



Università degli Studi di Genova

Facoltà di Ingegneria

A.A. 2011-2012

Tesi di Laurea Magistrale

Progettazione cinematica e strutturale di un UAV ad ali battenti con analisi della stabilità di volo

Candidata: Francesca Negrello

Relatori: Chiar.mo Prof. Alessandro Bottaro

Chiar.mo Prof. Aleramo Lucifredi

Correlatore: Dott. Paolo Silvestri

Ai miei nonni,

Ringraziamenti

Desidero ringraziare il Prof. Alessandro Bottaro per avermi dato la possibilità di partecipare allo sviluppo del progetto *Skybird*, oggetto di grande interesse scientifico e, per me, occasione per approfondire le mie conoscenze in più ambiti.

Ringrazio il Prof. Aleramo Lucifredi ed il Dott. Paolo Silvestri, la cui collaborazione è stata indispensabile per lo svolgimento di questo lavoro, per avermi seguito per tutta la durata della tesi con pazienza e disponibilità.

Desidero inoltre ringraziare l'azienda "Selex Galileo MUAS" e l'Ing. Valerio Manetti per aver scommesso sui giovani per affrontare un lavoro che definirei non banale.

Ringrazio i ricercatori del team: Joel Guerrero e Jan Pralits, sempre disponibili al dialogo e a fornire suggerimenti e materiale per la realizzazione del modellino, o almeno del tentativo di farlo.

Rivolgo un ringraziamento anche a tutti i Prof. incontrati in questi anni per aver contribuito alla mia formazione professionale e umana.

Un sentito ringraziamento va ai miei genitori ed alla mia famiglia, in particolare alla nonna, che mi hanno sostenuto in tutti questi anni, aiutandomi a diventare grande.

Ricordo tutti gli amici, vicini e lontani, vecchi e nuovi, che mi hanno accompagnata in questi anni di Università, in particolare Anteo ed Alessandro del "Trio Inossidabile"¹ e gli "Inge". Da ultimo un pensiero va ad Alessandro Ricci e Giovanni Scutiero, tesisti dell'MGMV lab. che, con il loro entusiasmo, mi hanno aiutato ad andare avanti nei momenti difficili.

Credo sia venuto il momento in cui ci si rende conto di aver raggiunto una tappa importante della vita; proprio per questo² l'invito che rivolgo, a me stessa e a tutte le persone che mi sono a fianco, è che questa sia l'occasione di guardare indietro per andare, più certi, incontro a ciò che ci proporrà l'avvenire.

¹ Definizione coniata dal Prof. Pietro Giribone.

² È una tappa, non la meta.

Prefazione

La presente tesi, si inserisce nel contesto del lavoro di ricerca e sviluppo del progetto *Skybird*, per la realizzazione di un UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) ad ala battente con caratteristiche biomimetiche, svolto su richiesta di Selex Galileo-MUAS, coordinato dal Prof. A. Bottaro, sviluppato grazie alla collaborazione del Prof. A. Lucifredi e del Dott. Ing. P. Silvestri del dipartimento DIME sez. mec.; per la parte fluidodinamica ha partecipato un team di ricercatori del laboratorio del DICCA.

L'acronimo UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*), identifica un velivolo senza pilota a bordo, che può essere controllato da una postazione remota, o in alternativa che può compiere voli autonomi sulla base di piani di volo pre-programmati, con l'ausilio di sofisticati sistemi di controllo.

La prima fase del lavoro ha riguardato una ricerca ad ampio raggio per identificare e classificare tutte le varie tipologie di UAV esistenti, che sostanzialmente possono essere ricondotte a due grandi categorie: UAV ad elica, a cui appartengono gli UAV simili ad aerei ed elicotteri, ed UAV biomimetici. Le finalità e gli ambiti di utilizzo sono molteplici, ad esempio il controllo di edifici, foreste, città o l'intervento in ambienti pericolosi per l'uomo. Oltre a ciò, le applicazioni in ambito militare o di spionaggio potrebbero trarre grande vantaggio dalle sembianze biologiche del velivolo. Nonostante i vantaggi, spesso la complessità progettuale meccanica e aerodinamica di un velivolo ad ali battenti scoraggia il progettista; infatti le teorie aerodinamiche, convenzionalmente applicate ai velivoli ad ala fissa, non si applicano facilmente, sia perché quella studiata nell'ambito della presente tesi è un'applicazione a basso numero di Reynolds, sia a causa dell'instazionarietà del flusso sulle ali. A differenza dei velivoli tradizionali, nel modello ad ala battente la produzione di spinta e portanza è totalmente affidata alle ali.

La ricerca in ambito di ali battenti, oggi, attrae tanto i biologi, quanto chi si occupa di robotica, elettronica o aeronautica, poiché lo sviluppo di questi sistemi richiede il supporto di tecnologie all'avanguardia dal punto di vista dei materiali, dei sistemi di controllo *embedded*, dei sensori, degli attuatori, ecc.; in tutto il mondo sono in via di sviluppo vari progetti che riguardano sia gli insetti sia i volatili di maggiori dimensioni.

Secondo le specifiche Selex, l'obiettivo del progetto *Skybird* riguarda lo sviluppo di un UAV ad ala battente con caratteristiche biomimetiche, massa dell'ordine di 1 kg (equivalente a circa 10

N) e apertura alare totale non superiore a 2 metri che, dopo il lancio manuale, raggiunga un range di velocità compreso tra 5 e 15 m/s.

Per definire le dimensioni caratteristiche del velivolo è stato necessario condurre uno studio di tipo biologico, per comprendere la cinematica e la dinamica del volo degli uccelli ed individuare un corretto rapporto tra peso ed apertura alare, il profilo delle ali e quindi definire i parametri sulla base dei quali individuare un'opportuna legge del moto per garantire il sostentamento in aria dello *Skybird*.

Similmente si è proceduto sul piano meccanico, analizzando le possibili tipologie di meccanismi per consentire la riproduzione del battito delle ali. Una volta individuato il meccanismo si è resa necessaria un'ottimizzazione della lunghezza dei suoi membri in modo che ricalcasse con il minimo errore la legge del moto ottenuta tramite le simulazioni fluidodinamiche.

Sulla base delle dimensioni così stabilite è stato necessario dare forma ai vari componenti del meccanismo poiché fossero idonei ai carichi di lavoro, dovuti in prevalenza alle forze inerziali; in proposito sono state svolte delle simulazioni numeriche tramite LMS Virtual.Lab *flexible design* per verificarne la resistenza.

Da ultimo si sono studiati gli effetti del battito sulla dinamica del volo, legati sia agli effetti inerziali, dovuti al movimento, sia a quelli fluidodinamici, e si sono individuati i coefficienti necessari per definire le leggi dei sistemi di controllo del velivolo.

Nell'ultimo capitolo si presentano osservazioni e valutazioni riguardanti i materiali, la struttura, la dinamica del volo e le prestazioni dello *Skybird*, utili nell'ipotesi di ulteriori sviluppi futuri del prototipo realizzato.

Abstract

The aim of the thesis is the kinematic and structural design of a flapping wing UAV and the analysis of its flight dynamics, in order to develop an *Unmanned Aerial Vehicle* capable of executing reconnaissance and video-surveillance missions. This project, called Skybird, has been commissioned by “Selex Galileo MUAS” and consists of the aerodynamic, kinematic and geometric design of the UAV, which was produced by the DICCA Dept., University of Genoa. This thesis has been carried out thanks to the collaboration of Prof. A. Lucifredi and Dott. Ing. P. Silvestri of the DIME Dept. section mec.

The UAV is an aircraft with no pilot on board. A UAV can be a remotely controlled aircraft or can fly autonomously based on pre-programmed flight plans or more complex dynamic automation systems.

There is a wide variety of drone shapes, sizes, configurations and characteristics, but we can consider mainly two classes: with propeller (planes and helicopters) and flapping-wing. UAVs are currently used for a number of missions, including reconnaissance and attack roles. They are predominantly deployed for military applications, but may be used for numerous indoor and outdoor civil applications, as monitoring buildings, forests, cities, or intervention in dangerous environments; moreover, for military applications, where discretion is really important, the biomimetic aspect provides added value (spying and investigating).

Research in flapping flight attracts the biology, aeronautics, robotics and avionics communities. The progress in microelectronic technologies, materials, sensors, actuators, embedded computational systems, communication tools, etc., is helping the feasibility and the development of these aircrafts. Therefore, flapping micro-aerial vehicles are in a full rise nowadays; different projects are being conducted all over the world.

The aim of the Skybird project is the development of a biomimetic flapping flight UAV; this vehicle must be able to fly over a range of 5÷15 m/s and must have a total wing span not superior to 2 m; furthermore it must be launched by hand. The Skybird mass is to be around 1 kg, equivalent to about 10 N.

To define the characteristic dimensions of the vehicle a biological study was initially carried out, analyzing, for example, the weight-wingspan ratio for the correct kinematics of the flight. On the other hand, several mechanisms capable to reproduce flapping flight were analyzed, searching for the best solution in terms of wings' articulation.

Then, an optimization of the length of the different parts of the mechanism was needed to reproduce the kinematic law provided by CFD (computational fluid dynamics) simulations.

The results of the optimization were the basis on which the design of the mechanism parts has been produced; the stress resistance was verified by FEM simulation, done with LMS Virtual.Lab *flexible design*. Finally, the flight stability and the effects of flapping wing on the dynamics of flight were studied.

The last chapter of the thesis reports the conclusions and recommendations for future work on the Skybird project.

Indice

1. Introduzione	1
1.1 Definizione di UAV	1
1.2 Classificazione UAV	3
1.3 UAV chi se ne occupa?	8
1.4 Bibliografia	11
2. Definizione del modello cinematico	12
2.1 Principi del volo	12
2.2 Anatomia e struttura dell'ala	18
2.3 Cinematica dell'ala	22
2.4 Tipologie di UAV e cinematismi esistenti	24
2.4.1. UAV ad ali fisse ed elica	25
2.4.2. MAV ad ali battenti	28
2.4.3. UAV ad ali battenti	30
2.5 Considerazioni circa il confronto tra i consumi elettrici di vari modelli di velivoli ad ala battente	49
2.6 Specifiche Selex Galileo MUAS	51
2.7 Simulazione fluidodinamica del battito	52
2.8 Conclusioni: cinematica proposta	58
2.9 Bibliografia	61
3. Ottimizzazione della cinematica	62
3.1 Descrizione del modello matematico	62
3.2 Analisi di sensibilità delle funzioni obiettivo	68
3.2.1. <i>Manovella</i>	69
3.2.2. <i>Biella</i>	70
3.2.3. <i>Bilanciere</i>	72
3.3 Ottimizzazione: ricerca dell'ottimo	73
3.4 III Funzione obiettivo	75
3.5 Risultati	77
4. Analisi strutturale	81
4.1 Descrizione del modello	81
4.1.1 <i>Telaio</i>	83

4.1.2	<i>Manovella</i>	85
4.1.3	<i>Biella</i>	88
4.1.4	<i>Bilanciere</i>	92
4.1.5	<i>Longherone</i>	97
4.1.6	<i>Biella-seconda</i>	99
4.2	Risultati	105
4.2.1	<i>Manovella</i>	105
4.2.2	<i>Biella</i>	106
4.2.3	<i>Bilanciere</i>	107
4.2.4	<i>Longherone</i>	108
4.2.5	<i>Biella-seconda</i>	109
4.3	Risultati SAMCEF®	116
4.4	Considerazioni su coppia e potenza del motore.....	117
4.5	Bibliografia	121
5.	Analisi di stabilità	122
5.1	Definizione di stabilità.....	122
5.2	Descrizione del modello matematico	124
5.3	Descrizione del modello Virtual Lab	127
5.4	Studio della stabilità	130
5.5	Studio della risposta del sistema ad una perturbazione impulsiva.....	134
5.5.1	<i>Velocità 5 m/s</i>	135
5.5.2	<i>Velocità 12 m/s</i>	138
5.5.3	<i>Velocità 14 m/s</i>	141
5.6	<i>Bibliografia</i>	145
6.	Conclusioni e sviluppi futuri	145
6.1	Conclusioni	145
6.2	Sviluppi futuri	146

1. Introduzione

Con la presente sezione si vuole introdurre il concetto di UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*), individuandone le categorie, i vari ambiti di utilizzo e punti di forza. Viene illustrato inoltre lo stato dell'arte per quanto riguarda lo studio e lo sviluppo di UAV ad ala battente.

1.1 Definizione di UAV

Un *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV), più comunemente noto come drone, è un velivolo caratterizzato dall'assenza del pilota umano a bordo. Il suo volo è gestito dal computer a bordo del mezzo, sotto il controllo remoto di un navigatore o pilota, che può essere a terra o in un altro veicolo. Il loro utilizzo ormai consolidato in ambito militare oggi si estende anche a quello civile, tipicamente per operazioni di sorveglianza e monitoraggio. In particolare vengono impiegati per missioni definite “*Dull, Dirty and Dangerous*” (“noiose, sporche e pericolose”) consentendo così di non rischiare vite umane e spesso anche di ottenere costi inferiori rispetto ai velivoli tradizionali.

Il primo tentativo di costruire e utilizzare un UAV nella storia, risale al 1849, quando gli Austriaci attaccarono la città di Venezia utilizzando dei palloni carichi di esplosivo (fig.1), costituiti da un involucro di stoffa di 100 metri cubi e un carico ridotto (per motivi di sicurezza) di circa 20 chilogrammi di ordigni [1]. Successivamente durante le due guerre mondiali lo sviluppo dei velivoli subì un forte impulso ed in particolare si tentò la conversione di alcuni modelli di aerei in UAV. Solo durante i conflitti successivi (Vietnam, guerra del Golfo, Afghanistan), grazie allo sviluppo tecnologico, si riuscirono a produrre soluzioni compatte ed efficienti tali da poter essere impiegate nei vari scenari di guerra [2].

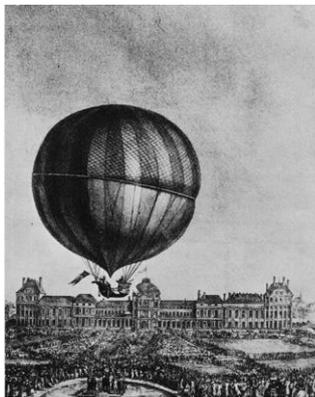


Figura 1: A sinistra stampa d'epoca, a destra un moderno UAV.

Per quanto riguarda la progettazione, infatti, l'aspetto più delicato riguarda i *payload* che vanno imbarcati sul velivolo per compiere la missione; occorre utilizzare sensori miniaturizzati per limitare pesi ed ingombri. Oggi è possibile equipaggiare gli UAV adeguatamente per operazioni di ogni genere, per cui a titolo di esempio verranno presentate alcune tipologie di missione in cui vengono utilizzati.

Gli UAV sono principalmente indicati per le attività di sorveglianza tipiche delle forze dell'ordine; si ricorda il loro impiego nell'ambito del controllo delle frontiere per contrastare l'immigrazione clandestina ed il traffico di stupefacenti al confine tra U.S.A. e Messico [3].

Tuttavia vengono utilizzati anche in ambito civile per il rilievo architettonico di infrastrutture ed edifici e per la mappatura del suolo, nonché per il monitoraggio delle centrali termoelettriche e di altri impianti industriali, potendoli dotare di telecamere, termocamere e di camere multi-spettrali per l'ispezione outdoor ed indoor di condotte.

Possono rivelarsi strumenti efficaci anche per condurre vari studi di carattere biologico legati ad esempio allo studio della biodiversità attraverso il monitoraggio del territorio, della flora e della fauna o piuttosto per il controllo della qualità dell'aria e dell'ambiente [4].

Da ultimo gli UAV, garantendo agilità nelle manovre e dimensioni ridotte, possono consentire ricognizioni in tempi rapidi, a bassa quota anche in regioni impervie, a seguito del verificarsi di situazioni di emergenza. Questa caratteristica si rivela particolarmente interessante per il monitoraggio ambientale dopo calamità naturali, volto sia alla ricerca ed al soccorso di persone, sia al rilevamento di sostanze dannose per l'uomo: in Giappone dopo il terremoto che ha coinvolto la centrale nucleare di Fukushima Dai-ichi, sono stati utilizzati dei Global Hawk (fig.2), al fine di monitorare i reattori dopo le esplosioni che si erano verificate [5].



Figura 2: Global Hawk.

1.2 Classificazione UAV

Oggi nel panorama dei velivoli commerciali gli UAV hanno affermato la loro importanza e per meglio definirne la collocazione, nel Giugno 2001, la Federazione Internazionale UVS (*Unmanned Vehicle System*) ne ha stilato una classificazione (tab.1), basata su alcuni parametri quali: la quota di volo, la durata del volo e il peso massimo al decollo (MTOW).

Tabella 1: Classificazione UVS degli UAV.

Categoria	Acronimo	Range operativo [km]	Quota di volo [m]	Durata del volo [h]	MTOW [kg]	Operativo
Tactical UAV						
Nano	η	< 1	100	< 1	< 0.0250	Si
Micro	μ	< 10	250	1	< 5	Si
Mini	Mini	< 10	150 - 300	< 2	< 30	Si
Close Range	CR	10 - 30	3000	2 - 4	150	Si
Short Range	SR	30 - 70	3000	3 - 6	200	Si
Medium Range	MR	70 - 200	5000	6 - 10	1250	Si
Medium Range Endurance	MRE	> 500	8000	10 - 18	1250	Si
Low Altitude Deep Penetration	LADP	> 250	50 - 9000	0.5 - 1	350	Si
Low Altitude Long Endurance	LALE	> 500	3000	> 24	< 30	Si
Medium Altitude Long Endurance	MALE	> 500	14000	24 - 48	1500	Si
Strategic UAV						

High Altitude Long Endurance	HALE	> 2000	20000	24 - 48	12000	Si
Special purpose UAV						
Unmanned combat aerial vehicle	UCAV	1500	10000	2	10000	Si
Lethal	LETH	300	4000	3 - 4	250	Si
Decoy	DEC	0 – 500	5000	< 4	250	Si
Stratospheric	STRATO	> 2000	> 20000 & < 30000	> 48	Da definire	No
Exo – stratospheric	EXO	Da definire	< 30000	Da definire	Da definire	No
Space	SPACE	Da definire	Da definire	Da definire	Da definire	No

Fonte: 2011 - 2012 UAS Yearbook - UAS: The Global Perspective - 9th Edition - June 2011 - Blyenburgh & Co © - www.uvs-info.com - Page: 151/216.

Per uno studio scientifico di carattere biomimetico è interessante operare una differente classificazione degli UAV, in base alla tecnologia propulsiva ed alle dimensioni confrontandoli agli esseri viventi che volano; in questo studio si sono considerati anche i prototipi messi a punto dagli aeromodellisti di tutto il mondo. Ragionando in termini di dimensione si propone di rappresentare i velivoli in base alle prestazioni peso-velocità di crociera, identificando così tre gruppi differenti: gli insetti, gli uccelli e gli aerei propriamente detti (fig.3). Focalizzando l'attenzione sui primi due gruppi si possono assimilare i MAV (*micro aerial vehicle*) agli insetti e gli UAV agli uccelli, intendendo così droni di taglia superiore in termini di dimensioni. Nel seguito utilizzando i termini UAV e MAV si farà riferimento a tale distinzione.

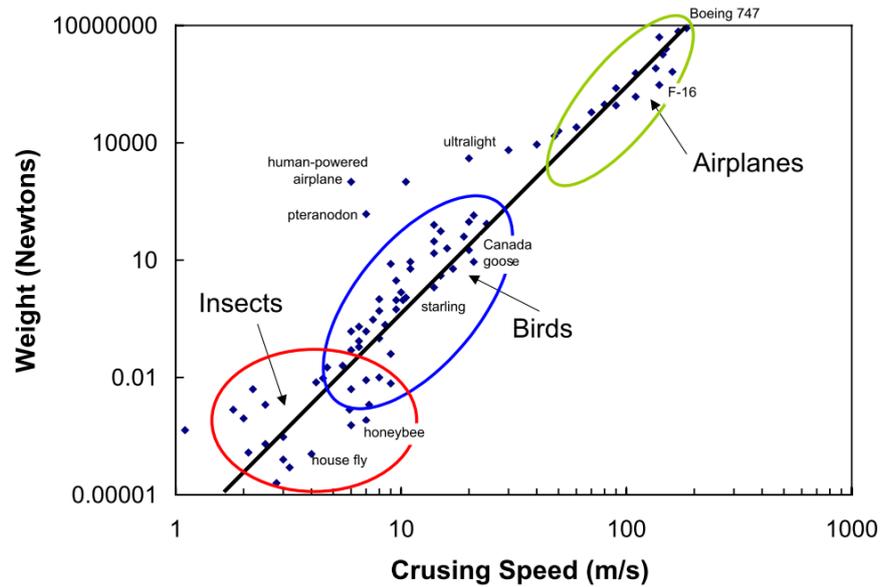


Figura 3: Grande diagramma del volo [7].

Le differenze tra queste due classi di velivoli sono evidenti quanto lo sono tra insetti ed uccelli; infatti i MAV sono droni di piccola taglia ultraleggeri, adatti al volo *indoor*, il cui cinematismo è spesso ispirato al battito della farfalla o ai coleotteri (fig.4). Al contrario gli UAV, se biomimetici, si ispirano a volatili di dimensioni maggiori, disponendo così di potenze che li rendono adatti al volo *outdoor*.

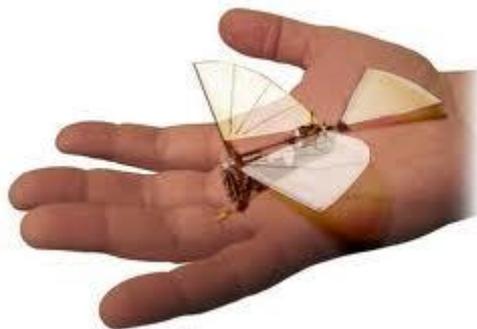


Figura 4: Esempio di MAV.

Dal punto di vista della generazione di spinta propulsiva invece si possono individuare due macro gruppi: ad elica e ad ala battente, che a loro volta si ramificano in vari sotto-gruppi (fig.5). Per ciascuno di essi è possibile individuare dei punti di forza; ad esempio gli UAV ispirati ai comuni aerei di linea consentono di raggiungere elevate velocità di crociera e di conseguenza un rapporto particolarmente favorevole tra superficie alare e peso complessivo del velivolo. Un sistema propulsivo ad asse verticale, come quello degli elicotteri, consente di realizzare manovre di atterraggio e decollo verticale e soprattutto di effettuare *hovering*. Per quanto riguarda i sistemi ad ala battente, questi si ispirano al modello offerto dalla natura secondo una visione *bird-concept*; la differenza fondamentale tra ala rigida (intendendo così un'ala realizzata di pezzo) ed una articolata in più parti sta nelle prestazioni di volo, che consentono di ridurre i consumi, tuttavia la complessità realizzativa della seconda spesso fa prediligere la prima alternativa (fig.6).

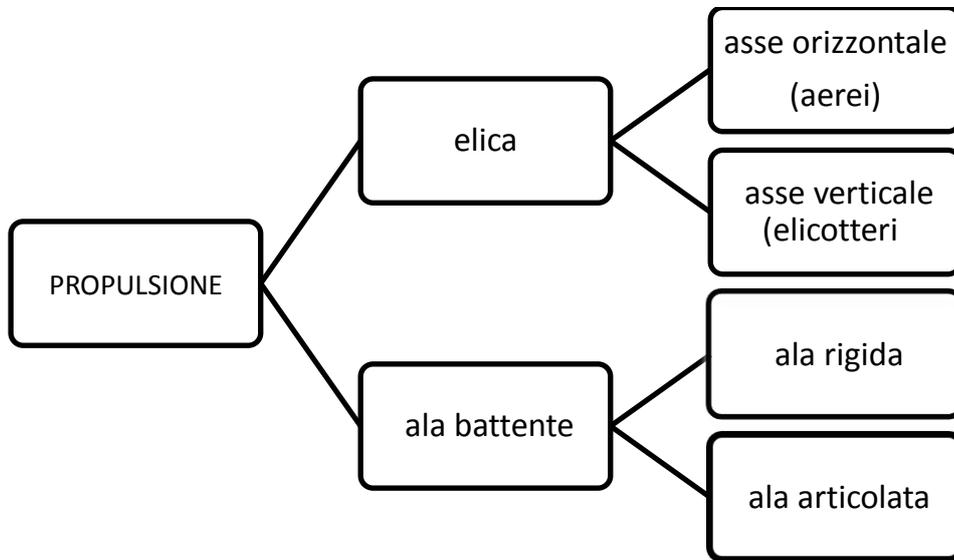


Figura 5: Classificazione in base al sistema di propulsione.

Se si osservasse un filmato che riprende il volo di un uccello si intuirebbero le difficoltà che incontra un progettista nel cercare di riprodurre con strumenti imperfetti la perfezione della natura, poiché la genialità del Creatore ha provveduto gli uccelli di caratteristiche che garantiscono elevatissime *performances*, quali una struttura ossea leggera e resistente, un piumaggio che costituisce una copertura delle ali aeroelastica ed auto-adattiva rispetto al fluido in cui è immersa. Anche assumendo di essere in grado di riprodurre la complessità che caratterizza i volatili, occorrerebbero anni di esperienza per la messa a punto del sistema di controllo del velivolo; infatti

un uccello è assimilabile ad un “sistema intelligente” che opera in circuito chiuso rispondendo con la corretta retroazione ad ogni stimolo esterno.

Nonostante le difficoltà realizzative, un UAV ad ala battente articolata presenta diversi vantaggi rispetto ai “cugini” ad elica, in quanto imitare la natura significa seguire le leggi della fisica secondo un approccio ottimizzato; in natura ogni cosa tende a svilupparsi verso l’equilibrio ovvero nella direzione della minore energia richiesta, inoltre questi velivoli possiedono caratteristiche mimetiche ben superiori a quelle offerte da un aereo o elicottero riprodotto in miniatura, assolutamente importanti qualora vengano utilizzati per operazioni di sorveglianza. Un’altra particolare attività che richieda un drone biomimetico è la prevenzione del fenomeno del *birdstrike* negli aeroporti, essa consiste nell’allontanare gli uccelli dalle piste di atterraggio utilizzando UAV che riproducano un uccello rapace evitando così pericolose intercettazioni di volatili da parte degli aerei.

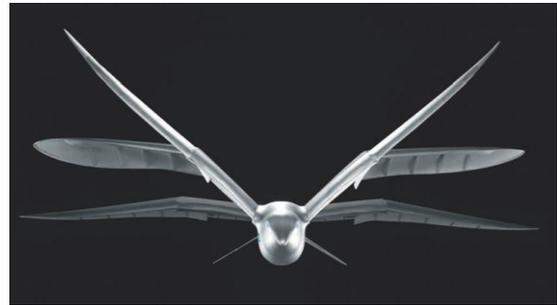


Figura 6: Guardando l’immagine dall’alto verso il basso e da sinistra a destra, ritroviamo rispettivamente un esemplare di UAV ad elica con asse orizzontale o verticale e ad ala battente, con ala rigida o articolata.

Escludendo dalla trattazione gli elicotteri e gli UAV derivati da questo modello fisico (non rientrando nelle specifiche del progetto non sono stati oggetto di studi approfonditi) si osservi che la prima biforcazione dello schema a blocchi, tra elica ed ala battente, propone due approcci sostanzialmente diversi al “problema” del volo. Nel modello tipico degli aerei la produzione di portanza e propulsione è affidata separatamente (anche se non indipendentemente, perché la portanza dipende dalla velocità relativa rispetto all’aria) ad ali e all’elica. Si ricordi che inizialmente l’uomo ha cercato di riprodurre il volo così come lo conosciamo in natura, ma non riuscendovi a causa di limiti tecnologici (Leonardo da Vinci), i cieli furono conquistati prima con palloni aerostatici e quindi con gli aeroplani operando la suddetta scissione di compiti. Volendo invece utilizzare un’ala battente, ad imitazione degli uccelli, occorre ricomporre il problema affidando contemporaneamente alle ali la produzione di spinta e portanza. Per una trattazione più dettagliata della dinamica del volo degli uccelli si rimanda al Cap.2.

1.3 UAV chi se ne occupa?

Oggi la letteratura di tipo bio-tecnologico nel campo degli UAV è in continua crescita e si articola secondo due filoni: da una parte lo studio biologico, che si avvale non solo delle riprese in natura ma anche di veri e propri esperimenti in galleria del vento, utilizzando volatili addestrati, dall’altra si moltiplicano gli sforzi di carattere progettuale, fluidodinamico e controllistico per cercare di riprodurre e simulare virtualmente la realtà.

La sperimentazione in galleria del vento su esemplari vivi, addestrati allo scopo, è stata condotta da T.L. Hedrick, B.W. Tobalske e A. Biewener nel 2002 [8], che con questo studio hanno correlato le differenti tipologie di scia generate dai volatili alle differenti velocità di volo, individuando la velocità di transizione della scia, che dipende strettamente dalle dimensioni e dalla forma dei profili alari. Questo studio ha aperto la strada per capire gli effetti aerodinamici generati da differenti “velocità di volo” e della morfologia delle ali ad essa legata. Dal punto di vista progettuale le scelte sono molteplici, DeLaurier, uno dei massimi esperti del volo “animale”, e molti altri preferiscono evitare di variare l’apertura alare tra *up & downstroke* così da evitare l’utilizzo di un meccanismo complesso per la movimentazione delle ali, preferendo così utilizzare un’ala “rigida” ovvero “articolata”. Altri progettisti propongono di costituire le ali con una membrana in grado di generare spinta durante l’intero ciclo di battito [9]. R. Vepa afferma che è possibile imparare dagli uccelli a governare il flusso su un profilo alare [10] e in un articolo del 2008 elenca varie abilità dei volatili come la capacità di eseguire un battito tridimensionale o quella di modificare la lunghezza della *camber line* del profilo, così da mantenere costante l’angolo d’attacco effettivo; sulla base di queste informazioni vengono proposte varie tecniche di controllo del flusso in maniera attiva e passiva.

A tal proposito si ricordino anche i *flaps* biomimetici passivi ispirati alle piume di copertura sulla superficie superiore dell'ala (fig.7) [11].

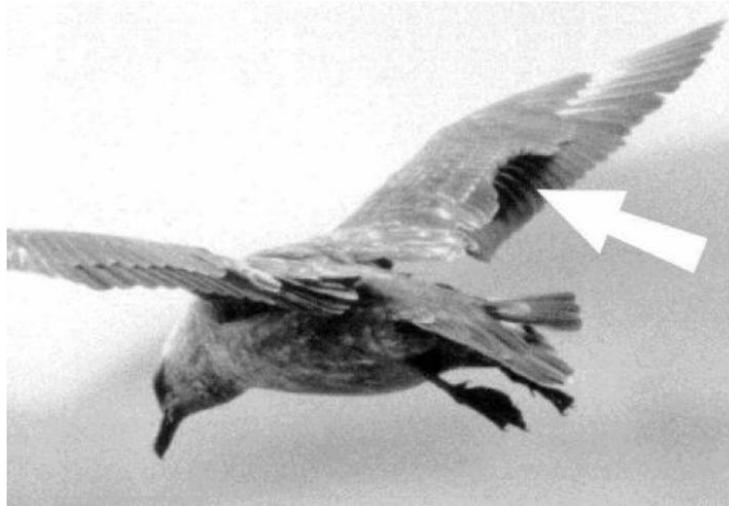


Figura 7: Le piume si comportano come flaps prevenendo il distacco del flusso dall'estradosso del profilo, fonte Bechert et al.

Per concludere, studiare un UAV biomimetico è interessante perché sfruttando la planata si può volare con una limitata spesa energetica; da questo punto di vista gli insetti sono meno interessanti degli uccelli perché hanno un *payload* limitato e disponendo di poca potenza devono restringere il loro campo di funzionamento ad ambienti *indoor*. Sulla base di queste motivazioni a livello europeo si sono allestiti dei *workshop* per sviluppare UAV biomimetici, un team di lavoro ha prodotto *the ROBOUR project* [12] scegliendo di compiere, come strategia progettuale, simulazioni fluidodinamiche per confrontare differenti morfologie e cinematiche, quindi individuare un meccanismo, svilupparlo per il volo rettilineo e soprattutto adattarlo ad una “piattaforma” reale. Come ultimo passo si prevede la messa a punto di manovre più complesse.

Il lavoro di tesi qui presentato si propone lo stesso scopo e i traguardi raggiunti dal gruppo di ricerca per ogni fase del progetto sono confrontabili: lo studio è iniziato effettuando simulazioni fluidodinamiche al fine di individuare la legge di moto delle ali ed i profili da abbinarvi, quindi si è studiata una configurazione possibile per il meccanismo e si è adattata alle leggi trovate in precedenza. Infine, validato il modello, si è proceduto analizzando la stabilità in volo dell'oggetto. Al presente lavoro dovrebbe seguire la realizzazione e la messa a punto di un prototipo da parte dell'azienda Selex Galileo-MUAS.

Con questo lavoro non si intende risolvere un problema puramente tecnico ma anche approfondire e sviluppare le conoscenze in un campo ancora non del tutto compreso; infatti oltre agli esempi citati sono sempre più numerosi i siti di aeromodellisti ed appassionati che intendono cimentarsi con l'affascinante sfida che pone il volo "naturale".

In altre parole la corsa per una nuova conquista dei cieli è iniziata.



1.4 Bibliografia

- [1] J. Giliberto, *Libia. primati italiani: venezia 1849 e tripoli 1911 i primi bombardamenti al mondo*, Il Sole 24 Ore, 25 Marzo 2011.
- [2] G. Miller, *CIA flew stealth drones into Pakistan to monitor bin Laden house*, The Washington Post, 22 Maggio 2011.
- [3] *Guerra ai narcos, droni USA in Messico*, La Stampa, 16 Marzo 2011.
- [4] Aermatica & ENEL, *Remotely Piloted Aircraft Systems*, Convegno RPAS 2012.
- [5] M. Molinari, *Fukushima e i droni*, La Stampa, 17 Marzo 2011.
- [6] 2011 - 2012 UAS Yearbook - *UAS: The Global Perspective - 9th Edition - June 2011 - Blyenburgh & Co © - www.uvs-info.com - Page: 151/156*.
- [7] H. Tennekes, *The Simple Science of Flight. From Insects to Jumbo Jets. Revised and Expanded Edition*, MIT Press, 2009.
- [8] T.L. Hedrick, B.W. Tobalske e A. Biewener, *Estimates of circulation and gait change based on a three-dimensional kinematic analysis of flight in cockatiels (*Nymphicus hollandicus*) and ringed turtle-doves (*Streptopelia risoria*)*, The Journal of Experimental Biology 205, 2002, 1384-1409.
- [9] J. DeLaurier, R.F. Larijani , *A non linear Aeroelastic Model for the Study of Flapping Wing Flight*, AIAA Journal, 2001.
- [10] R. Vepa, *Biomimetic Flight and Flow Control: Learning from the Birds*, IUTAM Symposiun on Flow Control and MEMS, 2008,443-447.
- [11] F. Negrello, *Flaps biomimetici per l'ottimizzazione aerodinamica di ali*, Tesi di laurea, 2010.
- [12] E. de Margerie, J.B. Mouret, S. Doncieux, J.A. Meyer, T. Ravasi, P. Martinelli, C. Grand, *Flapping-wing flight in bird-sized UAVs for the Robur project: from an evolutionary optimization to a real flapping-wing mechanism*, 3rd US-European Competition and Workshop on Micro Air Vehicle systems (MAV07) & European Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition (EMAV2007), 17-21 September 2007, Toulouse, France.

2. Definizione del modello cinematico

In questo capitolo si propongono i principi del volo, lo studio dell'anatomia e della cinematica degli uccelli e si presentano i risultati della ricerca effettuata sulle soluzioni esistenti di UAV. Queste sono le premesse sulla base delle quali è stato possibile definire e studiare la cinematica dell'ala dello *Skybird* dal punto di vista fluidodinamico e meccanico.

2.1 Principi del volo

Come è noto, gli uccelli volano battendo le ali e oggi sappiamo che si sostengono in aria grazie alla portanza, ovvero per effetto di quella particolare interazione tra profilo alare e aria per cui quest'ultima viene continuamente accelerata verso il basso trasmettendo una forza uguale e contraria al volatile.

I parametri da considerare per impostare il problema sono molteplici, alcuni dipendono dalla conformazione fisica dell'animale come l'apertura alare (b), la corda dell'ala, la superficie alare (S), l'area della coda, ecc., mentre altre sono variabili d'ambiente. Bisognerebbe tenere conto, infatti, delle variazioni della densità dell'aria (ρ) ed eventualmente della gravità (si può assumere un valore costante 9.81 m/s^2 sebbene ci siano piccole anomalie da 9.83 m/s^2 sul livello del mare ai poli fino a 9.75 m/s^2 ad un'altezza di 10000 m sul livello del mare).

Gli effetti della gravità si riscontrano per esempio studiando il volo durante una fase di planata, se si assume infatti che l'uccello proceda in linea retta a velocità costante, le variazioni di accelerazione sono dovute ad una variazione di quota, tuttavia questi effetti coincidono con quelli legati ad una variazione della forza gravitazionale, diventando pertanto indistinguibili. Le variazioni atmosferiche influenzano fortemente la fisiologia del volo e dell'orientamento (nebbia, nuvole ecc.), tuttavia l'unico parametro che si ritiene indispensabile è la densità da cui dipende direttamente la portanza.

Per effetto del moto relativo tra l'aria ed il volatile si generano delle forze aerodinamiche, la cui risultante è rappresentabile tramite le due componenti: portanza (*lift*) e resistenza (*drag*), esse sono definite dalla rispettiva direzione con il flusso d'aria incidente (fig.1). La portanza è perpendicolare al flusso mentre la resistenza è parallela ad esso e dipendono dalla velocità relativa. Se, in una giornata senza vento, si osservassero gli uccelli, si noterebbe non un volo orizzontale ma piuttosto

una traiettoria leggermente discendente così da generare una velocità relativa per effetto della gravità.

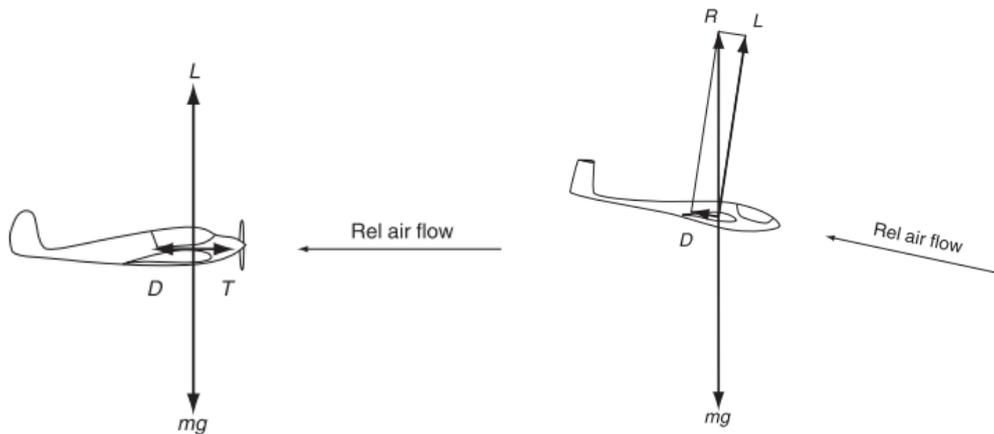


Figura 1: Forze aerodinamiche su un velivolo.

La forza aerodinamica generata durante il battito è una combinazione di portanza (L) e resistenza (D), può variare molto in funzione della direzione da cui proviene il flusso, ad esempio nel caso di un paracadutista che scende verticalmente, la forza aerodinamica è completamente costituita dal *drag*, poiché è diretta in senso verticale, ovvero parallela alla direzione del moto, mentre la portanza risulta nulla (fig.2). La struttura alare è tale da massimizzare la portanza, ovvero genera una risultante che è praticamente perpendicolare alla direzione locale del flusso incidente. Il segreto del volo, valido tanto per gli uccelli quanto per gli aerei è quello di utilizzare la portanza per sostenersi in aria, vincendo la gravità senza opporsi direttamente ad essa. Ad esempio un elicottero si solleva per effetto della rotazione delle sue pale in direzione perpendicolare, così facendo riesce a produrre una grande portanza a fronte di un piccolo consumo di energia per vincere la resistenza offerta dall'aria[2].

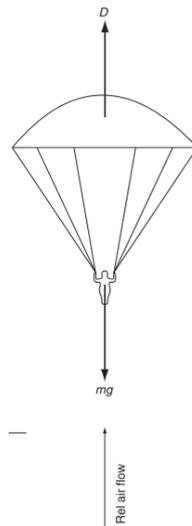


Figura 2: Forze aerodinamiche nel caso del paracadutista.

Un altro parametro fondamentale è il “carico alare” ovvero il peso distribuito sulla superficie alare del volatile (W/S), è quest’ultimo che determina la velocità richiesta per il volo. Richiamando un caso più semplice, quello degli aerei, che avendo le ali rigide hanno la stessa velocità relativa in ogni punto delle ali; il flusso attorno ai profili produce una differenza di pressione tra il lato inferiore e quello superiore dell’ala, questa differenza di pressione integrata sull’area delle ali deve uguagliare la forza peso, per cui tanto più è pesante il velivolo, tanto maggiore deve essere la differenza di pressione. Di conseguenza tanto più veloce dovrà volare l’aereo, ovvero esplicitamente:

$$L = \frac{1}{2} \rho c_l S V^2 \rightarrow L/S = \frac{1}{2} \rho c_l V^2$$

$$L = W \rightarrow L/S = W/S$$

Dove L è la portanza, W è il peso, ρ è la densità dell’aria, S è la superficie alare, V è la velocità relativa e c_l è il coefficiente di portanza.

Parlando di profili alari, si intende la forma della sezione dell’ala, spesso chiamate bidimensionali, perché in galleria del vento vengono testati in modo tale da eliminare gli effetti di bordo, i risultati delle simulazioni quindi sono validi per ali di lunghezza infinita e dipendono solamente dalla forma del profilo. Tipicamente in galleria del vento vengono misurate portanza, resistenza ed il momento

che si genera attorno all'asse dell'ala, ciascuno di essi dipende dalla densità dell'aria, dal quadrato della velocità relativa, dall'area in pianta del profilo e da un coefficiente caratteristico.

Queste grandezze sono presentate in termini di coefficienti adimensionali così da eliminare gli effetti delle variabili dimensionali ed avere validità più generale. Si noti in fig.3 che portanza e resistenza variano in funzione dell'angolo d'attacco.

$$C_d = \frac{F_d}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} , \quad C_l = \frac{F_l}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} .$$

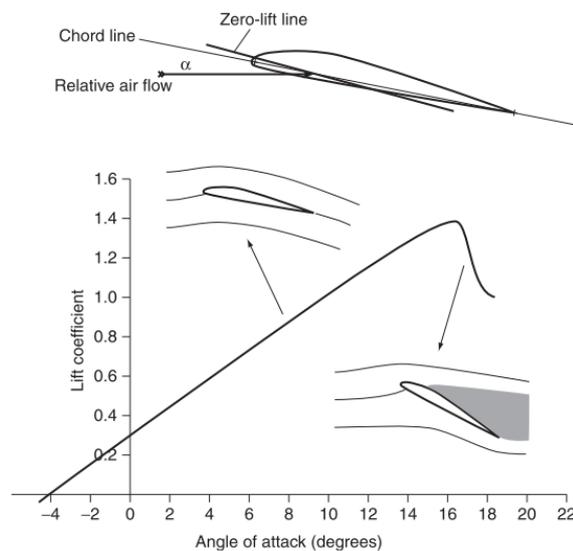


Figura 3: Andamento caratteristico del coefficiente di portanza al variare dell'angolo d'attacco del profilo

Gli uccelli per volare devono produrre sia portanza, per il proprio sostentamento in aria, sia la spinta propulsiva necessaria all'avanzamento. Entrambe le forze, portanza e spinta, vengono generate mediante il battito delle ali; a seconda del tipo di volatile (dimensioni e peso) il primo 50-60% della semiapertura alare genera la componente di portanza mentre il restante 40-50% genera spinta.

In fig.4 si vede come si ripartiscono le forze sulle due semi ali. La parte interna produce portanza anche durante l'*upstroke* poiché la velocità di battito U è trascurabile rispetto alla velocità di volo V . Si noti che la parte esterna è svergolata verso il basso in posizione di equilibrio. Le forze ed il

flusso d'aria sul profilo sono differenti per modulo e direzione per ogni sezione dell'ala ed in ogni istante di battito.

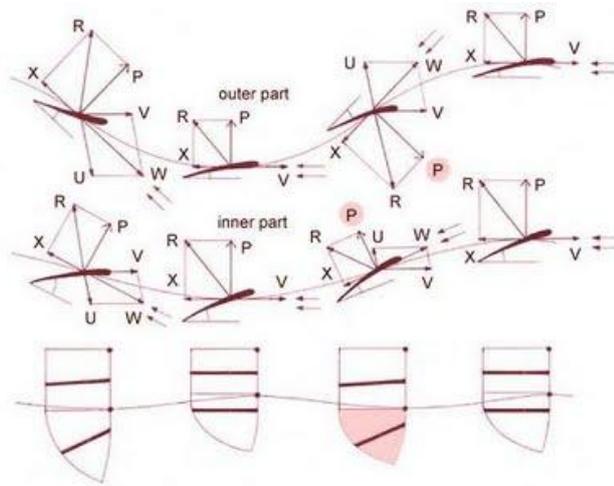


Figura 4: V: velocità di volo, U: velocità di *flapping*, W: velocità totale dell'ala, R: forza aerodinamica totale, X: resistenza, P: portanza. Nella prima e nella terza immagine (*outer part*) la forza aerodinamica totale R include una parte di spinta.

Tipicamente gli uccelli alternano al volo battuto la planata per cui possiamo distinguere due veri e propri “stili” di volo. Durante il volo planato, tipico dei deltaplani, la potenza è fornita dalla gravità per cui si tratta di una modalità di volo molto economica. Per aumentare la velocità di planata basta semplicemente ridurre l'apertura alare, riducendo così la resistenza (fig.5).

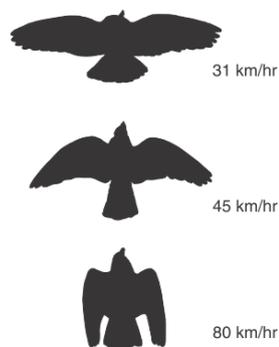


Figura 5: falco in posizione per differenti velocità di planata

Il volo battuto è decisamente più dispendioso e richiede una muscolatura adeguata, motivo per cui i grandi uccelli gli prediligono la planata. Il ciclo di battito è paragonabile ad un motore a due tempi, dove il *downstroke* è la fase in cui viene generata la propulsione ed il battito verso l'alto rappresenta il mezzo ciclo di ritorno. Tipicamente il richiamo dell'ala avviene ritraendola in maniera tale da limitare la resistenza offerta dall'aria. In pratica se durante il volo planato in ogni istante si produce la necessaria portanza per l'interazione aria-ala, durante il volo battuto si deve produrre il doppio della portanza, avendo a disposizione per la fase utile solo metà del tempo di ciclo (fig.6). Poiché la portanza è proporzionale al quadrato della velocità, il volo battuto è possibile se è più rapido di quello planato, ed indicativamente la velocità deve crescere del 40% per compensare i tempi morti.

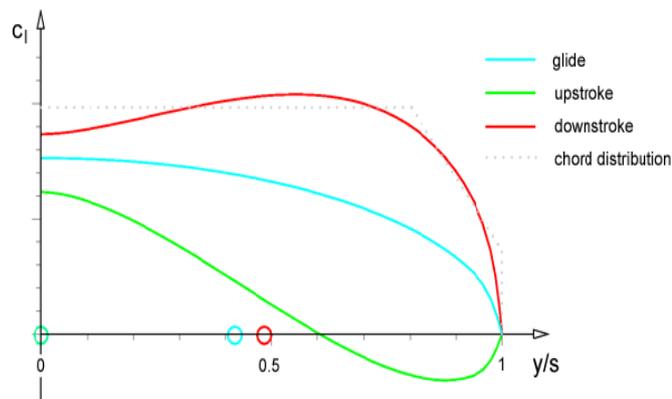


Figura 6: Distribuzione di portanza sull'apertura alare durante le due fasi di battito, in azzurro è riportata la portanza media sull'ala durante la planata.

Parte della potenza richiesta dal volo serve in parte a vincere gli attriti ed in parte alimenta i vortici che si generano alle estremità delle ali, quest'ultima componente si chiama potenza indotta; essa nasce per effetto della circolazione attorno all'ala (Γ) e generalmente se ne tiene conto assimilandola alla resistenza, da qui la componente della resistenza indotta:

$$P_i = \Gamma W/b = \frac{W^2}{(\rho V b^2)}$$

$$D_i = P_i/V = \frac{W^2}{(\rho V^2 b^2)}$$

Si noti che la resistenza indotta è inversamente proporzionale al quadrato della velocità per cui decresce rapidamente con essa. Conseguenza di ciò è che volare velocemente risulta economico in quanto corrisponde a vincere la gravità generando poca turbolenza. Inoltre la resistenza indotta è anche inversamente proporzionale all'apertura alare quindi a parità di area conviene avere ali affusolate, perché pur producendo la stessa portanza si subisce complessivamente una resistenza inferiore. Per esprimere la "snellezza" delle ali si definisce l'*aspect ratio* (A):

$$A = b^2/S$$

Sembrerebbe conveniente ricercare un *aspect ratio* molto elevato, tuttavia non si può aumentare a piacere l'apertura alare perché occorre tenere conto anche della resistenza di forma legata all'attrito aerodinamico (in fig.7, *form drag*), che al contrario cresce con la superficie esposta al moto. La somma dei due contributi dà origine alla resistenza di profilo, bisogna pertanto ricercare un valore di compromesso tra i due.

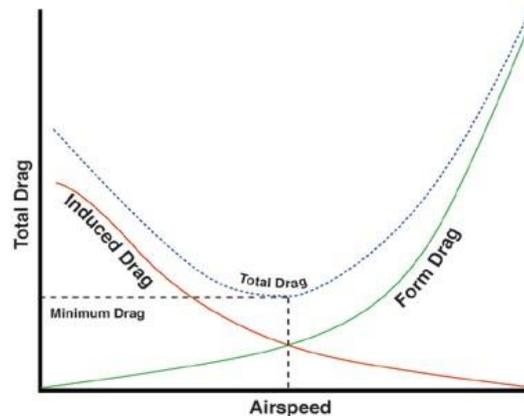


Figura 7: Andamento delle due componenti della resistenza in funzione della velocità di crociera, l'*induced drag* è la resistenza indotta, la *form drag* rappresenta la resistenza legata alla forma e quindi all'attrito.

2.2 Anatomia e struttura dell'ala

Da un punto di vista fluidodinamico le ali devono essere lunghe ed affusolate, per avere un corretto *aspect ratio*, mentre da quello strutturale, se si immagina l'ala come una trave a sbalzo, significa aumentare il momento dei carichi e ridurre la sezione resistente della trave, in particolare ci interessa la sezione di radice dell'ala (fig.8).

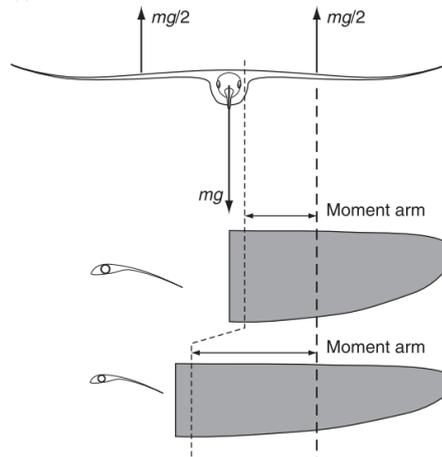


Figura 8: Due ali con differente aspect ratio a confronto.

I carichi a cui un'ala è sottoposta sono prevalentemente di torsione e flessione. Un'ala dunque è composta da un'ossatura portante, che si sviluppa lungo tutto il bordo d'attacco dell'ala e che regge i carichi mentre per la rimanente parte è costituita da un materiale più elastico, le piume costituite da cheratina, che rende la struttura "flessibile" e quindi più deformabile, contrariamente ad una monolitica.

Per una trave sottoposta a questa tipologia di carichi il parametro fondamentale, che ne determina la resistenza, è il momento d'area della sezione, che esprime la distribuzione di materiale nella sezione trasversale. Essenzialmente le ossa degli uccelli sono tubi a parete sottile per cui la resistenza offerta da questo elemento è molto elevata in relazione alla massa da cui è costituito (fig.9); ciò comporta alte prestazioni a basso costo, in termini di peso. Più è largo il tubo, minore è il materiale necessario per resistere ai carichi. Per quanto detto fin ora, il modello della struttura di un'ala è essenzialmente una trave snella, la cui conseguenza sarebbero evidenti problemi di *buckling* qualora vi si applichino dei carichi di compressione. Per prevenire questo problema si può individuare una struttura reticolare all'interno del "tubo" osseo, costituita da aste chiamate anche "trabeculae" la cui funzione è quella di mantenere in forma la parete ossea e prevenire il collasso della struttura.

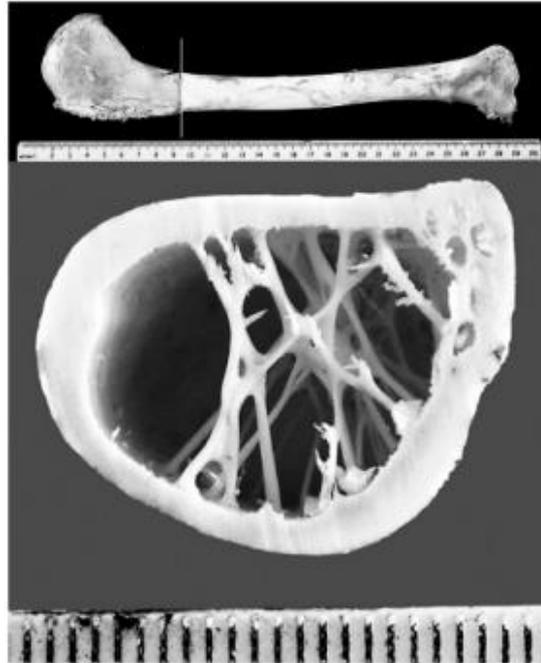


Figura 9: Omero di cigno (*Cygnus cygnus*), nella sezione si possono osservare le “trabeculae”.

La parte flessibile delle ali demanda alle penne il compito di attribuire rigidità torsionale e flessionale alla struttura; queste ultime sono più elastiche delle ossa essendo costituite di cheratina, ma non per questo meno resistenti. Anche in questo caso si può identificare una struttura tubolare costituita di cheratina solida, a sezione non circolare, riempita di schiuma di cheratina chiamata “*parenchyma*” che è estremamente leggera.

Il rivestimento delle ali è costituito da penne e piume (in fig.10 indicato con 1), dal punto di vista morfologico-anatomico, le piume si differenziano dalle penne per il rachide (2) più corto e flessibile, con barbe filiformi (3) e barbule (4) prive di ciglia; la parte finale delle piume si chiama calamo (5).



Figura 10: Piuma(1), si possono individuare le varie parti: (2) rachide, (3) barbe, (4) barbule, (5) calamo.

Dal punto di vista funzionale, le piume servono innanzitutto a rivestire, a limitare la dispersione di calore e l'assorbimento di umidità, oltre a dare una forma più aerodinamica ai volatili, ad esempio prevenendo il distacco del flusso dal profilo. Le penne invece servono principalmente per il volo, con funzioni diverse fra le remiganti primarie e le secondarie. Come anticipato, le penne realizzano la parte posteriore dell'ala, costituendo con la loro forma affusolata il bordo d'uscita del profilo. In particolare sono costituite di cheratina e sono innestate sull'ala attraverso dei follicoli contenuti in un robusto tessuto connettivo. Le penne primarie sono collegate direttamente al metacarpo e trasmettono forze e momenti attraverso il "polso", non è possibile quindi muovere le primarie. Le penne secondarie, non sono rigidamente collegate all'ulna, è quindi possibile un moto relativo grazie alla tensione del tendine "postpatagiale" (fig.11), al fine di variare l'assetto del profilo alare.

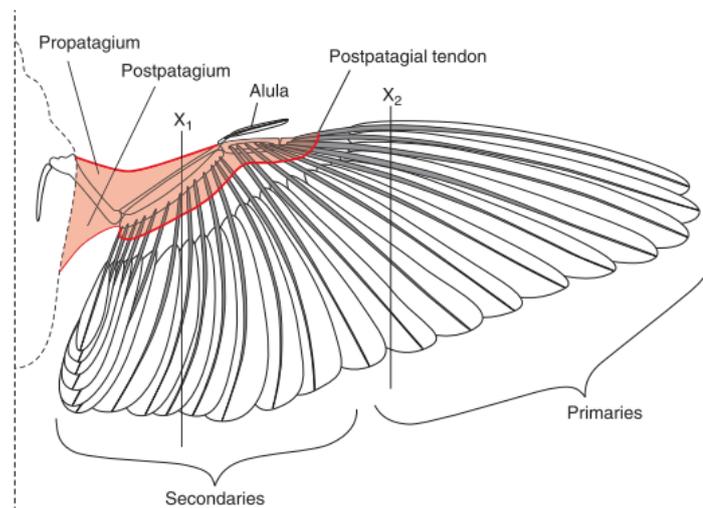


Figura 11: Posizione delle penne primarie e secondarie sull'ala.

Per quanto riguarda i carichi agenti sulle ali, sono il risultato delle forze aerodinamiche, e si manifestano sotto forma di momenti torcenti e flettenti (fig.12) a causa della geometria dello scheletro; ad esempio radio e ulna non possono ruotare nel piano longitudinale rispetto all'omero, per cui il momento flessionale che riceve la parte esterna dell'ala viene trasferito sotto forma di momento torcente all'estremità dell'omero [1].

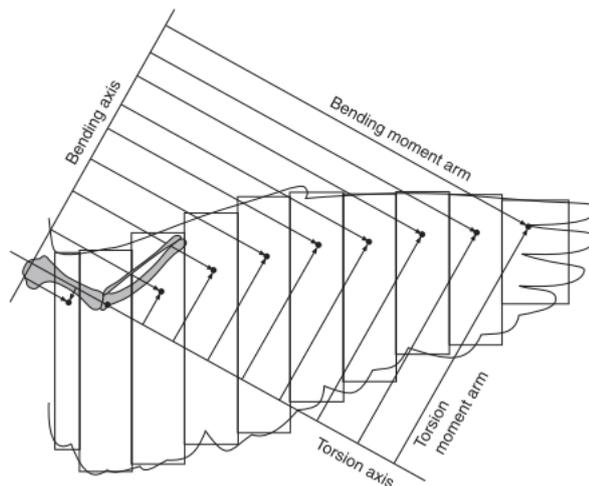


Figura 12: Momenti agenti sull'ala.

2.3 Cinematica dell'ala

L'ala da un punto di vista cinematico consente quattro gradi di libertà:

- *flapping*: movimento angolare attorno all'asse del velivolo
- *lagging*: movimento angolare attorno ad un asse verticale che permette di muovere l'ala in avanti ed indietro
- *feathering*: movimento angolare che permette di variare l'angolo di attacco dell'ala
- *spanning*: movimento di espansione e dilatazione dell'ala, comporta l'articolazione dell'ala in più parti.

Spesso gli aeromodelli utilizzano per la propulsione ed il sostentamento solo il *flapping*, tuttavia si può individuare anche la presenza di un movimento di *feathering* passivo dovuto all'interazione fluido struttura. Utilizzando solamente i gradi di libertà di *flapping* e *feathering* occorre tenere conto di tre parametri nel movimento dell'ala: frequenza del battito, ampiezza del battito e l'angolo d'attacco dell'ala in funzione della posizione. Se coordinati questi tre parametri possono generare portanza non solo nel movimento verso il basso ma anche in quello verso l'alto.

Per realizzare questi movimenti l'ala è costituita da quattro punti di giunzione: spalla (1), gomito (2), polso (3) e l'articolazione metacarpale (4) (fig.13). La spalla è assimilabile ad un giunto sferico in quanto consente la rotazione attorno ai tre assi di riferimento, gomito e polso sono cerniere che permettono la rotazione nel piano.

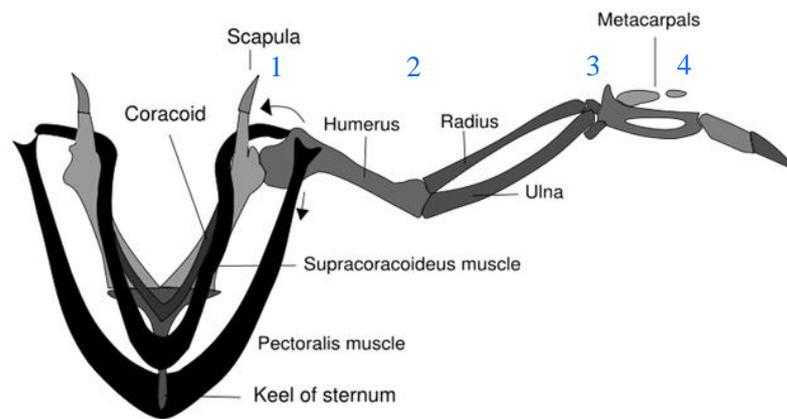


Figura 13: Anatomia dell'ala.

Durante la planata gli effetti congiunti dei giunti del gomito e del polso consentono di ritrarre le ali fino alla caratteristica forma in figura (sembra una M) consentendo così di ottenere *performances* più elevate, potendo ad esempio sfruttare un ampio range di velocità (fig.5). In questa tipologia di volo i carichi aerodinamici, in particolare la portanza, generano una sollecitazione flessionale sulle ali, che viene bilanciata grazie alla tensione dei muscoli pettorali.

Durante il volo battuto il gomito ed il polso sono continuamente flessi ed estesi ad ogni ciclo, in modo tale da avere la massima apertura alare durante il *downstroke* ed una superficie ridotta per l'*upstroke*.

Ci sono diversi muscoli coinvolti nel battito, durante il *downstroke* vengono impiegati i muscoli “pettorali” mentre per generare l'*upstroke* interviene il muscolo “sopracoracoideo”, che è meno sviluppato rispetto ai precedenti perché le forze aerodinamiche, specialmente nei voli rapidi, contribuiscono ad alzare passivamente le ali, il suo contributo è particolarmente rilevante nel volo a bassa velocità.

In quest'ultima fase le ali sono parzialmente ruotate indietro così che producano un'*inverted lift* ovvero una forza positiva in modo che anche questa fase contribuisca al volo, nel caso dei colibrì il contributo in *upstroke* equivale quello in *downstroke*, più in generale si genera un contributo positivo inferiore, vedasi fig.6. Le penne nella fase di richiamo dell'ala, a differenza delle membrane dei pipistrelli, possono essere semplicemente sovrapposte senza creare ingombro durante tutte le manovre descritte in precedenza.

2.4 Tipologie di UAV e cinematismi esistenti

I dati che seguiranno, relativi a recenti configurazioni di UAV, sono classificati secondo la tipologia costruttiva a cui appartengono: UAV con ala fissa e propulsione ad elica, e MAV/UAV ad ala battente. Per ciascun modello elencato, ed in particolare per i sistemi ad ala battente, sono riportate le proprietà cinematiche salienti ed i materiali realizzativi, ove disponibili, assieme al sito web dove possono essere reperite maggiori informazioni. Sono state inoltre realizzate alcune simulazioni per permettere una più chiara comprensione del cinematismo che genera il battito.

Gli UAV classici ad ala fissa, dotati di un'elica, hanno ormai raggiunto un elevato livello tecnologico e una forte diffusione commerciale; vengono riportati soprattutto per avere un punto di paragone tra questi sistemi e quelli più innovativi ad ala battente. Questi ultimi sono principalmente il risultato di sforzi di aeromodellisti 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 polipropilene 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 viene ovviato rivestendo la fusoliera in *EPP* con nastro rinforzato in fibra di vetro, e rinforzando le ali in *EPP* con longheroni. Le ali spesso sono rivestite con nastro rinforzato e con un rivestimento termoretraibile, quali l'*oracover* [14], per aumentare la rigidità delle ali e la loro capacità di resistere a fenomeni di *flutter* e ad altre flessioni indesiderate.

2.4.1. UAV ad ali fisse ed elica

1. *Desert Hawk*, Lockheed Martin

Desert Hawk, è un piccolo aeromobile a pilotaggio remoto (UAV) statunitense usato per la protezione del perimetro (fig.14). Il programma fu ideato dalla Electronic Systems Center e costruito dalla Skunk Works della Lockheed Martin. Il sistema consiste nell'UAV stesso, operante insieme ad una stazione radar a terra per il controllo del veicolo e la ricezione della telemetria (per esempio dati video). Il veicolo ha un'apertura alare di 1.37 m ed un peso di circa 3 kg, la sua autonomia è di circa un'ora (tab.1). Il Desert Hawk è anche usato dal 32esimo Reggimento di Artiglieria Reale dell'Esercito Britannico come sistema di sorveglianza tattica in Afghanistan.

Tabella 1: Caratteristiche principali del Desert Hawk.

<i>Lunghezza</i>	<i>91 cm</i>
<i>Apertura alare</i>	<i>1.37 m</i>
<i>Area</i>	<i>0.128 m²</i>
<i>Peso</i>	<i>3 kg (+payload 1kg)</i>
<i>Motore</i>	<i>elettrico</i>
<i>Autonomia</i>	<i>90+min</i>
<i>Raggio d'azione</i>	<i>15 km</i>



Figura 14: Da sinistra a destra si trova un CAD 3D del Desert Hawk e lo stesso durante un'esercitazione.

2. *Raven*, Aerovironment

La società Aerovironment ha diversi anni di esperienza nel settore, infatti ha prodotto il prototipo del Raven nel 1999. Esistono varie versioni di questo velivolo che ha effettuato il primo volo nel 2003 e nell'anno successivo è stato impiegato in Afghanistan.

Le sue finalità sono civili/commerciali o militari, può essere impegnato in missioni a bassa altitudine per la sorveglianza o la ricognizione. Di conseguenza la Aerovironment ha puntato sulla semplicità di gestione, rendendo l'UAV in grado di compiere missioni anche totalmente autonome (GPS) e fornendolo di un comando per il ritorno al punto di lancio. Con gli ultimi sviluppi si è cercato anche di rendere più agevole la manovra di lancio (fig.15). Le principali caratteristiche sono riportate in tab.2, può essere dotato di particolari attrezzature quali: fotocamera digitale con sensore CCD al posto della pellicola fotosensibile per catturare l'immagine e trasformarla in un segnale elettrico di tipo analogico; visore notturno; *waterproof digital video recording*.

Tabella 2: Caratteristiche principali del Raven.

<i>Lunghezza</i>	<i>109 cm</i>
<i>Apertura alare</i>	<i>130 cm</i>
<i>Peso</i>	<i>1.9 kg</i>
<i>Quota</i>	<i>30-152 m</i>
<i>Motore</i>	<i>elettrico</i>
<i>Batterie</i>	<i>ioni di litio</i>
<i>Autonomia</i>	<i>60-90 min</i>
<i>Raggio d'azione</i>	<i>10 km</i>



Figura 15: Sequenza di lancio del Raven.

3. Bird raptor International

Questa ditta spagnola è stata la prima a realizzare velivoli che simulassero uccelli rapaci per combattere il fenomeno del *bird strike hazard*.

La principale caratteristica di questo UAV è la riproduzione estetica di un falco (fig.16); l'unico movimento che non realizza è il battito alare, infatti le ali sono costituite da un unico pannello rigido fissato sul "dorso" del robot. La propulsione viene fornita da un elica posta sulla punta del "becco". Riproduce il volo planato del falco, quest'ultima cosa abbinata al rumore che produce sono i fattori utilizzati per allontanare i pennuti. È realizzato in kevlar e materiale plastico di vario genere (nylon, fibre di vetro, PVC).



Figura 16: Modello a forma di falco della Bird Raptor International.

4. *Evolution, Pro S3*

La PRO S3 è una società di Torino, *spin off* del Politecnico, che ha realizzato un UAV con le caratteristiche in tab.3; lo contraddistinguono inoltre tempi di approntamento estremamente ridotti, elevata affidabilità e costanza di prestazione al variare delle condizioni ambientali (fig.17)[8].

Tabella 3: Caratteristiche principali dell'Evolution.

<i>Lunghezza</i>	<i>160 cm</i>
<i>Apertura alare</i>	<i>3 m</i>
<i>Peso</i>	<i>5 kg (payload 1.5 kg)</i>
<i>Quota</i>	<i>30-152 m</i>
<i>Velocità di crociera</i>	<i>70 km/h</i>
<i>motore</i>	<i>elettrico brushless</i>
<i>batterie</i>	<i>polimeri di litio</i>
<i>Autonomia</i>	<i>45 min</i>
<i>Raggio d'azione</i>	<i>25 km</i>



Figura 17: Evolution della Pros3.

2.4.2. MAV ad ali battenti

1. Delfly II

È un micro-robot sviluppato all'Università di Delft nei Paesi Bassi, essendo caratterizzato da peso contenuto ed elevata frequenza di battito può effettuare *hovering*; viste le dimensioni appartiene alle categoria dei MAV (*micro aerial vehicle*), adatto al volo *indoor*, può funzionare anche all'aperto purchè non ci sia troppo vento (fig.18). È equipaggiato con una videocamera *wireless*, è utilizzata sia per scopi di sorveglianza sia per la "navigazione" del velivolo; essa infatti comunica con il software di analisi per la correzione del volo. L' autonomia concessa dalla batteria al litio è di circa 15 minuti(tab.4)[3].

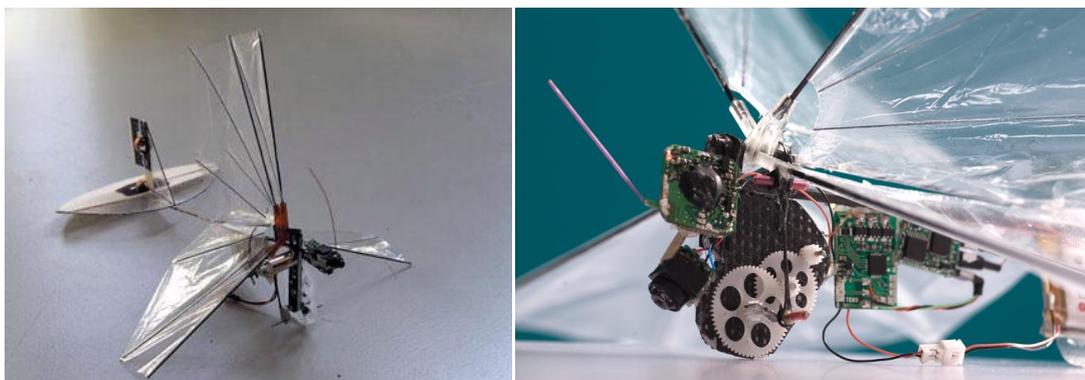


Figura 18: Delfly II, vista d'assieme e di dettaglio.

Tabella 4: Caratteristiche principali del Delfly II.

<i>Apertura alare</i>	<i>0.3 m</i>
<i>Peso</i>	<i>16.07 g</i>
<i>Batterie</i>	<i>ioni di litio, 130 mAh</i>
<i>Autonomia</i>	<i>15 min volo orizzontale 8 min hovering</i>
<i>Motore</i>	<i>elettrico brushless, DC</i>

1. *BEHEMOTH 4* di Patricia Jones-Bowman

Questo modellino è descritto nel sito [4], 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 DeLaurier 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 (fig.19-20).

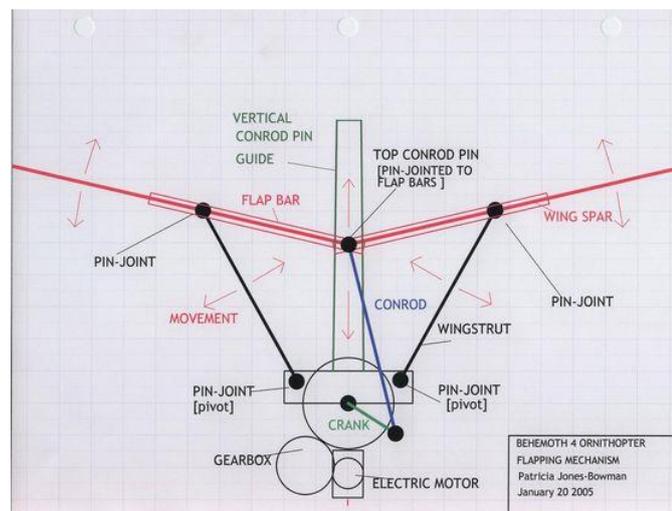


Figura 19: Vista frontale di *BEHEMOTH 4*.

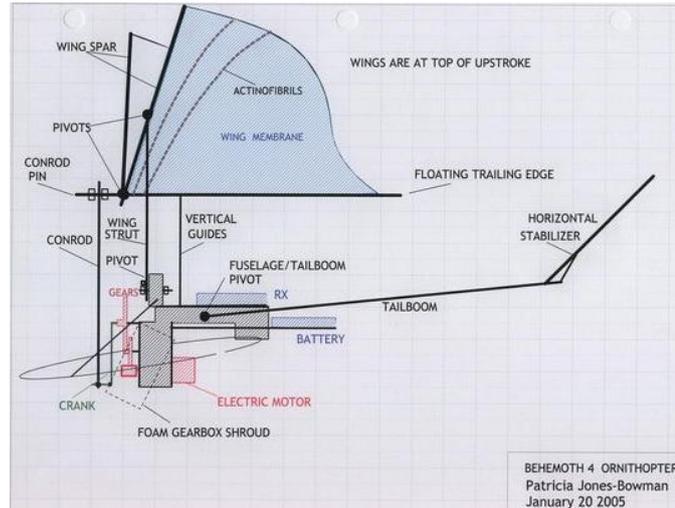


Figura 20: Vista laterale di *BEHEMOTH 4*.

2.4.3. UAV ad ali battenti

1. Greenx Artificial Birds

La finalità della Greenx 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* (fig.21-22).



Figura 21: Modello Greenx di aquila.



Figura 22: Modello Greenx in azione.

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 fusoliera realizzata con colori e forme quanto più simili agli animali reali (fig.23). 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 40 ore di volo simulato [5].



Figura 23: Modello di falco pellegrino Greenx.

2. *Ornithopter Project* (UTIAS)

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 DeLaurier (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, sia un prototipo di ornotottero 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 cinematismo centrale che è mosso su e giù da tralicci collegati alla trasmissione (fig.24-25). 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 [6].



Figura 24: Modello UAV dell’ornithopter project.

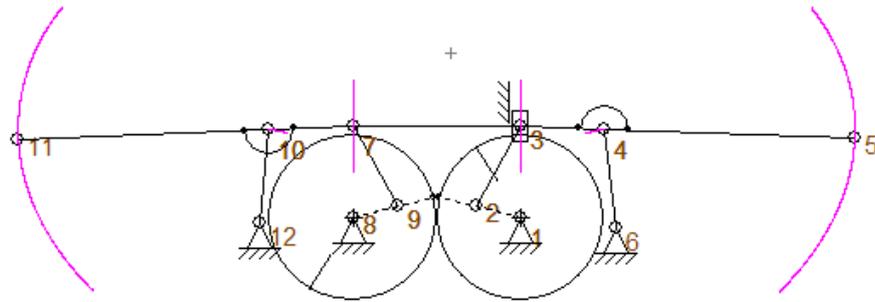


Figura 27: Schema cinematico del meccanismo ad un istante successivo.

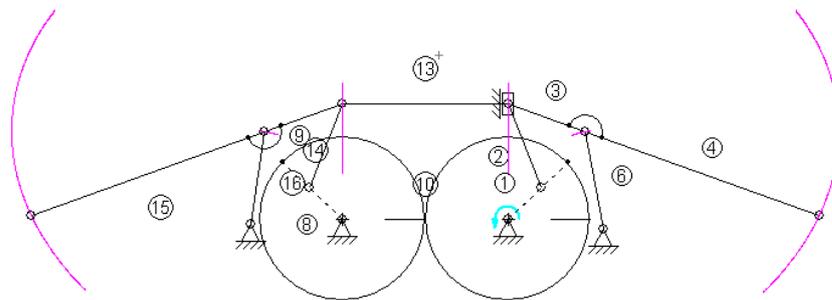


Figura 28: Schema cinematico del meccanismo ad un istante successivo.

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 (fig.29), 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.

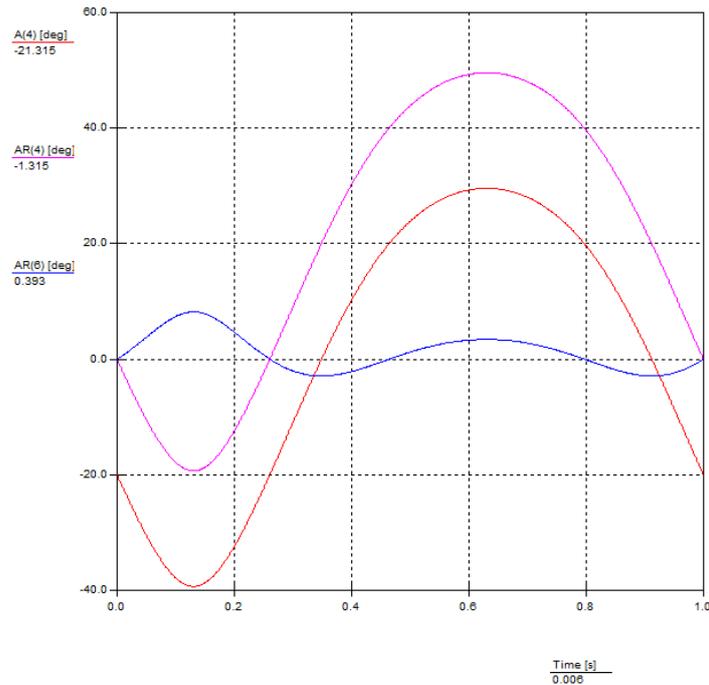


Figura 29: In blu angolo relativo percorso dall’asta 6 rispetto all’orizzontale, in viola angolo relativo percorso dall’asta 4 (ala) rispetto all’orizzontale, in rosso angolo percorso dall’asta 4 in valore assoluto.

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.

3. *Truefly* di Albert Kempf

Questo modello è il risultato degli sforzi di un aeromodellista francese, che ormai da anni cerca di studiare il volo degli uccelli grazie ai suoi modellini (fig.30-32). Per questo motivo esistono due versioni del *Truefly*, di cui è possibile trovare i dati in tab.5. Questo modello è caratterizzato da un battito ad ala rigida e da torsione passiva delle ali a causa dell’interazione fluido-struttura durante il volo.

Tabella 5: Dati tecnici dei modelli realizzati da Albert Kempf.

<i>Dati tecnici</i>	<i>Truefly 1</i>	<i>Truefly 2</i>
<i>Apertura alare</i>	<i>1,66 m</i>	<i>1,24 m</i>
<i>Peso</i>	<i>1,4 kg</i>	<i>440 gr</i>
<i>Carico alare</i>	<i>40 g/dm²</i>	<i>22 g/dm²</i>
<i>Accumulatori</i>	<i>10 da 500mA</i>	<i>8 da 350mA</i>
<i>Autonomia</i>	<i>3 min</i>	<i>più di 5 min</i>
<i>Frequenza di battito</i>	<i>3 Hz</i>	<i>2,8 Hz</i>
<i>Data del primo volo</i>	<i>primavera 1998</i>	<i>06/18/00</i>



Figura 30: Albert Kempf con il Truefly 1.



Figura 31: Sequenza di volo Truefly 1.



Figura 32: Albert Kempf con il Truefly2.

4. *Adaptive articulated ornithopter wing*

Per realizzare il battito è stato utilizzato un quadrilatero articolato, quindi attivamente viene prodotta una legge oraria sinusoidale. Le ali sono articolate in maniera passiva lungo l'apertura e flessibili lungo la direzione della corda, in questo modo si è realizzato un battito complesso, gestito passivamente dall'interazione con il fluido. È stato utilizzato l'alluminio per la struttura, mentre le ali sono realizzate in tela (fig.33). Può torcere indipendente le due ali grazie a due servomotori posizionati in prossimità del bordo di attacco di ciascuna ala (fig.34) [9].



Figura 33: Adaptive articulated ornithopter wing.

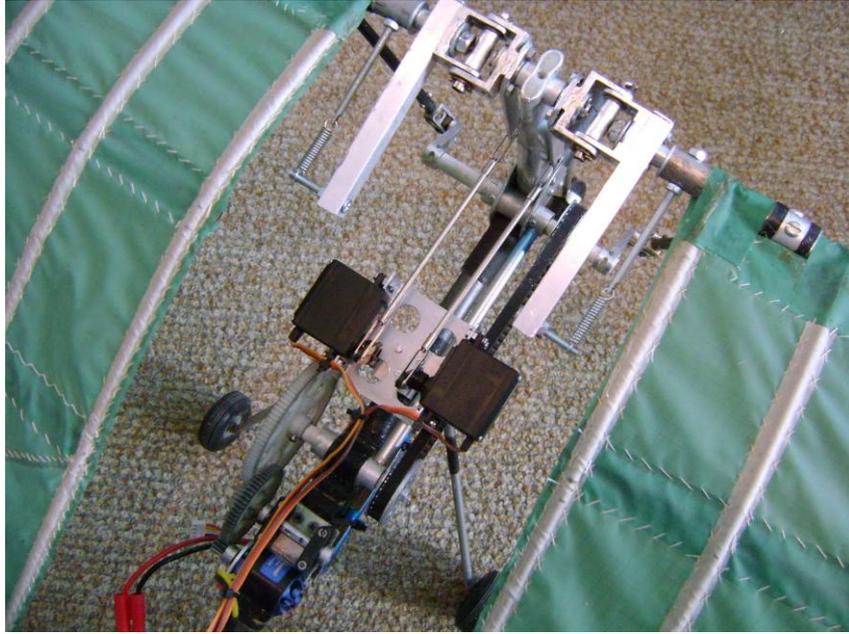


Figura 34: Vista di dettaglio.

In figura si possono notare il posizionamento del motore, del riduttore e dei servomotori per la torsione delle ali.

1. *Buteo F4*, Kazuhiko Kakuta

Le principali caratteristiche di questo modello sono l'ala rigida, non articolata e la frequenza di battito di circa 3 Hz. Il cinematismo è riconducibile ad un quadrilatero articolato ma è disposto nello spazio anziché nel piano, come siamo soliti rappresentarlo (fig.35). Consente di alternare fasi di planata a quelle di volo battuto. Riguardo ai materiali utilizzati, ali e fusoliera sono in polipropilene, ruote dentate e componenti del meccanismo in alluminio, mentre la fusoliera è in fibra di carbonio. In tab.6 sono riportate le dimensioni salienti del velivolo, mentre in tab.7 si trovano informazioni specifiche sui componenti utilizzati.

Per il controllo del sistema sono stati previsti dei *flaps* sulle ali per il controllo del beccheggio, mentre sulla coda c'è un timone per contrastare il momento di imbardata e dei *flaps* per controllare il rollio [10].

Tabella 6: Caratteristiche principali del Buteo F4.

<i>Apertura alare</i>	<i>111 cm</i>
<i>Lunghezza</i>	<i>70 cm</i>
<i>Peso</i>	<i>432 g</i>
<i>Lipo 3cell 11.1V 900mAh G3</i>	<i>55 g</i>
<i>Copertura del corpo</i>	<i>35 g</i>
<i>Peso complessivo di volo</i>	<i>522 g</i>

Tabella 7: Principali componenti impiegati per la realizzazione del Buteo F4.

Fusoliera	Vedasi modello YardHawk
Ricevitore	Castle Creations Berg 7P 7Ch FM Programmable Vert Rx
Cryystal	Castle Creations Micro Crystal Berg 52(72MHz)
Servo	elevon (Hitec HS-65B MicroServo), rudder (Hitec HS-65MG MicroServo)
Motore	Hoffman Magnetics SST-24 Super Sport Series Outrunner 2470kv
ESC	Castle Creations Thunderbird 36 Brushless ESC
Batteria	Lipo 3-cell. 11.1V 900mAh G3
Controlli	4CH (a motor, elevon 2ch: rotary rudder)
Sistema di planata	GLDAB
Ali	polipropilene espanso per 45 volte, 4mm and 2mm aste in fibra di carbonio, Ripstop(0.65oz), Power rip, Super Seam Tape 9672LE
Profilo alare	S4083 modificato
Ruote dentate:	Ruota principale: 32P64T Aluminum 3/8Face Prima ruota: 32P56T Acetal Pignone: 32P16T

Sono state prodotte alcune varianti del modello, che differiscono dalla prima versione per la disposizione dei vari componenti, come ad esempio la batteria, seguono alcune immagini delle varie versioni del Buteo F4 (fig.36-37) e del modello “gemello” *Falco F5* che possiede caratteristiche similari (fig.38-39) [13].



Figura 35: Vista di dettaglio del Buteo F4.



Figura 36: Seconda versione del Buteo F4.



Figura 37: Vista laterale della seconda versione del Buteo F4.



Figura 38: Modello Falco F5 vista frontale.



Figura 39: Modello Falco F5 vista da sotto.

2. *Cybird RC*, robot bird

Il cinematismo è riconducibile ad un quadrilatero articolato ma è disposto nello spazio anziché nel piano, come siamo soliti rappresentarlo. Sembra che possa battere anche la coda ed ha un controllo che permette di muoverla sul piano “orizzontale” e “verticale” con movimenti accoppiati (movimento 3D).

Avendo osservato vari video che ritraevano *Cybird* in volo si è potuto caratterizzare nel seguente modo il movimento delle ali: battito alternativo delle ali, assenza di torsione, frequenza di battito elevata (fig.40-41). Essendo comunque una struttura non perfettamente rigida, durante il movimento si ha una sorta di torsione passiva.

Per quanto riguarda i materiali impiegati, le ali sono realizzate in tela o film di polietilene, con struttura di supporto in plastica, altre caratteristiche sono riportate in tab.8.

Tabella 8: Caratteristiche principali *Cybird*.

<i>Apertura alare</i>	<i>725 mm</i>
<i>Lunghezza</i>	<i>375 mm</i>
<i>Peso</i>	<i>225 g (inclusa la batteria)</i>
<i>Batteria</i>	<i>Hig capacity 700 mAh Lithium Polymer</i>
<i>Caricatore</i>	<i>UK Mains Charger supplied</i>
<i>Motore</i>	<i>speed 300classe 'D'</i>
<i>Tempo di carica</i>	<i>60-90 min</i>
<i>Tempo di volo</i>	<i>8-10 min con batteria standard 12-15 min con batteria da 910 mAh</i>
<i>Range operativo</i>	<i>Più di 100 m</i>

Il telecomando è dotato di due canali di controllo, sulle frequenze radio a 35 MHz, per regolare la velocità del motore e le superfici di coda [11].



Figura 39: *Cybird* durante un volo dimostrativo.



Figura 40: Struttura e meccanismo di Cybird.

3. *Brevetto*, Albert Kempf FR2776937 (1999)

Questo meccanismo consente di sviluppare un battito rigido con *twisting* attivo dell'ala da un punto di vista puramente meccanico, senza l'intervento di servo attuatori. In particolare il brevetto si riferisce all'applicazione del meccanismo per un velivolo che utilizza come motore un elastico. Sostanzialmente il meccanismo principale di battito è costituito da un biella-manovella il cui pattino è collegato alle ali (fig.42). Per generare il *twist* è stato raddoppiato il meccanismo principale, il secondo sistema biella-manovella è sfasato di un angolo pari all'angolo di torsione voluto.

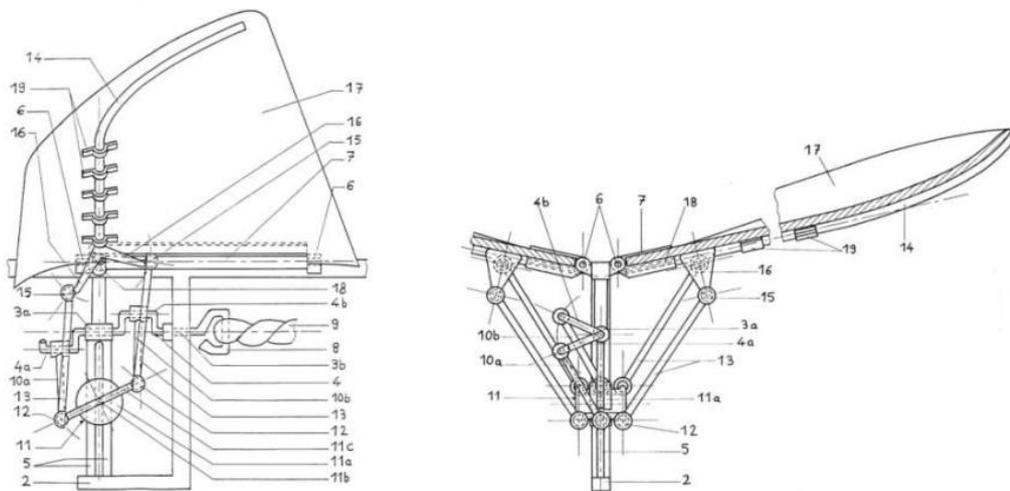


Figura 41: Meccanismo brevettato da Albert Kempf.

È stata svolta anche in questo caso un'analisi del cinematismo per quanto riguarda la parte di esso che genera il battito dell'ala (figg.43-45). In viola sono riportate le traiettorie delle estremità delle ali.

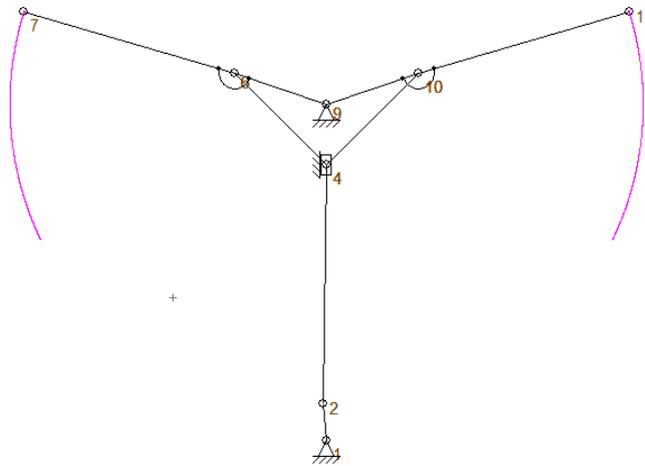


Figura 42: Schema cinematico del Brevetto per la sola parte che produce il battito, nell'istante di massima estensione delle ali.

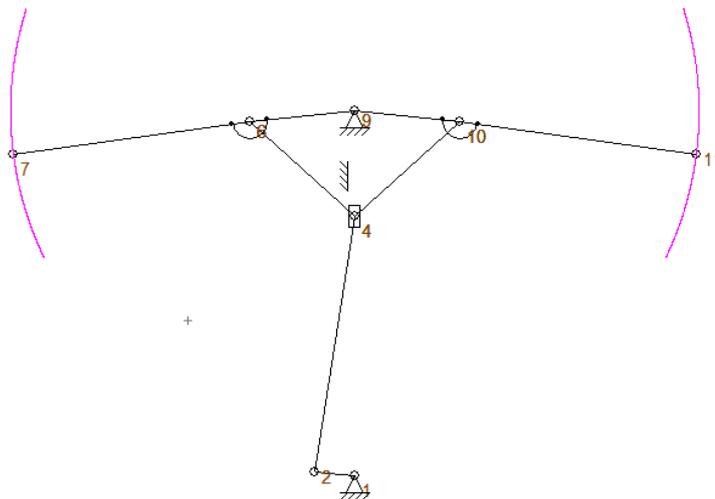


Figura 43: Schema cinematico del Brevetto, nell'istante in cui le ali sono a metà corsa.

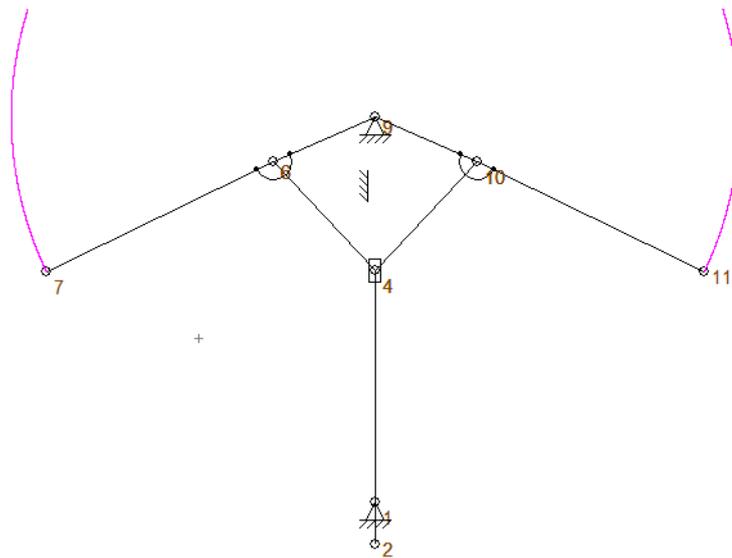


Figura 44: Schema cinematico del Brevetto con le ali a fine corsa.

Si riporta per completezza anche il grafico che rappresenta in termini numerici la corsa angolare dell'uscita del meccanismo (fig.46).

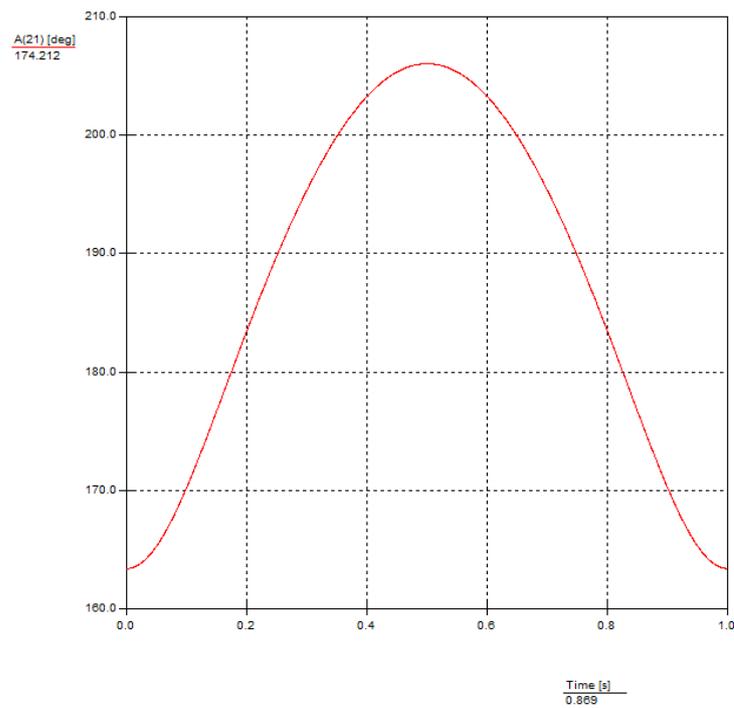


Figura 45: Escursione angolare assoluta delle ali, può essere modificata agendo sulle lunghezze dei membri del meccanismo.

4. *Smartbird*, Festo

la Festo ha realizzato una serie di robot, tra cui anche lo *Smartbird*, con finalità dimostrativa. Occorre sottolineare che per la messa a punto dello *Smartbird* sono occorsi, oltre a molti tentativi, alcuni anni di studio da parte di un team di ingegneri, come è documentato dai numerosi video-intervista che hanno pubblicato (fig.47).

Le caratteristiche salienti di Festo sono l'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) (tab.9). Propulsione e portanza 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 delle ali e lo svergolamento 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.

Tabella 9: Caratteristiche salienti di Festo *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>Fusoliera</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</i>	<i>23 W</i>
<i>Motore</i>	<i>compact 135, brushless</i>

È realizzato con materiali estremamente leggeri quali materie plastiche (per la fusoliera) e presumibilmente fibra di carbonio (per la struttura). Oltre a ciò 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.



Figura 46: Immagine dimostrativa di Festo Smartibird.

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. Festo per riprodurre un'ala articolata in due parti propone una catena cinematica costituita da due quadrilateri articolati disposti in "serie", in cui il primo rappresenta la parte interna dell'ala che ruota semplicemente attorno al giunto che costituisce la "spalla" dell'ala, mentre il secondo quadrilatero genera il moto relativo delle due parti costituenti l'ala. In particolare la corsa della parte più interna dell'ala dello smartbird è di 45° sull'orizzontale, mentre l'angolo relativo tra le due parti dell'ala è di circa 50° . Le seguenti immagini (in sei istanti di tempo successivi) propongono la sequenza dei movimenti realizzati dall'ala dello Smartbird. In figg.48-53 è possibile individuare i due quadrilateri che costituiscono il meccanismo, il primo è formato dai nodi 1-2-3-4-9, il secondo da 3-4-7-9.

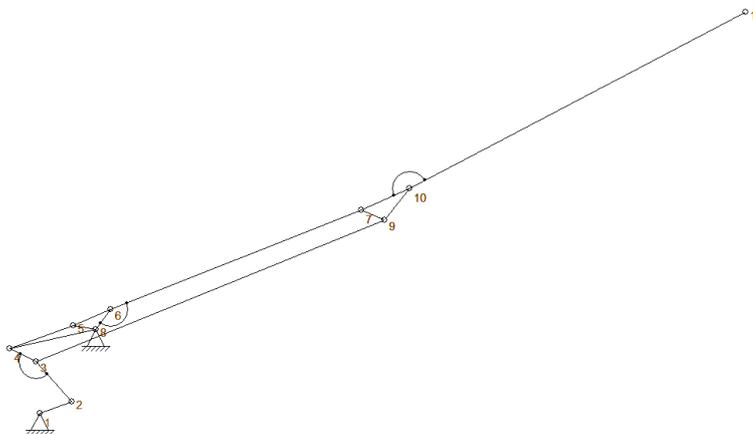


Figura 47: Schema cinematico di Festo all'istante iniziale, $t=1$ inizia il downstroke.

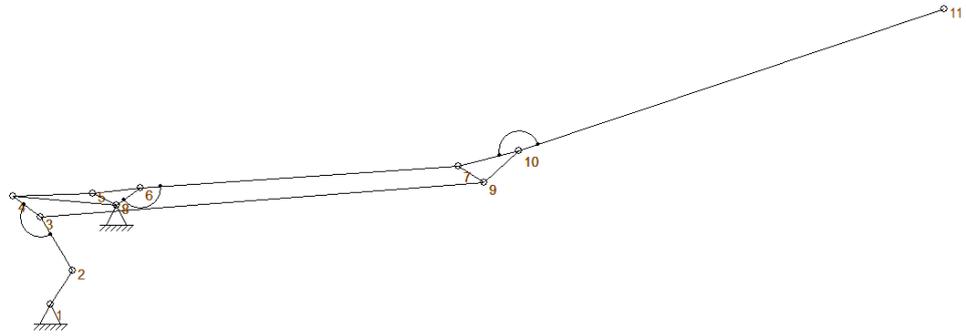


Figura 48: Schema cinematico di Festo all'istante $t=2$.

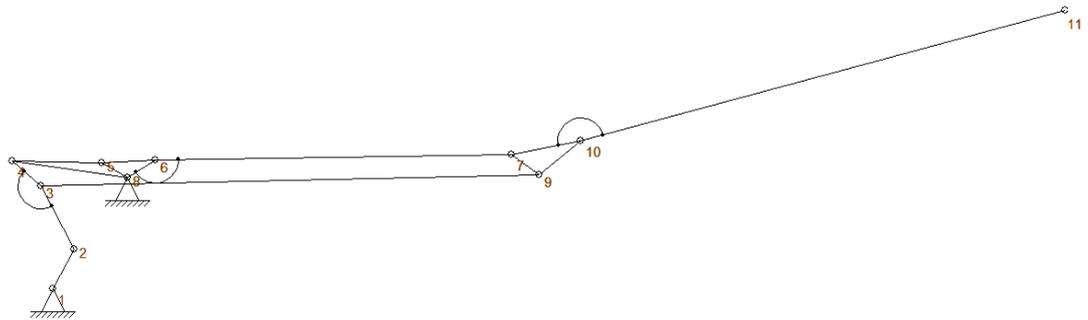


Figura 49: Schema cinematico di Festo all'istante $t=3$.

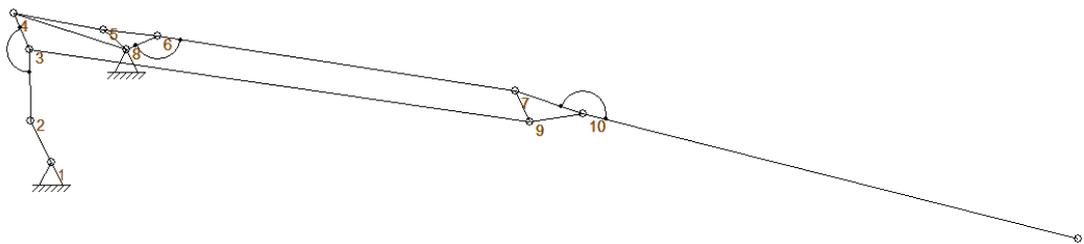


Figura 50: Schema cinematico di Festo all'istante $t=4$, inizia l'upstroke

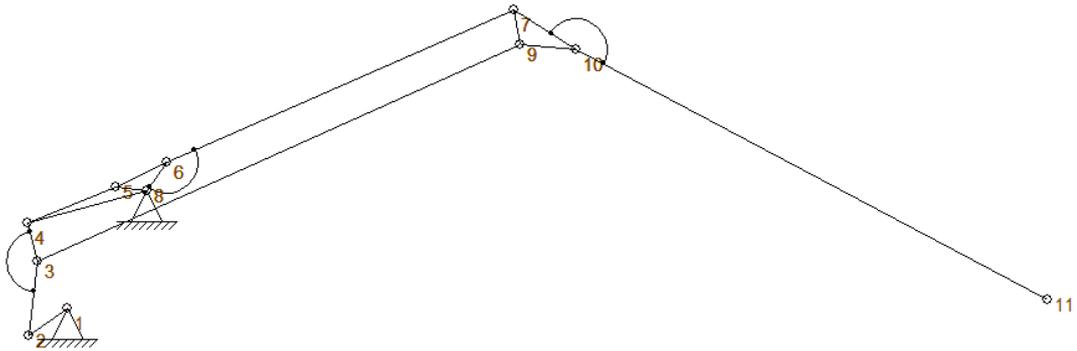


Figura 51: Schema cinematico di Festo all'istante $t=5$.

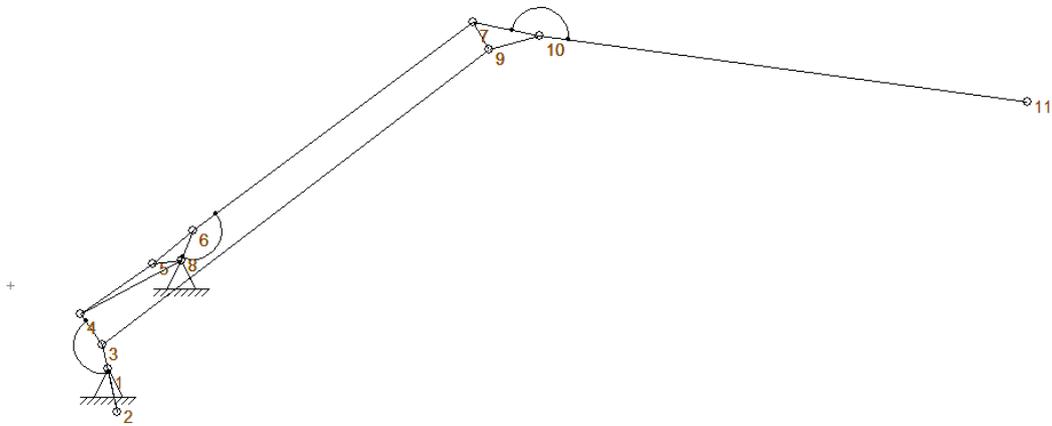


Figura 52: Schema cinematico di Festo all'istante $t=6$.

Si propone inoltre un grafico (fig.54) 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).

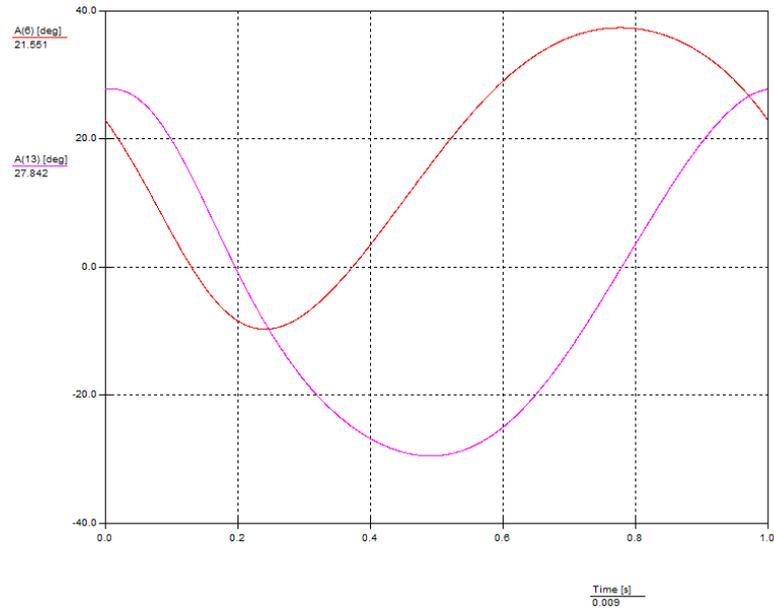


Figura 53: Si riporta l'uscita del meccanismo ovvero gli andamenti angolari nel tempo delle due parti che compongono l'ala, in viola la semi-ala esterna, in rosso la semi-ala interna.

Sono stati passati in rassegna i principali tipi di velivoli ad ali fisse e battenti, in quest'ultimo caso considerando anche quei sistemi amatoriali sviluppati da appassionati di aeromodellismo. La panoramica di cui sopra è il punto di partenza per la realizzazione dello SkyBird.

2.5 Considerazioni circa il confronto tra i consumi elettrici di vari modelli di velivoli ad ala battente

Si premette che occorre trattare con una certa attenzione i dati reperiti, infatti non si può affermare con certezza che corrispondano alle effettive prestazioni del velivolo; in altre parole non è noto se ai minuti di autonomia corrisponda un reale impiego di potenza per ottenere il *flapping* o se siano contemplate fasi di planata.

Quindi si osserva che la configurazione strutturale dei vari modelli può comportare spese energetiche differenti. Infatti la distribuzione delle masse ha un effetto non trascurabile sui carichi inerziali, a parità di frequenza di battito avere delle ali più massive o, riferendosi ad uno schema a masse concentrate, collocare la stessa massa ad un raggio maggiore, può condurre a risultati differenti.

Da un punto di vista aerodinamico bisogna considerare la velocità di crociera dei singoli modelli, infatti a velocità più elevate corrispondono anche consumi più elevati. Può fare la differenza, inoltre, movimentare un'ala articolata (che nella fase di risalita si piega dimezzando la superficie) rispetto ad una "rigida"; questo può spiegare il basso consumo di Festo che, per altro, abbina a ciò un peso estremamente ridotto.

Dai dati in tab.10 appare chiaramente l'importanza di poter alternare il volo planato a quello battuto, per ridurre la richiesta di potenza, tuttavia è difficile arrivare ad una conclusione data la mancanza di dati specifici.

In tab.10 si riportano i dati relativi al modello "SlowHawk 2" e "SlowHawk XXL"; non è stato ritenuto opportuno citarli precedentemente in quanto rappresentano la base progettuale del modello "Buteo F4" e delle sue varianti.

Tabella 10: Dati a confronto dei vari modelli studiati.

<i>Modello</i>	<i>Truefly 1</i>	<i>Truefly 2</i>	<i>Cybird</i>	<i>XXL SlowHawk</i>	<i>SLOWHAWK 2</i>	<i>Festo</i>
<i>Apertura alare (m)</i>	1,66	1,24	0,725	2,4	1,22	2
<i>Lunghezza (m)</i>	-	-	0,375	1,48	0,75	1,07
<i>Peso W (kg)</i>	1,4	0,44	0,225	2,32	0,44	0,45
<i>Batterie (n° - mAh)</i>	10-500	8-350	1- 700/910	3S- 3200	2S-1500	2S-450
<i>Autonomia (')</i>	3	5.5	8-10/12- 15	8'	15-20'	9'
<i>Consumo (W)</i>	370	113	17	266	44	23
<i>Consumo specifico(W/Kg)</i>	265	260	75	115	100	51

(*) i dati in grassetto sono stime calcolate

Per il calcolo dei consumi è stata utilizzata la seguente relazione:

$$C=3,7 \times 60 \times N_B \times A_H / A$$

Dove: C è la potenza in W, N_B il numero batterie, A_H la capacità singola batteria in Ah, A l'autonomia in ', 3,7 la tensione della singola cella al Litio.

2.6 Specifiche Selex Galileo MUAS

Le caratteristiche salienti del velivolo sono state definite, in prima analisi, sulla base dei dati raccolti da Pennycuik [1] su più di 200 specie di uccelli; questo lavoro presenta diverse grandezze, quali l'apertura alare, la superficie alare, la frequenza di battito, la minima potenza meccanica, ecc. in relazione alla massa corporea dei volatili. Si riportano a titolo di esempio alcuni diagrammi a cui si è fatto riferimento (figg.55-56).

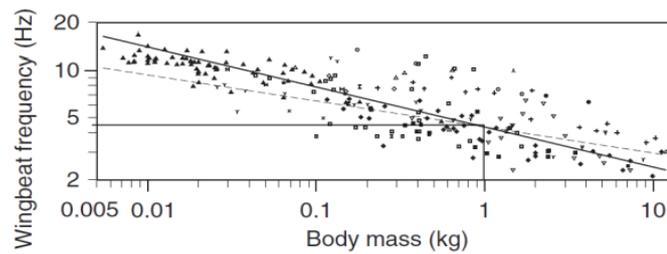


Figura 54: Frequenza di battito in funzione della massa corporea.

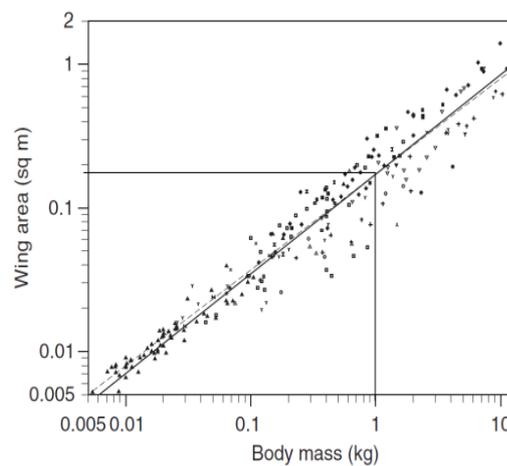


Figura 55: Superficie alare in funzione della massa corporea.

Immaginando di essere altrettanto bravi della Natura nel progettare, costruire ed ottimizzare lo Skybird, è sembrato ragionevole, per una massa totale dell'ordine di 1 kg, impiegare i seguenti parametri:

Apertura alare B: 1.2 m

Superficie alare S:	0.18 m ² (cioè una corda media di c = 15 cm, e un rapporto di AR – aspect ratio – pari a B/c = 8)
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 10 ⁵ (circa)

La fornitura, pertanto, consiste nel progetto aerodinamico, cinematico e geometrico di un velivolo ad ala battente con le caratteristiche in tab.11.

Tabella 11: Specifiche “Selex”.

<i>Decollo</i>	<i>manuale (velocità di lancio 5m/s)</i>
<i>Velocità massima</i>	<i>> 15m/s</i>
<i>Autonomia</i>	<i>30 min a sl</i>
<i>Quota di operazione</i>	<i>0 - 3000m</i>
<i>Peso imbarcabile</i>	<i>340g</i>
<i>Avionica</i>	<i>120g</i> <i>esclusi gli organi di movimentazione delle ali e della coda</i>
<i>Payload</i>	<i>50g</i>
<i>Batterie LiPo</i>	<i>170g</i>
<i>Energia disponibile</i>	<i>30Wh</i>

2.7 Simulazione fluidodinamica del battito

Come anticipato, il valore di primo tentativo dell’apertura e della superficie alare sono state fissate in funzione del peso stimato del velivolo, sulla base dei dati raccolti da Pennycuick. Quindi sono state svolte numerose simulazioni fluidodinamiche per definire la geometria delle ali e della fusoliera. I risultati dello studio preliminare hanno portato a definire la geometria riportata in fig.57 ed identificata come “ala sufficiente”; inoltre l’ala scelta per lo *Skybird* ha una forma tale da massimizzare la portanza nella semi-ala interna ed incrementare la spinta generata dal movimento di *flapping* dell’ala nella semi-ala esterna.

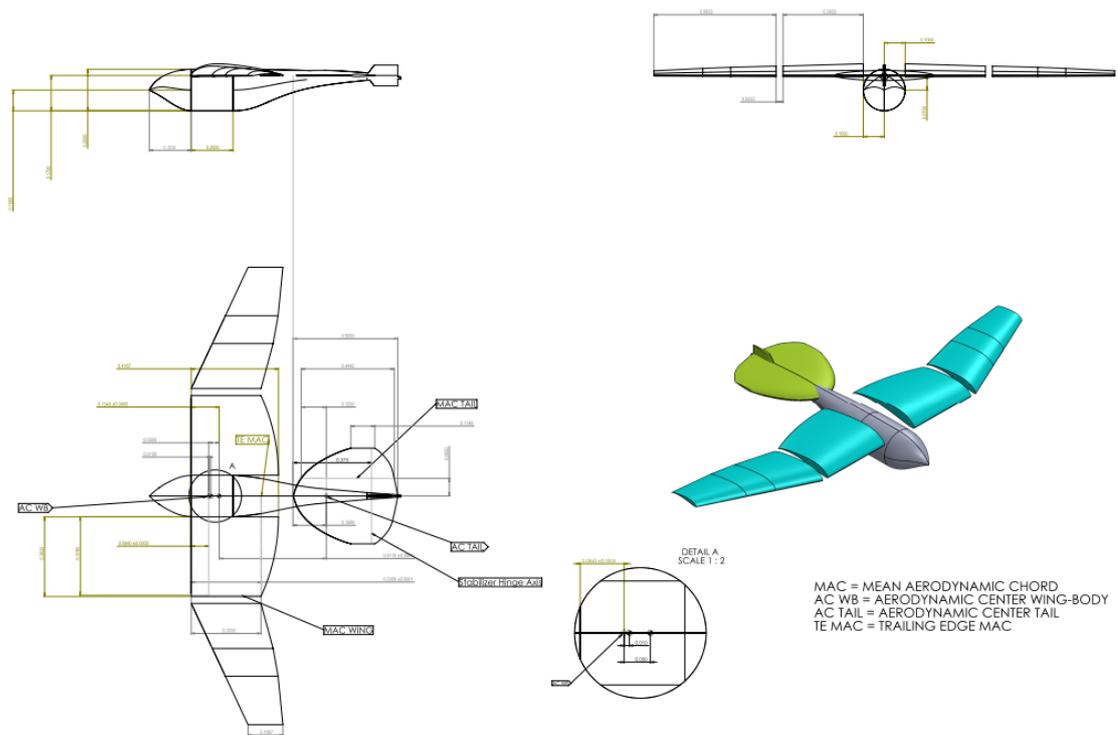


Figura 56: Disegno della geometria dell'intero Skybird.

L'ala che garantisce portanza sufficiente è non svergolata, con pianta un po' più larga in prossimità della fusoliera, per assicurare un aumento della portanza; la corda alla radice dell'ala è $c = 0.417 \text{ m}$ e l'apertura è pari a $b/2 = 1 \text{ m}$, si è stabilito che il 40% dell'apertura alare costituisca la parte interna dell'ala ($b_{\text{semi-ala interna}}$) ed il 60% la rimanente parte ($b_{\text{semi-ala esterna}}$).

Per realizzare un battito articolato, si prevede che la semi-ala interna si muova secondo una legge angolare sinusoidale e che la semi-ala esterna presenti una velocità angolare relativa; nel seguito si indicano le relazioni utilizzate per studiarne il comportamento, in cui i parametri principali che caratterizzano il battito sono: la pulsazione ($\omega = 18,85 \text{ rad/s}$), la corsa angolare della semi-ala interna ($\alpha_1 = 60^\circ$ costante), la corsa angolare tra le due semi-ali (α_2), la velocità angolare della seconda semi-ala (ω_2) e la durata della corsa di *upstroke* sul periodo (S). Le equazioni (1) e (2) esprimono la posizione angolare delle due semi-ali nel tempo, si ricordi che la rotazione totale della semi-ala esterna è data dalla relazione (3). La costante nella relazione (2) serve ad allineare le due semi-ali in posizione orizzontale al tempo $t = 0$ del *downstroke*.

$$\alpha_1 = A \sin(\omega t) \quad (1)$$

$$\alpha_2 = \frac{-\alpha_1 \sqrt{\frac{\pi}{2}} \operatorname{Erf}(\sqrt{2B} \cos(\omega t))}{2\sqrt{B}c} + \cos t. \quad (2)$$

$$\alpha_{totale} = \alpha_1 + \alpha_2 \quad (3)$$

dove si definisce la funzione errore come: $\operatorname{Erf}(z) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^z e^{-t^2} dt$

Le equazioni (4) e (5) esprimono la velocità angolare delle due semi-ali nel tempo, anche in questo caso la velocità totale della semi-ala esterna è la somma delle ω parziali (6).

$$\omega_1 = A \omega \cos(\omega t) \quad (4)$$

$$\omega_2 = \frac{\alpha_2 \omega \sin(\omega t) e^{(B \sin(2\omega t - \frac{\pi}{2}) - B)}}{c} \quad (5)$$

$$\omega_{totale} = \omega_1 + \omega_2 \quad (6)$$

Al fine di definire la legge ottimale del moto dell'ala, sono state svolte simulazioni fluidodinamiche per varie configurazioni. In primo luogo si è studiata l'influenza di α_2 , tuttavia i risultati non sono significativi se non si tiene conto della posizione relativa dei membri durante il battito. Quest'ultima dipende da ω_2 ; infatti mantenendo le due semi-ali allineate durante il *downstroke*, si impone una rotazione istantanea delle stesse una volta raggiunta una posizione estrema della corsa (sia durante il *downstroke* che l'*upstroke*), generando così sollecitazioni inaccettabili per la resistenza strutturale delle ali. Pertanto è occorso modificare l'andamento di ω_2 variando i parametri B e C, alcuni casi sono riportati in tab.12.

Tabella 12: Simulazioni al varie di α_2 e ω_2 , i colori corrispondono a quelli dei grafici di fig.2

CASO	α_1	α_2	B	C
NF1	60	40	4.0	0.6266
NF2	60	50	4.0	0.6266
NF3	60	60	4.0	0.6266
NF4	30	50	1.0	1.1963

In fig. 58 è possibile apprezzare l'effetto di B e C sulla variazione della velocità angolare a parità di α_2 ; agendo su tali coefficienti il picco viene fortemente ridotto. Si evidenzia che allo stesso modo, a parità di ω_2 , una variazione di α_2 innalza i valori medi di portanza, resistenza e forza laterale; tuttavia sopra i 60° si generano comunque dei picchi di forza inaccettabili, la conclusione è che la configurazione migliore è NF4.

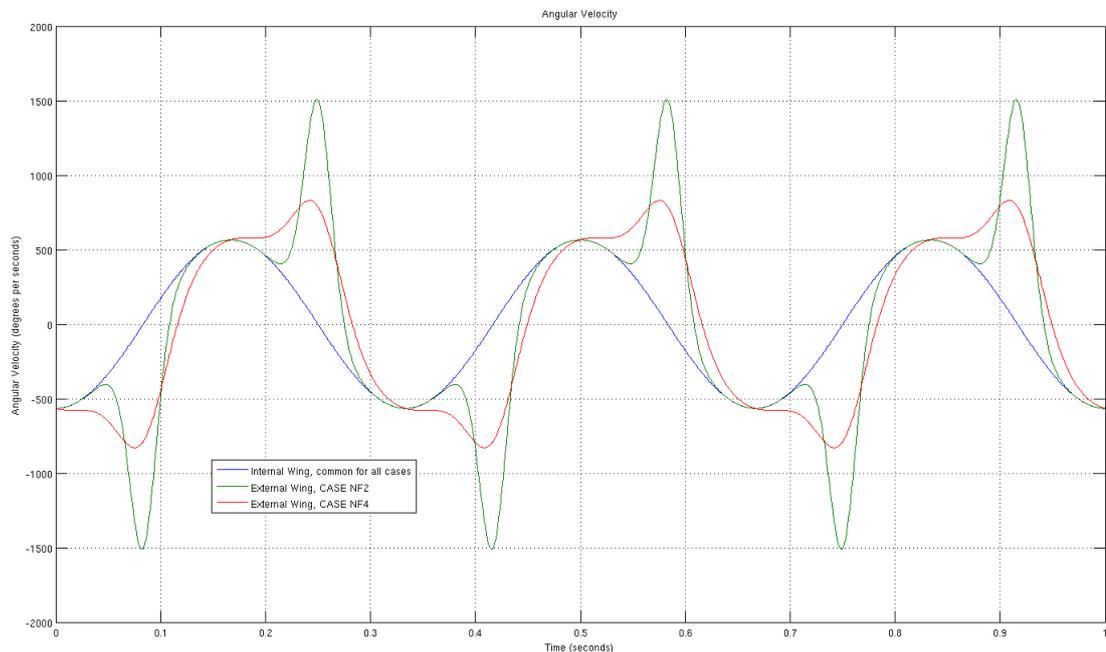


Figura 57: Andamento velocità angolare della semi-ala esterna al variare di B e C, a parità di α_2

In tab. 13 si riportano i risultati di alcune simulazioni condotte al variare di S per un'ala rigida. Incrementando la durata dell'*upstroke* si deforma la sinusoide descritta dal caso NFASY1; come è possibile vedere in fig.59-62, si innalzano i valori medi ed istantanei di portanza, resistenza/spinta e forza laterale (figg.60-62), tuttavia per $S = 0.7$, valore per il quale si ha il massimo incremento delle forze, si generano dei picchi tali da compromettere l'integrità strutturale e la stabilità dello

Skybird. Sono state utilizzate le seguenti formule per esplicitare la dipendenza S della corsa della semi-ala interna, relativamente alla semi-corsa di *upstroke* e *downstroke* (φ è la fase):

$$\alpha_{upstroke} = A \sin\left(\frac{\omega t}{2S} - \varphi_{fase}\right)$$

$$\alpha_{downstroke} = A \sin\left(\frac{\omega t}{2(1-S)} - \varphi_{fase}\right)$$

Tabella 13: Simulazioni al variare di S , i colori corrispondono a quelli dei grafici di fig.3

CASO	α_1	S	$1 - S$
NFASY1	60	0.5	0.5
NFASY2	60	0.6	0.4
NFASY3	60	0.7	0.3

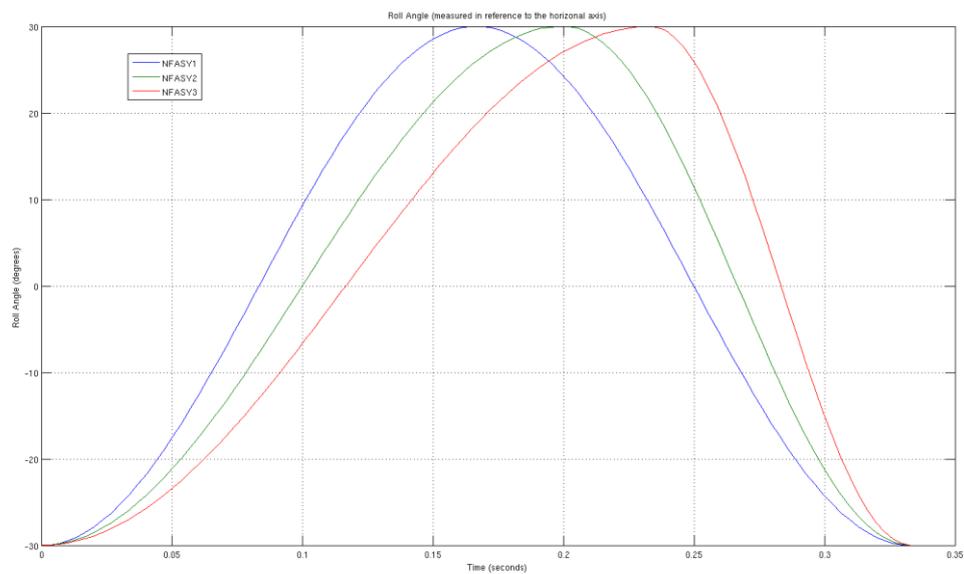


Figura 58: Andamento nel tempo dell'angolo di rollio della semi-ala interna al variare del parametro S .

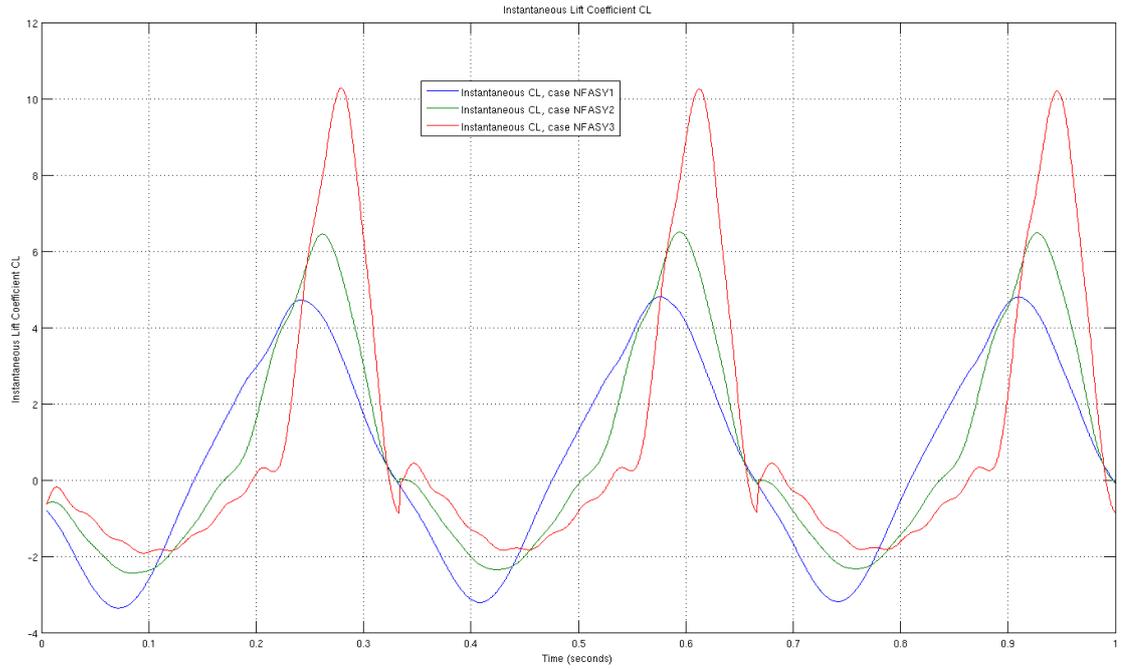


Figura 59: Andamento nel tempo del coefficiente di portanza al variare del parametro S.

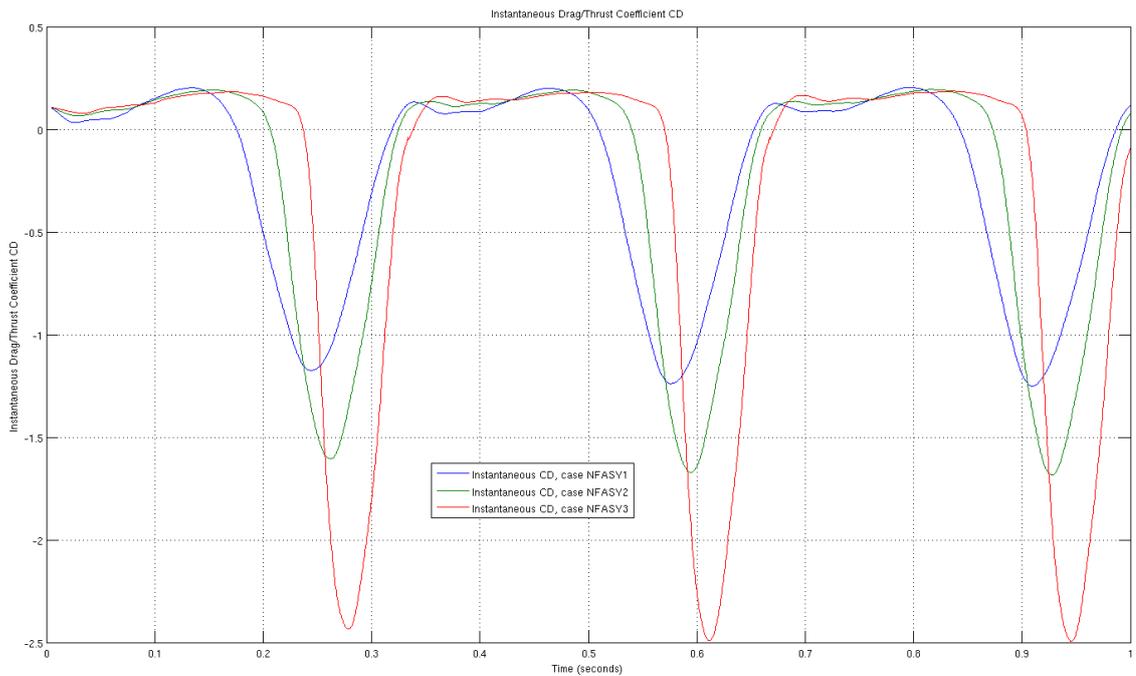


Figura 60: Andamento nel tempo del coefficiente di resistenza al variare del parametro S.

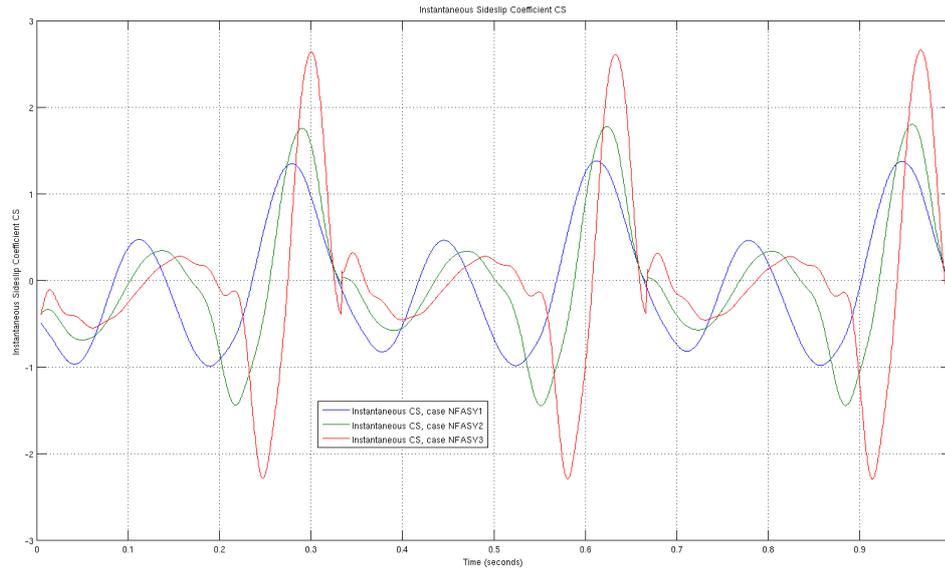


Figura 61: Andamento nel tempo della forza laterale, al variare del parametro S.

In conclusione si ritiene che i valori più adeguati per descrivere la legge oraria del battito siano quelli riportati in tab.14 [15].

Tabella 14: Caratteristiche della legge del moto da riprodurre con il cinematicismo

Corsa angolare semi-ala interna (α_1)	60°
Durata della corsa di <i>upstroke</i> (S)	$0.65 T_{\text{ciclo}}$
Angolo relativo tra le due semi-ali (α_2)	$45^\circ \leq \alpha_2 \leq 50^\circ$

2.8 Conclusioni: cinematica proposta

Tra le varie configurazioni studiate, l'unica veramente interessante, che permetta di realizzare un battito articolato è quella utilizzata da Festo. Si è scelto dunque di utilizzare una catena cinematica composta da due quadrilateri articolati posti in “serie” tra loro, in cui la biella del primo quadrilatero rappresenta l'ingresso del secondo. Ciascuna ala è articolata in due parti in moto relativo tra loro, a cui nel seguito si farà riferimento utilizzando convenzionalmente i termini “semi-ala interna” per indicarne la parte più vicina alla fusoliera e “semi-ala esterna” per la

porzione che comprende il *tip* finale (la cui ottimizzazione aerodinamica è stato oggetto di uno studio separato). La semi-ala interna è costituita dal “bilanciere” del primo quadrilatero e la semi-ala esterna dal “bilanciere” del secondo quadrilatero.

Tutti i corpi del meccanismo si muovono su un piano, quindi hanno 3 gradi di libertà ciascuno. Si assume di utilizzare coppie rotoidali nei perni, che lasciano un grado di libertà di rotazione e quindi nel piano ne tolgono due. Se un meccanismo ha m corpi in movimento (oltre al telaio fisso), c_1 coppie inferiori (rotoidali o prismatiche) e c_2 coppie che tolgono un grado di libertà, il numero di gradi di libertà del meccanismo è dato dall’equazione di mobilità:

$$n = 3 m - 2 c_1 - c_2$$

Per il meccanismo oggetto di studio si hanno:

$$m = 5$$

$$c_1 = 7$$

$$c_2 = 0$$

il risultato è $n = 1$, ovvero la catena cinematica presenta un solo grado di libertà. Pertanto considerando un’opportuna legge di ingresso sulla manovella del primo quadrilatero il sistema è cinematicamente determinato.

Sebbene l’informazione sia estremamente ridotta rispetto a quella necessaria per definire completamente tutte le parti, essa si rivela sufficiente per analizzare il movimento del meccanismo, nonché per determinare una parte considerevole delle forze in gioco.

Per il dimensionamento preliminare si sono individuate le lunghezze del primo quadrilatero (convenzionalmente per la nomenclatura si fa riferimento alla fig.63 dove il corpo 1 è il telaio), che influenzano maggiormente i parametri di interesse:

$$\alpha_1 = f(l_2, l_4)$$

$$\alpha_2 = f(l_2, l_3)$$

Quindi si è provveduto, fissando l_1 ed l_2 ad individuare iterativamente i valori degli altri membri in modo da avvicinare i valori degli angoli α_1 ed α_2 ai valori voluti.

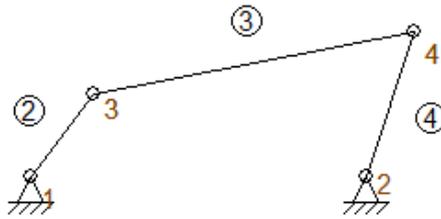


Figura 62: Quadrilatero articolato.

Si è resa quindi necessaria un'ottimizzazione delle lunghezze del meccanismo affinché riproducesse con il minimo errore la legge del moto ottenuta tramite le simulazioni fluidodinamiche.

Per quanto riguarda i materiali da impiegare per la realizzazione dello *Skybird* occorre prevedere l'impiego di materiali performanti ed al tempo stesso leggeri; come si è visto in precedenza occorre progettare una struttura che resista alle sollecitazioni ed una fusoliera che rivesta il solo ruolo di conferire le corrette proprietà aerodinamiche al velivolo. In quest'ottica si può pensare di utilizzare per la struttura e soprattutto per il meccanismo, alluminio o in alternativa materiali compositi, ad esempio la fibra di carbonio, e per il "guscio" puntare su materie plastiche come il polipropilene espanso, eventualmente rinforzato ed irrigidito dalla fibra di vetro, pratica impiegata di frequente dagli aeromodellisti.

Fin da ora appare evidente la necessità di predisporre un sistema ausiliario che consenta di alternare al volo battuto fasi di planata per limitare il consumo della batteria e quindi ottenere tempi di volo congruenti con le specifiche Selex Galileo MUAS. Si è indagata la possibilità di realizzare tale sistema in maniera puramente meccanica tramite arpionismi o corpi flessibili sensibili alla forza centrifuga abbinati a meccanismi irreversibili; tuttavia la soluzione più semplice ed economica in termini energetici e ponderali sembra essere l'utilizzo di servocomandi on-off che fermino il sistema nella posizione voluta, disinserendo il motore dalla trasmissione.

2.9 Bibliografia

- [1] C.J. Pennycuick, *Modelling the Flying Bird*, Elsevier, 2008
- [2] H. Tennekes, *The Simple Science of Flight. From Insects to Jumbo Jets. Revised and Expanded Edition*, MIT Press, 2009.
- [3] <http://www.delfly.nl/>
- [4] http://www.ornithopter-pilot.com/Ornithopter_Researchers_Forum.html,
- [5] <http://www.greenx.nl/>
- [6] http://www.ornithopter.net/index_e.html
- [7] <http://truefly.chez.com>
- [8] <http://www.pros3.it/?q=content/uav-evolution>
- [9] <http://www.youtube.com/watch?v=fMhI98vBYmw>
- [10] <http://www.youtube.com/watch?v=-gkx7czFwng&NR=1>
- [11] <http://www.rctoysuk.com/arf-mechanical-rc-flying-bird-cybird-st0001-23.html>
- [12] http://www.youtube.com/watch?v=Fg_JcKSHUtQ
- [13] <http://homepage2.nifty.com/smark/FalconF5E.htm>
- [14] <http://www.oracover.it/>
- [15] J. Guerrero, Skybird Preliminary Design, *Relazione Tecnica 4-2012/Selex Galileo MUAS*, 30 Aprile 2012.

3. Ottimizzazione della cinematica

Nei capitoli precedenti è stata ricercata la legge cinematica ottima dal punto di vista fluidodinamico e si è individuato un meccanismo la cui uscita approssimi una legge angolare sinusoidale. Si sono quindi dimensionati i membri del cinematismo sulla base di considerazioni geometriche, che ne garantissero il funzionamento, con riferimento agli ingombri massimi stabiliti. Nel presente capitolo si presentano i risultati dell'ottimizzazione eseguita sulle lunghezze dei corpi del meccanismo affinché ricalchi con il minimo errore la legge desunta dalle simulazioni fluidodinamiche.

3.1 Descrizione del modello matematico

L'ottimizzazione numerica è stata effettuata con il software LMS Virtual-lab[®] ed è stata verificata con Matlab[®]. A tal scopo è stato realizzato un modello parametrico che rappresentasse unicamente le lunghezze dei membri ed i vincoli imposti dalle coppie cinematiche, vedi fig.1. Grazie alla simmetria è stato possibile studiare solo metà del cinematismo complessivo, ovvero una sola delle due ali. In figura 1 sono individuate le varie parti del meccanismo: 1 telaio (bianco), 2 manovella, 3 biella, 4 bilanciere, 5 biella-seconda, 6 longherone. Nel meccanismo sono individuabili due diversi quadrilateri articolati dalla cui sovrapposizione viene generato il battito; il primo (1-2-3-4) riceve il moto dal motore e costituisce la semi-ala interna, mentre il secondo (3-4-5-6) permette il moto relativo delle due semi-ali; in particolare un membro del secondo quadrilatero (6 biella-seconda) costituisce la semi-ala esterna. Essendo indipendenti le variabili di ciascuna semi-ala il problema risulta totalmente disaccoppiato, quindi si è potuta effettuare una sovrapposizione degli effetti, realizzando l'ottimizzazione in due fasi, separatamente per ciascun quadrilatero. Premesso che la trasmissione del moto al cinematismo avverrà tramite la manovella (2), gli angoli di movimentazione delle ali sono quelli compresi tra i corpi 4-1 ($\Delta\theta_4$) e 4-6 (α_2).

Tramite le simulazioni fluidodinamiche, viste nel capitolo precedente, si sono individuati i valori ottimali dei vari parametri che definiscono il battito (corsa angolare semi-ala interna, corsa angolare tra le due semi-ali, durata dell'*upstroke*), questi rappresentano l'obiettivo della ricerca del presente capitolo. Sono state scritte le equazioni caratteristiche dei quadrilateri articolati che

esprimono tali grandezze e sono state tradotte in funzioni obiettivo. Nel seguito vengono indicate per ciascuna semi-ala le variabili, le condizioni imposte e le rispettive funzioni obiettivo.

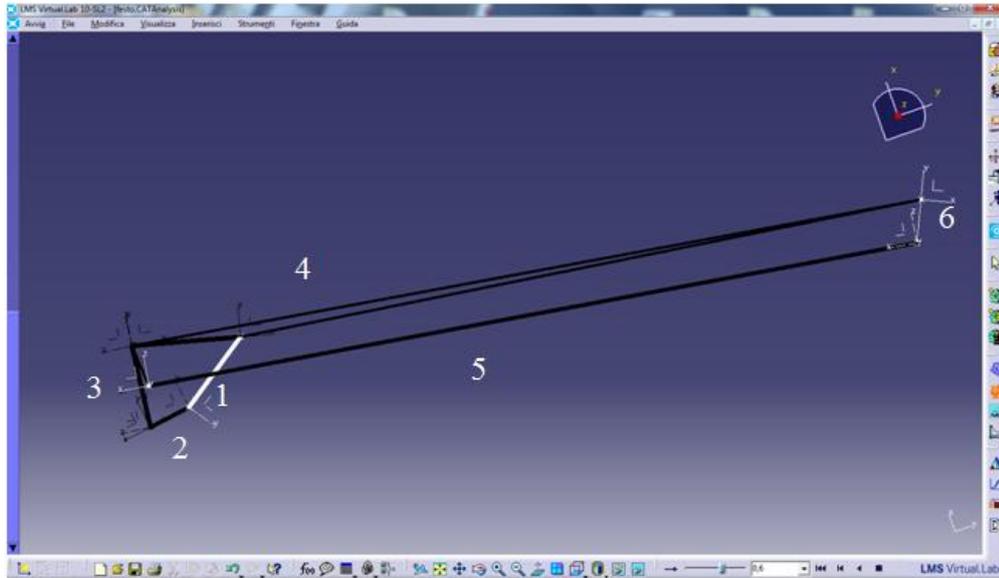


Figura 1: Modello parametrico del cinematismo completo.

Semi-ala interna: le condizioni da imporre in questa parte del cinematismo sono:

- Corsa angolare della semi-ala pari a 60° ($\alpha_1 = \Delta\theta_4$)
- Durata della corsa di *upstroke* $S = 0.65 T_{\text{ciclo}}$

Come variabili libere del problema potrebbero essere scelte le lunghezze dei quattro membri, tuttavia si è scelto di fissare la lunghezza del telaio (l_1) in modo da contenere le dimensioni del meccanismo. Idealmente, infatti, imponendo due condizioni sugli angoli del quadrilatero si andrebbe ad identificare non una singola configurazione ma una famiglia di quadrilateri simili. Fissare la lunghezza del telaio equivale ad aggiungere una condizione sulla dimensione del quadrilatero, per cui si assume l_1 come parametro di scala del cinematismo. In fig.2 viene riportato per maggiore chiarezza il nome assegnato ad ogni membro; convenzionalmente si assume θ_2 l'angolo compreso tra l_2 ed il telaio (l_1) e θ_4 l'angolo compreso tra l_4 ed il telaio (l_1).

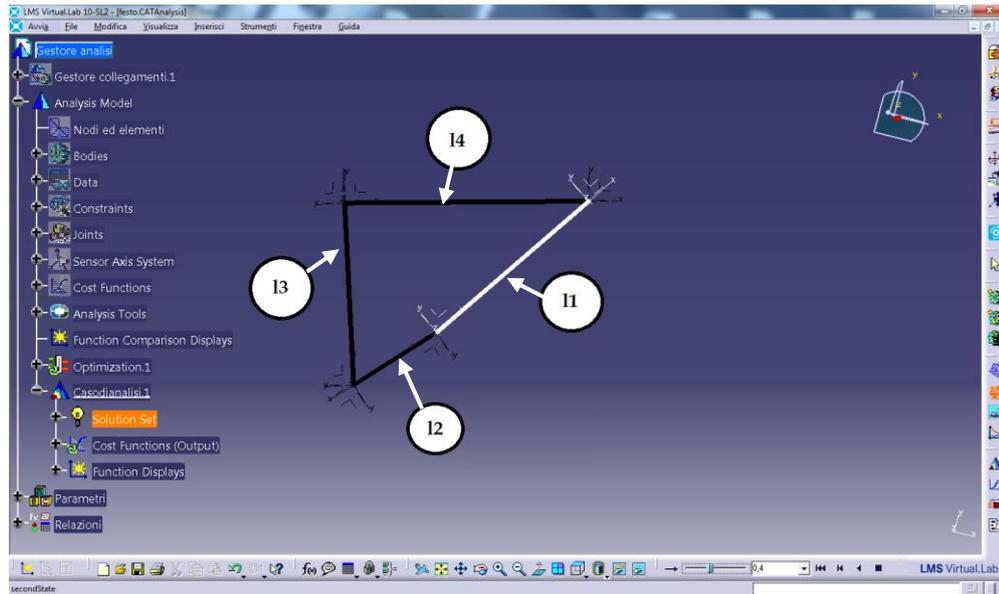


Figura 2: Modello parametrico della semi-ala interna.

Per soddisfare le condizioni imposte, sono state fatte delle osservazioni di carattere geometrico; in particolare si è esplicitata la dipendenza dell'angolo di uscita del quadrilatero (θ_4) dalle lunghezze delle aste, individuando le due posizioni estreme della corsa (θ'_4, θ''_4) come intersezione tra due circonferenze. Da cui si deduce che:

$$\Delta\theta_4 = \theta'_4 - \theta''_4$$

Esplicitando la dipendenza di θ'_4, θ''_4 dalle lunghezze dei membri del meccanismo si ottiene l'espressione di $\Delta\theta_4$, dove θ'_4 rappresenta il punto di intersezione tra le circonferenze di raggio l_4 e l_2+l_3 e θ''_4 rispettivamente tra quelle di raggio l_4 e l_2-l_3 .

$$\Delta\theta_4 = (\arccos((+l_4^2 - (l_3+l_2)^2 + l_1^2)/(2 l_1 l_4)) - \arccos((+l_4^2 - (l_3-l_2)^2 + l_1^2)/(2 l_1 l_4))) 360 / 2 \pi.$$

Si è identificata come prima equazione per l'ottimizzazione:

$$(\Delta\theta_4 - 60^\circ)^2 = \varepsilon_1 \quad (7)$$

Similmente si è proceduto per l'equazione che esprime $\Delta\theta_2$, ovvero individua l'angolo tra le posizioni della manovella che corrispondono agli estremi θ'_4 e θ''_4 .

$$\Delta\theta_2 = (\arccos((-l_4^2 + (l_3+l_2)^2 + l_1^2)/(2 l_1 l_4)) - \arccos((-l_4^2 + (l_3-l_2)^2 + l_1^2)/(2 l_1 l_4))) 360 / 2 \pi + 180.$$

Volendo ottenere velocità angolari differenti in *up&downstroke* si è imposto che le posizioni estreme del bilanciere corrispondessero a due posizioni di manovella tra loro sfasate di 234° , che equivale ad avere una corsa di risalita pari al 65% del ciclo e viceversa una discesa più rapida. Si ha quindi come seconda equazione obiettivo:

$$(\Delta\theta_2 - 234^\circ)^2 = \varepsilon_2 \quad (8)$$

Sulla base di queste due funzioni obiettivo (1,2), dopo aver studiato la sensibilità ai vari parametri, è stata svolta un'ottimizzazione multi-obiettivo per ricercare la condizione:

$$\varepsilon_1 + \varepsilon_2 \rightarrow 0$$

Semi-ala esterna: la terza e ultima condizione viene imposta sull'angolo relativo tra le due semi-ali, $45^\circ \leq \alpha_2 \leq 50^\circ$.

Le variabili in gioco sono: l_5 , l_6 e la posizione, in coordinate polari (r e θ), della terza coppia cinematica appartenente alla biella del primo quadrilatero (vedi figg. 3-4). Si sarebbe dovuto tenere conto anche del lato l_7 , tuttavia la sua lunghezza è fissata in quanto è la somma della proiezione di l_4 e dell'apertura alare della semi-ala interna (400mm).

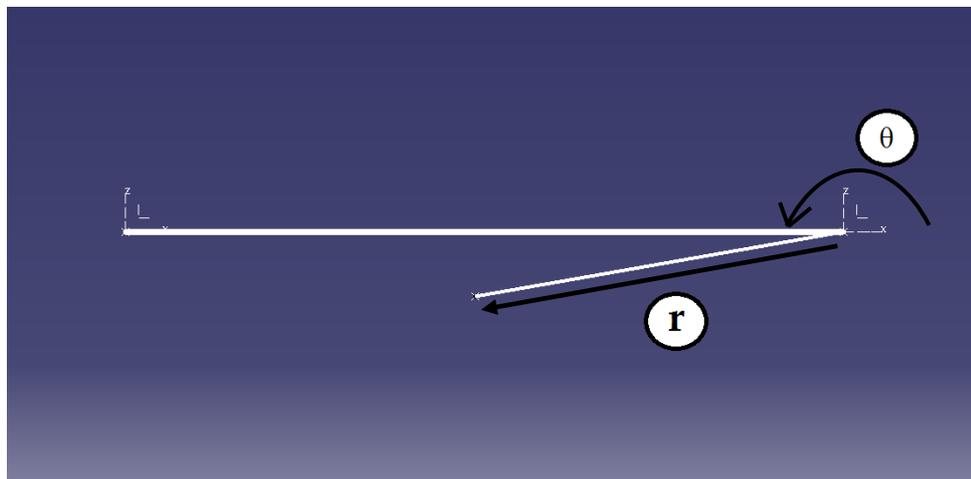


Figura 3: Ingrandimento della biella, si riportano le indicazioni di r e θ .

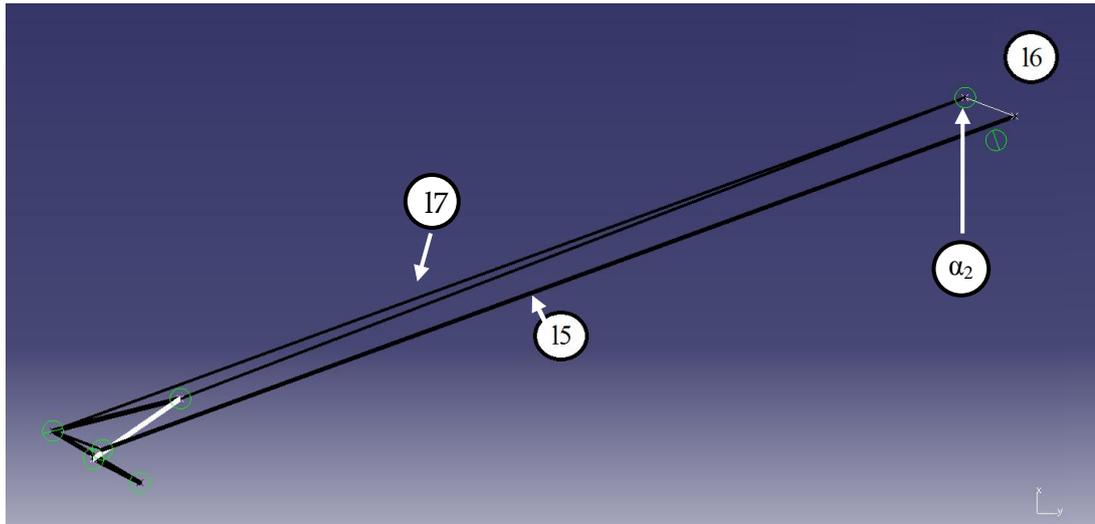


Figura 4: Nomenclatura membri.

Dal punto di vista degli ingombri, dovendo inserire il meccanismo all'interno di un profilo alare, la forma migliore sarebbe stata il parallelogramma, in quanto le aste si mantengono parallele a due a due per tutta la corsa; tuttavia quando si realizza un parallelogramma, l'angolo relativo è fissato e scalando le sue dimensioni non si riesce ad intervenire attivamente sulla funzione obiettivo (vedi figg. 5-6).

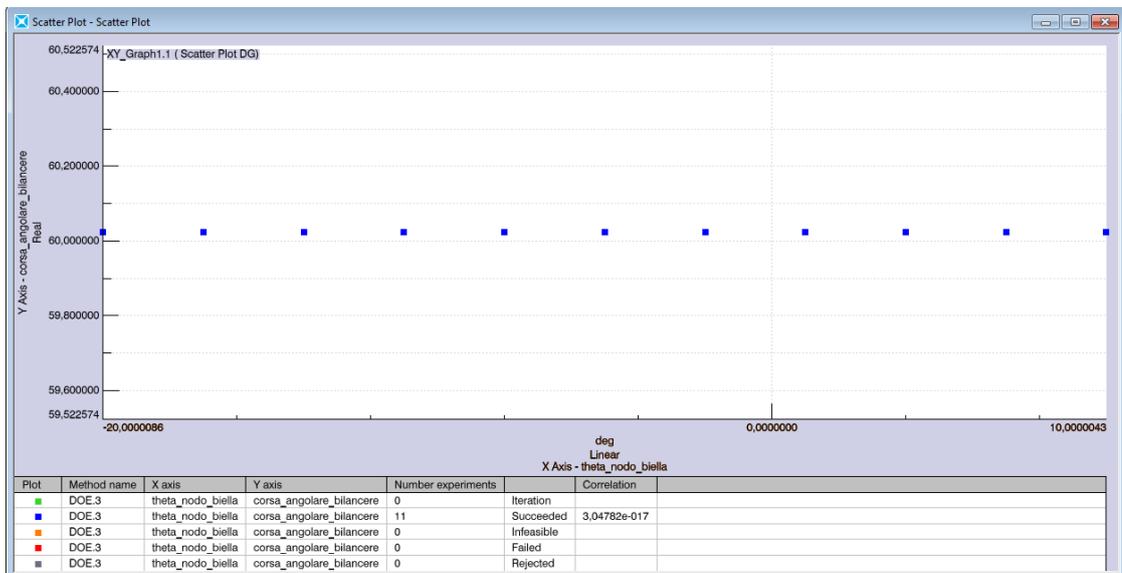


Figura 5: Andamento della terza funzione obiettivo al variare della posizione angolare per il parallelogramma.

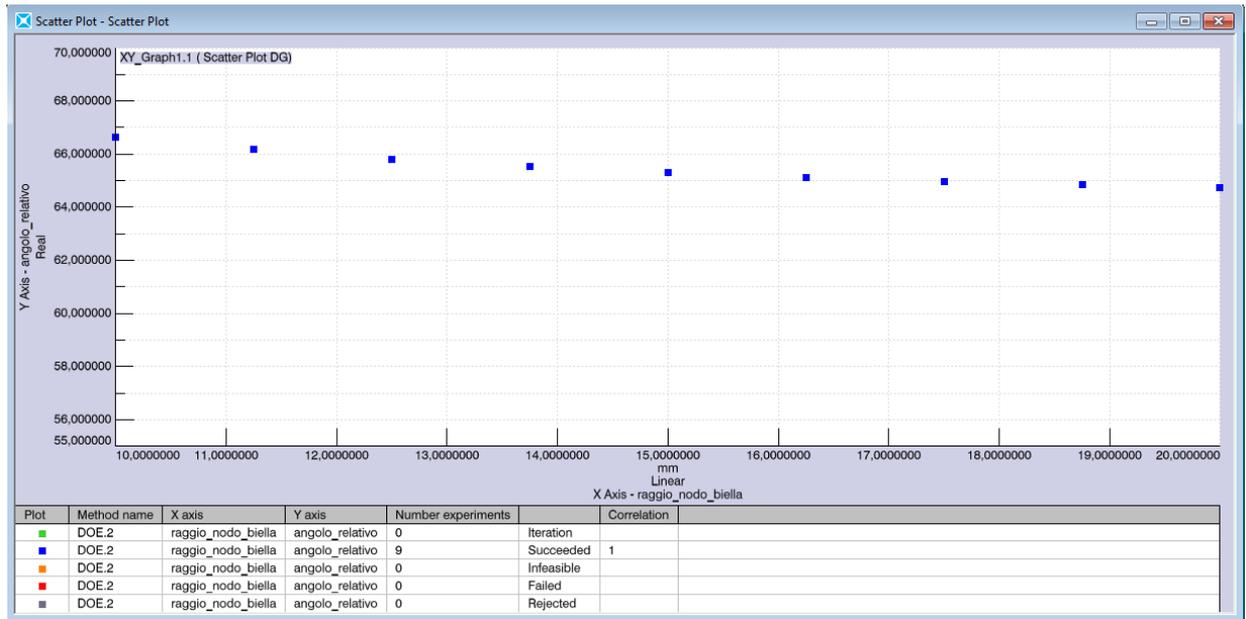


Figura 6: Andamento della terza funzione obiettivo al variare della lunghezza del raggio per il parallelogramma.

Se invece si utilizza un quadrilatero articolato i parametri r e θ hanno una certa influenza sulla funzione obiettivo, quindi si è deciso di utilizzare quest'ultimo, tenendo come variabili libere r , θ ed l_5 . Le rimanenti lunghezze sono state scelte in modo tale da contenere il più possibile gli ingombri. l_7 e l_6 sono stati definiti come segue:

$$l_7 = l_4 \cos \alpha + "b_{\text{semi-ala interna}}"$$

$$l_6 = r.$$

La funzione obiettivo "angolo relativo fra le due semi-ali", è stata definita inserendo dei sensori di velocità sui membri in oggetto (l_4 e l_6) ed integrando sul periodo l'espressione della velocità angolare relativa così ottenuta. Come stabilito nel capitolo precedente, il campo di accettabilità dell'angolo relativo massimo tra le due semi-ali è $45^\circ \leq \alpha_2 \leq 50^\circ$; questo è un risultato di compromesso tra l'esigenza aerodinamica di massimizzare il coefficiente di portanza e le capacità di resistenza strutturale dei componenti reali.

3.2 Analisi di sensibilità delle funzioni obiettivo

Per le prime due funzioni obiettivo è stata svolta inizialmente un'ottimizzazione multi-obiettivo con i seguenti parametri, al fine di esplorarne il campo di variabilità:

- metodo del gradiente
- 450 punti di calcolo
- Campo di variabilità dei parametri
 - $l_1 = 50.367 \text{ mm}$
 - $18 \leq l_2 \leq 26 \text{ mm}$
 - $46 \leq l_3 \leq 56 \text{ mm}$
 - $50 \leq l_4 \leq 64 \text{ mm}$

I limiti inferiori sono stati definiti ragionando in termini di resistenza strutturale, mentre riguardo gli altri valori numerici la scelta è stata dettata da criteri di minimo ingombro. L'ottimizzazione quindi è coincisa con la ricerca di un minimo vincolato.

Si riporta in fig.7 il diagramma di Pareto che ha rispettivamente in ascisse ed ordinate la prima e la seconda funzione obiettivo. Si può osservare che solo parte dei risultati ottenuti sono soddisfacenti, mentre quelli esterni al rettangolo rosso non sono accettabili poiché il margine di errore è troppo elevato. Si può supporre che esista una certa competizione tra le due funzioni obiettivo in quanto molti valori che ottimizzano la prima generano un grande errore nella seconda, il fenomeno opposto è molto limitato. Di conseguenza i risultati migliori si sono ottenuti attribuendo un peso maggiore alla seconda funzione obiettivo.

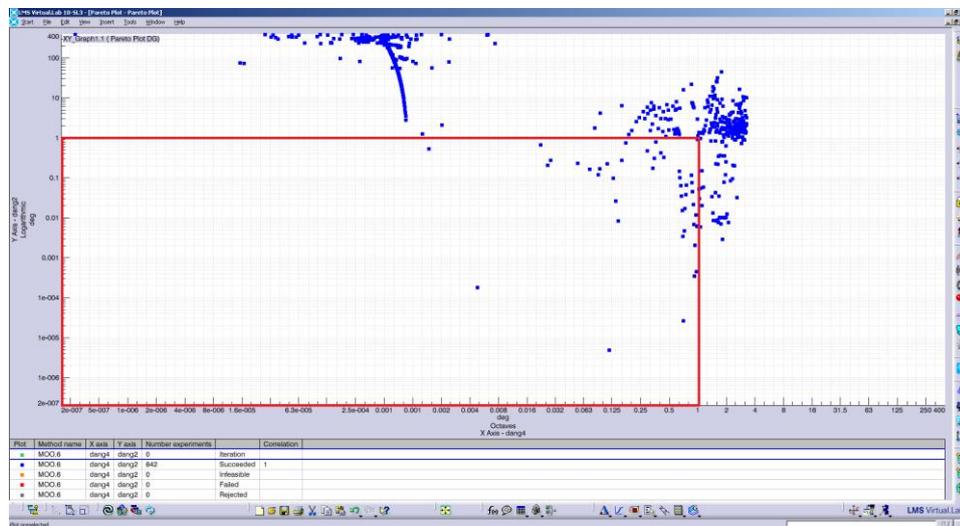


Figura 7: Diagramma di Pareto dei risultati della prima ottimizzazione multi-obiettivo, in ascisse troviamo l'equazione (7) ed in ordinate l'equazione (8), come limite di accettabilità si è scelto l'errore unitario.

Nel seguito viene considerata singolarmente ciascuna variabile al fine di mostrare il legame tra questa e le funzioni obiettivo.

3.2.1. Manovella (l_2)

Lo studio è stato condotto facendo variare la sola lunghezza di manovella (l_2), a parità di ogni altra condizione. Le due funzioni obiettivo, che esprimono l'errore tra il valore atteso e quello effettivamente realizzato dal meccanismo, presentano entrambe un andamento a minimo nel tratto considerato, con un minimo, peraltro abbastanza stabile, tra 24.5 e 25.5 mm, vedi figg.8-9.

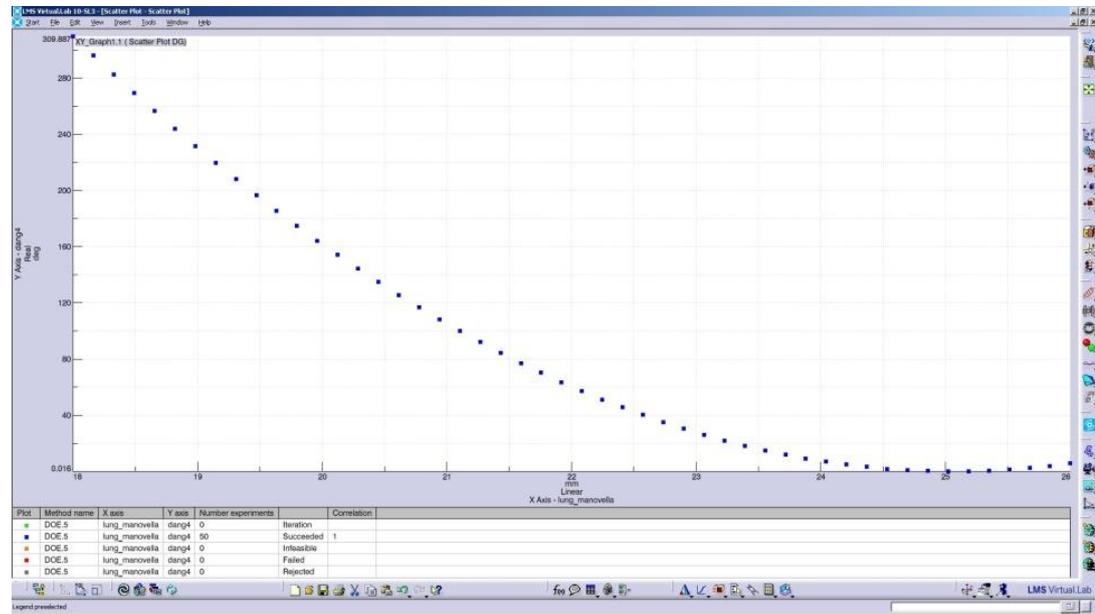


Figura 8: Andamento della prima funzione obiettivo al variare della lunghezza di manovella.

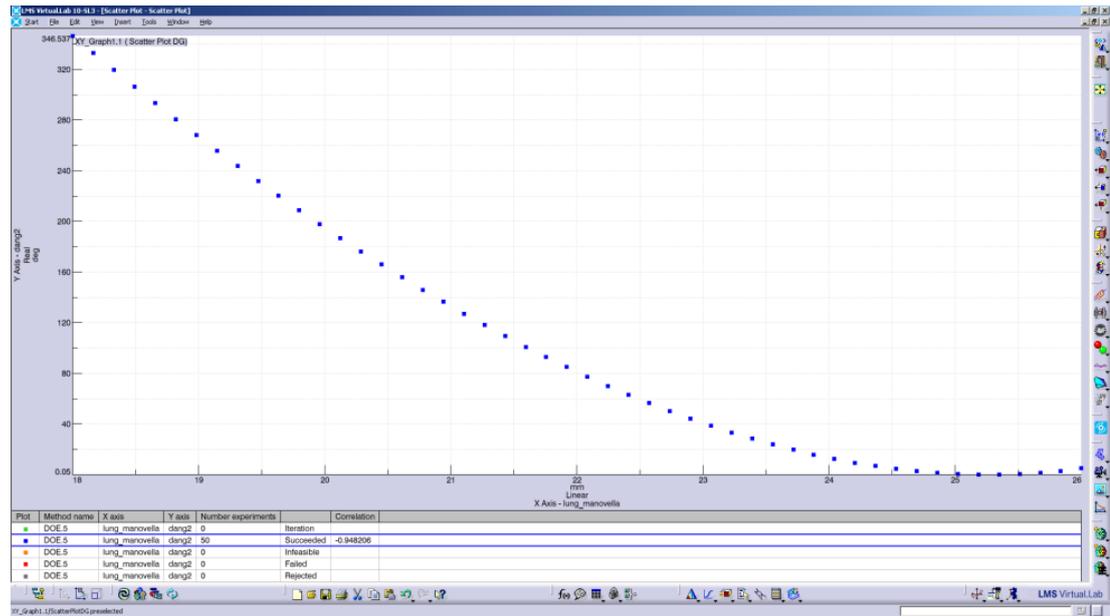


Figura 9: Andamento della seconda funzione obiettivo al variare della lunghezza di manovella.

3.2.2. Biella (I_3)

Valgono le stesse modalità di analisi riportate in precedenza; anche in questo caso le due funzioni obiettivo presentano un andamento simile, con il minimo attorno a valori leggermente discosti l'uno dall'altro, vedi figg. 10 e 11. Se la prima infatti ha il minimo a 50 mm, la seconda assume i valori ottimali attorno a 48.5 mm. È da notare che la prima funzione obiettivo per valori inferiori a 50 mm presenta valori comunque contenuti, con errore quadratico inferiore a 0.25, per cui in fase di scelta dei parametri ottimali si è preferito dare un peso maggiore al minimo della seconda funzione obiettivo.

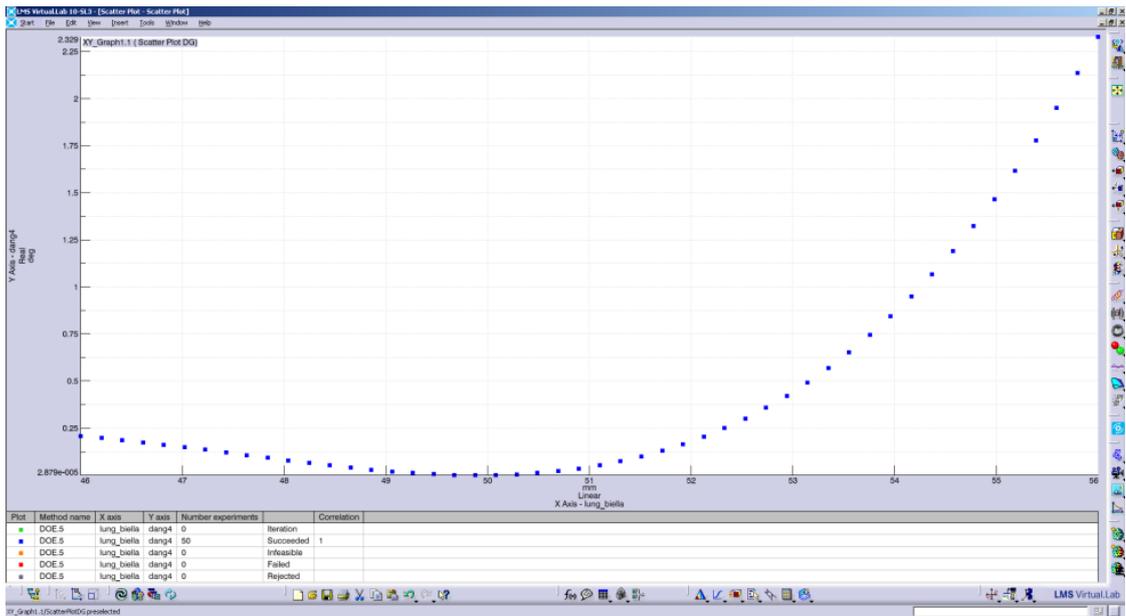


Figura 10: Andamento della prima funzione obiettivo al variare della lunghezza di biella.

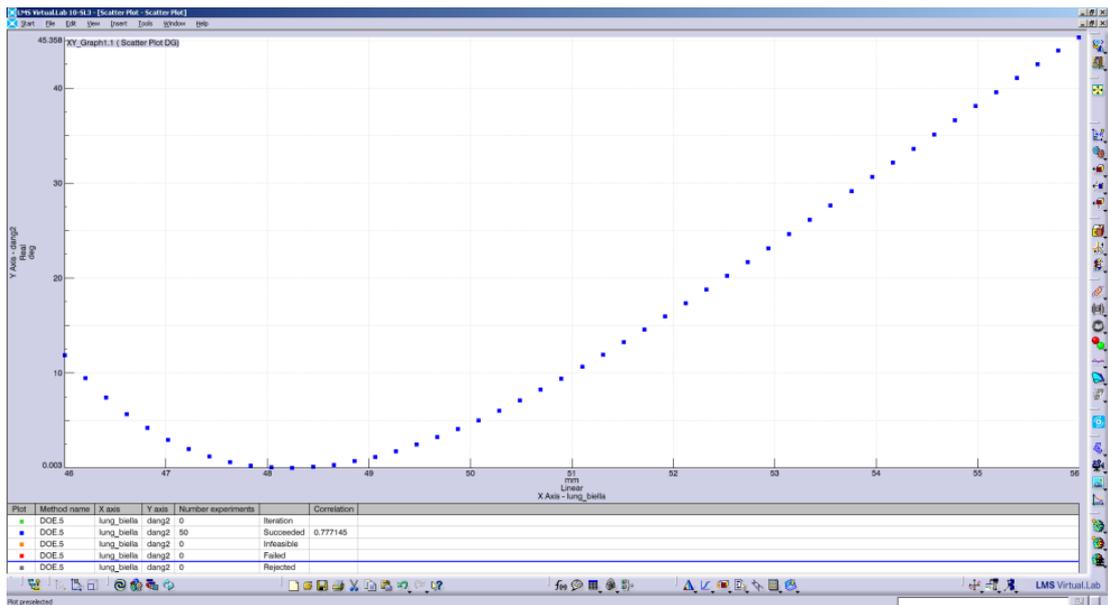


Figura 11: Andamento della seconda funzione obiettivo al variare della lunghezza di biella.

3.2.3. Bilanciere (l_4)

Da notare l'andamento fortemente decrescente di entrambe le funzioni obiettivo, in particolare la prima si assesta rapidamente e stabilmente ad un valore prossimo allo zero, mentre la seconda segue più lentamente, senza tuttavia raggiungere gli ottimi valori presentati dalla precedente, vedi figg.12 e 13. Anche in questo caso, alle considerazioni matematiche occorre abbinare quelle sugli ingombri, infatti quanto più è lungo l_4 tanto più sono ampi gli spazi richiesti dal meccanismo all'interno della fusoliera.

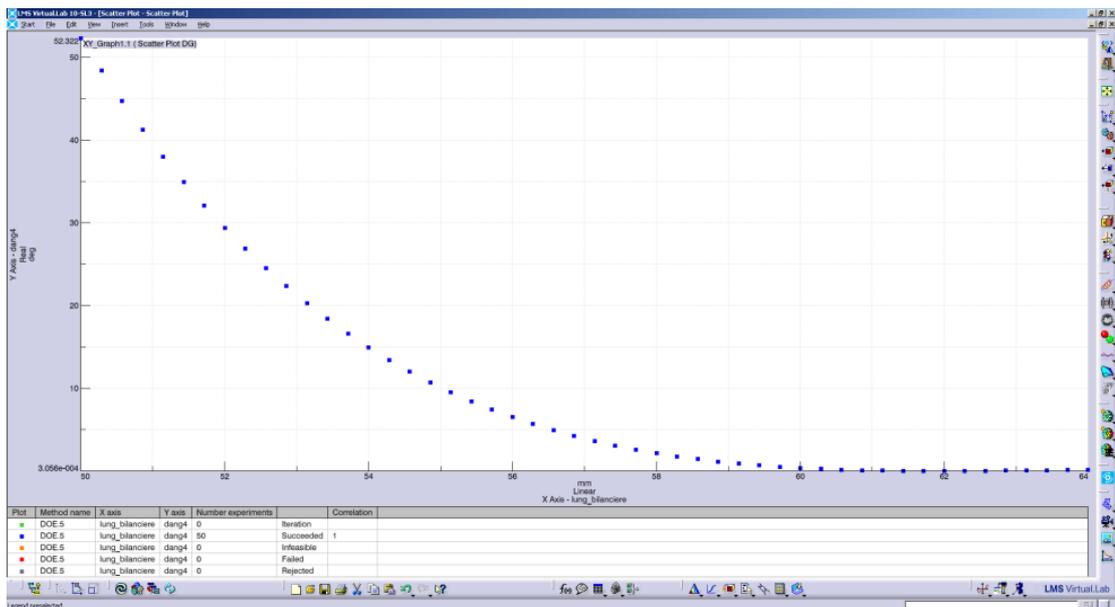


Figura 12: Andamento della prima funzione obiettivo al variare della lunghezza del bilanciere.

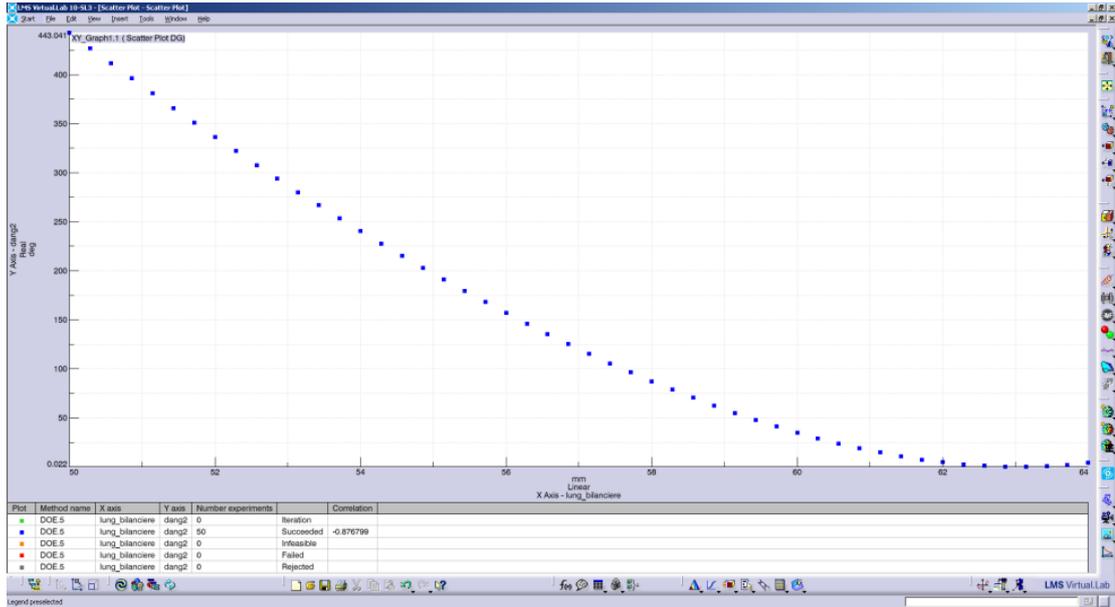


Figura 13: Andamento della seconda funzione obiettivo al variare della lunghezza del bilanciere.

Si è individuato quindi un intervallo più ristretto nell'intorno di quella che appariva la soluzione ottima, in cui ripetere l'analisi.

3.3 Ottimizzazione: ricerca dell'ottimo

Si è svolta quindi l'ottimizzazione delle equazioni (7) e (8) nell'intervallo scelto, parametri utilizzati sono:

- metodo del gradiente
- 100 punti di calcolo
- Campo di variabilità dei parametri
 - $l_1 = 50.367$ mm
 - $24 \leq l_2 \leq 26$ mm
 - $48 \leq l_3 \leq 50$ mm
 - $62 \leq l_4 \leq 64$ mm

Si propongono in fig.14 i risultati della seconda ottimizzazione; in ascisse è presente la seconda funzione obiettivo ed in ordinate la prima. In fig.15 è riportato un ingrandimento del grafico in

fig.14. Come proposta di soluzione ottima si è scelto il risultato cerchiato in rosso in fig.15 che rappresenta il miglior compromesso tra le due funzioni obiettivo.

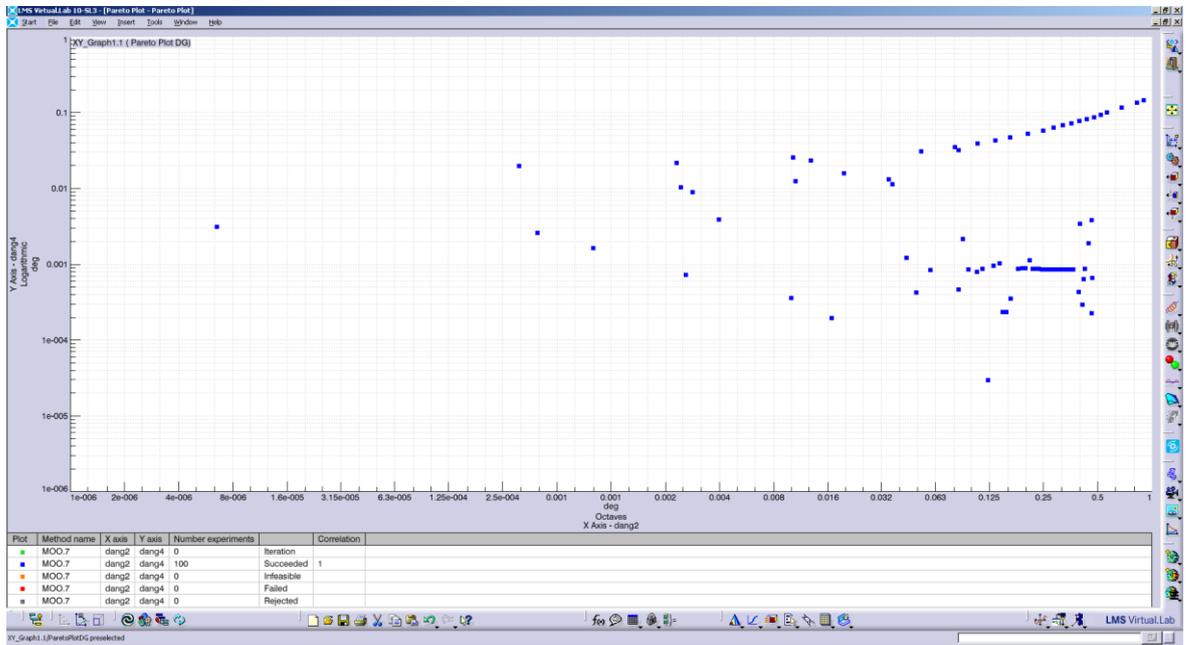


Figura 14: Diagramma di Pareto dei risultati della seconda ottimizzazione multi-obiettivo.

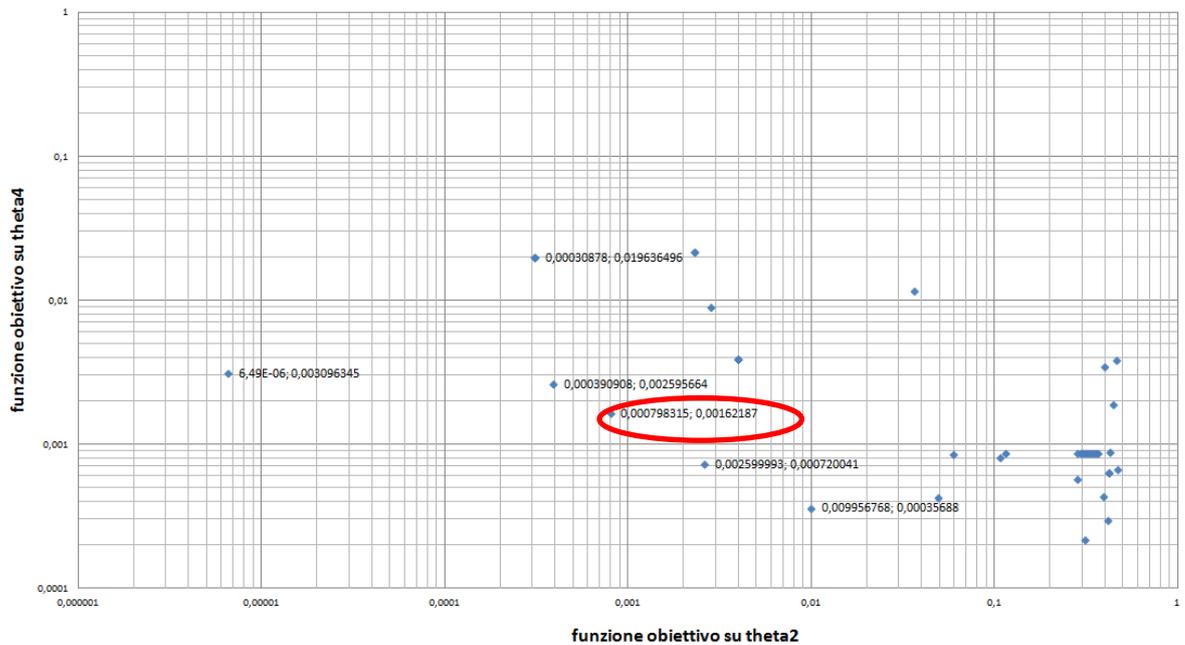


Figura 15: Visualizzazione di una selezione di valori tra gli ottimi della seconda ottimizzazione.

3.4 III Funzione obiettivo

In questo caso non si può parlare di ottimizzazione in quanto non si ricerca un minimo, ma il soddisfacimento di una condizione limite, imposta sull'angolo relativo tra le due semi-ali.

Come visto in precedenza le variabili del problema sono r , θ ed l_5 ; quest'ultimo assume un ruolo fondamentale poiché la terza funzione obiettivo ne è fortemente influenzata (vedi fig.16). Sarebbe interessante poter realizzare un parallelogramma, infatti mantiene i lati paralleli durante il movimento, consentendo di ottenere il minimo ingombro della semi-ala, che deve essere contenuta dall'involucro di cui si è studiata l'aerodinamica. Poiché la configurazione a parallelogramma presenta un angolo relativo invariabile, di circa 60° , occorre dunque utilizzare un quadrilatero articolato, che sia poco dissimile da un parallelogramma, per non perderne i vantaggi.

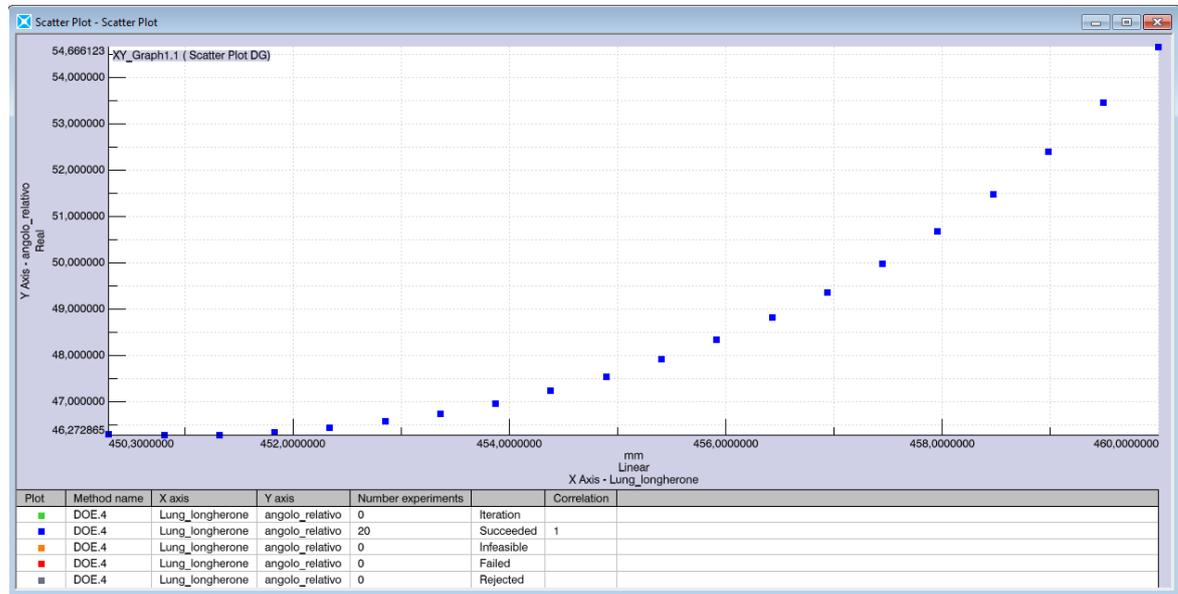


Figura 16: Andamento dell'angolo relativo al variare di l_5 .

La terza funzione obiettivo, qualora applicata ad un quadrilatero, è direttamente proporzionale al raggio ed inversamente proporzionale all'angolo. Il parametro l_5 è stato scelto in modo che l'angolo relativo fosse nell'intorno voluto e, mediando tale valore con l'effetto di r e θ , è stato possibile ottenere un risultato accettabile (vedi figg,17-18). Per la scelta di r si è stabilito un ragionevole ingombro del secondo quadrilatero, che dovrà essere contenuto nel profilo alare. Si ricorda che la terza funzione obiettivo rappresenta non un errore ma direttamente il valore atteso; risultano accettabili i valori che restituiscono un risultato $45^\circ < \alpha_2 < 50^\circ$.

Non si sono verificati particolari problemi di risolubilità delle funzioni obiettivo dato che la configurazione di partenza era già vicina a quella ottima, pertanto si propongono solo alcune correzioni ai valori iniziali; allo stesso modo anche la configurazione del meccanismo nel suo complesso non viene alterata.

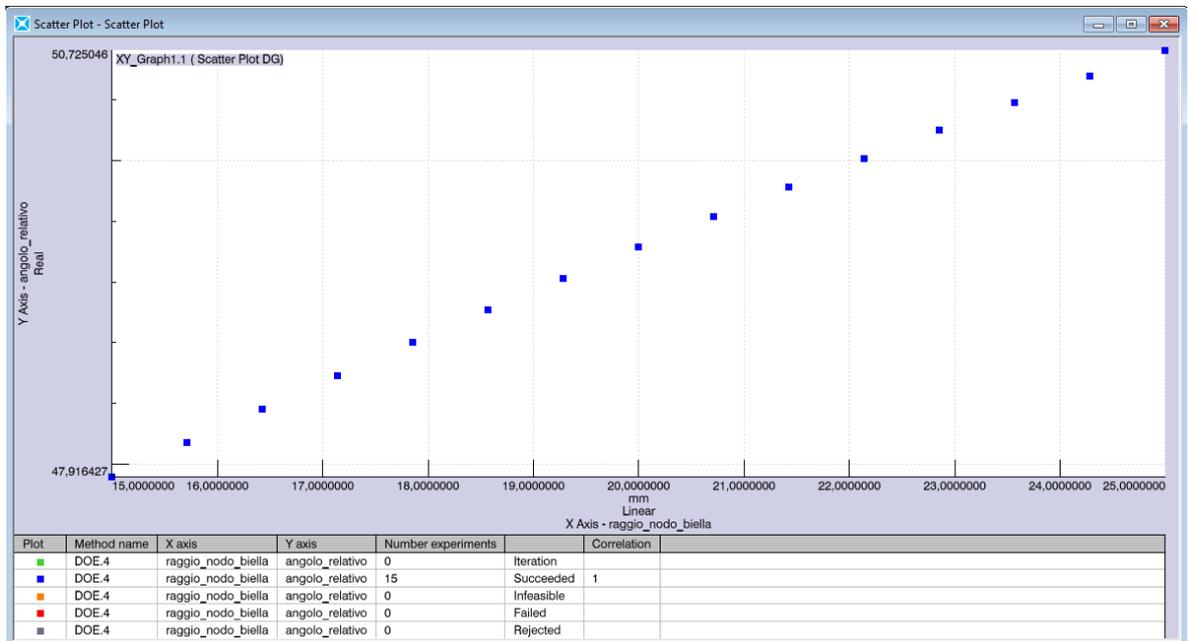


Figura 17: Andamento della terza funzione obiettivo al variare della lunghezza del raggio per il quadrilatero.

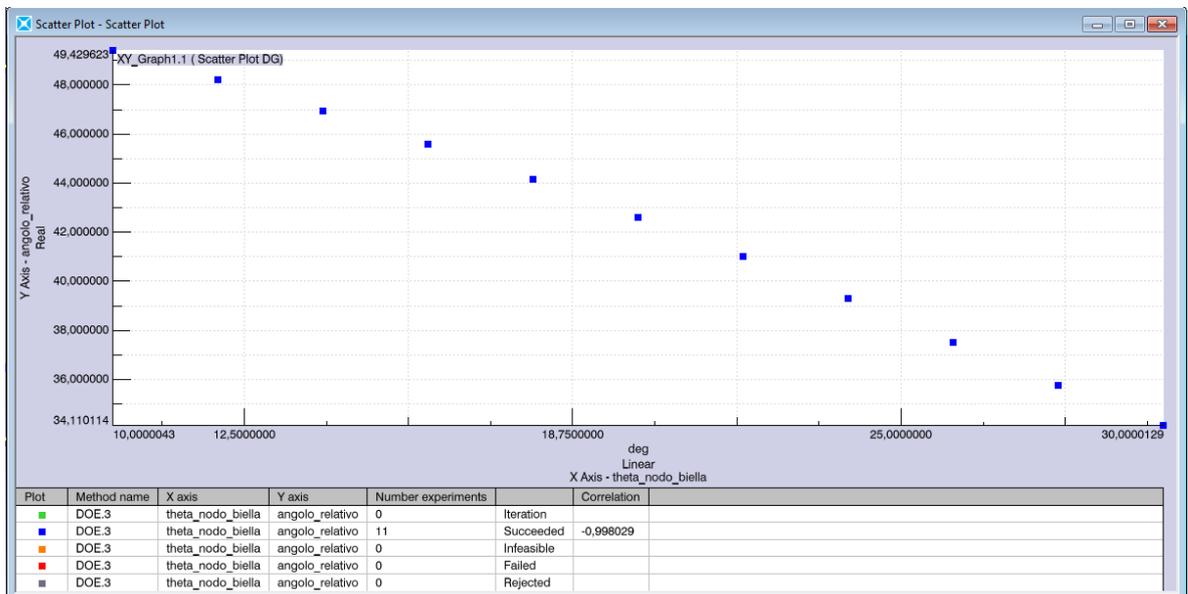


Figura 18: Andamento della terza funzione obiettivo al variare della posizione angolare per il quadrilatero.

3.5 Risultati

I valori proposti in Tab.1 sono stati selezionati secondo i criteri elencati precedentemente, tra i risultati della seconda ottimizzazione multi-obiettivo. In Tab.2 viene mostrato un riscontro dei risultati raggiunti grazie all'ottimizzazione. Ad ulteriore conferma di quanto ottenuto con LMS.Virtual-lab® è stata eseguita una verifica analitica con Matlab®.

Tabella 1: Soluzione ottima.

Variabili	Valori proposti
Manovella (l_2)	25.10 mm
Biella (l_3)	48.08 mm
Bilanciere (l_4)	62.48 mm
r	25.0 mm
Theta (θ)	15°+180° deg
Telaio* (l_1)	50.367 mm
Longherone* (l_5)	457 mm
Biella seconda* (l_6)	25.0 mm

Nota: i valori segnati con “*” corrispondono ai parametri fissati che non sono stati oggetto di calcoli in fase di ottimizzazione.

Tabella 2: Confronto tra gli obiettivi proposti in partenza ed i valori ottenuti dopo l'ottimizzazione.

Funzione obiettivo	Target	Valore raggiunto	Errore
I corsa semi-ala interna	60°	60.022°	0.022°
II sfasamento tra le posiz. estreme di manovella	234°	234.017°	0.017°
III angolo relativo tra le due semi-ali	$45^\circ \leq \alpha_2 \leq 50^\circ$	47.7°	---

Come ulteriore verifica sono proposti due grafici (vedi figg.19-20) che riportano la corsa e la velocità angolare del bilanciere. Nel primo si può osservare che la corsa angolare è effettivamente di 60°; questa poi può essere resa asimmetrica rispetto all'orizzontale semplicemente ruotando

rigidamente l'intero meccanismo. Nel secondo grafico è invece riportata la velocità angolare del bilanciante; la simulazione inizia con il *downstroke*. Evidenziando l'istante di inversione del moto, ovvero i passaggi sull'asse delle ascisse, si può facilmente verificare che le due fasi di *up&down-stroke* hanno una durata pari rispettivamente a $0.65 T_{ciclo}$ e $0.35 T_{ciclo}$.

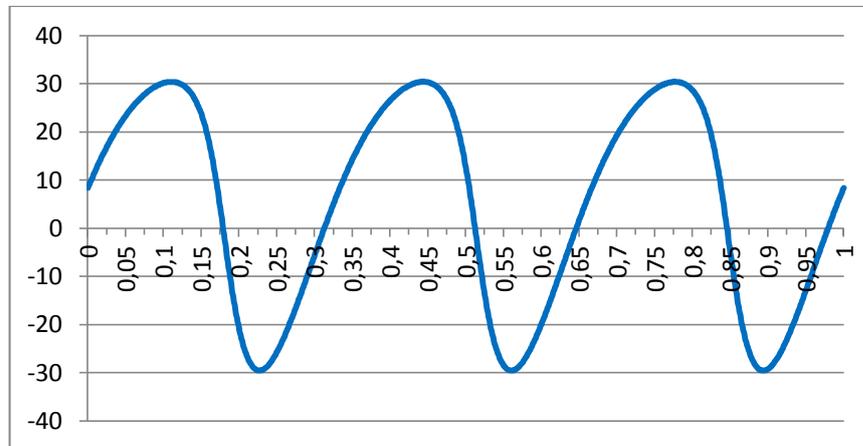


Figura 19: Andamento della corsa angolare del bilanciante (l_4) nel tempo; si conferma il soddisfacimento della prima funzione obiettivo.

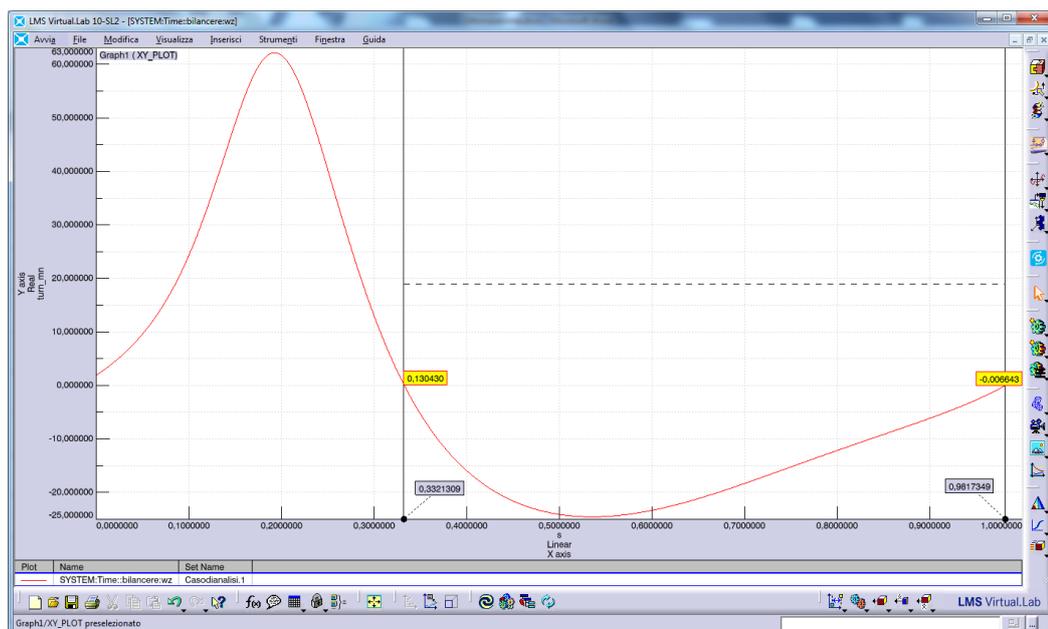


Figura 20: Andamento della velocità angolare del bilanciante (l_4) nel tempo; si conferma il soddisfacimento della seconda funzione obiettivo.

Si riportano inoltre le corse angolari e l'andamento della velocità angolare per i membri che costituiscono l'ala, in particolare la corsa angolare è individuata come l'angolo compreso tra una terna rigidamente collegata al membro di pertinenza e l'orizzontale (figg.21-23). Si ricorda che:

$$\alpha_{totale\ ae} = \alpha_{ai} + \alpha_{ae}$$

$$\omega_{totale\ ae} = \omega_{ai} + \omega_{ae}$$

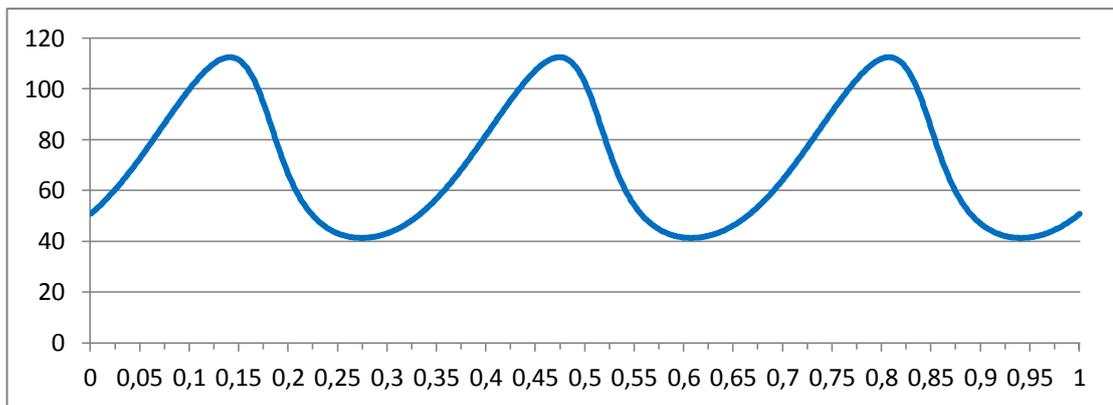


Figura 21: Corsa angolare di biella-seconda (ala esterna) rispetto all'orizzontale.

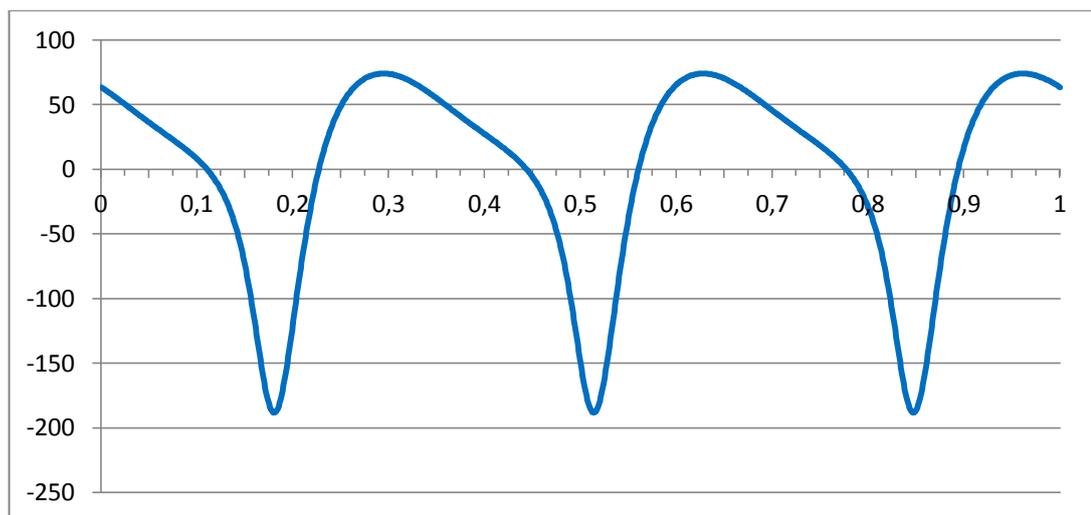


Figura 22: Velocità angolare della semi-ala interna.

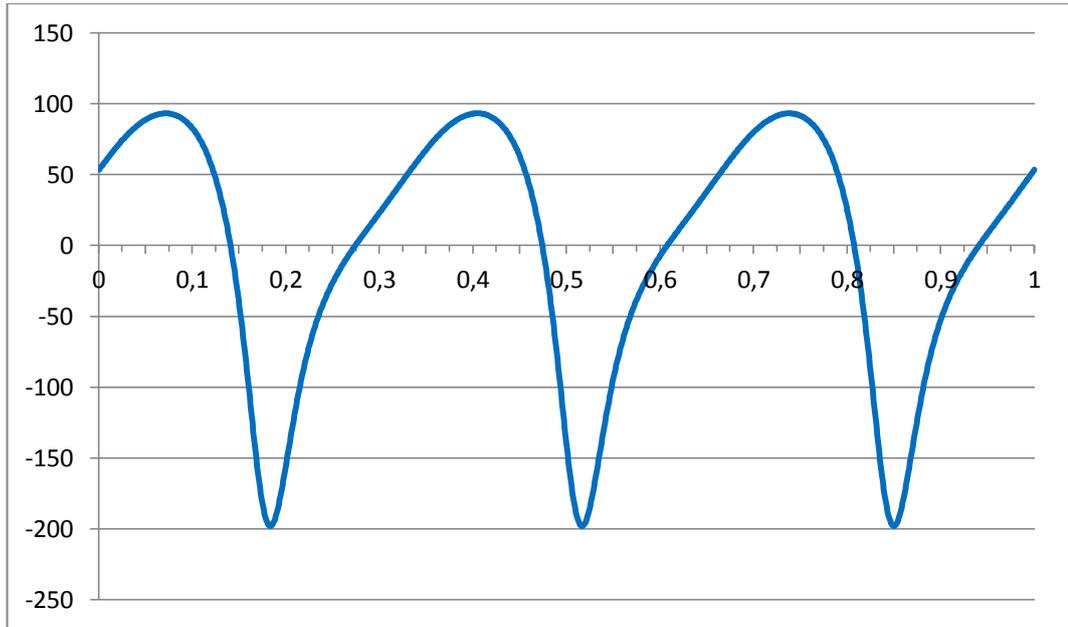


Figura 23: Velocità angolare di biella-seconda (semi-ala esterna).

4. Analisi Strutturale

Nel presente capitolo vengono proposti i criteri con cui è stato dimensionata ogni parte del meccanismo ed i risultati dell'analisi strutturale eseguita per validare il modello *multibody*, in termini di tensioni e deformazioni. Si riportano alcune considerazioni sulla potenza necessaria sull'albero motore in varie condizioni d'attrito.

Analisi strutturale

La presente analisi fa da ponte tra i due aspetti oggetto di studio, la definizione della cinematica (Cap. 2-3) e l'analisi di stabilità del velivolo (Cap. 5). Per studiare la dinamica del volo, infatti, è opportuno considerare i carichi inerziali che si generano per effetto del battito alare; non è quindi sufficiente conoscere la cinematica del meccanismo, ma occorre conoscere almeno in maniera approssimativa, la forma e la massa delle parti in movimento. Pertanto si propone un dimensionamento dei membri, che pur non raggiungendo il dettaglio dei disegni di produzione, garantisca la resistenza ai carichi di lavoro.

L'analisi strutturale è stata condotta mediante il supporto dell'applicazione *flexible motion design* di LMS Virtual.lab®. Per poter definire l'analisi è stato necessario in primo luogo stabilire la geometria delle parti, quindi realizzare la *mesh* e calcolare le forme modali tramite i software Patran® e Nastran®. Sulla base dei dati precedentemente elaborati si sono introdotte le parti flessibili in LMS Virtual.lab® realizzando l'analisi *multibody* flessibile.

4.1 Descrizione del modello

Ciascuna parte è stata realizzata cercando di coniugare resistenza e leggerezza; propendere maggiormente verso quest'ultima ci ha portato a scegliere configurazioni spesso al limite della fattibilità, come hanno confermato anche i primi risultati.

Le parti sono state modellate a partire da quanto ottenuto a seguito dell'ottimizzazione (Cap.3, tab.1). La base software utilizzata è Pro-Engineer®; ciascun membro del meccanismo, costituito da una serie di *features* più o meno complesse, è stato poi esportato in LMS Virtual.lab® per

effettuare l'analisi strutturale. Si ricorda che r e θ sono i parametri utilizzati in fase di ottimizzazione per individuare la posizione sulla biella della cerniera che la collega al longherone.

Il materiale utilizzato per la simulazione è l'alluminio (per le caratteristiche vedi tab.1); in quanto isotropo presenta meno difficoltà di calcolo rispetto alla fibra di carbonio, che è un materiale ortotropo, per cui si sarebbe dovuto ricorrere a metodologie di calcolo molto più complesse e per la quale non si possedevano dati sufficienti alla sua modellazione, quali ad esempio l'orientazione delle fibre, il numero di strati impiegati per realizzarla, ecc., informazioni note solo ad uno stadio avanzato di progettazione prossimo alla produzione. In conclusione si ritiene conservativa l'analisi effettuata in quanto la realizzazione in fibra di carbonio, essendo più performante, sarà soggetta a carichi minori. Come si può vedere in tab. 1 non si è specificata la serie dell'alluminio, l'indicazione di progetto è scegliere un materiale con elevate caratteristiche tensili, possibilmente il valore più elevato del *range*.

Tabella 1: Caratteristiche del materiale

<i>Alluminio</i>	
<i>Modulo di Young (E)</i>	7×10^{10} Pa
<i>Modulo di Poisson (ν)</i>	0.346
<i>Densità (ρ)</i>	2710 kg/m ³
<i>Carico di snervamento (σ_s)</i>	600÷700 MPa

Nel seguito si propongono alcune immagini illustrative della geometria realizzata e per ciascuna parte vengono specificate le dimensioni salienti, le proprietà della *mesh*, i vincoli ed i carichi previsti.

Per la determinazione dei carichi agenti su ciascuna parte, si è fatto riferimento in prima approssimazione ad un modello a corpi rigidi in cui erano presenti, oltre ai carichi inerziali, forze fluidodinamiche approssimate, circa 3 N per ciascuna semi-ala. Una volta disponibili i dati delle simulazioni di Ansys Fluent® si sono applicati al modello rigido, nei rispettivi centri di spinta (vedi tab.3), i valori corretti di portanza e resistenza per ogni posizione della manovella. Le forze così modificate presentano, come è lecito attendere, un massimo durante la fase di *downstroke*. Il meccanismo è stato dimensionato staticamente sul valore di picco delle forze ed è stata verificata la sua resistenza sotto l'azione dei carichi dinamici. I carichi non sono distribuiti ma concentrati; inoltre si è supposto che gli sforzi interessino il solo meccanismo, trascurando il contributo di centine e copertura alare, ciò ci fa ritenere il calcolo conservativo. Essendo applicati i carichi in un

punto non appartenente al piano del meccanismo, viene considerata implicitamente una sollecitazione torsionale; nel seguito è specificata la posizione di applicazione. Riguardo le sollecitazioni inerziali, che rappresentano la parte più considerevole dei carichi, sono state considerate nel modello attribuendo le opportune caratteristiche al materiale di cui si suppongono costituiti i vari corpi e movimentandoli attraverso un *driver* di posizione. Nel seguito, nella parte dedicata a ciascun membro si trova la *time-history* delle forze aerodinamiche.

4.1.1 Telaio

Il telaio è stato rappresentato come un corpo rigido, ha tre punti di collegamento con il meccanismo, il primo appartiene alla manovella, dove è applicato il *driver*, gli altri due vincolano il bilanciere. Nella tabella sottostante si definiscono le coordinate dei punti a telaio del bilanciere rispetto alla cerniera della manovella, la terna di riferimento ha l'asse x orientato secondo l'asse della fusoliera, l'asse y secondo l'apertura alare e l'asse z verso l'alto. In figura la terna di riferimento è quella più a sinistra (fig.1).

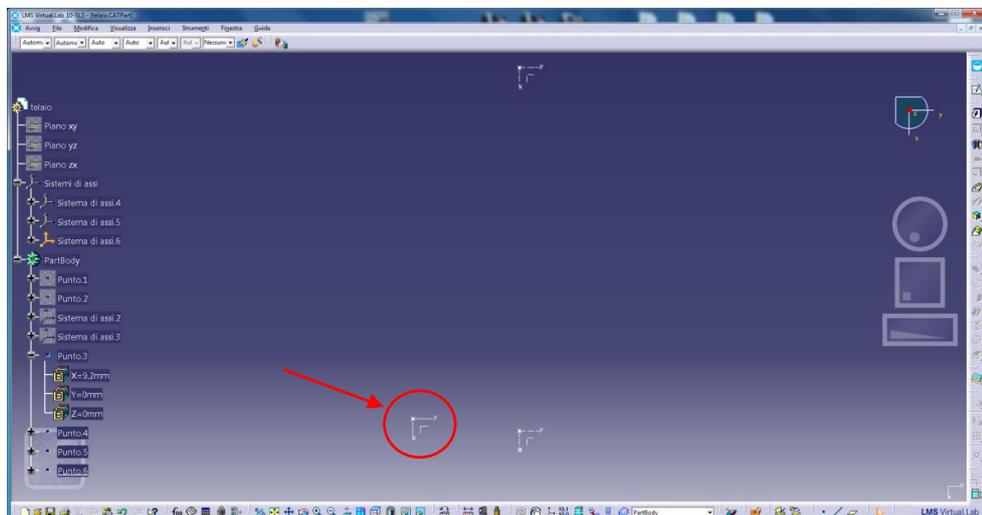


Figura 1: Posizione dei punti del telaio.

In fig.2 si indica il punto (0 0 0) di riferimento per le ali, rispetto al quale si sono individuati i punti di applicazione dei carichi aerodinamici, come indicato nel Cap. 2, si ricorda che non coincide con l'origine del modello strutturale che è invece sul perno a telaio della manovella; la posizione di (0 0 0) nel modello *multibody* è riportata in tab.2 e in fig.2.

Tabella 2: Coordinate punti a telaio.

	X	Y	Z
<i>Cerniera anteriore (0 0 0)</i>	4	35.8	35.38
<i>Cerniera posteriore</i>	-118	35.8	35.38

Tabella 3: Posizione centri di spinta rispetto a cerniera anteriore, indicata come (0 0 0) in fig 2.

	X	Y	Z
<i>Semi-ala interna</i>	156.9	226.1	0.0
<i>Semi-ala esterna</i>	244.9	646.9	0.0

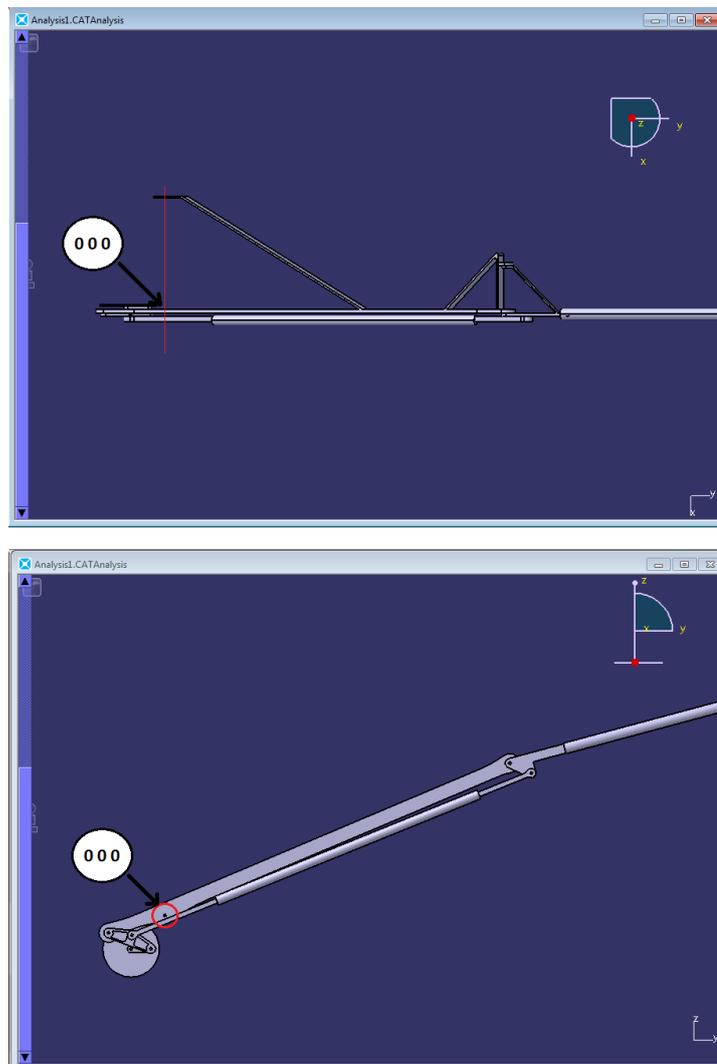


Figura 2: Indicazione del punto (0 0 0) delle ali che coincide con il bordo d'attacco del profilo alare.

4.1.2 Manovella

La manovella è il corpo che trasmette al meccanismo il moto che riceve dal motore; la ruota dentata da cui è costituita ha il duplice scopo di ingranare sia con la manovella della seconda ala sia con il pignone del motore agendo essa stessa da riduttore, qualora non sia necessaria una serie di ruote dentate.

La manovella è essenzialmente costituita da un disco, alleggerito dove possibile, e da un perno (fig.3); i due sono uniti da elementi di rinforzo per garantire la resistenza a taglio di quest'ultimo. Il disco, spesso 3 mm, ha su ciascun lato una tasca profonda 0.5 mm e nelle zone che non sono direttamente coinvolte dai carichi di lavoro sono stati realizzati sette fori. Il perno di collegamento con la biella, sporge per 3 mm dal collare di rinforzo che a sua volta è lungo 4 mm; quest'ultimo agisce come distanziale tra manovella e biella per consentire un corretto montaggio del bilanciere che si frappone tra le due. Lungo la linea ideale di collegamento tra i due vincoli, luogo di sfogo delle tensioni, si è realizzato uno spessore di 2.5 mm. La sua massa di questo componente, calcolata come il prodotto tra il volume e la densità dell'alluminio, è pari a 0.016 kg.

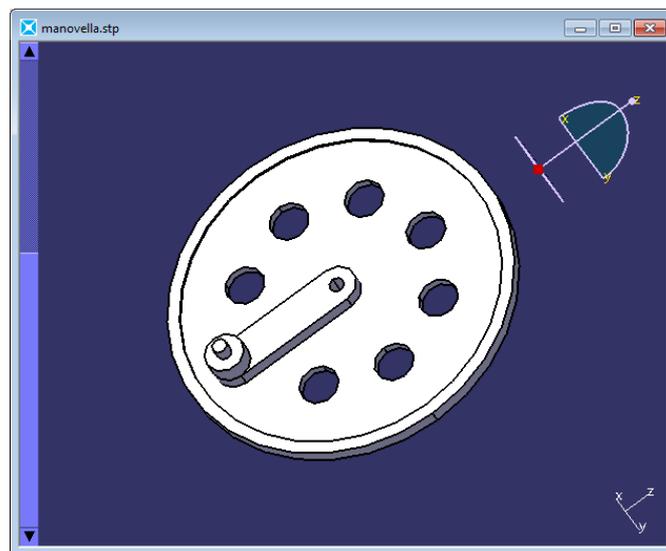


Figura 3: Immagine 3D della manovella.

Mesh

Avendo avuto problemi con l'importazione in Patran® della manovella "forata", visibile nelle figure precedenti, si è realizzato un modello pieno, di pari massa e complessivamente equivalente a quello geometrico da utilizzare per la simulazione flessibile.

La *mesh* quindi è stata generata sulla geometria piena preesistente, in particolare ci si è appoggiati sui punti corrispondenti al centro delle connessioni tra i membri per realizzare le *spider-web* che consentono l'accoppiamento dei corpi; queste ultime sono rappresentate dagli elementi rosa in fig.4. Sotto si riportano schematicamente le caratteristiche della *mesh*.

Caratteristiche della *mesh* della manovella:

- Elementi 3D tetraedrici (tet10)
- Dimensione 0.8 mm
- Numero elementi 121381
- Numero *spider-web* 2

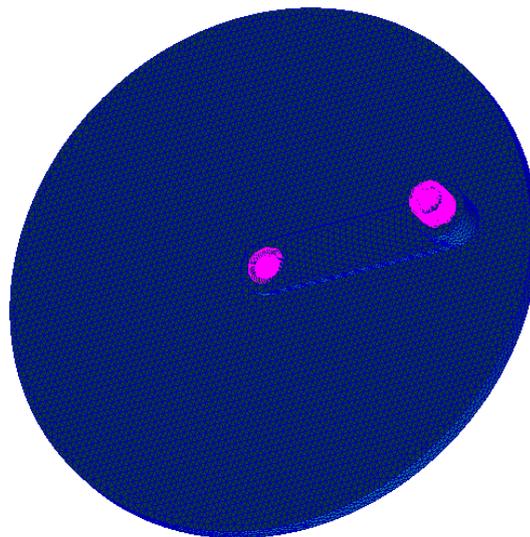


Figura 4: Griglia della manovella.

Carichi e vincoli

La manovella è vincolata da una parte a telaio e dall'altra alla biella del primo quadrilatero articolato tramite *revolute joint*. Considerando il disco, la manovella sarebbe un'asta tra due cerniere, ma a causa della posizione in rilievo del bottone di manovella occorre tenere conto della sollecitazione a taglio nella sezione del perno, che risulta la più sollecitata di tutto il corpo. Viste le dimensioni comunque contenute, per la verifica statica si è deciso di trascurare l'effetto di eventuali momenti flettenti. Sul perno a telaio è applicato il *driver* che movimenta il meccanismo, la cui legge oraria sarebbe un gradino di velocità; tuttavia ai fini della simulazione si è rivelato utile introdurre una fase di transitorio in cui si raggiungono progressivamente i 180 giri/min che

corrispondono ad un battito di 3 Hz. In particolare si utilizza una linea spezzata che raggiunge 120 giri/min al primo secondo di simulazione ed i 180 giri/min a 2 s, il segno negativo nell'ordinata della fig.5 è dovuto all'orientazione delle terne del corpo, per generare il battito corretto la manovella dell'ala di destra (quella simulata) deve ruotare in senso antiorario.

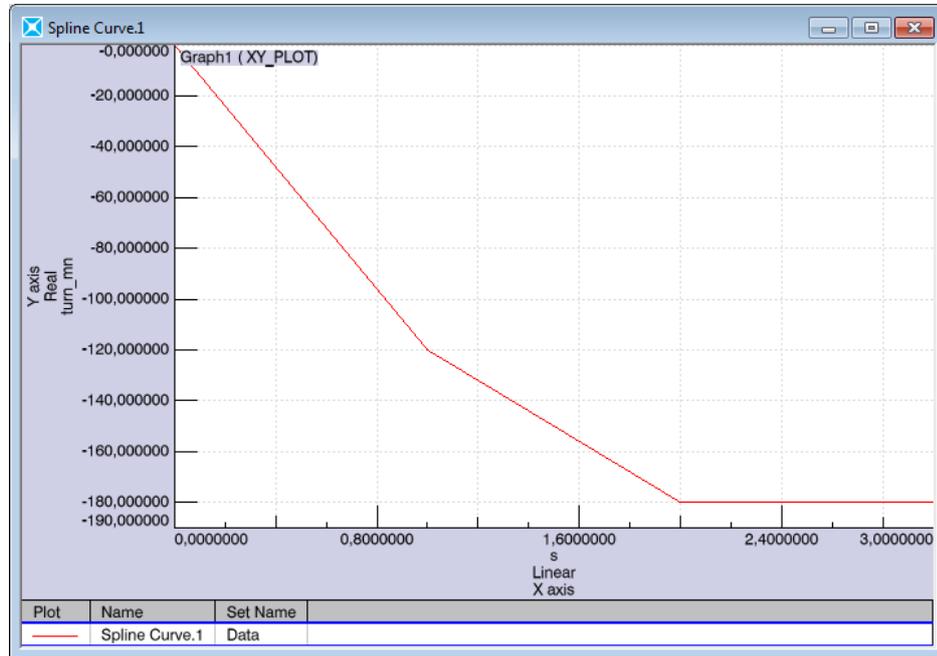


Figura 5: Legge oraria del driver.

In generale il valore istantaneo della forza nei perni dipende dall'assetto dell'ala; si può individuare un picco all'inizio della fase di *downstroke* (fig.6). Attraverso il perno a telaio considerato vengono scaricate le forze del meccanismo sulla struttura della fusoliera. Essendo molto simile ad un'asta tra due cerniere, le forze nei due perni sono uguali e approssimativamente dirette secondo l'asse dell'asta, inoltre questo componente è sottoposto anche a flessione e a taglio perché le forze nei perni giacciono su due piani non coincidenti.

Ai fini della resistenza statica della manovella, a trazione nella sezione e a taglio nel perno, si è considerata una forza di picco pari a 1200 N (fig.6).

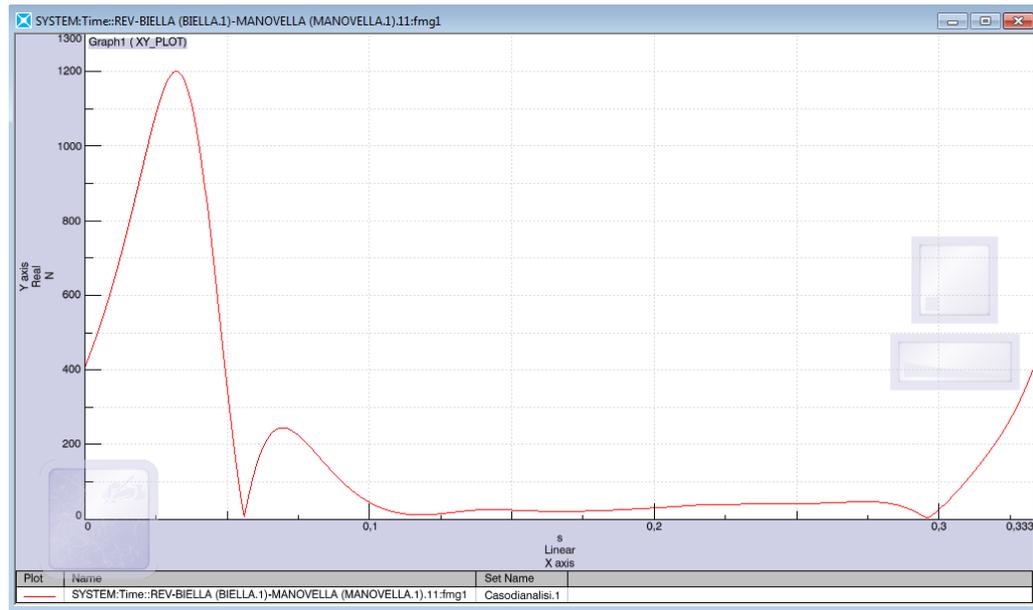


Figura 6: Modulo della forza nei perni della manovella.

4.1.3 Biella

L'elemento biella rappresenta il cuore del meccanismo, poiché trasmette il movimento contemporaneamente alle due semi-ali. Essa è infatti il nodo di collegamento tra i due quadrilateri articolati che costituiscono il meccanismo; da una parte imprime il moto rotatorio al bilanciere, dall'altra grazie alla rotazione attorno al perno che condivide con quest'ultimo, consente il cambio di assetto dell'ala durante il battito tra *up & down-stroke*.

La manovella è stata modellata a partire dai suoi tre perni; attorno a questi si è posta una circonferenza di circa 10 mm di diametro per garantirne la resistenza. Da qui nasce la sua particolare forma triangolare (fig.7-8).

Lo spessore sarebbe di 3 mm, tuttavia supponendo che la parte centrale del componente contribuisca in maniera trascurabile alla resistenza a flessione, in fase di modellazione si è deciso di alleggerire la biella, ottenendo la geometria in figura 9 con le tasche, la sua massa pertanto è 0.005 kg.

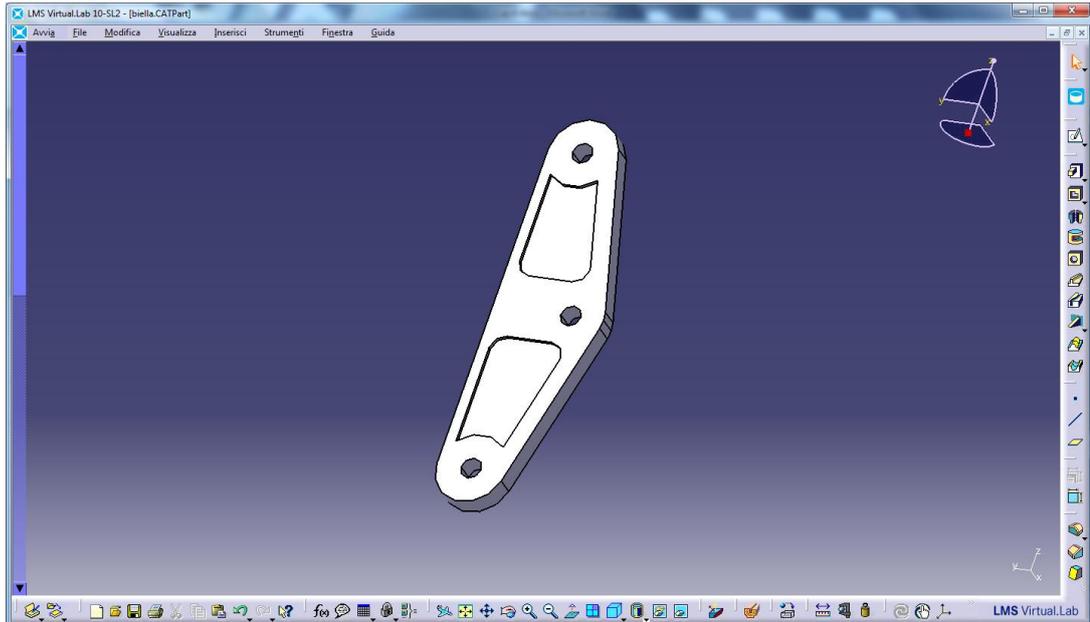


Figura 7: Vista 3D della biella.

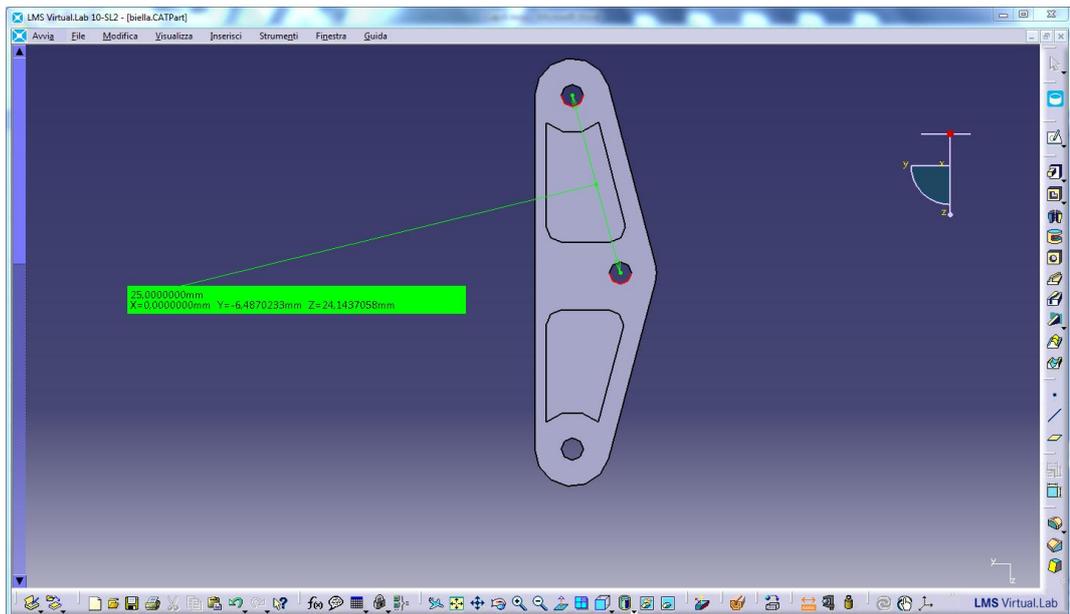


Figura 8: Biella, vista frontale.

Mesh

Caratteristiche della *mesh* della biella:

- Elementi 3D tetraedrici (tet10)
- Dimensione 0.8 mm
- Numero elementi 108266
- Numero *spider-web* 3

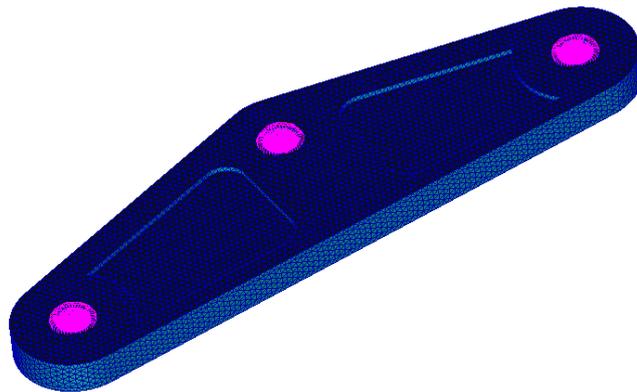


Figura 9: Griglia di calcolo della biella.

Carichi e vincoli

L'elemento biella per quanto riguarda il primo quadrilatero è collegato a manovella e bilanciere, inoltre assume il ruolo di bilanciere per la seconda parte dell'ala, essendo collegato anche al longherone. Sono stati applicati dei *revolute joint* alle estremità, che corrispondono alla coppia cinematica detta "cerniera"; è stato possibile risolvere le equazioni del moto anche se la struttura risulta sovra-vincolata poiché l'introduzione dei corpi flessibili aggiunge gradi di libertà al modello. Dal punto di vista dei carichi la biella è uno degli elementi fondamentali in quanto in essa assume un carattere spiccato la triassialità delle sollecitazioni. È stata verificata staticamente la sua resistenza a flessione; sotto è riportata la formula della tensione generata dal momento flettente, dove z è la distanza della fibra più sollecitata:

$$\sigma = \frac{M_f z}{J_n}$$

Si ricorda che le sollecitazioni nel bottone di manovella sono le stesse di quelle viste precedentemente, per cui non si ripeteranno le considerazioni già fatte. Per quanto riguarda gli altri punti di collegamento, di seguito si trova il modulo dell'andamento delle forze nel tempo (fig.10-11); si noti la presenza del picco tra 0.02 e 0.04 secondi. Per il resto del ciclo le sollecitazioni risultano praticamente trascurabili in quanto la portanza e l'inerzia favoriscono la fase di richiamo dell'ala.

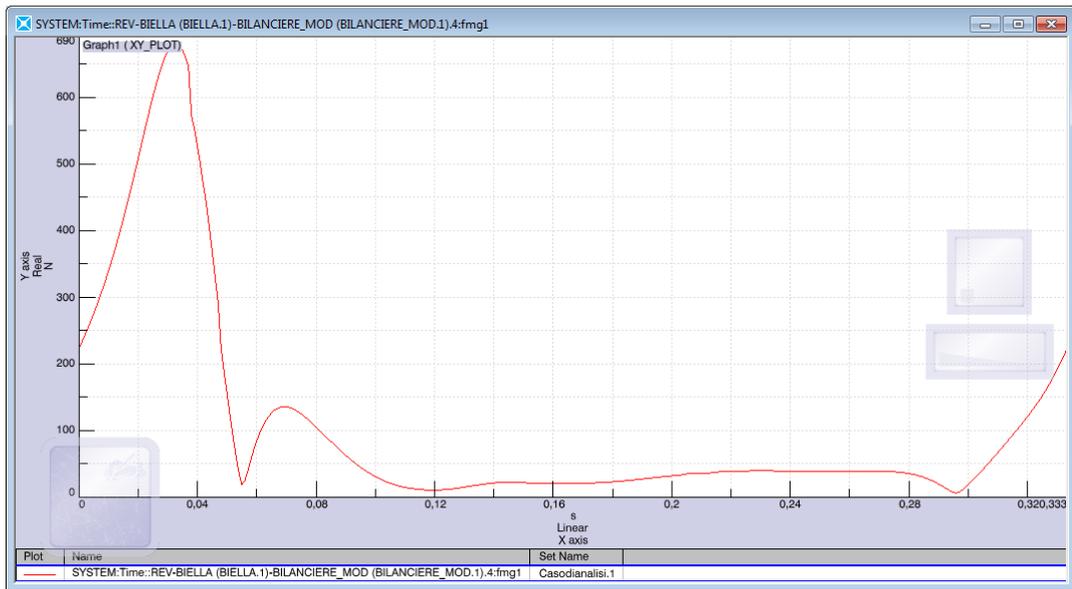


Figura 10: Modulo della forza scambiata dalla cerniera tra biella e bilanciante.

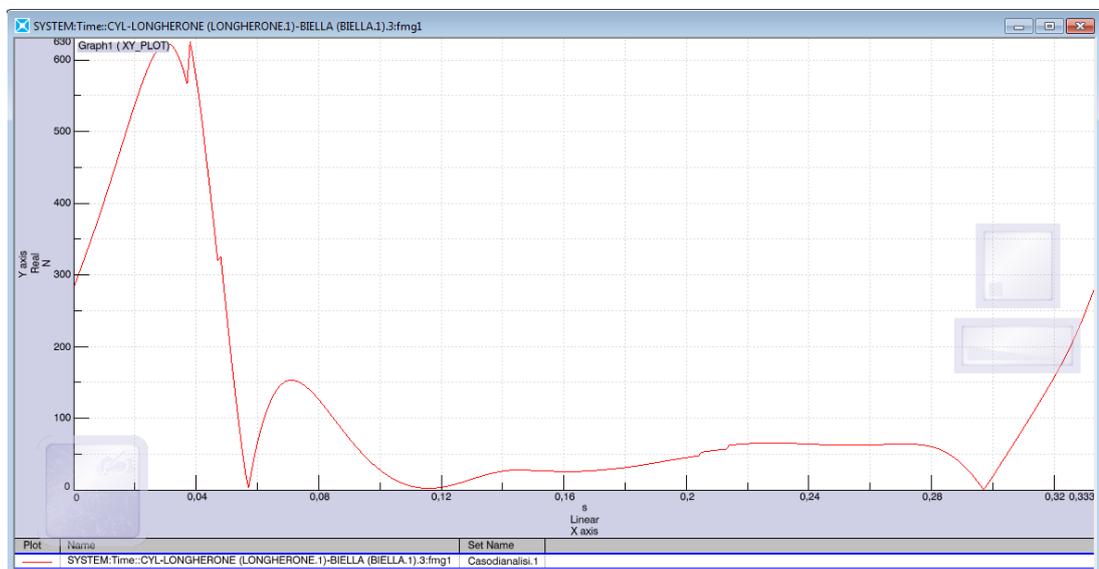


Figura 11: Modulo della forza scambiata dalla cerniera tra biella e longherone.

4.1.4 Bilanciere

Il bilanciere costituisce la semi-ala interna e realizza una corsa sull'orizzontale di circa $\pm 30^\circ$; ad esso è applicata una parte dei carichi fluidodinamici. La sua forma è stata studiata per resistere alla flessione in direzione longitudinale (fig.12), dovuta all'interazione con il fluido (resistenza aerodinamica); dovendo realizzare una struttura tridimensionale ed auto-portante, si è preso come esempio la struttura delle porte da calcio a 5 (fig.13), che deve essere particolarmente rigida, non potendo contare sull'incastro nel terreno, come di solito avviene per le porte dei campi della massima serie. Il prolungamento a telaio di rinforzo si collega a metà della semi-ala esterna per una profondità di 120 mm; la nervatura di estremità è realizzata in rapporto alla precedente con un fattore $\frac{1}{2}$ e con angolo pari a 45° . La semi ala interna è solidale a questo corpo.

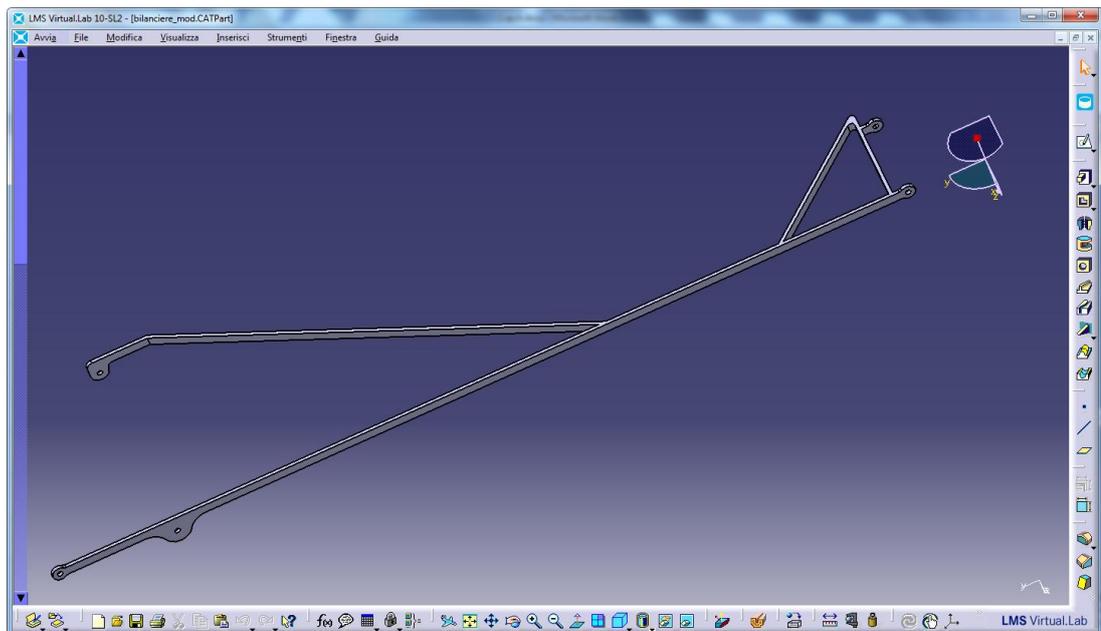


Figura 12: Bilanciere, configurazione iniziale.



Figura 13: Porta da calcetto.

Tuttavia a causa delle sollecitazioni in direzione trasversale, dovute prevalentemente ai carichi inerziali, che portavano il bilanciere al limite della sua resistenza, si è resa necessaria una revisione delle dimensioni del componente senza variarne i rapporti (fig.14); questo aspetto si approfondirà nella sezione dedicata ai carichi. La sua massa è pari complessivamente a 0.116 kg.

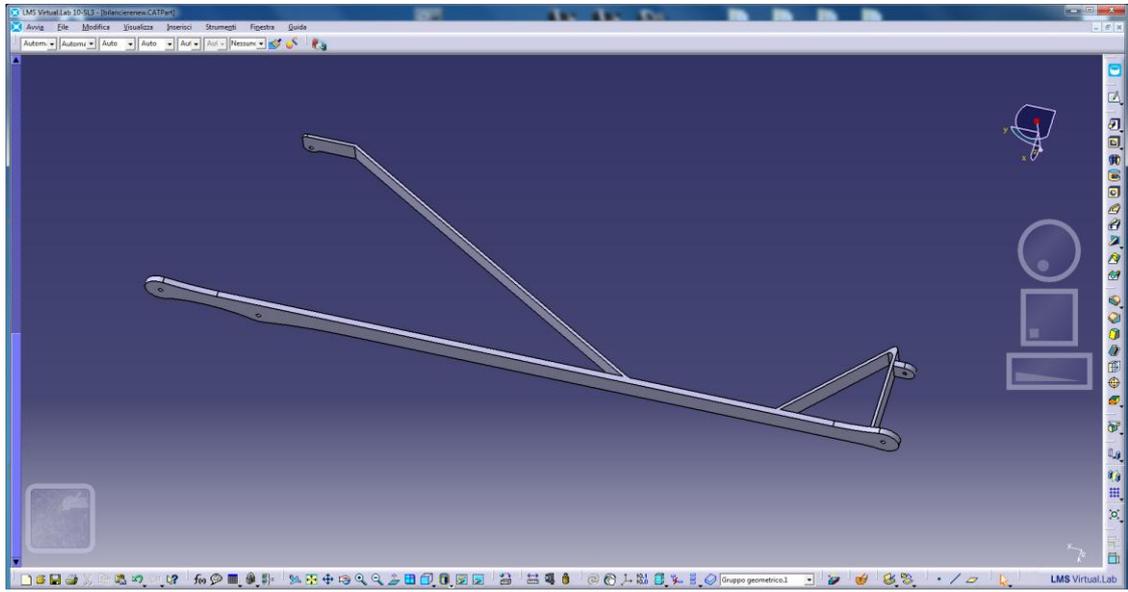


Figura 14: Bilanciere dopo l'analisi preliminare.

Mesh

Caratteristiche della *mesh* del bilanciere:

- Elementi 3D tetraedrici (tet10)
- Dimensione 0.7 mm
- Numero elementi 121381
- Numero *spider-web* 6

In fig.15 si trova una vista dell'intero componente, gli elementi in rosa rappresentano le *spider-web*; si noti in particolare quella al centro del bilanciere. Tale elemento è il punto di giunzione tra il bilanciere ed un corpo fittizio utilizzato per l'applicazione dei carichi aerodinamici, esso infatti è posizionato nel centro di spinta dell'ala che non appartiene al piano in cui si muove il meccanismo. La presenza delle *spider-web*, che in qualche modo approssimano un comportamento flessibile dando al punto centrale uno spostamento pari alla media dei punti da esso dipendenti, aumenta

localmente la rigidità del membro generando piccole anomalie nella distribuzione delle tensioni; ciò è particolarmente evidente per la *spider-web* per l'applicazione del carico; in fig.16 è riportata una vista di dettaglio della *mesh*.

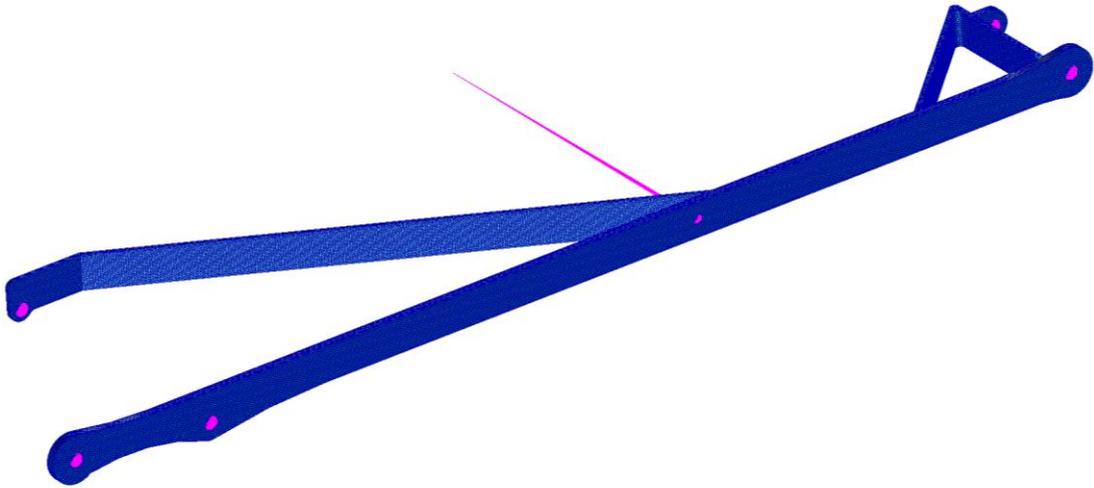


Figura 15: Mesh del bilanciere.

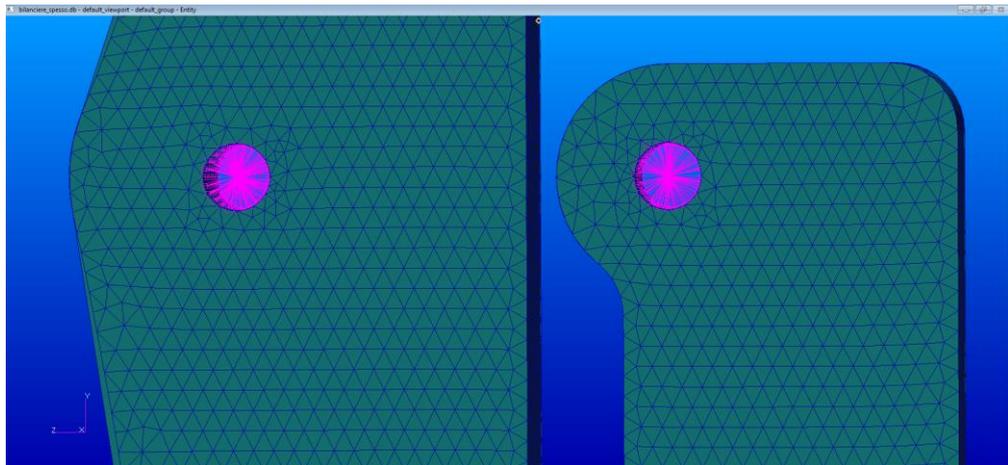


Figura 16: Dettaglio della *mesh* in corrispondenza dei perni a telaio.

Carichi e vincoli

Questo elemento è particolarmente critico sia per la sua forma, che lo rende particolarmente sensibile alla flessione, sia per i carichi, che sono applicati alle estremità massimizzando così il momento flettente generato. Tuttavia non risultano trascurabili nemmeno le sollecitazioni di compressione; pertanto il motivo principale che ci ha costretto a modificare la forma del bilanciere

è stato il manifestarsi dell'instabilità al carico di punta; quindi sono stati condotti dei calcoli per verificare che la sezione resistesse anche a flessione. In particolare il carico critico euleriano (P_E) dipende dal materiale (modulo di Young) e dalla forma del membro in oggetto, tipicamente travi snelle come nel caso in oggetto:

$$(P_{crE} =) P_E = \pi^2 \frac{EJ_{\min}}{l^2}$$

Nella fase di ri-modellazione della parte, la difficoltà principale è stata quella di rispettare gli ingombri di ciascun corpo per non creare interferenza con il longherone, anch'esso affetto dalle stesse problematiche. Infatti, a parità di materiale utilizzato (E costante) si intende aumentare il momento quadratico di superficie della "trave"; la sezione circolare, che permette di massimizzarlo a parità di area (vedasi le formule sottostanti), risulta inapplicabile contemporaneamente a longherone e bilanciere.

$$J_n = \pi d^4 / 64 \quad cfr. \quad J_n = ab^3 / 12$$

Di conseguenza si è scelto di attribuire al longherone una sezione circolare e di mantenere la sezione rettangolare del bilanciere, aumentandone così le dimensioni. Di seguito si riportano i carichi a cui è sottoposto il bilanciere (figg.17-20); si ricorda che su questo corpo, che rappresenta la semi-ala interna, sono applicate istante per istante le forze aerodinamiche di portanza e resistenza. In particolare si osservi che la portanza è diretta generalmente in direzione z del riferimento globale, e durante il battito rimane perpendicolare al profilo alare.

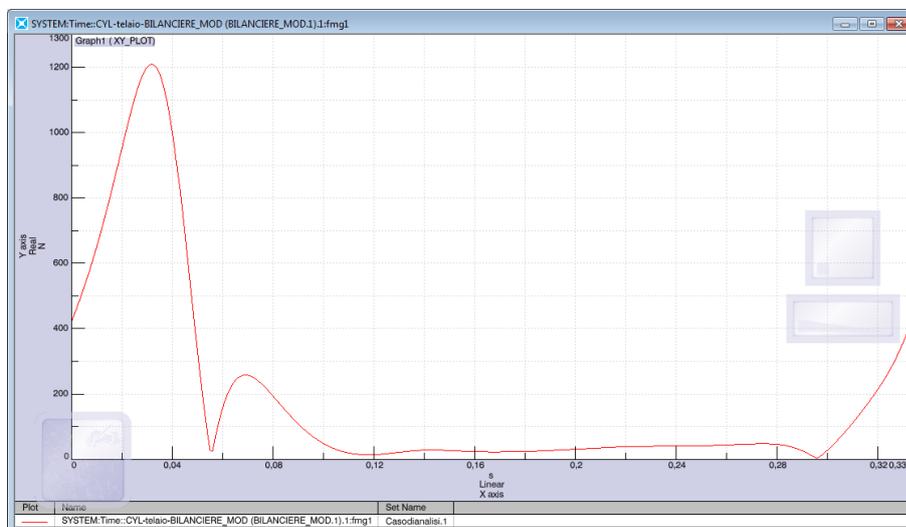


Figura 17: Modulo della forza scambiata tra bilanciere e telaio.

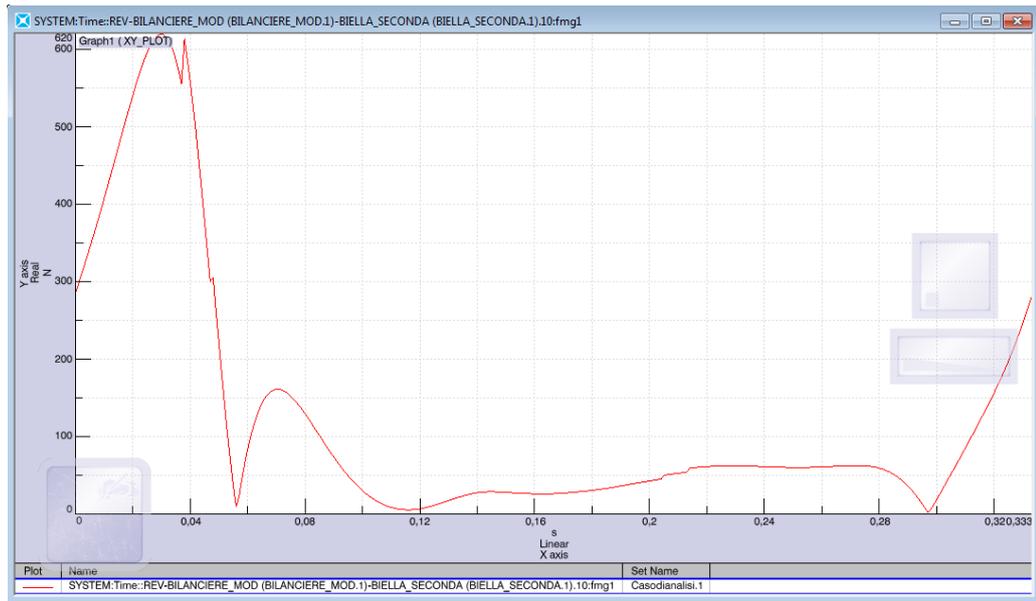


Figura 18: Modulo della forza scambiata tra bilanciere e biella-seconda.

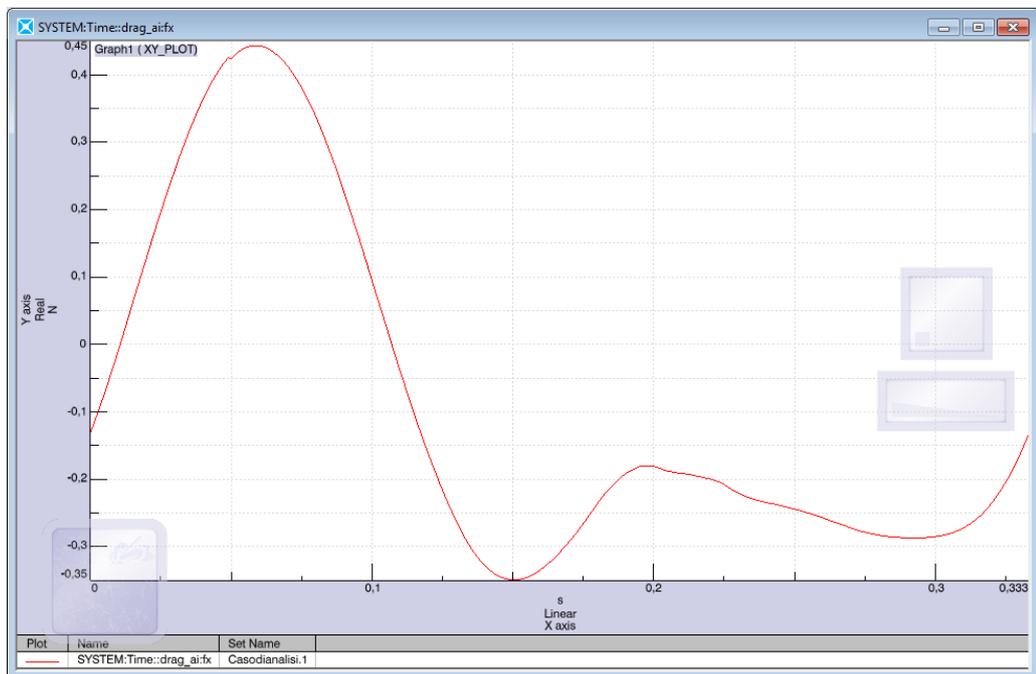


Figura 19: Andamento della resistenza sulla semi-ala interna; la resistenza è diretta lungo l'asse x.

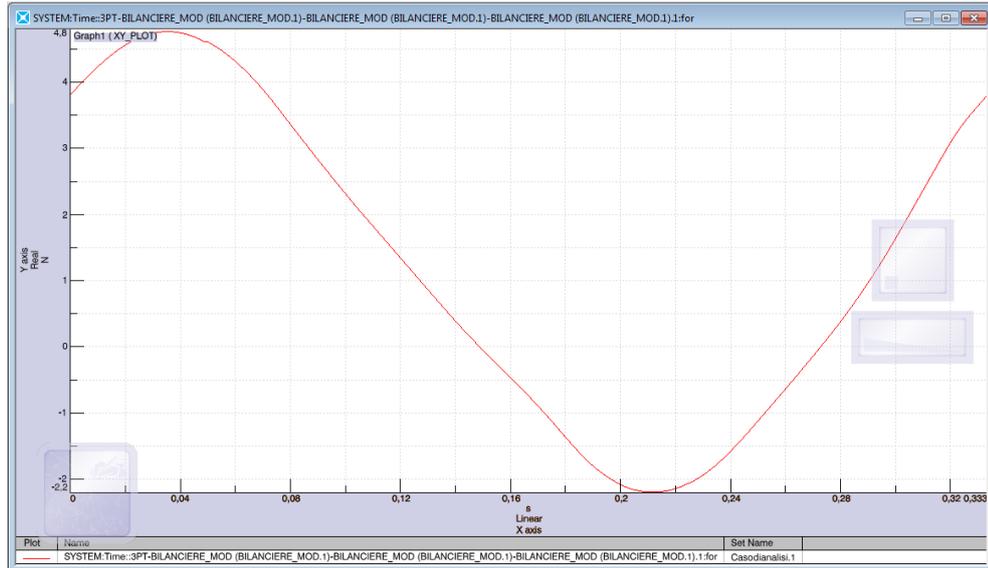


Figura 20: Andamento della portanza sulla semi-ala interna.

4.1.5 Longherone

Questo elemento, pur nella sua semplicità, agisce da tirante, consentendo il movimento relativo di richiamo tra le due semi-ali durante l'*upstroke* e l'estensione durante il *downstroke*. Come è stato anticipato, a causa degli elevati carichi di compressione cui è sottoposto, la sua geometria è risultata particolarmente critica e soggetta a *buckling*, pertanto è stato necessario rimodellarlo a favore di forme che garantissero un momento d'inerzia più elevato (figg.21-22). La sua massa è pari complessivamente a 0.033 kg.

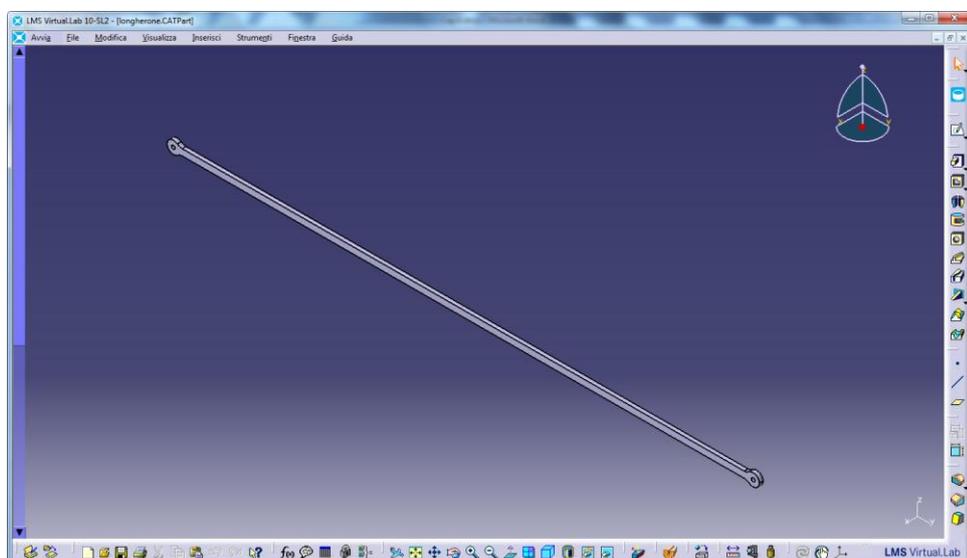


Figura 21: Longherone, forma preliminare.

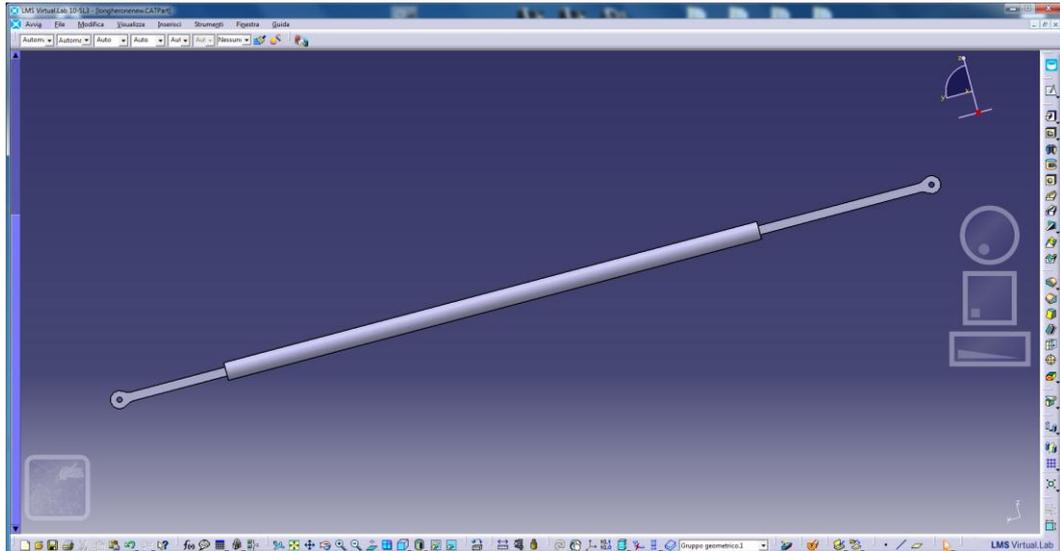


Figura 22: Longherone, forma finale.

Mesh

Caratteristiche della *mesh* del longherone:

- Elementi 3D tetraedrici (tet10)
- Dimensione 0.8 mm
- Numero elementi 121381
- Numero *spider-web* 2

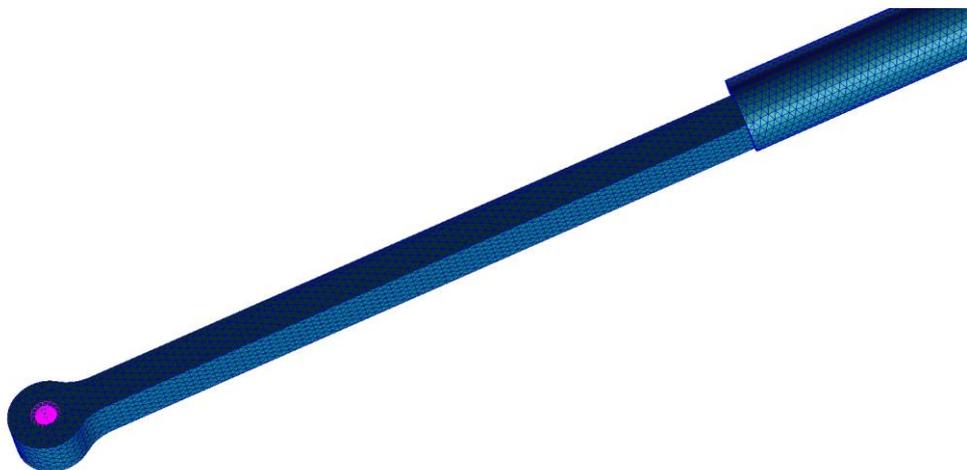


Figura 23: Dettaglio della *mesh* del longherone.

Carichi e vincoli

Il longherone, essendo un corpo con due cerniere, può essere schematizzato come un'asta, ed è pertanto soggetto solamente a trazione o compressione. Come già è stato sottolineato, pur essendo dimensionato per queste sollecitazioni, essendo una trave snella, è occorso garantirne la resistenza a carico di punta, scegliendo di realizzarlo con una sezione tubolare per alleggerirlo. Per problemi di ingombro è stata mantenuta la sezione rettangolare alle due estremità; quest'ultima soluzione non dà problemi in quanto viene a mancare la condizione di snellezza che si aveva precedentemente. Esisteranno invece problemi di intaglio strutturale qualora il passaggio da una sezione all'altra non sia correttamente modulato. In fig. 24 si riporta l'andamento delle sollecitazioni su longherone.

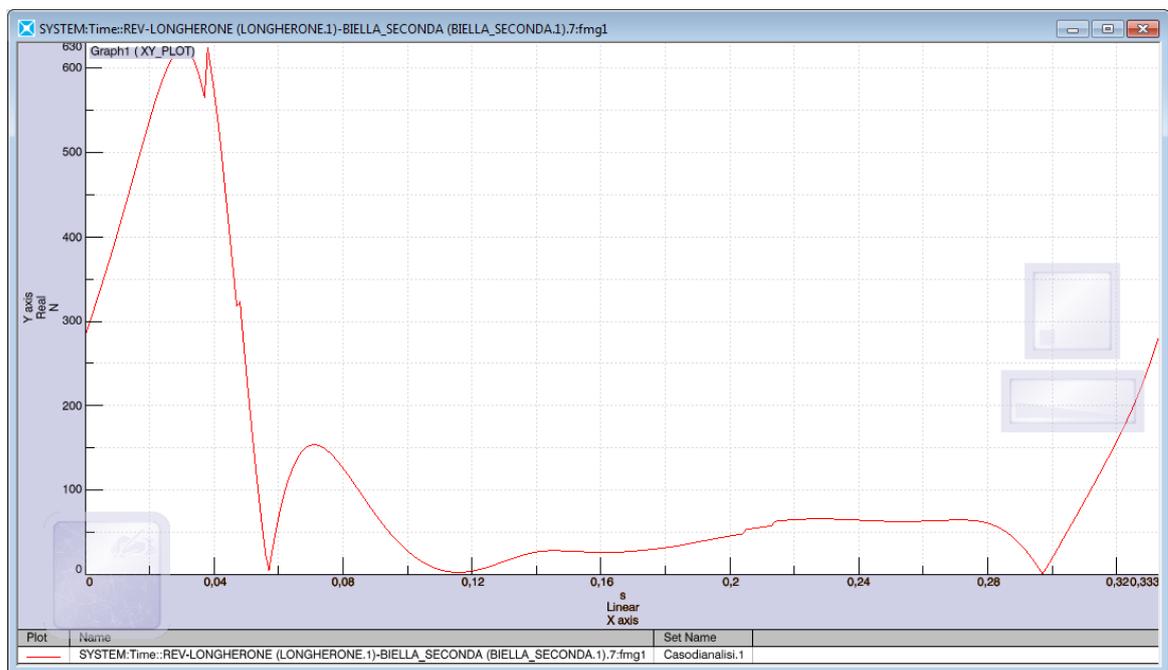


Figura 24: Modulo della forza scambiata tra longherone e biella-seconda.

4.1.6 Biella-seconda

Biella-seconda ha una struttura pensata appositamente per garantire un buon modulo di resistenza a flessione, contenendo i pesi. In un primo momento, pensando di realizzare un moto di *twist* nella semi-ala esterna è stata disegnata in due parti: un'anima che è drasticamente scaricata ed una copertura tubolare (figg.25-27). Quest'ultima viene calettata univocamente sull'anima grazie a due

scanalature (vedi fig.27). La copertura essendo cilindrica assolve anche un compito particolare: consente la rotazione delle centine che costituiscono la semi-ala esterna durante eventuali fasi di *twisting* attivo; la semi ala esterna è solidale a questo corpo. Dai risultati fluidodinamici è emerso che la torsione attiva dell'ala non contribuisca in maniera decisiva durante il battito, anche se potrebbe incrementare la spinta per raggiungere velocità superiori ai 15 m/s (velocità limite di progetto). Non essendo quindi previsto il twist attivo delle ali è stato modificato il componente biella-seconda, rimuovendo la copertura cilindrica (fig.28), in modo da poterlo alloggiare più comodamente all'interno del profilo alare e risolvere le problematiche di montaggio che nascono avendo l'esigenza di inserire un tubo su una struttura che presenta una curvatura. In questo modo si è persa l'elevata resistenza a flessione, se tuttavia si ritenesse opportuno limitare le deformazioni della stessa, si deve considerare il ripristino della parte tubolare, prevedendo opportune sequenze di montaggio.

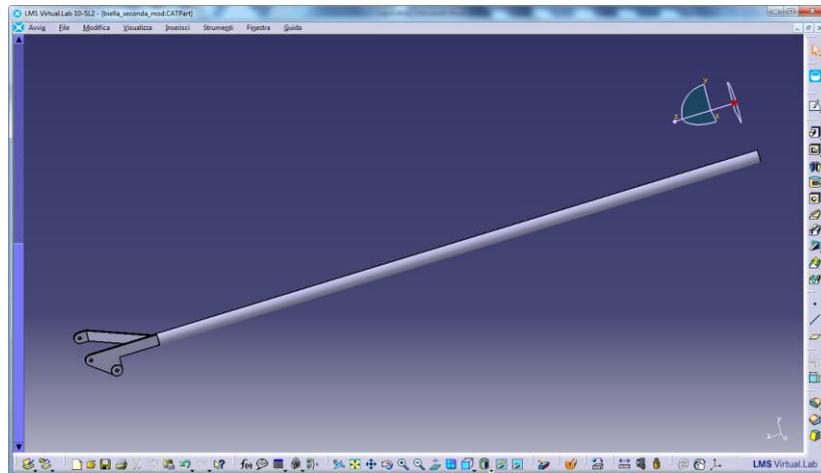


Figura 25: Biella-seconda versione assemblata del primo modello.

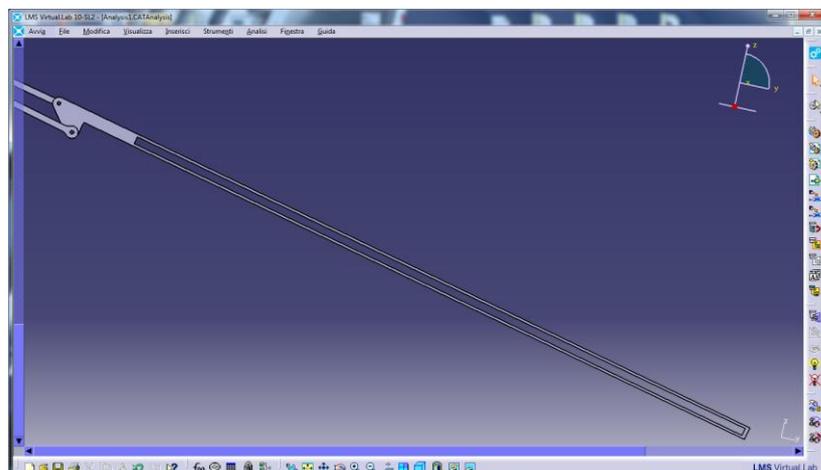


Figura 26: “Anima” di biella-seconda.

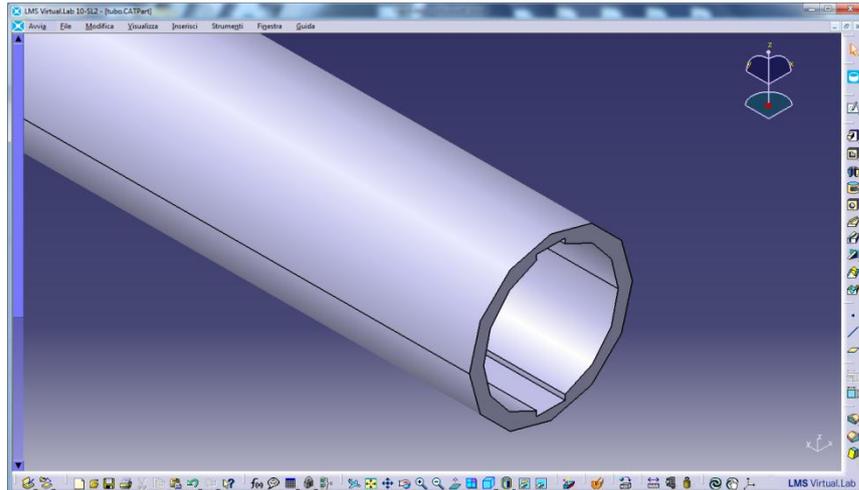


Figura 27: Copertura di biella-seconda, con scanalature.

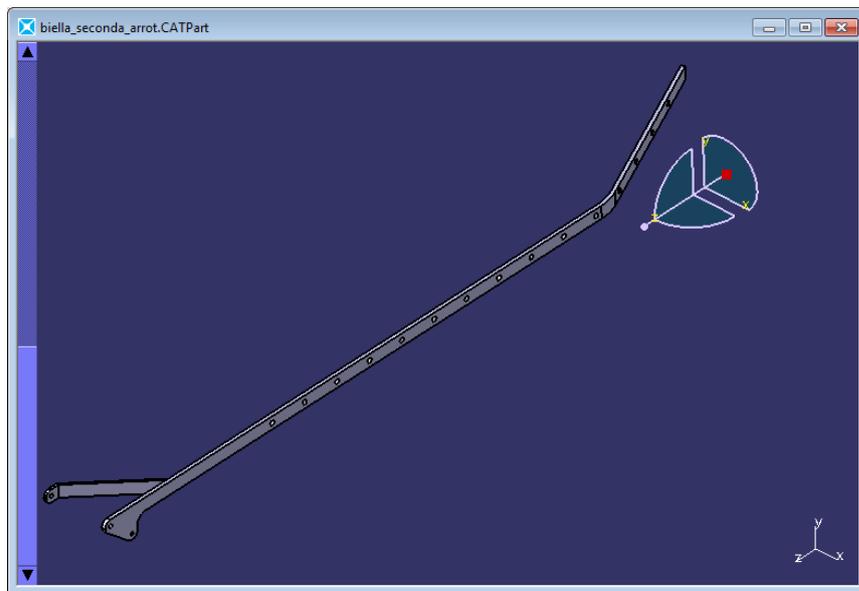


Figura 28: Versione finale di biella-seconda.

Mesh

Date le dimensioni di biella-seconda, la *mesh* realizzata consta di un numero molto alto di elementi, con la conseguenza di rallentare molto il calcolo. Inoltre, viste le sue condizioni di vincolo, non risulta particolarmente sollecitata, pertanto si potrebbe svolgere solamente una verifica statica del componente, individuando la sezione più sollecitata e ivi confrontando la tensione ideale con la tensione ammissibile. È tuttavia stata realizzata anche per lei la *mesh* con le relative spider-web come è possibile apprezzare in figg.29-30.

Caratteristiche della *mesh* della prima versione di biella-seconda:

- Elementi 3D tetraedrici (tet10)
- Dimensione 0.8 mm
- Numero elementi 579'248
- Numero *spider-web* 4

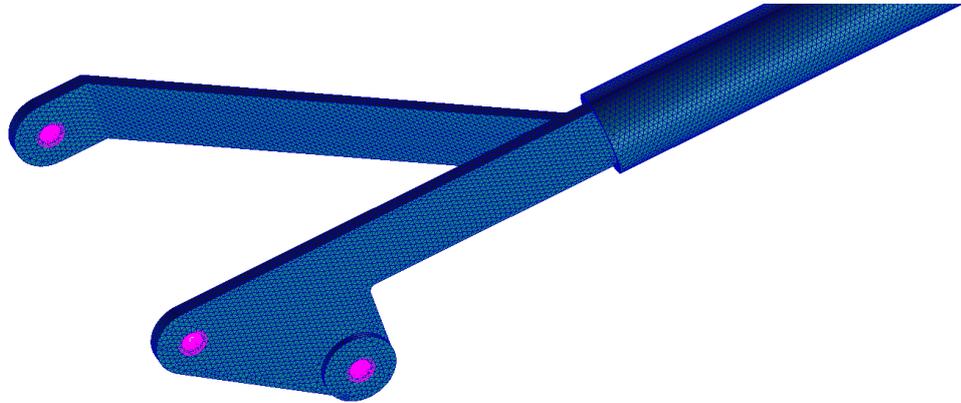


Figura 29: *Mesh* della prima versione di biella-seconda.

Caratteristiche della *mesh* della versione finale di biella-seconda:

- Elementi 3D tetraedrici (tet10)
- Dimensione 0.8 mm
- Numero elementi 275'656
- Numero *spider-web* 4

Si osservi che la versione finale di biella-seconda, non avendo la copertura circolare ha un volume inferiore rispetto alla prima versione, quindi risulta ridotto anche il numero di elementi che costituiscono la *mesh*.

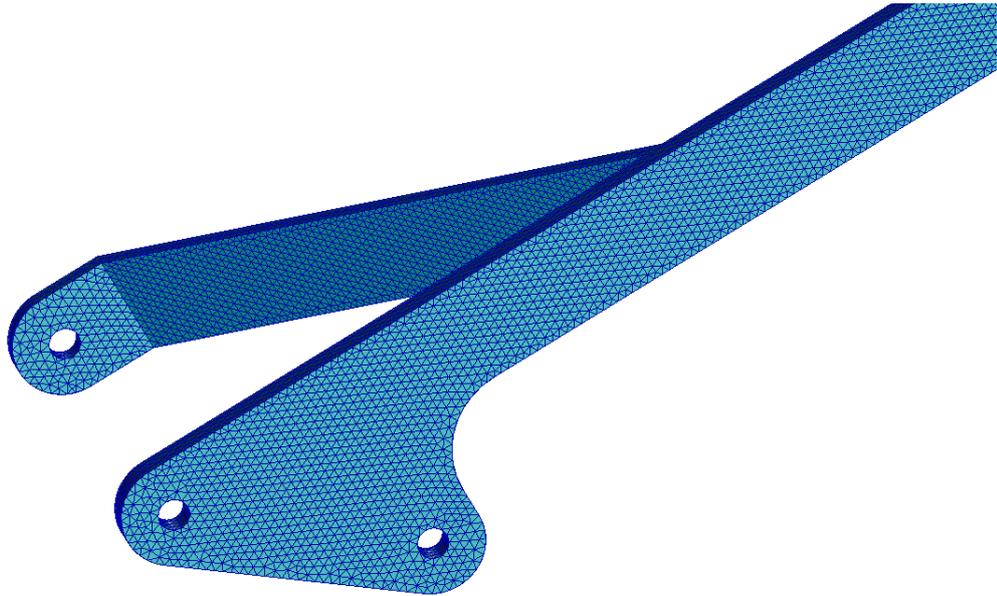


Figura 30: griglia di calcolo della versione definitiva di biella-seconda.

Carichi e vincoli

La biella-seconda, nella parte di collegamento con bilanciere e longherone, è un corpo con due cerniere e può essere schematizzato come un'asta. La verifica è stata effettuata considerando la massima tensione di trazione nella sezione minima tra i due perni. La porzione a sbalzo di biella-seconda è invece caricata solamente da un momento flettente, dovuto alle forze aerodinamiche; si fa notare che eventuali inflessioni della semi-ala, legate all'interazione fluido-struttura, non sono da considerarsi negativamente. E' stata in ogni modo anche verificata la resistenza di biella-seconda al picco delle forze aerodinamiche. Si noti che anche in questo caso la criticità è da ricercarsi nei punti in cui si genera una condizione di intaglio strutturale. In figg.31-32 si possono osservare le sollecitazioni a cui è sottoposta biella-seconda.



Figura 31: Andamento della resistenza applicata alla semi-ala esterna.

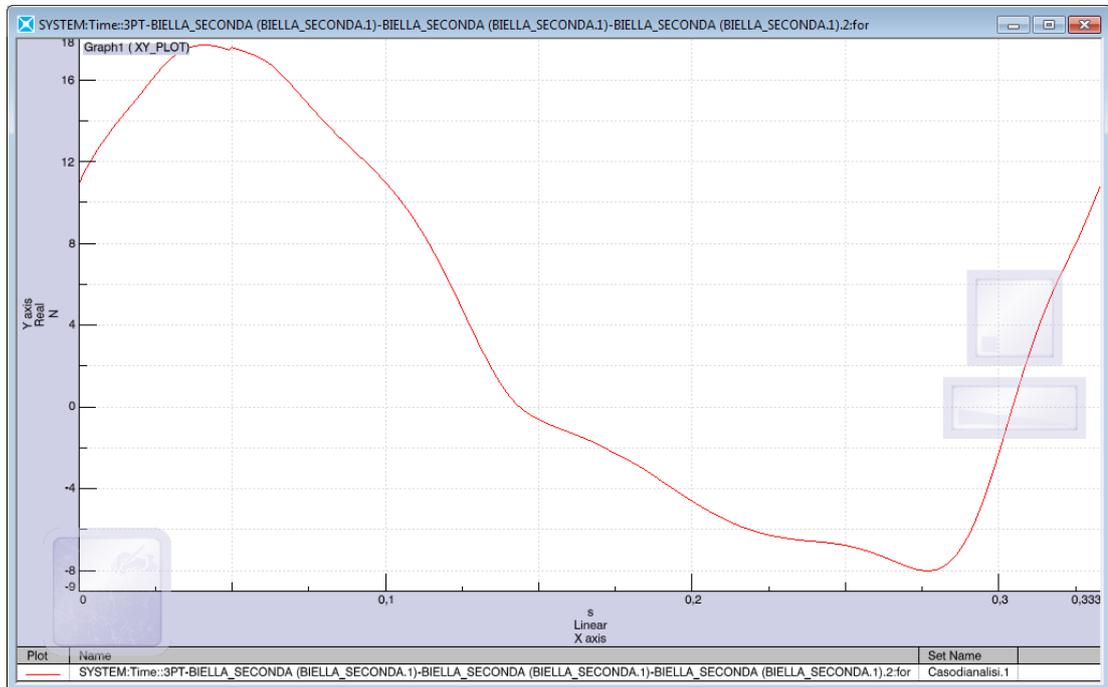


Figura 32: Andamento della portanza applicata alla semi-ala esterna.

4.2 Risultati

A conclusione dell'analisi strutturale si riportano i risultati ottenuti, in termini di tensioni e spostamenti. Il solutore utilizzato è il Nastran Craig-Bampton *solution feature* implementato nell'applicazione *flexible body design* di Virtual.Lab®; esso si basa sull'algoritmo di Craig-Bampton per la sovrapposizione di forme modali [1].

Per tenere conto della sovrapposizione modale è stato necessario esportare i fattori di partecipazione delle varie forme, che quantifica il contributo di ciascun modo di vibrare nella generazione di spostamenti e quindi delle tensioni. In particolare questo solutore impiega la seguente formula che esprime la combinazione tra carichi e forme modali per il calcolo delle tensioni locali nel tempo:

$$\sigma_{i,j}(x,t) = \sum_k c_{ij}^{(k)}(x) L_k(t)$$

Dove $c_{ij}^{(k)}(x)$ rappresenta il k -esimo modo nel punto x ed $L_k(t)$ è il k -esimo carico al tempo t . I risultati in termini di tensione sono stati calcolati secondo la tensione equivalente di Von Mises; si è scelto di ricercare l'istante di massima sollecitazione su un ciclo completo di battito, una volta raggiunta la velocità di regime.

Pertanto si presentano i componenti nella situazione più gravosa andando a verificare la congruenza delle sollecitazioni con i carichi e l'idoneità del componente. Per problemi di simulazione le parti del modello non presentano raccordi, pertanto si anticipa che i risultati evidenzieranno problematiche legate all'effetto degli intagli strutturali. Si sottolinea che in sede realizzativa gli intagli dovranno essere corretti.

4.2.1 Manovella

La distribuzione delle tensioni conferma le premesse; sostanzialmente si può rilevare che il disco non è gravato dalle tensioni generate dal battito, eccetto nella congiungente tra i due vincoli, pertanto si giustifica la realizzazione di fori circolari per alleggerirlo. Si sottolinea un modesto incremento della tensione, localizzato in presenza dell'intaglio strutturale, tra il disco ed il collare (fig.33); ciò si può facilmente risolvere predisponendo un opportuno raggio di raccordo. Per quanto riguarda il picco di tensione (che si verifica in superficie) in corrispondenza del perno a telaio, al centro della manovella, esso è generato dalla flessione che nasce per effetto del disallineamento dei punti di applicazione dei carichi. È occorso quindi incrementare la sezione

resistente del componente (aumentando lo spessore di qualche millimetro) per garantire di non uscire dal campo elastico del materiale.

Si noti inoltre che è stata trascurata l'interazione con la manovella dell'altra ala. Tale interazione può generare delle sollecitazioni perimetrali che si sfogano sui denti delle ruote dentate, tuttavia se dimensionati correttamente tali sollecitazioni non sono pericolose.

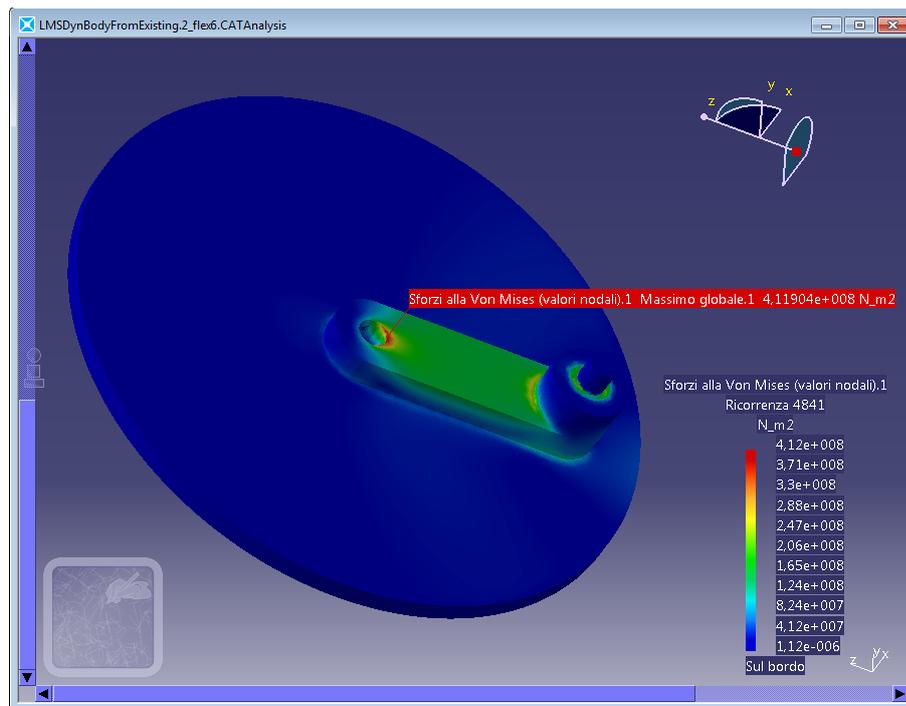


Figura 33: Distribuzioni delle tensioni equivalenti sulla manovella secondo Von Mises.

4.2.2 Biella

Questo componente è caricato prevalentemente a flessione-torsione, come si desume dalle figure sottostanti. In figg. 34-35 il perno inferiore è quello condiviso con la manovella, mentre quello superiore con il bilanciere. Come è lecito aspettarsi, il perno più sollecitato è quello di collegamento con longherone, tuttavia le tensioni massime si rivelano molto al di sotto del limite di snervamento, per cui il dimensionamento si rivela accettabile.

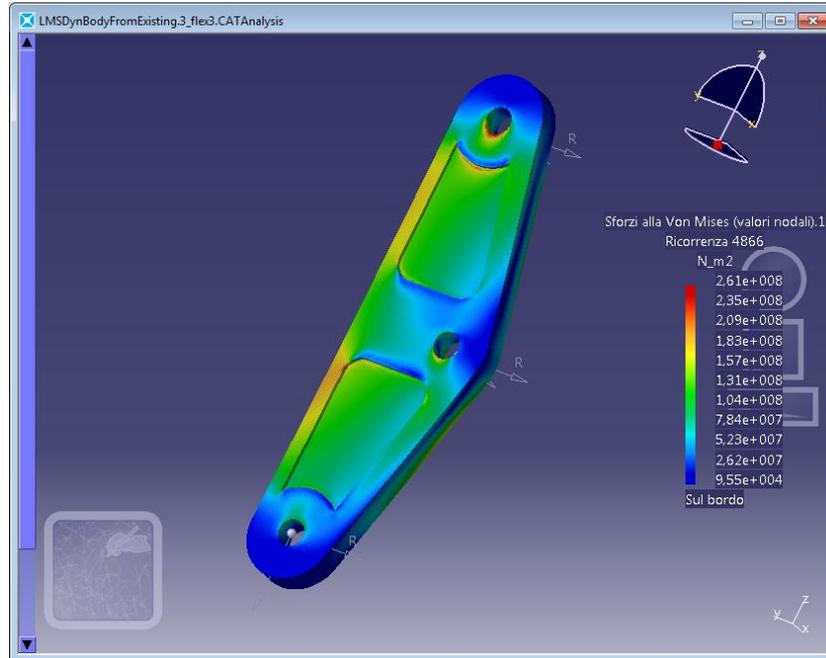


Figura 34: Distribuzioni delle tensioni equivalenti sulla biella secondo Von Mises.

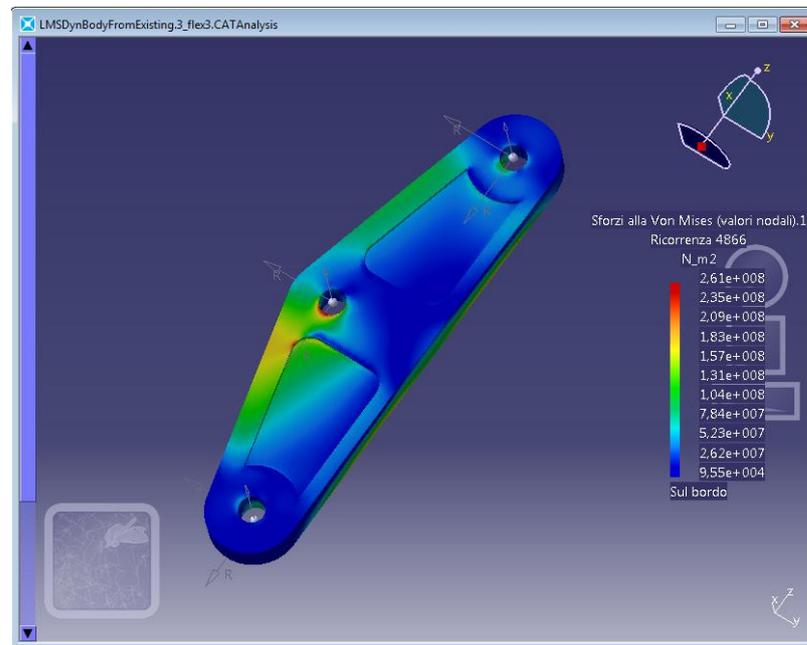


Figura 35: Distribuzioni delle tensioni equivalenti sulla manovella secondo Von Mises, sul lato opposto rispetto all'immagine precedente.

4.2.3 Bilanciere

Come è già stato detto, questo membro in seguito ai risultati preliminari è stato ridisegnato in modo da resistere adeguatamente ai carichi di lavoro. Come si può vedere in fig. 36, la geometria attuale

ne garantisce il corretto funzionamento anche quando è sottoposto alle condizioni più gravose. Particolare curioso nella distribuzione di tensioni è il punto centrale del bilanciere che risulta scarico per effetto della presenza della *spider-web*, che localmente irrigidisce la parte; di conseguenza i punti immediatamente circostanti ricevono la totalità delle sollecitazioni e quindi i nodi raggiungono valori di tensione più elevati. Questo fenomeno è legato alla realizzazione del modello numerico e pertanto è assente nella realtà.

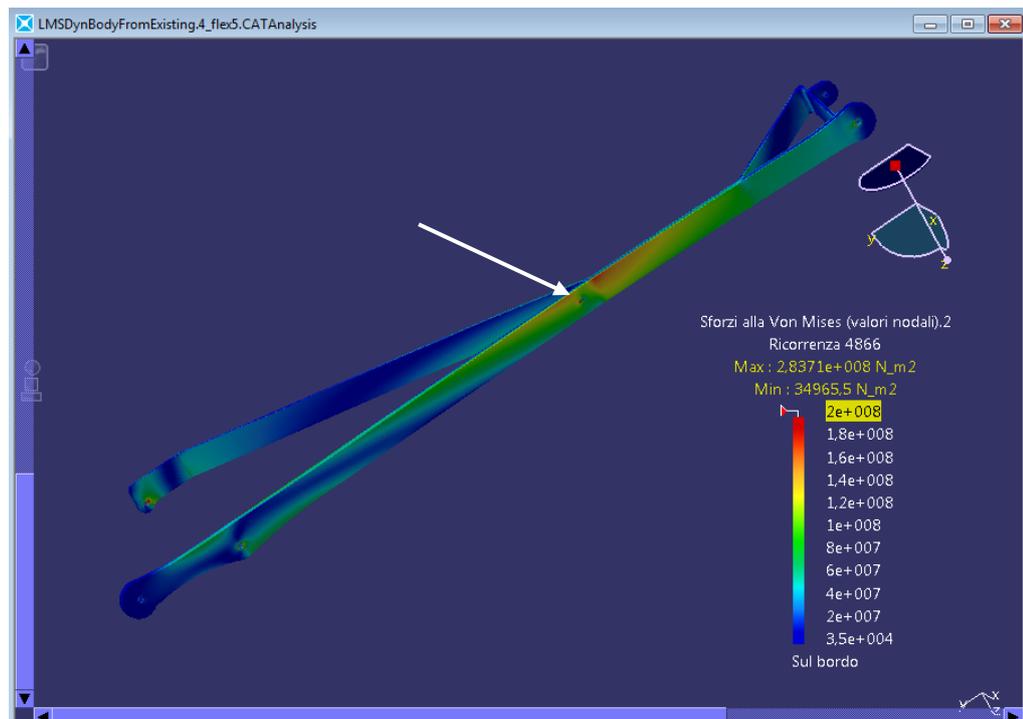


Figura 36: Distribuzioni delle tensioni equivalenti sul bilanciere secondo Von Mises.

4.2.4 Longherone

Il componente è complessivamente adeguato, le tensioni sono distribuite in maniera piuttosto uniforme essendo prevalentemente carichi assiali. Si segnala un modesto effetto di intaglio dovuto alla discontinuità geometrica; anche in questo caso si ritiene opportuno intervenire raccordando gli spigoli vivi (fig.37).

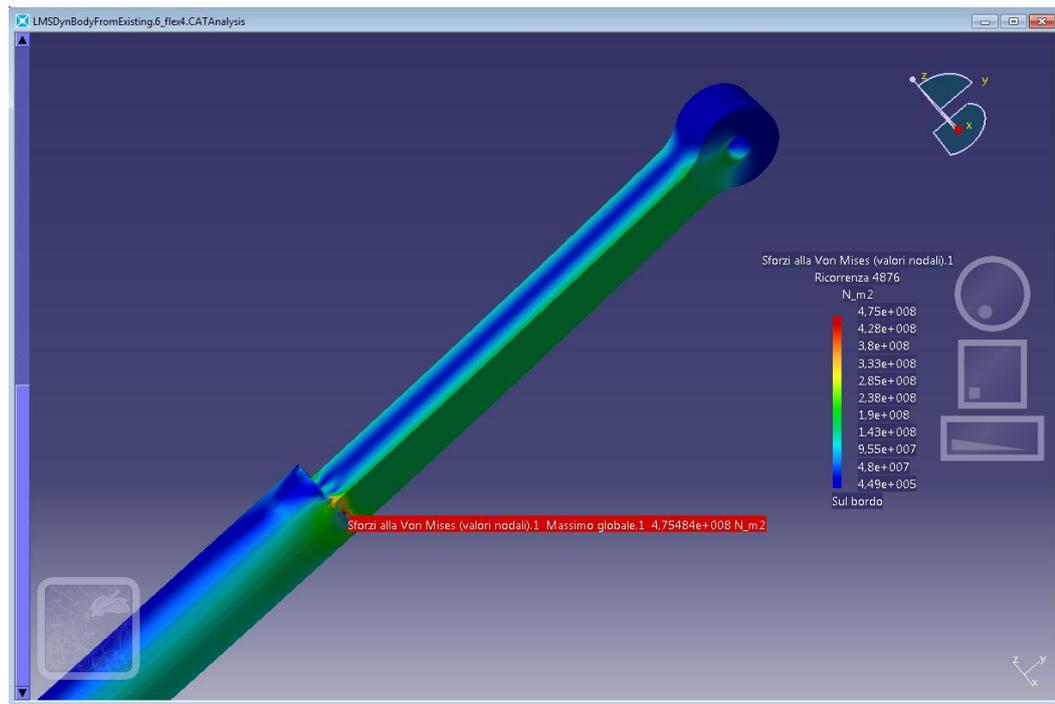


Figura 37: Distribuzione delle tensioni equivalenti sul longherone secondo Von Mises.

4.2.5 Biella-seconda

Per questa parte le criticità sono legate prevalentemente alla sua lunghezza, per cui ogni carico, seppur modesto, può generare un considerevole momento flettente. Si riportano i risultati per entrambe le geometrie studiate, secondo l'ordine in cui sono stati ottenuti.

Per quanto riguarda la prima geometria il carico grava prevalentemente sulla sezione rettangolare che, oltre ad avere una sezione resistente inferiore, è anche in una posizione sfavorevole, rilevando il massimo sforzo flessionale. D'altra parte invece il tubo, seppur necessario per la movimentazione delle centine della semi-ala esterna, è relativamente sollecitato, di conseguenza si propongono le seguenti modifiche:

- (i) aumentare la sezione resistente rettangolare dell'anima di biella-seconda,
- (ii) alleggerire la parte tubolare prevedendo dei fori ripetuti con passo costante per tutta la sua lunghezza.

L'incremento della sezione resistente dell'anima di biella-seconda ha permesso di ottenere i risultati in figg. 38-40, che mostrano un corpo uniformemente sottoposto ad un carico di lieve entità. La sezione più critica è quella in cui avviene il passaggio dalla sezione rettangolare a quella circolare, l'entità della tensione è dovuta alla discontinuità geometrica, pertanto si evidenzia ancora una volta l'esigenza di limitare la presenza di intagli nelle parti, in sede realizzativa. Pur non essendo stato svolto per non appesantire ulteriormente i calcoli, potrebbe essere opportuno aumentare localmente il numero di elementi della *mesh* nella zona più critica per conoscere più nel dettaglio la distribuzione delle tensioni (vedasi fig. 40).

La modifica (ii) ha lo scopo di alleggerire il componente e si ritiene applicabile, tuttavia, sarà realizzabile una volta note la quantità e la posizione delle centine dell'ala esterna.

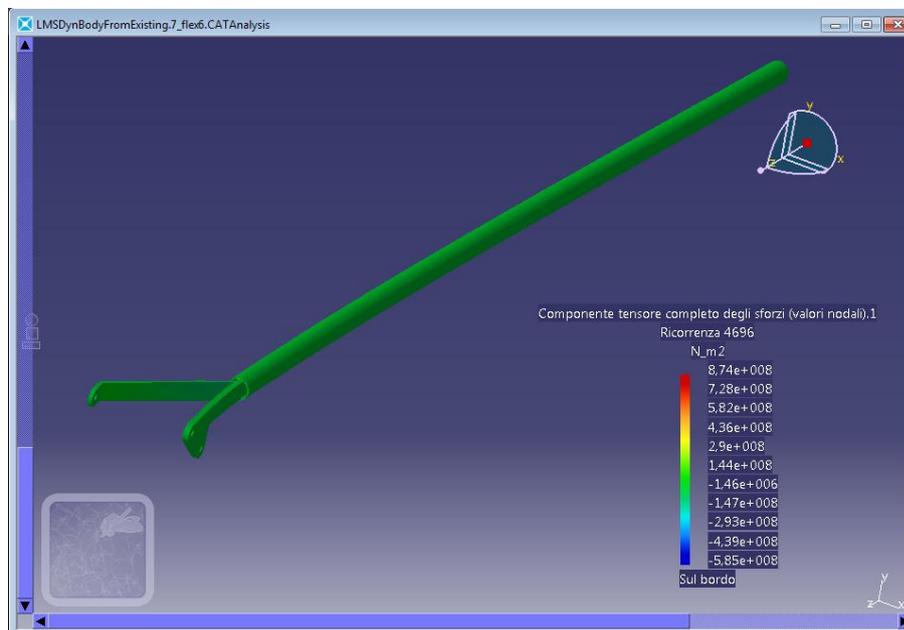


Figura 38: Distribuzioni delle tensioni equivalenti su biella-seconda secondo Von Mises.

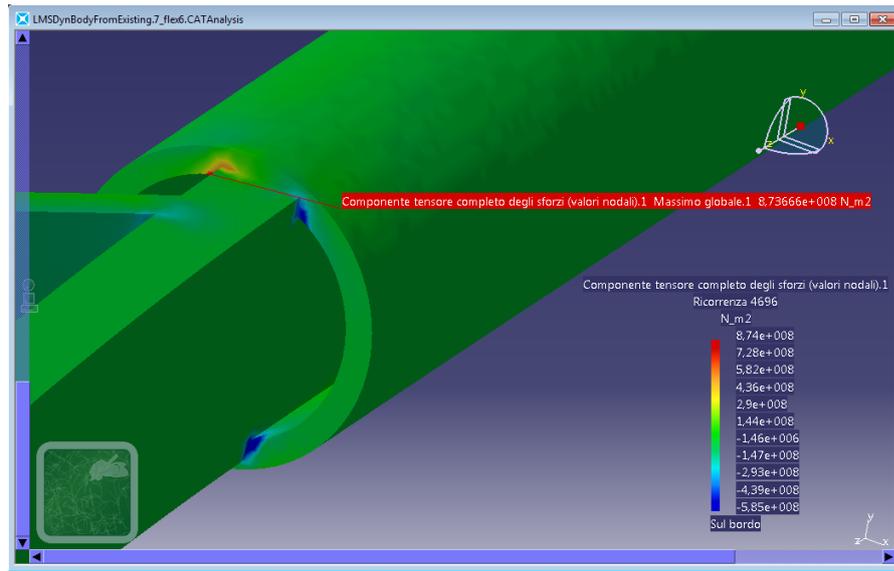


Figura 39: Dettaglio del punto con la massima sollecitazione di biella-seconda

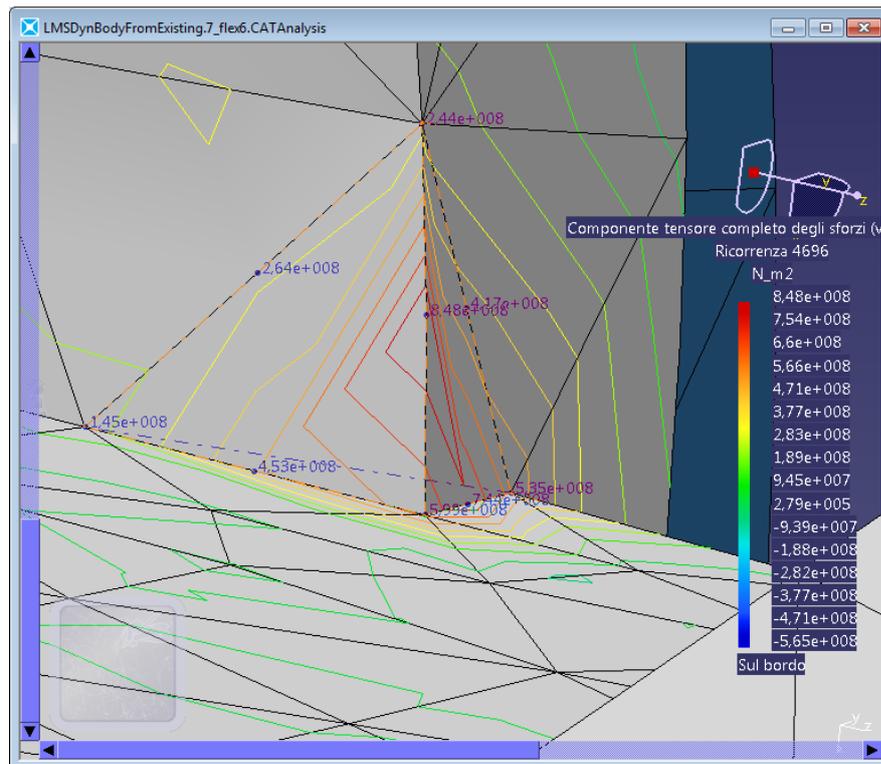


Figura 40: Dettaglio della mesh di biella-seconda nel nodo più sollecitato

Nella seconda geometria proposta, si sono risolti i problemi di intaglio legati al passaggio da una sezione circolare ad una rettangolare, tuttavia il componente nella parte interessata dal carico flessionale risulta complessivamente più sollecitato del precedente, in altre parole tutto il materiale di cui è costituita la parte deve contribuire alla resistenza del pezzo, quindi non vi è materiale in eccesso. In corrispondenza dei fori di scarico della struttura posti tra il centro di spinta della semi-ala e le cerniere, si individuano i massimi picchi di tensione che tuttavia rimangono decisamente al di sotto della tensione di snervamento (fig.41).

Complessivamente le sollecitazioni sono modeste e pertanto la parte si ritiene accettabile, eventualmente per limitare concentrazioni locali di tensione si possono eliminare i quattro fori più interni e più sollecitati. Anche in questa parte si possono notare gli effetti relativi alla spider-web per l'applicazione dei carichi aerodinamici (fig.42).

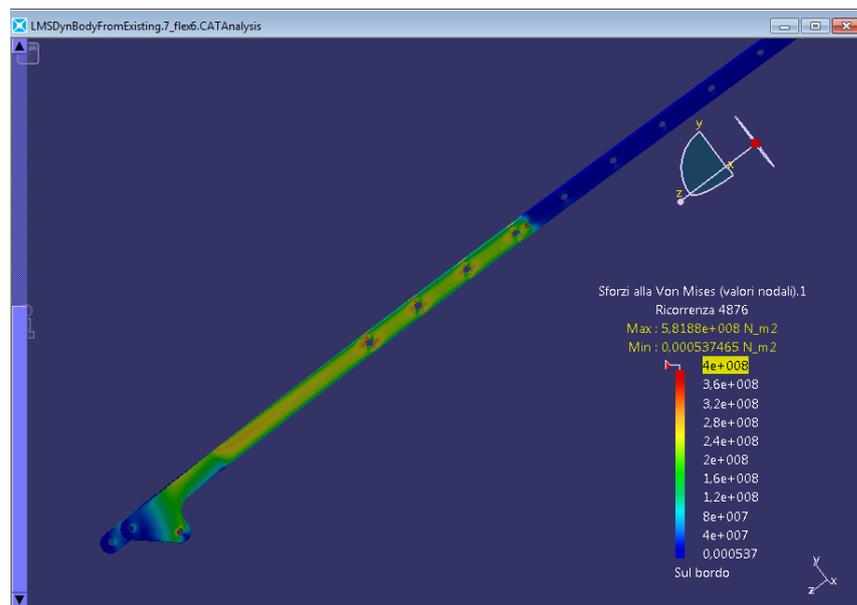


Figura 41: Distribuzioni delle tensioni equivalenti secondo Von Mises su biella-seconda definitiva.

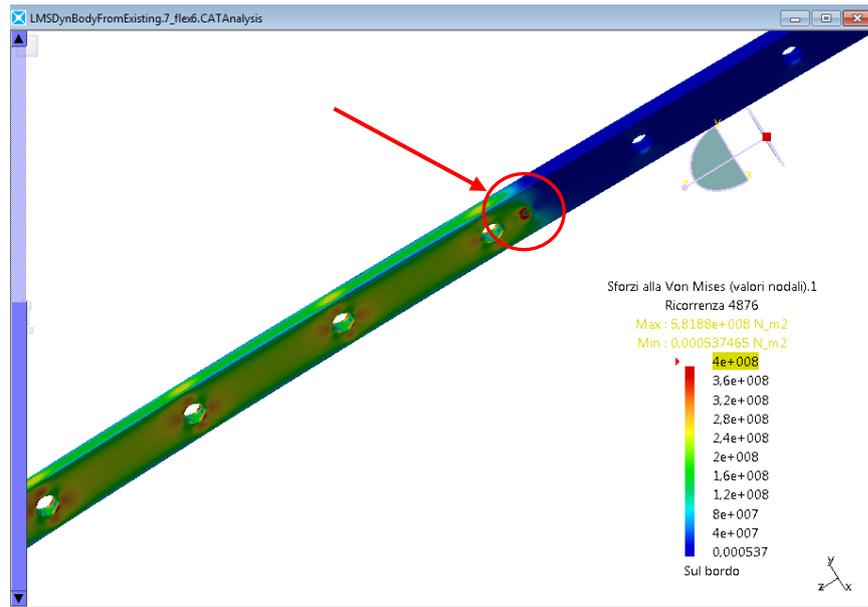


Figura 42: Dettaglio di biella-seconda dei fori e del punto di applicazione dei carichi aerodinamici.

Dal punto di vista degli spostamenti si ritiene interessante presentare i componenti per i quali si riscontrano i massimi scostamenti dalla posizione indeformata, che sebbene non influiscano da un punto di vista strutturale, non compromettendone la resistenza, possono modificare il comportamento aerodinamico delle ali. I membri che verranno presentati sono dunque quelli che costituiscono l'ala: bilanciare, longherone e biella-seconda. Qualora gli spostamenti si ritengano considerevoli occorrerà stabilire un criterio di accettabilità in quanto è evidente che non si possa evitare di scendere a compromessi tra spostamenti e dimensione dei componenti; sarebbe infatti possibile dimensionare le varie parti in modo da ottenere una freccia di inflessione nulla ma a prezzo di pesi possibilmente incompatibili con il volo.

Di seguito si riporta la distribuzione degli spostamenti dei tre membri citati; la deformata di questi corpi è compatibile a quella di una trave appoggiata, caricata agli estremi (fig. 43); infatti ciascuno di essi presenta due nodi, con spostamento nullo (di colore blu), mentre al centro ed ai lati si hanno i massimi spostamenti. Le deformate riportate nelle figg. 44-47 sono quelle relative all'istante di massima sollecitazione e pertanto sono i massimi spostamenti che si realizzano in un ciclo.

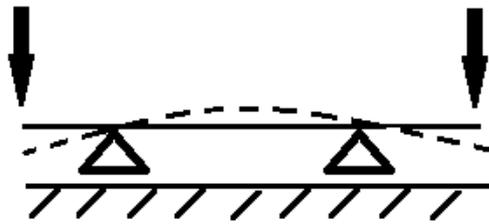


Figura 43: Deformata di una trave appoggiata caricata agli estremi

Complessivamente la deformata è compatibile con i carichi applicati, in particolare risulta evidente lo spostamento generato dalla sollecitazione di torsione a causa delle forze aerodinamiche sulla semi-ala esterna.

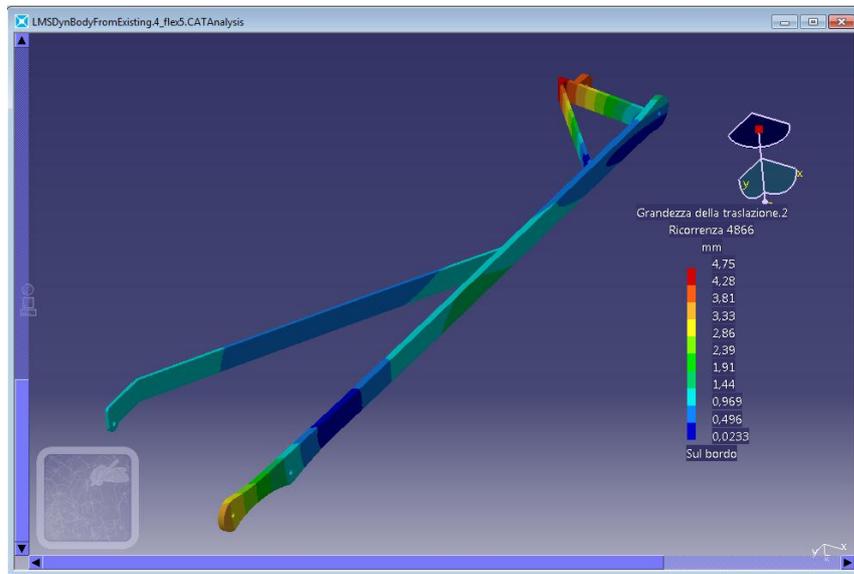


Figura 44: Spostamenti del bilanciere rispetto alla configurazione indeformata

Come è possibile constatare dalle figg. 44-47 gli spostamenti massimi risultano comunque contenuti entro i 18 mm, valore massimo individuato nel componente biella-seconda. Considerando le approssimazioni dei metodi computazionali impiegati sia in sede strutturale, sia per lo studio degli aspetti fluidodinamici, utilizzo di *mesh* dinamica-deformabile ecc. si è stimato poco influente l'effetto di tali spostamenti sulla legge oraria del battito alare.

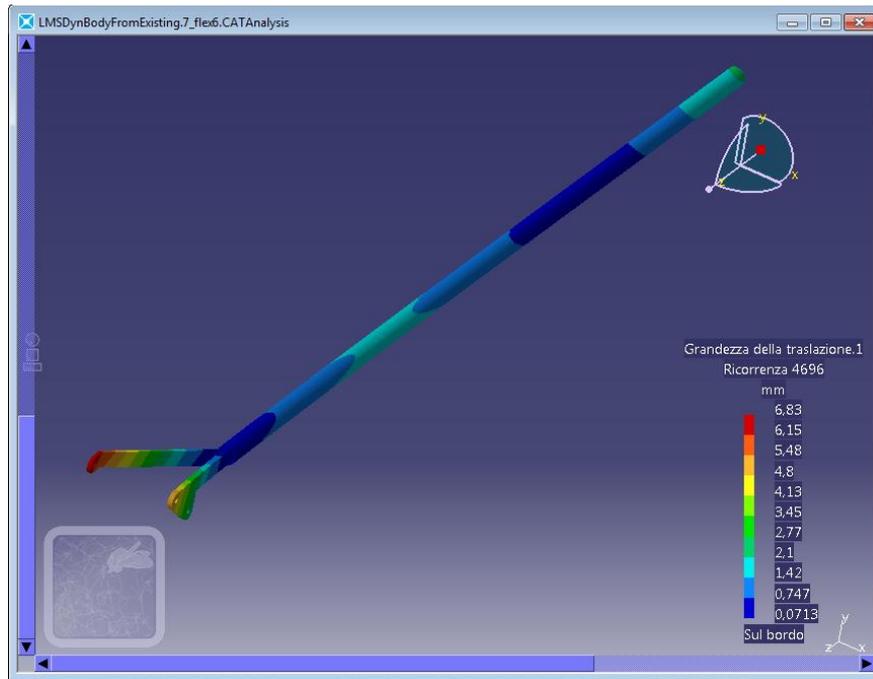


Figura 45: Spostamenti di biella-seconda rispetto alla configurazione indeformata, prima versione

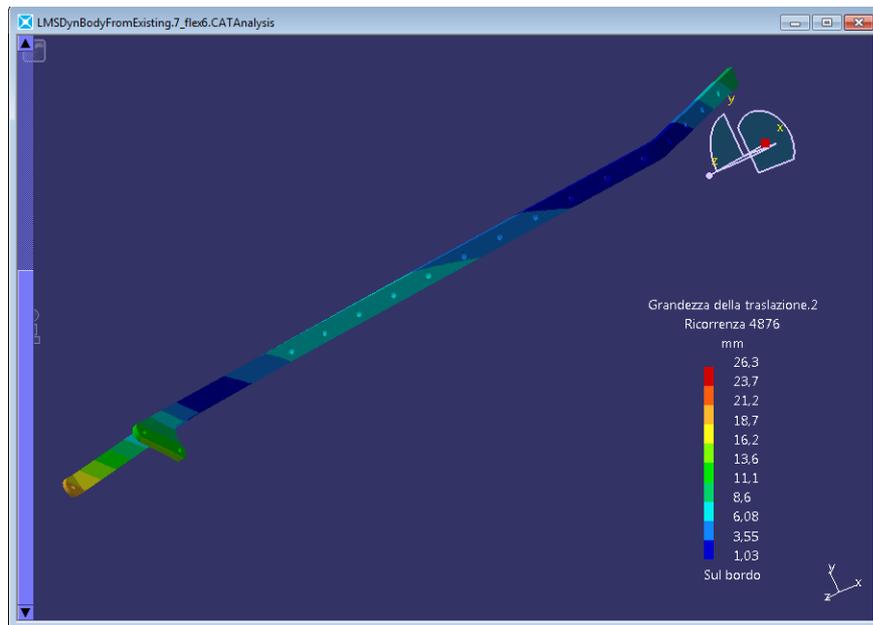


Figura 46: Spostamenti di biella-seconda rispetto alla configurazione indeformata, versione definitiva

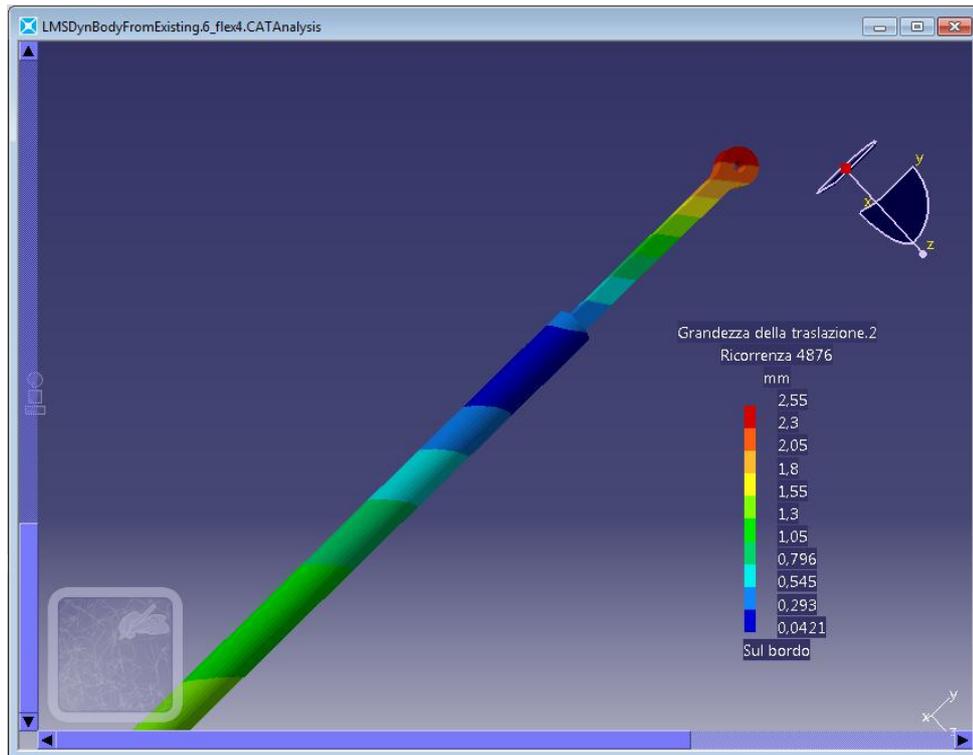


Figura 47: Spostamenti del longherone, la deformata del componente è simmetrica

Per validare i risultati si è condotta la simulazione strutturale anche con LMS Samcef Mecano®, *software* specifico che utilizza gli elementi finiti per modellare i comportamenti dinamici dei corpi flessibili, pur essendo in grado di interagire con le informazioni tipiche di un *multibody*, ad esempio la definizione di coppie cinematiche come le cerniere. Questo *software* si è rivelato interessante anche per possibili sviluppi futuri, infatti consente di eseguire la simulazione di comportamenti fortemente non lineari come quello della fibra di carbonio. A scopo rappresentativo si è realizzato un modello che avesse un membro, la biella, in fibra di carbonio; i risultati ricalcano con buona approssimazione quelli ottenuti con Virtual.Lab.

4.3 Risultati SAMCEF®

A differenza del solutore di Virtual Lab® che utilizza la sovrapposizione modale, SAMCEF® ad ogni *step* di calcolo fa una soluzione *fem* di conseguenza l'analisi risulta molto "pesante" ma più accurata, la durata media di calcolo è di qualche decina di ore.

I risultati ottenuti riguardano le frequenze proprie di tutto il meccanismo nella posizione di ala completamente estesa, in particolare evidenziano che esiste un modo proprio a 10 Hz, molto vicino a quello di battito (3 Hz), il che potrebbe giustificare l'ampiezza degli spostamenti. Le frequenze

successive sono a 30 e 72 Hz. Si consideri che per effetto della massa aggiunta delle centine e della copertura delle ali il modo a 10 Hz tende a spostarsi verso il basso.

Complessivamente i risultati raggiunti con SAMCEF® forniscono indicazioni preziose, potrebbe essere interessante per il futuro approfondire l'analisi studiando il meccanismo nel suo insieme per tutte le posizioni di battito, infatti al variare della posizione dei vari membri si registreranno delle variazioni nel valore della frequenza che identifica i modi propri, comunque si possono già ritenere soddisfacenti i risultati ottenuti (fig.48). Un altro possibile sviluppo futuro, che coinvolga questo software, è l'analisi del meccanismo realizzato in fibra di carbonio.

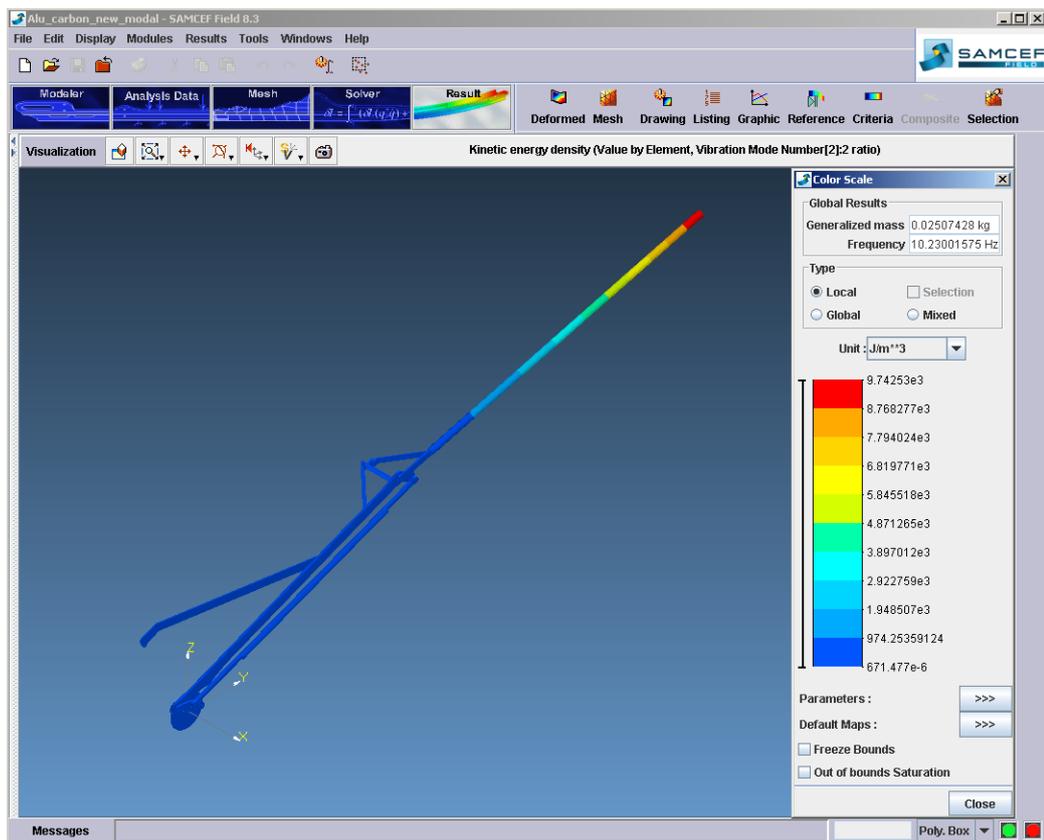


Figura 48: Screenshot dei risultati ottenuti con SAMCEF®

4.4 Considerazioni su coppia e potenza del motore

Quando si considera un meccanismo a corpi rigidi le forze di inerzia su un periodo non compiono lavoro; se si studia un sistema flessibile e deformabile, questa ipotesi decade e occorrerebbe tener conto anche di esse. Tuttavia poiché contribuiscono minimamente si possono ritenere in prima

approssimazione trascurabili; quindi la potenza è assorbita interamente dai carichi fluidodinamici e dagli attriti nei perni.

Per valutare la coppia e quindi la potenza necessaria al meccanismo si è fatto riferimento all'assieme rigido, in cui è stato introdotto l'attrito coulombiano nei perni. Al fine di rendere maggiormente dettagliato lo studio si sono applicati vari fattori d'attrito dinamico a parità di superficie di contatto; di seguito si riportano i risultati a confronto, si osservi che per anche in assenza di attriti, per effetto delle forze aerodinamiche è necessaria una potenza totale di 68 W. Come è prevedibile l'andamento della coppia alterna fasi di picco ad intervalli in cui la richiesta è pressoché nulla, quindi la richiesta di potenza si è calcolata valutando la coppia media su un periodo (tab.4), considerando un battito alla frequenza di 3 Hz; le figg.49-52 riportano l'andamento nel tempo della coppia richiesta.

Tabella 4: Potenza richiesta al variare dell'attrito nei perni.

	<i>Fattore di attrito dinamico</i>	<i>Coppia media per ala [Nm]</i>	<i>Potenza per ala [W]</i>	<i>Potenza totale [W]</i>
<i>Assenza di attrito</i>	0	1.8	33.98	68
<i>Attrito volvente (microscuscinetti a sfere)</i>	0.025	1.95	36.87	73.74
<i>Superfici rivestite in Teflon</i>	0.05	2.1	39.76	79.52
<i>Attrito radente</i>	0.2	4.4	82.8	165.6

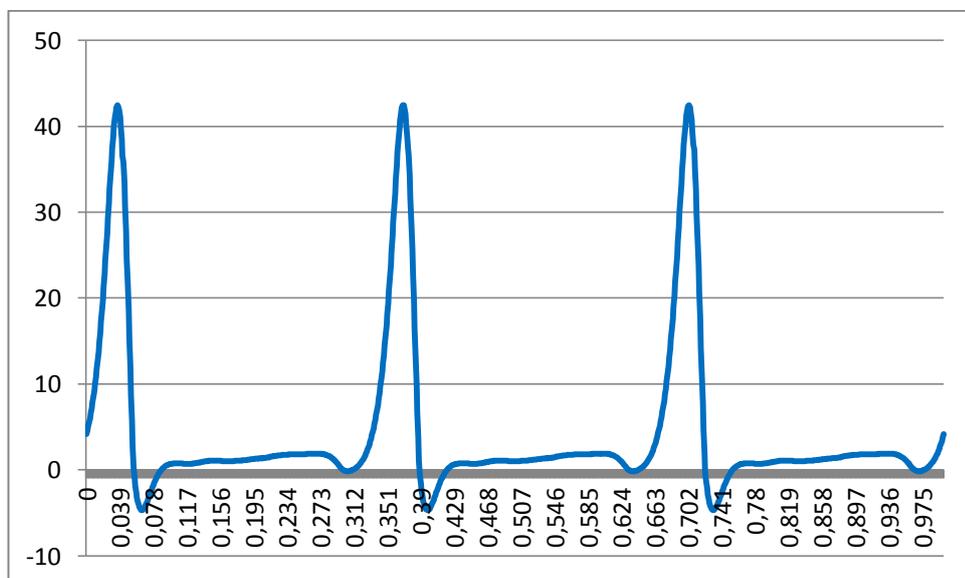


Figura 49: Andamento della coppia nel tempo per il caso "attrito radente".

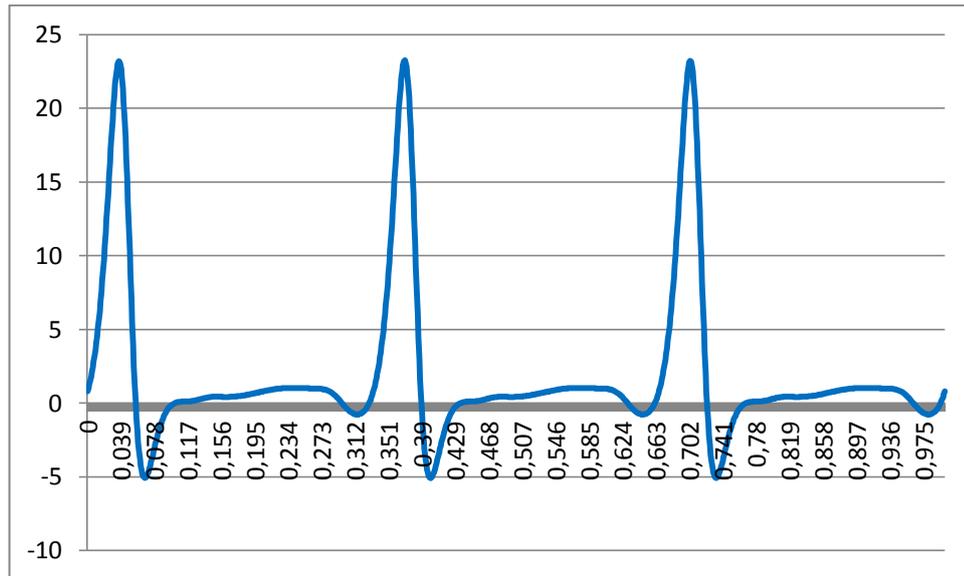


Figura 50: Andamento della coppia nel tempo per il caso “attrito volvente”.

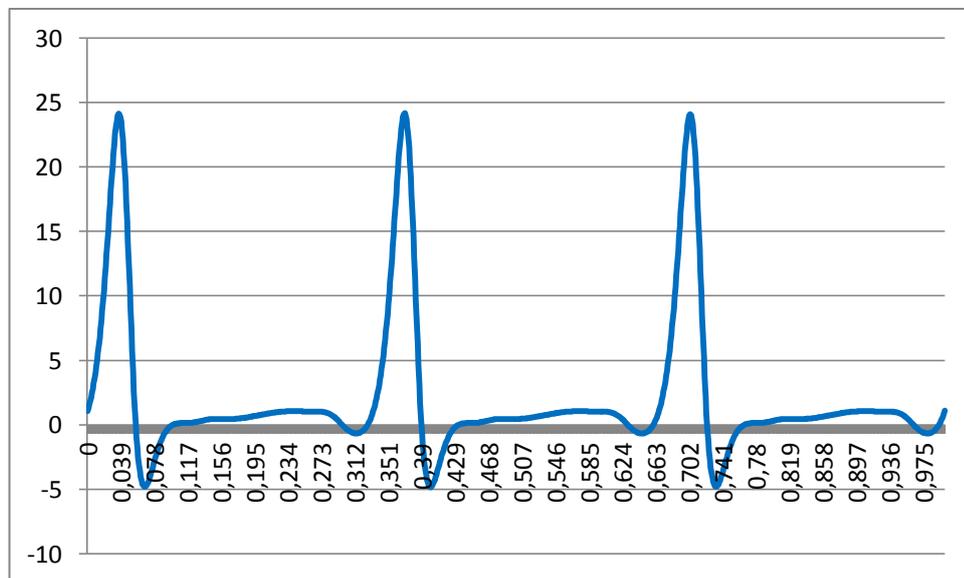


Figura 51: Andamento della coppia nel tempo per il caso “attrito teflon”.

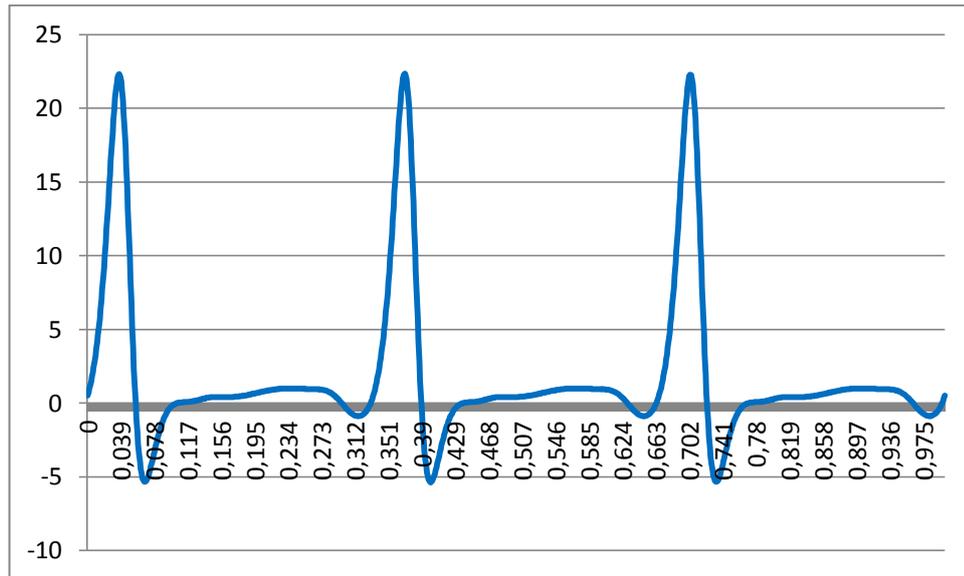


Figura 52: Andamento della coppia nel tempo per il caso “assenza di attrito”.

Per quanto riguarda il numero di giri, esso dipende dalla tipologia di motore scelto; si ritiene ragionevole indicare come valore indicativo 10000 giri/min. Considerando le necessità di compattezza del motore, data l'applicazione vicina alla modellistica si consiglia di ricercare un motore compatto, ad alta velocità di rotazione; si faccia riferimento al motore Graupner *brushless* usato nel modello Festo (fig. 53)[3]. Un motore *brushless* presenta inoltre il vantaggio di poter essere regolato con altissima efficienza, qualora si intenda ridurre la frequenza di battito una volta raggiunta la velocità di crociera opportuna. Una volta individuato il motore occorrerà allineare le sue esigenze a quelle del carico adottando un opportuno riduttore.



Figura 53: Motore Graupner Compact 135 7.4V. Peso 18.5 g; diametro 27.7 mm; lunghezza 13.5 mm; 12728 rpm (in assenza di carico); diametro dell'albero 3 mm.

4.5 Bibliografia

- [1] Roy Craig and Mervyn Bampton, *Coupling of Substructures for Dynamics Analysis*, *AIAA Journal*, Volume 6, No. 7, 1968, Pages 1313-1319.
- [2] Joel Guerrero, *Skybird Preliminary Design – Aerodynamic Envelope*, *Relazione Tecnica 8-2012/Selex Galileo MUAS*, 23/09/2012.
- [3] <http://www.v-eastonline.com/products/GRAUPNER-COMPACT-135-7,4V.html>.

5. Analisi di Stabilità

Gli obiettivi dello studio di stabilità sono l'individuazione della posizione del centro di massa lungo l'asse della fusoliera, per garantire la stabilità del velivolo, la verifica del dimensionamento preliminare della coda ed il calcolo delle superfici di controllo minime; infatti essendo i carichi variabili nel tempo, anche in assenza di perturbazioni è necessario esercitare un'azione di controllo sul velivolo.

5.1 Definizione di stabilità

Se si considera un sistema di forze che agisce su un corpo, esso è detto "in equilibrio" se sono soddisfatte le equazioni cardinali della statica, ossia se sono verificati gli equilibri tra forze e momenti, rispetto ai gradi di libertà del corpo stesso. La stabilità studia l'equilibrio del corpo e la sua conservazione a seguito di una perturbazione.

Quando un sistema è perturbato può rispondere in modi differenti a seconda del tipo di equilibrio del punto iniziale. Nell'esempio in fig.1 si vede il comportamento del sistema al variare della posizione di equilibrio iniziale: nel primo caso una piccola variazione delle condizioni causa un richiamo del sistema verso il punto di equilibrio (equilibrio stabile), nel secondo porta a nuove configurazioni di equilibrio (equilibrio indifferente), nel terzo causa un allontanamento verso un'altra condizione di equilibrio stabile (equilibrio instabile).

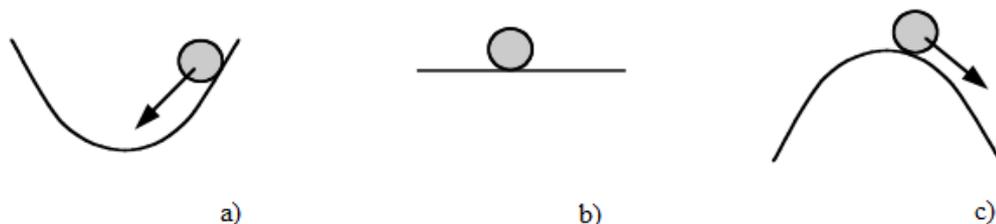


Figura 1: Differenti condizioni di equilibrio statico, a) è stabile, b) è indifferente, c) è instabile.

Quindi l'equilibrio del sistema, da solo non assicura che esso si conservi nel tempo, qualora venga perturbato, la ricerca delle condizioni da rispettare per la conservazione dell'equilibrio è compito della stabilità. Per stabilità di un sistema si intende quindi la sua capacità di mantenere le sue grandezze in uscita entro valori limitati a fronte di variazioni limitate delle grandezze ai suoi ingressi. Se la risposta del sistema tende, con l'andare del tempo, a stabilizzarsi verso la posizione di equilibrio iniziale, si parla di stabilità asintotica o di sistema asintoticamente stabile [1].

Nella dinamica del volo occorre distinguere tra stabilità statica e dinamica; un corpo in equilibrio è detto staticamente stabile se, una volta perturbato, la risposta del sistema tenderebbe a ricondurlo verso la posizione iniziale. Se si considera il moto che può avere origine come conseguenza della perturbazione, si studia la stabilità dinamica, caratterizzata da oscillazioni smorzate, amplificate o neutre; in particolare osservando la fig.2 essa può essere positiva (a), negativa (b) e neutra (c). Quando la stabilità dinamica è negativa il sistema è detto dinamicamente instabile.

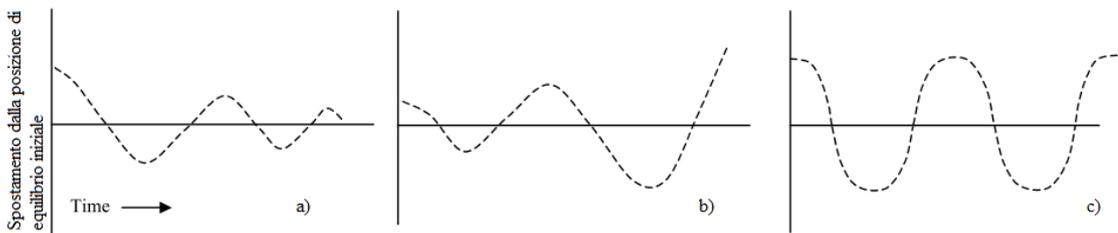


Figura 2: Differenti condizioni di stabilità dinamica di un sistema staticamente stabile, a) è positiva, b) è negativa, c) è neutra.

È necessario che un sistema presenti entrambe le forme di stabilità (fig.3-a) per evitare comportamenti anomali come quello in fig.3-b, in cui il sistema considerato (stabilità longitudinale di un velivolo) è dinamicamente stabile ma non staticamente, per cui la risposta diverge dalla posizione iniziale.

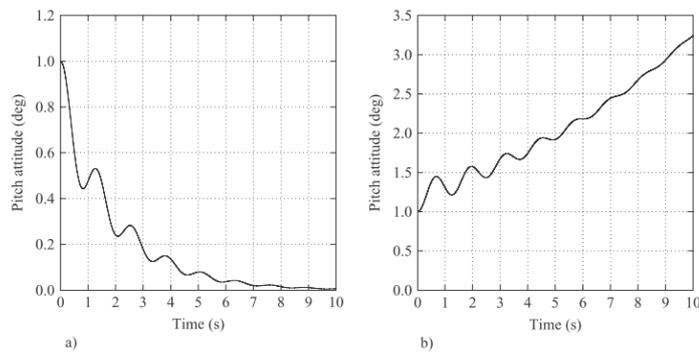


Figura 3: Due sistemi dinamici a confronto, il primo a) è stabile sia staticamente sia dinamicamente, il secondo b) è stabile solo dinamicamente. Il sistema considerato in figura è un aereo, in particolare si rappresenta l'angolo di beccheggio (*pitch*) da cui dipende la stabilità longitudinale.

Applicando questi concetti ai velivoli si possono individuare, in riferimento ad un sistema d'assi solidale al corpo, tre condizioni di stabilità:

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

E' opportuno notare che mentre la *stabilità longitudinale* può essere studiata indipendentemente dalle altre, la *trasversale* e *direzionale* sono intimamente correlate e suddividerle è solo un esercizio matematico. Infatti, mentre una rotazione di *beccheggio* non produce alcun movimento intorno agli assi di *rollio* o *beccheggio*, al *rollio* si accompagna sempre *imbardata* e viceversa.

5.2 Descrizione del modello matematico

Un modello matematico di base, come quello che seguirà, può essere ricavato assimilando il velivolo ad un corpo rigido, pertanto le equazioni utilizzate per descrivere il problema sono le equazioni cardinali della meccanica:

$$\vec{F} = m \left(\frac{d\vec{V}}{dt} \right)_{F_i}$$

$$\vec{M} = \left(\frac{d\vec{H}}{dt} \right)_{F_i}$$

dove con \vec{F} e \vec{M} si indicano le risultanti delle forze e dei momenti, \vec{V} è il vettore velocità del baricentro, \vec{H} è il momento rispetto al baricentro delle quantità di moto (momento angolare); le derivate di queste quantità sono fatte rispetto al riferimento inerziale F_i [2].

Nel caso considerato si intende studiare la stabilità longitudinale del velivolo in assenza di sistemi di controllo, pertanto occorre specificare le equazioni per il caso di interesse. Le forze agenti nel piano longitudinale sono portanza, resistenza, spinta e peso; il momento di beccheggio o momento longitudinale è la risultante dei momenti aerodinamici generati dai vari elementi costituenti il velivolo, inoltre occorre conteggiare anche l'effetto dei carichi inerziali prodotti dal battito. Il modello proposto in fig.4 riferisce tutte le lunghezze alla corda aerodinamica media (MAC), per cui si ritiene opportuno dare la definizione dei principali riferimenti aerodinamici.

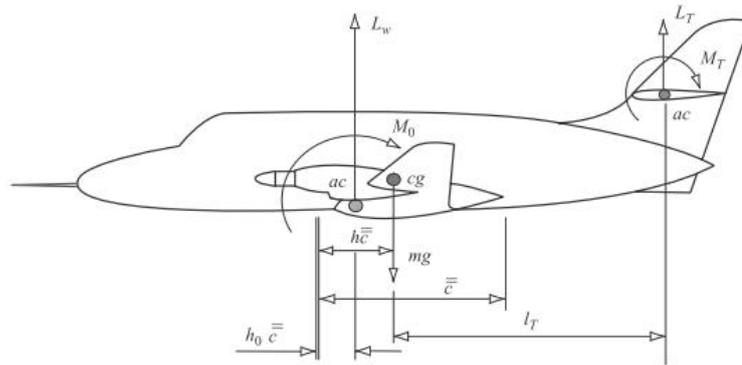


Figura 4: Schema delle forze e dei momenti per lo studio della stabilità longitudinale.

MAC è la corda aerodinamica media, definita come:

$$\bar{c} = \frac{\int_{-s}^s c_y^2 dy}{\int_{-s}^s c_y dy}$$

dove $s = b/2$; il MAC si individua proiettando la lunghezza \bar{c} sull'asse della fusoliera come è possibile vedere in fig.5.

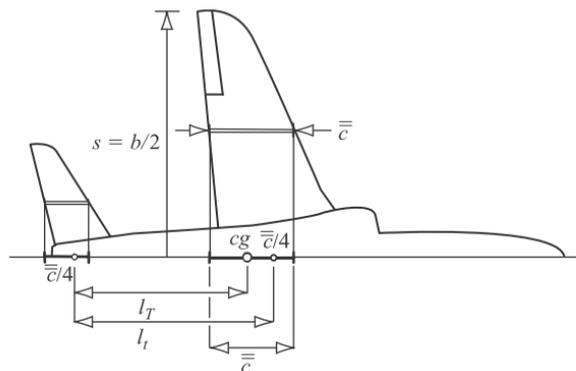


Figura 5: Esempificazione della proiezione della corda sull'asse della fusoliera.

Il *centro di pressione* (cp) di un profilo è il punto in cui agisce la risultante delle forze aerodinamiche, può essere calcolato anche per un'ala o un aereo. Poiché le forze aerodinamiche cambiano con l'angolo d'attacco del profilo, la posizione di cp varia con α , generalmente è

compreso tra $\frac{1}{4}$ ed $\frac{1}{2}$ della corda del profilo; per questo motivo per gli studi di stabilità si preferisce usare un altro punto di riferimento.

Si sceglie, come riferimento, un punto sul MAC la cui posizione non dipenda da α , e sul quale si considerino applicate le forze aerodinamiche totali; per ottenere questa condizione viene associato a tale punto un momento di beccheggio. Questo punto, chiamato *centro aerodinamico (ac) o fuoco*, è generalmente molto prossimo a $\bar{c}/4$, ed il momento di beccheggio attorno a tale punto è approssimativamente indipendente dall'angolo α . Generalmente il fuoco viene posto proprio ad $\frac{1}{4}$ della corda; è possibile individuare *ac* per l'insieme ali+fusoliera, tuttavia con buona approssimazione esso coincide nuovamente con $\bar{c}/4$. L'espressione del momento attorno al centro di massa (*cg*) si scrive (*cf.* Fig. 4):

$$M = M_0 + L_w(h - h_0)\bar{c} - L_T l_T + M_T$$

La stessa equazione riferita ai coefficienti, per una coda a profilo simmetrico ($M_T = 0$) è:

$$C_m = C_{m_0} + C_{L_w}(h - h_0) - C_{L_T} \bar{V}_T$$

dove: $C_{L_T} = a_0 + a_1 \alpha_T + a_2 \eta + a_3 \beta_\eta$

a_0 , a_1 , a_2 , a_3 sono costanti aerodinamiche, α_T è l'angolo di incidenza locale, η è l'angolo dell'equilibratore e β_η è l'angolo di trim dello stesso; nel caso studiato queste ultime sono nulle, non essendo contemplata per il momento la movimentazione di superfici mobili di controllo sulla coda. Si indica come condizione di trim quella per cui a regime le forze sono bilanciate ed è nullo il momento risultante. Generalmente si ricerca un volo stabile e *trimmed* ma per lo *Skybird* non è possibile effettuare il trim perché a regime le forze sono tempo varianti [3].

Affinché il velivolo sia staticamente stabile occorre che:

$$\frac{dC_m}{d\alpha} < 0$$

Quindi derivando C_m rispetto a C_{L_w} la condizione di stabilità può essere scritta come:

$$\frac{dC_m}{dC_{L_w}} < 0$$

da cui:

$$\frac{dC_m}{dC_{L_w}} = (h - h_0) - \bar{V}_T \frac{a_1}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

Si sottolinea che l'obiettivo è lo studio della stabilità in assenza di controlli, che equivale ad uno studio a "comandi bloccati" ad angolo nullo.

In alternativa si può scrivere la formula seguente, in cui K_n rappresenta il margine di stabilità a "controlli bloccati", cioè la distanza tra il centro di massa ed il punto neutro, o in alternativa che rappresenta la pendenza della curva C_m-C_L .

$$K_n = -\frac{dC_m}{dC_{L_w}} = h_n - h$$

La variabile h_n rappresenta la coordinata longitudinale, ovvero sul MAC, del punto neutro che rappresenta il polo dei momenti delle forze aerodinamiche, il cui valore è espresso da:

$$h_n = h_0 + \bar{V}_T \frac{a_1}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

Generalmente per i velivoli staticamente stabili, h_n è positiva e la stabilità è proporzionale al suo valore. Indicativamente il velivolo è stabile quando il centro di massa è davanti al punto neutro; un accettabile margine di stabilità determina il range di posizionamento del centro di massa [4].

5.3 Descrizione del modello Virtual lab

Per studiare la stabilità longitudinale dello *Skybird* si è realizzato un modello nell'ambiente *Virtual lab*®, che rappresenta schematicamente il velivolo ed i suoi punti notevoli, quali centro di massa ed i centri aerodinamici, rispettivamente delle ali e della coda (fig.6). I sistemi di riferimento utilizzati individuano l'asse x parallelo all'asse della fusoliera e diretto secondo il moto, l'asse y è diretto come l'apertura alare e l'asse z è diretto verso l'alto; per questo motivo le rotazioni di beccheggio positive corrispondono a quelle che generano una condizione *nose-down* del velivolo.

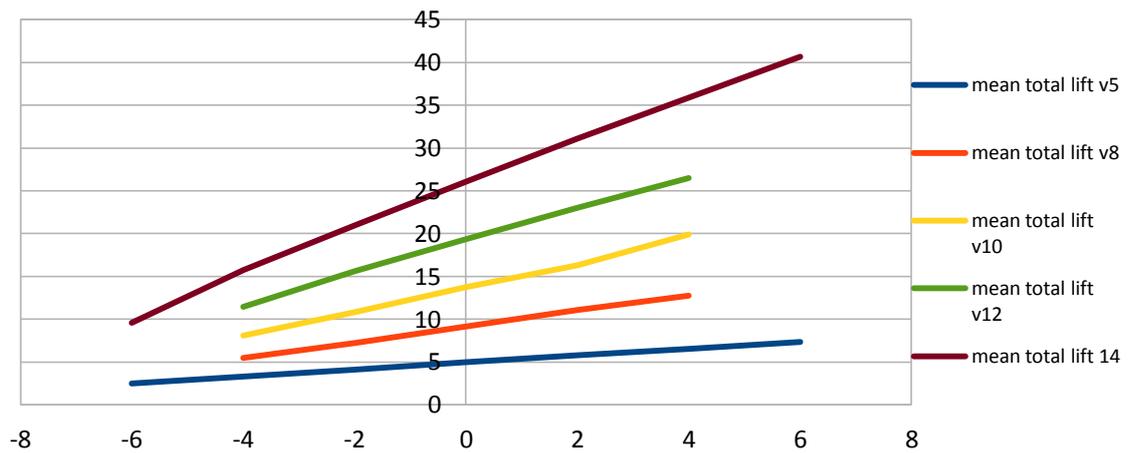


Figura 7: Andamento della portanza al variare dell'angolo di incidenza, a parametro c' è la velocità d'avanzamento.

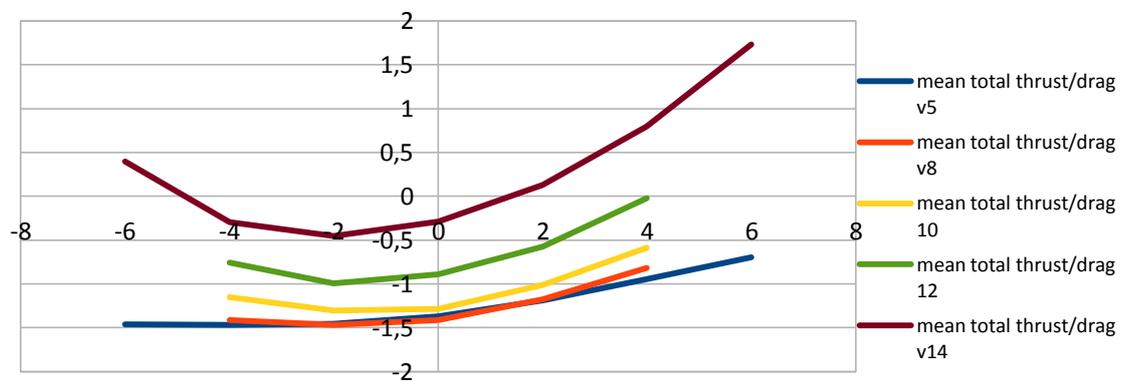


Figura 8: Rapporto resistenza/spinta al variare dell'angolo di incidenza, a parametro c' è la velocità d'avanzamento, convenzionalmente una resistenza negativa equivale ad una spinta.

Si è introdotta nel modello la dipendenza delle forze aerodinamiche dall'angolo di incidenza (α), attraverso una *spline* di superficie, che esprime portanza e resistenza in funzione dell'istante di battito e di α ; l'andamento delle curve è stato inserito per i seguenti valori di incidenza: -4° , -2° , 0° , 2° , 4° , i valori a differenti angoli d'attacco vengono calcolati mediante interpolazione lineare tra i dati a disposizione. L'approccio utilizzato equivale all'applicazione di un coefficiente correttivo ($C_{l\alpha}$) alle forze aerodinamiche [5], in fig.9 si riporta lo schema logico introdotto nel modello *multibody* da $C_{l\alpha}$.

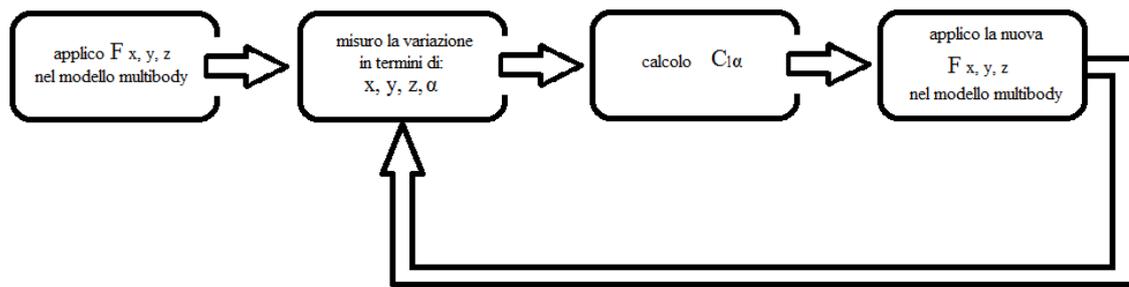


Figura 9: Schema a blocchi che identifica la logica di correzione delle forze in dipendenza da $C_{l\alpha}$.

Dovendo studiare la stabilità longitudinale del velivolo si è provveduto a separarne gli effetti da quelli legati alla stabilità latero-direzionale mediante l'utilizzo di una coppia rotoidale, che lascia la rotazione attorno all'asse y , come unico grado di libertà del modello. Per considerare il termine dissipativo corrispondente all'attrito dell'aria, considerando piccole oscillazioni, si è ritenuta valida l'introduzione di un coefficiente equivalente ad uno smorzamento viscoso nella coppia cinematica, pari a $0.005 \text{ m}^2\text{kg/s rad}$; infatti l'introduzione di questo coefficiente implica che le oscillazioni siano smorzate in un tempo di circa 200 s, molto maggiore rispetto al tempo di intervento del sistema di controllo.

Si è studiato solo metà del modello, quindi la massa del velivolo è pari a 0.5 kg ed allo stesso modo le forze aerodinamiche corrispondono ad una sola ala e a metà della coda. Non essendo nota la disposizione reale dei componenti all'interno del velivolo si è stimato che il momento d'inerzia I_{yy} sia pari a 0.2 kg m^2 .

5.4 Studio della stabilità

Inizialmente si è ricercata una posizione del baricentro che assicurasse la stabilità al valore medio delle forze su un periodo di battito, calcolate alla velocità di 5 m/s; assumendo nota la distanza tra il ca delle ali e della coda, essa è pari a 561,5 mm. Si è individuata, così, una posizione per il centro di massa, arretrata rispetto al ca delle ali di 11,45 mm, essa coincide con il punto neutro.

Mantenendo stabile la posizione del centro di massa si è studiato il comportamento del velivolo al crescere della velocità, in assenza di sistemi di controllo, vedi figg.10-12. Si ricorda che anche in assenza di perturbazioni il velivolo oscilla, con un andamento che può essere più o meno smorzato, attorno alla posizione di equilibrio, per effetto del battito alare. Lo smorzamento, in assenza di controllo, è legato alla stabilità del velivolo, cioè dipende dalle derivate delle forze aerodinamiche rispetto ad α .

A 5 m/s il sistema è neutro, poiché la posizione del centro di massa coincide con quella del punto neutro per quella velocità, quindi l'andamento oscillatorio non risulta né smorzato né amplificato. In fig.10 si può vedere chiaramente la sovrapposizione delle due componenti che caratterizzano il moto: la sinusoidale a più alta frequenza, che è propria del battito, a 3 Hz, e quella con un periodo maggiore di circa 0.33 Hz che dipende dalla variazione dell'angolo di incidenza. Al crescere della velocità di crociera, crescono le forze aerodinamiche sia della coda sia delle ali. Nel caso considerato in proporzione cresce maggiormente la portanza nella coda, pertanto si assiste al progressivo arretramento del punto neutro (a 12 m/s è circa 17 mm indietro rispetto a *ca* delle ali); di conseguenza il velivolo che prima aveva un comportamento neutro, guadagna un margine di stabilità e presenta un andamento debolmente smorzato in assenza di controllo, come quello rappresentato in fig.11.

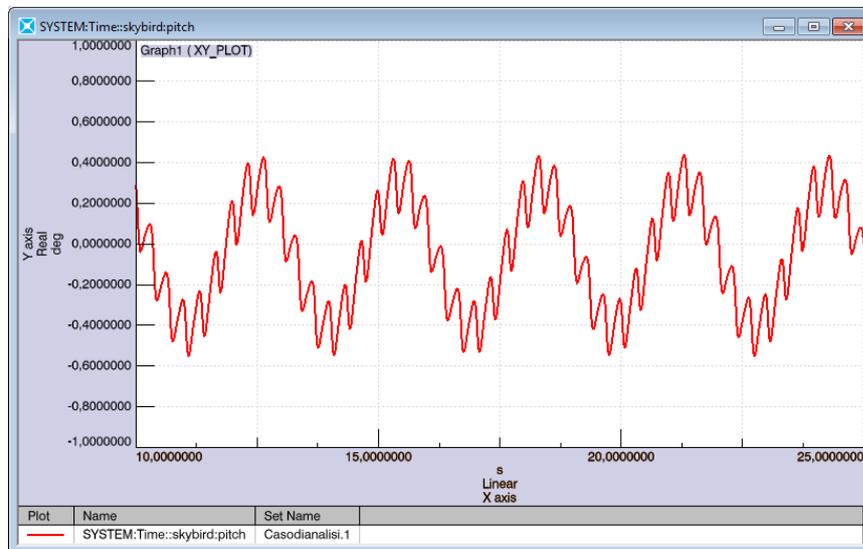


Figura 10: Angolo di beccheggio per la velocità 5 m/s.

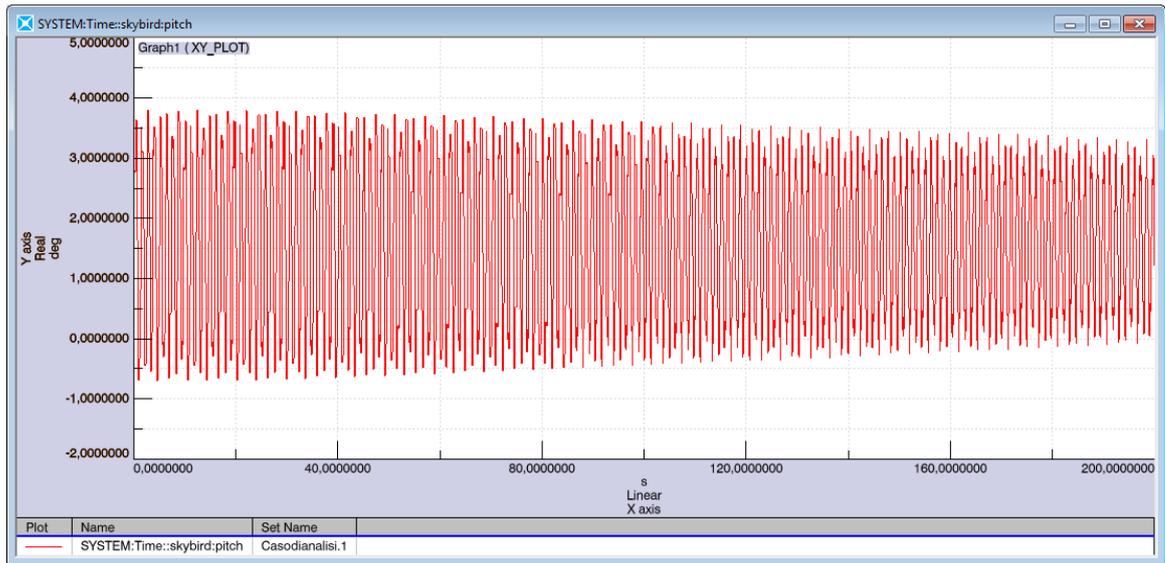


Figura 11: Angolo di beccheggio per la velocità 12 m/s.

Similmente per 14 m/s il punto neutro è ancora più arretrato e quindi il sistema si presenta più stabile e di conseguenza maggiormente smorzato (fig.12). Si ricorda che, per ottenere una stabilità statica positiva, i limiti al posizionamento del centro di massa per ciascuna velocità sono il ca delle ali ed il punto neutro.

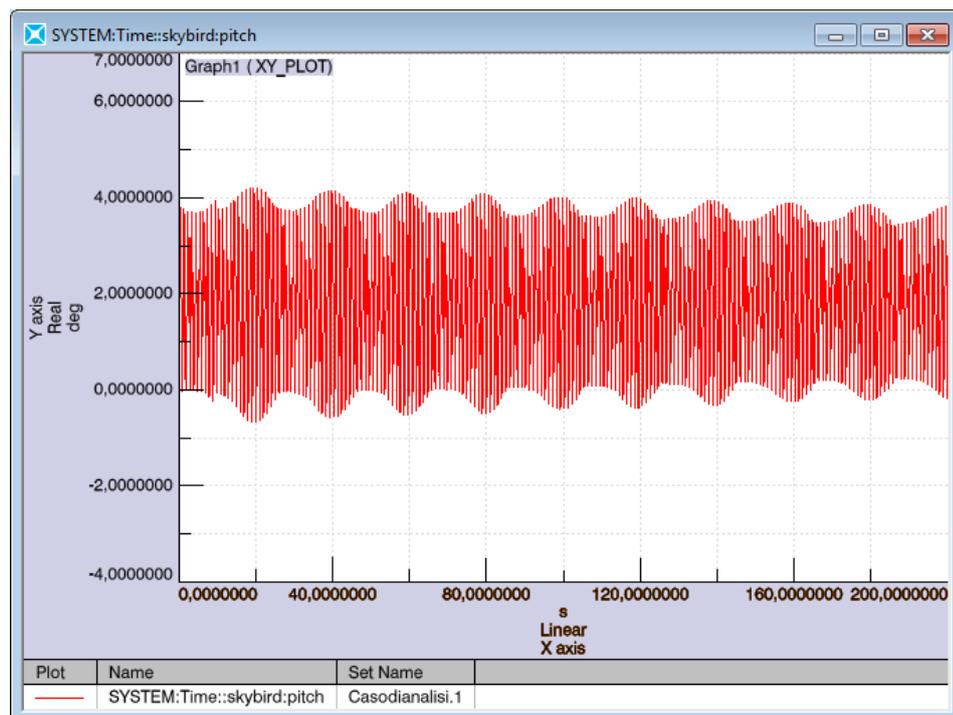


Figura 12: Angolo di beccheggio per la velocità 14 m/s.

Si è individuato così un *range* di accettabilità per il posizionamento del centro di massa dello *Skybird* (margine di equilibrio statico) tra 0.11 e 0.20 mm dietro il *ca* delle ali. Ai fini della fattibilità del velivolo si ritiene opportuno collocare il centro di massa al centro del *range*, questa scelta implica che durante il transitorio sarà necessario controllare lo *Skybird*, mentre manterrà un comportamento stabile a regime. Il velivolo può essere agevolmente controllato tramite degli stabilizzatori. Se dal punto di vista della sola stabilità si sarebbe dovuto collocare il centro di massa più avanti del punto neutro relativo alla condizione più sfavorevole (5 m/s), è stato necessario valutare quanto potesse essere arretrato per fornire delle indicazioni di carattere progettuale a Selex Galileo MUAS, congruenti con gli spazi disponibili all'interno della fusoliera.

Un altro parametro che può essere modificato per ottenere lo stesso effetto è la lunghezza della fusoliera; in questo modo si aumenta il braccio della risultante delle forze aerodinamiche nella coda e di conseguenza il punto neutro arretra, aumentando il margine di stabilità statica.

A parità di altri parametri, variando il momento di inerzia I_{yy} si riduce l'ampiezza e la frequenza di oscillazione, per il caso perturbato ma soprattutto per il sistema a regime (fig.13).

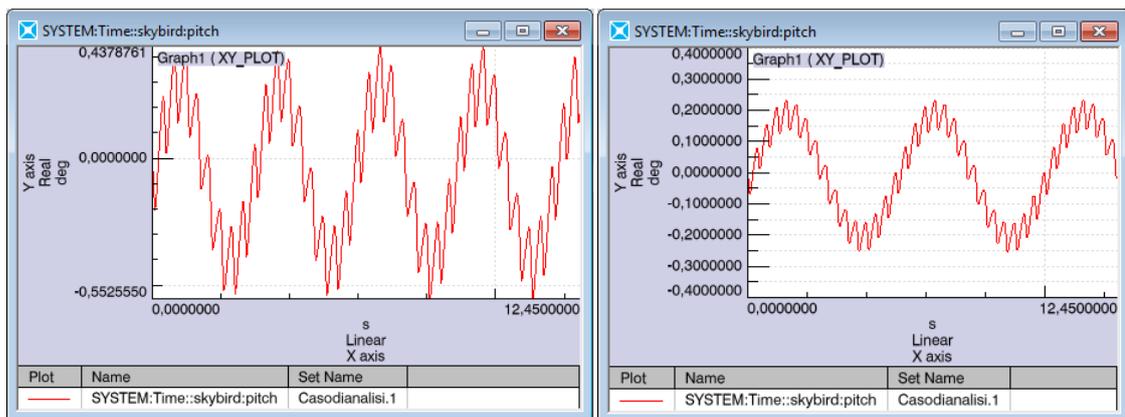


Figura 13: Confronto tra l'oscillazione dello *Skybird* per I_{yy} pari a 0.2 kg m^2 (a sinistra) e 0.6 kg m^2 (a destra).

Lo *Skybird*, in condizioni di regime, si è rivelato dunque piuttosto stabile nonostante l'assenza di sistemi di controllo attivo. In fig.14 si vede la dipendenza della portanza dalla spinta al variare della velocità di crociera; si può individuare il campo di esistenza del volo poiché il limite inferiore della portanza è 5 N mentre quello della spinta è 0 N. Si ricorda che i dati riportati valgono per metà velivolo.

Nel grafico non è espressa esplicitamente la dipendenza dall'angolo di incidenza, tuttavia i vari punti delle curve rappresentano i vari angoli d'attacco per cui sono state eseguite le simulazioni. Si noti che non tutti i punti del grafico ricadono nel campo di esistenza, pertanto occorre predisporre dei dispositivi di controllo per evitare di raggiungere angoli di beccheggio che generino problemi al volo dello *Skybird*. Dipende dalla velocità di crociera se un angolo d'attacco del profilo risulta critico, per esempio a 10 m/s si può tranquillamente oscillare tra $\pm 6^\circ$ mentre a 14 m/s occorre rimanere tra $\pm 2^\circ$.

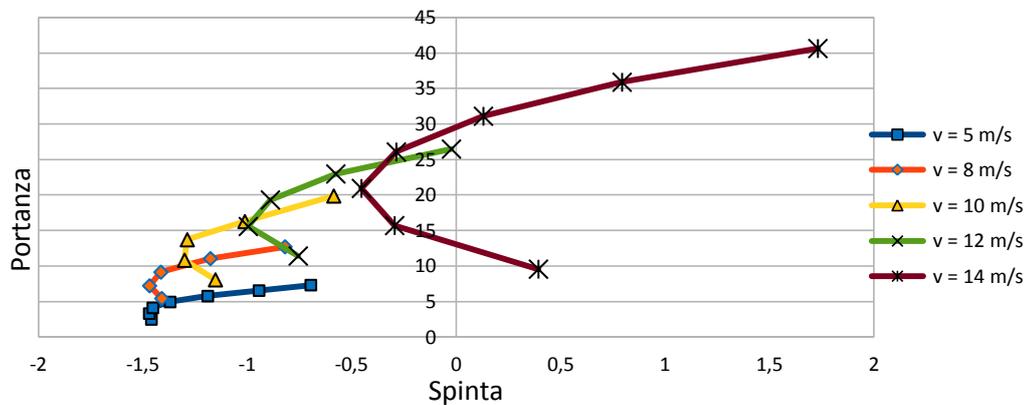


Figura 14: Portanza media in funzione della spinta.

5.5 Studio della risposta del sistema ad una perturbazione impulsiva

Si è ricondotto il sistema reale ad uno schema massa-molla-smorzatore, in cui le forze aerodinamiche esercitano un richiamo elastico del velivolo e lo smorzatore è costituito dall'attrito dell'aria (termine dissipativo che per piccole oscillazioni è assimilabile ad uno smorzamento equivalente). Il sistema si irrigidisce progressivamente al crescere della velocità di avanzamento a causa della dipendenza da essa della portanza. L'impulso è stato modellato come una forza pari ad 1 N agente sulla coda per 0.05 s sul sistema a regime.

Si è scelto di studiare la stabilità a seguito di una sollecitazione impulsiva nel tempo, nelle frequenze e nel piano delle fasi. Quest'ultimo metodo, consiste nel caratterizzare un'equazione differenziale o un sistema di equazioni differenziali in base al disegno delle traiettorie delle sue variabili. Geometricamente infatti un'equazione differenziale è l'equazione parametrica di una curva nel piano delle fasi. In particolare si rappresenta l'evoluzione del sistema tramite i parametri angolo di beccheggio e velocità angolare.

5.5.1 Velocità 5 m/s

Il sistema presenta nel tempo un andamento parzialmente smorzato, tipico di un sistema dinamicamente neutro e conferma quanto visto in precedenza (fig.15).

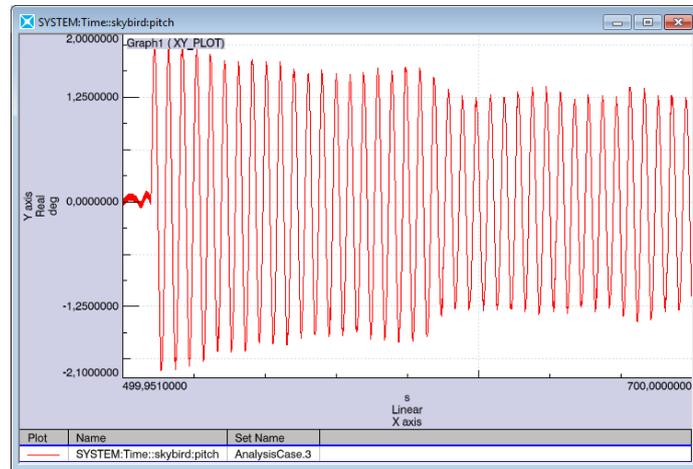


Figura 15: Risposta all'impulso a 5 m/s.

La risposta in frequenza del sistema (fig.16) evidenzia la presenza di due frequenze fondamentali, quella di battito a 3 Hz ed una propria del sistema a 0.333 Hz, l'effetto della sovrapposizione di queste due frequenze di oscillazione caratterizza il moto del sistema, come si è visto in fig.10, e risulta altrettanto visibile nel piano delle fasi.

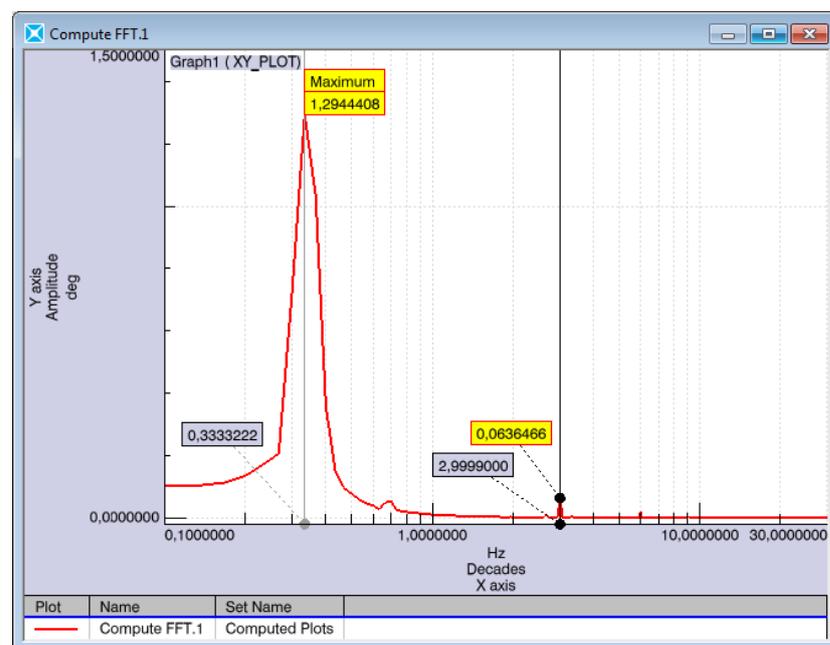


Figura 16: FFT per la velocità 5 m/s.

Il sistema a regime è rappresentato nel piano delle fasi dalla traiettoria in fig.17, l'andamento è simile a quello tipico di un sistema stabilmente neutro, che continua ad oscillare nel tempo attorno alla posizione di equilibrio, la cui traiettoria a regime si assesta su una circonferenza.

Nel caso in oggetto, la traiettoria non è esattamente una circonferenza e non viene ripercorsa puntualmente ad ogni ciclo; questo accade perché il sistema è sollecitato da due frequenze tra loro prime, pertanto ad ogni ciclo si compongono in maniera differente generando così una soluzione la cui forma ricorda una matassa o un gomitolo.

Il sistema in conseguenza della perturbazione si posiziona su un livello più esterno, che rappresenta uno stato energeticamente superiore, per poi oscillare attorno allo stesso punto di equilibrio, con ampiezza maggiore. Il sistema può quindi essere definito come stabilmente neutro, cf. figg.18-19.

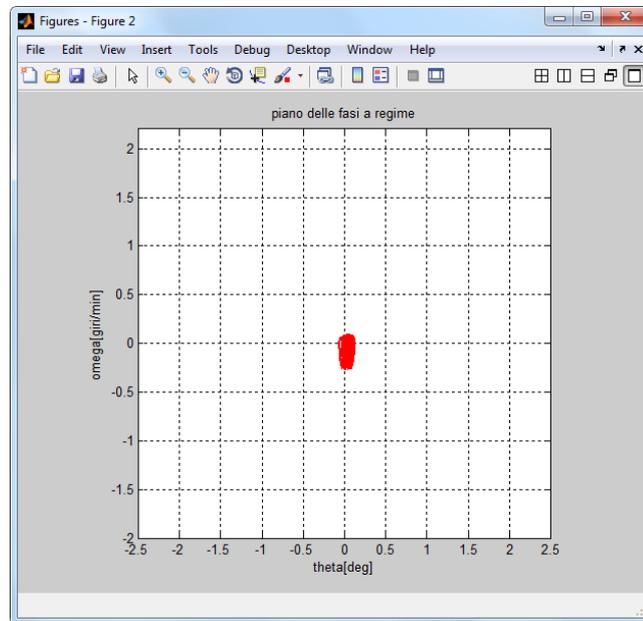


Figura 17: Piano delle fasi del sistema a regime, per la velocità 5 m/s.

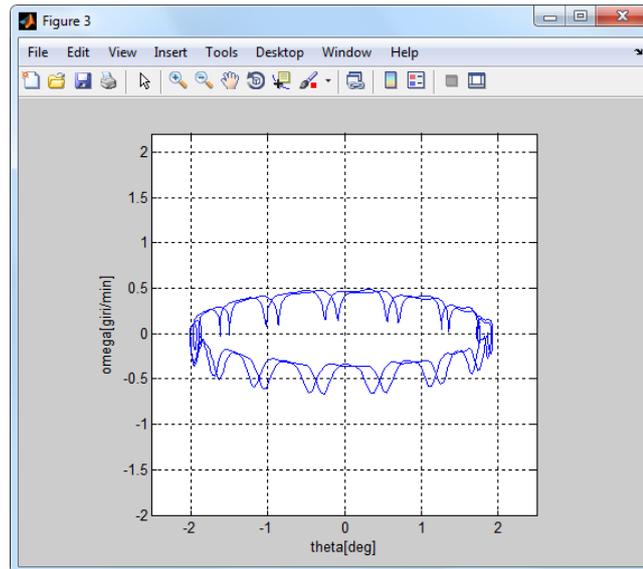


Figura 18: Piano delle fasi del sistema immediatamente dopo la perturbazione, per la velocità 5 m/s.

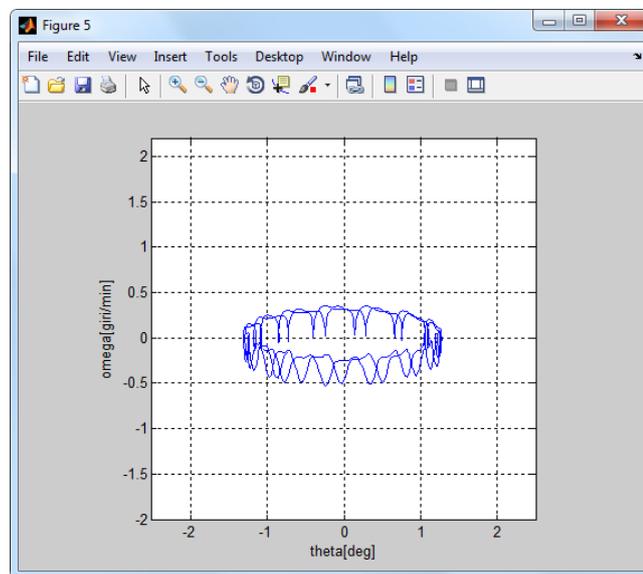


Figura 19: Piano delle fasi del sistema quando il transitorio iniziale indotto dall'impulso si è esaurito, per la velocità 5 m/s.

5.5.2 Velocità 12 m/s

Il sistema a questa velocità tende a smorzare l'oscillazione, tornando al valore che possedeva a regime (fig. 20), e questo andamento può essere efficacemente rappresentato nel piano delle fasi.

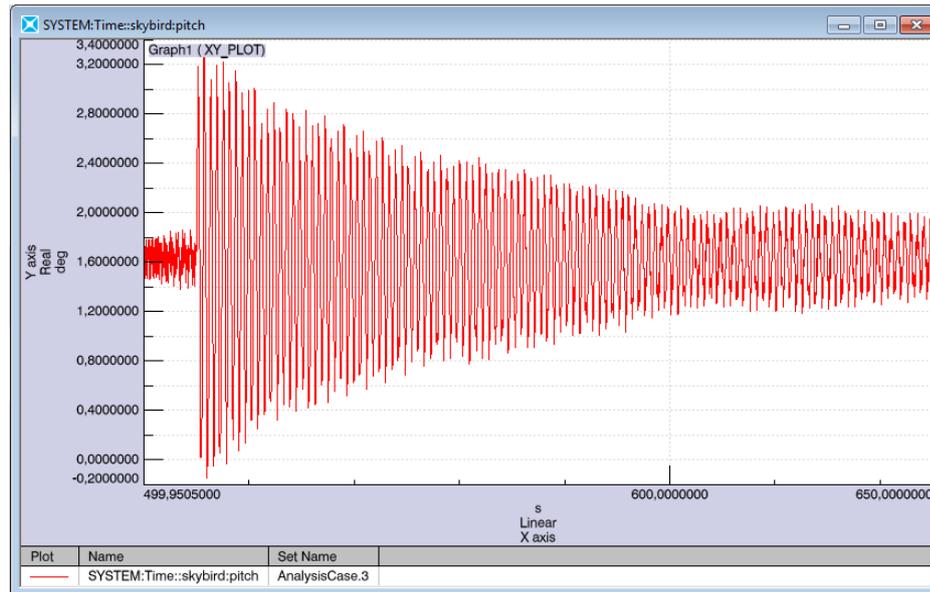


Figura 20: Risposta all'impulso a 12 m/s.

La risposta in frequenza del sistema evidenzia la presenza di due frequenze fondamentali, quella di battito a 3 Hz ed una propria del sistema a 0.833 Hz; l'effetto della sovrapposizione di queste due frequenze di oscillazione caratterizza il moto del sistema. Si noti che la frequenza del sistema rispetto al caso precedente è aumentata, di fatto il sistema al crescere della velocità diventa più rigido (fig.21).

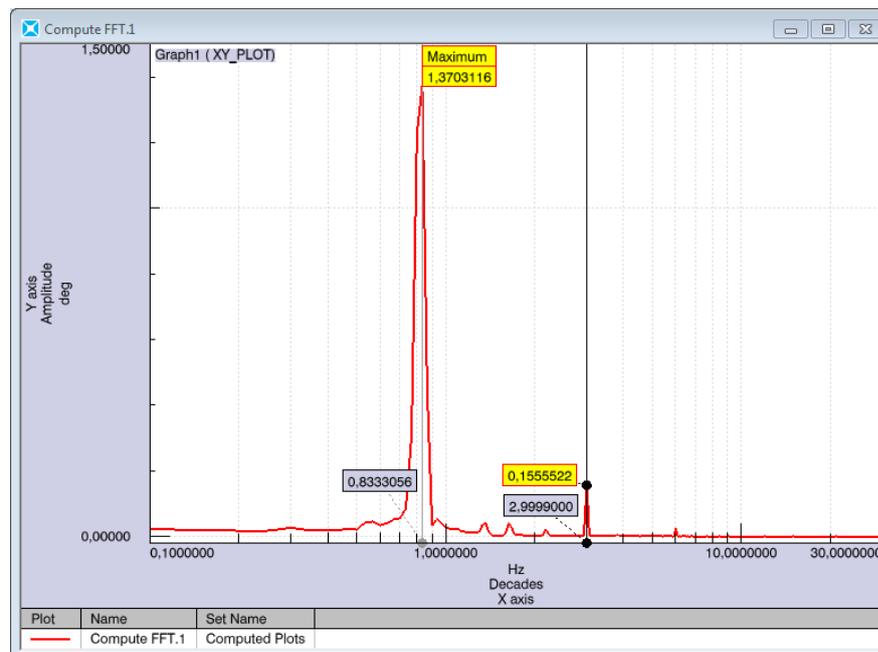


Figura 21: FFT per la velocità 12 m/s.

Il sistema a regime è rappresentato nel piano delle fasi dalla traiettoria in fig.22, e si possono ripetere le considerazioni fatte in precedenza. Il sistema ha un comportamento smorzato, a seguito dell'impulso si posiziona su un livello più esterno, che rappresenta uno stato energeticamente superiore, per poi ricondursi allo stato iniziale dopo un transitorio di circa 200 s, in cui per effetto dello smorzamento vengono dissipati tutti i contributi e rimane solo la forzante fig.23-24.

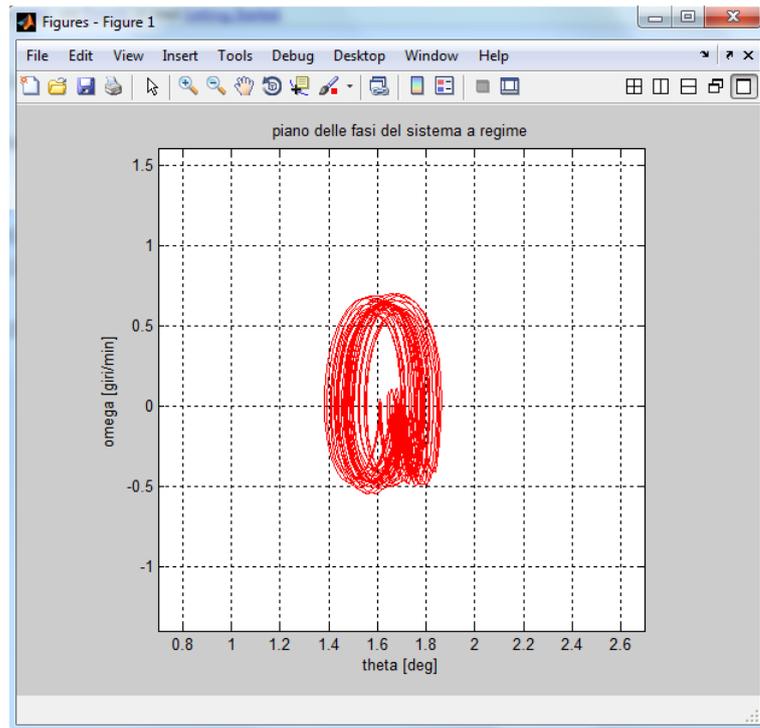


Figura 22: Piano delle fasi del sistema a regime, per la velocità 12 m/s.

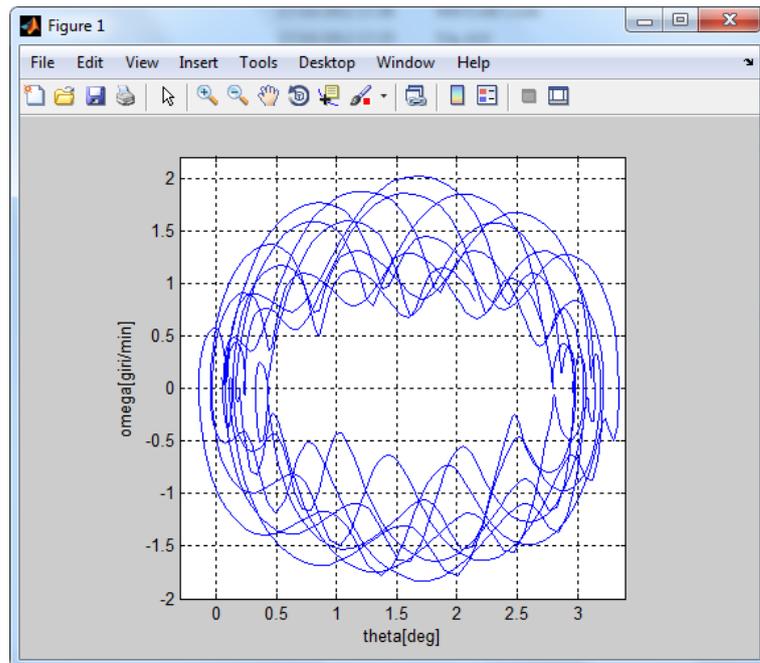


Figura 23: Piano delle fasi del sistema immediatamente dopo la perturbazione, per la velocità 12 m/s.

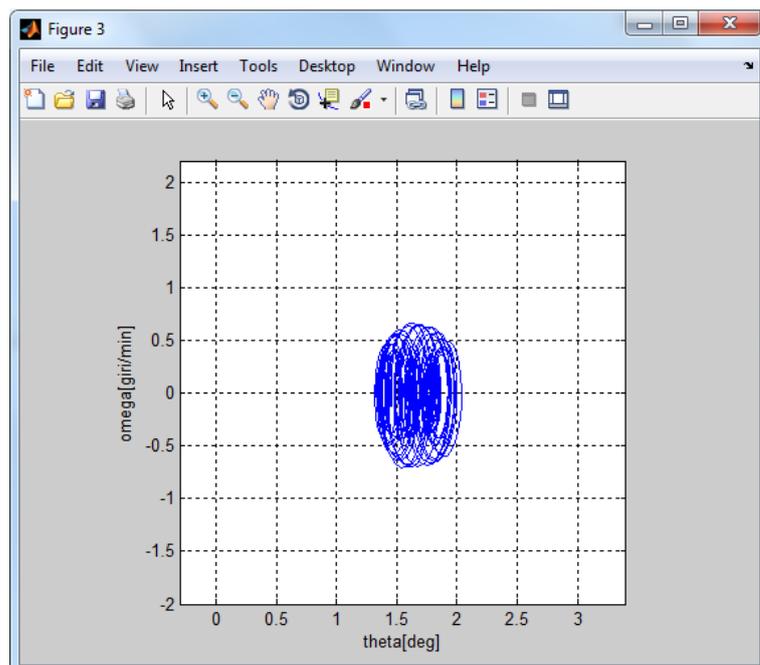


Figura 24: Piano delle fasi del sistema quando la perturbazione si è esaurita, per la velocità 12 m/s.

5.5.3 Velocità 14 m/s

A questa velocità il sistema è a regime, ancora una volta l'andamento è quello tipico di un sistema smorzato, come anticipato precedentemente con le considerazioni sul punto neutro (fig.25).

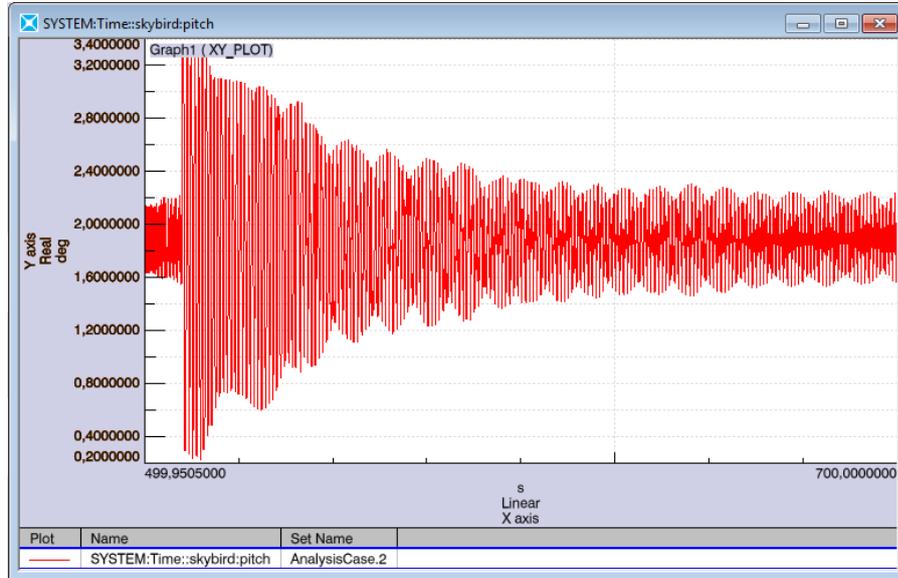


Figura 25: Risposta all'impulso a 14 m/s.

Studiando il comportamento in frequenza del sistema si individuano ancora una volta i due picchi caratteristici, il primo appare ulteriormente traslato a destra (fig.26).

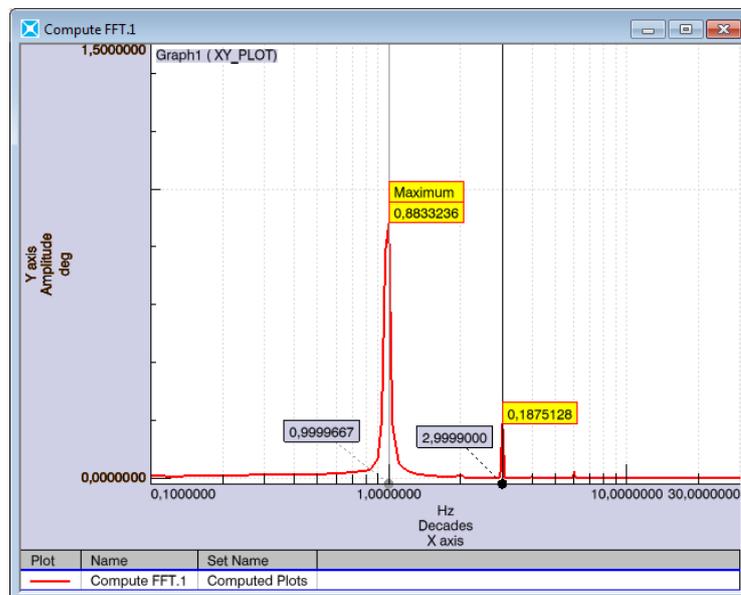


Figura 26: FFT per la velocità 14 m/s.

Il sistema a regime è rappresentato nel piano delle fasi dalla traiettoria in fig.27, anche in questo caso valgono le considerazioni fatte in precedenza. Il sistema ha un comportamento smorzato, a seguito della sollecitazione impulsiva si posiziona su un livello più esterno, per poi tornare allo stato imperturbato, *cf.* figg.28-29. Il periodo considerato, in cui per effetto dello smorzamento vengono dissipati tutti i contributi e rimane solo la forzante, è di 200 s.

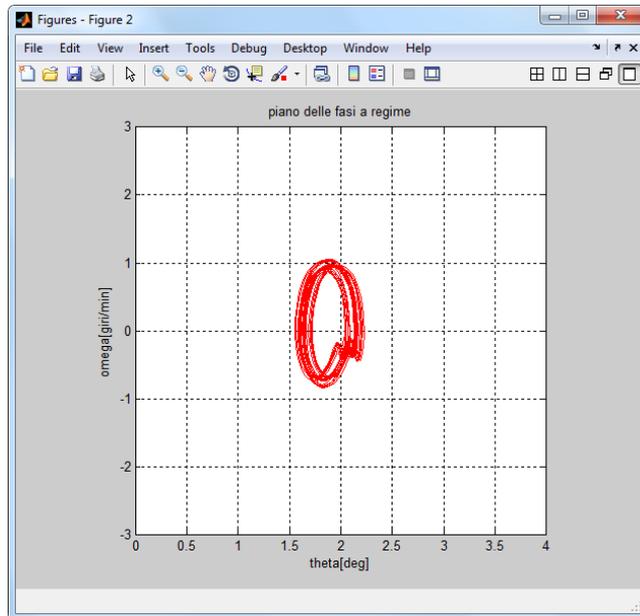


Figura 27: Piano delle fasi del sistema a regime, per la velocità 14 m/s.

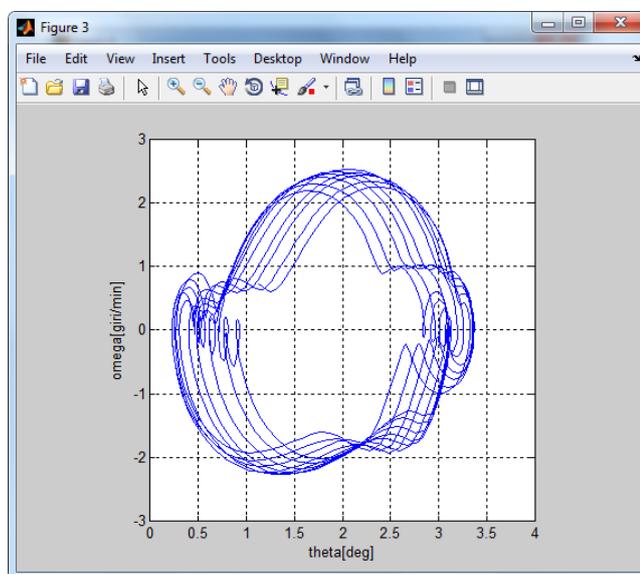


Figura 28: Piano delle fasi del sistema immediatamente dopo la perturbazione, per la velocità 14 m/s.

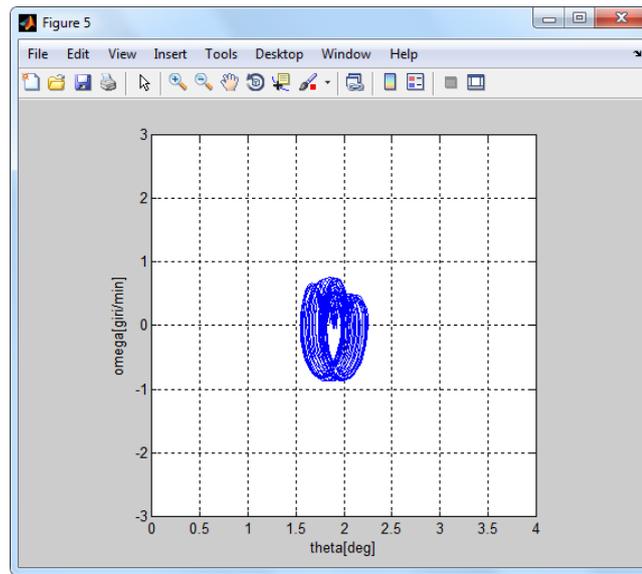


Figura 29: Piano delle fasi del sistema quando la perturbazione si è esaurita, per la velocità 14 m/s.

In conclusione, lo *Skybird* ha dimostrato un buon grado di stabilità in assenza di sistemi di controllo; con l'introduzione di *flaps* stabilizzatori si può migliorare la risposta del velivolo, per esempio riducendo la durata del transitorio e l'*overshoot*.

5.6 Bibliografia

- [1] Flightlab Ground School, *Longitudinal Dynamic Stability*, 2009.
- [2] C. Casarosa, *Meccanica del volo*, Plus Pisa University Press, 2004.
- [3] R. H. Barnard, D. R. Philpott, *Aircraft Flight*, Pearson Education Limited, 2010.
- [4] M. V. Cook, *Flight Dynamics Principles*, Elsevier Aerospace Engineering Series, 2007.
- [5] J. Guerrero, Skybird Preliminary Design – Aerodynamic Envelope, *Relazione Tecnica 8-2012/Selex Galileo MUAS*, 23 Settembre 2012.

6. Conclusioni e sviluppi futuri

In questo capitolo si riassumono i risultati trovati nelle varie sezioni della tesi e si traggono le riflessioni conclusive sul lavoro svolto. Si riportano inoltre considerazioni ed osservazioni per lo sviluppo futuro del prototipo realizzato.

6.1 Conclusioni

All'inizio del lavoro di tesi, il progetto *Skybird* si presentava come una sfida da affrontare, essendo un caso di progettazione fuori standard, con una limitata letteratura scientifica di riferimento. Per questo motivo il lavoro di tesi presentato, è stato un lavoro di ricerca multidisciplinare attraverso cui si è giunti alla definizione del prototipo dello *Skybird* sotto il profilo meccanico-strutturale e fluidodinamico.

Per giungere a questo risultato è occorsa un'ampia fase documentativa sull'anatomia degli uccelli, sulla cinematica del loro volo e sui meccanismi che si prestavano alla realizzazione di un battito di ali efficace. In questa fase è stato possibile partecipare ad un convegno dal titolo "*Unmanned vehicles & systems: Technological Challenge and Flying Force of the Future*" tenutosi a Torino il 27/10/11, il cui programma era articolato su vari argomenti, tra cui i progetti in via di sviluppo, le nuove tecnologie e i materiali impiegati in questo campo.

Una volta conclusa la suddetta fase si sono stese le linee guida di progettazione (progettazione preliminare), individuando il meccanismo con cui realizzare il battito; queste considerazioni sono state discusse con gli ingegneri di Selex Galileo MUAS in un *meeting* avvenuto presso la sede della società a Ronchi dei Legionari (Gorizia).

Il lavoro si è quindi articolato seguendo l'organizzazione logica dei capitoli precedenti. In prima istanza si è resa necessaria l'ottimizzazione del meccanismo per adeguarlo alla legge fluidodinamica studiata; quindi per poter studiare la dinamica del volo, considerando i carichi inerziali che si generano per effetto del battito, è stato necessario stabilire la forma e la massa delle parti in movimento, realizzando pertanto un dimensionamento strutturale che garantisse la resistenza ai carichi di lavoro.

Si è arrivati quindi a definire il progetto di dettaglio per permettere la realizzazione di un prototipo, sulla base del quale sarà possibile condurre ulteriori studi e proseguire la ricerca.

Complessivamente con questo lavoro è stato possibile partecipare all'attività di un gruppo di ricerca per lo svolgimento di un progetto di interesse scientifico, apprendere l'utilizzo di nuovi software e tecniche di analisi.

6.2 Sviluppi futuri

Nei prossimi mesi Selex Galileo MUAS realizzerà il prototipo, anche sulla base delle specifiche contenute nella presente tesi. Indi seguirà una fase di sperimentazione e *testing* sul prototipo. In particolare si ritiene che la metodologia migliore per eseguire la messa a punto del prototipo, evitando di danneggiarlo, sia quella di farlo volare in cerchio, vincolato ad un palo, come è stato fatto anche dalla società Festo in uno sviluppo analogo.

È possibile immaginare ulteriori sviluppi futuri, che coinvolgano i vari aspetti trattati, al fine di migliorare il prototipo e renderlo un prodotto commercializzabile. In primo luogo Selex Galileo MUAS si occuperà di realizzare il sistema di controllo dello *Skybird* e occorrerà implementare la possibilità di compiere delle virate durante il volo; in particolare questo potrebbe avvenire tramite le superfici di controllo sulla coda, o, realizzando dei comandi per il *twist* delle ali, ruotando l'ala opposta alla curva così da generare un incremento di portanza che metta in assetto il velivolo per compiere la virata.

Come è stato anticipato, a causa della limitatezza delle informazioni in nostro possesso, non è stato possibile effettuare in maniera completa, l'analisi strutturale su un materiale altamente performante come ad esempio la fibra di carbonio; tuttavia una volta note alcune specifiche del materiale, legate al processo produttivo impiegato, sarà possibile effettuarla. Ritenendo questa analisi di fondamentale importanza per l'utilizzo di un materiale composito, si è tenuto un incontro informativo, presso LMS Italia a Novara, per conoscere le tecniche di simulazione dei compositi. In particolare si è identificato un software in grado di svolgere tale analisi, SAMCEF®, che dà la possibilità di simulare parti composte da più strati di fibra di carbonio, ciascuna con proprietà specifiche e con opportune direzioni di sovrapposizione. È stato realizzato un modello di prova, in cui un membro del meccanismo era in fibra di carbonio; i risultati di questa analisi preliminare, hanno restituito gli stessi valori ottenuti con l'alluminio; tuttavia, individuando il corretto posizionamento delle fibre, che metta in risalto le caratteristiche del materiale, sarà possibile impiegare efficacemente questo nuovo strumento di calcolo.

Si possono individuare molti margini di ulteriore sviluppo; dal punto di vista strutturale si mette in luce soprattutto la necessità, in fasi più avanzate di sviluppo, di compiere uno studio della resistenza a fatica dello *Skybird*, a causa della frequenza di battito.