala).

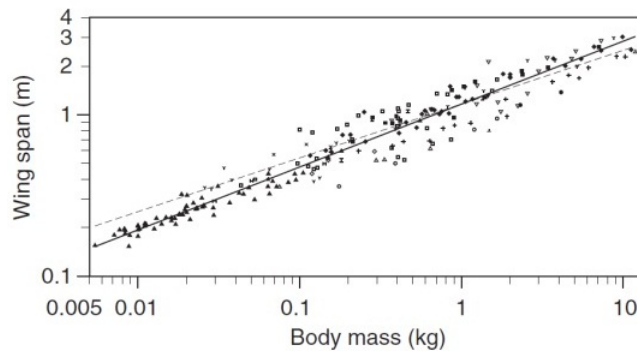


Figura 2.25: Apertura alare (*span*) dell'ala delle diverse specie di uccelli in funzione della massa del corpo.

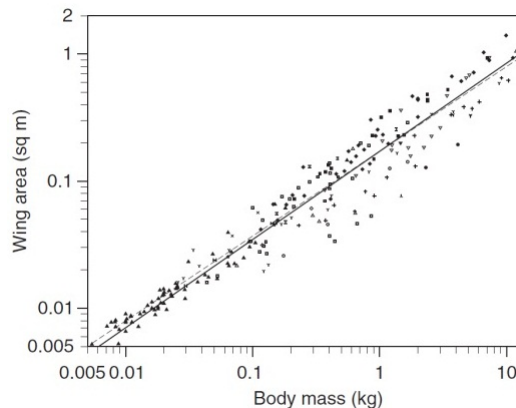


Figura 2.26: Superficie alare totale (*planform*) in funzione della massa del corpo.

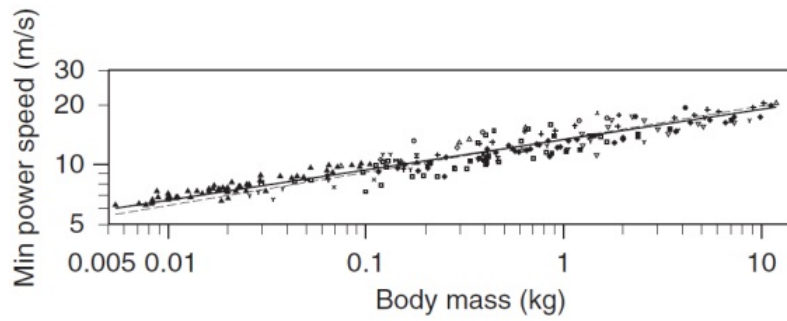


Figura 2.27: Velocità corrispondente alla minima potenza per le specie di uccelli in funzione della massa del corpo.

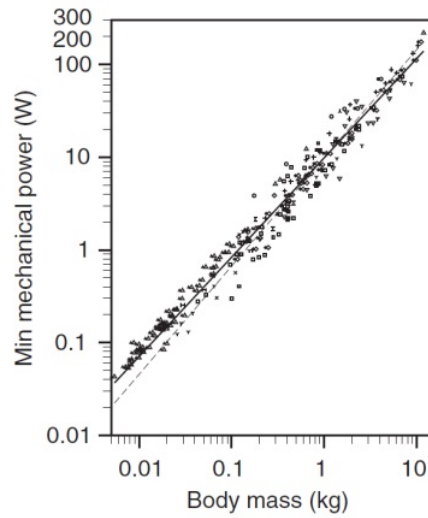


Figura 2.28: Potenza meccanica minima in funzione della massa del corpo.

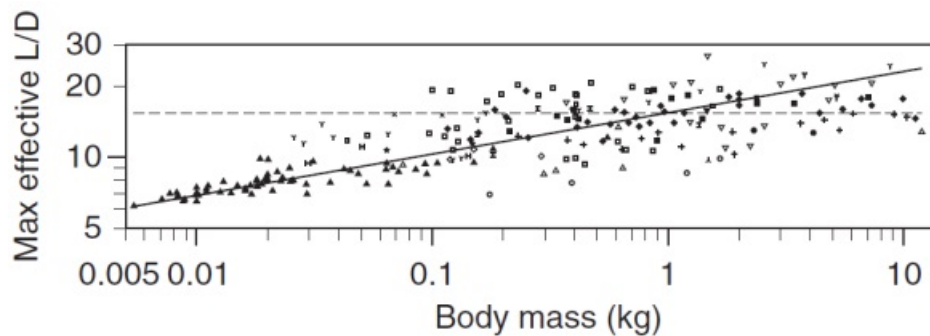


Figura 2.29: Valori di portanza/resistenza massimi in funzione della massa del corpo.

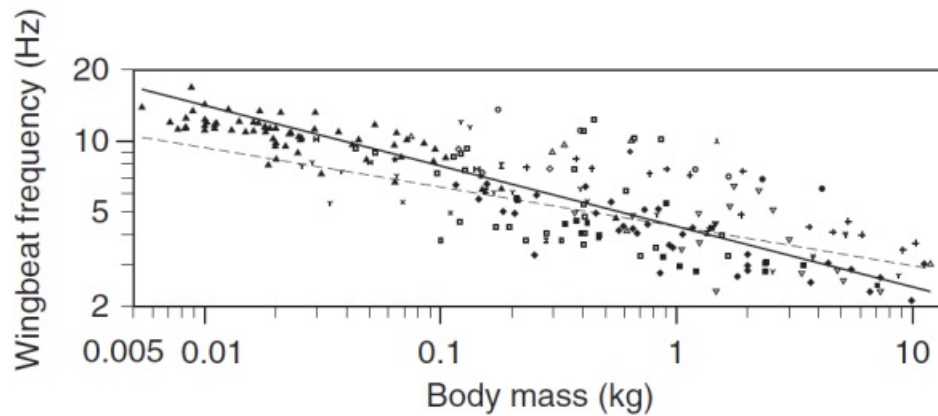


Figura 2.30: Frequenza del battito alare degli uccelli in funzione della massa del corpo.

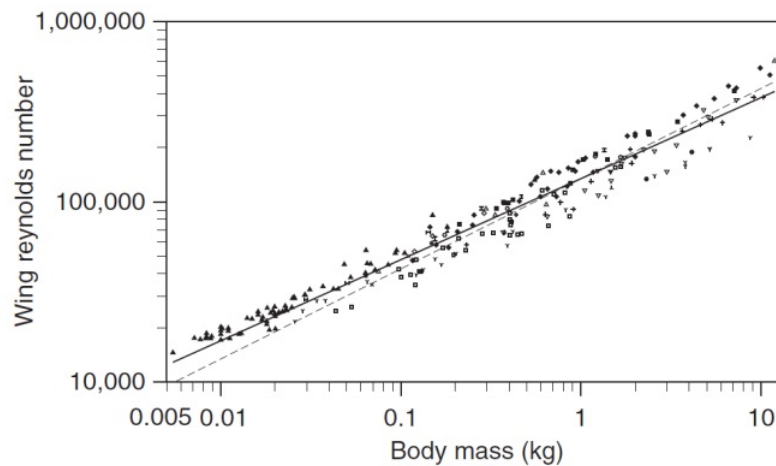


Figura 2.31: Numero di Reynolds dell'ala degli uccelli in funzione della massa del corpo.

Apertura alare b	1.2 m
Superficie alare S	0.18 m²
Massa	1 kg
Velocità di minima potenza	15 m/s
Potenza meccanica minima	10 W
Portanza su resistenza L/D	15 (circa)
Frequenza di battito f	4.5 Hz (circa)
Numero di Reynolds di corda	1.5 10⁵ (circa)

Figura 2.32: Tabella riassuntiva per la progettazione preliminare di riferimento dello “Skybird”.

Pennycuick [17] ha sviluppato un codice di calcolo di sintesi sulla base dei dati nelle figure appena presentate per trovare la potenza meccanica necessaria in funzione della velocità di volo di ornitotteri in cui l'aspect ratio AR sia usato come parametro. Vengono analizzati 2 casi con valori di apertura alare $b = 1.0 \text{ m}$ e 1.2 m (fig. 2.33 e 2.34).

Il codice di calcolo sopra citato fornisce anche l'andamento del rapporto portanza/resistenza (L/D) in funzione della velocità del volo con l'AR a parametro, per i 2 casi con apertura alare $b = 1.0 \text{ m}$ e 1.2 m (fig. 2.35 e 2.36).

Analizzando questi grafici si nota che, in tutti i casi esaminati, la velocità di minima potenza è intorno a 15 m/s , la frequenza di battito d'ali è compresa tra 4 e 8 Hz e si ha un massimo di L/D che aumenta con AR in diminuzione, per velocità di volo via via decrescenti.

W. Shyy et al. [18] hanno dimostrato sperimentalmente che la frequenza ridotta del battito vale $k = 0.16 \pm 0.06$ per uccelli di massa pari ad 1 kg , dove $0.16 \sim \omega c / 2U$ (con $\omega = 2\pi f$ si intende la velocità angolare dell'ala battente).

Considerando una corda media $c = 0.18 \text{ m}$, si ha $f \sim 0.283U$ quindi per ottenere una velocità di volo orizzontale di 15 m/s è necessaria una frequenza di battito dell'ala di circa 4.2 Hz (in accordo con la precedente previsione) e tale frequenza aumenta linearmente al crescere della velocità richiesta; per velocità molto basse la relazione sopra citata non è applicabile.

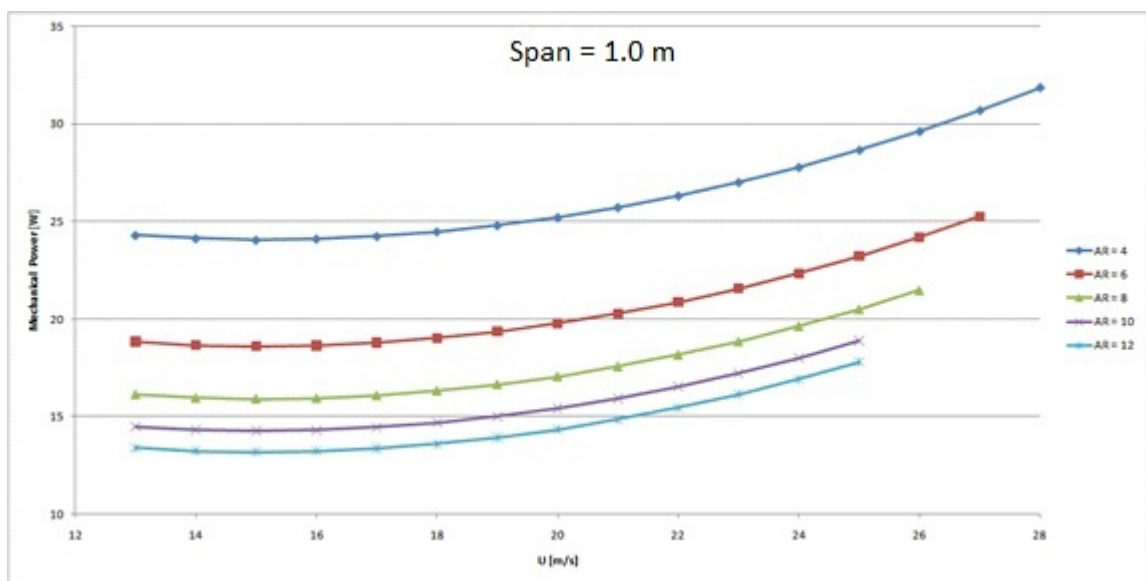


Figura 2.33: Andamento della potenza meccanica in funzione della velocità di volo per diversi valori di AR (aspect ratio) ($b = 1.0 \text{ m}$).

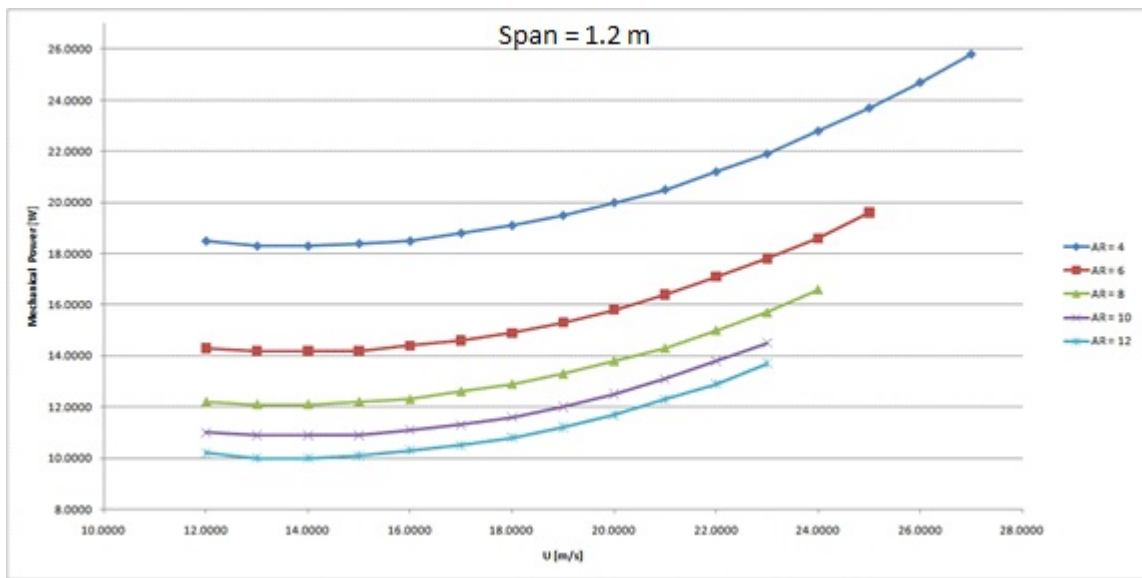


Figura 2.34: Andamento della potenza meccanica in funzione della velocità di volo per diversi valori di AR (aspect ratio) ($b = 1.2 \text{ m}$).

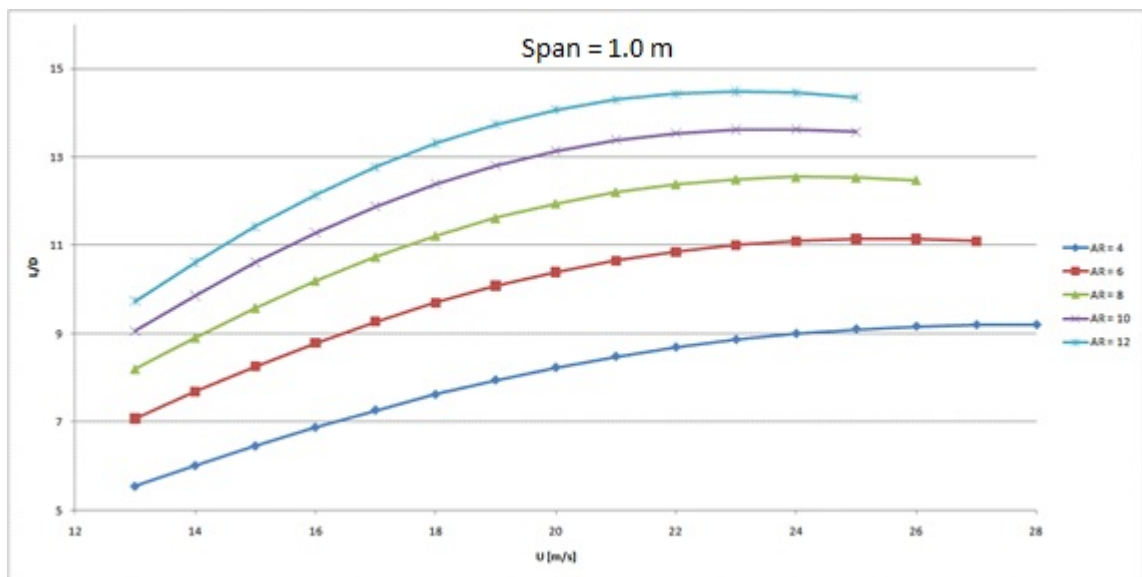


Figura 2.35: Rapporto portanza/resistenza (L/D) in funzione della velocità del volo con l'AR messo a parametro ($b = 1.0 \text{ m}$).

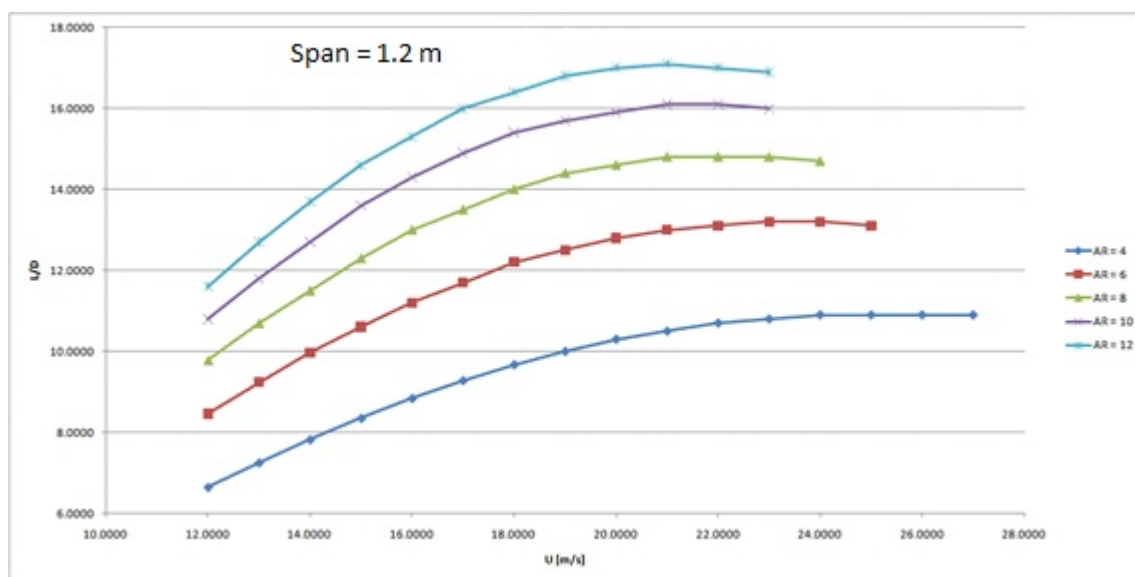


Figura 2.36: Rapporto portanza/resistenza (L/D) in funzione della velocità del volo con l'AR messo a parametro ($b = 1.2 \text{ m}$).

Nei loro studi, Shyy et al. (2008) forniscono anche il carico alare degli uccelli in funzione del loro peso. Per un uccello di massa 1 kg , il carico alare medio è circa 70 N/m^2 (con variazioni tra 20 e 200 N/m^2 a seconda della specie).

Quindi è necessaria una superficie alare di circa 0.14 m^2 per sostenere un peso di circa 10 N , con larghe variazioni possibili in un intervallo tra 0.5 e 0.05 m^2 .

È interessante avere la possibilità di *hovering* (volo stazionario) per lo “Skybird”: per uccelli ed insetti con ali caratterizzate da basso AR si ottiene l'*hovering* grazie all'alta frequenza del battito d'ala.

Al contrario, per ali con *aspect ratio* elevato, è sufficiente una frequenza più bassa.

In sintesi, la frequenza (normalizzata) varia in modo inversamente proporzionale all' AR, quindi per avere *gliding* (volo planato ad ali fisse) nello “Skybird” è importante che il rapporto di allungamento delle ali sia il più elevato possibile.

L'*hovering* è assimilabile all'oscillazione orizzontale delle ali a frequenza assegnata, le quali funzionano come un “disco azionatore” che spinge il fluido verso il basso.

Tramite un bilancio di quantità di moto (valido anche per un elicottero) si ottiene la potenza necessaria: $P = [2k^2(mg)^3 / \pi B^2 \rho]^{1/2}$, dove k è un fattore di correzione adimensionale (di

ordine 1).

Per lo “Skybird” si trova una potenza necessaria $P > 22 W$, a cui corrisponde una frequenza di battito molto alta e difficilmente realizzabile. Ad esempio il colibrì, che è in grado di ottenere l'*hovering*, necessita di una frequenza di battito di circa $70 Hz$; tuttavia per sistemi di massa maggiore, quali lo “Skybird”, sono necessarie frequenze maggiori, difficilmente realizzabili viste le dimensioni e le inerzie in gioco.

Probabilmente per lo “Skybird” è possibile ottenere *gliding*, a basse velocità dell'ordine dei $5 m/s$.

A questo punto si devono considerare i precedenti calcoli del caso ad ala fissa e adeguarli al caso ad ala battente: per evitare frequenze di battito troppo alte, è necessario avere un *aspect ratio* AR elevato.

Perciò si può realizzare un sistema in cui la corda di radice (*root chord*), cioè quella attaccata alla fusoliera, sia corta e caratterizzata da valori progressivamente maggiori e poi nuovamente minori avvicinandosi alla punta (*tip*) dell'ala.

La grossa difficoltà rimane quella di coniugare il requisito di alta durata di volo (circa $40'$) con la necessità di avere basse velocità di volo e/o realizzare *hovering*.

In conclusione, il progetto preliminare dello “Skybird” prevede le seguenti caratteristiche di massima: *span* di circa $1 m$, superficie alare dell'ordine di $0.2 m^2$, ali rastremate con corda che aumenta da $15 cm$ fino ad un massimo di $25 cm$, potenza meccanica necessaria di almeno $15 watt$ e cinematica da ottimizzare.

Per testare la fattibilità del progetto, “Selex Galileo MUAS” realizzerà un prototipo in scala utilizzando materiali disponibili.

Capitolo 3

Creazione geometria

3.1 Ala del gabbiano

Innanzitutto si deve procedere con la creazione della geometria alare del velivolo “Skybird”. Prima verrà generata l’ala del gabbiano, in seguito quella del gufo.

Utilizzando le precedenti relazioni 2.1, 2.2, 2.3 (con i relativi coefficienti in tab. 2.1 e 2.2) e digitalizzando i grafici visti in precedenza (fig. 2.7, 2.9, 2.10, 2.11, 2.12 e 2.13) tramite un software chiamato “Graphclick” [19], si può generare il modello solido dell’ala 3D con “Solidworks Premium 2011” [20]. “GraphClick” è un’applicazione che consente di elaborare un’immagine ripresa con lo scanner o da file e ricostruire/modificare i dati di un grafico. Il programma è in grado di riconoscere vari tipi di grafici (istogrammi, a linee, a torta, a barre, aree, ecc.), individua automaticamente curve, simboli e il perimetro nel quale sono rappresentate le figure. Il software legge vari formati di files (PDF, JPEG, GIF, TIFF, Photoshop, ecc.) e può anche riconoscere frame da filmati “QuickTime”. Non mancano strumenti per modificare e migliorare le immagini (individuazione automatica degli angoli, modifica del contrasto, ecc.). E’ anche possibile modificare e scalare in modo arbitrario il sistema di assi, le ascisse e le ordinate del piano cartesiano, cambiare a piacimento l’origine del sistema delle coordinate, aggiungere nuovi punti ed esportare i dati in files di testo “.txt” da importare successivamente in “Microsoft Excel 2010” [21] ed in “Solidworks Premium 2011”.

Per la geometria alare si assegna un sistema di riferimento xyz con l’asse x in direzione della corda, l’asse y in direzione perpendicolare al piano della superficie alare ed l’asse z lungo l’apertura alare. Il modello solido parametrico 3D viene costruito partendo dalla sezione del profilo alla radice dell’ala (quella attaccata al corpo dell’uccello) ed, in seguito, vengono create ulteriori sezioni a diverse coordinate lungo l’apertura alare z (per valori $2z/b =$

0.31;0.32;0.61;0.73;0.86;0.96), dopo averle opportunamente scalate, seguendo quindi i diagrammi di distribuzione della corda in funzione della coordinata lungo l'apertura alare. Successivamente vengono create delle curve (*splines*) che ricalcano la superficie planare dell'ala del gabbiano, ricavate dal grafico digitalizzato (fig. 2.10).

A questo punto, dopo aver ottenuto i profili alari (formati da curve splines chiuse, come si vede in fig. 3.1), essi vengono uniti tramite la funzione di Solidworks "Estrusione base con loft". Questa modalità di estrusione permette di generare un volume solido congiungendo le varie sezioni con superfici guidate dalle linee splines generanti la forma planare dell'ala; perciò le splines di guida aiutano a controllare i profili intermedi che vengono creati tra la sezione di radice e quelle successive, fino ad arrivare al profilo prossimo alla punta (corrispondente alla coordinata lungo l'apertura $2z/b = 0.96$).

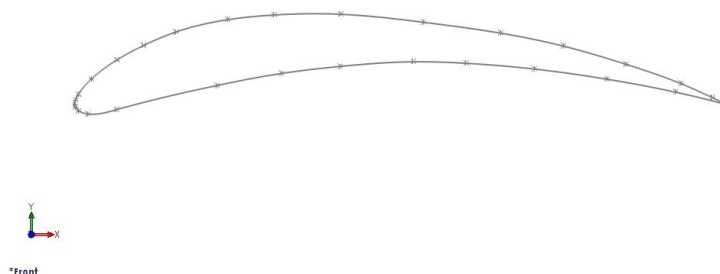


Figura 3.1: Sezione dell'ala del gabbiano alla radice ($2z/b = 0$).

Tramite la funzione di Solidworks "Flesso - piegatura" si può imporre un angolo di diedro all'ala e si sceglie un valore di 8 gradi tra le due sezioni di "trim" a monte e a valle della zona che subirà flessione, attraverso le quali avviene dunque la "deformazione plastica" (fig. 3.2).

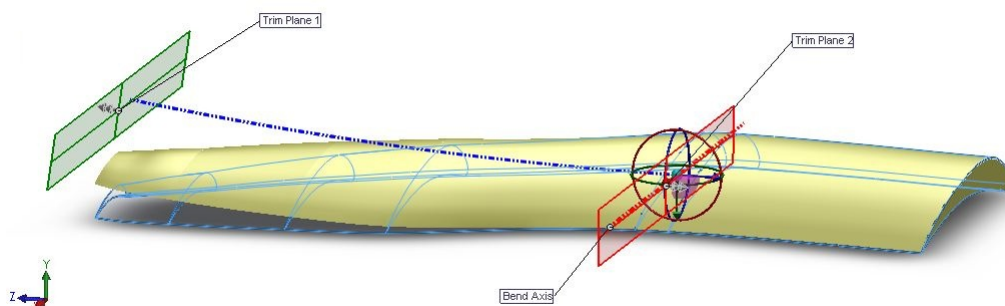


Figura 3.2: Applicazione dell'angolo di diedro (8 gradi) attraverso la funzione "Flesso - piegatura" tra le due sezioni di "trim".

Dopo aver introdotto l'angolo di diedro, si utilizza la funzione "Scala" per adeguare le coordinate normalizzate, ricavate dai grafici sopra citati, alle dimensioni di corda di radice e di apertura alare volute.

Si ottiene perciò il modello solido 3D parametrico di un'ala di gabbiano senza punta ("tip") e senza angoli di svergolamento ("twist") imposti nel profilo (fig. 3.3).

Si memorizzerà il file con estensione ".sldprt", cioè come disegno di parte, ed una copia con estensione ".step" da utilizzare per successive simulazioni fluidodinamiche in "Ansys Fluent R14".

Riassumendo, verranno scelte le seguenti caratteristiche geometriche:

corda del profilo alla radice c	0.2 m
semi-apertura alare $b/2$	0.5 m
angolo di diedro	8°
fattore di scala complessivo rispetto alla corda unitaria	0.2
superficie alare	0.08643 m^2

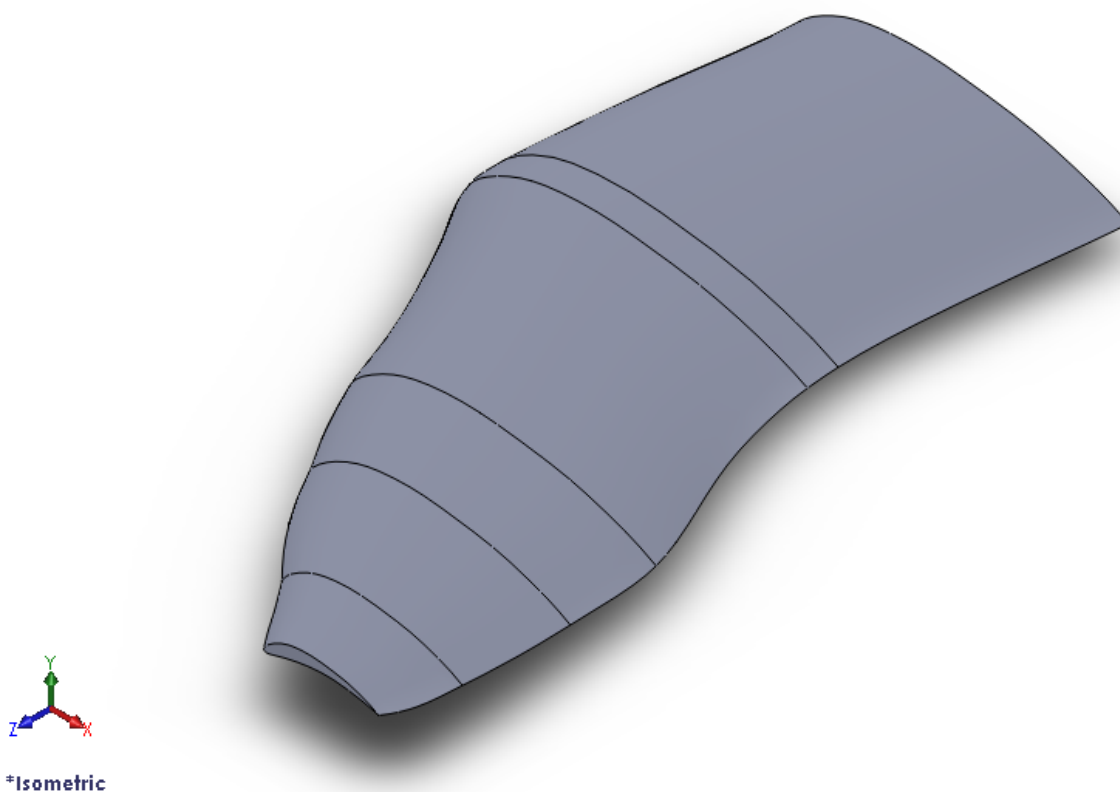


Figura 3.3: Vista isometrica dell'ala di gabbiano senza punta e senza svergolamento.

Questa è la prima geometria alare generata; volendo ottimizzare tale geometria, il secondo passo sarà creare la punta dell'ala, la cui funzione è quella di diminuire l'intensità dei vortici di estremità ed avere minore resistenza indotta. Infatti quest'ultima tiene conto degli effetti tri-dimensionali delle estremità alari: il fluido attorno al profilo si muove per natura da zone a pressione più alta verso zone a pressione più bassa, in questo caso tenderà a muoversi dal ventre al dorso, aggirando non solo il bordo d'attacco e quello d'uscita, ma anche l'estremità dell'ala generando un flusso d'aria nel senso longitudinale.

Questo flusso causa la cosiddetta resistenza indotta, dovuta alla presenza di un *downwash*, genera dei vortici d'estremità che aumentano l'energia di perturbazione del flusso. Questo effetto è tanto minore quanto più l'ala è allungata, perché l'intensità dei vortici generati è pari alla variazione di portanza calcolata lungo l'asse dell'ala. Se dunque si costruisce un'ala particolarmente allungata (lunga e stretta) essa avrà una distribuzione di portanza che varia gradatamente dall'estremità alla radice e genererà dei vortici di piccola intensità.

Le alette d'estremità ("winglets"), utilizzate in alcuni aeroplani di linea, possono sfruttare questo effetto (e cioè il flusso longitudinale) per generare della portanza e in questa maniera diminuire la resistenza totale dell'ala, che è la somma della resistenza indotta e della resistenza del profilo (fig. 3.4).

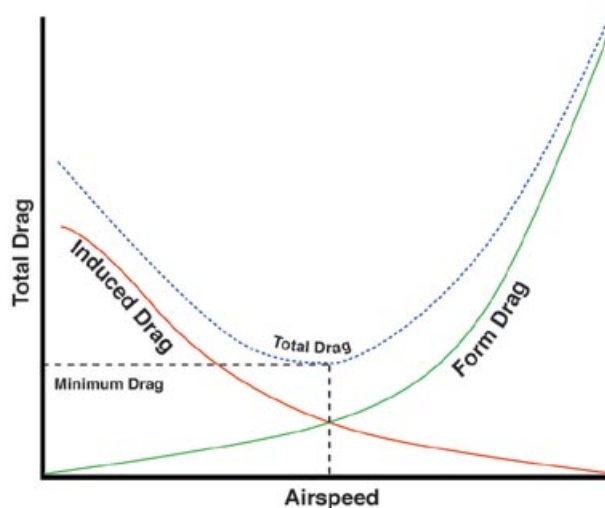


Figura 3.4: *Sketch* della resistenza di un'ala in funzione della velocità del flusso.

Per la stessa ragione verrà creata una nuova geometria alare che comprende anche la punta dell'ala, ottenuta tramite quattro estrusioni base con *loft* che seguono le linee guida della forma planare dell'ala (fig. 3.5).

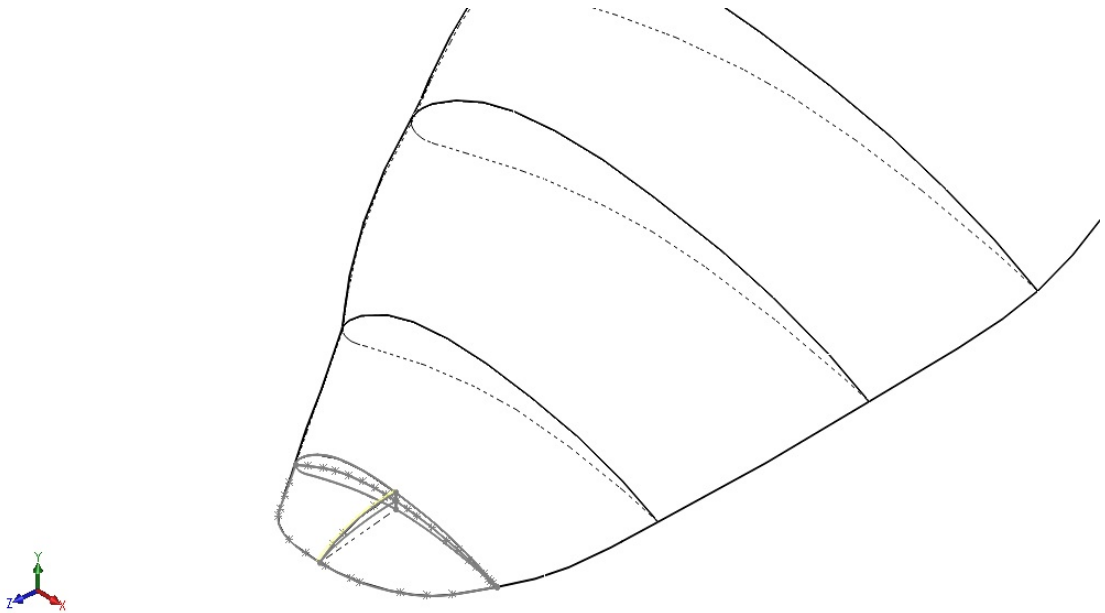


Figura 3.5: Punta dell'ala di gabbiano: *splines* chiuse e linee guida (necessarie per l'estrusione con *loft*) messe in evidenza.

La nuova geometria alare, dotata di "tip", è mostrata in fig. 3.6.

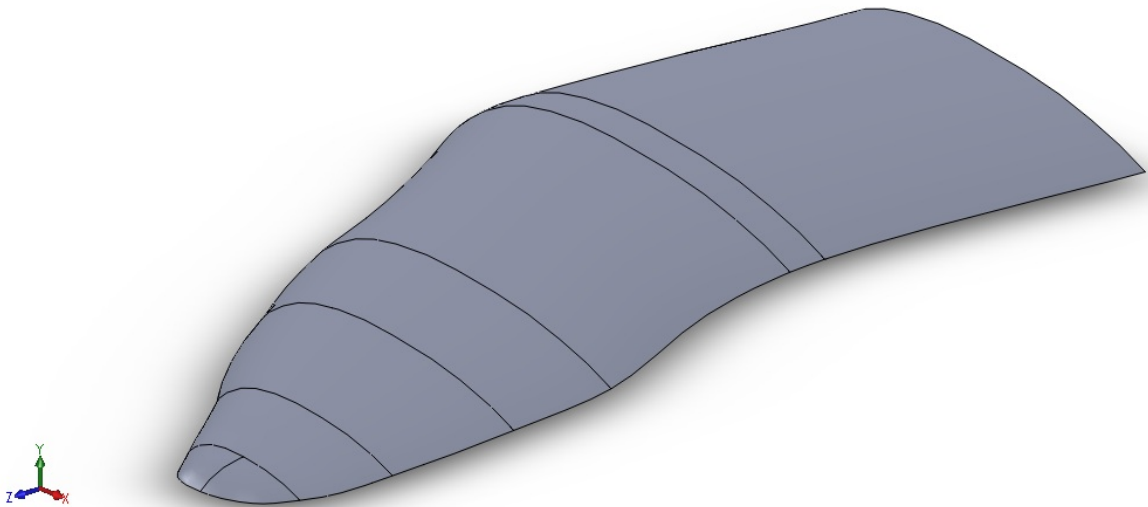


Figura 3.6: Vista dell'ala del gabbiano con l'estremità dell'ala (*tip*) e senza svergolamento.

Volendo migliorare ulteriormente la geometria alare per renderla più simile all'ala reale del gabbiano, si introduce una distribuzione di angolo di svergolamento in funzione della coordinata lungo l'apertura alare z (fig. 3.7). Per imporre tale distribuzione si fa riferimento al grafico di fig. 2.12.

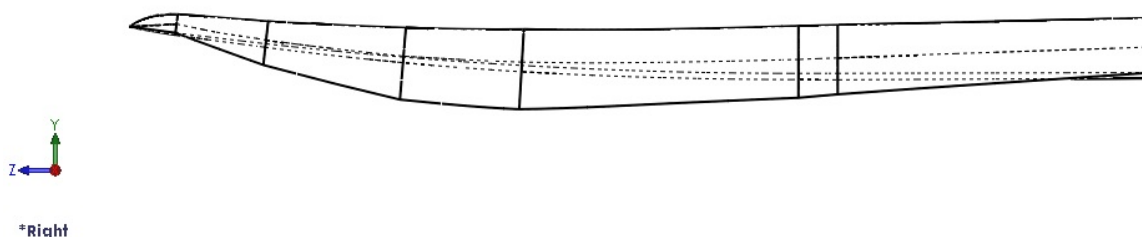


Figura 3.7: Vista dell'ala del gabbiano con svergolamento messo in evidenza.

In particolare si assegnano i seguenti valori di angoli di svergolamento per diverse sezioni lungo l'apertura alare:

	coordinata lungo z normalizzata	gradi di rotazione della sezione
1a sezione	0.307	3°
2a sezione	0.325	3.5°
3a sezione	0.614	7°
4a sezione	0.730	8°
5a sezione	0.862	5.8°
6a sezione	0.963	1°

Per ottenere lo svergolamento, si ruotano le sezioni sopra indicate dell'angolo voluto mantenendo fisso il bordo di attacco; tali angoli hanno segno positivo in quanto l'ala ruota contro il flusso in arrivo.

Nelle fig. 3.8, 3.9, 3.10 e 3.11 è mostrato il risultato di questa operazione, cioè il modello solido dell'ala del gabbiano dotata di punta e svergolamento naturale.

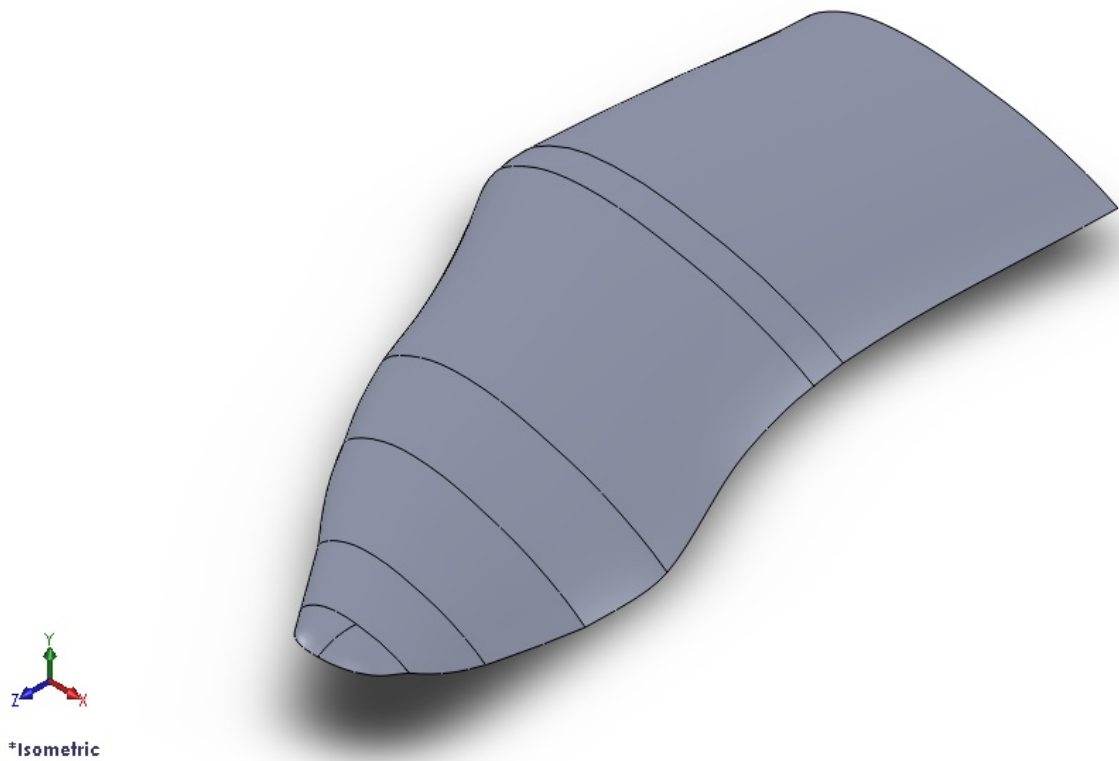


Figura 3.8: Vista isometrica dell'ala di gabbiano con "tip" e svergolamento.

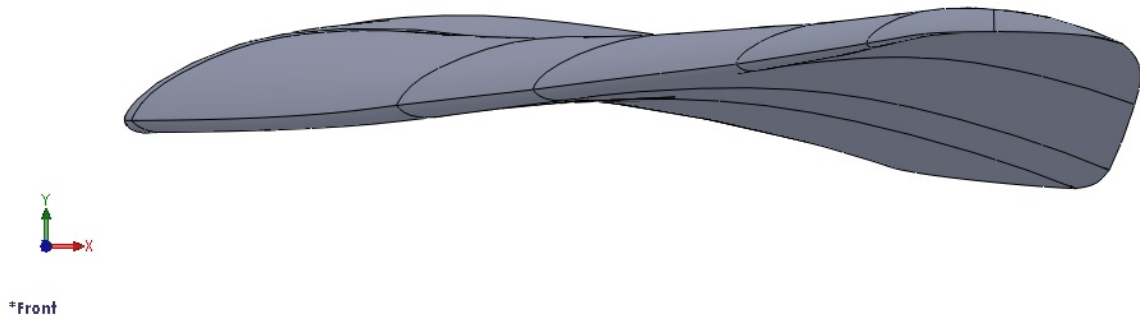


Figura 3.9: Vista dell'ala dal piano frontale.

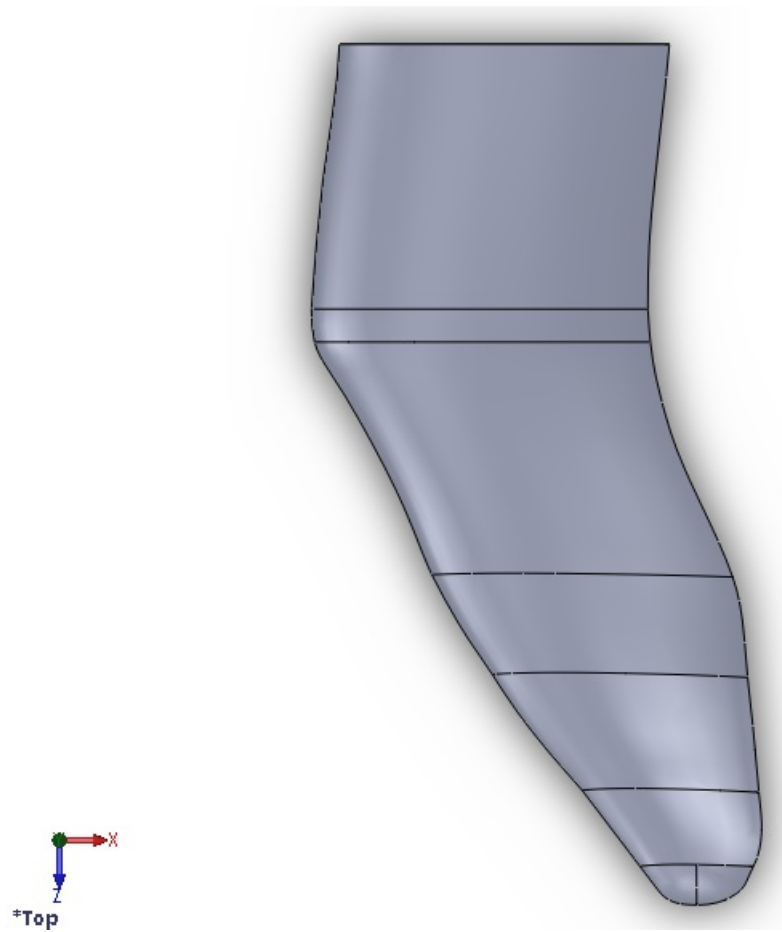


Figura 3.10: Vista della forma planare dell'ala di gabbiano.

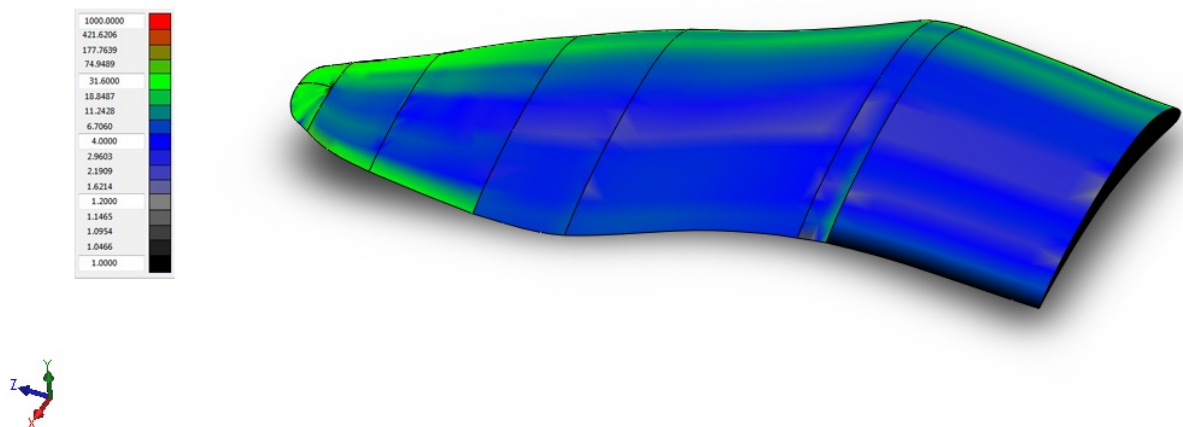


Figura 3.11: Vista dell'ala di gabbiano con curvatura delle superfici messa in evidenza (le dimensioni della scala di colori sono in m^{-1}).

Si riportano in tabella le caratteristiche geometriche della suddetta ala di gabbiano:

corda del profilo alla radice c	0.2 m
semi-apertura alare $b/2$	0.52 m
angolo di diedro	8°
superficie alare S	0.08764 m ²
rapporto di allungamento (“aspect ratio”) = $(b/2)^2 / S$	~ 3

Quest’ultima geometria alare garantisce un miglioramento della stabilità aerodinamica grazie all’angolo di diedro; sono state create due “semiali” (fig. 3.2): la prima, compresa tra il profilo di radice e il “piano di trim 2”, con angolo di diedro pari a 0, e la seconda, delimitata dai due “piani di trim”, con angolo di diedro positivo pari a 8 gradi.

Un angolo di diedro positivo fornisce una stabilità laterale aerodinamica al rollio, intesa nel senso di tendenza al mantenimento delle semiali livellate.

In caso di rollio, infatti, la risultante della forza aerodinamica della semiala che si abbassa ha una componente verso l’alto maggiore rispetto alla semiala opposta, la cui risultante è maggiormente inclinata a causa dell’angolo di diedro; questo crea un momento di rollio che tende a riportare le semiali livellate, opponendosi alla perturbazione iniziale.

Nella realtà l’effetto dell’angolo di diedro sulla stabilità è molto più complesso, perché risulta dall’accoppiamento dei due moti di rollio e imbardata [22].

Invece un angolo di diedro negativo avrebbe ovviamente l’effetto opposto, aumentando l’agilità al rollio dello “Skybird”, ma rendendolo più instabile.

Sulla geometria alare sopra citata è stata introdotta anche una legge di angolo di svergolamento positivo in funzione dell’apertura alare: quest’ultima è necessaria per avere una redistribuzione di portanza lungo la coordinata z , in modo che la portanza aumenti maggiormente nella zona vicino all’estremità dell’ala ottenendo inoltre la riduzione della resistenza indotta dalla portanza causata dai vortici di estremità dell’ala.

E’ possibile quindi incrementare il rapporto portanza/resistenza migliorando l’efficienza aerodinamica; questo angolo di svergolamento è chiamato anche “wash-in” ed ha lo stesso effetto aerodinamico delle alette di estremità (*winglets*).

3.2 Ala Selig S1223

3.2.1 Ala senza svergolamento

Si vuole ora abbinare alla fusoliera sopra citata una geometria alare a bassa resistenza aerodinamica ed alta portanza, per numeri di Reynolds tipici del volo degli uccelli.

Volendo utilizzare una tipologia di profilo industrialmente noto e tabulato in letteratura, si sceglie un profilo sottile ad alta curvatura di tipo Selig S1223; è adatto per applicazioni che necessitano di alta portanza a bassi numeri di Reynolds, peraltro molto simile a quello dell'ala di un gabbiano.

Questo profilo è molto utilizzato per ali di UAV e MAV, per i quali il numero di Re varia tra 10^5 e 10^6 durante il volo.

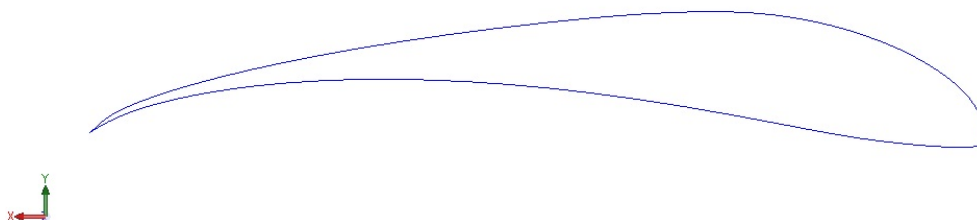


Figura 3.12: Profilo SeligS1223.

Per creare il modello solido 3D, si generano sezioni di profili alari a diverse coordinate lungo l'apertura alare, scalate opportunamente, e si uniscono tramite la funzione “Estrusione base con *loft*”, dopo aver scelto la superficie alare in pianta (*planform*) come linea guida di riferimento.

Rispetto all'ala reale del gabbiano, il profilo dell'ala in pianta è semplificato per venire incontro alle esigenze costruttive dal punto di vista ingegneristico/industriale.

In altre parole si attua una parametrizzazione dell'ala estratta dalla forma biomimetica originale. Volendo progettare un'ala “flessibile”, cioè con giunzione snodata nel punto centrale dell'ala, si disegna una forma in pianta tale che nella semi-ala interna sia massimizzata la portanza, e nella semi-ala esterna venga incrementata la spinta generata dal movimento di *flapping* dell'ala.

Nelle seguenti fig. 3.13 e 3.14 sono visibili la forma dell'ala Selig parametrizzata in pianta ed una vista isometrica della stessa.

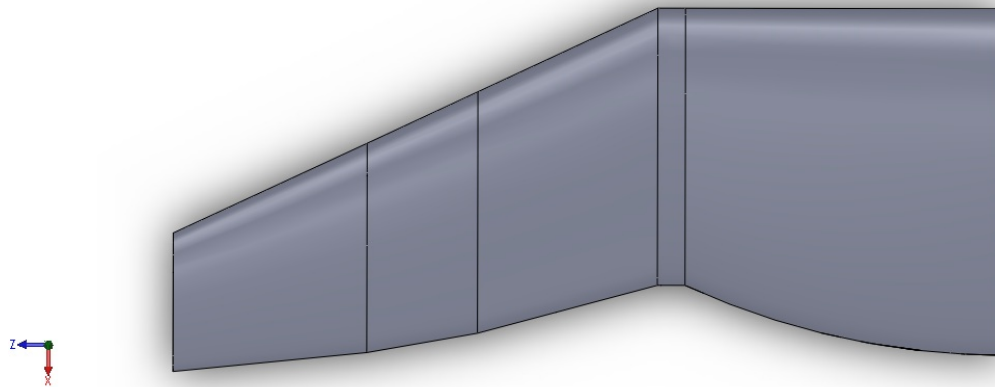


Figura 3.13: Vista in pianta dell'ala.

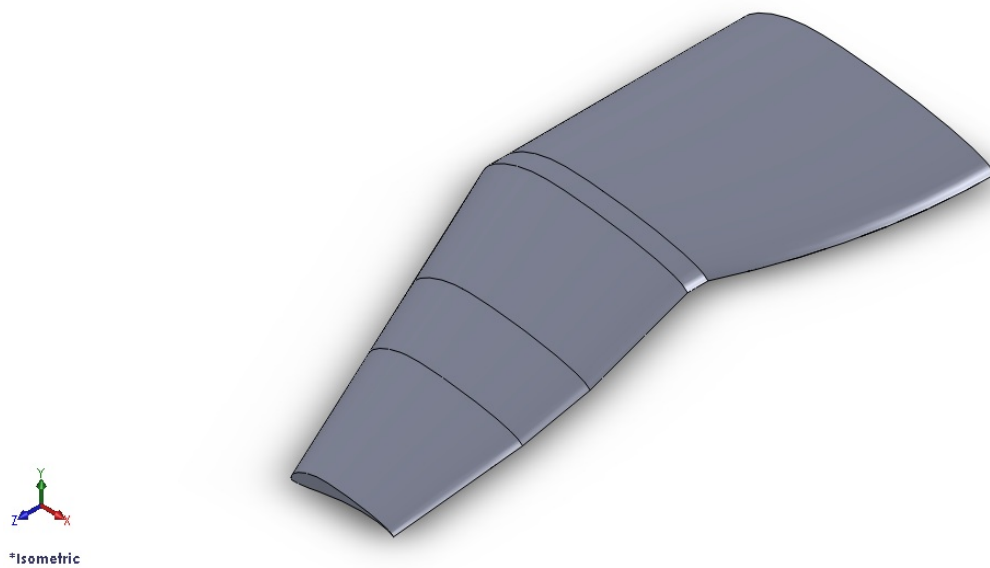


Figura 3.14: Vista isometrica dell'ala.

Le caratteristiche geometriche sono riportate nella tabella qui sotto:

corda del profilo alla radice	0.25 m
semi-apertura alare b/2	0.60 m
superficie alare	0.11273 m ²

3.2.2 Ala svergolata

Per creare l'ala Selig dotata di *twist* naturale si introduce una legge di svergolamento in funzione dell'apertura alare ruotando verso il basso ciascuna sezione dell'ala attorno al bordo di attacco. Si utilizzano i seguenti angoli positivi applicati alle 6 sezioni, partendo dalla radice dell'ala: 0° , $+3^\circ$, $+3^\circ$, $+7^\circ$, $+8^\circ$, 0° (fig. 3.15).

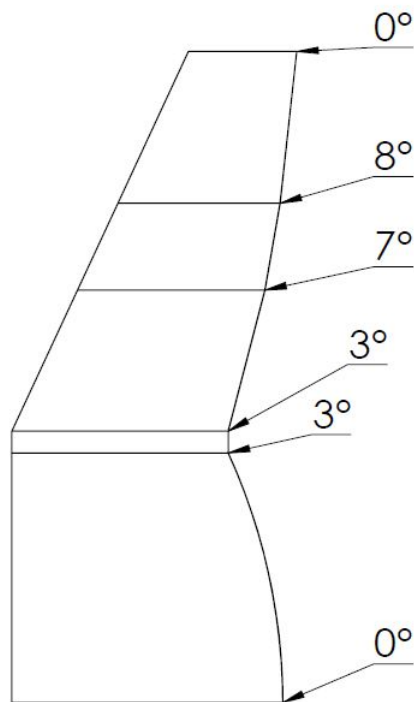


Figura 3.15: Vista in pianta dell'ala Selig S1223 con *twist*.



Figura 3.16: Vista frontale dell'ala Selig S1223 con *twist*.



Figura 3.17: Vista laterale dell'ala Selig S1223 con *twist*.

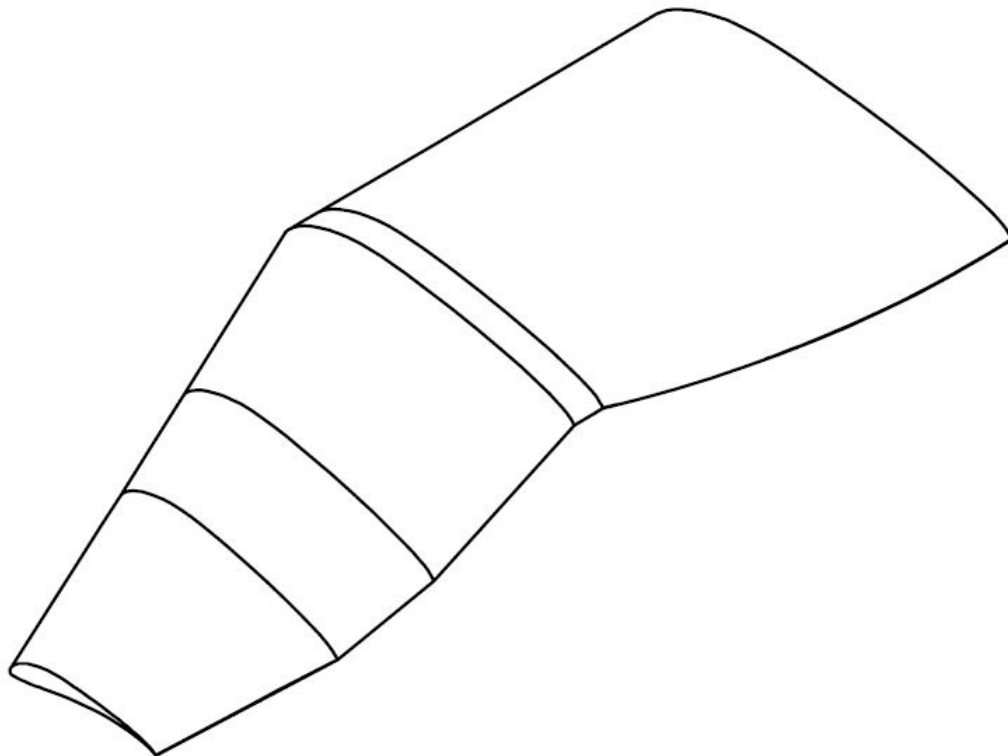


Figura 3.18: Vista isometrica dell'ala Selig S1223 con *twist*.

Le caratteristiche geometriche di corda, semi-apertura alare e superficie sono le stesse dell'ala Selig non svergolata (cf. sezione 3.2.1).

A questo punto verrà illustrata la procedura per la creazione della geometria alare del gufo, avente caratteristiche aerodinamiche particolari che saranno confrontate in seguito con quelle del gabbiano, come già detto nella sezione 2.4.

3.3 Ala del gufo

Per modellizzare la geometria dell'ala del gufo si devono considerare le formule 2.1, 2.2 e 2.3 con i relativi coefficienti in tab. 2.1 e 2.2; inoltre si digitalizzano con il software "Graphclick" le fig. 2.15, 2.16, 2.17, 2.18 e 2.13.

Si costruisce il modello solido parametrico 3D partendo dalla sezione del profilo alla radice dell'ala (quella attaccata alla fusoliera), ed in seguito creando ulteriori sezioni a diverse coordinate lungo l'apertura alare z (cioè per valori $2z/b = (0.15, 0.45, 0.59, 0.81, 0.94)$), le quali, dopo averle opportunamente scalate, seguono i diagrammi di distribuzione della corda in funzione della coordinata lungo l'apertura alare.

In seguito vengono disegnate delle *splines* che ricalcano la superficie planare dell'ala del gufo, ricavate dal grafico digitalizzato di fig. 2.17.

Per l'ala del gufo non si impongono rotazioni alle sezioni di profilo in quanto la distribuzione dell'angolo di svergolamento è molto bassa lungo la coordinata dell'apertura alare ed è quindi possibile trascurarla. Dopo aver ottenuto i profili alari (formati da linee *splines* chiuse, generate tramite funzioni interpolanti di minima curvatura media come si vede in fig. 3.19), questi vengono uniti tramite la funzione di Solidworks "Estrusione base con *loft*".

Questa modalità di estrusione permette di creare un volume solido congiungendo le varie sezioni con superfici guidate dalle linee *splines* generanti la forma planare dell'ala; perciò le *splines* di guida aiutano a controllare i profili intermedi che vengono realizzati tra la sezione di radice e quelle successive, fino ad arrivare al profilo prossimo alla punta (corrispondente alla coordinata lungo l'apertura $2z/b = 0.94$).

Per la costruzione della punta dell'ala si utilizzano quattro estrusioni base con *loft* che seguono le linee guida della forma in piano dell'ala; il "tip" dell'ala è utile per ridurre l'intensità dei vortici di estremità (di cui uno *sketch* è riportato in fig. 3.20) e, in conseguenza, la resistenza indotta dalla portanza, come già evidenziato per il caso dell'ala del gabbiano.

Tramite la funzione di Solidworks "Flesso - piegatura" si può imporre un angolo di diedro all'ala e si sceglie un valore di 7 gradi tra le due sezioni di "trim" a monte e a valle della zona che subirà flessione, attraverso le quali avviene dunque la "deformazione plastica" (fig. 3.21).

Questo angolo di diedro, come già spiegato nella sottosezione 3.1, è necessario per migliorare la stabilità aerodinamica al rollio.

Dopo aver utilizzato questa funzione, si mette in scala del profilo alare per adeguare le coordinate normalizzate, tratte dai grafici discussi in sezione 2.3, alle dimensioni di corda di radice e di apertura alare volute.

In particolare si scelgono dimensioni geometriche tali da avere la stessa superficie alare del gabbiano, per poi poter effettuare un confronto aerodinamico efficace tra le 2 geometrie.

Si ottiene un modello 3D parametrico di un'ala del gufo con punta arrotondata e senza angoli di svergolamento imposti nel profilo (fig. 3.24). Il file viene memorizzato con estensione “.sldprt”, cioè come disegno di parte, ed una copia di questo con estensione “.step” (“Standard for the Exchange of Product Data”, cioè un formato di file interscambiabile standardizzato ISO) da utilizzare nelle successive simulazioni aerodinamiche in “Ansys Fluent R14”.

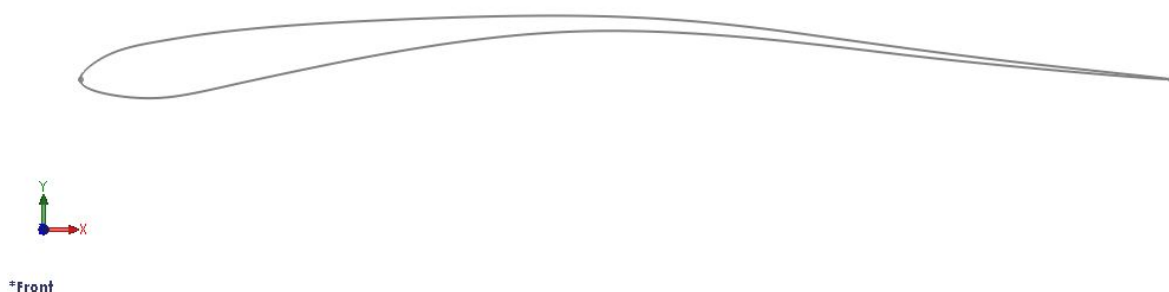


Figura 3.19: Sezione dell'ala del gufo alla radice ($2z/b = 0$).

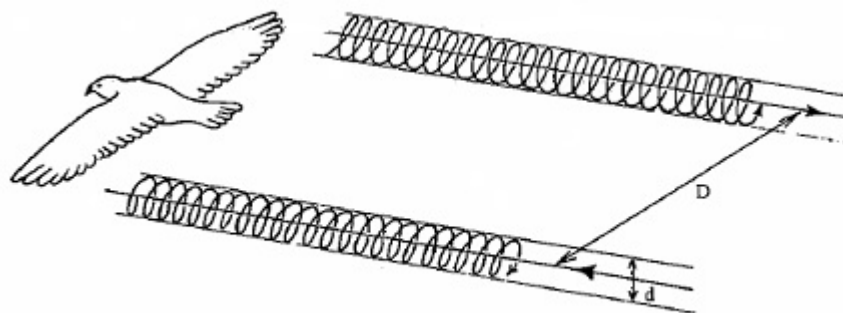


Figura 3.20: Vortici di estremità alare.

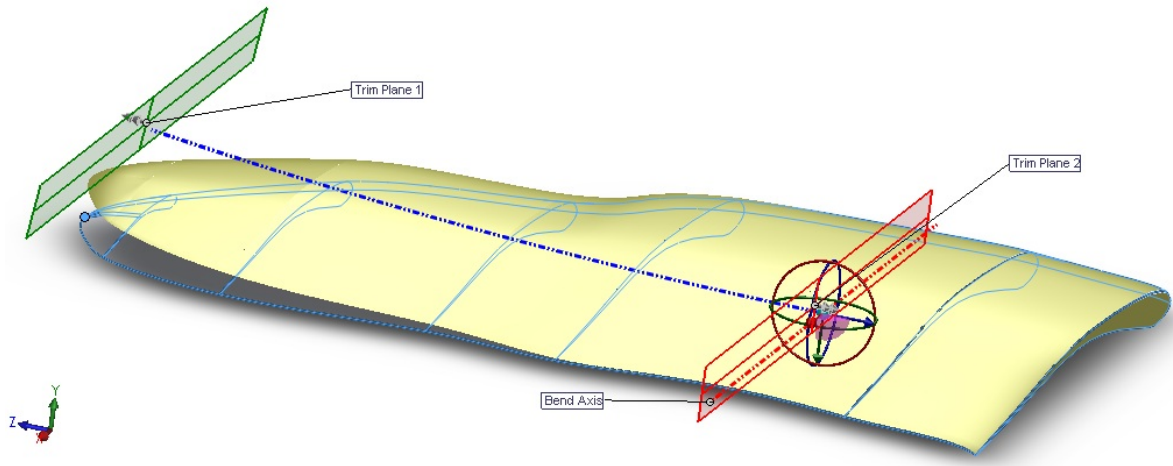


Figura 3.21: Vista dell'angolo di dietro (7 gradi) attraverso la funzione "Flesso - piegatura" tra le due sezioni di "trim".

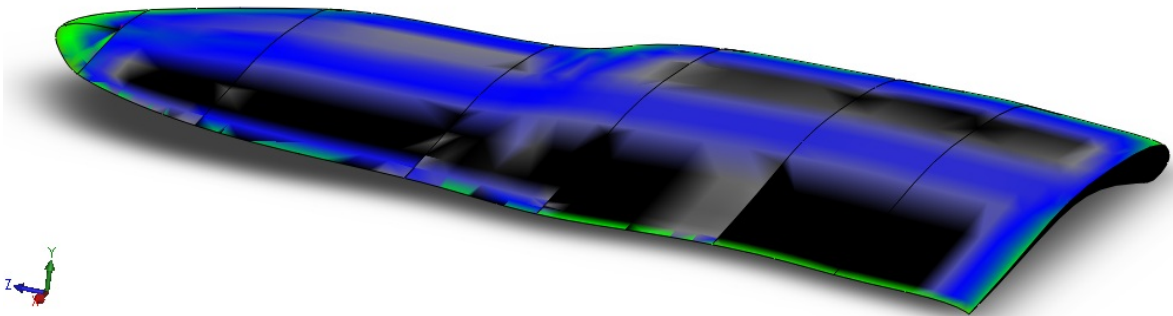


Figura 3.22: Vista dell'ala del gufo con curvatura delle superfici messa in evidenza (scala di colore in dimensione pari a m^{-1}).



Figura 3.23: Vista dell'ala dal piano frontale.

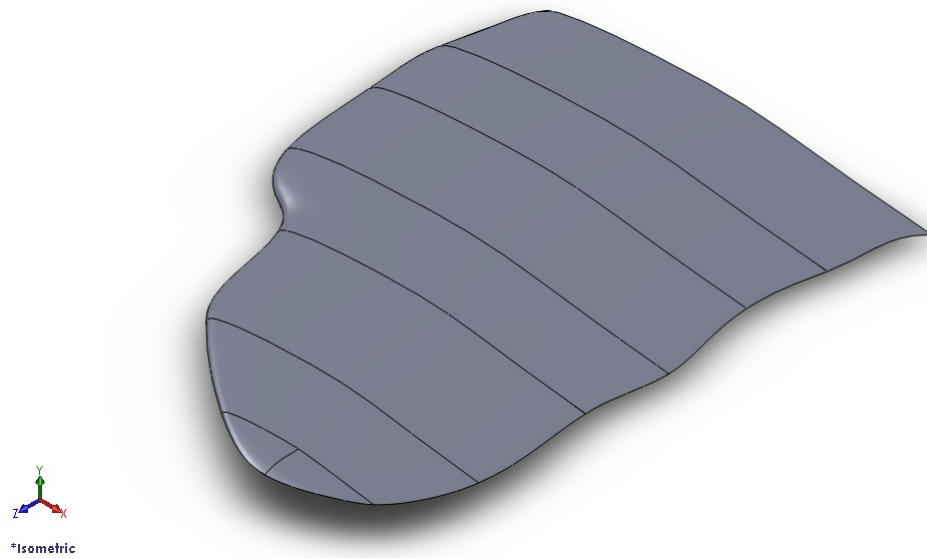


Figura 3.24: Vista isometrica dell'ala del gufo completa.

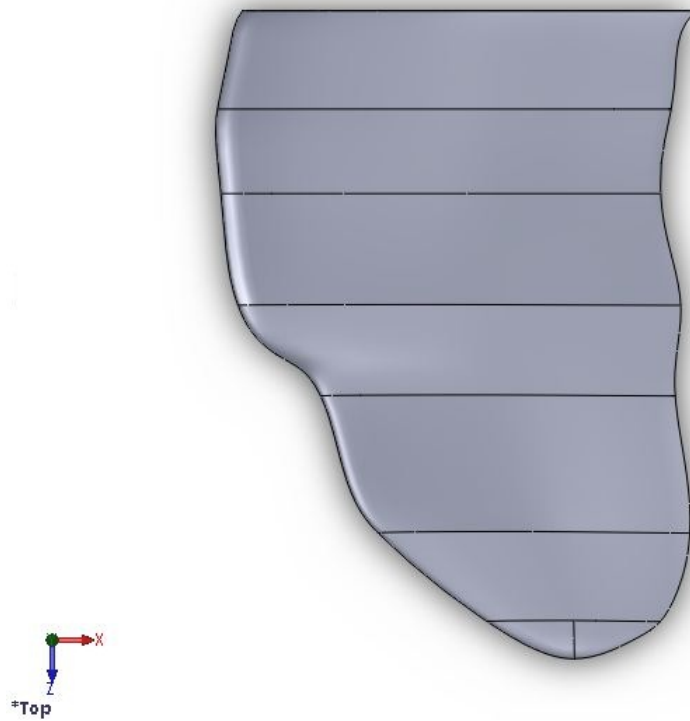


Figura 3.25: Vista della forma planare dell'ala del gufo.

Volendo confrontare aerodinamicamente l'ala del gabbiano e quella del gufo, si parte dal presupposto che l'ala del gufo abbia la stessa superficie alare del gabbiano; pertanto nella seguente tabella si riportano le caratteristiche geometriche dell'ala appena creata:

corda del profilo alla radice c	0.274 m
semi-apertura alare $b/2$	0.391 m
angolo di diedro	7°
superficie alare S	0.08763 m ²
rapporto di allungamento (“aspect ratio”) = $(b/2)^2/S$	~ 1.74

La geometria alare del gufo risulta molto particolare; infatti la sua forma planare è all'incirca ellittica e caratterizzata da una superficie maggiore rispetto ad uccelli di dimensioni simili (ad esempio il piccione) [23]. Nella “semi-ala” interna lo spessore è concentrato vicino al bordo di attacco ($x/c = 0.25$); a valle del punto di massimo spessore l'ala si assottiglia drasticamente arrivando al bordo di uscita con un profilo sottilissimo.

La linea di curvatura è simmetrica e la posizione del punto di curvatura massima è collocato approssimativamente alla coordinata lungo la corda di valore $x/c = 0.5$. La “semi-ala” esterna assomiglia ad una lastra piana, essendo costituita da un solo strato di piume con piccole sovrapposizioni e quasi nessuna curvatura.

A questo punto, dopo aver ottenuto le 2 geometrie alari del gabbiano e del gufo, si utilizzerà “Ansys R14” per effettuare le simulazioni numeriche CFD. Tale codice di calcolo si basa sul metodo dei volumi finiti per integrare le equazioni differenziali alle derivate parziali di Navier Stokes; queste equazioni (PDE), descrittive i fenomeni fluidodinamici, sono usualmente risolte con tecniche numeriche a causa della loro non linearità che rende di fatto impossibile l'integrazione analitica. La discretizzazione a volumi finiti delle PDE, coinvolgendo la forma integrale delle equazioni differenziali, ha il vantaggio di soddisfare automaticamente le leggi di conservazione della massa e della quantità di moto, a differenza di altri metodi non conservativi (ad esempio il metodo alle differenze finite). In base a questo metodo, l'interno del dominio fluido considerato viene suddiviso in tanti volumi elementari adiacenti nei quali le equazioni vengono integrate dopo aver imposto le condizioni al contorno. Allo scopo di ottenere risultati numerici corretti, è di fondamentale importanza la procedura di discretizzazione del dominio tramite griglie (“mesh”); si deve infatti ridurre al minimo l'approssimazione numerica dovuta al fatto che i volumi, per quanto piccoli, sono di dimensione finita e non infinitesima.

Pertanto nel capitolo successivo è esposta la teoria del metodo dei volumi finiti.

Capitolo 4

Teoria dei volumi finiti

4.1 Equazioni della fluidodinamica

Il punto iniziale di qualsiasi simulazione numerica consiste nella definizione delle equazioni che governano la fisica del problema da risolvere. Perciò si inizierà il capitolo con una descrizione delle equazioni che rappresentano i fenomeni fluidodinamici per casi di flusso viscoso, incomprimibile e turbolento, dato che il regime di volo degli UAV è caratterizzato da un numero di Mach < 0.3 e da un numero di Reynolds (basato su velocità di volo e misura della corda) che può arrivare a circa 500000.

Le equazioni che esprimono il moto di un fluido possono essere ottenute dalle definizioni della conservazione della massa, della quantità di moto e dell'energia [22], [24], [25].

Nella forma più generale, il moto di un fluido è governato da un sistema di equazioni di Navier-Stokes (tempo-varianti, tridimensionali e comprimibili), che forma un insieme di equazioni iperboliche (nella regione non viscosa) e paraboliche (nella regione viscosa). Per lo studio dello *Skybird* non si risolve l'equazione dell'energia, in quanto il flusso è considerato incomprimibile considerando le velocità di volo raggiungibili dall'UAV (fino a circa 20 m/s).

4.1.1 Equazioni di Navier-Stokes per flussi incomprimibili viscosi

In molte applicazioni la densità del fluido può essere assunta costante; questo è vero non solo per i liquidi, la cui comprimibilità può essere trascurata, ma anche per i gas nel caso in cui il numero di Mach sia sotto 0.3: questi tipi di flussi sono detti incomprimibili [28].

Se il flusso è anche isoterma, la viscosità risulta costante. In questo caso, le equazioni generali di Navier-Stokes si riducono a:

$$\nabla \cdot (\mathbf{u}) = 0,$$

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \nabla \cdot (\mathbf{u}\mathbf{u}) = \frac{-\nabla p}{\rho} + \nu \nabla^2 \mathbf{u}, \quad (4.1)$$

dove ν è la viscosità cinematica ed è uguale a $\nu = \frac{\mu}{\rho}$, \mathbf{u} è il vettore velocità e p è la pressione. L'insieme delle precedenti equazioni può essere scritto in coordinate cartesiane tridimensionali come segue:

$$\begin{aligned} \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} &= 0, \\ \frac{\partial u}{\partial t} + \frac{\partial u^2}{\partial x} + \frac{\partial uv}{\partial y} + \frac{\partial uw}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right), \\ \frac{\partial v}{\partial t} + \frac{\partial uv}{\partial x} + \frac{\partial v^2}{\partial y} + \frac{\partial vw}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right), \\ \frac{\partial w}{\partial t} + \frac{\partial uw}{\partial x} + \frac{\partial vw}{\partial y} + \frac{\partial w^2}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + \nu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right). \end{aligned} \quad (4.2)$$

L'eq. 4.2 governa il moto 3D instazionario di un flusso isoterma, viscoso ed incomprimibile. Questa semplificazione non è generalmente molto utile, in quanto le equazioni risultano comunque difficili da risolvere.

Tuttavia lo sforzo computazionale potrebbe essere molto minore che per le equazioni complete (grazie alla riduzione delle incognite ed al disaccoppiamento dell'equazione dell'energia) e ciò giustifica tale semplificazione. L'insieme delle eq. 4.2 può essere riscritto in forma vettoriale come segue:

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}_i}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}_i}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}_i}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial z}, \quad (4.3)$$

dove \mathbf{Q} è il vettore contenente le variabili primitive ed è dato da

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} 0 \\ u \\ v \\ w \end{bmatrix}, \quad (4.4)$$

e \mathbf{E}_i , \mathbf{F}_i , \mathbf{G}_i sono i vettori contenenti i flussi non viscosi nelle direzioni x , y , z e sono dati da

$$\mathbf{E}_i = \begin{bmatrix} u \\ u^2 + p \\ uv \\ uw \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F}_i = \begin{bmatrix} v \\ vu \\ v^2 + p \\ vw \end{bmatrix}, \quad \mathbf{G}_i = \begin{bmatrix} w \\ wu \\ wv \\ w^2 + p \end{bmatrix}. \quad (4.5)$$

I flussi viscosi nelle direzioni x, y, z , cioè $\mathbf{E}_v, \mathbf{F}_v, \mathbf{G}_v$ rispettivamente, sono definiti come segue

$$\mathbf{E}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{G}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{zx} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \end{bmatrix}. \quad (4.6)$$

Dal momento che si è ipotizzato il moto incomprimibile ed il fluido Newtoniano, si possono usare espressioni appropriate per gli sforzi normali e tangenziali, riportate di seguito:

$$\begin{aligned} \tau_{xx} &= 2\mu \frac{\partial u}{\partial x}, \\ \tau_{yy} &= 2\mu \frac{\partial v}{\partial y}, \\ \tau_{zz} &= 2\mu \frac{\partial w}{\partial z}, \\ \tau_{xy} = \tau_{yx} &= \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right), \\ \tau_{xz} = \tau_{zx} &= \mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right), \\ \tau_{yz} = \tau_{zy} &= \mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right). \end{aligned} \quad (4.7)$$

Per ottenere le tensioni tangenziali viscosi delle eq. 4.7 si utilizzano le ipotesi di Stokes [27]. Le eq. [4.3]-[4.6] sono le equazioni, scritte in forma conservativa, che governano il flusso viscoso, isoterma, incomprimibile. Pertanto si cerca una soluzione approssimata di queste equazioni in un dominio assegnato D con condizioni al contorno prescritte ∂D e condizioni iniziali assegnate $D\overset{\circ}{\mathbf{Q}}$.

4.2 Modelli turbolenti

I moti fluidi, dai più semplici fino ai più complessi, diventano instabili sopra un certo numero di Reynolds ($Re = UL/\nu$ dove U e L sono le scale caratteristiche di velocità e lunghezza del flusso medio e ν è la viscosità cinematica). A bassi Re i flussi sono laminari, ma nel momento in cui aumenta Re , i flussi diventano turbolenti; questi ultimi sono caratterizzati da uno stato di moto caotico in cui la velocità e la pressione cambiano continuamente su un intervallo ampio di scale di tempo e di lunghezza (dai vortici turbolenti più piccoli caratterizzati dalle microscale di Kolmogorov, fino alle caratteristiche di flusso comparabili con le dimensioni della geometria). Ci sono alcuni possibili approcci alla simulazione di flussi turbolenti; il primo e il più intuitivo è quello di risolvere numericamente le eq. 4.1 in maniera diretta sull'intero intervallo di scale turbolente (temporali e spaziali). Questo approccio deterministico viene chiamato "Direct Numerical Simulation" (DNS). Nelle simulazioni DNS si deve usare una *mesh* sufficientemente fine ed una dimensione del gradino temporale (*time-step*) piccola, in modo da risolvere tutte le scale di turbolenza. Anche se sono stati risolti problemi semplici utilizzando le DNS, non è possibile utilizzare questo metodo su problemi di interesse industriale per motivi di costi computazionali troppo elevati imposti dai requisiti sulla *mesh* e sul *time-step*. Quindi tale metodologia è applicata solo per casi di interesse scientifico/accademico.

Un altro approccio usato per modellare flussi turbolenti è la LES ("Large Eddy Simulation"); in questo caso le scale di turbolenza più grandi sono simulate direttamente, mentre le piccole scale di turbolenza vengono risolte tramite modelli turbolenti di piccola scala (*subgrid scale modeling*). Nella turbolenza i vortici di piccole dimensioni sono generalmente isotropi, quindi risulta più appropriato modellizzare le scale piccole di turbolenza piuttosto che risolverle. Il costo computazionale della formulazione LES è minore del metodo DNS, dal momento che le scale di turbolenza piccole vengono modellate anziché risolte; infatti la spaziatura della griglia risulta maggiore rispetto alla scala di lunghezza di Kolmogorov. Nell'approccio LES, se si aumenta la densità della *mesh*, si ottiene che il numero delle scale da modellizzare viene ridotto, avvicinandosi quindi alla metodologia DNS. Grazie ai progressi nell'hardware dei computer e tramite lo sviluppo di algoritmi di calcolo parallelo, l'utilizzo della LES è diventato più frequente in ambito industriale.

Per applicazioni industriali e scientifiche che richiedono modellizzazione della turbolenza, l'approccio più utilizzato oggi è il RANS ("Reynolds Averaged Navier-Stokes"); in questo metodo le equazioni sono ottenute suddividendo le variabili di flusso delle eq. 4.1 in una parte mediata (nel tempo e/o nello spazio) ed una parte fluttuante; successivamente vengono mediate nel tempo le equazioni intere.

Mediare nel tempo tali equazioni significa dar luogo a nuovi termini (le cosiddette tensioni di Reynolds) che devono essere correlati alle variabili di flusso medio attraverso modelli turbolenti, pertanto si dovranno introdurre nuove ipotesi ed approssimazioni. I modelli di turbolenza sono principalmente sviluppati basandosi su dati sperimentali ricavati da flussi relativamente semplici in condizioni controllate; questo fatto limita l'applicabilità di tali modelli turbolenti. Infatti non esiste un singolo modello di turbolenza RANS in grado di fornire soluzioni accurate per un ampio spettro di condizioni di flusso e di geometrie. Sono utilizzati correntemente due modalità per mediare nel tempo le variabili: quella classica di Reynolds che dà luogo alle equazioni RANS e il metodo di media pesata con la massa (*Favre averaging*) che fornisce le equazioni FANS ("Favre-Averaged Navier-Stokes"). In entrambi gli approcci si modellizzano tutte le scale di turbolenza, in quanto i requisiti di *mesh* non sono così restrittivi come nelle formulazioni LES o DNS; in seguito sarà discusso in dettaglio il metodo RANS.

4.2.1 Reynolds Averaging

Il primo passo per ottenere le equazioni RANS è la suddivisione di Reynolds delle variabili di flusso delle equazioni. Questa scomposizione è attuata rappresentando la quantità di flusso istantanea ϕ (ad esempio velocità o pressione) come la somma di una parte mediata ($\bar{\phi}$) e di una parte fluttuante dipendente dal tempo (ϕ'). Questo concetto è espresso in fig. 4.1 ed è matematicamente espresso da:

$$\phi(\mathbf{x}, t) = \underbrace{\bar{\phi}(\mathbf{x}, t)}_{\text{valore medio}} + \underbrace{\phi'(\mathbf{x}, t)}_{\text{parte fluttuante}} . \quad (4.8)$$

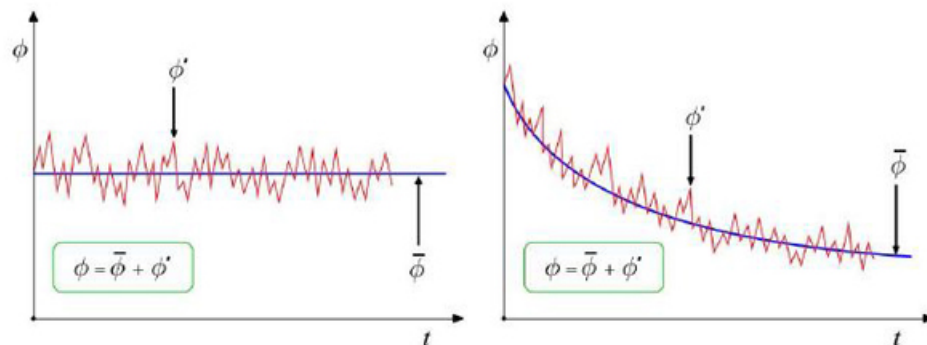


Figura 4.1: Calcolo della media nel tempo per un flusso statisticamente stazionario (a sinistra) e calcolo della media combinata nel tempo e nello spazio per un flusso instazionario (a destra).

Nell' eq. 4.8 il valore medio $\bar{\phi}$ è ottenuto da una procedura di calcolo di media; esistono tre diverse forme di *Reynolds averaging*:

1. Media nel tempo: appropriata per turbolenza statisticamente stazionaria

$$\bar{\phi}(\mathbf{x}) = \lim_{T \rightarrow +\infty} \frac{1}{T} \int_t^{t+T} \phi(\mathbf{x}, t) dt, \quad (4.9)$$

In questa espressione t è il tempo e T è il periodo (cioè l'intervallo su cui è calcolata la media). Questo intervallo deve essere grande rispetto alle scale di tempo tipiche delle fluttuazioni; essendo interessati al limite per $T \rightarrow \infty$, $\bar{\phi}$ non varia nel tempo, ma solo nello spazio.

2. Media nello spazio: appropriata per turbolenza omogenea

$$\bar{\phi}(t) = \lim_{CV \rightarrow \infty} \frac{1}{CV} \int_{CV} \phi(x, t) dCV, \quad (4.10)$$

dove, con CV , si indica il volume di controllo. In questo caso, $\bar{\phi}$ è uniforme nello spazio, ma può variare nel tempo.

3. Media d'insieme nel tempo e nello spazio: appropriato per turbolenza instazionaria

$$\bar{\phi}(\mathbf{x}, t) = \lim_{N \rightarrow \infty} \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \bar{\phi}(\mathbf{x}, t), \quad (4.11)$$

dove N è il numero degli esperimenti dell'insieme e deve essere abbastanza grande da eliminare gli effetti delle fluttuazioni. Questo tipo di media può essere applicata a qualsiasi flusso; in questo caso il valore medio $\bar{\phi}$ è funzione sia del tempo che dello spazio (come si nota in fig. 4.1).

Si utilizza il termine *Reynolds Averaging* in riferimento a questi metodi di calcolo di media, i quali, applicati alle equazioni della fluidodinamica, portano alle equazioni RANS.

Nel caso in cui il flusso turbolento è sia stazionario (in media) che omogeneo, le tre metodologie sopra citate sono equivalenti: questo caso viene chiamato come ipotesi ergodica.

Prima di ricavare le equazioni RANS, si richiamano le seguenti regole di calcolo di medie:

$$\begin{aligned}
 \bar{\phi}' &= 0, \\
 \phi &= \bar{\phi}, \\
 \bar{\phi} &= \overline{\bar{\phi} + \phi'} = \bar{\bar{\phi}}, \\
 \frac{\partial \bar{\phi}}{\partial x} &= \frac{\partial \bar{\bar{\phi}}}{\partial x}, \\
 \overline{\phi + \phi'} &= \bar{\bar{\phi}} + \bar{\phi}', \\
 \overline{\bar{\phi}\phi} &= \bar{\bar{\phi}\bar{\phi}} = \bar{\bar{\phi}}\bar{\bar{\phi}}, \\
 \overline{\bar{\phi}\bar{\phi}} &= \bar{\bar{\phi}}\bar{\bar{\phi}}, \\
 \overline{\bar{\phi}\phi'} &= \bar{\bar{\phi}}\bar{\phi}' = 0, \\
 \overline{\phi\phi} &= \overline{(\bar{\phi} + \phi')(\bar{\phi} + \phi')} \\
 &= \overline{\bar{\phi}\bar{\phi} + \bar{\phi}\phi' + \bar{\phi}\phi' + \phi'\phi'} \\
 &= \overline{\bar{\phi}\bar{\phi}} + \overline{\bar{\phi}\phi'} + \overline{\bar{\phi}\phi'} + \overline{\phi'\phi'} \\
 &= \bar{\bar{\phi}}\bar{\bar{\phi}} + \overline{\phi'\phi'}, \\
 \overline{\phi'^2} &\neq 0, \\
 \overline{\phi'\phi'} &\neq 0
 \end{aligned} \tag{4.12}$$

4.2.2 Equazioni incomprimibili

Richiamando la scomposizione di Reynolds delle variabili di flusso delle equazioni di Navier-Stokes incomprimibile (eq. 4.1), si ottiene:

$$\begin{aligned}
 \mathbf{u}(\mathbf{x}, t) &= \bar{\mathbf{u}}(\mathbf{x}) + \mathbf{u}'(\mathbf{x}, t), \\
 p(\mathbf{x}, t) &= \bar{p}(\mathbf{x}) + p'(\mathbf{x}, t).
 \end{aligned} \tag{4.13}$$

E' possibile ora sostituire le eq. 4.13 nelle equazioni di Navier-Stokes incomprimibili (eq. 4.1), ricavando l'equazione della continuit 

$$\nabla \cdot (\mathbf{u}) = \nabla \cdot (\bar{\mathbf{u}} + \mathbf{u}') = \nabla \cdot (\bar{\mathbf{u}}) + \nabla \cdot (\mathbf{u}') = 0. \tag{4.14}$$

A questo punto, mediando nel tempo questa equazione, si ha

$$\nabla \cdot (\bar{\mathbf{u}}) + \nabla \cdot (\mathbf{u}') = 0, \quad (4.15)$$

ed usando le eq. 4.12 ne consegue che

$$\nabla \cdot (\bar{\mathbf{u}}) = 0. \quad (4.16)$$

In seguito si considera l'equazione della quantità di moto delle equazioni di Navier-Stokes incomprimibili 4.1. Sostituendo l'eq. 4.13 nell'eq. 4.1, si ottiene

$$\frac{\partial (\bar{\mathbf{u}} + \mathbf{u}')}{\partial t} + \nabla \cdot ((\bar{\mathbf{u}} + \mathbf{u}') (\bar{\mathbf{u}} + \mathbf{u}')) = \frac{-\nabla (\bar{p} + p')}{\rho} + \nu \nabla^2 (\bar{\mathbf{u}} + \mathbf{u}'). \quad (4.17)$$

Mediando nel tempo l'eq. 4.17 e applicando le regole scritte nelle eq. 4.12, si ricava

$$\frac{\partial \bar{\mathbf{u}}}{\partial t} + \nabla \cdot (\bar{\mathbf{u}}\bar{\mathbf{u}} + \overline{\mathbf{u}'\mathbf{u}'}) = \frac{-\nabla \bar{p}}{\rho} + \nu \nabla^2 \bar{\mathbf{u}}. \quad (4.18)$$

Mettendo insieme l'eq. 4.16 con l'eq. 4.18, si arriva alle seguenti equazioni:

$$\begin{aligned} \nabla \cdot (\bar{\mathbf{u}}) &= 0, \\ \frac{\partial \bar{\mathbf{u}}}{\partial t} + \nabla \cdot (\bar{\mathbf{u}}\bar{\mathbf{u}}) &= \frac{-\nabla \bar{p}}{\rho} + \nu \nabla^2 \bar{\mathbf{u}} + \frac{1}{\rho} \nabla \cdot \boldsymbol{\tau}^R. \end{aligned} \quad (4.19)$$

L'insieme delle eq. 4.19 sono le equazioni *Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes* (URANS) incomprimibili. Trascurando il termine tempo-variante $\frac{\partial \bar{\mathbf{u}}}{\partial t}$ si ottengono le equazioni *Reynolds-Averaged Navier-Stokes* (RANS) incomprimibili. Queste ultime sono identiche alle equazioni di Navier-Stokes incomprimibili 4.1 con l'eccezione di un termine addizionale che contiene $\boldsymbol{\tau}^R = -\rho (\overline{\mathbf{u}'\mathbf{u}'})$, dove $\boldsymbol{\tau}^R$ è il tensore delle tensioni di Reynolds e rappresenta il trasporto di quantità di moto legato alle fluttuazioni turbolente. In 3D il tensore delle tensioni di Reynolds possiede nove componenti:

$$\boldsymbol{\tau}^R = -\rho (\overline{\mathbf{u}'\mathbf{u}'}) = \begin{pmatrix} -\rho \overline{u'u'} & -\rho \overline{u'v'} & -\rho \overline{u'w'} \\ -\rho \overline{v'u'} & -\rho \overline{v'v'} & -\rho \overline{v'w'} \\ -\rho \overline{w'u'} & -\rho \overline{w'v'} & -\rho \overline{w'w'} \end{pmatrix}. \quad (4.20)$$

Dal momento che u , v e w possono essere scambiati tra loro, il tensore delle tensioni di Reynolds forma un tensore del secondo ordine simmetrico contenente 6 componenti indipendenti. Analizzando le eq. 4.19, si possono contare quattro equazioni e dieci incognite: le tre com-

ponenti della velocità (u, v, w), la pressione (p) e le sei componenti delle tensioni di Reynolds $\tau^R = -\rho \overline{(\mathbf{u}'\mathbf{u}')}$, dunque il sistema non è chiuso.

Il problema fondamentale della modellizzazione della turbolenza basata sulle equazioni RANS è quello di trovare sei relazioni aggiuntive che permettano di chiudere il sistema di equazioni 4.19.

4.2.3 Approssimazione di Boussinesq

L'approccio RANS alla modellazione turbolenta richiede che le tensioni di Reynolds nell'eq. 4.20 siano modellate adeguatamente (anche se è possibile ottenere le equazioni governanti, è più semplice modellare questo termine). Comunemente si utilizza l'approssimazione (o ipotesi) di Boussinesq per correlare le tensioni di Reynolds τ_R ai gradienti della velocità media così che

$$\tau^R = -\rho \overline{(\mathbf{u}'\mathbf{u}')} = \mu_T \left[\nabla \bar{\mathbf{u}} + (\nabla \bar{\mathbf{u}})^T \right] - \frac{2}{3} \rho \kappa \mathbf{I}, \quad (4.21)$$

dove \mathbf{I} è la matrice identità, T è la trasposta, μ_T è la viscosità turbolenta, e

$$\kappa = \frac{1}{2} \overline{\mathbf{u}' \cdot \mathbf{u}'}, \quad (4.22)$$

è l'energia cinetica turbolenta. Fondamentalmente, si assume che questa tensione fluttuante è proporzionale al gradiente delle grandezze medie (in maniera simile ai flussi Newtoniani). Il secondo termine nell'eq. 4.21 ($\frac{2}{3} \rho \kappa \mathbf{I}$), viene aggiunto affinché l'approssimazione di Boussinesq sia valida, cioè il membro a destra dell'eq. 4.21 deve essere uguale al membro di sinistra ($-\rho \overline{(\mathbf{u}'\mathbf{u}')}^{\text{tr}} = -2\rho \kappa$), in accordo con la definizione dell'energia cinetica turbolenta (eq. 4.22). Per ricavare κ , di solito si introduce e si risolve un'equazione per κ ; tipicamente i modelli a due equazioni includono tale possibilità.

La viscosità turbolenta μ_T (al contrario della viscosità molecolare μ), è una proprietà del campo di moto e non è una proprietà fisica del fluido. Il concetto di viscosità turbolenta è stato sviluppato ipotizzando che esista una relazione o analogia tra la viscosità molecolare e turbolenta. Malgrado la debolezza teorica del concetto di viscosità turbolenta, essa produce risultati ragionevoli per un ampio numero di regimi di flusso.

L'approssimazione di Boussinesq semplifica il processo di modellazione della turbolenza: invece che trovare le sei componenti delle tensioni turbolente τ^R si determina il valore appropriato per la viscosità turbolenta μ_T .

4.2.4 Modelli a due equazioni: $\kappa - \omega$

In questa sezione viene presentato il modello $\kappa - \omega$ ampiamente utilizzato; esso è un modello a due equazioni: una per l'energia cinetica turbolenta (κ), l'altra per la dissipazione turbolenta specifica (ω). Queste due quantità forniscono velocità e scale di lunghezza necessarie per ricavare direttamente la viscosità turbolenta μ_T in ogni punto del dominio computazionale. Il modello $\kappa - \omega$ può essere considerato chiuso in quanto, al contrario dei modelli a zero o una equazione, possiede equazioni sufficienti per costruire la viscosità turbolenta senza aver la necessità di alcun riferimento diretto a risultati sperimentali. Il modello $\kappa - \omega$ è stato modificato negli anni: sono stati aggiunti nuovi termini, come ad esempio termini di dissipazione e produzione, aumentando l'accuratezza del modello a due equazioni $\kappa - \omega$. In seguito è presentato il modello studiato da Wilcox [44], che è stato testato maggiormente rispetto a qualsiasi altro modello $\kappa - \omega$.

Viscosità turbolenta:

$$\mu_T = \frac{\rho \kappa}{\omega}. \quad (4.23)$$

Energia cinetica turbolenta:

$$\rho \frac{\partial \kappa}{\partial t} + \rho \mathbf{u} \nabla \kappa = \tau^R \nabla \mathbf{u} - \beta^* \rho \kappa \omega + \nabla [(\mu + \sigma^* \mu_T) \nabla \kappa]. \quad (4.24)$$

Tasso di dissipazione specifica:

$$\rho \frac{\partial \omega}{\partial t} + \rho \mathbf{u} \nabla \omega = \alpha \frac{\omega}{\kappa} \tau^R \nabla \mathbf{u} - \beta \rho \omega^2 + \nabla [(\mu + \sigma \mu_T) \nabla \omega]. \quad (4.25)$$

Coefficienti di chiusura:

$$\alpha = \frac{5}{9}, \quad \beta = \frac{3}{40}, \quad \beta^* = \frac{9}{100}, \quad \sigma = \frac{1}{2}, \quad \sigma^* = \frac{1}{2}. \quad (4.26)$$

Relazioni ausiliarie:

$$\varepsilon = \beta^* \omega \kappa \quad e \quad l = \frac{\kappa^{1/2}}{\omega}, \quad (4.27)$$

dove ε è la dissipazione turbolenta e l rappresenta la lunghezza caratteristica della scala di turbolenza.

4.3 Metodo a volumi finiti

L'intento di qualsiasi problema di discretizzazione è quello di trasformare una o più equazioni differenziali alle derivate parziali (PDE) in un corrispondente sistema di equazioni algebriche. La soluzione di questo sistema produce un insieme di valori che corrispondono alla soluzione delle equazioni originali in punti predefiniti nel tempo e nello spazio, nei quali sono soddisfatte certe condizioni. Il processo è suddiviso in due passi: la discretizzazione del dominio di calcolo e la discretizzazione delle equazioni.

La discretizzazione del dominio di calcolo produce una descrizione numerica del dominio computazionale; lo spazio è diviso in un numero finito di regioni discrete chiamate volumi di controllo (CV) oppure celle. Per le simulazioni instazionarie, anche l'intervallo di tempo è suddiviso in un numero finito di gradini temporali. Lo *step* di discretizzazione delle equazioni insieme alla discretizzazione del dominio produce una trasformazione appropriata dei termini delle equazioni PDE in un sistema di equazioni algebriche discrete che possono essere risolte con metodi diretti o iterativi.

In questa sezione viene presentata la discretizzazione con il metodo a volumi finiti (FVM, [25], [29], [31], [32], [33], [34], [35]) con le seguenti considerazioni:

- Il metodo è basato sulla discretizzazione della forma integrale delle equazioni fluidodinamiche su ogni volume di controllo del dominio discreto; le grandezze fondamentali, come la massa e la quantità di moto, saranno pertanto conservate in livelli discreti.
- Il metodo è applicabile sia per calcoli stazionari che instazionari.
- Il metodo è applicabile ad un qualsiasi numero di dimensioni spaziali (1D, 2D e 3D).
- Il volume di controllo può essere di qualsiasi forma; tutte le variabili dipendenti condividono lo stesso volume di controllo, il quale prevede di solito un arrangiamento di tipo *co-located* / non sfasato (cioè le variabili vengono memorizzate nella stessa posizione - approccio *non staggered* -).
- I sistemi di equazioni differenziali alle derivate parziali sono trattati in modo segregato, cioè vengono risolte una alla volta in modo sequenziale.

4.3.1 Discretizzazione del dominio di calcolo

Il processo di discretizzazione del dominio genera una griglia computazionale in cui vengono risolte le equazioni fluidodinamiche. Tale procedimento determina inoltre la posizione dei punti

nello spazio e nel tempo dove si cerca la soluzione; si attua dunque una discretizzazione del tempo e dello spazio.

La soluzione nel tempo è ottenuta semplicemente con un avanzamento nel tempo partendo dalle condizioni iniziali prescritte; perciò è sufficiente imporre la dimensione del gradino temporale che verrà utilizzato nel calcolo.

La discretizzazione dello spazio richiede una suddivisione del dominio in volumi di controllo (CV) discreti arbitrari; nel nostro caso i volumi di controllo non si sovrappongono e riempiono completamente il dominio computazionale. Tutte le variabili condividono lo stesso volume di controllo.

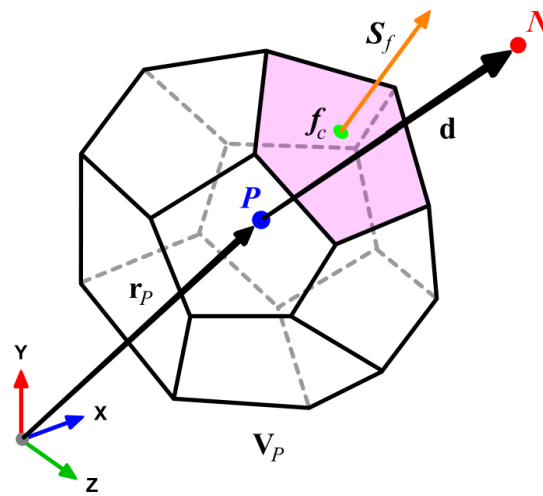


Figura 4.2: Volume di controllo arbitrario CV_P poliedrico; il CV è costruito attorno ad un punto P (baricentro del CV) e possiede il volume V_P . Il vettore \mathbf{d} unisce il centro della cella (punto P) con il centro della cella adiacente (punto N). Il vettore dell'area della faccia \mathbf{S}_f punta verso l'esterno del volume di controllo; le facce del CV sono etichettate con f_c che inoltre denota il centro della faccia.

Un volume di controllo tipico è mostrato in fig. 4.2; il punto computazionale P è collocato nel baricentro del CV, così che

$$\int_{V_P} (\mathbf{x} - \mathbf{x}_P) dV = 0. \quad (4.28)$$

Il volume di controllo CV_P è racchiuso da un insieme di facce piate ed ogni faccia è condivisa con un unico CV adiacente. La topologia dei CV non è rilevante in questa trattazione; perciò si considera un poliedro generico come in fig. 4.2. Le facce della cella nella *mesh* possono essere divise in due gruppi: facce interne (tra due volumi di controllo) e facce di confine, che

coincidono con le frontiere del dominio. Il vettore dell'area della faccia \mathbf{S}_f è costruito per ogni faccia in modo tale che punti verso l'esterno del CV, che sia normale alla superficie e che abbia modulo pari all'area della faccia. Anche i vettori dell'area delle facce di frontiera puntano verso l'esterno del dominio computazionale; per la faccia ombreggiata in fig. 4.2 il punto P rappresenta il baricentro del CV considerato (*owner*) ed il punto N rappresenta il baricentro del CV vicino (*neighbor*). La distanza tra il punto P e N è chiamata \mathbf{d} . Il vettore dell'area della faccia \mathbf{S}_f punta verso l'esterno del CV_P ; per semplicità ogni faccia del CV sarà segnata con f , che rappresenta anche il punto al centro della faccia.

4.3.2 Discretizzazione dell'equazione di trasporto generica

L'equazione generale di trasporto è utilizzata per mostrare le tecniche di discretizzazione a volumi finiti; tutte le equazioni viste precedentemente possono essere scritte in forma di equazione generale di trasporto su un volume di controllo assegnato che racchiude un punto P (come in fig. 4.2):

$$\int_{V_P} \underbrace{\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} dV}_{\text{derivata temporale}} + \int_{V_P} \underbrace{\nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \phi) dV}_{\text{termine convettivo}} - \int_{V_P} \underbrace{\nabla \cdot (\rho \Gamma_\phi \nabla \phi) dV}_{\text{termine diffusivo}} = \int_{V_P} \underbrace{S_\phi(\phi) dV}_{\text{termine di sorgente}} \quad (4.29)$$

In questo caso ϕ è la grandezza di trasporto (ad es. la velocità, la massa o l'energia cinetica turbolenta) e Γ_ϕ è il coefficiente diffusivo della grandezza trasportata. Questa è un'equazione del secondo d'ordine dal momento che il termine diffusivo include una derivata di ϕ del secondo ordine nello spazio. Per rappresentare questo termine con un'accuratezza accettabile, l'ordine di discretizzazione deve essere uguale o più alto rispetto all'ordine dell'equazione stessa. Allo stesso modo, per avere la necessaria precisione di calcolo, la discretizzazione del tempo deve essere anch'essa del secondo ordine. Perciò si ipotizza che tutte le variabili dipendenti varino linearmente intorno al punto P e al tempo t , in modo che

$$\begin{aligned} \phi(\mathbf{x}) &= \phi_P + (\mathbf{x} - \mathbf{x}_P) \cdot (\nabla \phi)_P, \\ \phi(t + \delta t) &= \phi^t + \delta t \left(\frac{\partial \phi}{\partial t} \right)^t. \end{aligned} \quad (4.30)$$

Ogni termine dell'eq. 4.29 sarà trattato separatamente, iniziando dalle funzioni nello spazio; si utilizza il teorema di Gauss al fine di ridurre gli integrali di volume in integrali di superficie equivalenti:

$$\begin{aligned}
 \int_{V_P} \nabla \cdot \phi dV &= \oint_{\partial V_P} d\mathbf{S} \cdot \phi, \\
 \int_{V_P} \nabla \phi dV &= \oint_{\partial V_P} d\mathbf{S} \phi,
 \end{aligned}
 \tag{4.31}$$

dove ∂V_P è la superficie racchiudente il volume V_P e $d\mathbf{S}$ è un elemento infinitesimo di superficie con il versore orientato verso l'esterno della superficie ∂V_P .

E' necessario risolvere nel volume di controllo la serie di integrali di volume e di superficie con un'accuratezza del secondo ordine. Tenendo conto della variazione di ϕ sul volume di controllo CV_P (eq. 4.30), ne consegue che

$$\begin{aligned}
 \int_{V_P} \phi(\mathbf{x}) dV &= \int_{V_P} [\phi_P + (\mathbf{x} - \mathbf{x}_P) \cdot (\nabla \phi)_P] dV \\
 &= \phi_P \int_{V_P} dV + \left[\int_{V_P} (\mathbf{x} - \mathbf{x}_P) dV \right] \cdot (\nabla \phi)_P \\
 &= \phi_P V_P,
 \end{aligned}
 \tag{4.32}$$

dove V_P è il volume del CV_P . Il secondo integrale nell'eq. 4.32 è uguale a zero in quanto il punto P è il baricentro del volume di controllo.

Ora consideriamo i termini sotto l'operatore di divergenza: richiamando il fatto che tutte le facce delle celle sono convesse e usando le precedenti ipotesi, l'integrazione dell'operatore di divergenza sulla superficie del CV fornisce

$$\begin{aligned}
 \int_{V_P} \nabla \cdot \phi dV &= \oint_{\partial V_P} d\mathbf{S} \cdot \phi \\
 &= \sum_f \left(\int_f d\mathbf{S} \cdot \phi \right) \\
 &= \sum_f \mathbf{S} \cdot \phi_f.
 \end{aligned}
 \tag{4.33}$$

Nella struttura della nostra griglia, il vettore dell'area della faccia \mathbf{S}_f punta verso l'esterno del CV_P solo se f è incluso (*owned*) nel CV_P . Per le facce vicine (*neighboring*), \mathbf{S}_f punta verso l'interno, fatto di cui si deve tener conto nell'eq. 4.32. La somma sulle facce è dunque suddivisa in somme sulle facce incluse nel CV (*owned*) e facce vicine (*neighboring*) come segue

$$\sum_f \mathbf{S} \cdot \phi_f = \sum_{owner} \mathbf{S}_f \cdot \phi_f - \sum_{neighbor} \mathbf{S}_f \cdot \phi_f, \quad (4.34)$$

e ciò è vero per ogni sommatoria sulle facce. Di seguito questa suddivisione è data per scontata. I valori sulla faccia ϕ_f delle variabili nelle eq. 4.33 o 4.34 devono essere calcolati con metodi di interpolazione e qui di seguito verrà trattato questo problema.

4.3.2.1 Termine convettivo

La discretizzazione del termine convettivo è ottenuta dall'eq. 4.33,

$$\begin{aligned} \int_{V_P} \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \phi) dV &= \sum_f \mathbf{S} \cdot (\rho \mathbf{u} \phi)_f \\ &= \sum_f \mathbf{S} \cdot (\rho \mathbf{u})_f \phi_f \\ &= \sum_f F \phi_f, \end{aligned} \quad (4.35)$$

dove F nell'eq. 4.35 rappresenta la portata massica attraverso la faccia,

$$F = \mathbf{S} \cdot (\rho \mathbf{u})_f. \quad (4.36)$$

Ovviamente la portata F dipende dal valore di ρ e \mathbf{u} sulla faccia, che può esser calcolato in modo simile a ϕ_f come descritto nella prossima sezione, con l'avvertimento che il campo di velocità da cui sono ottenuti i flussi devono essere tali che l'equazione della continuità sia rispettata, cioè

$$\int_{V_P} \nabla \cdot \mathbf{u} dV = \oint_{\partial V_P} d\mathbf{S} \cdot \mathbf{u} = \sum_f \left(\int_f d\mathbf{S} \cdot \mathbf{u} \right) = \sum F = 0. \quad (4.37)$$

Prima di continuare con la formulazione del *convection differencing scheme*, per calcolare il valore sulla faccia della variabile ϕ , è necessario esaminare le proprietà fisiche del termine convettivo. A prescindere dalla distribuzione di velocità nel dominio, il termine convettivo non viola i limiti di ϕ dati dalla sua condizione iniziale. Se per esempio ϕ varia inizialmente tra 0 e 1, il termine convettivo non produrrà mai valori di ϕ che sono più bassi di 0 o più alti di 1. Considerando l'importanza della limitatezza di valori assumibili per quanto riguarda il trasporto delle proprietà scalari, è essenziale preservare tale proprietà anche nella forma discretizzata del termine.

Convection Differencing Scheme.

Il ruolo del *convection differencing scheme* è quello di determinare il valore di ϕ sulla faccia usando i valori dei punti centrali dei volumi di controllo più vicini; ipotizzando una variazione lineare delle variabili dipendenti, si può trovare il valore di centro faccia tramite una semplice interpolazione tra i valori di cella in P e N (fig. 4.3) così che

$$\phi_f = f_x \phi_P + (1 - f_x) \phi_N. \quad (4.38)$$

Nell'eq. 4.38 il fattore di interpolazione f_x è definito come il rapporto tra le distanze fN e PN (fig. 4.3), cioè

$$f_x = \frac{fN}{PN}. \quad (4.39)$$

Questo metodo è noto come “Differenze Centrate” (CD) e si dimostra che possiede un’accuratezza del secondo ordine quando la griglia è uniforme ([25, 29, 31, 32, 33, 35, 37]), rimanendo complessivamente consistente. Si nota tuttavia che tale metodo causa oscillazioni non fisiche nella soluzione di problemi con forti gradienti, quali le onde d’urto, violando quindi la limitatezza della soluzione.

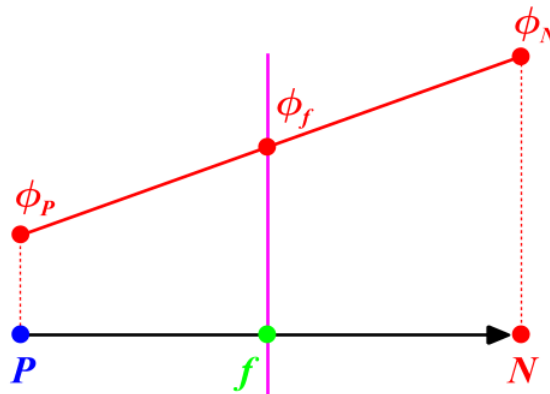


Figura 4.3: Interpolazione sulla faccia.

Uno schema di discretizzazione alternativo che garantisce la limitatezza è lo schema “Upwind” (UD); in questo metodo il valore sulla faccia è determinato in accordo alla direzione di flusso

$$\phi_f = \begin{cases} \phi_f = \phi_P & \text{per } F \geq 0, \\ \phi_f = \phi_N & \text{per } F < 0. \end{cases} \quad (4.40)$$

Questo schema garantisce la limitatezza della soluzione; sfortunatamente l'UD possiede un'accuratezza del primo ordine, quindi sacrifica l'accuratezza della soluzione introducendo implicitamente diffusione numerica. Questo schema non rispetta l'ordine di accuratezza della discretizzazione e può alterare significativamente la soluzione. Per superare il problema della diffusione numerica dell'UD e la non limitatezza del CD, sono state sviluppate combinazioni lineari dell'UD (*Upwind*) e del CD (*Central differencing*) insieme a nuove formulazioni del secondo ordine dell'UD, in modo tale che siano conformi all'accuratezza della discretizzazione e che mantengano la limitatezza e la stabilità della soluzione [32].

4.3.2.2 Termine diffusivo

Utilizzando un approccio simile al precedente, il termine diffusivo nell'eq. 4.29 può essere discretizzato come segue:

$$\begin{aligned} \int_{V_P} \nabla \cdot (\rho \Gamma_\phi \nabla \phi) dV &= \sum_f \mathbf{S} \cdot (\rho \Gamma_\phi \nabla \phi)_f, \\ &= \sum_f (\rho \Gamma_\phi)_f \mathbf{S} \cdot (\nabla \phi)_f, \end{aligned} \quad (4.41)$$

dove $(\Gamma_\phi)_f$ può esser ricavato dall'eq. 4.38. Se la *mesh* è ortogonale, cioè i vettori \mathbf{d} e \mathbf{S} di fig. 4.4 sono paralleli, è possibile utilizzare la seguente espressione:

$$\mathbf{S} \cdot (\nabla \phi)_f = |\mathbf{S}| \frac{\phi_N - \phi_P}{|\mathbf{d}|}. \quad (4.42)$$

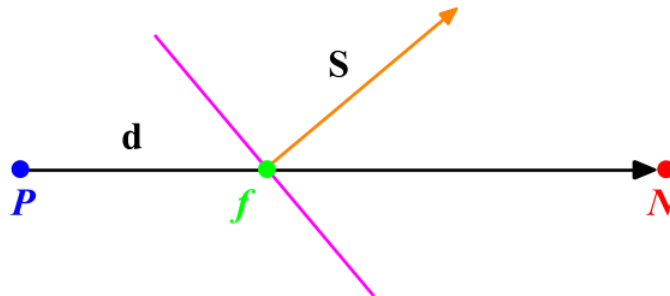


Figura 4.4: Vettori \mathbf{d} e \mathbf{S} su una *mesh* non ortogonale.

Usando l'eq. 4.42, il gradiente di ϕ sulla faccia può essere calcolato dai due valori sulle facce più vicine. Sfortunatamente l'ortogonalità della griglia è più un'eccezione che una regola; al fine di aumentare l'accuratezza dell'eq. 4.42, il prodotto $\mathbf{S} \cdot (\nabla\phi)_f$ è suddiviso in due parti:

$$\mathbf{S} \cdot (\nabla\phi)_f = \underbrace{\Delta \cdot (\nabla\phi)_f}_{\text{contributo ortogonale}} + \underbrace{\mathbf{k} \cdot (\nabla\phi)_f}_{\text{contributo non ortogonale}} \quad (4.43)$$

I due vettori introdotti nell'eq. 4.43, cioè Δ e \mathbf{k} , devono soddisfare la seguente condizione:

$$\mathbf{S} = \Delta + \mathbf{k} \quad (4.44)$$

Se il vettore Δ è scelto parallelo a \mathbf{d} , è possibile usare l'eq. 4.42 per il contributo ortogonale, limitando l'applicazione del metodo meno accurato solo alla parte non ortogonale che non può esser trattata in altro modo. Per gestire la decomposizione dell'ortogonalità della griglia all'interno dei vincoli imposti dall'eq. 4.44 sono stati studiati alcuni approcci ([30, 32, 37]), ma l'approccio “sovra-rilassato” sembra essere il più robusto, stabile e computazionalmente efficiente. In questo approccio, l'importanza del termine in ϕ_P e ϕ_N è dovuta all'incremento della non ortogonalità, così che

$$\Delta = \frac{\mathbf{d}}{\mathbf{d} \cdot \mathbf{S}} |\mathbf{S}|^2 \quad (4.45)$$

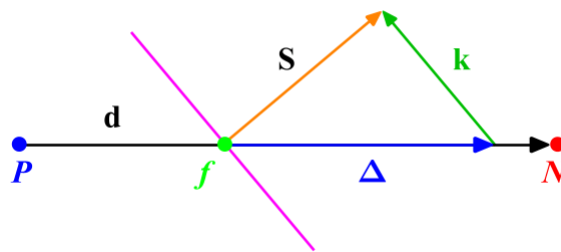


Figure 4.5: Trattamento della non ortogonalità nell'approccio “sovra-rilassato”.

In fig. 4.5 è mostrata la decomposizione del vettore dell'area della faccia; l'equazione del termine di diffusione (eq. 4.41), nella sua forma differenziale, presenta un comportamento limitato. Perciò la sua forma discretizzata si conserverà solo su *mesh* ortogonali. Potenzialmente la correzione della non ortogonalità rende la soluzione non limitata, soprattutto se la non ortogonalità

della *mesh* è elevata. Se si considera più importante la conservazione della limitatezza della soluzione piuttosto che l'accuratezza, la correzione della non ortogonalità di griglia deve essere ridotta o scartata del tutto, non rispettando dunque l'ordine di accuratezza della discretizzazione. Quindi è importante mantenere l'ortogonalità della *mesh* entro certi limiti; nell'eq. 4.43 i valori di $\nabla\phi$ interpolati sulle facce vengono calcolati sfruttando l'eq. 4.38.

4.3.2.3 Termini di sorgente

Tutti i termini dell'equazione di trasporto che non possono essere scritti come contributi convettivi, diffusivi o temporali sono classificabili come termini di sorgente. Il termine di sorgente, $S_\phi(\phi)$, può essere una funzione generale di ϕ ; nel momento di decidere la forma di discretizzazione corretta per il termine di sorgente, si deve esaminare la sua interazione con gli altri termini dell'equazione e la sua influenza sulla limitatezza e sull'accuratezza della soluzione. In generale, prima di attuare la discretizzazione, i termini di sorgente devono essere linearizzati (usando ad esempio il metodo di Picard), così che

$$S_\phi(\phi) = S_u + S_p\phi,$$

dove S_u e S_p possono dipendere anche da ϕ . Considerando l'eq. 4.32, l'integrale di volume dei termini di sorgente è calcolato come segue:

$$\int_{V_P} S_\phi(\phi) dV = S_u V_P + S_p V_P \phi_P. \quad (4.46)$$

4.3.2.4 Discretizzazione temporale

Nella sezione precedente è stata presentata la discretizzazione dei termini spaziali; ora si considera la derivata nel tempo dell'equazione generale del trasporto 4.29. Integrandola nel tempo si ottiene:

$$\begin{aligned} \int_t^{t+\delta t} \left[\frac{\partial}{\partial t} \int_{V_P} \rho\phi dV + \int_{V_P} \nabla \cdot (\rho\mathbf{u}\phi) dV - \int_{V_P} \nabla \cdot (\rho\Gamma_\phi \nabla\phi) dV \right] dt \\ = \int_t^{t+\delta t} \left(\int_{V_P} S_\phi(\phi) dV \right) dt. \end{aligned} \quad (4.47)$$

Usando le eq. 4.33, 4.41 e 4.46, l'eq. 4.47 può essere scritta come:

$$\int_t^{t+\delta t} \left[\left(\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} \right)_P V_P + \sum_f F \phi_f - \sum_f (\rho \Gamma_\phi)_f \mathbf{S} \cdot (\nabla \phi)_f \right] dt = \int_t^{t+\delta t} (S_u V_P + S_p V_P \phi_P) dt. \quad (4.48)$$

La precedente espressione viene normalmente chiamata “forma semi-discretizzata” dell’equazione del trasporto; da notare che l’ordine di discretizzazione temporale del termine transitorio dell’eq. 4.48 non deve necessariamente essere pari all’ordine di discretizzazione dei termini spaziali di convezione, diffusione e di sorgente. Ogni termine infatti può essere trattato differentemente per fornire accuratèzze diverse. Fintanto che i termini individuali possiedono un’accuratezza del secondo ordine, l’accuratezza complessiva sar  anch’essa del secondo ordine.

Schema centrato nel tempo di Crank-Nicolson.

Tenendo presente la variazione di ϕ in funzione del tempo t (ipotizzata nell’eq. 4.30), la derivata temporale e l’integrale nei tempi pu  essere calcolata come segue:

$$\begin{aligned} \left(\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} \right)_P &= \frac{\rho_P^n \phi_P^n - \rho_P^{n-1} \phi_P^{n-1}}{\delta t}, \\ \int_t^{t+\delta t} \phi(t) dt &= \frac{1}{2} (\phi_P^{n-1} + \phi_P^n) \delta t, \end{aligned} \quad (4.49)$$

dove $\phi^n = \phi(t + \delta t)$ e $\phi^{n-1} = \phi(t)$ rappresentano il valore della variabile dipendente, rispettivamente all’istante successivo e precedente. L’eq. 4.49 fornisce la derivata temporale ad un istante centrato tra i valori $n - 1$ e n . Combinando le eq. 4.48 e 4.49 ed ipotizzando che la densit  e la diffusivit  non cambino nel tempo, si trova che:

$$\begin{aligned} \frac{\rho_P \phi_P^n - \rho_P \phi_P^{n-1}}{\delta t} V_P + \frac{1}{2} \sum_f F \phi_f^n - \frac{1}{2} \sum_f (\rho \Gamma_\phi)_f \mathbf{S} \cdot (\nabla \phi)_f^n \\ + \frac{1}{2} \sum_f F \phi_f^{n-1} - \frac{1}{2} \sum_f (\rho \Gamma_\phi)_f \mathbf{S} \cdot (\nabla \phi)_f^{n-1} \\ = S_u V_P + \frac{1}{2} S_p V_P \phi_P^n + \frac{1}{2} S_p V_P \phi_P^{n-1}. \end{aligned} \quad (4.50)$$

Questo tipo di discretizzazione temporale è chiamato “metodo di Crank-Nicolson” (CN) e possiede un’accuratezza del secondo ordine nel tempo. Esso richiede la conoscenza dei valori sulla faccia di ϕ e $\nabla\phi$, insieme ai valori di cella per gli istanti temporali precedente e successivo. I valori sulle facce sono calcolati partendo dai valori di cella su ciascun lato della faccia, utilizzando il *differencing scheme* più appropriato per il termine convettivo e l’eq. 4.43 per il termine diffusivo. Il metodo CN è incondizionatamente stabile, ma non garantisce la limitatezza della soluzione. Un altro metodo che possiede migliori caratteristiche di stabilità e limitatezza della soluzione è il metodo alle differenze all’indietro (*backward*) nel tempo con accuratezza del secondo ordine.

Backward differencing.

Dal momento che la variazione di ϕ nel tempo è ipotizzata lineare, l’eq. 4.49 fornisce solamente una rappresentazione della derivata temporale a $t + \frac{1}{2}\delta t$ con un’accuratezza del secondo ordine; ipotizzare che si abbia lo stesso valore per la derivata al tempo t or $t + \delta t$ riduce l’accuratezza al primo ordine. Tuttavia, se la derivata temporale è discretizzata al secondo ordine, l’intera discretizzazione dell’equazione del trasporto sarà del secondo ordine senza la necessità di dover centrare i termini nel tempo. Lo schema ottenuto è chiamato “backward differencing” (BD) ed utilizza tre istanti temporali per calcolare la derivata nel tempo:

$$\begin{aligned}\phi^{n-2} &= \phi^{t-\delta t}, \\ \phi^{n-1} &= \phi^t, \\ \phi^n &= \phi^{t+\delta t}.\end{aligned}\tag{4.51}$$

Riscrivendo l’istante di tempo $n - 2$ con uno sviluppo di Taylor intorno a n si trova

$$\phi^{n-2} = \phi^n - 2 \left(\frac{\partial\phi}{\partial t} \right)^n \delta t + 2 \left(\frac{\partial^2\phi}{\partial t^2} \right)^n \delta t^2 + \mathcal{O}(\delta t^3),\tag{4.52}$$

allo stesso modo per l’istante $n - 1$ otteniamo

$$\phi^{n-1} = \phi^n - \left(\frac{\partial\phi}{\partial t} \right)^n \delta t + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial^2\phi}{\partial t^2} \right)^n \delta t^2 + \mathcal{O}(\delta t^3).\tag{4.53}$$

Combinando questa equazione con l’eq. 4.52 si ha un’approssimazione del secondo ordine della derivata temporale al nuovo istante n come segue

$$\left(\frac{\partial\phi}{\partial t} \right)^n = \frac{\frac{3}{2}\phi^n - 2\phi^{n-1} + \frac{1}{2}\phi^{n-2}}{\delta t}.\tag{4.54}$$

Trascurando la variazione nel tempo dei flussi sulla faccia e le loro derivate, l'eq. 4.54 fornisce una discretizzazione completamente implicita del secondo ordine dell'equazione generale di trasporto,

$$\begin{aligned} \frac{\frac{3}{2}\rho_P\phi^n - 2\rho_P\phi^{n-1} + \frac{1}{2}\rho_P\phi^{n-2}}{\delta t} V_P + \sum_f F\phi_f^n - \sum_f (\rho\Gamma_\phi)_f \mathbf{S} \cdot (\nabla\phi)_f^n \\ = S_u V_P + S_p V_P \phi_p^n. \end{aligned} \quad (4.55)$$

Nel metodo CN, dal momento che sia il flusso che la componente non ortogonale del termine diffusivo devono essere calcolati usando i valori al nuovo istante di tempo n , si richiedono iterazioni interne per ogni gradino temporale; questo fatto, insieme all'*overhead* della memoria dovuto al numero elevato di variabili memorizzate, implica che il metodo CN è computazionalmente costoso rispetto al metodo BD. Quest'ultimo, anche se è meno "pesante" e più facile da implementare, fornisce un errore di troncamento più grande rispetto al metodo Crank-Nicolson. Ciò è dovuto all'ipotesi della mancanza di variazione nel tempo dei flussi sulla faccia e delle derivate. Questo errore si manifesta come diffusione numerica, simile a quella prodotta dal metodo UD per il termine convettivo. Tuttavia, se si restringe il numero di Courant (CFL) ad un valore minore di 1, il gradino temporale tenderà ad essere molto piccolo facendo sì che gli errori di diffusione numerica nel tempo si mantengano molto limitati; inoltre in tale caso la stabilità dello schema di discretizzazione spaziale aumenta, così come la limitatezza della soluzione del metodo BD.

A questo punto, dopo la discretizzazione spaziale e temporale e utilizzando l'eq. 4.50 o 4.55 in ogni volume di controllo CV del dominio, si può scrivere un sistema di equazioni algebriche nella forma

$$[A] [\phi] = [R]. \quad (4.56)$$

Nell'eq. 4.56 $[A]$ è una matrice sparsa con coefficienti a_P sulla diagonale e a_N fuori dalla diagonale, $[\phi]$ è il vettore della generica variabile ϕ per tutti i volumi di controllo e $[R]$ è il vettore del termine di sorgente. Quando il sistema è risolto, esso fornisce un nuovo insieme di valori $[\phi]$ (la soluzione per il nuovo *time-step* n). I coefficienti a_P includono il contributo da tutti i termini corrispondenti a $[\phi_p^n]$, cioè la derivata temporale, i termini di convezione e diffusione, insieme alla parte lineare del termine di sorgente. I coefficienti a_N inglobano i termini corrispondenti per ogni punto vicino (*neighboring*). Si esegue la sommatoria su tutti i volumi di controllo che condividono una faccia con il volume di controllo considerato. Il termine di sorgente in-

clude tutti i termini che possono essere calcolati senza conoscere il nuovo $[\phi]$, vale a dire la parte costante del termine di sorgente e le parti della derivata temporale, dei termini convettivi e diffusivi corrispondenti all'istante di tempo precedente $n - 1$. Questo sistema di equazioni può essere risolto con metodi diretti o iterativi. I metodi diretti forniscono la soluzione del sistema di equazioni algebriche in un numero finito di operazioni aritmetiche; i metodi iterativi partono con valori di tentativo ed in seguito continuano a migliorare l'approssimazione attuale della soluzione, finchè arrivano in una fascia di tolleranza della soluzione specificata. Mentre i metodi diretti sono appropriati per sistemi con poche equazioni, il numero delle operazioni necessarie per raggiungere la soluzione aumenta con il quadrato del numero delle equazioni, rendendo il calcolo troppo complicato e computazionalmente costoso per sistemi con molte equazioni. I metodi iterativi invece sono più "economici", ma si richiedono certe condizioni sulla matrice.

4.3.2.5 Condizioni al contorno

Ogni volume di controllo fornisce un'equazione algebrica; gli integrali di volume sono calcolati allo stesso modo per ogni CV interno al dominio, ma i flussi attraverso le facce del CV, coincidenti con il confine del dominio, richiedono un trattamento speciale. Questi flussi appartenenti al confine del dominio devono essere noti, oppure devono essere espressi come una combinazione dei valori all'interno del dominio insieme ai dati al contorno; dal momento che essi non forniscono equazioni addizionali, non dovrebbero nemmeno introdurre ulteriori incognite. Non essendoci nodi fuori dal dominio, queste approssimazioni si devono basare su differenze laterali (*one-sided differences*) oppure estrapolazioni.

Di solito ci sono tre condizioni al contorno, utilizzate per chiudere il sistema di equazioni:

- condizione al contorno a gradiente nullo, in cui si annulla il gradiente della soluzione (condizione al contorno di *Neumann*);
- condizione al contorno a valore fisso, in cui si definisce un valore specifico della soluzione (condizione di *Dirichlet*);
- condizione di simmetria del contorno, in cui le variabili conservate vengono trattate come se il confine del dominio fosse un piano di simmetria; questa condizione stabilisce che la componente del gradiente della soluzione normale a questo piano sia pari a zero; le componenti parallele sono estrapolate dalle celle interne.

Per esempio, per una simulazione di aerodinamica esterna, si assegna un valore fissato alla velocità sul contorno di ingresso del dominio (*inlet*) mentre alla pressione si impone un gradiente

nullo; sul contorno di uscita del dominio (*outlet*) la pressione è definita con un valore fissato mentre il gradiente della velocità è nullo. Se si vuole simmetria al contorno, si devono utilizzare condizioni al contorno di simmetria applicate a confini fissi del dominio.

Sulle pareti solide si deve garantire la condizione di aderenza (*no-slip*), dunque si deve specificare un valore fisso per la velocità ($\mathbf{u} = \mathbf{u}_{\text{parete}}$) ed un gradiente di pressione nullo.

4.3.3 “Ansys Fluent” e soluzione delle equazioni di Navier Stokes

Per i nostri calcoli, le equazioni incomprimibili instazionarie Reynolds-Averaged Navier-Stokes (URANS) sono risolte numericamente usando il codice commerciale a volumi finiti “Ansys Fluent”. I valori di centro cella delle variabili vengono interpolati sulle facce utilizzando uno schema alle differenze centrate del secondo ordine per i termini diffusivi. I termini convettivi sono discretizzati sulle facce delle celle tramite uno schema *upwind* del secondo ordine [50]. Per evitare oscillazioni spurie si usa un limitatore di pendenza (*slope*) multidimensionale [51], che rafforza il principio di monotonicità evitando che la variabile di campo ricostruita linearmente sulle facce delle celle superi il valore massimo o minimo delle celle vicine. Questo porta ad uno schema *total variation differencing* (TVD) che garantisce l’accuratezza, la stabilità e la limitatezza della soluzione [25, 29, 31]. Per calcolare i gradienti nei centri delle celle, si utilizza il metodo di ricostruzione ai minimi quadrati (*least squares cell-based*). L’accoppiamento pressione-velocità è ottenuto tramite l’algoritmo SIMPLE (*Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations*) [29, 32, 33] con correzioni per l’ortogonalità di cella e non appena si trova la soluzione sulle *mesh* collocate, si utilizza lo schema di interpolazione di Rhie-Chow [48] per prevenire l’instabilità di pressione (modi spuri di pressione chiamati “a scacchiera”). Per quanto riguarda il modello di turbolenza, è stato impiegato il modello “shear-stress transport (SST) $\kappa - \omega$ ”, dotato di funzioni di parete continue [44, 49]. Le grandezze turbolente, vale a dire l’energia cinetica turbolenta κ e la dissipazione turbolenta specifica ω , sono discretizzate utilizzando lo stesso schema come per i termini convettivi; per la discretizzazione nel tempo si usa un metodo implicito all’indietro (*backward*) del secondo ordine. Ne consegue che la metodologia impiegata per le nostre simulazioni possiede un’accuratezza del secondo ordine nel tempo e nello spazio.

Capitolo 5

Volo planato

5.1 Simulazioni

5.1.1 Ala del gabbiano

Dopo aver generato le geometrie alari, è necessario creare le griglie (“*mesh*”) di discretizzazione del dominio fluido tramite l’uso dei softwares “Ansys Design Modeler” e “Ansys Meshing”. Innanzitutto si utilizza “Ansys Design Modeler”, con il quale è possibile importare la geometria precedentemente costruita con il CAD “Solidworks”; in seguito si assegna una rotazione dell’ala attorno alla coordinata lungo l’apertura alare z per ottenere l’angolo di attacco desiderato.

A questo punto si crea un dominio computazionale a forma di parallelepipedo attorno al profilo alare; le dimensioni di esso sono scelte in modo tale che venga garantita una sufficiente distanza tra il profilo alare e le frontiere del dominio di calcolo e quindi che il flusso rimanga imperturbato nelle vicinanze delle stesse, dopodiché viene assegnato un adeguato spazio a valle dell’ala per contenere pienamente lo sviluppo dei vortici della scia.

Ad ogni faccia del parallelepipedo è stata imposta una condizione al contorno tramite una selezione con nome (“named selection”): alla faccia di ingresso, chiamata “inlet”, viene assegnata in “Fluent” una velocità di flusso che, per le simulazioni preliminari, è stata scelta pari a 7.3 m/s, corrispondente ad un numero di Reynolds Re di 100000 ($Re = \frac{\rho v L}{\mu}$, con L la lunghezza della corda dell’ala).

Si inserisce quindi un valore percentuale di intensità di turbolenza di riflusso uguale a 5%. Alle 4 facce laterali (tra cui quella contenente la radice dell’ala) è assegnata la condizione di parete di simmetria in cui si ha il vettore velocità normale al piano pari a zero, come pure i gradienti di tutte le variabili normali ad esso. Si assegna alla faccia posteriore, chiamata “outlet”, la

condizione di “pressure outlet”, cioè la pressione relativa all’uscita risulta nulla e si impone un’intensità percentuale di turbolenza pari a 5%.

Il profilo alare è definito da due superfici (“wingtop” e “wingbottom”) a cui vengono imposte le condizioni di parete solida “wall” con opzione “no-slip”, utile per studiare lo strato limite attorno all’ala. Volendo studiare l’aerodinamica dei profili per diversi angoli di attacco, si inserisce la funzione “Body operations - Rotate” al fine di ruotare l’ala attorno all’asse z dell’angolo desiderato. Infine si imposta un’operazione booleana di sottrazione tra due corpi: al dominio fluido esterno deve essere sottratto il dominio solido delimitato dall’ala.

A questo punto si salva il file .agdb generato da “Ansys Design Modeler” e lo si importa in “Ansys Meshing”.

In “Ansys Meshing” si sceglie un metodo di “meshatura” non strutturata per il dominio caratterizzato da elementi tetraedrici.

Dopo aver definito le dimensioni di massima degli elementi a livello di *mesh* globale, si passa alla determinazione dei parametri locali della *mesh*. Per avere una buona distribuzione di celle nei punti “critici” del corpo in analisi, si introducono funzioni avanzate di dimensionamento degli elementi sulla curvatura delle superfici, in modo che la *mesh* segua correttamente la curvatura dell’oggetto ottenendo un buon controllo sulla crescita e distribuzione locale della griglia. Inoltre si vuole infittire la griglia sulla superficie del corpo inserendo un “face-sizing”, riducendo cioè le dimensioni delle celle applicate su di essa (e di conseguenza aumentandone il numero) rispetto alle dimensioni delle celle appartenenti al dominio fluido lontano dal corpo.

Per risolvere correttamente la scia dell’oggetto si usa un “body of influence”, cioè un dominio (a forma di parallelepipedo) attorno all’ala di dimensioni limitate e molto fitto come numero di celle rispetto ai valori dimensionali di *mesh* globali (fig. 5.1 e 5.2). Infine si inserisce una funzione detta “inflation” che permette di generare diversi strati di *mesh* strutturata (elementi prismatici) attorno al profilo alare, al fine di risolvere lo strato limite aumentando la risoluzione locale della griglia (fig. 5.3). Questi strati di *mesh* devono essere gradualmente più spessi allontanandosi dalla parete solida con un fattore di crescita pari a 1.2, dopo aver scelto lo spessore del primo strato di griglia a contatto con la parete solida alare. Tramite la scelta di quest’ultimo parametro, è possibile controllare il valore di $y^+ = \frac{u_* y}{\nu}$, dove $u_* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$ è la velocità di “taglio” (τ_w è la tensione tangenziale sulla parete solida e ρ la densità del fluido), y è la distanza dalla parete più vicina e ν la viscosità cinematica locale del fluido. Tale parametro definisce la distanza dalla parete adimensionale del primo strato di celle appartenenti alla *mesh*; per ottenere una soluzione corretta è molto importante scegliere una distanza del primo nodo più vicino alla parete tale che y^+ risulti minore di 5 oppure sia compreso tra 30 e 300.

Nel primo caso “Ansys Fluent” risolve direttamente lo strato limite, la simulazione è computa-

zionalmente più pesante ma anche più precisa; nel secondo caso “Fluent” utilizza una funzione di parete continua, con una conseguente maggior velocità nell’esecuzione del calcolo.

Dunque è preferibile lavorare con $30 < y^+ < 300$ nel momento in cui si vuole studiare il flusso nel dominio fluido piuttosto che le forze sulla parete. Per le simulazioni preliminari sono state utilizzate 3 *mesh*: la prima, con numeri di elementi pari a $1.4 \div 1.8$ milioni di elementi; la seconda con 5 milioni di celle; la terza con 10 milioni di elementi.

La simulazione numerica effettuata utilizzando “Ansys Fluent R14” è ottenuta tramite il metodo basato sulla pressione con algoritmi di accoppiamento velocità-pressione che usa una combinazione delle equazioni di continuità e quantità di moto per ottenere un’equazione di correzione per la pressione. Inoltre si applicano metodi di approssimazione del secondo ordine nello spazio (caso stazionario ed instazionario) e nel tempo (caso instazionario). Il modello turbolento di chiusura delle equazioni RANS utilizzato è il $\kappa - \omega$ SST (“Shear stress transport”), un modello di risoluzione più “raffinato” e con costo computazionale maggiore: è particolarmente robusto ed accurato per flussi a basso numero di Reynolds e con forti gradienti avversi di pressione; esso si avvale di una funzione di transizione che accoppia il modello Standard $\kappa - \omega$, applicato vicino alla parete, con il modello $\kappa - \varepsilon$ (ottimizzato per numeri di Reynolds alti), impiegato nella zona più lontana dallo strato limite (*free shear layer*). Questo modello presenta una formulazione della viscosità turbolenta modificata che tiene conto degli effetti di trasporto della tensione tangenziale turbolenta principale e generalmente fornisce una previsione accurata sia del punto di inizio separazione dello strato limite, dovuta a gradienti avversi di pressione, sia lo spessore dello strato limite separato. Le simulazioni aerodinamiche sono state effettuate considerando aria alle condizioni di riferimento standard sul livello del mare.

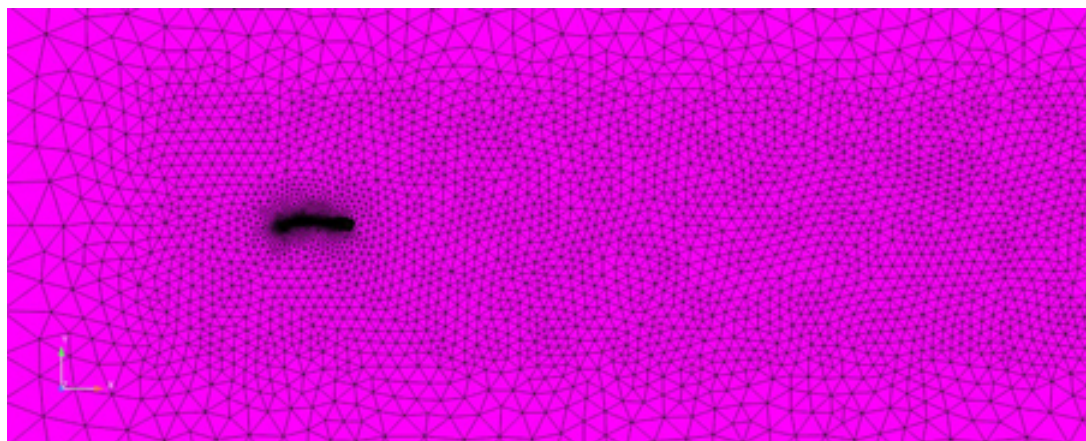


Figura 5.1: *Mesh* tetraedrica sulla parete laterale con dominio “fine” contenente la scia dell’ala ($1.4 \div 1.8$ milioni di elementi).

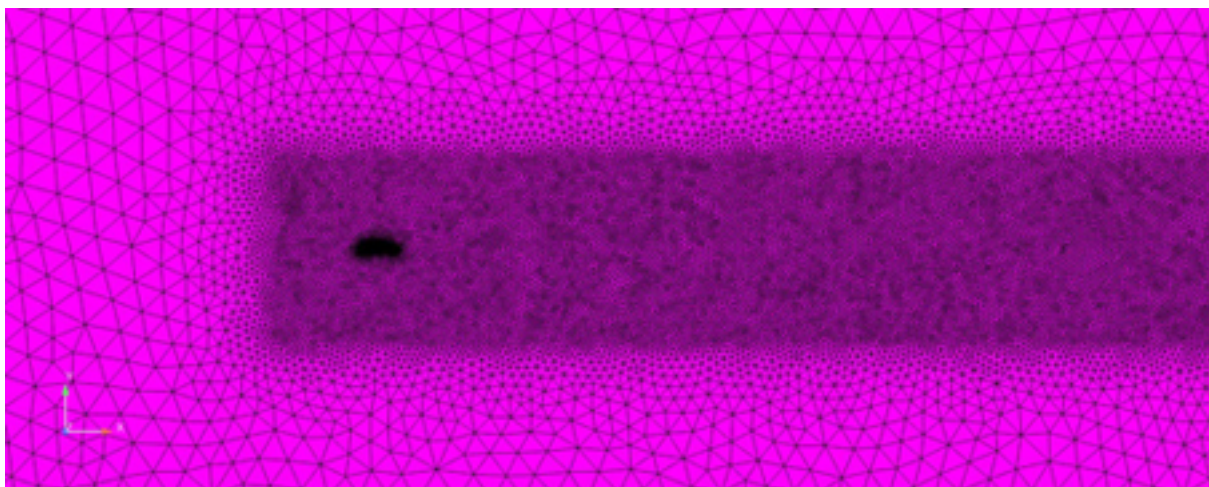


Figura 5.2: Seconda griglia con “body of influence” più “fitto” messo in evidenza (≈ 5 milioni di elementi).

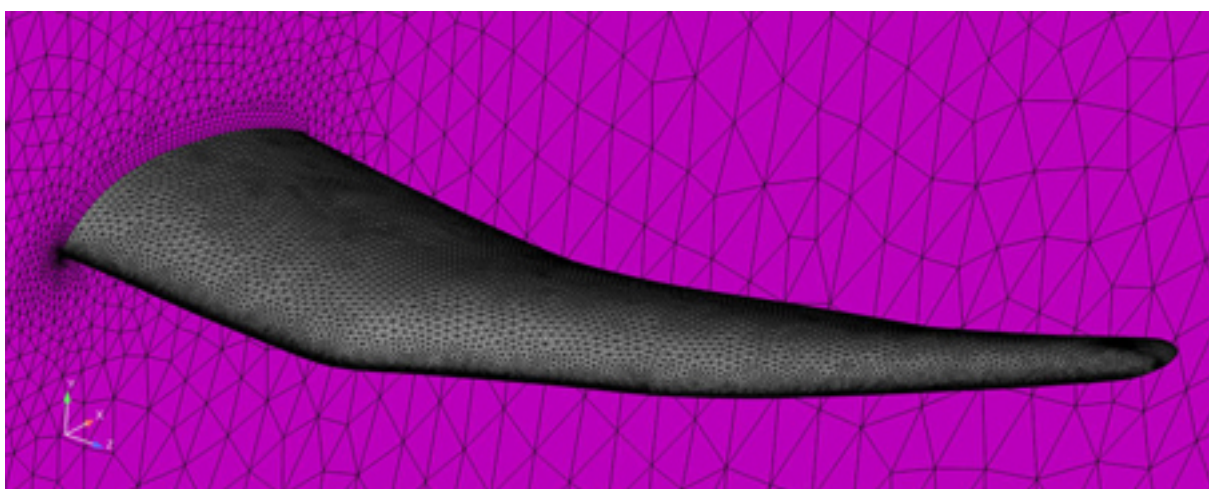


Figura 5.3: Vista della griglia generata sulla parete di simmetria e sulla superficie alare con funzioni di dimensionamento locali e con elementi prismatici strutturati avvolgenti il profilo (“inflation layers”) (≈ 1.5 milioni di elementi).

5.1.1.1 Risultati delle simulazioni in volo planato (ala gabbiano)

Le simulazioni sono state effettuate con un numero di Reynolds pari a 10^5 , corrispondente ad una velocità di ingresso del flusso pari a 7.31 m/s per una corda alla radice uguale a 0.2 m e viscosità cinematica dell'aria ν pari a $1.7894 \times 10^{-5} \text{ kg/(ms)}$.

Sono posti a confronto i risultati dei calcoli con diverse geometrie (con svergolamento, senza svergolamento) e modello turbolento K-Omega SST, per casi permanenti (*steady*). Si può notare come la presenza dello svergolamento naturale incrementi il valore di portanza rispetto al caso senza svergolamento.

In seguito sono presentate le visualizzazioni (*post-processing*) di pressione statica sulle ali; le linee di corrente evidenziano il vortice di estremità alare, che si intensifica all'aumentare dell'angolo di attacco. In fig. 5.16 è visibile l'incipiente stallo del profilo alare.

Da questi calcoli si desume che il rapporto C_L/C_D (fig. 5.6) risulta massimizzato per un angolo di attacco AoA pari a 0° , nel caso di ala con svergolamento; ne terremo conto nelle successive simulazioni con *mesh* dinamiche (ala battente), che verranno quindi effettuate con ali aventi AoA pari a 0° .

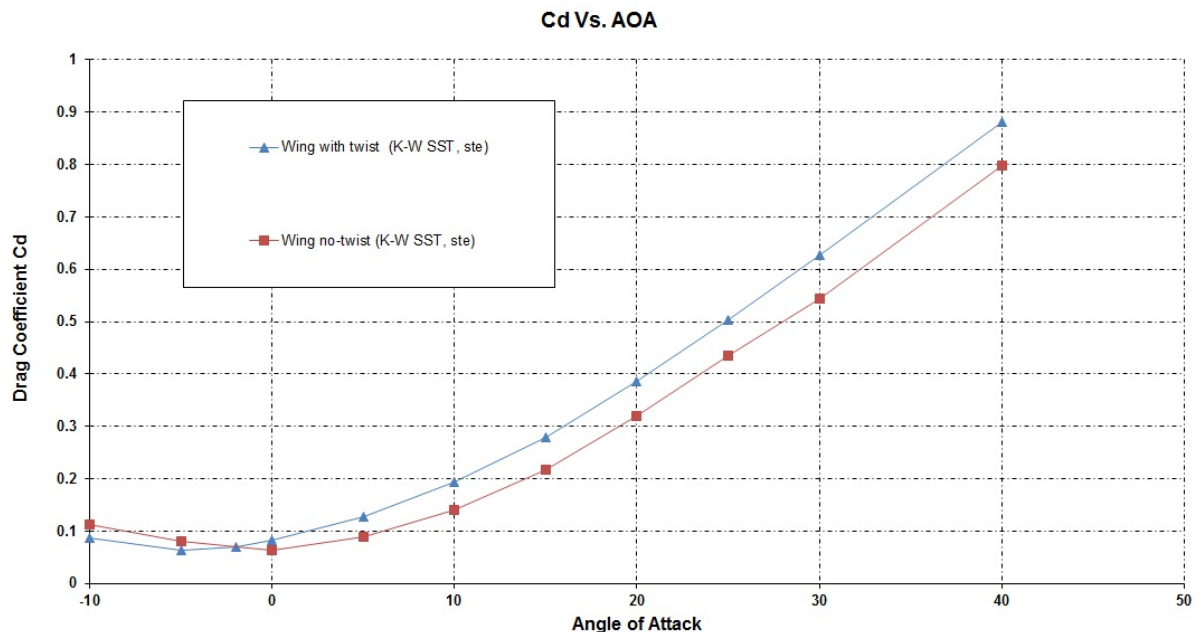


Figura 5.4: Coefficiente di resistenza in funzione dell'angolo di attacco.

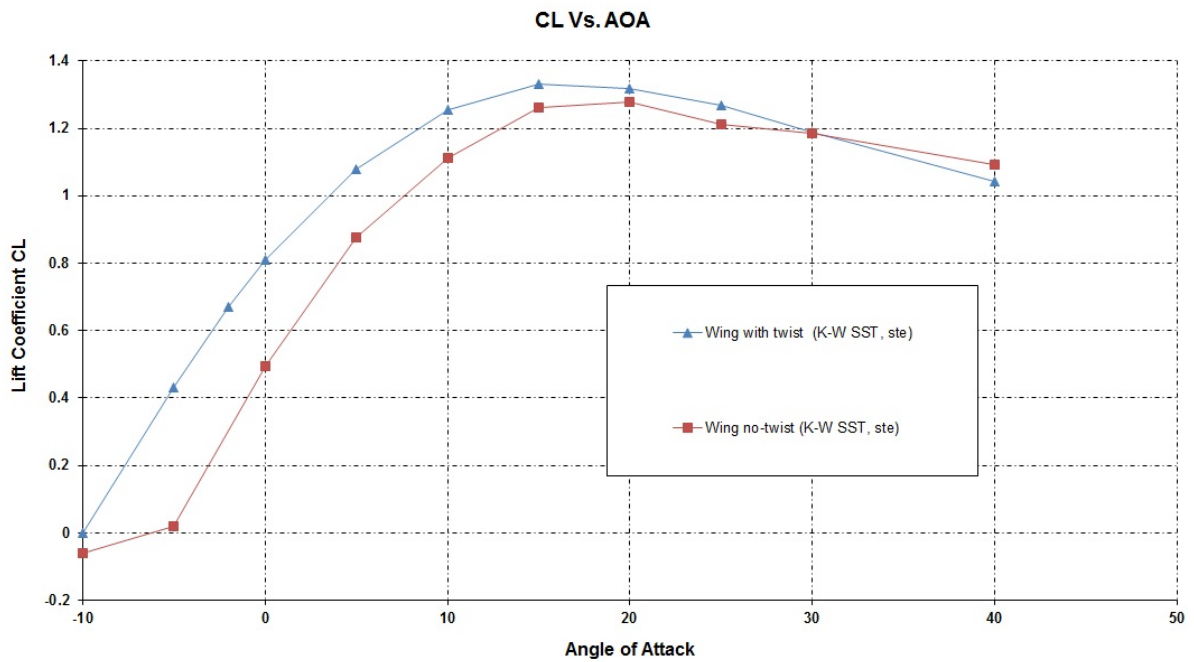


Figura 5.5: Coefficiente di portanza in funzione dell'angolo di attacco.

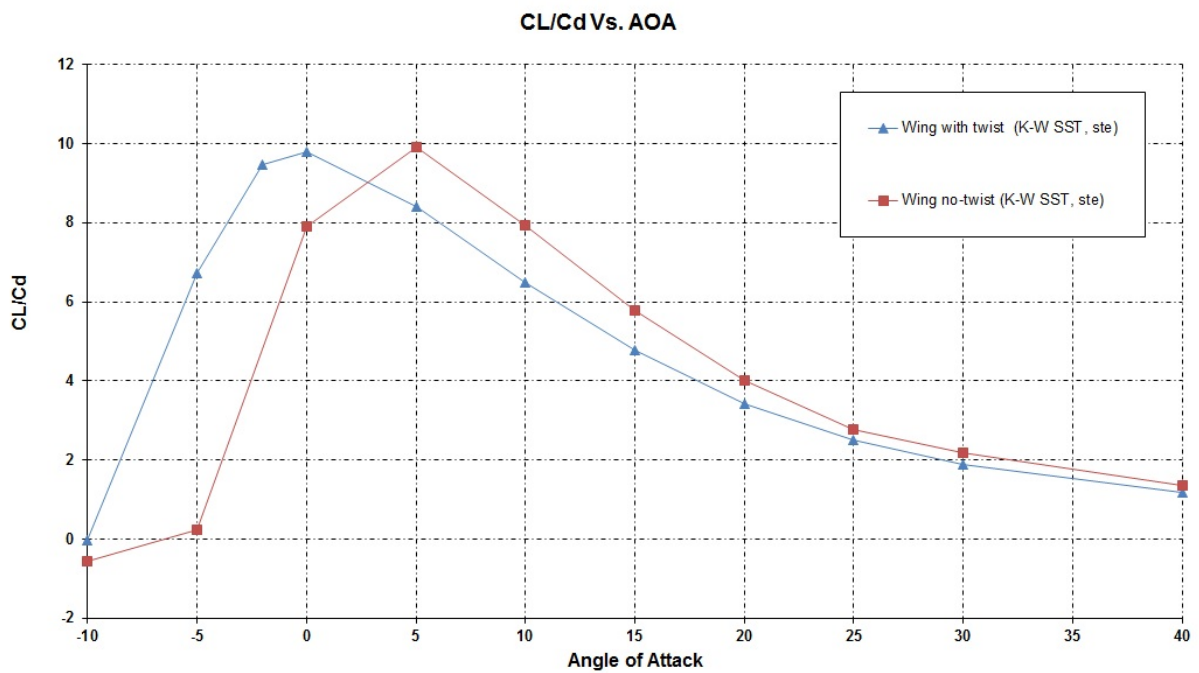


Figura 5.6: Rapporto C_L/C_D in funzione dell'angolo di attacco.

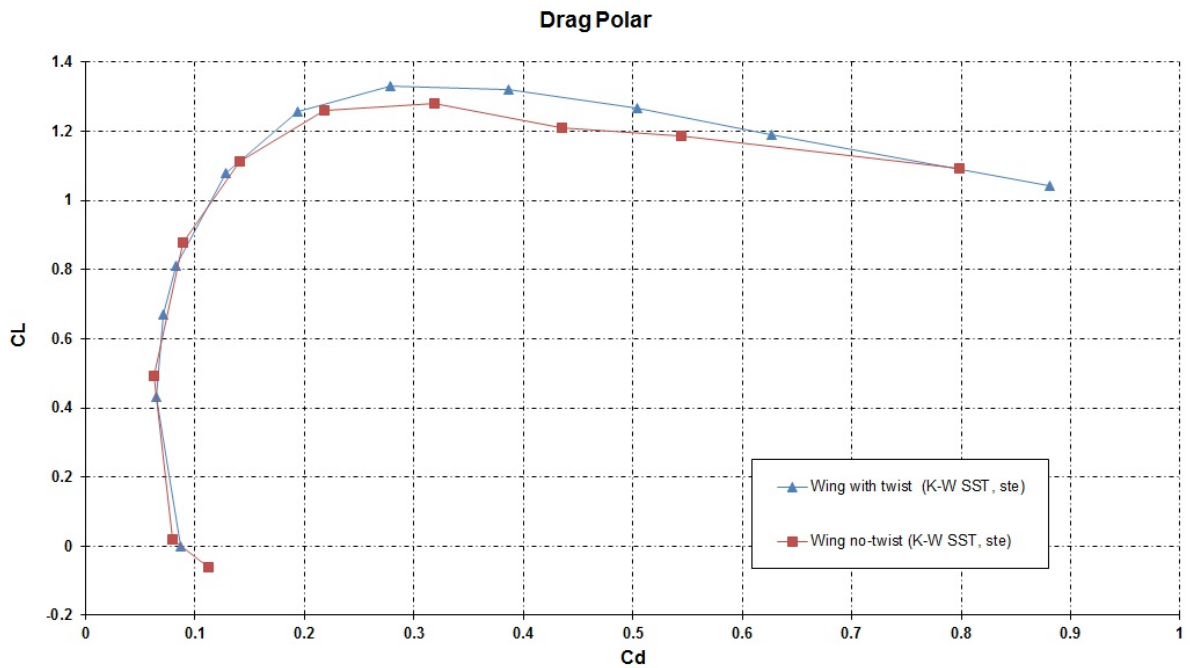


Figura 5.7: C_L in funzione di C_D (diagramma polare).

5.1.1.2 Simulazioni a 0° di angolo di attacco

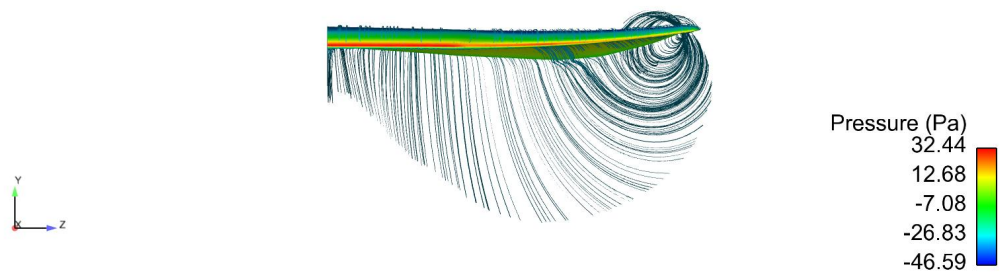


Figura 5.8: Visualizzazione della pressione statica e delle linee di corrente dell'ala (vista frontale).



Figura 5.9: Visualizzazione della pressione statica e delle linee di corrente dell'ala (vista isometrica).

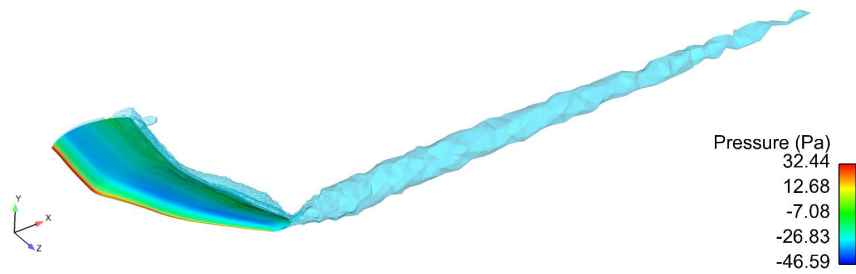


Figura 5.10: Visualizzazione della pressione statica e della scia tramite criterio-Q [52] (vista isometrica).

5.1.1.3 Simulazioni a 10° di angolo di attacco

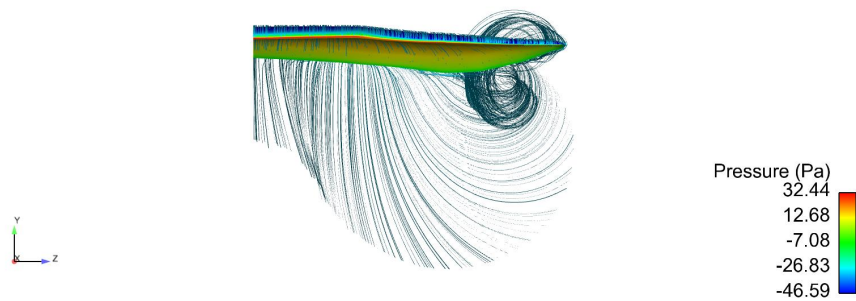


Figura 5.11: Visualizzazione della pressione statica e delle linee di corrente (vista frontale).

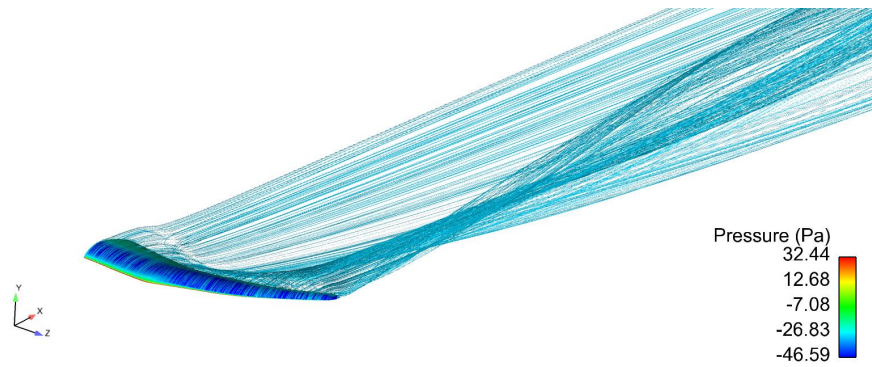


Figura 5.12: Visualizzazione della pressione statica e delle linee di corrente (vista isometrica).

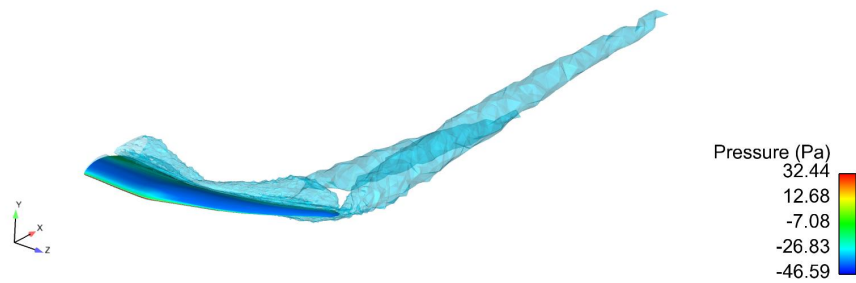


Figura 5.13: Visualizzazione della pressione statica e della scia tramite criterio-Q [52].

5.1.1.4 Simulazioni a 20° di angolo di attacco

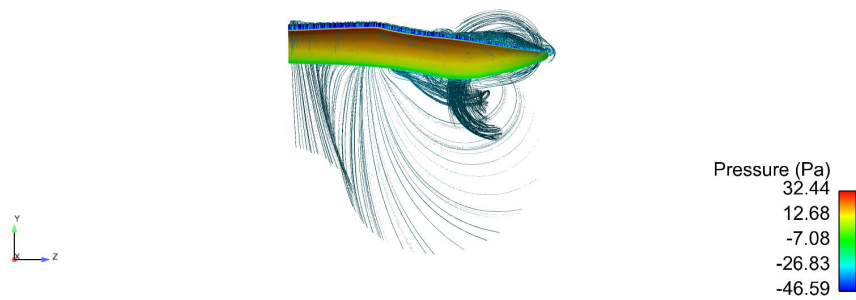


Figura 5.14: Visualizzazione della pressione statica e delle linee di corrente (vista frontale).

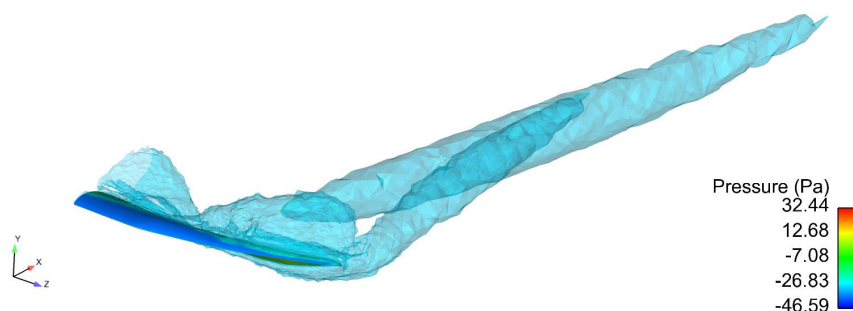


Figura 5.15: Visualizzazione della pressione statica e delle linee di corrente (vista isometrica).



Figura 5.16: Visualizzazione della pressione statica e della scia tramite criterio-Q [52].

5.1.1.5 Simulazioni con l'ala di gabbiano per diversi angoli di rotazione

Le simulazioni sono state effettuate con *mesh* statica applicata all'ala di gabbiano con svergolamento. L'ala è stata ruotata rigidamente rispetto all'asse x (direzione parallela alla corda del profilo) dei seguenti angoli: $-30^\circ, -20^\circ, -10^\circ$ e $+10^\circ, +20^\circ, +30^\circ$.

flapping angle [deg]	C_D	C_L	C_L/C_D
-30	0.076785	0.751064	9.781351
-20	0.077681	0.816189	10.507
-10	0.079	0.856731	10.84464
0	0.078853	0.865553	10.97683
10	0.082814	0.875207	10.56838
20	0.085614	0.813727	9.504613
30	0.089178	0.737123	8.265796

Questi risultati suggeriscono di centrare il battito delle ali attorno ad un angolo di 10° rispetto all'orizzontale per avere una portanza media più alta (quindi battito asimmetrico); se invece è importante massimizzare il rapporto portanza/resistenza il battito può essere simmetrico.

5.1.2 Ala Selig S1223

5.1.2.1 Risultati delle simulazioni in volo planato (ala Selig)

Le simulazioni sono state effettuate con un'ala Selig S1223 senza svergolamento (fig. 3.14) e con svergolamento; la velocità di ingresso del flusso è pari a 5 m/s (viscosità cinematica dell'aria ν pari a $1.7894 \times 10^{-5} \text{ kg/(ms)}$). La corda del profilo alla radice è pari a 0.25 m e la semi-apertura alare è 0.6 m .

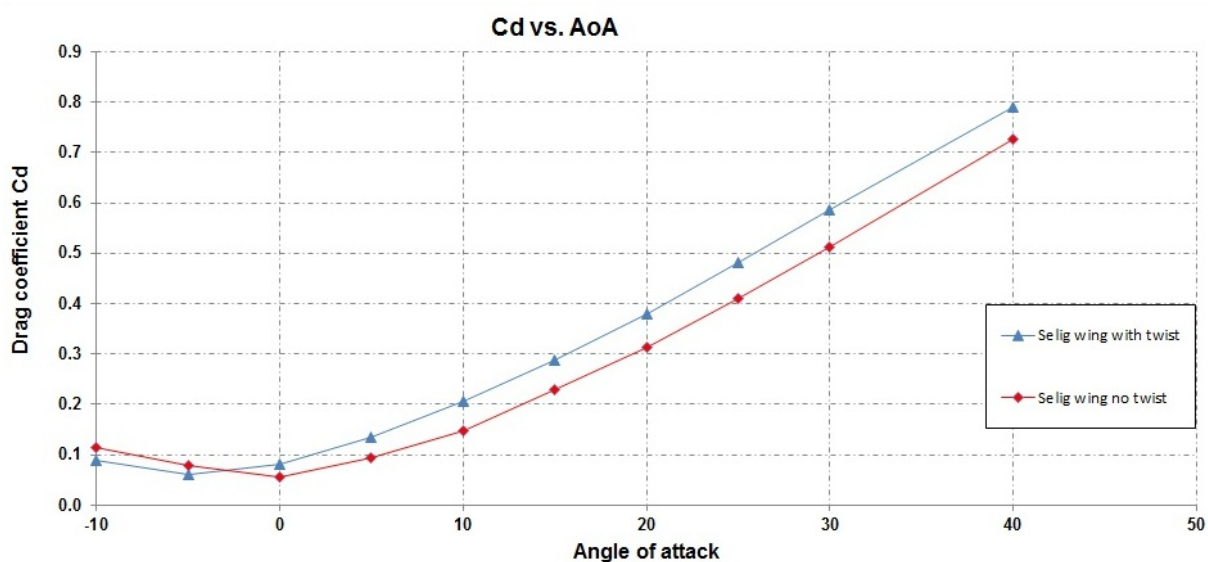


Figura 5.17: Coefficiente di portanza in funzione dell'angolo di attacco.

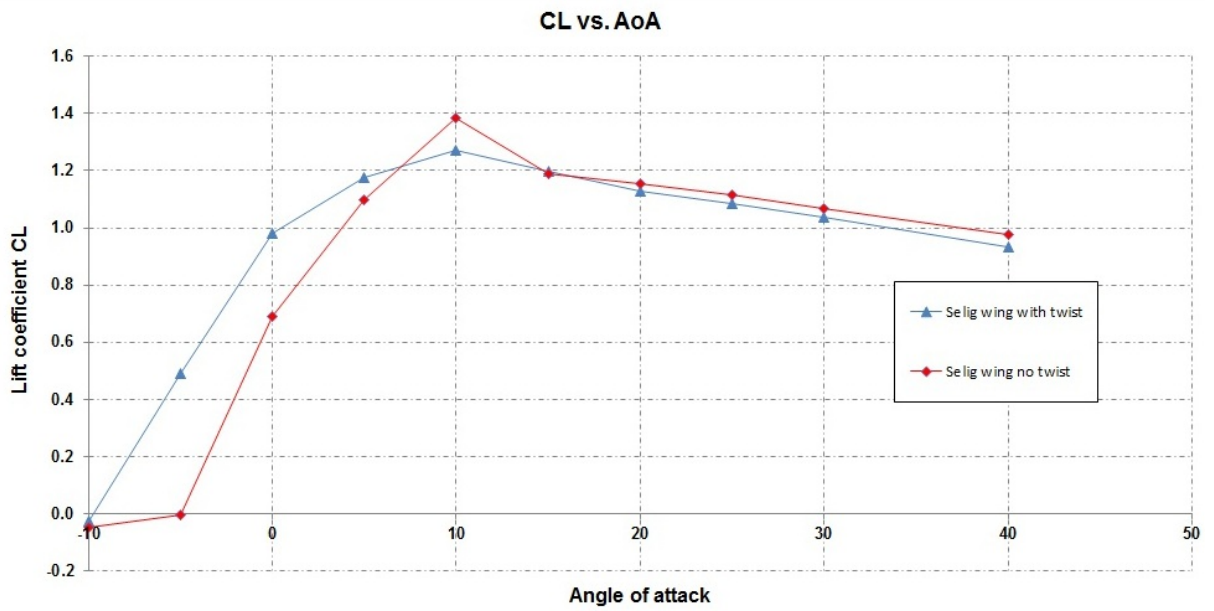


Figura 5.18: Coefficiente di portanza in funzione dell'angolo di attacco.

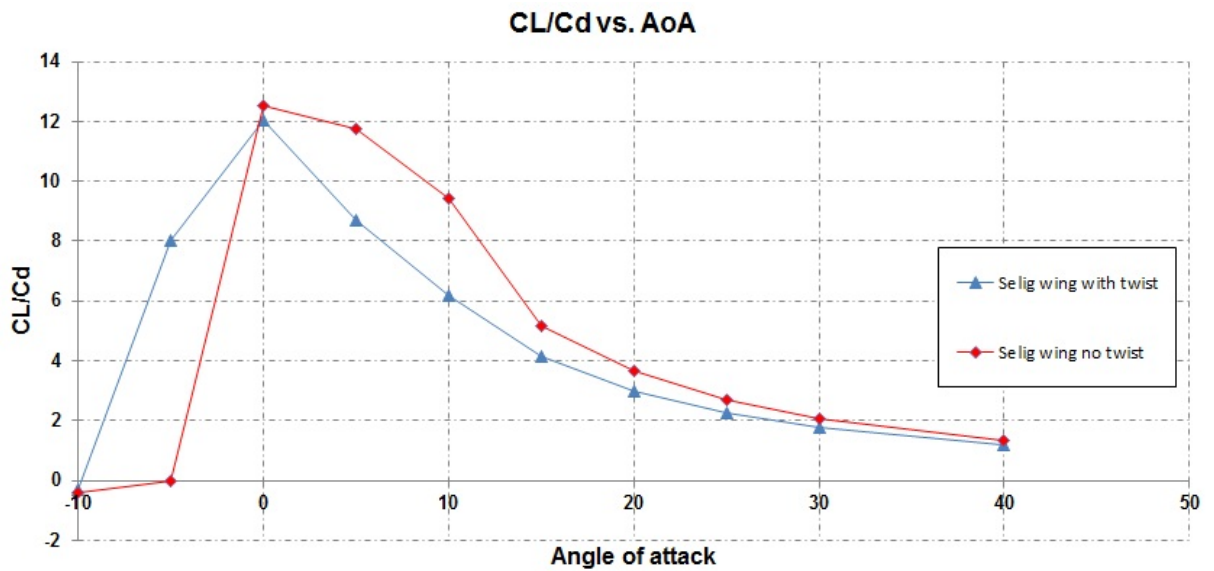


Figura 5.19: Rapporto C_L/C_D in funzione dell'angolo di attacco.

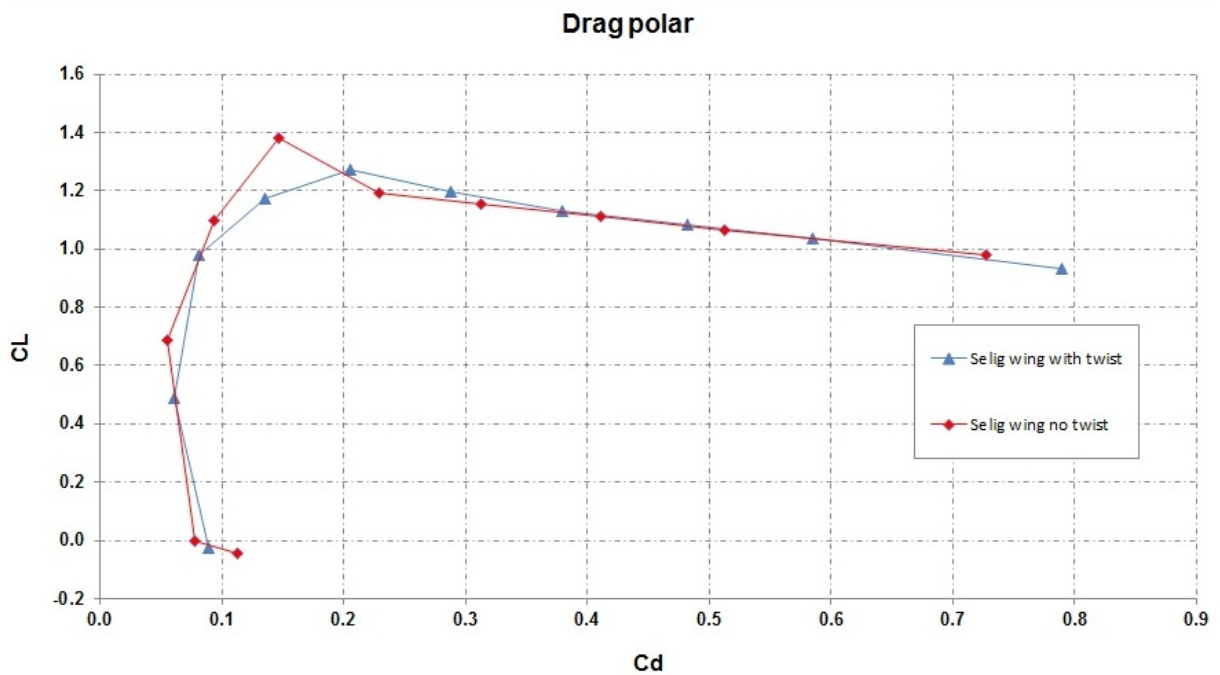


Figura 5.20: C_L in funzione di C_D (polare).

5.1.3 Ala del gufo

5.1.3.1 Risultati delle simulazioni in volo planato (ala gufo)

Le simulazioni sono state effettuate con un'ala di gufo caratterizzata dalla medesima superficie alare dell'ala di gabbiano (scalando opportunamente la geometria), ad un numero di Reynolds pari a 10^5 , corrispondente ad una velocità di ingresso del flusso pari a 5.31 m/s (viscosità cinematica dell'aria ν pari a $1.7894 \times 10^{-5} \text{ kg/(ms)}$). La corda del profilo alla radice è pari a 0.274 m .

In seguito sono riportati i grafici dei coefficienti C_D e C_L in funzione dell'angolo di attacco, insieme ai diagrammi dell'efficienza aerodinamica ed infine la polare.

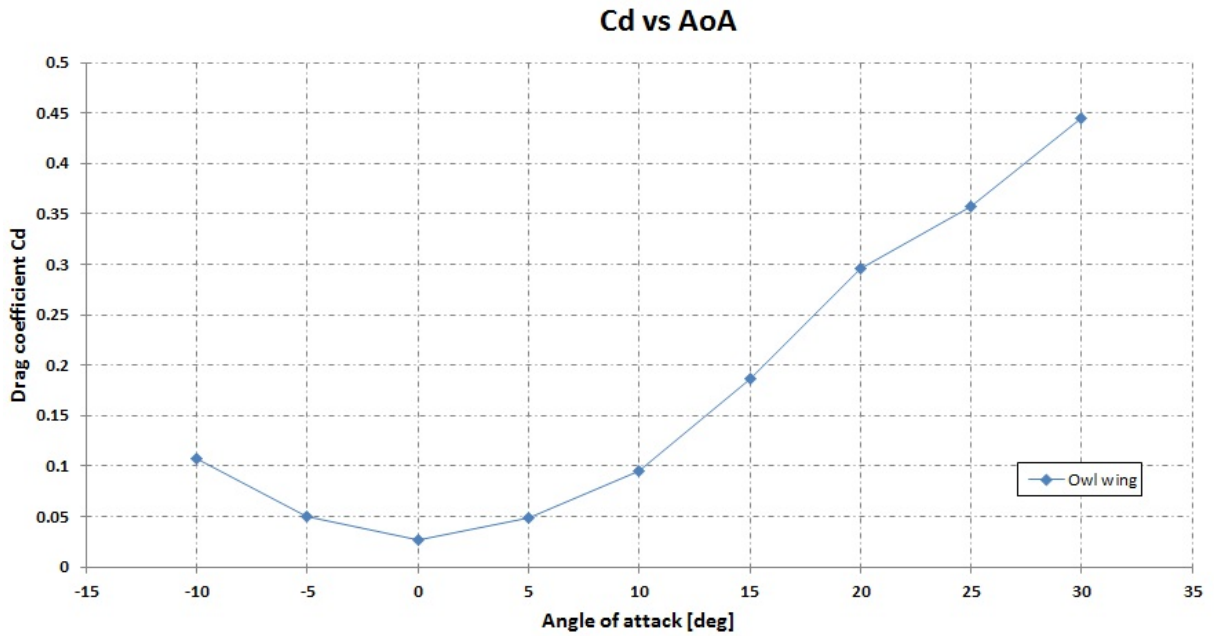


Figura 5.21: Coefficiente di resistenza in funzione dell'angolo di attacco.

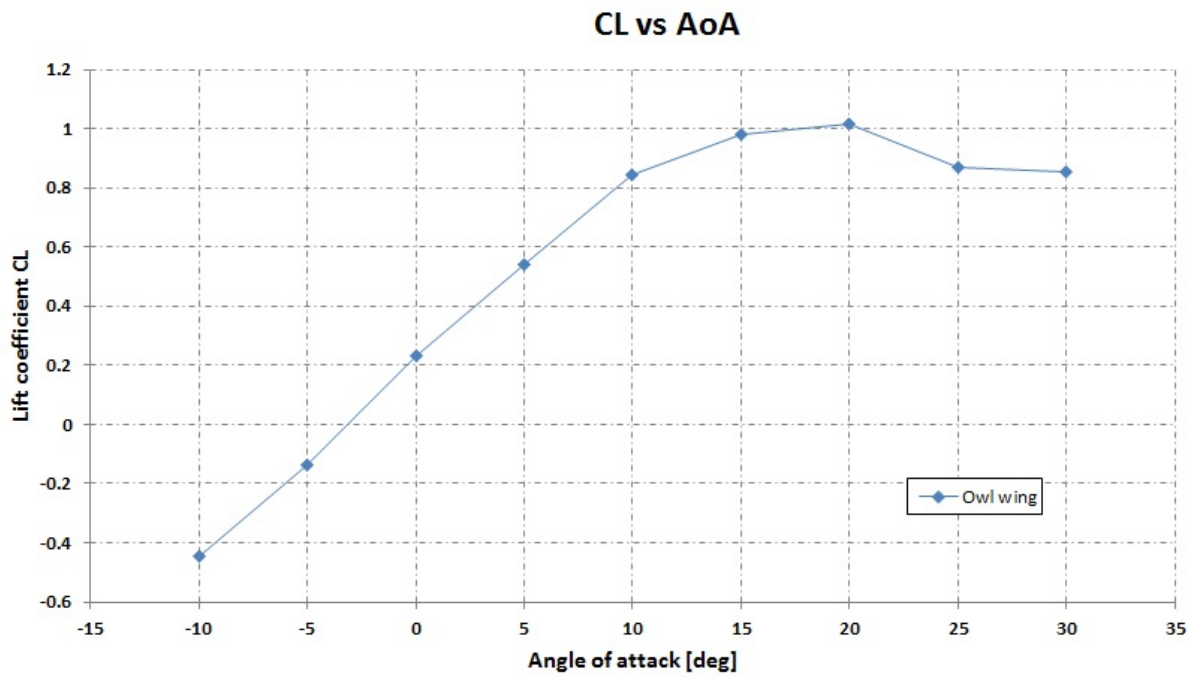


Figura 5.22: Coefficiente di portanza in funzione dell'angolo di attacco.

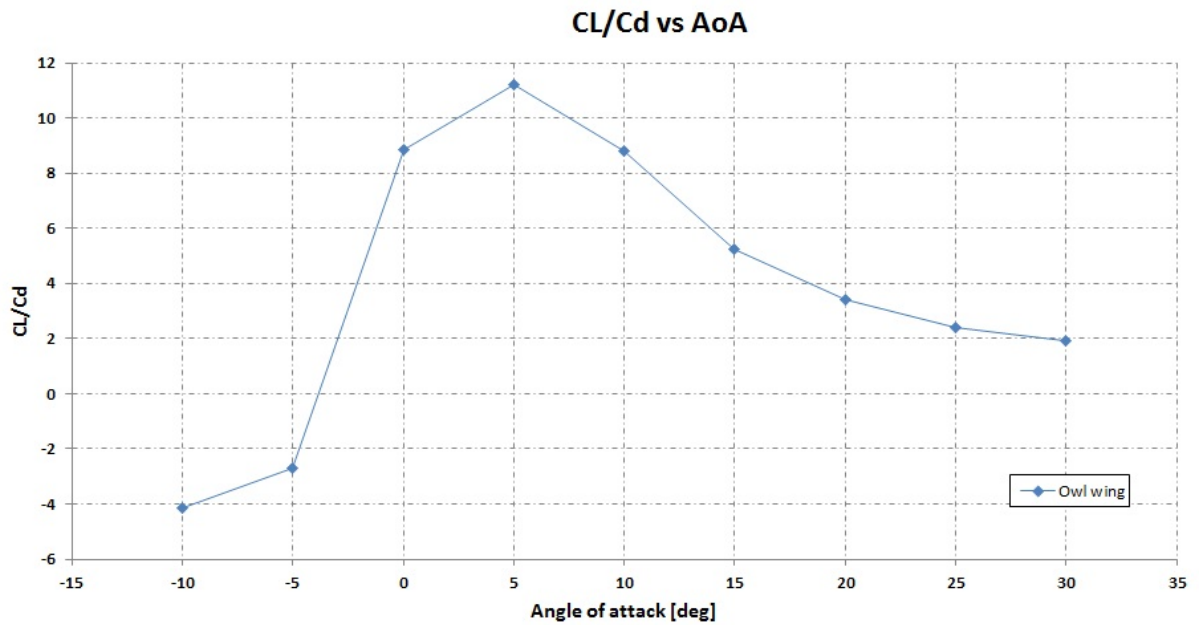


Figura 5.23: Rapporto C_L/C_D in funzione dell'angolo di attacco.

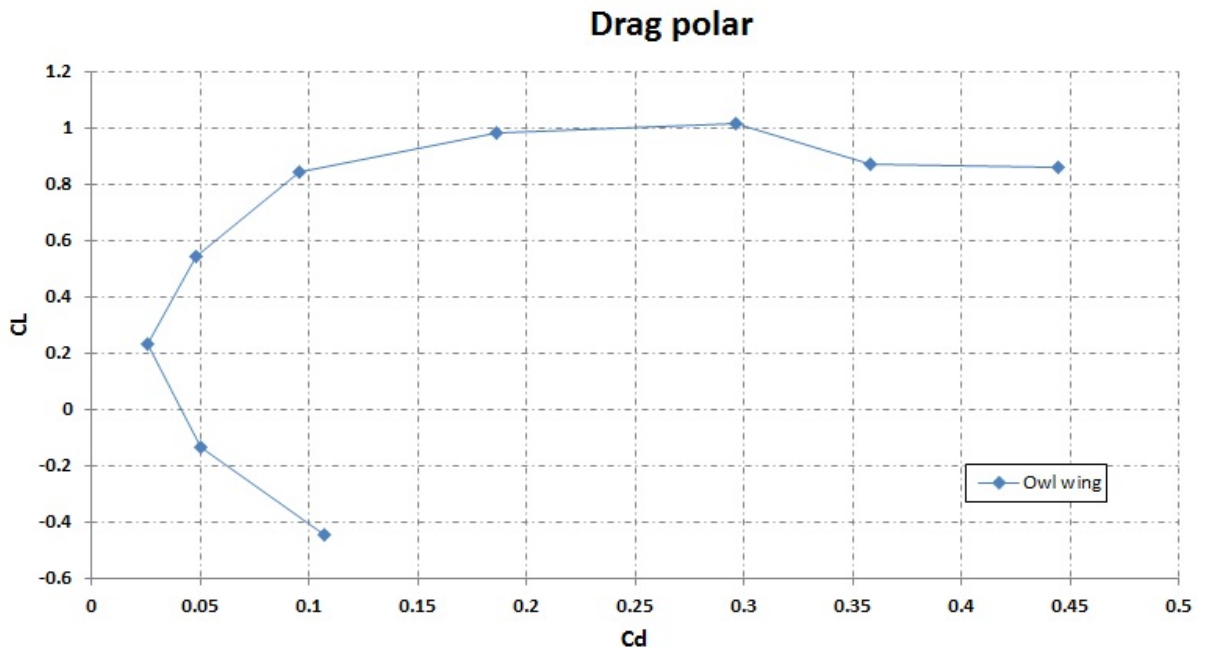


Figura 5.24: C_L in funzione di C_D (polare).

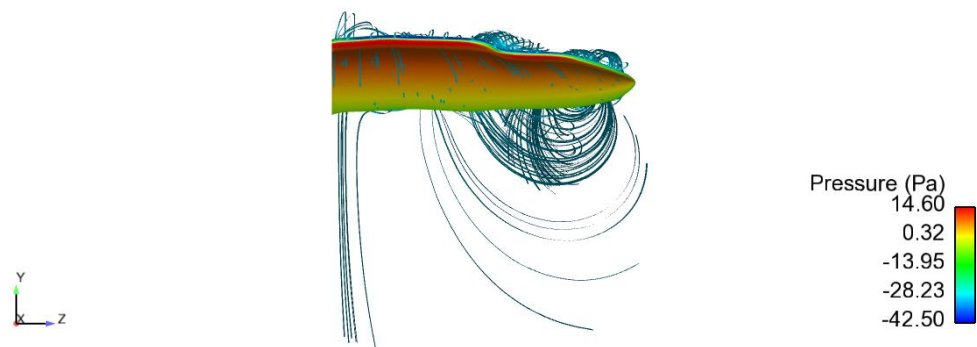


Figura 5.25: Visualizzazione con curve di livello della pressione statica (angolo di attacco 20°).

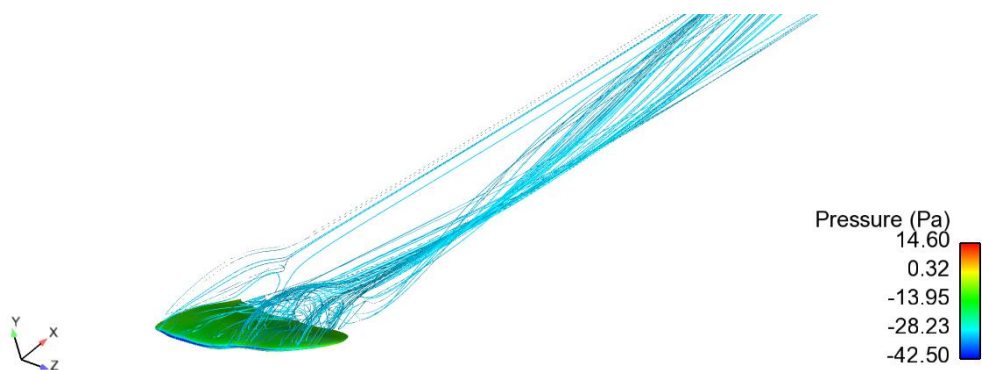


Figura 5.26: Visualizzazione con curve di livello della pressione statica (angolo di attacco 20°).

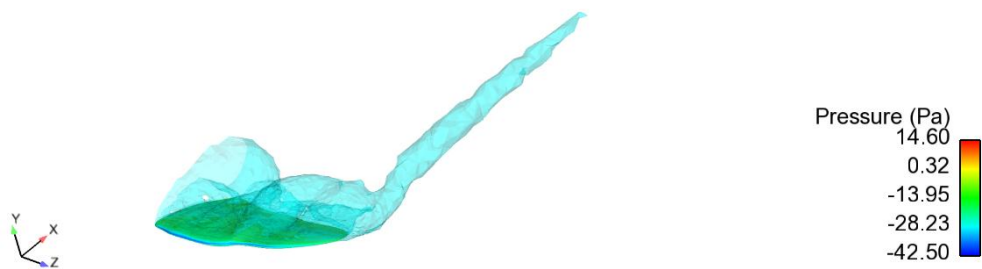


Figura 5.27: Visualizzazione della scia tramite criterio-Q (angolo di attacco dell'ala pari a 20°) [52].

5.2 Creazione fusoliera

Si costruisce la geometria della fusoliera partendo dal disegno delle sezioni circolari parallele al piano zy , a diverse coordinate lungo l'asse x . L'ultima sezione appartenente alla coda dell'oggetto ha una forma rettangolare con spigoli raccordati ed è la zona in cui verrà posizionata la coda a V dello *Skybird*. La fusoliera presenta un profilo cilindrico nella parte centrale di lunghezza costante ed uguale a 0.20 m , mentre il valore del diametro massimo della fusoliera è stato scelto pari a 0.20 m . In questa porzione di fusoliera verrà presumibilmente alloggiato il motore e le catene cinematiche di movimentazione delle ali. Un diametro di 0.20 m rappresenta un valore di primo tentativo; verrà mostrato più sotto come si riescano ad alloggiare i cinematismi necessari al battito delle ali in uno spazio ancora più ristretto. A questo punto si uniscono le diverse sezioni precedentemente disegnate con la funzione "Estrusione base con *loft*", utilizzando come linee guida delle splines tali che si generi una geometria affusolata dotata di un coefficiente di resistenza aerodinamica il più basso possibile. I vari coefficienti aerodinamici sono stati valutati tramite simulazioni CFD, che verranno descritte successivamente.

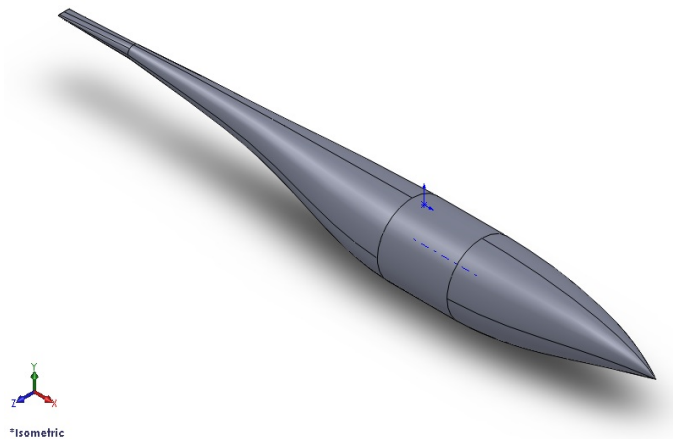


Figura 5.28: Vista isometrica della fusoliera originale.

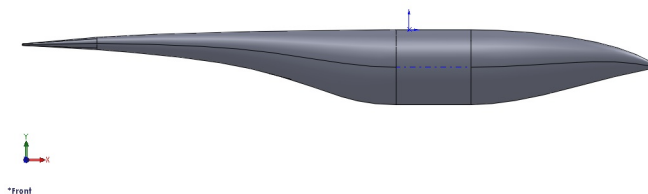


Figura 5.29: Vista laterale della fusoliera originale.

Nella seguente tabella vengono riportate le caratteristiche geometriche della fusoliera:

lunghezza totale fusoliera originale	1.70 m
diametro massimo	0.2 m
lunghezza parte centrale (a diametro costante)	0.2 m
lunghezza parte anteriore	0.5 m
lunghezza parte posteriore	1 m

Questa geometria corrisponde ad una progettazione di massima della fusoliera. A questo punto risulta necessario migliorare l'oggetto al fine di minimizzare il coefficiente di resistenza C_D . Si attua dunque una procedura di ottimizzazione parametrica all'interno di un predefinito spazio di possibili soluzioni.

Si procede perciò costruendo 13 diverse fusoliere, ottenute scalando la geometria iniziale nel modo qui illustrato:

	parte anteriore (testa)	parte posteriore (coda)
1)	originale	originale
2)	-20%	originale
3)	-40%	originale
4)	-60%	originale
5)	originale	-20%
6)	originale	-40%
7)	originale	-60%
8)	-20%	-20%
9)	-40%	-40%
10)	-60%	-60%
11)	-40%	-20%
12)	-60%	-20%
13)	-20%	-40%
14)	-60%	-40%

Tutte le percentuali sono riferite alla geometria iniziale originale. In seguito sono illustrate in dettaglio tutte le geometrie generate.

Geometria 2)	lunghezza totale fusoliera	1.60 m
	diametro massimo	0.20 m
	lunghezza parte centrale (a diametro costante)	0.20 m
parte anteriore (testa): -20%	lunghezza parte anteriore	0.40 m
parte posteriore (coda): originale	lunghezza parte posteriore	1 m

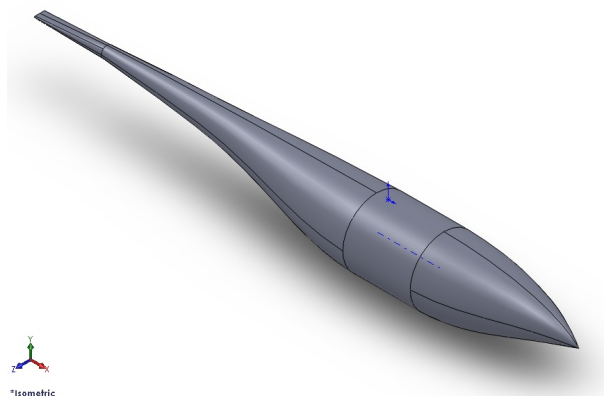


Figura 5.30: Vista isometrica della fusoliera.

Geometria 3)	lunghezza totale fusoliera	1.50 m
	diametro massimo	0.20 m
	lunghezza parte centrale (a diametro costante)	0.20 m
parte anteriore (testa): -40%	lunghezza parte anteriore	0.30 m
parte posteriore (coda): originale	lunghezza parte posteriore	1 m

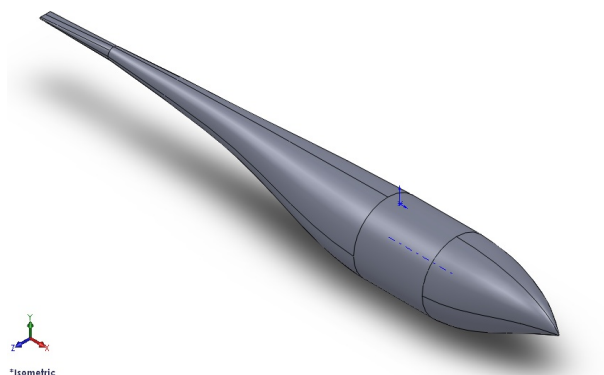


Figura 5.31: Vista isometrica della fusoliera.

Geometria 4)	lunghezza totale fusoliera	1.40 m
	diametro massimo	0.20 m
	lunghezza parte centrale (a diametro costante)	0.20 m
parte anteriore (testa): -60%	lunghezza parte anteriore	0.20 m
parte posteriore (coda): originale	lunghezza parte posteriore	1 m

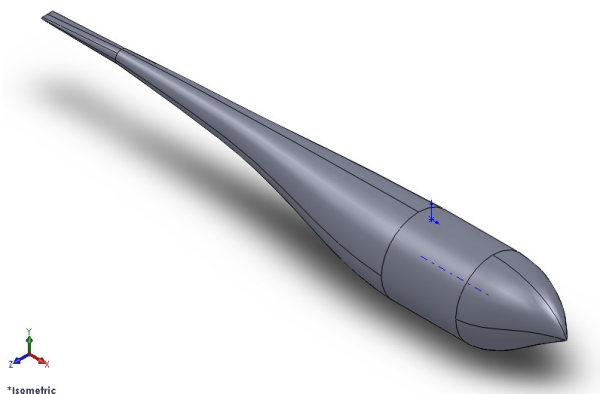


Figura 5.32: Vista isometrica della fusoliera.

Geometria 5)	lunghezza totale fusoliera	1.50 m
	diametro massimo	0.20 m
	lunghezza parte centrale (a diametro costante)	0.20 m
parte anteriore (testa): originale	lunghezza parte anteriore	0.50 m
parte posteriore (coda): -20%	lunghezza parte posteriore	0.80 m

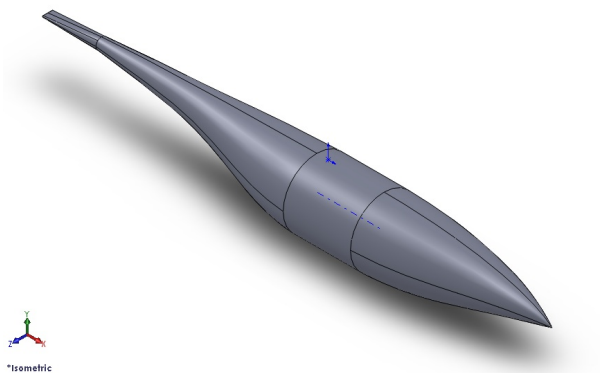


Figura 5.33: Vista isometrica della fusoliera.

Geometria 6)	lunghezza totale fusoliera	1.30 m
	diametro massimo	0.20 m
	lunghezza parte centrale (a diametro costante)	0.20 m
parte anteriore (testa): originale	lunghezza parte anteriore	0.50 m
parte posteriore (coda): -40%	lunghezza parte posteriore	0.60 m

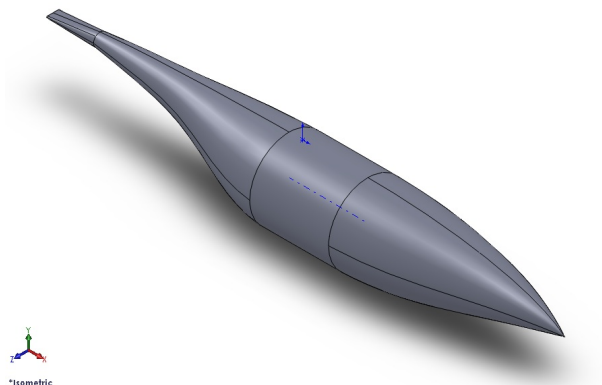


Figura 5.34: Vista isometrica della fusoliera.

Geometria 7)	lunghezza totale fusoliera	1.10 m
	diametro massimo	0.20 m
	lunghezza parte centrale (a diametro costante)	0.20 m
parte anteriore (testa): originale	lunghezza parte anteriore	0.50 m
parte posteriore (coda): -60%	lunghezza parte posteriore	0.40 m

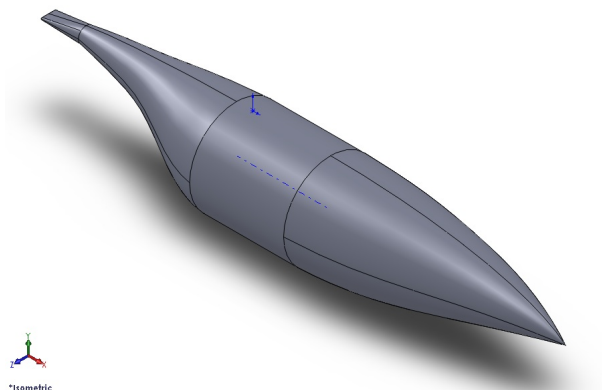


Figura 5.35: Vista isometrica della fusoliera.

Geometria 8)	lunghezza totale fusoliera	1.40 m
	diametro massimo	0.20 m
	lunghezza parte centrale (a diametro costante)	0.20 m
parte anteriore (testa): -20%	lunghezza parte anteriore	0.40 m
parte posteriore (coda): -20%	lunghezza parte posteriore	0.80 m

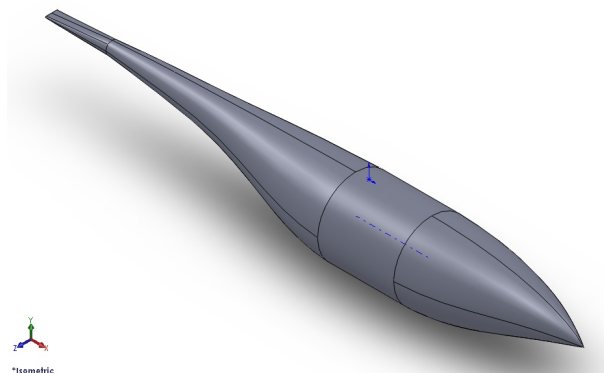


Figura 5.36: Vista isometrica della fusoliera.

Geometria 9)	lunghezza totale fusoliera	1.10 m
	diametro massimo	0.20 m
	lunghezza parte centrale (a diametro costante)	0.20 m
parte anteriore (testa): -40%	lunghezza parte anteriore	0.30 m
parte posteriore (coda): -40%	lunghezza parte posteriore	0.60 m

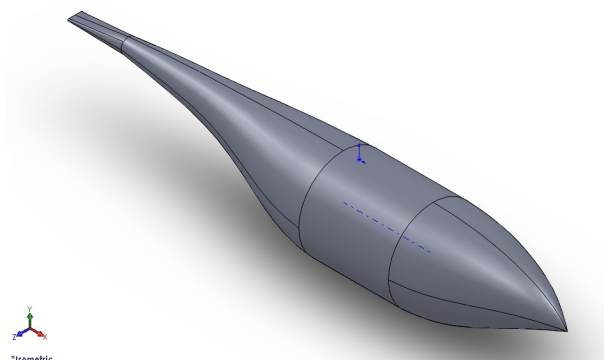


Figura 5.37: Vista isometrica della fusoliera.

Geometria 10)	lunghezza totale fusoliera	0.80 m
	diametro massimo	0.20 m
	lunghezza parte centrale (a diametro costante)	0.20 m
parte anteriore (testa): -60%	lunghezza parte anteriore	0.20 m
parte posteriore (coda): -60%	lunghezza parte posteriore	0.40 m

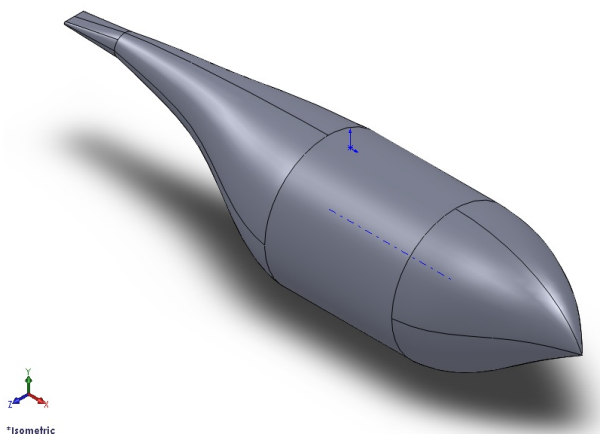


Figura 5.38: Vista isometrica della fusoliera.

Geometria 11)	lunghezza totale fusoliera	1.30 m
	diametro massimo	0.20 m
	lunghezza parte centrale (a diametro costante)	0.20 m
parte anteriore (testa): -40%	lunghezza parte anteriore	0.30 m
parte posteriore (coda): -20%	lunghezza parte posteriore	0.80 m

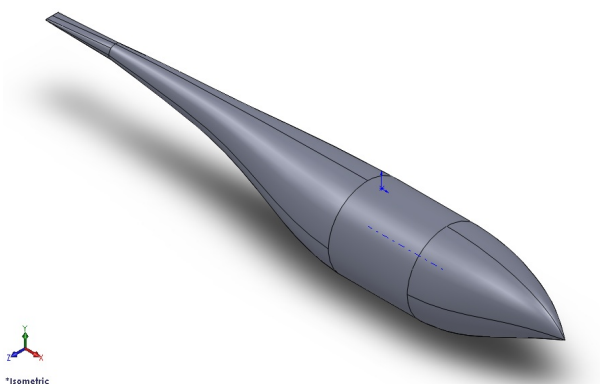


Figura 5.39: Vista isometrica della fusoliera.

Geometria 12)	lunghezza totale fusoliera	1.20 m
	diametro massimo	0.20 m
	lunghezza parte centrale (a diametro costante)	0.20 m
parte anteriore (testa): -60%	lunghezza parte anteriore	0.20 m
parte posteriore (coda): -20%	lunghezza parte posteriore	0.80 m

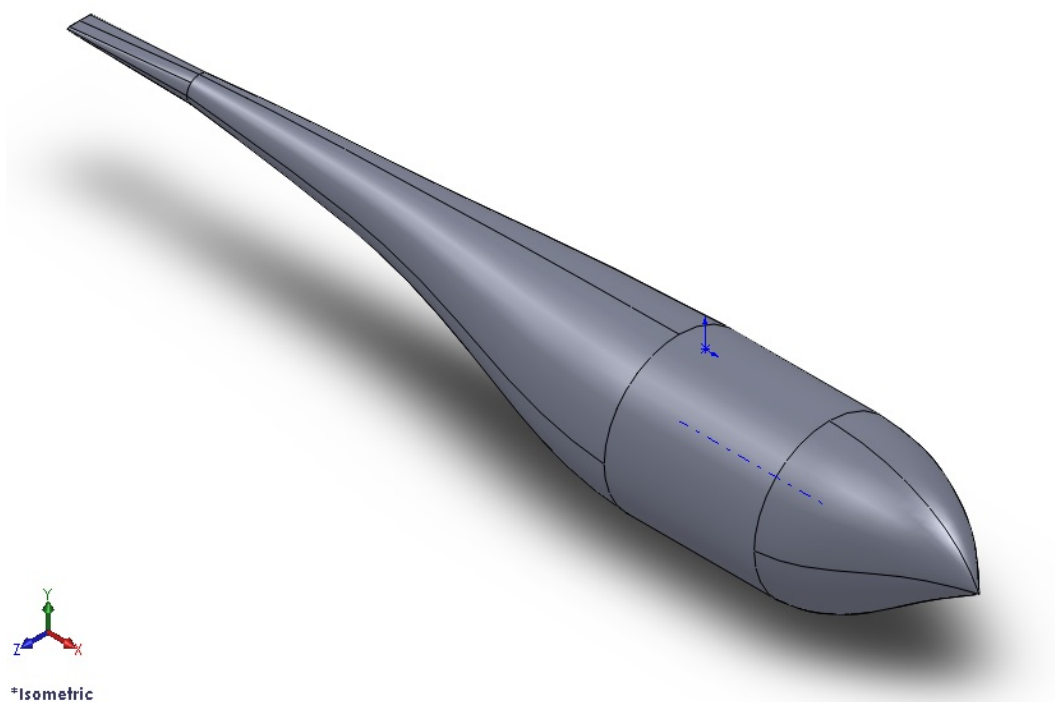


Figura 5.40: Vista isometrica della fusoliera.

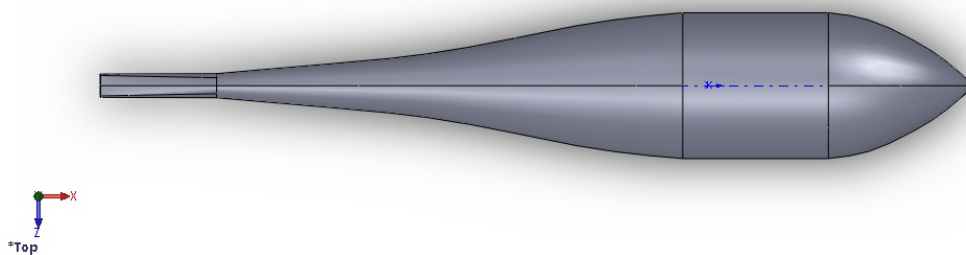


Figura 5.41: Vista dall'alto della fusoliera.



Figura 5.42: Vista laterale della fusoliera.

Geometria 13)	lunghezza totale fusoliera	1.20 m
	diametro massimo	0.20 m
	lunghezza parte centrale (a diametro costante)	0.20 m
parte anteriore (testa): -20%	lunghezza parte anteriore	0.40 m
parte posteriore (coda): -40%	lunghezza parte posteriore	0.60 m

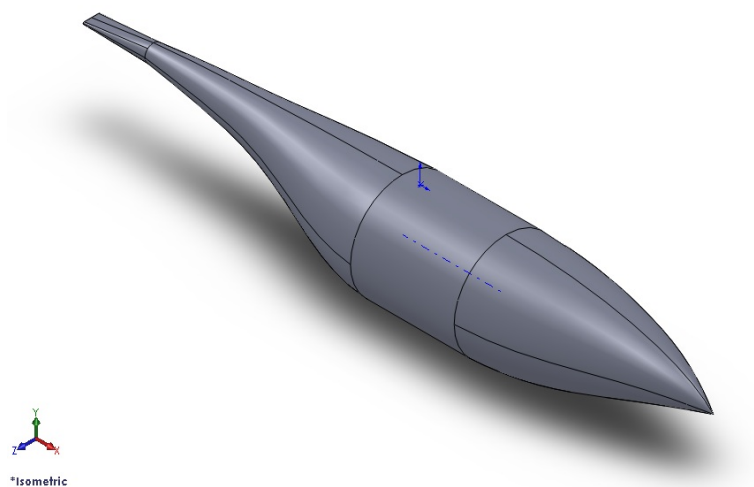


Figura 5.43: Vista isometrica della fusoliera.

Geometria 14)	lunghezza totale fusoliera	1.00 m
	diametro massimo	0.20 m
	lunghezza parte centrale (a diametro costante)	0.20 m
parte anteriore (testa): -60%	lunghezza parte anteriore	0.20 m
parte posteriore (coda): -40%	lunghezza parte posteriore	0.60 m

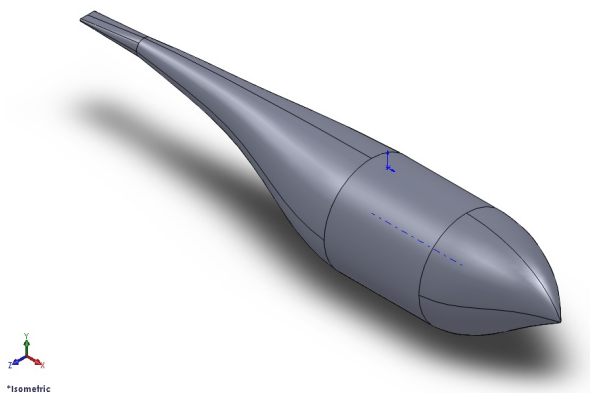


Figura 5.44: Vista isometrica della fusoliera.

A questo punto si effettuano simulazioni aerodinamiche con “Ansys Fluent R14” sulle 14 geometrie della fusoliera, al fine di ottenere il coefficiente di resistenza più basso .

5.3 Simulazioni fusoliera

Vengono utilizzati i seguenti parametri di simulazione:

numero di elementi medio	≈ 1.5 milioni
tipo di fluido	aria a livello del mare
velocità di ingresso flusso	5 m/s
tipo di risolutore	basato sulla pressione
accoppiamento velocità-pressione	SIMPLE
ordine di accuratezza	secondo ordine
modello temporale	stazionario
modello di turbolenza	$K - \omega$ SST-MEMTER

e si ottengono i seguenti risultati:

geometria	parte anteriore (testa)	parte posteriore (coda)	C_D	C_L
1)	originale	originale	0.1196421	-0.052603778
2)	-20%	originale	0.11611518	-0.052482313
3)	-40%	originale	0.11310471	-0.052287533
4)	-60%	originale	0.1119223	-0.052048451
5)	originale	-20%	0.11918293	-0.069617635
6)	originale	-40%	0.12204294	-0.076071728
7)	originale	-60%	0.13972762	-0.036023807
8)	-20%	-20%	0.11561093	-0.069534026
9)	-40%	-40%	0.11579265	-0.074246894
10)	-60%	-60%	0.13593613	-0.043380911
11)	-40%	-20%	0.11272729	-0.06958484
12)	-60%	-20%	0.11165985	-0.069550862
13)	-20%	-40%	0.12349996	-0.083848989
14)	-60%	-40%	0.11535366	-0.075341409

I coefficienti di portanza e resistenza sono normalizzati con la sezione massima della fusoliera, in direzione ortogonale al moto. Dall'analisi dei risultati delle simulazioni risulta evidente che la configurazione geometrica 12) (nella quale la parte anteriore della fusoliera è ridotta del 60% e la parte posteriore del 20%) rappresenta la soluzione ottimale, cioè quella dotata di minore resistenza aerodinamica (C_D).

Pertanto si utilizzerà questa geometria per le successive simulazioni dello *Skybird*.

5.4 Geometria preliminare *Skybird*

Si vuole generare il modello solido preliminare dello *Skybird*: perciò si importa la fusoliera 12) in un nuovo disegno e si annettono le due ali Selig S1223 (fig. 3.14) precedentemente create. Al fine di ridurre il peso del velivolo, si decide di ridurre il volume della fusoliera del 35%, mantenendone inalterata la forma. Otteniamo dunque un diametro massimo della fusoliera pari a 0.13 m.

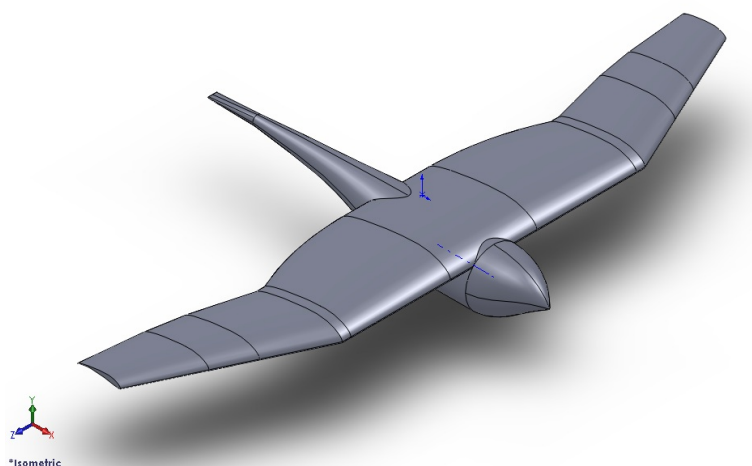


Figura 5.45: Vista isometrica dello *Skybird*.

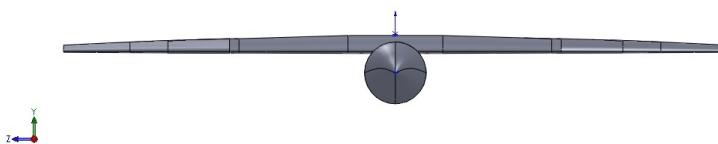


Figura 5.46: Vista frontale dello *Skybird*.

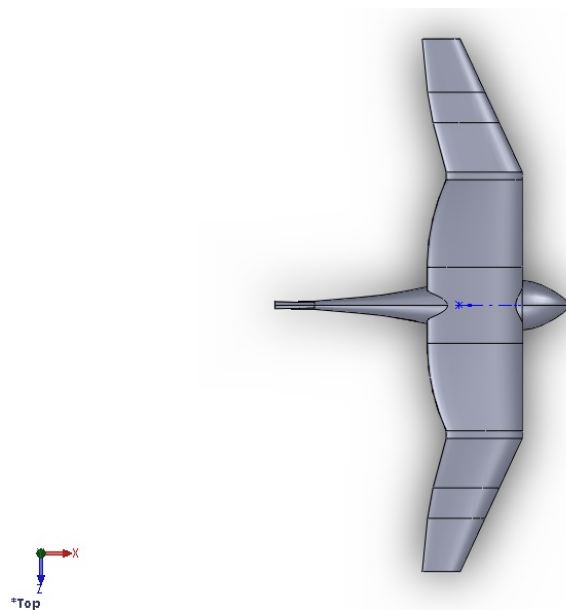


Figura 5.47: Vista dall'alto dello *Skybird*.

Caratteristiche geometriche:

lunghezza totale	0.78 <i>m</i>
apertura alare totale	1.4 <i>m</i>
superficie alare totale	0.2519 <i>m</i> ²
corda dell'ala alla radice	0.25 <i>m</i>
diametro massimo fusoliera	0.13 <i>m</i>

Nella seguente tabella sono riportati le impostazioni delle simulazioni in volo planato:

numero medio di elementi di griglia	≈ 3 milioni
tipo di fluido	aria a livello del mare
velocità di ingresso flusso	5 <i>m/s</i>
tipo di risolutore	variabili primitive
accoppiamento velocità-pressione	SIMPLE
ordine di accuratezza	secondo ordine
modello temporale	stazionario
modello di turbolenza	<i>K</i> – ω SST-MEMTER

Nella tabella successiva sono mostrati i risultati:

C_D	0.068873136
C_L	0.45915751
C_m (rispetto al centro di massa)	-0.01681876
resistenza	0.2831 <i>N</i>
portanza	1.8837 <i>N</i>
momento (rispetto al centro di massa)	-0.05393 <i>Nm</i>

Capitolo 6

Volo battuto

6.1 Mesh dinamiche

6.1.1 Introduzione

A questo punto si passa dalle simulazioni con mesh statiche a calcoli con griglie dinamiche per ali battenti. Queste particolari griglie rimangono solidali all'ala nel suo movimento periodico di flappeggio e ad ogni iterazione (*time-step*) la *mesh* viene resa regolare tramite algoritmi di *smoothing*.

Questo algoritmo permette di lisciare la griglia con un metodo basato sulla diffusione: infatti il movimento della *mesh* è governato dalla seguente equazione di diffusione:

$$\nabla \cdot (\gamma \nabla \mathbf{u}) = 0 \quad (6.1)$$

dove \mathbf{u} è la velocità di dislocazione della *mesh* e γ è il coefficiente di diffusione, utile per controllare il modo in cui il movimento della parete solida influenza il moto della griglia interna. Un coefficiente γ costante indica che la zone di confine della *mesh* a contatto con la parete si diffonde uniformemente attraverso la griglia; con un valore non costante di γ i nodi della *mesh* nelle regioni ad alta diffusività tendono a muoversi insieme (cioè si ha un moto relativo minore). Tale coefficiente è funzione della distanza dalla parete solida ed è definito come $\gamma = 1/(d^\alpha)$ dove d è la distanza normalizzata dalla parete ed $\alpha \geq 0$ è un parametro inserito dall'utente. L'equazione vettoriale 6.1 è discretizzata da "Fluent" tramite il metodo standard a volumi finiti e la matrice risultante è risolta iterativamente usando il risolutore multigriglia algebrico. Il vettore velocità di dislocazione \mathbf{u} , applicato al centro di una cella della griglia, viene calcolato interpolando i valori ai nodi con una media pesata sull'inverso della distanza; la posizione attuale dei nodi viene

aggiornata in accordo con l'equazione: $\mathbf{x}_{\text{new}} = \mathbf{x}_{\text{old}} + \mathbf{u}\Delta t$. E' possibile controllare la diffusione della griglia tramite il coefficiente γ agendo sul parametro α : quest'ultimo può assumere valori pratici di utilizzo da 0 a 2. Ponendo α pari a 0 si ottiene $\gamma = 1$, cioè la zona di confine della griglia (a contatto con la parete solida) ha un moto di diffusione uniforme attraverso la *mesh* stessa. Valori di α più alti garantiscono regioni di *mesh* più larghe vicino alla parete solida mobile, mentre le regioni più lontane dalla parete assorbono la maggior parte del movimento di essa tramite una compressione della griglia. Nelle nostre simulazioni verrà scelto $\alpha = 2$.

Inoltre si crea un dominio sferico attorno all'ala in cui si infittisce la griglia e si impone a quest'ultimo la medesima cinematica dell'ala, in modo che la mesh vicino all'ala mantenga un'ottima qualità in termini di ortogonalità, fattore di forma e *skewness*. Nella zona di confine tra il dominio mobile attorno all'ala e il dominio esterno fisso si applica un algoritmo di *remeshing*, che rigenera dinamicamente la griglia di calcolo nel momento in cui la qualità di essa scende al di sotto di un valore prestabilito. Si impone dunque un valore massimo di *skewness* di cella pari a 0.85, oltre il quale si ricostruisce automaticamente la nuova *mesh* (con il valore 1 si identifica una griglia di pessima qualità, con 0 si ha una *mesh* ottima).

6.1.2 UDF (user defined functions) per *flapping* simmetrico

Il codice di calcolo "Ansys Fluent" prevede ampie possibilità di personalizzazione nelle modalità con cui si effettuano le simulazioni; infatti è possibile creare funzioni specifiche definite dall'utente (UDF, "user defined functions"), scritte in linguaggio C, le quali vengono dinamicamente compilate e collegate al codice di calcolo "Fluent". Tramite la compilazione di UDF si possono modificare le equazioni di conservazione, accedere direttamente alla soluzione del campo di moto e svolgere qualsiasi tipo di calcolo.

I files UDF contengono sia funzioni standard implementabili in C (trigonometriche, esponenziali, cicli *do*, costrutti *if else*, operazioni I/O, ecc) sia macro predefinite (definizioni di movimenti cinematici di mesh, nuovi modelli fisici di risoluzione, accessi alle variabili di campo, ai dati geometrici di singole celle, a proprietà di materiali, ecc).

Volendo utilizzare nelle nostre simulazioni mesh dinamiche caratterizzate da una prestabilita cinematica, si deve richiamare l'UDF "DEFINE_CG_MOTION", che consente di definire il moto di una particolare zona dinamica (ad esempio le ali dello "Skybird") specificandone la velocità lineare ed angolare per ogni gradino temporale.

"Fluent" usa queste velocità per aggiornare la posizione dei nodi appartenenti alle zone dinamiche, basandosi su un atto di moto rigido.

In particolare questo tipo di UDF viene richiamato tramite le seguenti stringhe nel file di testo “.c” da compilare:

```
#include "udf.h"
#include "dynamesh_tools.h"
DEFINE CG MOTION(name,dt,vel,omega,time,dtime)
```

I tipi di argomenti utilizzati dall’UDF sono i seguenti:

symbol name	nome del file UDF
Dynamic Thread *dt	puntatore che richiama la struttura che memorizza i parametri di mesh dinamica specificati o calcolati da “Fluent”
real vel[]	velocità lineare
real omega[]	velocità angolare
real time	tempo attuale
real dtime	<i>time step</i>

Dunque sono presenti 6 argomenti nella macro DEFINE.CG.MOTION: *name*, *dt*, *vel*, *omega*, *time*, and *dtime*. Il nome dell’UDF è scelto dall’utente, mentre *dt*, *vel*, *omega*, *time*, and *dtime* sono variabili passate dal solutore “Fluent” all’UDF. Le velocità lineari ed angolari ritornano a “Fluent” sovrascrivendo i relativi *arrays* “vel” e “omega”.

Volendo assegnare un movimento di *flapping* alle ali dello “Skybird”, si deve cercare una funzione trigonometrica periodica nel tempo da imporre alla mesh in qualità di velocità angolare.

Innanzitutto “Fluent” usa il seguente sistema di riferimento della mesh:

asse <i>x</i>	identificato con il numero “0”	asse di rollio (<i>roll</i>)	moto di <i>flapping</i>
asse <i>y</i>	identificato con il numero “1”	asse di beccheggio (<i>pitch</i>)	moto di <i>twisting</i>
asse <i>z</i>	identificato con il numero “2”	asse di imbardata (<i>yaw</i>)	moto di <i>sweeping</i>

In particolare saranno utilizzate funzioni del tipo:

$$\phi(t) = A \sin(2\pi f t) \tag{6.2}$$

dove $\phi(t)$ è l’angolo di rotazione in radianti della mesh attorno all’asse *x*, *A* è l’ampiezza di oscillazione (in radianti), *f* è la frequenza di oscillazione in *Hz*. Da questa funzione si ottiene la velocità angolare dopo averla derivata nel tempo, ricavando la seguente legge:

$$\dot{\phi}(t) = A (2\pi f) \cos(2\pi f t) \tag{6.3}$$

Tale funzione viene dunque implementata nel file UDF e consente di generare il movimento di *flapping* alare con ampiezza angolare di oscillazione desiderata (ad esempio 60° di *flapping* totale: $+30^\circ$ nel battito alare verso l'alto (*upstroke*) e -30° nel battito verso il basso (*downstroke*)). Con questa funzione è possibile assegnare un'oscillazione alare simmetrica rispetto all'asse x appartenente al piano orizzontale.

Di seguito è riportato l'UDF che assegna il moto di *flapping* all'ala con angoli compresi tra $+30^\circ$ e -30° rispetto al piano orizzontale e frequenza pari a 1 Hz . In questo caso si impone la velocità angolare $\dot{\phi}$ nella variabile *omega[0]*, cioè la velocità angolare di rotazione attorno all'asse x (indicato con il numero 0). Da notare il segno negativo della $\dot{\phi}$ scelto in accordo con la convenzione del sistema di riferimento destrorso fissato.

```
#include "udf.h"
#include "dynamesh_tools.h"
DEFINE_CG_MOTION(symflap, dt, v_cg, omega, time, dtime)
{
    Thread *t;
    real frequency = 1.0;
    real pi = 3.141592654;
    real w = 2.0*pi*frequency;
    real dtr = pi/180.0;
    NV_S(v_cg, =, 0.0);
    NV_S(omega, =, 0.0);
    if (!Data_Valid_P())
    {
        Message("Wrong\n");
        return;
    }
    t=DT_THREAD((Dynamic_Thread*)dt);
    omega[0]= -30*dtr*w*cos(w*time);
    Message("time:%f omegax:%f omegay:%f omegaz:%f\n", time, omega[0], omega[1], omega[2]);
}
```

6.1.3 UDF per *flapping* asimmetrico

Il passo successivo è quello di generare un moto di *flapping* alare asimmetrico. All'interno della macro DEFINE_CG_MOTION non si può assegnare direttamente l'angolo di rotazione dell'ala in funzione del tempo ma si può definire solamente la velocità angolare, cioè la derivata nel tempo dell'angolo $\phi(t)$. Per ottenere un'oscillazione alare asimmetrica attorno all'asse x si cerca una funzione sinusoidale asimmetrica rispetto all'asse passante per il suo valore medio. In altre parole si trasla la funzione (rispetto al suo valore medio sul periodo) di un valore costante e si calcola l'angolo di sfasamento tale che $\phi(t=0) = 0$. Ad esempio, volendo avere un movimento di *flapping* asimmetrico con apertura angolare da $+45^\circ$ a -15° rispetto al piano orizzontale, si scriverà la funzione (fig. 6.1):

$$\phi(t) = -30 \sin(2\pi f t + 5\pi/6) - 15 \quad (6.4)$$

che in radianti (fig. 6.2) è pari a:

$$\phi(t) = 30\pi/180 \sin(2\pi f t + 5\pi/6) - 15\pi/180 \quad (6.5)$$

Si scrive la precedente funzione in “MATLAB” [53] in un file di testo con estensione “.m” tramite il seguente codice:

```
function [firad] = flap(t)
f = 1;
firad = 30*pi/180*sin(2*pi*f*t+5*pi/6)-15*pi/180;
end
```

In seguito si genera un vettore contenente la variabile del tempo t discretizzata in 100 punti (da 0[s] a 1[s] con *step* pari a 0.01 e si calcolano i corrispondenti valori della $\phi(t)$ in un altro vettore y . Quindi si disegna il grafico della funzione con il comando “fplot”. Di seguito il codice da inserire nella console di “MATLAB”:

```
t=[0:0.01:1];
y=flap(t);
fplot(@flap,[0 1]); grid on
```

In “Fluent” non è possibile utilizzare direttamente la precedente funzione in quanto possiede una costante additiva che garantisce l'asimmetria, ma nel momento in cui si calcola la velocità angolare, cioè la derivata della funzione nel tempo, si perde tale costante (in seguito all'applicazione delle regole di derivazione). Perciò risulta necessario trovare una nuova funzione periodica

che non possieda alcuna costante additiva al suo interno e che generi la medesima oscillazione angolare. Si sceglie di utilizzare una funzione di interpolazione in somma di seni e coseni del tipo:

$$\begin{aligned} \phi(t) = & a_1 \sin(2\pi ft + a_2) + a_3 \cos(2\pi ft + a_4) + a_5 \sin(a_6 2\pi ft + a_7) + \\ & + a_8 \cos(a_9 2\pi ft + a_{10}) \end{aligned} \quad (6.6)$$

in cui si pone il parametro “ f ” pari a 1. Per ricavare tutti i coefficienti a_1, \dots, a_{10} si utilizza il software “Curve Fitting Toolbox” presente in “MATLAB”, che permette di ottenere i suddetti coefficienti incogniti in grado di interpolare la funzione $y(t) = flap(t)$ precedentemente definita per punti e memorizzata nei vettori y e t . L’algoritmo di *fitting* non lineare utilizzato (di tipo “Levenberg-Marquardt”) è caratterizzato da un metodo di minimizzazione dei minimi quadrati. Il “Curve Fitting Toolbox” si richiama dalla console di “MATLAB” digitando “cftool” e in esso si immette l’equazione interpolante (6.6); poi si deve interpolare la serie di punti definiti dai vettori y e t tramite la suddetta equazione e come *output* sono ottenuti i coefficienti a_1, \dots, a_{10} . In fig. 6.3 è riportata un’istantanea del codice di calcolo utilizzato.

A questo punto si può scrivere l’UDF che contiene la velocità angolare $\dot{\phi}(t)$ da assegnare all’ala, dopo aver derivato nel tempo l’oscillazione angolare $\phi(t)$ contenente i coefficienti appena ricavati. Nel caso di *flapping* con apertura angolare da $+45^\circ$ fino a -15° rispetto al piano orizzontale, si ottiene la seguente funzione (fig. 6.4):

$$\begin{aligned} \dot{\phi} = & -(0.7315 w \cos(0.5346 - wt) + 0.000336937 w \cos(1.562 + \\ & + 0.001287 wt) - 0.00000301332 w \sin(0.3087 + 0.4616 wt) + \\ & - 0.208 w \sin(1.008 + wt)) \end{aligned} \quad (6.7)$$

con $w = 2\pi f$, dove f è la frequenza di oscillazione in Hz . Il segno negativo è stato aggiunto alla funzione per essere in accordo con il sistema di riferimento xyz della *mesh* precedentemente scelto: infatti una rotazione positiva attorno all’asse x secondo la regola della mano destra corrisponde ad un angolo negativo (e non positivo, come da noi ricercato) rispetto al piano orizzontale.

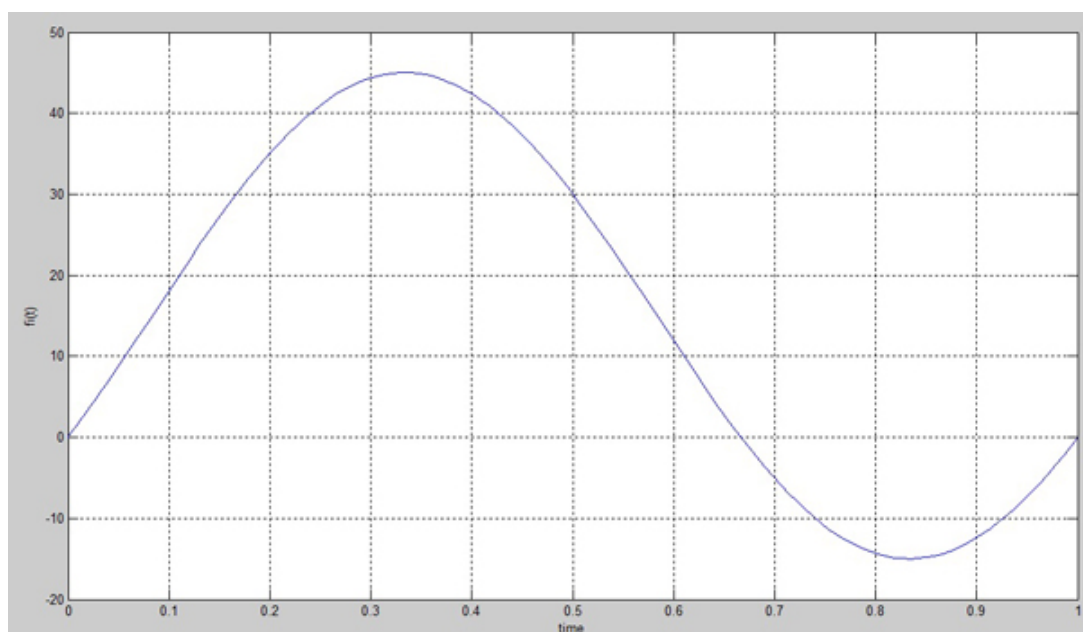


Figura 6.1: Grafico della funzione sinusoidale asimmetrica $\phi(t)$ con angoli in gradi (eq. 6.4).

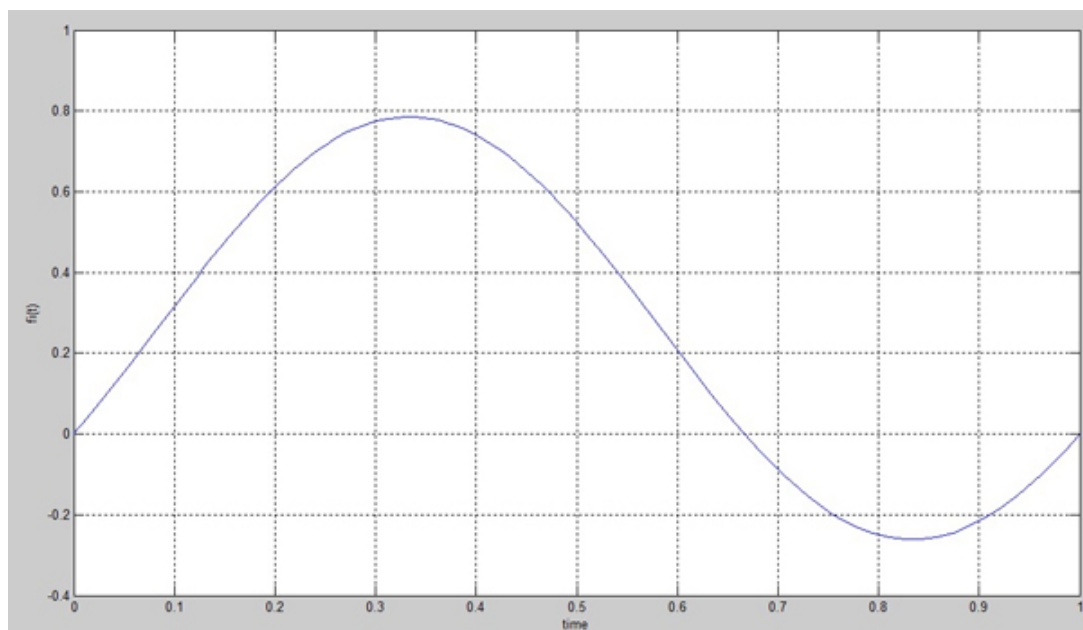


Figura 6.2: Grafico della funzione sinusoidale asimmetrica $\phi(t)$ con angoli in radianti (eq. 6.5).

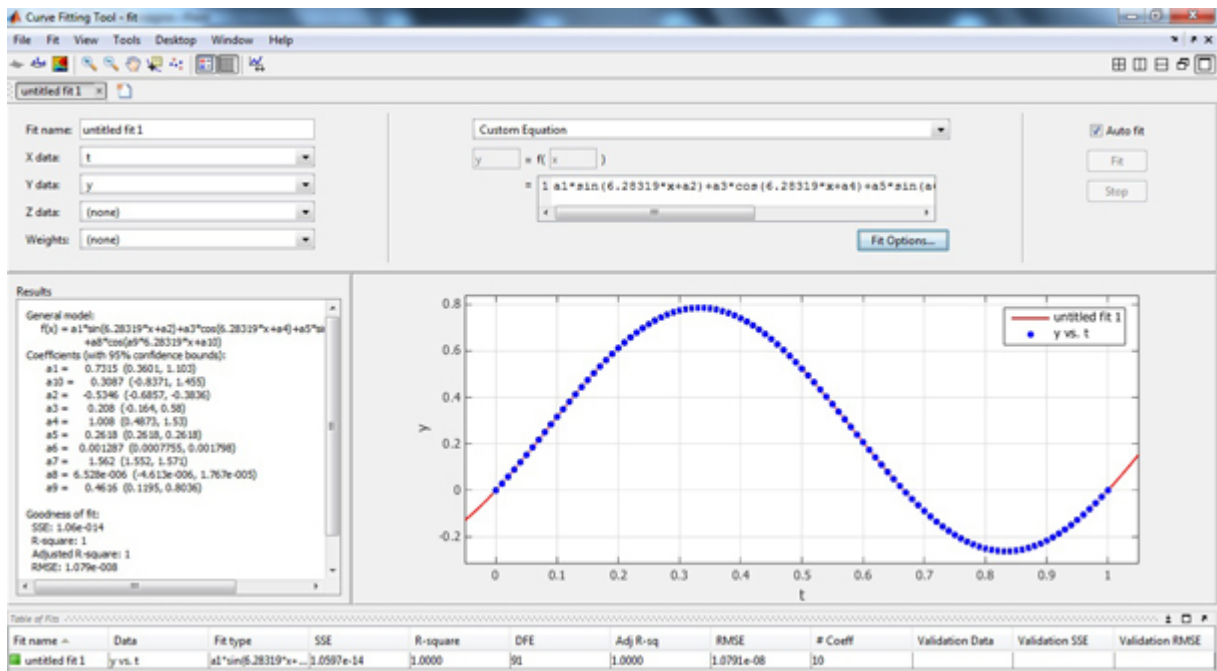


Figura 6.3: Codice di calcolo “Curve Fitting Toolbox” appartenente a “MATLAB”.

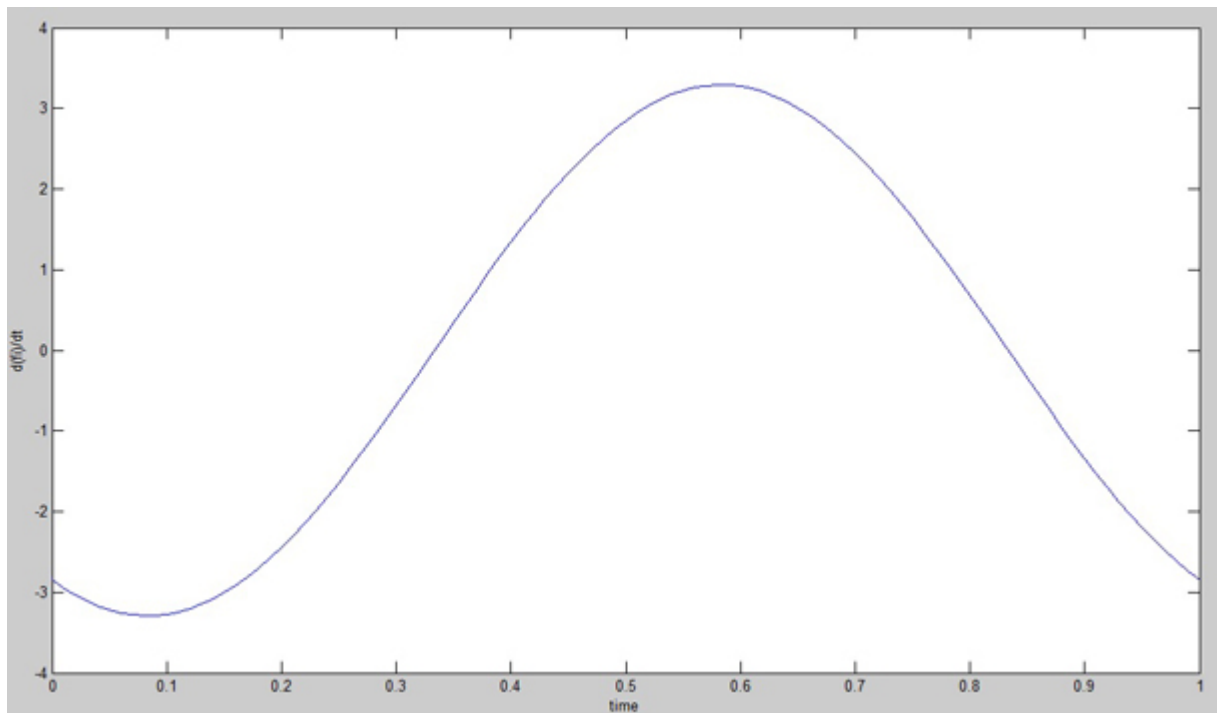


Figura 6.4: Grafico della funzione rappresentante la velocità angolare $\dot{\phi}(t)$.

Di seguito è riportato l'UDF per la generazione del moto alare asimmetrico con apertura angolare da $+45^\circ$ a -15° rispetto al piano orizzontale:

```
#include "udf.h"
#include "dynamesh_tools.h"
DEFINE_CG_MOTION(asymflap, dt, v_cg, omega, time, dtime)
{
    Thread *t;
    real frequency = 1.0;
    real pi = 3.141592654;
    real w = 2.0*pi*frequency;
    NV_S(v_cg, =, 0.0);
    NV_S(omega, =, 0.0);
    if (!Data_Valid_P())
    {
        Message("Wrong\n");
        return;
    }
    t=DT_THREAD((Dynamic_Thread*)dt);
    omega[0] = -0.7315*w*cos(0.5346-time*w)-0.000336937*w*cos(1.562+0.001287*time*w)+
    0.00000301332*w*sin(0.3087+0.4616*time*w)+0.208*w*sin(1.008+time*w);
    Message("time:%f omegax:%f omegay:%f omegaz:%f\n", time, omega[0], omega[1],omega[2]);
}
```

6.1.4 UDF per *flapping* e *twisting*

Si vuole ora assegnare un movimento più complesso all'ala, utilizzando una cinematica che preveda sia il moto di flapping che di torsione dinamica nel tempo (*roll + pitch*), al fine di massimizzare la portanza e la spinta ottenibili dallo *Skybird*. Pertanto si dovrà sovrapporre una cinematica aggiuntiva al moto di *flapping* (simmetrico/asimmetrico) precedentemente analizzato. Innanzitutto "Fluent" richiede un sistema di riferimento solidale al corpo (cioè all'ala) nel quale scrivere le equazioni di moto: per ottenere ciò verrà usata la matrice di trasformazione delle velocità angolari scritte come derivate nel tempo degli angoli di Eulero [54]. Il primo

passo consiste nel derivare gli angoli di Eulero in un sistema di riferimento destrorso globale (*Earth*). La prima rotazione attorno all'asse z è l'imbardata (ψ), la seconda rotazione attorno all'asse y è il beccheggio (θ) e la terza rotazione attorno all'asse x è il rollio (ϕ). L'imbardata è la prima rotazione attorno all'asse z_E dove con il pedice E si indica il sistema globale (*Earth*): quest'ultima fornisce gli assi solidali al corpo x_1, y_1, z_1 scritti nelle coordinate globali:

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = [A] \begin{bmatrix} x_E \\ y_E \\ z_E \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_E \\ y_E \\ z_E \end{bmatrix}$$

La matrice $[A]$ è la matrice dei coseni direttori e definisce le componenti degli assi dopo la rotazione di imbardata. Le matrici $[B]$ e $[C]$ definiranno le componenti degli assi dopo le successive rotazioni di beccheggio e rollio. Gli assi globali scritti nel sistema di riferimento solidale al corpo x_1, y_1, z_1 sono ricavati dopo aver invertito la matrice $[A]$, ottenuta tramite la trasposizione in quanto le matrici dei coseni direttori sono normali.

$$\begin{bmatrix} x_E \\ y_E \\ z_E \end{bmatrix} = [A^{-1}] \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = [A^T] \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) & 0 \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix}$$

Dunque si ha:

$$\begin{aligned} x_E &= x_1 \cos(\psi) - y_1 \sin(\psi) \\ y_E &= x_1 \sin(\psi) + y_1 \cos(\psi) \\ z_E &= z_1 \end{aligned} \tag{6.8}$$

Il beccheggio è definito come la rotazione attorno al nuovo asse y_1 che è stato creato dopo aver imposto la rotazione di imbardata attorno ad z_E . A questo punto si assegna una rotazione di beccheggio attorno all'asse y_1 per ottenere gli assi solidali al corpo x_2, y_2, z_2 .

$$\begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = [B] \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix}$$

Gli assi locali x_1, y_1, z_1 scritti nelle coordinate x_2, y_2, z_2 sono dati da:

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = [B^{-1}] \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = [B^T] \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & \sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix}$$

Si ha quindi:

$$\begin{aligned} x_1 &= x_2 \cos(\theta) + z_2 \sin(\theta) \\ y_1 &= y_2 \\ z_1 &= -x_2 \sin(\theta) + z_2 \cos(\theta) \end{aligned} \quad (6.9)$$

Il rollio è definito come una rotazione attorno al nuovo asse x_2 ottenuto dopo aver imposto la rotazione di beccheggio. Ne consegue che:

$$\begin{bmatrix} x_L \\ y_L \\ z_L \end{bmatrix} = [C] \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix}$$

dove x_L, y_L, z_L sono gli assi solidali al corpo locali finali. Gli assi x_2, y_2, z_2 scritti nelle coordinate x_L, y_L, z_L sono dati da:

$$\begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = [C^{-1}] \begin{bmatrix} x_L \\ y_L \\ z_L \end{bmatrix} = [C^T] \begin{bmatrix} x_L \\ y_L \\ z_L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_L \\ y_L \\ z_L \end{bmatrix}$$

Dunque si ricava che:

$$\begin{aligned} x_2 &= x_L \\ y_2 &= y_L \cos(\phi) - z_L \sin(\phi) \\ z_2 &= y_L \sin(\phi) + z_L \cos(\phi) \end{aligned} \quad (6.10)$$

$$\begin{bmatrix} x_L \\ y_L \\ z_L \end{bmatrix} = [C] [B] [A] \begin{bmatrix} x_E \\ y_E \\ z_E \end{bmatrix} \quad (6.11)$$

Ciascuna rotazione attorno all'asse z_E, y_1, x_2 può essere considerata indipendente dall'altra; perciò è possibile sommare le rispettive derivate nel tempo per avere il vettore velocità angolare:

$$\omega = \dot{\psi}z_E + \dot{\theta}y_1 + \dot{\phi}x_2 \quad (6.12)$$

dove $\dot{\psi}$, $\dot{\theta}$, $\dot{\phi}$ sono le derivate nel tempo dell'imbardata, del beccheggio e del rollio rispettivamente. Per creare il vettore velocità nelle coordinate solidali al corpo, si devono scrivere le componenti della velocità angolare dell'eq. 6.12 in coordinate locali x_L, y_L, z_L al fine di generare

il nuovo vettore delle velocità angolari $\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$. Considerando le eq. 6.8 e 6.9:

$$z_E = z_1 = -x_2 \sin(\theta) + z_2 \cos(\theta)$$

e sostituendo x_2 e z_2 dall'eq. 6.10 si trova:

$$\begin{aligned} z_E &= z_1 = -x_L \sin(\theta) + (y_L \sin(\phi) + z_L \cos(\phi)) \cos(\theta) \\ z_E &= -x_L \sin(\theta) + y_L \sin(\phi) \cos(\theta) + z_L \cos(\phi) \cos(\theta) \end{aligned} \quad (6.13)$$

In questo modo si ricava z_E scritto nelle coordinate locali. Ora si considera la seconda componente dell'eq. 6.12 e si sostituisce y_1 utilizzando le eq. 6.9 e 6.10:

$$y_1 = y_2 = y_L \cos(\phi) - z_L \sin(\phi) \quad (6.14)$$

Ora abbiamo y_1 scritto in coordinate locali del corpo; infine si considera la terza componente dell'eq. 6.12 e si sostituisce x_2 con x_L dall'eq. 6.10:

$$x_2 = x_L \quad (6.15)$$

Sostituendo i versori dell'eq. 6.11 con le eq. 6.13, 6.14 e 6.15:

$$\omega = \dot{\psi}(-x_L \sin(\theta) + y_L \sin(\phi) \cos(\theta) + z_L \cos(\phi) \cos(\theta)) + \dot{\theta}(y_L \cos(\phi) - z_L \sin(\phi)) + \dot{\phi}(x_L) \quad (6.16)$$

Si modifica la suddetta equazione raccogliendo le componenti x_L, y_L, z_L :

$$\omega = x_L \left(\dot{\phi} - \dot{\psi} \sin(\theta) \right) + y_L \left(\dot{\theta} \cos(\phi) + \dot{\psi} \sin(\phi) \cos(\theta) \right) + z_L \left(-\dot{\theta} \sin(\phi) + \dot{\psi} \cos(\phi) \cos(\theta) \right) \quad (6.17)$$

Ponendo l'imbardata $\psi = 0$, in modo da avere solamente un moto di *flapping* e torsione dinamica si può scrivere:

$$\omega = x_L \left(\dot{\phi} \right) + y_L \left(\dot{\theta} \cos(\phi) \right) + z_L \left(-\dot{\theta} \sin(\phi) \right) \quad (6.18)$$

L'obiettivo è trovare le tre velocità angolari da scrivere nel file UDF, che "Fluent" individua con $omega[0]$, $omega[1]$ e $omega[2]$; perciò si ricava il vettore colonna delle velocità angolari scritte nel sistema locale solidale all'ala.

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} omega[0] \\ omega[1] \\ omega[2] \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \cos(\phi) \dot{\theta} \\ -\sin(\phi) \dot{\theta} \end{bmatrix} \quad (6.19)$$

dove ϕ , θ sono rispettivamente gli angoli di rollio e beccheggio del corpo scritti nel sistema di riferimento globale (*space coordinates*), $\dot{\phi}$, $\dot{\theta}$ sono le loro corrispondenti velocità angolari (*attitude rates*) ed infine p , q , r sono le tre velocità angolari del corpo (in questo caso l'ala), dette *body rates*, ricavate nel sistema di riferimento solidale locale (*body coordinates*).

Volendo assegnare un movimento di *flapping* con apertura angolare da $+30^\circ$ fino a -30° rispetto al piano orizzontale, insieme ad un moto di torsione dinamica con apertura angolare da $+10^\circ$ fino a -10° rispetto al profilo in pianta (*planform*) dell'ala, si definiscono gli angoli e le velocità angolari come segue:

$$\begin{aligned} \phi(t) &= A_{roll} \sin(\omega t - \pi/2) \\ \dot{\phi}(t) &= A_{roll} \omega \sin(\omega t) \\ \theta(t) &= A_{pitch} \sin(\omega t) \\ \dot{\theta}(t) &= \omega A_{pitch} \cos(\omega t) \end{aligned} \quad (6.20)$$

con $\omega = 2\pi f$, $A_{roll} = 30\pi/180$ e $A_{pitch} = 10\pi/180$.

A questo punto si può scrivere il file UDF per una *mesh* con ala ruotata di -30° rispetto all'asse x (in modo da non dover assegnare all'interno dell'interfaccia di "Ansys Fluent" gli angoli di

Eulero di partenza, cioè all'istante di tempo $t = 0$):

```
#include "udf.h"
#include "dynamesh_tools.h"
real w, pi, Aroll, Apitch, roll, droll, pitch, dpitch, yaw, dyaw, frequency, T;
real Ar, Ap, Ay;
DEFINE_CG_MOTION(symflappitch, dt, v_cg, omega, time, dtime)
{
    Thread *t;
    NV_S(v_cg, =, 0.0);
    NV_S(omega, =, 0.0);
    if (!Data_Valid_P())
    {
        Message("Wrong\n");
        return;
    }
    t=DT_THREAD((Dynamic_Thread*)dt);
    frequency = 6.0;
    pi = 3.141592654;
    /* define motion variables */
    Ar = 30.0;    /*roll amplitude*/
    Ap = 10.0;    /*pitch amplitude*/
    Ay = 0.0;    /*yaw amplitude*/
    Aroll = Ar*pi/180.0;    /*conversion to radians*/
    Apitch = Ap*pi/180.0;    /*conversion to radians*/
    w=2.0*pi*frequency;    /*omega (radians)*/
    T=1.0/frequency;

    roll = Aroll*sin(w*time - pi/2);
    pitch = Apitch*sin(w*time);
    dpitch = w*Apitch*cos(w*time);

    /*euler angles initial frame mod 1*/
    omega[0] = -Aroll*w*sin(time*w);
    omega[1] = dpitch*1.0*cos(roll);
    omega[2] = -dpitch*1.0*sin(roll);
}
```

```
Message("time:%f omegax:%f omegay:%f omegaz:%f\n", time, omega[0], omega[1], omega[2]);
}
```

Tramite questo file UDF si possono dunque assegnare i movimenti di *flapping* e torsione dinamica desiderati all'ala; da notare che la funzione definita per $\omega[0]$ ha il segno meno davanti, in ottemperanza alla convenzione sul sistema di riferimento precedentemente scelto per la *mesh* (la rotazione positiva attorno all'asse x secondo la regola della mano destra corrisponde ad un angolo negativo rispetto al piano orizzontale).

In questo modo è possibile simulare un moto realistico delle ali degli uccelli, con torsione dinamica in fase di *upstroke* e *downstroke*.

Volendo incrementare la spinta e la portanza ottenibili dalle ali si introduce una funzione molto elaborata per la cinematica del beccheggio, definita come segue:

$$\dot{\theta}(t) = \frac{A_{pitch} w \sin(wt) \exp(c \sin(2wt - \pi/2) - 1)}{p} \quad (6.21)$$

dove A_{pitch} è l'ampiezza angolare totale in radianti, $w = 2\pi f$, p è un parametro posto pari a 1.1963 e c influisce sullo *slope* della funzione. Perciò si ha un angolo di beccheggio $\theta(t)$ pari a:

$$\theta(t) = \frac{-A_{pitch} \exp(c - 1) \sqrt{\pi} \cos(wt) B \operatorname{Erf}\left(\frac{\sqrt{c}}{B}\right)}{2\sqrt{c} p}$$

in cui la funzione $\operatorname{Erf}(t)$ è definita come $\operatorname{Erf}(t) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^t \exp(-x^2) dx$ e $B = \sqrt{\frac{1}{1 + \cos(2wt)}}$. In seguito sono esposti i risultati delle simulazioni con quest'ultima cinematica.

6.2 Ala battente (*flapping wing*)

6.2.1 Ala del gabbiano (*mesh* dinamiche)

Le seguenti simulazioni sono state effettuate con *mesh* dinamiche, battito rigido e simmetrico/asimmetrico (più "X" gradi e meno "Y" gradi rispetto all'orizzontale). In tutti i casi l'ala **non è svergolata**, la velocità di volo simulata è di 5 m/s e la frequenza di battito è pari a 4 e 6 Hz. In questo caso l'area in pianta dell'ala vale 0.08764 m²; la geometria dell'ala è quella della fig. 3.6 avente corda alla radice pari a 0.2 m e semi-apertura di 0.52 m.

seagull wing p20°n20°	Average Drag [N]	Average Lift [N]	Max Drag [N]	Max Lift [N]	Min Drag [N]	Min Lift [N]
frequency = 4 Hz	0.067251073	0.726769139	0.367244396	3.1128515	-0.4219055	-1.6032449
frequency = 6 Hz	-0.002337427	0.745735867	0.438438887	4.7411381	-0.7712425	-3.2126764

Figura 6.5: Valori medi, massimi e minimi di resistenza/spinta e portanza per l'ala del gabbiano con angolo di *flapping* +20°, -20°.

seagull wing p30°n30°	Average Drag [N]	Average Lift [N]	Max Drag [N]	Max Lift [N]	Min Drag [N]	Min Lift [N]
frequency = 4 Hz	0.010885721	0.767174086	0.44368647	4.926253442	-0.72003	-3.09523
frequency = 6 Hz	-0.1558112	0.952817628	0.4790058	8.616580608	-1.48947	-6.25916

Figura 6.6: Valori medi, massimi e minimi di resistenza/spinta e portanza per l'ala del gabbiano con angolo di *flapping* +30°, -30°.

seagull wing p45°n15°	Average Drag [N]	Average Lift [N]	Max Drag [N]	Max Lift [N]	Min Drag [N]	Min Lift [N]
frequency = 4 Hz	0.0053286	0.7078346	0.4434914	4.8254446	-0.7393255	-3.0922755

Figura 6.7: Valori medi, massimi e minimi di resistenza/spinta e portanza per l'ala del gabbiano con angolo di *flapping* +45°, -15°.

seagull wing p40°n40°	Average Drag [N]	Average Lift [N]	Max Drag [N]	Max Lift [N]	Min Drag [N]	Min Lift [N]
frequency = 4 Hz	-0.072091354	0.825889181	0.4579654	7.209831745	-1.1000190	-4.967923
frequency = 6 Hz	-0.351002138	1.139589756	0.54312295	13.82905165	-2.2043122	-10.22738

Figura 6.8: Valori medi, massimi e minimi di resistenza/spinta e portanza per l'ala del gabbiano con angolo di *flapping* +40°, -40°.

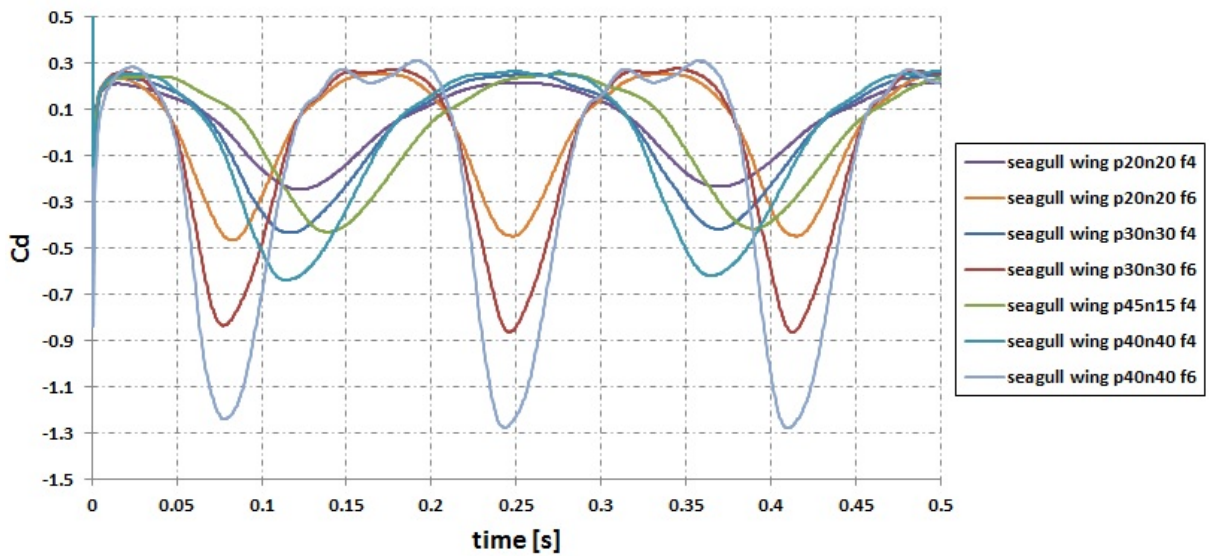


Figura 6.9: Andamento del coefficiente di resistenza in funzione del tempo (ala del gabbiano).

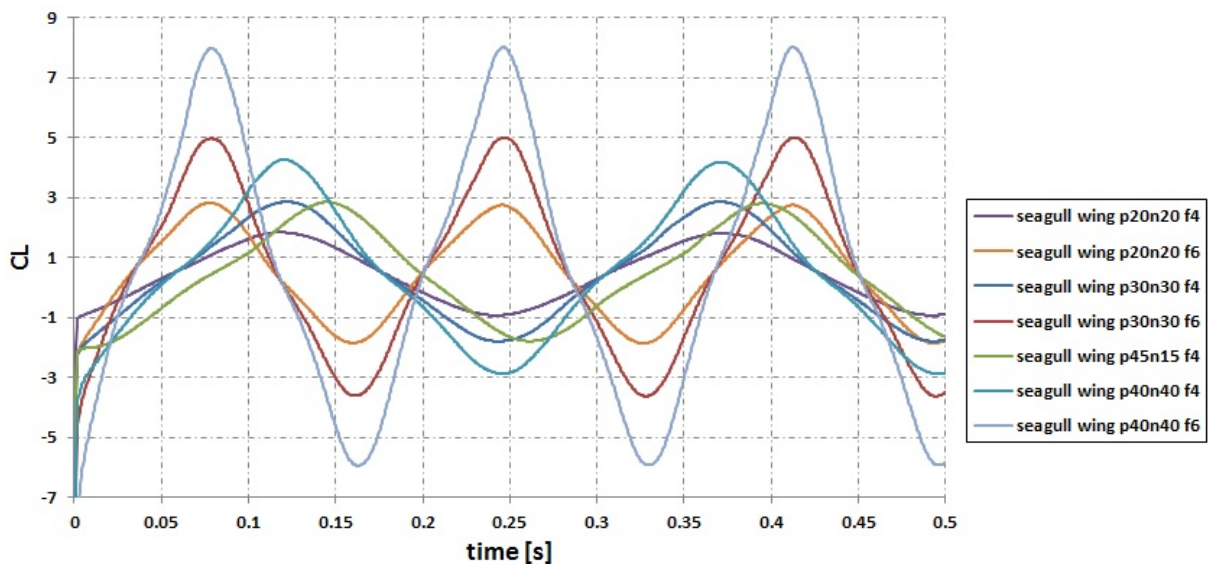


Figura 6.10: Andamento del coefficiente di portanza in funzione del tempo (ala del gabbiano).

Da questi risultati si deduce che l'ala del gabbiano con le suddette caratteristiche geometriche non è sufficiente a garantire la minima portanza necessaria al sostentamento dello *Skybird*, il cui peso deve essere di circa 1 kg (cioè circa 10 N) come da specifica richiesta. A questo punto il passo successivo è utilizzare la geometria Selig S1223 (fig. 3.14), che possiede una superficie alare più grande; si utilizzano i medesimi parametri di simulazione impostati con la geometria alare del gabbiano.

6.2.2 Ala Selig S1223

Le seguenti simulazioni sono state effettuate con *mesh* dinamiche, battito rigido e simmetrico/asimmetrico (più “X” gradi e meno “Y” gradi rispetto all’orizzontale). In tutti i casi l’ala **non è svergolata**, la velocità di volo simulata è di 5 m/s e la frequenza di battito è pari a 4 e 6 *Hz*. In questo caso l’area in pianta dell’ala vale 0.11273 m^2 ; la geometria dell’ala è quella della fig. 3.14 avente corda alla radice pari a 0.25 m e semi-apertura di 0.6 m . Il profilo è un Selig S1223.

Selig wing p30°n30°	Average Drag [N]	Average Lift [N]	Max Drag [N]	Max Lift [N]	Min Drag [N]	Min Lift [N]
frequency = 4 Hz	-0.0377171	0.7422816	0.3200680	4.9303279	-0.7285395	-2.9966581
frequency = 6 Hz	-0.2283408	1.3269468	0.444105	11.51977	-1.62821	-7.94794

Figura 6.11: Valori medi, massimi e minimi di resistenza/spinta e portanza per l’ala Selig con angolo di *flapping* $+30^\circ, -30^\circ$.

Selig wing p45°n15°	Average Drag [N]	Average Lift [N]	Max Drag [N]	Max Lift [N]	Min Drag [N]	Min Lift [N]
frequency = 4 Hz	-0.0407304	0.7212486	0.3194279	4.8599675	-0.7406442	-2.9955308

Figura 6.12: Valori medi, massimi e minimi di resistenza/spinta e portanza per l’ala Selig con angolo di *flapping* $+45^\circ, -15^\circ$.

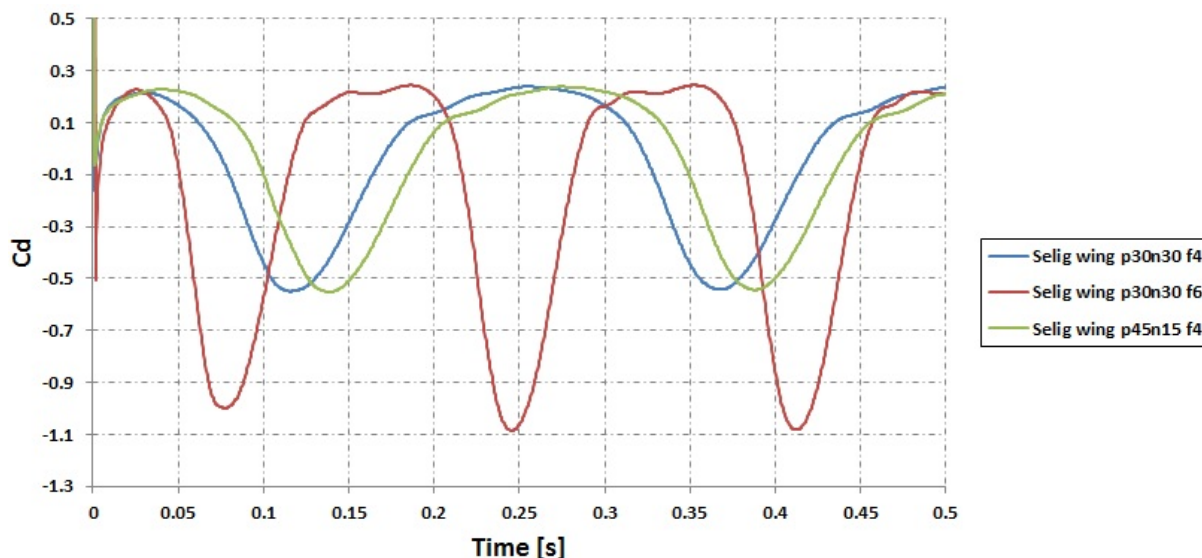


Figura 6.13: Andamento del coefficiente di resistenza in funzione del tempo (ala Selig).

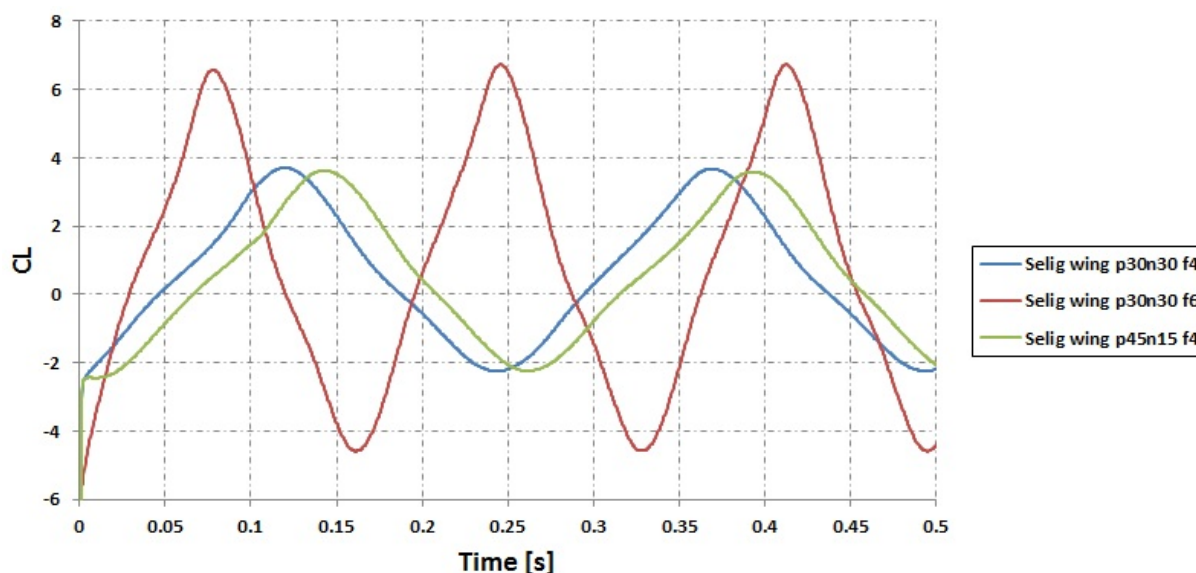


Figura 6.14: Andamento del coefficiente di portanza in funzione del tempo (ala Selig).

I calcoli successivi sono stati effettuati con *mesh* dinamiche, battito rigido e asimmetrico (più “X” gradi e meno “Y” gradi rispetto all’orizzontale). In tutti i casi l’ala **non è svergolata**, la velocità di volo simulata è di 5 m/s e la frequenza di battito è pari a 6 Hz . In questo caso l’area in pianta dell’ala vale 0.11273 m^2 ; la geometria dell’ala è quella della fig. 3.14 avente corda alla radice pari a 0.25 m e semi-apertura di 0.6 m . Il profilo è un Selig S1223.

Selig wing	Average C_D	Average C_L	Max C_D	Max C_L	Min C_D	Min C_L
p10° n40°	-0.068248807	0.641489185	2.140359	4.790592	-0.7281	-3.19395
p10° n30°	-0.023011276	0.52869889	0.250735	3.539647	-0.5106	-2.2739
p10° n20°	0.011848997	0.489843977	0.227618	2.496767	-0.35389	-1.43532
p20° n10°	0.012796093	0.493058077	0.228121	2.533159	-0.35002	-1.45909
p20° n30°	-0.071696702	0.652961302	0.257463	4.872567	-0.72334	-3.34807
p20° n40°	-0.126775633	0.796230012	0.256574	6.552267	-0.94405	-4.4583
p45° n15°	-0.180587791	0.675768212	0.234963	6.495664	-1.14706	-4.58105
p30° n30°	-0.132281143	0.76871956	0.257276	6.673572	-0.94324	-4.60435

Selig wing	Average Drag [N]	Average Lift [N]	Max Drag [N]	Max Lift [N]	Min Drag [N]	Min Lift [N]
p10° n40°	-0.117809598	1.107324599	0.443678	8.142132	-1.25682	-5.51333
p10° n30°	-0.039721561	0.912628459	0.432813	6.110061	-0.88138	-3.92516
p10° n20°	0.020453479	0.845557957	0.392909	4.309864	-0.61089	-2.47762
p20° n10°	0.022088335	0.851106067	0.393777	4.372683	-0.6042	-2.51865
p20° n30°	-0.123761279	1.127127516	0.444426	8.410918	-1.24862	-5.77936
p20° n40°	-0.218837324	1.374434829	0.442893	11.31038	-1.62959	-7.69583
p45° n15°	-0.311726694	1.166496305	0.405588	11.21267	-1.98002	-7.9077
p30° n30°	-0.228340815	1.32694689	0.444105	11.51977	-1.62821	-7.94794

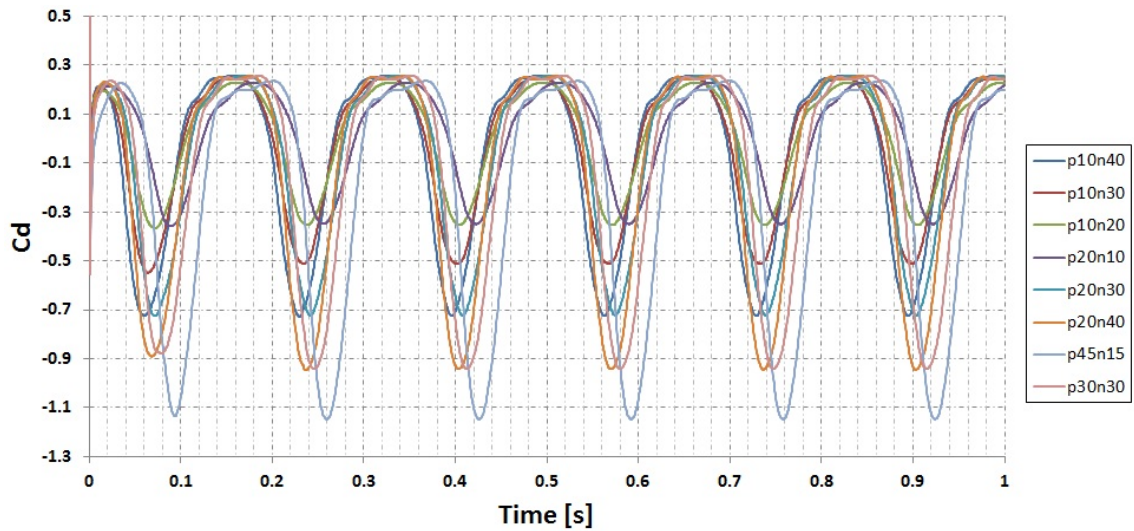


Figura 6.15: Andamento del coefficiente di resistenza in funzione del tempo.

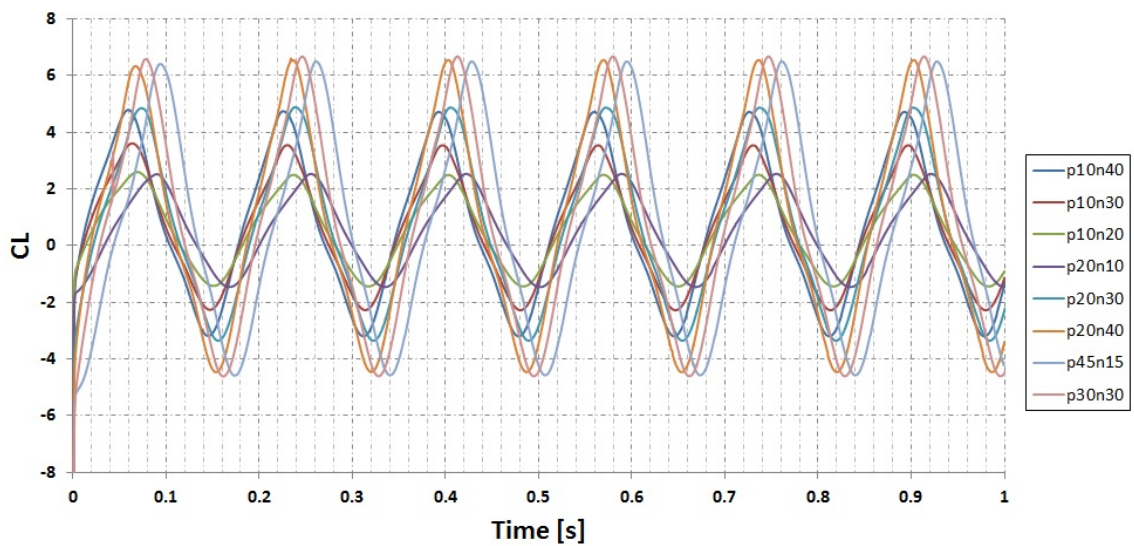


Figura 6.16: Andamento del coefficiente di portanza in funzione del tempo.

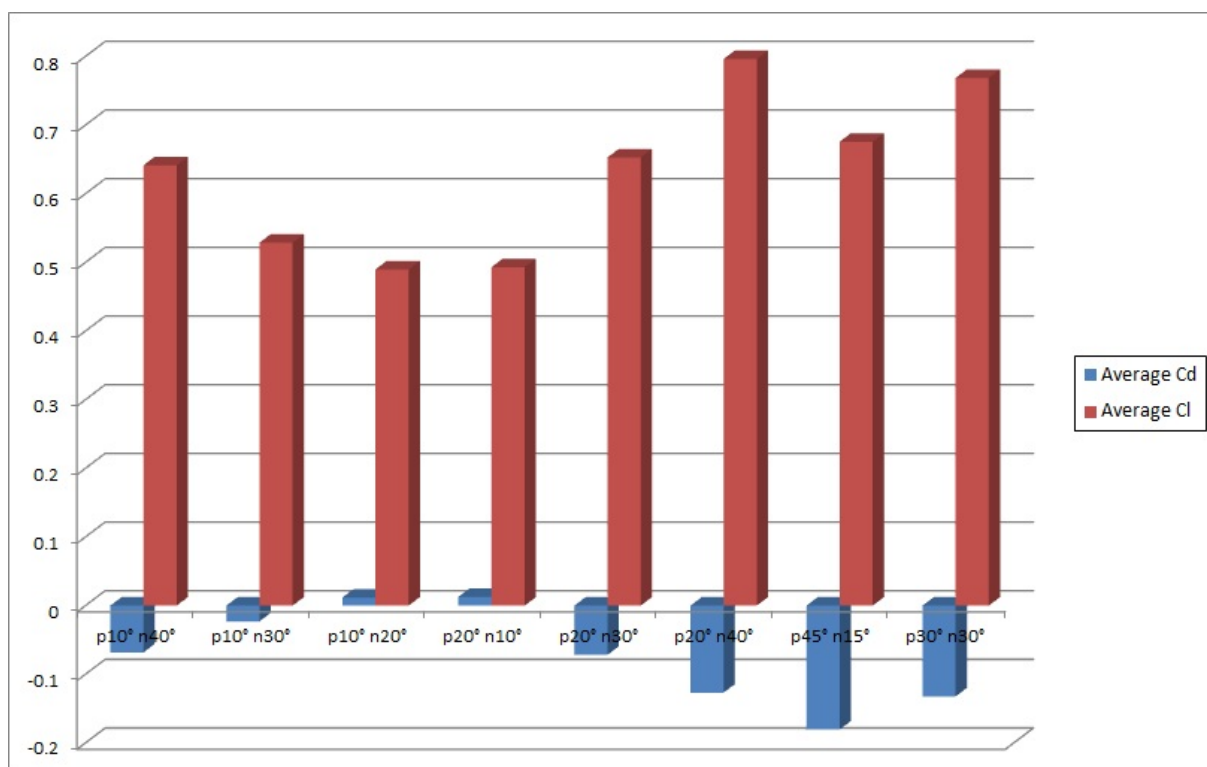


Figura 6.17: D ed L medi calcolati (valori negativi di D indicano generazione di spinta); a titolo di esempio, la dicitura “p20° n30°” indica che il battito dell’ala avviene da un valore **positivo** rispetto all’orizzontale dell’angolo del braccio dell’ala di 20°, fino ad un valore **negativo** di 30°.

Dalla fig. 6.17 si nota che il caso “p45n15”, (ala in moto di *flapping* con apertura angolare +45° -15° rispetto all’orizzontale, con frequenza pari a 6 Hz), fornisce i migliori risultati in termini di portanza e di generazione di spinta; peraltro tale configurazione di apertura angolare è la stessa utilizzata nelle simulazioni cinematiche di movimentazione delle ali. Si può presumere che nel caso di ala svergolata si potrebbe ottenere un ulteriore aumento della portanza (a spese di una riduzione della spinta). Questo andrà verificato con altre simulazioni. Si noti inoltre che anche il battito simmetrico “p30n30” e il battito asimmetrico “p20n40” producono risultati più che accettabili, che andranno ulteriormente approfonditi con simulazioni in cui venga introdotto svergolamento (naturale ed attivo) e articolazione. Si dovrà inoltre adattare opportunamente il cinematismo di movimentazione delle ali. Rimane un problema al momento, legato al fatto che la massa presunta dello *Skybird* (dell’ordine del chilogrammo) non è supportata a basse velocità (ad esempio nella fase di lancio) dalle ali previste. Devono quindi essere ridisegnate le ali, per assicurare una portanza pari a circa 5 N (per ala) anche a bassa velocità. Questo è lo scopo della sezione che segue.

6.3 Ala “sufficiente” a garantire portanza

6.3.1 Ala non svergolata

L'ultima ala disegnata, che garantisce portanza sufficiente, è riportata nelle fig. 6.18-6.21. Si tratta di un'ala non svergolata con pianta, in prossimità della fusoliera, un po' più larga per assicurare un aumento della portanza. Si esegue cioè uno *scaling* della superficie alare aumentandola di un fattore pari a 2.78 circa. La corda alla radice dell'ala è $c = 0.417\text{ m}$ e l'apertura è pari a $b/2 = 1\text{ m}$.

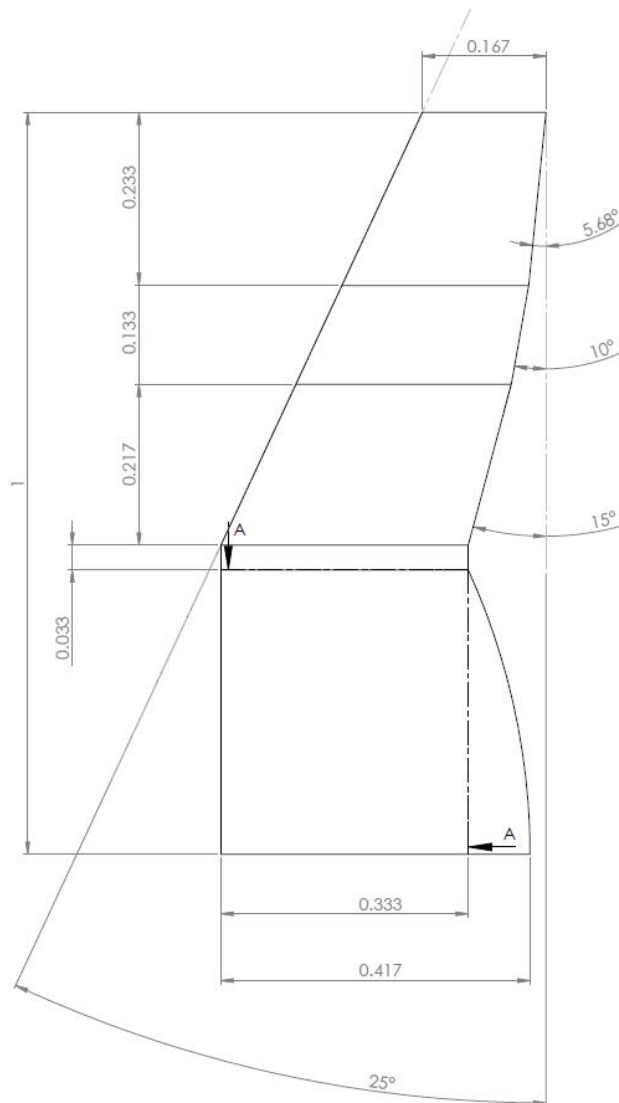


Figura 6.18: Vista dell'ala “sufficiente” in pianta.

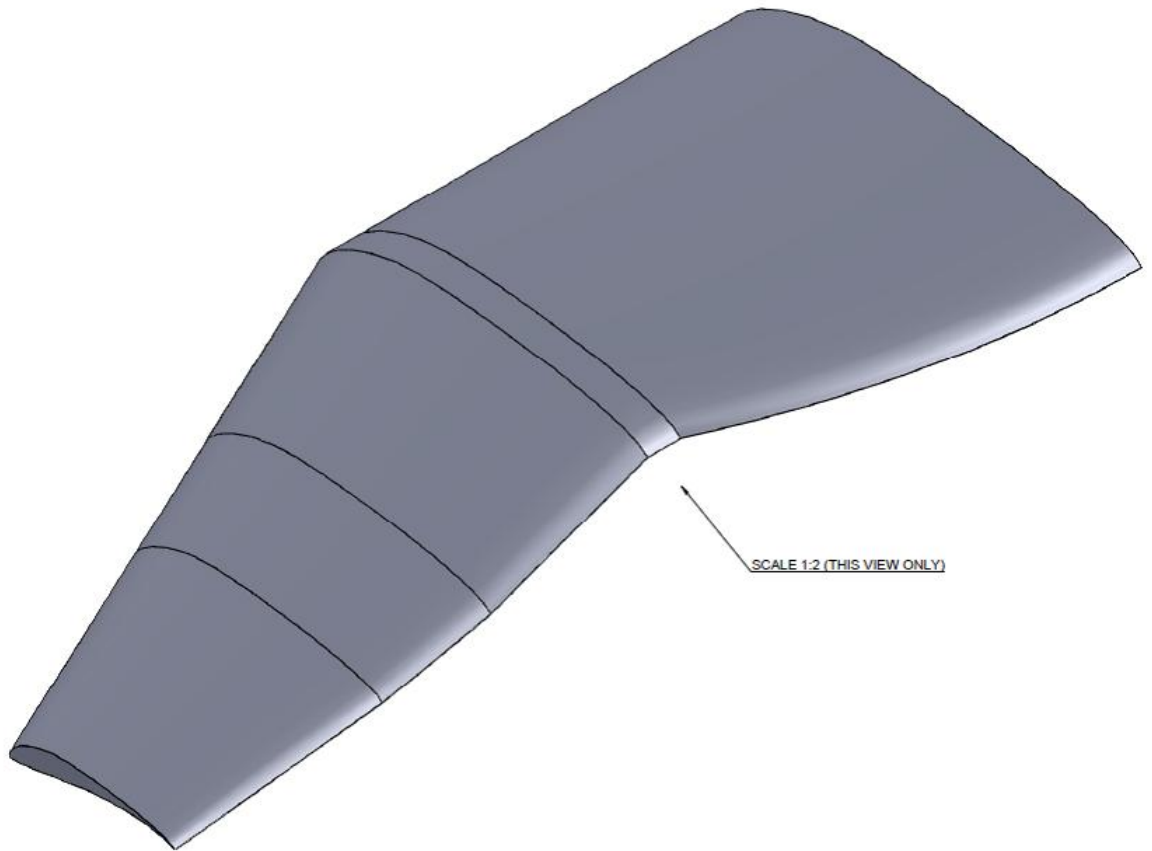


Figura 6.19: Vista isometrica dell'ala "sufficiente".

SELIG 1223 AIRFOIL

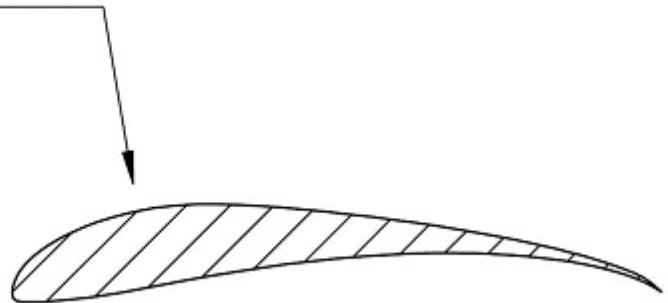


Figura 6.20: Profilo alare dell'ala "sufficiente".

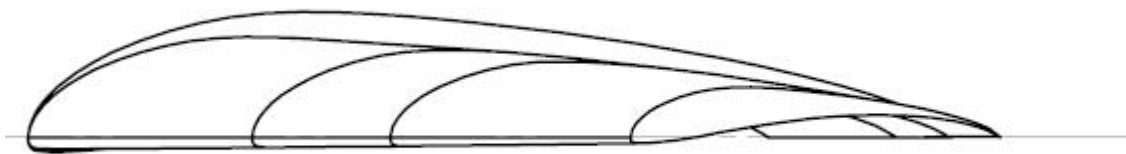


Figura 6.21: Vista laterale dell'ala "sufficiente".

Il battito eseguito dall'ala "sufficiente" è un battito di corpo rigido, e le condizioni di due simulazioni sono riportate in tabella. Si osservi in particolare l'alto valore della portanza (6.23 N) e della spinta (3.25 N) alla frequenza di 5 Hz , in condizioni di bassa velocità.

Alla frequenza inferiore (3 Hz) portanza e spinta risultano inferiori, e la portanza, in particolare, non è più sufficiente a sostenere il peso del velivolo.

Velocità di avanzamento U	5 m/s	5 m/s
Frequenza di battito f	3 Hz	5 Hz
Angoli di battito	Upstroke 45° – Downstroke 15° (battito asimmetrico)	Upstroke 45° – Downstroke 15° (battito asimmetrico)
Apertura totale di battito Φ	60°	60°
Strouhal number $St = f b \sin(\Phi/2) / (2 U)$	0.3	0.5
Area dell'ala in pianta	0.3135 m^2	0.3135 m^2
Corda aerodinamica media C_m	0.335 m	0.335 m
Frequenza ridotta $K = \pi f C_m/U$	0.6315	1.0524
Portanza media	2.8948 N ($C_L \approx 0.60$)	6.2266 N ($C_L \approx 1.30$)
Spinta (resistenza negativa significa spinta)	- 0.5697 N	- 3.2508 N

Con riferimento alla fig. 6.22 si osservi che, durante la fase di *upstroke* (attorno all'istante temporale $t = 0.65-0.70$ s), la portanza è negativa.

L'uso di un cinematisma articolato al centro dell'ala, con un conseguente battito "flessibile" dell'ala, permette di ridurre tali valori di de-portanza, e quindi di ottenere valori medi della portanza superiori a quelli di tabella.

Quando questo miglioramento sarà quantificato tramite simulazioni numeriche, si potranno ottimizzare le ali riducendone le dimensioni. E' interessante anche osservare in fig. 6.23 come il coefficiente di resistenza sia solo debolmente positivo durante una fase di battito.

Durante il *flapping*, l'angolo di attacco relativo visto dall'ala è dato da $\alpha(t) = \arctan(v(t)/U) + \theta(t)$, dove $v(t)$ è la velocità lineare dell'ala, U la velocità del flusso e $\theta(t)$ l'angolo di beccheggio dell'ala (in questo caso pari a 0°); quindi supponendo una frequenza di 3 Hz, una velocità di flusso dell'aria in ingresso di 5 m/s ed un'apertura alare di 1 m, si ottiene un valore massimo di velocità lineare al *tip* dell'ala v pari a $2\pi f R = 6\pi \approx 18.8$ m/s.

Quindi si ottiene un angolo di attacco relativo $\alpha = \arctan(6\pi/5) \approx 75^\circ$. Ciò significa che la zona vicino alla punta dell'ala lavora in forte stallo: per limitare tale effetto si può pensare di inserire un angolo di svergolamento naturale maggiore in prossimità del *tip*.

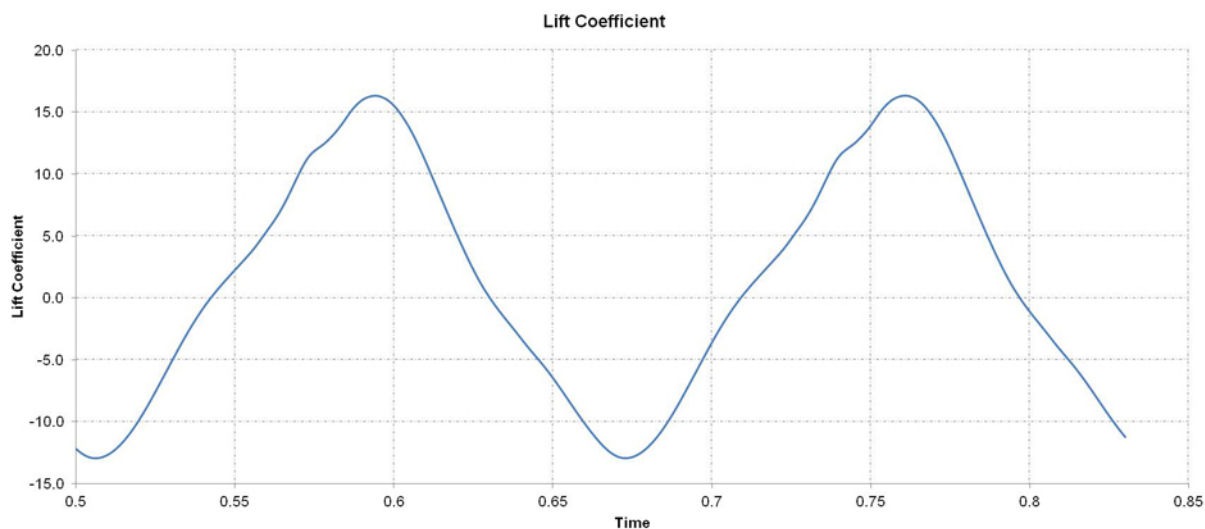


Figura 6.22: Andamento nel tempo dei coefficienti di portanza a 5 m/s, per un battito rigido dell'ala con frequenza pari a 5 Hz. La figura mostra due periodi di oscillazione.

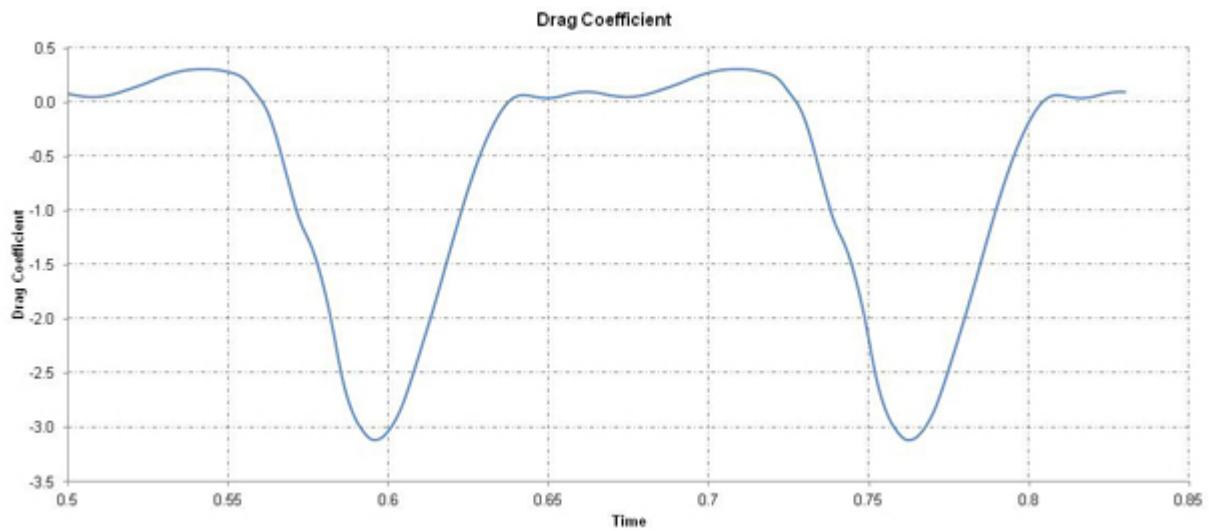


Figura 6.23: Andamento nel tempo dei coefficienti di resistenza a 5 m/s , per un battito rigido dell'ala con frequenza pari a 5 Hz . La figura mostra due periodi di oscillazione.

Gli andamenti a più bassa frequenza (3 Hz) sono riportati nelle fig. 6.24 e 6.25 per un ciclo di oscillazione. Anche in questo caso valgono le osservazioni fatte per il caso a 5 Hz e ci si aspetta quindi un miglioramento dei coefficienti mediati nel tempo nel caso di ala svergolata e articolata.

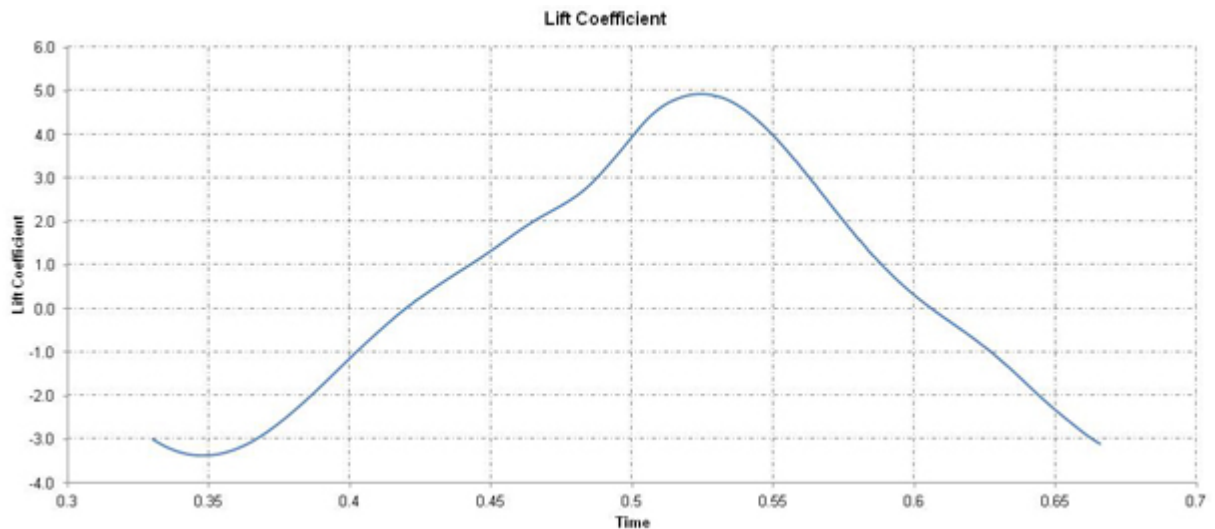


Figura 6.24: Andamento nel tempo dei coefficienti di portanza a 5 m/s , per un battito rigido dell'ala con frequenza pari a 3 Hz . La figura mostra un periodo di oscillazione.

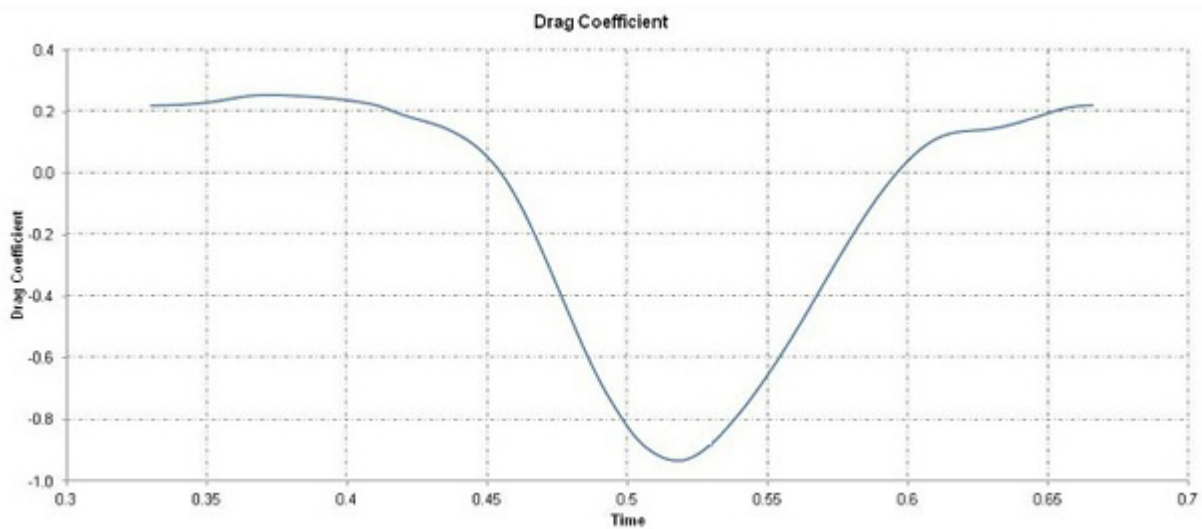


Figura 6.25: Andamento nel tempo dei coefficienti di resistenza a 5 m/s, per un battito rigido dell'ala con frequenza pari a 3 Hz. La figura mostra un periodo di oscillazione.

Con l'aumento della velocità (da 5 a 10 e poi a 15 m/s) con lo stesso tipo di battito alla frequenza di 3 Hz si ha un forte aumento della portanza, e quella che era una spinta a velocità inferiore si trasforma in una leggera resistenza (0.0297 N; cf. tabella sottostante). La letteratura [[16]], [[55]] e [[18]] ci induce a pensare che tale resistenza possa trasformarsi in una spinta quando l'ala sia svergolata dinamicamente nel corso del battito. Se la frequenza aumenta fino a 5 Hz si ritrova una spinta propulsiva sia a 10 che a 15 m/s.

Velocità U	10 m/s	10 m/s	15 m/s	15 m/s
Frequenza di battito f	3 Hz	5 Hz	3 Hz	5 Hz
$St = f b \sin(\Phi/2) / (2 U)$	0.15	0.25	0.1	0.1666
Frequenza ridotta $K = \pi f C_m / U$	0.3157	0.5262	0.2105	0.3508
Portanza media	9.0673 N ($C_L \approx 0.47$)	10.6054 N ($C_L \approx 0.55$)	21.546 N ($C_L \approx 0.50$)	24.440 N ($C_L \approx 0.56$)
Resistenza media	0.0297 N resistenza	- 1.5868 N spinta	1.184 N resistenza	- 1.217 N spinta

Si noti che in letteratura [[56], [57]] il valore ottimo del numero di Strouhal St per massima efficienza propulsiva è compreso tra 0.2 e 0.4; questo significa che per ottenere un'accettabile efficienza propulsiva ad alte velocità può essere necessario aumentare la frequenza di battito f . La frequenza ridotta K è un altro importante parametro che quantifica l'efficacia aerodinamica del velivolo [[18]]; negli uccelli sia K che l'ampiezza del battito $b \sin(\Phi/2)$ sono alti a basse velocità di volo, e questo causa strutture fluide attorno e dietro al corpo fortemente non stazionarie.

Sia K che $b \sin(\Phi/2)$ si riducono quando l'uccello vola più rapidamente, di modo che la scia dietro al corpo consiste principalmente in un paio di tubi vorticosi (o linee vorticose) continue ed ondulanti, rilasciate all'incirca dietro la punta delle ali.

Può essere importante riuscire a realizzare un cinematismo che sfrutti queste proprietà e tramite il quale si possa variare l'angolo totale di battito Φ in funzione della velocità di volo U .

6.3.2 Ala svergolata

Per migliorare ulteriormente la portanza a tutte le velocità di volo si introduce una legge di svergolamento in funzione dell'apertura alare ruotando verso il basso ciascuna sezione dell'ala attorno al bordo di attacco.

Si utilizzano i seguenti angoli positivi applicati alle 6 sezioni, partendo dalla radice dell'ala: 0° , $+3^\circ$, $+3^\circ$, $+7^\circ$, $+8^\circ$, 0° (esattamente come in fig. 3.15). Tutte le altre caratteristiche geometriche rimangono inalterate rispetto all'ala senza svergolamento (cf. sezione 6.3.1).

6.3.3 Risultati

Nella seguente tabella (tab. 6.1) sono riportati i risultati delle simulazioni con l'ala sufficiente senza svergolamento naturale (fig. 6.19).

wing with no twist	roll +30°,-30° pitch 0° caso (1)		roll +30°,-30° pitch +5°,-5° caso (2)	
velocity (V) [m/s]	5	5	5	5
frequency (F) [Hz]	3	4	3	4
lift force (L) [N]	2.9796	4.0918	2.968	3.9507
drag force (D) [N]	-0.5841	-1.2985	-1.1698	-2.2917
sideslip force (S) [N]			-0.1529	0.0816
Strouhal n. (ST)	0.3	0.4	0.3	0.4
reduced frequency (K)	0.63145959	0.84194612	0.63145959	0.84194612

wing with no twist	roll +30°,-30° pitch +10°,-10° caso (3)	
velocity (V) [m/s]	5	5
frequency (F) [Hz]	3	4
lift force (L) [N]	2.8932	3.9526
drag force (D) [N]	-1.6524	-3.1572
sideslip force (S) [N]	-0.685	-0.6902
Strouhal n. (ST)	0.3	0.4
reduced frequency (K)	0.63145959	0.84194612

Tabella 6.1: Risultati delle simulazioni con l'ala senza svergolamento.

Nella tabella qui di seguito (tab. 6.2) sono mostrati i risultati delle simulazioni con l'ala sufficiente dotata di svergolamento naturale (fig. 3.18).

wing with twist	roll +30°,-30° pitch +10°,-10° caso (4)	
velocity (V) [m/s]	5	5
frequency (F) [Hz]	3	4
lift force (L) [N]	4.2315	5.6222
drag force (D) [N]	-1.4074	-2.6949
sideslip force (S) [N]	-0.685	-0.672
Strouhal n. (ST)	0.3	0.4
reduced frequency (K)	0.63145959	0.84194612

Tabella 6.2: Risultati delle simulazioni con l'ala dotata di svergolamento naturale.

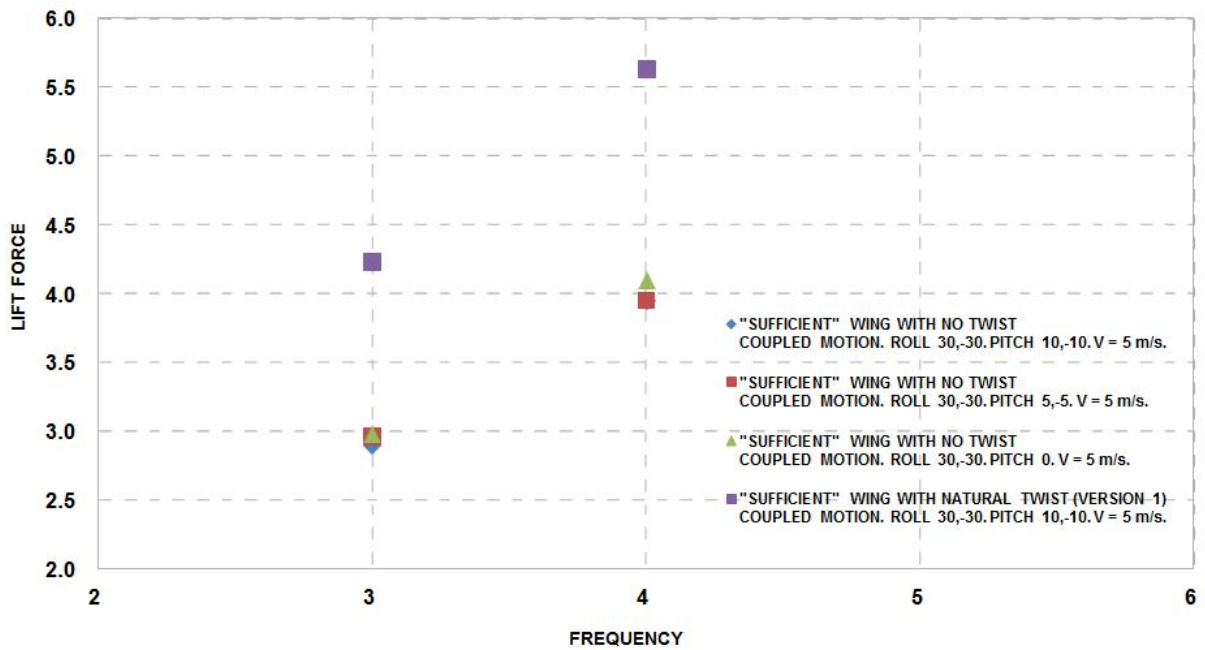


Figura 6.26: Grafico della portanza in funzione della frequenza per i 4 casi studiati.

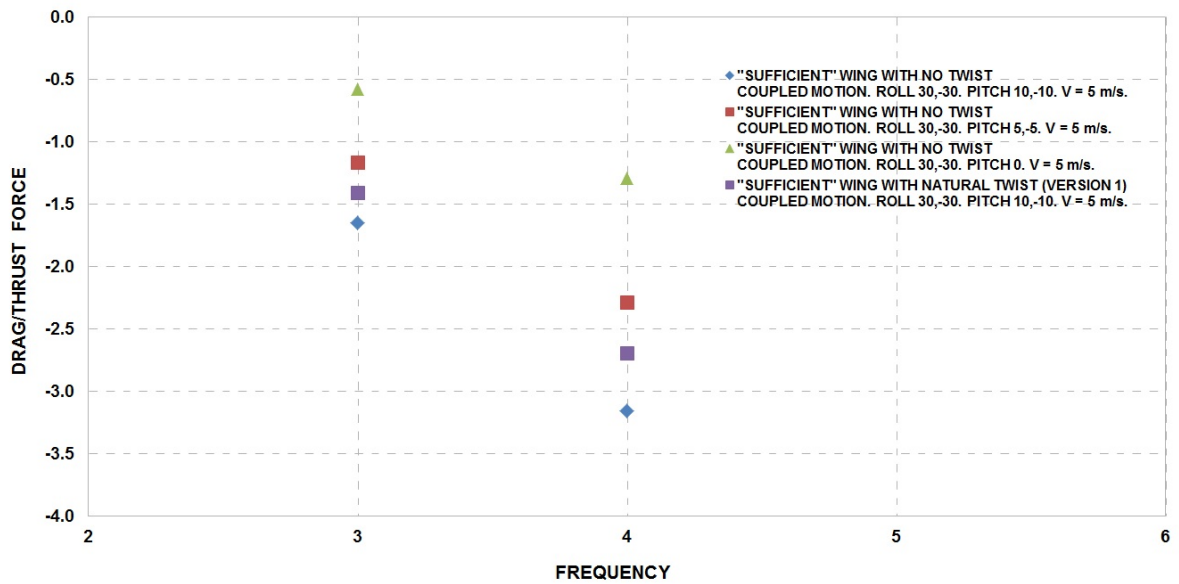


Figura 6.27: Grafico della resistenza/spinta in funzione della frequenza per i 4 casi studiati.

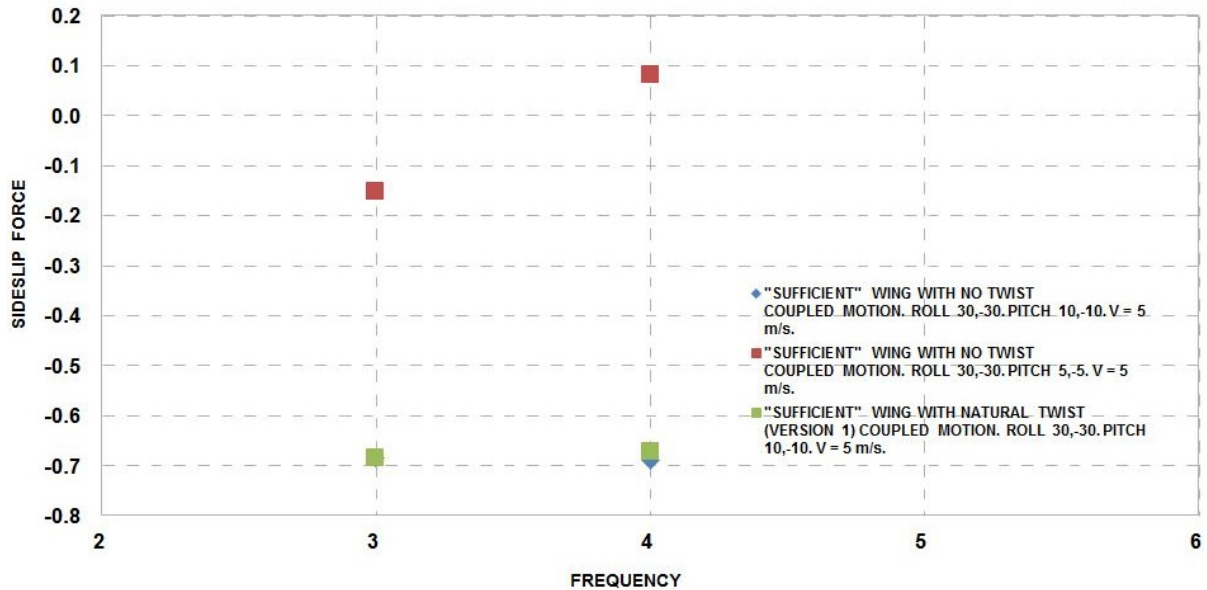


Figura 6.28: Grafico della forza laterale di “sideslip” in funzione della frequenza per i 4 casi studiati.

Di seguito sono riportati i risultati delle simulazioni effettuate con la cinematica illustrata nell’eq. 6.21, dopo aver posto il parametro $A_{pitch} = 50\pi/180$ e $c = 1$. Per quanto riguarda la geometria, è stata utilizzata l’ala “sufficiente” non svergolata (fig. 6.19) ed in seguito l’ala “sufficiente” dotata di svergolamento naturale.

wing with no twist	roll +30°,-30° pitch -10°,+40° caso (5)
velocity (V) [m/s]	5
frequency (F) [Hz]	3
lift force (L) [N]	9.7285
drag force (D) [N]	-0.5981
sideslip force (S) [N]	-2.8812
Strouhal n. (ST)	0.3
reduced frequency (K)	0.63145959

Figura 6.29: Risultati delle simulazioni con l’ala senza svergolamento.

wing with twist	roll +30°,-30° pitch -10°,+40° caso (6)
velocity (V) [m/s]	5
frequency (F) [Hz]	3
lift force (L) [N]	11.2737
drag force (D) [N]	0.5908
sideslip force (S) [N]	-2.6688
Strouhal n. (ST)	0.3
reduced frequency (K)	0.63145959

Figura 6.30: Risultati delle simulazioni con l'ala dotata di svergolamento naturale.

6.3.4 Considerazioni e conclusioni sull'ala ottima

L'ala descritta in questa sezione fornisce una portanza sufficiente a sostenere lo *Skybird* in volo orizzontale a tutte le velocità considerate; alla velocità più bassa (5 m/s) è necessario che la frequenza di battito sia sufficientemente alta, mentre ad alte velocità la portanza media che si ottiene eccede di molto quella richiesta. Ad alte velocità il problema è la spinta, che viene prodotta solo alle frequenze più alte di battito (negli altri casi si ha resistenza). Inoltre, è importante osservare che le curve di portanza in funzione del tempo a $f = 5 \text{ Hz}$ sono soggette a picchi molto elevati (circa $\pm 70 \text{ N}$), che si riducono di un fattore 3 alla frequenza più bassa simulata. Tali picchi di portanza possono indurre problemi strutturali e forti accelerazioni verticali sul velivolo. E' quindi indispensabile fornire alcune linee guida su come l'ala "sufficiente" vada modificata per arrivare all'ala "ottima".

1. **Riduzione della superficie alare:** la superficie alare va ridotta a circa la metà di quella impiegata nell'ala "sufficiente" (0.3135 m^2), riducendo la corda al 70% di quella dell'ala "sufficiente" e riducendo della stessa percentuale la semi-apertura alare $b/2$. Nell'ipotesi che i coefficienti aerodinamici varino poco, questa modifica riduce di un fattore 2 le forze in gioco. Analogamente si riducono le ampiezze di oscillazione e i carichi di punta che le ali devono sostenere in modo transitorio. Rimane il problema di generare sufficiente portanza alle basse velocità (a 3 Hz si avrebbe una portanza media di circa 1.45 N; nell'ala "sufficiente" la portanza media era stata calcolata pari a 2.8948 N); al punto 3 qui sotto

si mostra come la portanza necessaria possa essere raggiunta grazie allo svergolamento naturale dell'ala.

2. **Ottimizzazione dell'angolo di battito:** finora abbiamo considerato principalmente un angolo totale di battito pari a $\Phi = 60^\circ$, e per l'ala "sufficiente" abbiamo considerato un'apertura di 45° in *upstroke* e di 15° in *downstroke* ("p45n15"). Anche se questi risultati garantiscono delle buone prestazioni, in particolare per quello che riguarda la spinta, potrebbe essere preferibile focalizzarsi sulla portanza, nel qual caso dei battiti quali "p20n40" o "p30n30" sono da scegliersi, in quanto garantiscono della portanza fino al 18% superiori a quelle del caso "p45n15" (cf. fig. 6.17). Inoltre, risultati di ali battenti ottenuti con un codice a pannelli [58] mostrano che la portanza dipende molto debolmente dall'angolo totale di apertura Φ , particolarmente alle basse velocità. Sembra quindi preferibile ridurre l'angolo totale di apertura, per limitare la corsa totale dell'ala ($b \sin(\Phi/2)$) ed i carichi cui la stessa è soggetta. D'altro canto con l'aumento dell'angolo totale di apertura si riduce la resistenza ed aumenta la spinta (cf. fig. 6.17 e riferimento [58]). La situazione ottimale è quindi quella di grande angolo di apertura del battito delle ali a basse velocità (per aumentare la spinta), associato ad una frequenza più alta per ottimizzare la portanza. Alle velocità più alte è sufficiente un più piccolo angolo Φ (la portanza cambia poco), mentre è preferibile una frequenza più alta per un aumento della spinta. Quest'ultimo risultato si può però ottenere (a minor costo) tramite lo svergolamento dinamico dell'ala.
3. **Ala svergolata vs ala non svergolata:** i risultati riportati nelle tab. 6.1 e 6.2 mostrano che nel caso di ala con svergolatura naturale la portanza è molto superiore rispetto al caso di ala non svergolata, mentre la spinta è lievemente ridotta alle basse velocità. Per garantire quindi portanza adeguata, l'ala "sufficiente" ridotta del 30% in ogni direzione (cf. punto 1 qui sopra), e svergolata naturalmente, dovrebbe costituire la soluzione ideale.
4. **Svergolamento dinamico durante il battito:** accoppiando un moto di *flapping* con un movimento di *pitching* dinamico si riesce ad incrementare fortemente la spinta a discapito di una piccola perdita di portanza. E' chiaro che tale miglioria è necessaria per garantire spinta soprattutto alle alte velocità, quando si vogliono impiegare basse frequenze di battito (cf. il riferimento [18], si veda anche il filmato della Festo, <http://www.youtube.com/watch?v=kA7PNQiHT1Q>).
5. **Punta dell'ala arrotolata o dotata di *deployable winglets* nelle fasi di volo planato:** un aumento della spinta (o una riduzione della resistenza) è legato anche alla riduzione dei vortici di fondo ala, responsabili della resistenza indotta. Finora le simulazioni effettuate

hanno considerato un'ala troncata in fondo, per ragioni essenzialmente di comodità numerica. Durante la fase di progetto di dettaglio si adotterà un fondo ala di forma ellittico, per ridurre la resistenza indotta, e si valuterà anche l'uso di *winglets*, eventualmente di ispirazione biomimetica [59].

6. **Ala articolata:** l'ultima misura da prendere, già considerata preliminarmente nel disegno del sistema cinematico di movimentazione delle ali, è quella di considerare l'ala flessibile o articolata nel centro. Con quest'ultimo accorgimento si riduce la regione di portanza negativa nella curva delle oscillazioni di portanza. Anche in questo caso è difficile quantificare di quanto possano migliorare i vari coefficienti aerodinamici, e solo un'accurata simulazione numerica può fornire numeri affidabili.

In realtà, utilizzando la legge cinematica di *pitching* rappresentata dall'eq. 6.21 è possibile incrementare notevolmente il valore medio della portanza nel periodo (fig. 6.29 e 6.30) in grado di garantire il sostentamento dello *Skybird* anche a bassa velocità (5 m/s); pertanto si deduce che l'articolazione cinematica applicata al centro dell'ala (ala flessibile) non risulta strettamente necessaria, ma certamente può aiutare a ridurre le dimensioni complessive dell'ala mantenendo la portanza sufficiente al volo dell'UAV. Inoltre è da notare che per le simulazioni con la cinematica "complessa" (eq. 6.21, fig. 6.29 e 6.30), il numero di *Strouhal* è pari a 0.3, cioè un valore ottimale che indica la massima efficienza propulsiva.

L'ultima misura da prendere per garantire che lo *Skybird* possa volare facilmente è quella di ridurre al massimo i pesi, tramite un'accurata selezione dei materiali e del *payload*. Si ricorda infatti che la massa dello *Smartbird* della Festo – che ha dimensioni comparabili allo *Skybird* – non eccede il mezzo chilo [60]. L'obiettivo dei sei accorgimenti citati precedentemente è quello di ridurre al massimo le dimensioni dello *Skybird* e le sollecitazioni dinamiche che lo stesso riceve durante le oscillazioni delle ali per produrre un velivolo "ottimo".

Capitolo 7

Skybird

7.1 Creazione coda

7.1.1 Introduzione

Dopo aver trovato una geometria soddisfacente per quanto riguarda la fusoliera e le ali del velivolo, si passa allo studio della coda.

Utilizzando il software “Tornado” [61], è possibile effettuare un’analisi preliminare per determinare le dimensioni e la posizione della coda con l’obiettivo di ottenere stabilità longitudinale.

Il software “Tornado” è basato sul metodo VLM (*Vortex Lattice Method*), nel quale le superfici portanti sono modellate come sottili strati di vortici discreti, per il calcolo di portanza e resistenza indotta.

Il metodo non tiene conto della viscosità [62]; la geometria del velivolo in “Tornado” è completamente tridimensionale.

Il programma permette all’utente di definire e progettare un gran numero di velivoli, con ali di vario tipo, eventualmente svergolate e più o meno affusolate, in presenza anche di superfici di controllo.

Il solutore di “Tornado” calcola le forze e i momenti, da cui si ottengono i coefficienti aerodinamici. Le derivate aerodinamiche possono essere calcolate in funzione dell’angolo di attacco, in funzione delle rotazioni di rollio, beccheggio e imbardata, e in presenza di deflessione delle superfici di controllo. L’utente può facilmente modificare il programma e aggiungere nuove funzionalità, poiché il linguaggio di programmazione è “MATLAB”.

Il codice sorgente è distribuito sotto licenza GNU-General Public License, e una documentazione completa è disponibile [63].

Si faccia attenzione al fatto che – in questa sezione – gli assi x , y e z non coincidono con gli assi definiti nella sezione precedente. In particolare, qui l'asse x è l'asse longitudinale del velivolo, l'asse y è l'asse lungo l'apertura alare, e l'asse z è l'asse normale al piano xy , orientato in verso opposto all'accelerazione di gravità.

7.1.2 Definizione della stabilità longitudinale

Per stabilità statica longitudinale si intende la capacità di un velivolo di riguadagnare un precedente assetto di equilibrio longitudinale una volta esaurito l'effetto di una piccola perturbazione che agisce nel piano di beccheggio del velivolo stesso.

Se la posizione di equilibrio viene perturbata, ad esempio da una raffica di vento che varia l'angolo di attacco, cambieranno di conseguenza le forze ed i momenti che agiscono sull'UAV. Qualora questa nuova configurazione di forze e momenti comportasse un ulteriore aumento (o una ulteriore diminuzione) dell'angolo di attacco, il velivolo si allontanerà progressivamente dalla posizione di equilibrio che in questo caso si definisce staticamente instabile. Se invece il velivolo ha la tendenza a mantenere una nuova posizione di equilibrio a seguito della perturbazione, si avrà una stabilità statica neutra. D'altra parte, se il velivolo in seguito alla perturbazione svilupperà delle forze e momenti tali da riportarlo all'equilibrio precedente la perturbazione, si dirà che è staticamente stabile. Questa condizione può essere definita analiticamente considerando il rapporto tra la variazione del momento baricentrico longitudinale, conseguente ad una variazione dell'incidenza, e la variazione d'incidenza stessa.

La definizione di stabilità statica longitudinale utilizzata è che ad un aumento dell'angolo di incidenza si accompagni un momento picchiante e viceversa, ossia che: $dC_m/d\alpha < 0$. Il momento è calcolato rispetto al centro di gravità, c.g. (cf. fig. 7.1).

7.1.3 Definizione della geometria

L'ala principale usata qui, che nei nostri studi è denominata Gabbiano, ha una superficie alare pari a 0.17 m^2 ; il profilo alare è il Selig S1223 (<http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads.html>). I dettagli che riguardano la distribuzione di angoli di freccia e svergolamento sono stati descritti nella sezione precedente.

La coda ha la forma a V con angoli di $\pm 40^\circ$ rispetto al piano orizzontale, e la superficie alare (*planform*) è rettangolare in questa analisi preliminare. L'apertura totale della coda è di 0.4 m , la corda è stata presa costante e l'angolo di freccia della coda pari a 5° . Inoltre è stato ipotizzato

che la fusoliera nella parte dove è inserita l'ala principale sia cilindrica, con raggio di 0.1 m e origine in $z = 0.1\text{ m}$, e $0 \leq x \leq 0.2\text{ m}$.

7.1.4 Risultati

La stabilità è stata studiata in funzione della posizione longitudinale e verticale (x_p, z_p) del bordo di attacco della coda nel piano di simmetria ($y = 0\text{ m}$), e della superficie della coda A (cf. fig. 7.1).

Inoltre è stato studiato l'effetto dell'angolo della coda: aperto verso il basso come FESTO (*Flap Down*) oppure verso l'alto (*Flap Up*).

Si noti che $x_p = 0\text{ m}$ corrisponde al bordo d'attacco dell'ala principale, dove $y = 0\text{ m}$, e $z_p = 0\text{ m}$ coincide con la parte inferiore della fusoliera.

I parametri dei calcoli sono:

- angolo d'attacco (AoA) = 0° ;
- posizione verticale ($z = z_p$) della base della coda = 0.1 m (cf. fig. 7.1);
- una superficie di coda $A = 0.05\text{ m}^2$ significa che la corda è 0.125 m , invece se $A = 0.1\text{ m}^2$ la corda è pari a 0.25 m .

E' stato trovato che:

- date una superficie alare e una posizione (x_p, z_p), la configurazione è più stabile quando la coda è aperta verso il basso (angolo -40° come in fig. 7.1) rispetto ad una apertura verso l'alto. Questo significa che una coda aperta verso il basso può essere posizionata più vicino all'ala principale rispetto ad una coda aperta verso l'alto (cf. fig. 7.2);
- data una posizione (x_p, z_p) e configurazione (*Flap Up* o *Flap Down*), aumentando la superficie della coda A aumenta la stabilità;
- rispetto alla posizione $z_p = 0.1\text{ m}$ della coda, utilizzata nei calcoli, una configurazione con la coda aperta verso il basso risulta ancora più stabile se $z_p < 0.1\text{ m}$, e meno stabile se $z_p > 0.1\text{ m}$ (si veda la fig. 7.3 dove $x_p = 0.9\text{ m}$);
- rispetto alla posizione $z_p = 0.1\text{ m}$ della coda, utilizzata nei calcoli, una configurazione con la coda aperta verso l'alto risulta ancora più stabile se $z_p > 0.1\text{ m}$, e meno stabile se $z_p < 0.1\text{ m}$ (cf. fig. 7.3).

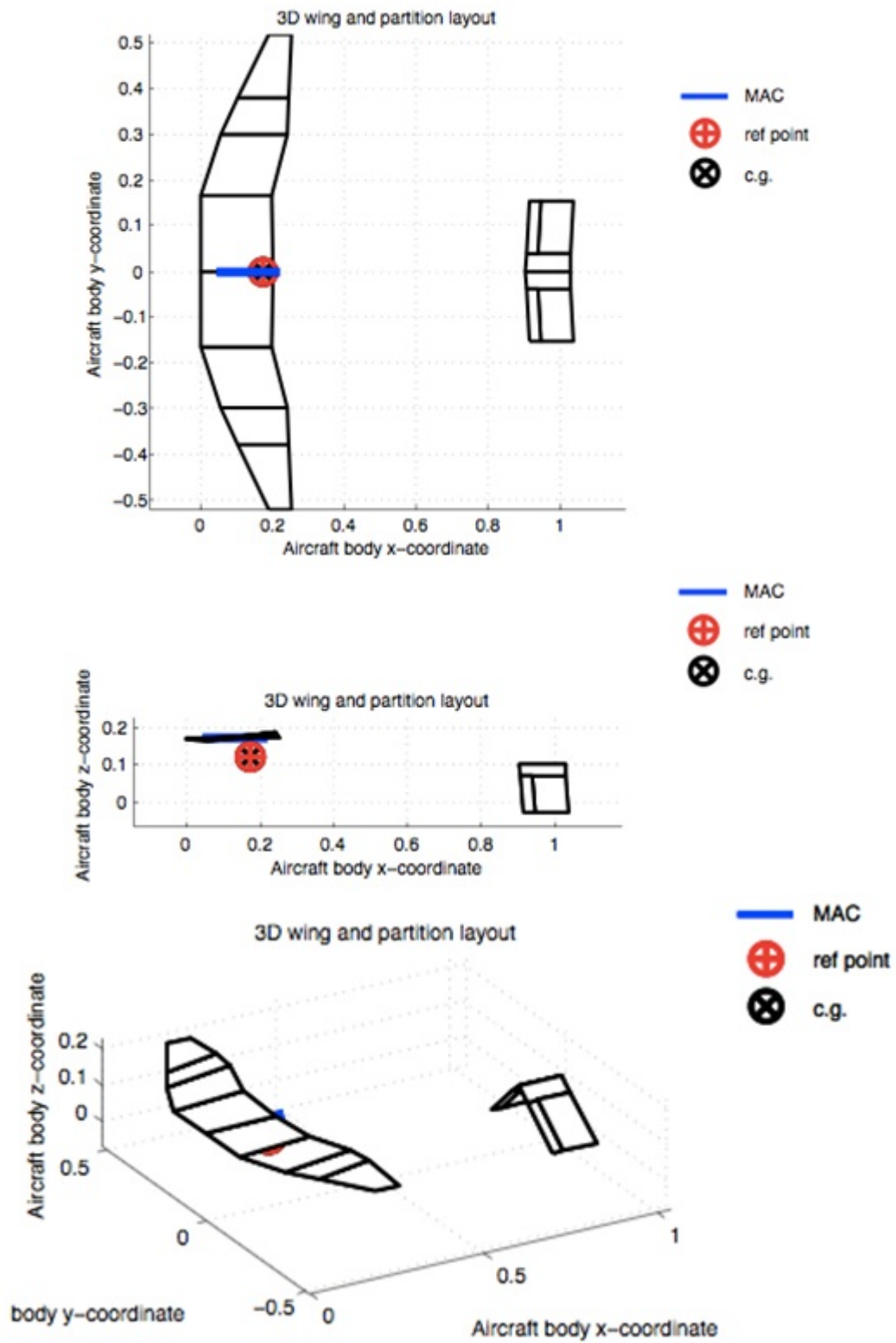


Figura 7.1: Superfici alari, sistema di riferimento, MAC (Mean Aerodynamic Chord) e centro di gravità (c.g.). In questa figura $(x_p, z_p) = (0.9 \text{ m}, 0.1 \text{ m})$.

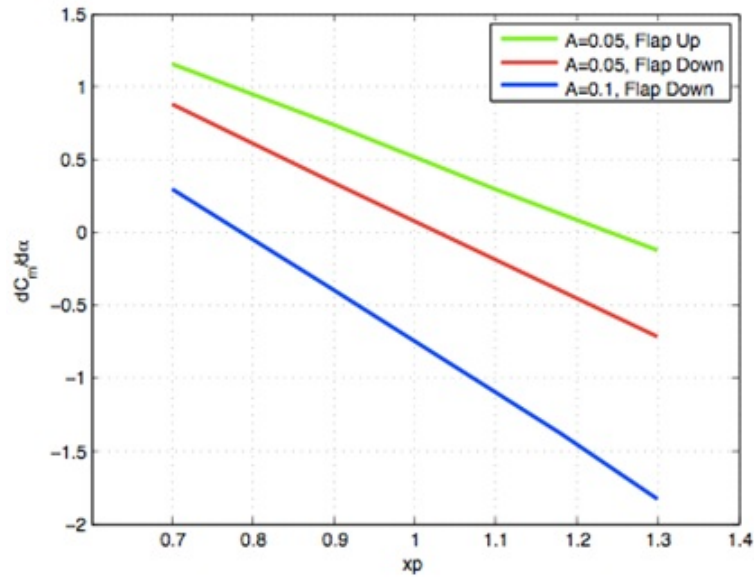


Figura 7.2: La derivata $dC_m/d\alpha$ in funzione della distanza tra il bordo d'attacco dell'ala principale e quello della coda per 3 casi diversi. Un valore negativo di $dC_m/d\alpha$ significa stabilità longitudinale. La A indica la superficie della coda in metri quadrati; *Flap Up* corrisponde a un angolo della coda di 40° e *Flap Down* un angolo di -40° .

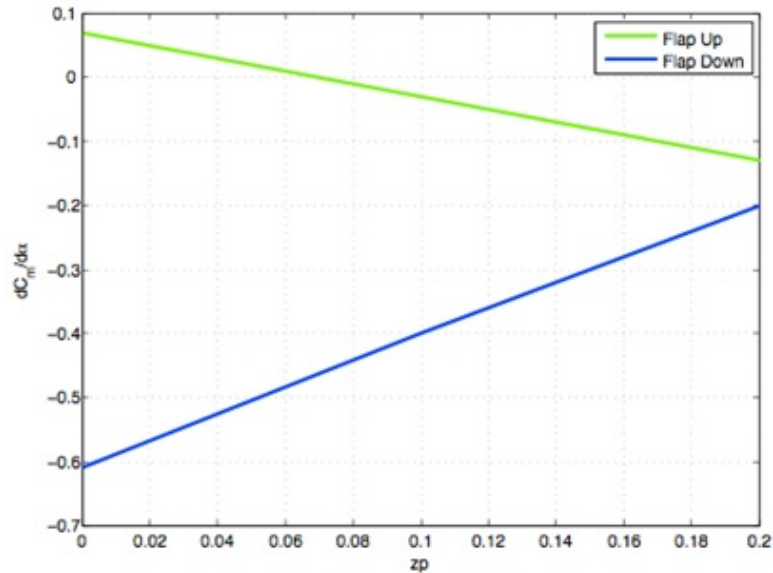


Figura 7.3: La derivata $dC_m/d\alpha$ in funzione della posizione verticale z per $x_p = 0.9 \text{ m}$. Le posizioni $z = 0 \text{ m}$ e $z = 0.2 \text{ m}$ corrispondono, rispettivamente, alla posizione verticale inferiore e superiore della fusoliera principale. La superficie della coda A in entrambi i casi è pari a 0.1 m^2 . Un valore negativo di $dC_m/d\alpha$ significa stabilità longitudinale. *Flap Up* corrisponde a un angolo della coda di 40° e *Flap Down* a un angolo di -40° .

7.1.5 Conclusioni preliminari

Alcune simulazioni preliminari sono state effettuate con il codice “Tornado” allo scopo di valutare il codice stesso nella sua possibile applicazione al progetto *Skybird*.

Con la coda posizionata a $z = 0.1 \text{ m}$ (che corrisponde al centro verticale della fusoliera principale) la configurazione *Flap Down* risulta più stabile longitudinalmente rispetto ad una configurazione *Flap Up*. Questo significa che la fusoliera con la configurazione *Flap Down* può essere più corta, rimanendo longitudinalmente stabile, rispetto ad una configurazione *Flap Up*.

Il software “Tornado” è stato trovato rapido e facile da usare e sarà usato durante il resto del progetto per analizzare diverse configurazioni.

In particolare, la semplice coda di forma rettangolare usata in quest’analisi preliminare verrà sostituita da una coda con *planform* triangolare, simile a quella mostrata in fig. 7.4; inoltre si utilizzerà la configurazione *Flap Up* come primo tentativo.

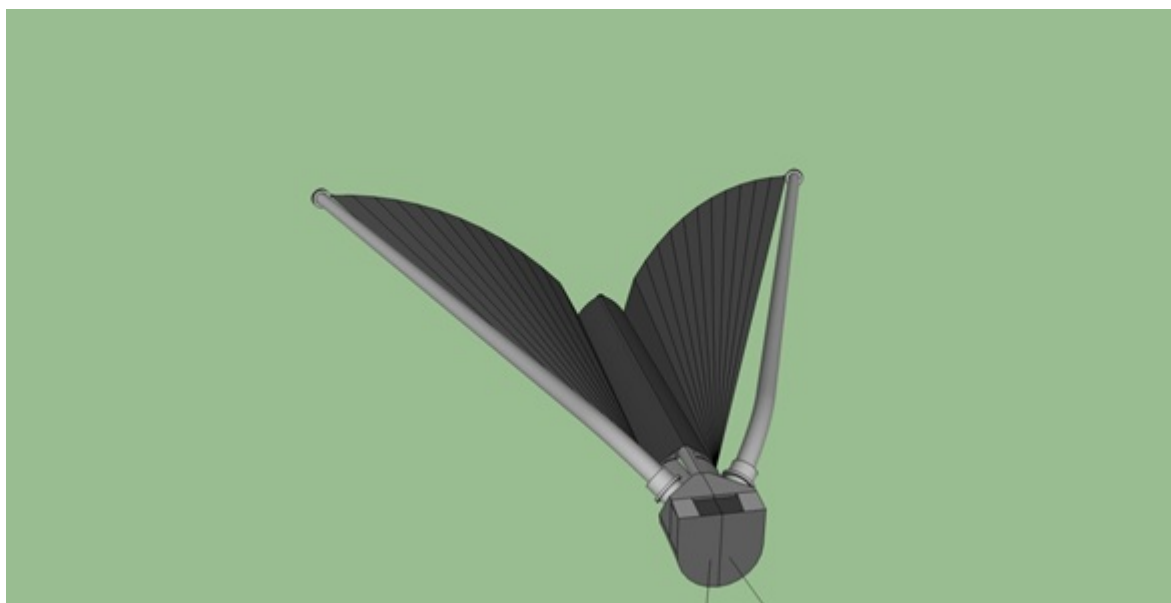


Figura 7.4: *Sketch* di una possibile coda a forma triangolare per lo *Skybird*.

7.2 *Skybird*

Si vuole generare il modello solido dello *Skybird*, utilizzando la fusoliera 12) (fig. 5.40) insieme alle ali “sufficienti” (fig. 6.19) ed alla coda triangolare a V dotata di profilo NACA0004; quest’ultima possiede le seguenti caratteristiche geometriche:

lunghezza della corda massima	0.50 m
apertura della coda	0.20 m
superficie totale dei piani di coda	0.1 m ²
apertura angolare rispetto al piano orizzontale	40°

Lo *Skybird* possiede le seguenti proprietà geometriche:

lunghezza totale	1.2 m
apertura alare totale	2.0 m
superficie alare totale	0.627 m ²
corda dell'ala alla radice	0.417 m
diametro massimo fusoliera	0.20 m

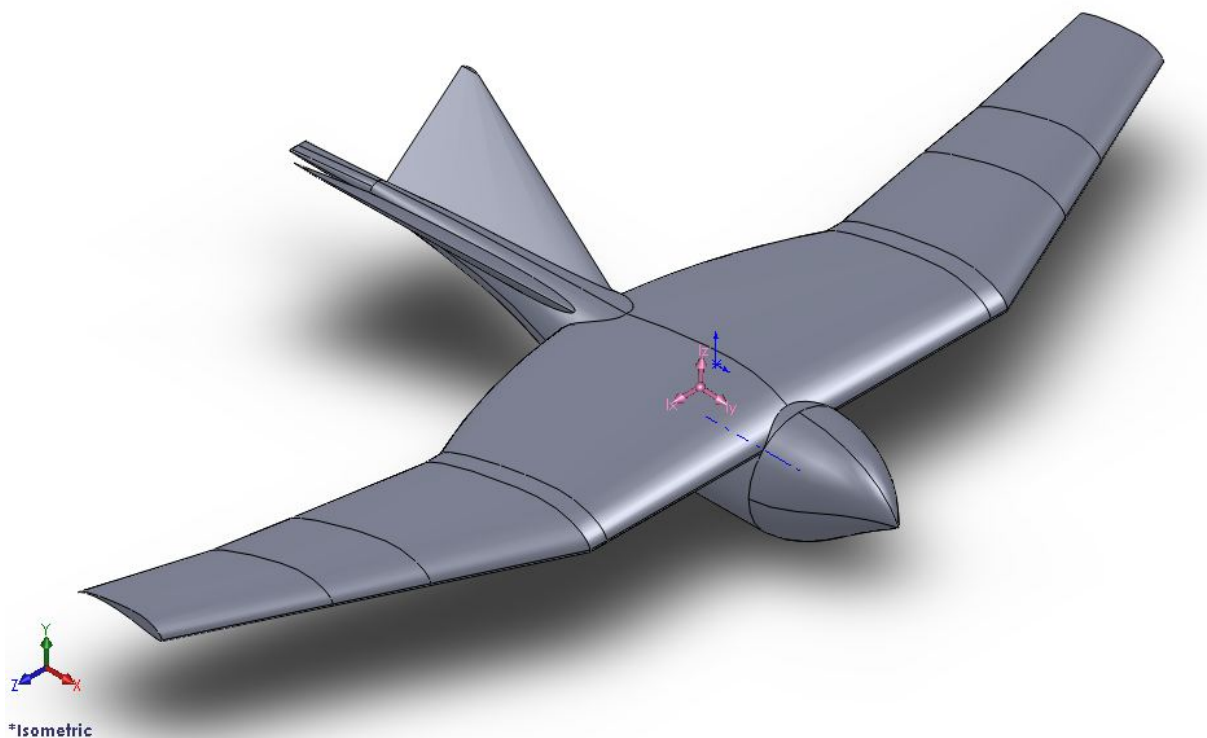


Figura 7.5: Vista isometrica dello *Skybird* (il sistema di riferimento è colorato in blu ed il centro di massa con gli assi principali di inerzia sono in rosa).

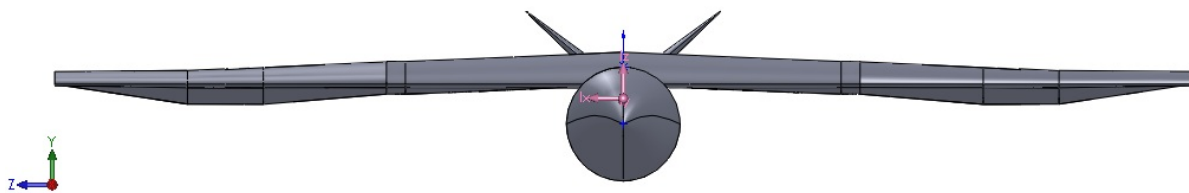


Figura 7.6: Vista frontale dello *Skybird*.

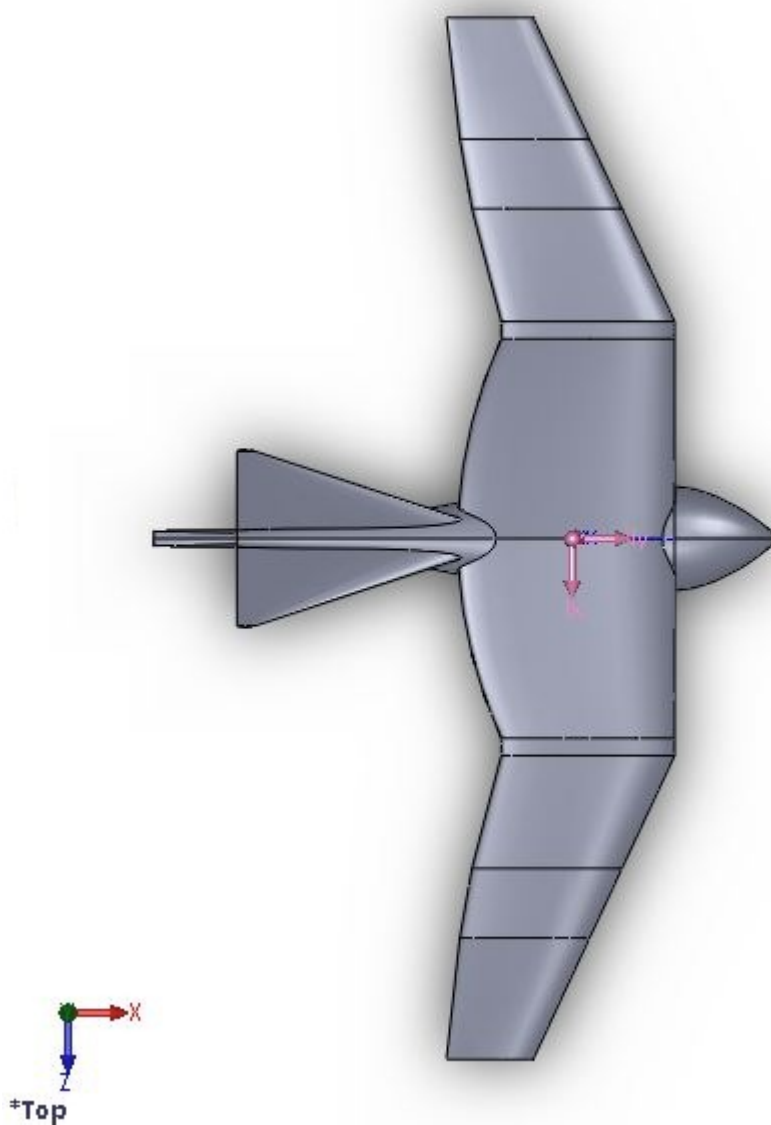


Figura 7.7: Vista dall'alto dello *Skybird*.

7.2.1 Risultati delle simulazioni

Nella seguente tabella sono riportati le impostazioni delle simulazioni in volo planato:

numero medio di elementi di griglia	≈ 3 milioni
tipo di fluido	aria a livello del mare
velocità di ingresso flusso	5 m/s
tipo di risolutore	variabili primitive
accoppiamento velocità pressione	SIMPLE
ordine di accuratezza	secondo ordine
modello temporale	stazionario
modello di turbolenza	$K - \omega$ SST-MEMTER

Nella tabella successiva sono mostrati i risultati:

	1) <i>Skybird</i> con coda	2) <i>Skybird</i> senza coda
angolo di attacco AoA	0°	0°
C_D	0.08529650	0.08368410
C_L	0.86063800	0.8845600
C_m (rispetto al centro di massa)	-0.01510230	-0.0302453
rapporto C_L/C_D	10.089956	10.570227
resistenza	0.81892589 N	0.80302687 N
portanza	8.2625735 N	8.4958101 N
momento (rispetto al centro di massa)	-0.17368247 Nm	-0.34815246 Nm

Si possono confrontare le due simulazioni sullo *Skybird*, con e senza coda: il caso 1), cioè lo *Skybird* dotato di coda, possiede un momento rispetto al centro di massa dimezzato rispetto al caso 2), cioè senza coda. Ne consegue che l'introduzione di una coda migliora notevolmente la stabilità longitudinale del velivolo.

A questo punto sono state condotte ulteriori simulazioni dello *Skybird* dotato di coda variandone l'angolo di attacco, al fine di trovare il punto di stallo: è interessante notare che per un angolo di attacco pari a 40° si ha stallo aerodinamico dello *Skybird*.

angolo di attacco AoA	20°	40°
C_D	0.4227830	0.8420030
C_L	1.1861200	0.9716440
C_m (rispetto al centro di massa)	-0.0106166	-0.0251473
rapporto C_L/C_D	2.8055054	1.1539673
resistenza	4.0691804 N	8.0841682 N
portanza	11.406181 N	9.3286596 N
momento (rispetto al centro di massa)	-0.12249667 Nm	-0.2896593 Nm

Qui di seguito è riportata un'immagine di *post-processing* dei risultati delle simulazioni in configurazione di volo planato (ala fissa):

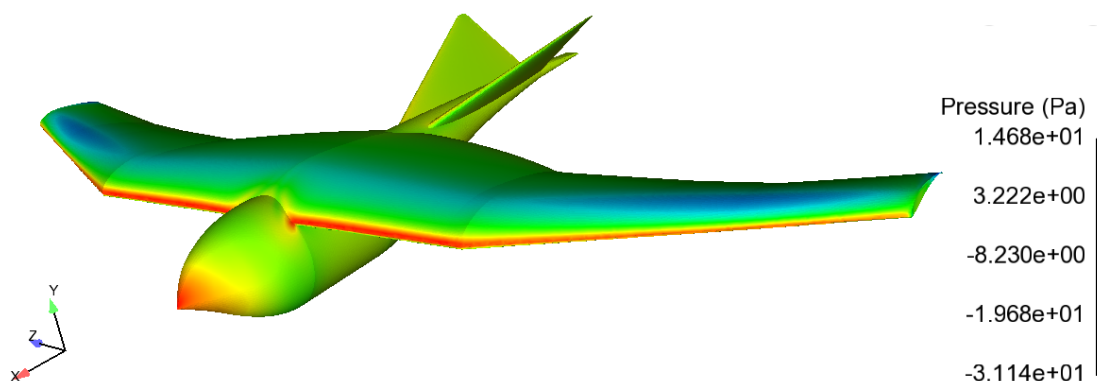


Figura 7.8: Visualizzazione con curve di livello della pressione statica sullo *Skybird*

7.3 Conclusioni

E' stata creata una geometria per lo *Skybird* che garantisce portanza e spinta a tutte le velocità di volo (da 5 a 20 m/s), supponendo che venga lanciato a mano con velocità iniziale pari a 5 m/s , grazie alla cinematica complessa utilizzata per il *flapping* e *pitching*, studiata nelle sezioni precedenti. Inoltre con la geometria alare di 2 metri di apertura totale si riesce a garantire una buona planata (8.3 N di portanza che si oppone a circa 10 N di forza peso dell'oggetto).

Capitolo 8

Conclusioni e lavoro futuro

All'inizio della tesi è stato condotto uno studio sulle ali degli uccelli (gabbiano e gufo), da cui si è dedotto che l'ala del gabbiano è quella con caratteristiche aerodinamiche migliori per i requisiti di volo dello *Skybird*. A questo punto è stato definito un progetto iniziale con caratteristiche di massima per un UAV ad ala battente.

Per ottenere il suddetto scopo, è stata generata la geometria di un'ala "reale" di gabbiano (svergolata e non svergolata) e di un gufo tramite l'ausilio del software commerciale CAD "Solidworks Premium 2011"; poi si è ingegnerizzata e parametrizzata l'ala di gabbiano utilizzando un profilo Selig S1223 ed una *planform* semplificata.

Quindi si è affrontato lo studio delle equazioni fluidodinamiche con un approfondimento sulla teoria dei volumi finiti, alla base del codice di calcolo commerciale "Ansys Fluent" utilizzato nelle nostre simulazioni. Sono state effettuate le simulazioni aerodinamiche delle ali "fisse" (gabbiano, Selig S1223 e gufo), in volo planato: in particolare, sono stati ottenuti i diagrammi C_D e C_L in funzione dell'angolo di attacco, i grafici di efficienza aerodinamica e le polari.

A questo punto è stata disegnata la geometria della fusoliera ed in seguito è stato condotto uno studio di ottimizzazione aerodinamica parametrica di 14 differenti geometrie, al fine di minimizzare il coefficiente di resistenza C_D . Successivamente si è simulata la nuova fusoliera dotata di ali con profilo Selig, in volo planato.

A questo punto è stato inserito il concetto di *mesh* dinamica per ala battente: in particolare si è illustrato la cinematica impostata in "Ansys Fluent" tramite la compilazione, in linguaggio C, di un file detto UDF (*user defined function*) nel quale si definisce il moto di *flapping* (simmetrico / asimmetrico) e *twisting* delle ali.

Quindi sono state effettuate numerose simulazioni con l'ala del gabbiano e l'ala "ingegnerizzata" Selig con diverse aperture angolari totali di battito (40°, 60° e 80°) e diverse frequenze di battito

(4 e 6 Hz). Da questi risultati si può notare che la configurazione migliore per il battito è quella con apertura angolare da $+30^\circ$ a -30° rispetto al piano orizzontale e si vede chiaramente che, svergolando il profilo, la portanza risulta notevolmente incrementata a discapito di una piccola perdita di spinta; tuttavia le ali ideate in questo modo non sono risultate sufficienti a garantire la portanza e spinta necessarie per il volo dello *Skybird*.

Di conseguenza è stata progettata una nuova geometria alare aumentando in scala la superficie e portando l'apertura ad 1 metro. In questo modo l'ala riesce a garantire portanza e spinta per il volo già alla velocità minima di lancio (5 m/s). Svergolando il profilo ed introducendo il movimento di *twisting* dinamico attivo, si è riusciti ad incrementare ulteriormente portanza e spinta, in modo tale che una riduzione delle dimensioni geometriche dell'ala può essere realizzata.

In seguito è stato esposto lo studio per la creazione della coda dell'UAV, insieme alle simulazioni aerodinamiche sullo *Skybird* "completo" in volo planato, da cui si può dedurre che il velivolo è in grado di planare dolcemente in fase di atterraggio.

Lo sviluppo aerodinamico dello *Skybird* ha portato alla creazione di una geometria alare di apertura pari ad 1 metro; con queste dimensioni sono stati ottenuti risultati di portanza e spinta molto alti, tali da consentirci di ridurre l'apertura alare a 0.75 m . Peraltro la configurazione con apertura di 1 m causerebbe inerzie in gioco troppo elevate, con conseguenti carichi sui vincoli cinematici eccessivi.

Come sviluppo futuro è possibile prevedere un'ala articolata al centro, in modo da diminuire fortemente la deportanza durante la fase di *upstroke*. Sono stati già condotti alcuni *test* di movimentazione cinematica dell'ala articolata, fornendo le velocità angolari delle due semi-ali in rotazione relativa. Per evitare un problema legato all'interferenza tra le due semi-ali in fase di calcolo della soluzione, viene introdotto un piccolo *gap* tra le *mesh* delle due semi-ali.

In futuro si dovrà ridurre al minimo questo piccolo spazio tra le due *mesh* e fornire le velocità angolari corrette, le quali verranno ricavate con interpolazioni numeriche eseguite con "MATLAB" in base ai grafici generati dal software di analisi cinematica "LMS Virtual.Lab" [64]. A questo punto sarà possibile ottenere l'ala altamente ottimizzata dotata di superficie alare ulteriormente ridotta. Per quanto riguarda la fusoliera, è possibile ridurre la sua massa e migliorarne la forma affinché possa anch'essa generare un po' di portanza.

In seguito dovrà essere studiata in dettaglio la stabilità del velivolo, ottenuta tramite superfici di controllo attive.

Infine dovranno essere necessariamente effettuate simulazioni cinematiche, dinamiche e strutturali sull'oggetto per assicurare l'ottimizzazione delle prestazioni meccaniche generali (potenza, autonomia di volo, ecc), in collaborazione con il dipartimento DIME dell'Università di Genova.

Bibliografia

- [1] F. Negrello: *Configurazioni esistenti di UAV ad ali battenti, con caratteristiche geometriche, prestazioni, tipo di cinematismi e materiali costruttivi*. Relazione tecnica Selex Galileo MUAS, (2011).
- [2] <http://www.oracover.it>
- [3] http://www.ornithopter-pilot.com/Ornithopter_Researchers_Forum.html
- [4] <http://www.greenx.nl/>
- [5] http://www.ornithopter.net/index_e.html
- [6] <http://ornithopter.de/english/literature.htm>
- [7] http://www.youtube.com/watch?v=Fg_JcKSHUtQ
- [8] T. Liu, K. Kuykendoll, R. Rhew, S. Jones: *Avian wings*. AIAA paper 2004-2186, (2004).
- [9] W. Nachtigall, J. Wieser: *Profilmessungen am Taubenflügel, Zeitschrift für vergleichende Physiologies* 52, pp. 333-346, (1966).
- [10] H. Oehme, U. Kitzler: *On the Geometry of the Avian Wing (Studies on the Biophysics and Physiology of Avian Flight II)*. NASA-TT-F-16901, (1975).
- [11] F. W. Riegels: *Aerofoil Sections*. Butterworths, London, capitoli 1 e 7, (1961).
- [12] M. Drela: *XFOIL: An analysis of and design system fo low Reynolds number airfoils*. Conference on low Reynolds number airfoil aerodynamics, University of Notre Dame, (Giugno 1989).

-
- [13] A. M. Kuethe, J. D. Schetzer: *Foundations of aerodynamics (2nd edition)*. John Wiley & Sons, (1959).
- [14] M. S. Selig, J. J. Guglielmo, A. P. Broeren, P. Giguere: *Summary of low-speed airfoil data (volume 1)*. SoarTech Publications, Virginia, capitolo 4, (1955).
- [15] <http://www.ansys.com/>
- [16] C. J. Pennycuik: *Modelling the flying bird*. Academic Press, (2008).
- [17] <http://www.bristol.ac.uk/biology/person/index.html?personKey=RlrQ8oVexHK6EF05I9M3ltStjXBnxt>
- [18] W. Shyy, Y. Lian, J. Tang, D. Viieru & H. Liu: *Aerodynamics of low Reynolds number flyers*. Cambridge U. Press, (2008).
- [19] <http://www.arizona-software.ch/graphclick/>
- [20] <http://www.solidworks.it/>
- [21] <http://office.microsoft.com/it-it/>
- [22] J. Anderson: *Fundamentals of aerodynamics (3rd edition)*. McGraw-Hill, (2001).
- [23] S. Klän, W. Schröder: *Experimental Analysis of the Flow over an Owl-shape based Airfoil*. 14th Int Symp on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics Lisbon, Portugal, (2008).
- [24] J. D. Anderson: *Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications*. McGraw-Hill, (1995).
- [25] D. Drikakis and W. Rider: *High-Resolution Methods for Incompressible and Low-Speed Flows*. Springer, (2005).
- [26] P. M. Gresho: *Incompressible fluid dynamics: some fundamental formulation issues*. Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 23, (1991).
- [27] F. M. White: *Viscous Fluid Flow*. McGraw-Hill, (2005).
- [28] C. A. J. Fletcher: *Computational Techniques for Fluid Dynamics: Volume 2: Specific Techniques for Different Flow Categories*. Springer, (1996).

-
- [29] J. H. Ferziger and M. Peric: *Computational Methods for Fluid Dynamics*. Springer, Second Edition, (2002).
- [30] J. Blazek: *Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications*. Elsevier, Second Edition, (2003).
- [31] E. F. Toro: *Riemann Solvers and Numerical Methods for Fluid Dynamics*. Springer, Third Edition, (2009).
- [32] H. Versteeg and W. Malalasekera: *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method*. Pearson, Second Edition, (2007).
- [33] S. Patankar: *Numerical Heat Transfer and Fluid Flow*. McGraw-Hill, (1980).
- [34] R. H. Pletcher, J. C. Tannehill and D. A. Anderson: *Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer*. Taylor and Francis, Second Edition, (1997).
- [35] R. J. LeVeque: *Finite Volume Methods for Hyperbolic Problems*. Cambridge Texts in Applied Mathematics, (2002).
- [36] C. Hirsch: *Numerical Computation of Internal and External Flows: The Fundamentals of Computational Fluid Dynamics*. Butterworth-Heinemann, Second Edition, (2007).
- [37] H. Jasak: *Error Analysis and Estimation for the Finite Volume Method with Application for Fluid Flows*. PhD Thesis, Imperial College London, (1996).
- [38] H. Jasak: *High Resolution NVD Differencing Scheme for Arbitrarily Unstructured Meshes*. Int. J. Numer. Meth. Fluids, Vol. 31, pp. 431-449, (1999).
- [39] X. Jiang and C-H. Lai: *Numerical Techniques for Direct and Large-Eddy Simulations*. CRC Numerical Analysis and Scientific Computing Series, (2009).
- [40] P. A. Durbin and B. A. Pettersson-Reif: *Statistical Theory and Modeling for Turbulent Flows*. Wiley, Second Edition, (2010).
- [41] A. Dewan: *Tackling Turbulent Flows in Engineering*. Springer, (2011).
- [42] P. Sagaut: *Large Eddy Simulation for Incompressible Flows: An Introduction*. Springer, (2005).

-
- [43] L. C. Berselli, T. Iliescu and W. J. Layton: *Mathematics of Large Eddy Simulation of Turbulent Flows*. Springer, (2010).
- [44] D. C. Wilcox: *Turbulence Modeling for CFD*. DCW Industries, Third Edition, (2006).
- [45] T. Cebeci: *Turbulence Models and Their Application: Efficient Numerical Methods with Computer Programs*. Springer, (2004).
- [46] S. B. Pope: *Turbulent Flows*. Cambridge University Press, (2000).
- [47] K. A. Hoffmann and S. T. Chiang: *Computational Fluid Dynamics. Volume 3*. EES, Fourth Edition, (2000).
- [48] C. M. Rhie and W. L. Chow: *Numerical Study of the Turbulent Flow Past an Airfoil with Trailing Edge Separation*. AIAA Journal, 21(11), (1983), pp. 1525-1532.
- [49] D. C. Wilcox: *Re-assessment of the Scale-Determining Equation for Advanced Turbulence Models*. AIAA Journal, vol. 26(11), (1988), pp. 1299-1310.
- [50] T. J. Barth and D. C. Jespersen: *The Design and Application of Upwind Schemes on Unstructured Meshes*. AIAA Paper, 89-0366, AIAA 27th Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada, (1989).
- [51] S. E. Kim, B. Makarov and D. Caraeni: *A Multi-Dimensional Linear Reconstruction Scheme for Arbitrary Unstructured Grids*. Technical Report, AIAA Paper, 2003-3990, AIAA 16th Computational Fluids Dynamics Conference, Orlando, Florida, (2003).
- [52] R. Haines, D. Kenwright: *On the velocity gradient tensor and fluid feature extraction*. AIAA Paper 1999-3288-CP, 1999.
- [53] <http://www.mathworks.it/>
- [54] M. V. Cook: *Flight dynamics principles*. Elsevier Aerospace Engineering Series, (2007).
- [55] H. Tennekes: *The Simple Science of Flight. From Insects to Jumbo Jets. Revised and Expanded Edition*. MIT Press, (2009).

- [56] G.K. Taylor, R.L. Nudds & A.L.R. Thomas: *Flying and swimming animals cruise at a Strouhal number tuned for high power efficiency*. Nature, Vol. 425 (2003) pp. 707-711
- [57] M.S. Triantafyllou, G.S. Triantafyllou & D.K.P. Yue: *Hydrodynamics of fish-like swimming*. Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 32 (2000) pp. 33-53
- [58] F. Attene & P. Bertocchi: *Studio Aerodinamico Preliminare di un UAV ad Ala Battente*. Tesi di Laurea in Ingegneria Meccanica, Università di Genova, Marzo 2011. Disponibile su: <http://www.dicat.unige.it/bottaro/group.html>
- [59] J.E. Guerrero, D. Maestro & A. Bottaro: *Biomimetic spiroid winglets for lift and drag control*. C. R. Mécanique, Vol. 340 (2012) pp. 67-80
- [60] http://www.festo.com/cms/en_corp/11369.htm
- [61] <http://www.redhammer.se/tornado/>
- [62] J. Moran: *Computational Fluid Dynamics*. Wiley & Sons, (1984)
- [63] T. Melin: *Tornado, a vortex lattice MATLAB implementation for Linear Aerodynamic Wing applications*. Master's Thesis, Royal Institute of Technology (KTH), Sweden, (2000)
- [64] <http://www.lmsintl.com/virtuallab>