Università di Genova

Scuola politecnica

Ingegneria energetica e aeronautica

Tesi di laurea magistrale

Skybird: progetto e costruzione di un UAV ad ala battente

Relatori
Prof. Ing. Alessandro Bottaro
Prof. Ing. Paolo Silvestri

Candidati
Alessandro Bacigalupo
Jacopo Callà

Anno accademico 2015/2016

University of Genoa

Polytechnic school

Aeronautical and power engineering

Graduate thesis

Skybird: design and construction of a flapping-wing UAV

Advisors
Prof. Ing. Alessandro Bottaro
Prof. Ing. Paolo Silvestri

Graduands
Alessandro Bacigalupo
Jacopo Callà

Academic year 2015/2016

Abstract

During our work in the last two years, we were involved in the SKYBIRD project, for the design and construction of a flapping-wing UAV. We started from the kinematic analysis of the wing mechanism and then we moved to the CFD simulation of each part, till the complete model. When the design was finished, then we started the DIY construction of each part, finding many difficulties. SKYBIRD is completely carbonfiber and Depron made, and it results very light. In this thesis we analyze every step of this project from the design to the first flight test.

Alla zampa di ogni uccello che vola è legato il filo dell'infinito.

Victor Hugo

La logica vi porterà da A a B. L'immaginazione vi porterà dappertutto.

Albert Einstein

Se vuoi correre un miglio, corri un miglio. Se vuoi vivere un'altra vita, corri una maratona.

Emil Zatopek

Prefazione

Nel panorama odierno dell'aviazione generale, un ruolo sempre più ampio e diversificato, stanno assumendo tutte le nuove tipologie di velivoli a controllo remoto, comunemente note con la sigla UAV (Unmanned Aerial Vehicle). Sull'onda di tale crescita, giustificata peraltro da differenti motivazioni, sono state sviluppate nuove tecnologie e consolidate le esistenti, con l'intento di creare prototipi sempre più sofisticati in grado di risolvere missioni di difficoltà crescente e con precisioni estreme, senza coinvolgimento fisico di persone.
Proprio in quest'ottica di ricerca verso nuove tecnologie, prende campo il programma Skybird, dedicato al progetto e alla costruzione di un UAV ad ala battente. L'idea alla base è quella di poter creare un oggetto volante silenzioso, dalle forme e dalle movenze di un gabbiano, per poter effettuare riprese aeree bio-mimetiche. Il progetto aerodinamico e strutturale, oggetto di studio nella presente tesi di laurea magistrale, è stato svolto con moderni strumenti di calcolo CFD e software per l'ottimizzazione strutturale, mentre la realizzazione del primo prototipo è stata affidata alla manualità degli autori, entrambi hanno alle spalle diversi anni di esperienza nel campo aeromodellistico.
Sebbene da secoli la natura abbia creato e modellato esseri viventi in grado di volare battendo le proprie ali, l'uomo moderno ha sempre preferito separare portanza e propulsione in due componenti distinte e, forse, di più facile realizzazione e ottimizzazione meccanica. I primi però che sognarono di poter volare, vedi il genio di Leonardo Da Vinci, ipotizzarono subito una struttura molto simile a quella di un uccello, anche se non concretamente realizzabile con le tecnologie del tempo. Oggi una nuova tendenza e ricerca di imitazione per la natura è rinata, che sia l'alba di una nuova e allo stesso tempo antica concezione del volo?

Indice

Prefazione **v**

1 Introduzione agli UAV **1**
1.1 Gli aeromobili a pilotaggio remoto 1
1.2 Storia degli UAV 1
1.3 Classificazione e tipologie degli UAV 3
1.3.1 UAV ad ala fissa 5
1.3.2 UAV ad ala rotante 5
1.3.3 UAV ad ala battente 6
1.4 Regolamentazioni e normative sugli UAV 6
1.4.1 Il quadro internazionale 6
1.4.2 Gli aeromobili e gli APR per il codice italiano della navigazione 7
1.4.3 La normativa per lo Skybird 8
1.5 Applicazioni degli UAV e sviluppi futuri 8
1.5.1 Ambito civile 8
1.5.2 Ambito militare 9
1.6 Bibliografia 9

2 Aerodinamica del volo battuto **11**
2.1 Principi del volo 11
2.2 Il volo battuto 14
2.3 Volo planato 17
2.4 Anatomia delle ali 17
2.5 Bibliografia 21

3 Simulazioni *CFD* **23**
3.1 Introduzione ai codici di calcolo *CFD* 23
3.2 Generazione della geometria 24
3.3 Discretizzazione del volume di controllo 26
3.3.1 Generazione della *mesh* 30
3.3.2 Controlli di qualità della *mesh* 32
3.4 Influenza della qualità della *mesh* sul risultato 34
3.5 Svolgimento del calcolo 36
3.5.1 Solutori 36
3.5.2 Stabilità numerica 40
3.5.3 Residui 40
3.6 Analisi dei risultati 41

3.7 Bibliografia 41

4 Realizzazione del prototipo **43**
4.1 Introduzione alla realizzazione 43
4.2 Il laboratorio e gli strumenti 45
4.2.1 Il taglio della carboresina e del compensato marino 46
4.2.2 Il taglio del polistirolo e del Depron 49
4.2.3 La stampa 3D 53
4.3 La realizzazione 55
4.4 Bibliografia 55

5 Cinematismo per il battito dell'ala **57**
5.1 Progettazione dei componenti 57
5.2 Generazione delle *NURBS* 58
5.3 Simulazione con Virtual Lab 60
5.3.1 Impostazione 60
5.3.2 Analisi cinematica 61
5.3.3 Analisi dei carichi 63
5.4 Scelte progettuali: primi prototipi 66
5.5 Versione definitiva 67
5.5.1 Longheroni: materiale e taglio 67
5.5.2 Tiranti circolari: realizzazione e incollaggi 69
5.6 Bibliografia 69

6 Ruote dentate principali **71**
6.1 Modello matematico 71
6.2 Progettazione con *Solidworks* 73
6.2.1 Denti piani ed elicoidali 74
6.3 Realizzazione con stampa 3d 75
6.4 Realizzazione in resina da stampo 76
6.5 Seconda soluzione: denti piani, progetto e costruzione 78
6.6 Terza soluzione: adattamento di ruote commerciali 79
6.7 Bibliografia 79

7 Ala fissa **81**
7.1 Simulazioni CFD sulla sola ala (fissa) 81
7.2 Geometria dell'ala 81
7.3 Analisi delle forze aerodinamiche 83
7.3.1 Generazione della *mesh* 84
7.3.2 Impostazione della simulazione e condizioni al contorno 87
7.3.3 *Post-processing* 88
7.4 Miglioramento della geometria 89
7.5 Scelte progettuali 91
7.5.1 Scelta dei materiali 91
7.5.2 Realizzazione Centine 92
7.5.3 Riempimento e rivestimento settori alari 92
7.6 Bibliografia 94

8 Trasmissione del moto **95**
8.1 Scelta del motore . . . 95
8.2 Frequenza del battito: riduzione numero di giri . . . 96
8.3 Riduttore primo progetto . . . 96
8.4 Riduttore secondo progetto e realizzazione . . . 97
8.4.1 Il riduttore epicicloidale . . . 98
8.4.2 Adattamento del motore Brushless al riduttore . . . 98
8.4.3 Realizzazione del telaio portante . . . 102
8.5 Bibliografia . . . 104

9 Fusoliera e piano di coda **107**
9.1 Fusoliera: utilità e impatto sull'aerodinamica . . . 107
9.2 Progettazione . . . 107
9.3 Realizzazione . . . 110
9.3.1 Ordinate . . . 110
9.3.2 Settori della fusoliera . . . 110
9.3.3 Implementazione . . . 110
9.4 Piano di coda: utilità delle superfici di controllo . . . 111
9.5 Progettazione . . . 112
9.6 Superfici di controllo . . . 113
9.7 Curva di segnale . . . 116
9.8 Cenni sull'incertezza del controllo . . . 117
9.9 Realizzazione . . . 118
9.10 Bibliografia . . . 120

10 Modello completo **123**
10.1 Simulazioni CFD sull'assemblato . . . 123
10.2 Analisi forze aerodinamiche . . . 126
10.2.1 Polare . . . 126
10.2.2 Analisi di stabilità di beccheggio . . . 126
10.3 Specifiche tecniche del modello . . . 128
10.4 Test di volo vincolato . . . 130
10.5 Test di volo . . . 132
10.6 Bibliografia . . . 132

11 Migliorie e sviluppi futuri **133**
11.1 Massa del drone . . . 133
11.1.1 Gruppo motore e batteria . . . 134
11.1.2 Riduttore . . . 134
11.1.3 Sostegno alare . . . 134
11.2 Ubicazione del centro di massa . . . 134
11.3 Ampiezza e frequenza del battito alare . . . 135
11.4 Discontinuità geometrica tra i due settori alari . . . 135
11.5 Meccanismo responsabile del battito alare . . . 136
11.6 Scarsa rigidezza del cinematismo . . . 136
11.7 Superfici di controllo . . . 136
11.8 Conclusione . . . 137

Ringraziamenti **139**

Capitolo 1

Introduzione agli UAV

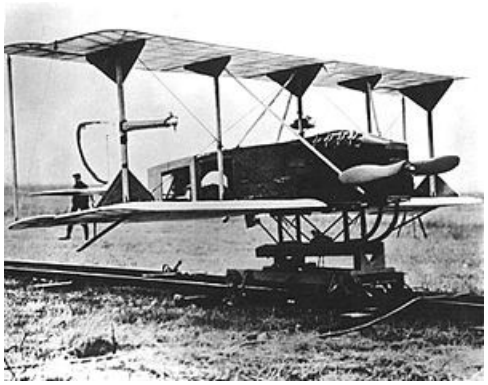
1.1 Gli aeromobili a pilotaggio remoto

Gli UAV o Unmanned Aerial Vehicle, sono aerodine caratterizzate dall'assenza di un pilota umano a bordo, controllate in maniera remota tramite dispositivi elettronici, talvolta anche in grado di volare in totale autonomia secondo logiche preimpostate. Il navigatore o pilota, si trova quindi in una postazione differente, solitamente a terra. In Italia gli UAV sono caratterizzati dalla sigla APR (aeromobili a pilotaggio remoto) o SAPR (sistema aeromobili a pilotaggio remoto) e vengono regolamentati con precise normative ENAC. La parola UAV è stata rimpiazzata nell'uso comune dalla dicitura drone.
Lo sviluppo attuale delle tecnologie in ambito sia civile che militare, ha portato questa categoria di velivoli a ritagliarsi uno spazio di tutto rilievo nel panorama dell'aviazione generale e se ne prevede un ulteriore incremento, quasi esponenziale, nel prossimo decennio. Nel campo militare i droni vengono impiegati con successo già da diversi anni, basti pensare a missioni pericolose in cui possono essere messe a rischio vite umane, le cosiddette missioni "Dull, Dirty and Dangerous" ("noiose, sporche e pericolose"). Nel campo civile invece, questi possono essere impiegati per riprese aeree, rilievi in generale, sorveglianza, trasporto ecc.. Non bisogna affatto tralasciare che si tratta di sistemi che generalmente hanno costi di acquisto e gestione inferiori a quelli dei tradizionali velivoli, almeno se si considerano UAV di dimensioni ridotte.

1.2 Storia degli UAV

La prima comparsa del concetto di UAV ha origini belliche: nel 1849 infatti, gli Austriaci utilizzarono dei palloni aerostatici caricati con esplosivi durante l'attacco alla città di Venezia: questi venivano lanciati quando il vento lo permetteva, soffiando in direzione della città. Nonostante questa precauzione solo alcuni centrarono l'obbiettivo, altri invece, a seguito di una variazione delle correnti d'aria, si diressero verso le stesse linee austriache creando delle stragi. Questi palloni, erano costituiti da un involucro di stoffa di 100 metri cubi e un carico di ordigni ridotto per motivi di sicurezza, circa 20 kg. [1] I successivi esempi e prototipi di velivoli senza pilota, più vicini all'attuale concetto di UAV, si possono osservare a partire dalla prima guerra mondiale: l'*Aerial Target* (Figura 1.1(a)) nel 1916, veniva pilotato mediante tecniche di radio control-

(a) L'Aerial Target del 1916



(b) L'Hewitt-Sperry anche noto come la bomba volante

Figura 1.1: Gli UAV testati nella prima guerra mondiale

lo. Nel settembre dello stesso anno effettuò il suo primo volo l'aeroplano automatico Hewitt–Sperry (Figura 1.1(b)), anche noto come "bomba volante". Il velivolo veniva comandato grazie ad una serie di giroscopi montati internamente. Sebbene entrambi fossero ancora abbastanza rudimentali e i loro voli spesso risultassero dei fallimenti, furono le prime dimostrazioni concrete di una tecnologia che negli anni a venire, avrebbe avuto uno sviluppo davvero notevole.

Nel periodo compreso tra le due guerre mondiali, l'avanzata della tecnologia permise alle varie aziende e alle truppe militari, di sviluppare progetti che portarono alla conversione di alcuni modelli di aerei in APR, quindi alla nascita dei primi sistemi aerei senza pilota. Questi potevano essere lanciati dalle navi da guerra e controllati mediante un autopilota.

La prima produzione in larga scala degli APR risale però al periodo della seconda guerra mondiale, grazie all'attore Inglese Reginald Denny (20 Novembre 1891 – 16 Giugno 1967): la sua attenzione e passione per i modelli di aerei radio controllati, lo portò a fondare una piccola società che evolse nel tempo nella "Radioplane Company". Denny era estremamente convinto del fatto che i modelli di elicottero radio controllati a basso costo, potessero essere un elemento di test molto importante per l'artiglieria antiaerea. Nel 1935 effettuò una dimostrazione per l'esercito statunitense. Il primo prototipo che creò, denominato RP-1, colpì favorevolmente gli esponenti dell'esercito a tal punto che Denny ne produsse circa 15.000 durante la seconda guerra mondiale.

Solo più tardi, durante la guerra fredda e la guerra in Vietnam, lo sviluppo tecnologico permise di raggiungere un elevato livello qualitativo, portando sul mercato soluzioni di dimensioni sempre più ridotte e con caratteristiche tali da poter essere impiegati in innumerevoli scenari bellici operativi.[2]

In Italia si cercò di sviluppare sin dagli anni '60 questo tipo di velivoli. Il primo modello utilizzato dall'Esercito Italiano fu il CL-89, prodotto dalla Canadair e rimasto in servizio fino al 2000. Si trattava di una sorta di missile con autonomia ridotta (circa 140 km) in grado di effettuare registrazioni video durante il volo. L'Esercito sviluppò in seguito, in collaborazione con Meteor CAE, il Mirach 20 (1985-2002), un velivolo ad ala fissa con telecamera, avente un raggio d'azione di circa 120 km e prodotto dalla PAI di San Diego (California). Nel 2004, dopo l'esito negativo delle sperimentazioni

(a) Il sistema UAV tattico Shadow 200, uno dei più diffusi al mondo nel campo militare

(b) Un quadricottero commerciale, molto diffuso per uso hobbistico e semiprofessionale

Figura 1.2: Differenti tipologie di UAV, ad ala fissa e rotante

successive dei Sistemi Mirach 26 e Mirach 150, l'Esercito acquistò il sistema FQM 151 A Pointer (classe Small) per poi passare ai modelli Raven RQ 1A e 1B, mentre l'Aeronautica militare si approvvigionò con l'RQ-1 Predator costruito dalla General Atomics. Successivamente l'Esercito acquistò il sistema tattico Shadow 200 (Figura 1.2(a)) dalla ditta AAI Corp. nel Maryland. Tale sistema ha totalizzato fino ad oggi più di 500.000 ore di volo sui cieli iracheni con le Forze Armate U.S. ed è uno dei più sperimentati ed efficaci del mondo.

A seguito del rapido progresso tecnologico registrato nel corso degli anni duemila e grazie alla loro versatilità, gli APR hanno cominciato ad essere utilizzati anche in ambito civile, complice anche i costi sempre più ridotti per l'acquisto. Oggi il termine drone è immediatamente associato ad un modello per utilizzo privato e ludico, in particolare a configurazioni multirotori utilizzati per riprese aeree (Figura 1.2(b)). Si tenga presente che tecnicamente anche un comune aeromodello radio guidato rientra nella categoria degli UAV, essendo di fatto controllato a distanza da un operatore a terra. Nell'accezione comune però, l'indicazione è rivolta a sistemi che presentino anche una certa autonomia del volo, sia essa legata solamente alla stabilizzazione del velivolo o anche alla scelta della rotta.

1.3 Classificazione e tipologie degli UAV

L'acronimo UAV riunisce in realtà una categoria molto vasta di prodotti, siano essi dedicati ad un uso militare o civile. Per poter suddividere questa moltitudine di velivoli dalle diverse caratteristiche, si è pensato e applicato dapprima una classificazione di tipo normativo, resasi necessaria a seguito dell'enorme sviluppo e produzione avvenuto negli ultimi anni. Nel giugno 2011 l'UVS International (Unmanned Vehicle System International) ha stilato una classificazione degli APR, basata su alcuni parametri quali la quota di volo, la durata del volo e il peso massimo al decollo (MTOW). Tale classificazione è visibile nella Tabella 1.1. Una classificazione differente ma altrettanto interessante è quella proposta in seguito: il fattore distintivo è il modo in cui viene ge-

Tabella 1.1: Classificazione normativa degli UAV [3]

Categoria UAV	**Acronimo**	**Raggio operativo [km]**	**Quota di volo [km]**	**Durata del volo [h]**	**MTOW [kg]**
Tactical					
Nano	nano	< 1	0.1	< 1	$<$ 0,0250
Micro	micro	< 10	0.25	1	< 5
Mini	Mini	< 10	0.15 - 0.3	< 2	< 30
Close Range	CR	10-30	3	2-4	150
Short Range	SR	30 - 70	3	3-6	200
Medium Range	MR	70 - 200	5	6-10	1250
Medium Range Endurance	MRE	> 500	8	10-18	1250
Low Altitude Deep Penetration	LADP	> 250	0.05 - 9	0,5 - 1	350
Low Altitude Long Endurance	LALE	> 500	3	> 24	< 30
Medium Altitude Long Endurance	MALE	> 500	14	24 - 48	1500
Strategic					
High Altitude Long Endurance	HALE	> 2000	20	24 - 48	12000
Special purpose					
Unmanned combat aerial vehicle	UCAV	1500	10	2	10000
Lethal	LETH	300	4	3-4	250
Decoy	DEC	0 – 500	5	< 4	250
Stratospheric	STRATO	> 2000	$> 20 < 30$	> 48	N.D.
Exo – stratospheric	EXO	N.D.	< 30	N.D.	N.D.
Space	SPACE	N.D.	N.D.	N.D.	N.D.

Figura 1.3: P.1HH HammerHead della Piaggio Aerospace

nerata la spinta e la portanza. Si tenga presente che ulteriori classificazioni potrebbero essere prese in considerazione e risultare altrettanto interessanti (come ad esempio la fonte di energia o i sistemi elettronici utilizzati per il volo)

1.3.1 UAV ad ala fissa

Gli UAV ad ala fissa utilizzano la portanza generata intorno ad ali tradizionali, così come nei normali aerei e producono la spinta necessaria al loro sostentamento attraverso l'uso di un motore, sia esso ad elica o a getto con alimentazione elettrica, a combustione interna o a turbina. Sono la categoria originariamente più sviluppata, venivano dapprima pensati come modifiche di aerei già esistenti o riproduzioni in scala di essi. Oggi gli UAV ad ala fissa rappresentano la soluzione più utilizzata nel campo militare, garantiscono un ottima affidabilità, hanno generalmente autonomia e quindi range più elevati, inoltre volano a quote e velocità maggiori rispetto alle altre categorie. La forma tipica degli aeromobili tradizionali garantisce una migliore capacità di carico sia in termini volumetrici che in termini di peso, questo talvolta risulta davvero importante. In questa configurazione la stabilità è migliore in condizioni meteo avverse, quindi voli con venti intensi sono permessi ed il controllo risulta comunque meno impegnativo. A parità di payload disponibile risultano complessivamente più leggeri, inoltre in caso di avaria ad un motore hanno comunque capacità di volo planato. Vengono progettati e prodotti a partire da aperture alari inferiori al metro, fino alle dimensioni tipiche di un aereo di media taglia. A titolo d'esempio si veda la foto (Figura 1.3) del progetto P.1HH HammerHead della Piaggio Aerospace progettato per svolgere varie missioni di sorveglianza e ricognizione.

1.3.2 UAV ad ala rotante

Gli UAV ad ala rotante rappresentano oggi la tipologia di droni più venduti su larga scala per usi civili: lo sviluppo di tecnologie a basso costo e l'aumento di affidabilità e performance sono i fili conduttori di una diffusione esponenziale, questo sia in termini di numero di esemplari prodotti, sia in un campo di applicazioni in costante sviluppo e aggiornamento. Sebbene esistano anche UAV simili ad elicotteri tradizionali, il campo di sviluppo maggiore è quello dei multirotori (quadricotteri , esacotteri e optacotteri).

I campi di applicazioni tipici sono legati alle riprese aeree sia outdoor che indoor. L'uso di rotori multipli garantisce un'ottima stabilità di volo e di hoovering, a fronte però di velocità di volo relativamente modeste e potenze richieste per il sostentamento elevate, che si traducono in missioni più brevi e a range ridotti. Il vero vantaggio di questa tipologia, rimane la manovrabilità in spazi ristretti, che ne permette l'utilizzo anche in luoghi chiusi, inoltre il decollo e l'atterraggio verticale eliminano il problema di avere adeguati spazi a terra. Sebbene esistano anche alimentati ad idrocarburi, la maggior parte degli UAV ad ala rotante sono alimentati da batterie ai polimeri di litio. Questo permette l'utilizzo di motori elettrici brushless ad alte prestazioni e rende il controllo di stabilità più reattivo ed efficace. I multirotori vengono controllati da sistemi elettronici con accelerometri interni che ne gestiscono la stabilità e la manovrabilità.

1.3.3 UAV ad ala battente

La categoria di UAV ad ala battente, così come di velivoli in generale ad ala battente è ancora in fase di sviluppo embrionale. Sebbene negli anni passati diversi tentativi e test su prototipi di velivoli ad ala battente vennero eseguiti, soprattutto in ambito accademico, si può affermare che questo testo rappresenti a tutti gli effetti uno dei primi lavori nella categoria, sia per quanto riguarda la progettazione aerodinamica, sia per la costruzione. Nello specifico, alla data odierna nel mondo, esiste un solo modello volante di ornitottero con ali divise in due settori disgiunti. La presente tesi di laurea magistrale si pone l'obbiettivo della realizzazione del secondo prototipo, ispirato al volo del gabbiano.
Nonostante le difficoltà realizzative, un UAV ad ala battente articolata presenta diversi vantaggi rispetto ai modelli con propulsione tradizionale: 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 bio-mimetico è la prevenzione del fenomeno del birdstrike negli aeroporti: consiste nell'allontanare gli uccelli dalle piste di atterraggio utilizzando UAV che riproducano un uccello rapace.

1.4 Regolamentazioni e normative sugli UAV

La regolamentazione specifica è dettata su tre livelli: internazionale, comunitaria e nazionale. Il codice internazionale ha precedenza sugli altri due e quello comunitario su quello nazionale, questo significa che qualora vengano previste specifiche di legge differenti, viene applicata la legge a livello più alto.

1.4.1 Il quadro internazionale

L'ICAO (International Civil Aviation Organization) inserisce la categoria dei velivoli unmanned nella più ampia categoria degli aeromobili, questo significa che anche un UAV deve rispondere alle generiche normative che coinvolgono la classe: circa il velivolo, il pilota e l'operatore, valgono le stesse responsabilità e certificazioni, come certificato di immatricolazione, certificato di aeronavigabilità, licenza di pilota, licenza di operatore. Gli APR di peso inferiore ai 150 kg, che ad oggi rappresentano la

maggioranza di quelli utilizzati, sono di pertinenza delle singole autorità aeronautiche nazionali, l'ENAC (Ente Nazionale per l'Aviazione Civile) in Italia, come stabilito nei regolamenti europei.

1.4.2 Gli aeromobili e gli APR per il codice italiano della navigazione

Il 17 luglio 2015 viene pubblicata da parte dell'Ente nazionale per l'aviazione civile la nuova normativa sui Mezzi Aerei a Pilotaggio Remoto, con diverse novità rispetto al regolamento precedente. Nuove normative sono ancora in fase di progettazione e modifica, proprio nel momento in cui questo testo è redatto. Di seguito si riportano alcuni degli articoli rilevanti estratti dal codice della navigazione [4] [5].
743. Nozione di aeromobile: Per aeromobile si intende ogni macchina destinata al trasporto per aria di persone o cose. Sono altresì considerati aeromobili i mezzi aerei a pilotaggio remoto, definiti come tali dalle leggi speciali, dai regolamenti dell'ENAC e dai decreti del Ministero della difesa, per quelli militari.
749. Ammissione degli aeromobili alla navigazione: Sono ammessi alla navigazione gli aeromobili immatricolati mediante iscrizione nel registro aeronautico nazionale ed abilitati nelle forme previste dal presente codice.
763. Condizioni di navigabilità: L'aeromobile che intraprende la navigazione deve essere in stato di navigabilità, convenientemente attrezzato e atto all'impiego al quale è destinato.
764. Certificato di navigabilità: L'idoneità dell'aeromobile alla navigazione aerea è attestata dal certificato di navigabilità. Il certificato di navigabilità abilita l'aeromobile alla navigazione.
765. Impiego dell'aeromobile: L'aeromobile può essere adibito soltanto al servizio o all'impiego consentito alla categoria alla quale, dal certificato di navigabilità, risulta assegnato.
Come tutte le attività di lavoro aereo svolte con aeromobili, le attività di monitoraggio con APR possono essere svolte solo dopo aver obbligatoriamente acquisito le necessarie autorizzazioni, in genere rappresentate da Permessi di Volo, che possono essere concesse solo da ENAC, e la cui mancanza porterebbe ad operare in condizioni certamente illegali, e potenzialmente di effettivo rischio per la sicurezza. Inoltre, il completo svolgimento del processo autorizzativo costituisce anche prerequisito irrinunciabile per l'ottenimento di polizze assicurative che coprano effettivamente i rischi correlati alle attività di lavoro aereo come richiesto dalle normative europee. L'abilitazione per i piloti commerciali di APR Chi pilota da remoto un APR ha, dal punto di vista normativo, le stesse caratteristiche e responsabilità che ha chi pilota un aeromobile da bordo. Ciò significa che i piloti di APR adibiti a lavoro aereo devono essere dotati di apposite licenze rilasciate da ENAC dopo adeguata e comprovata formazione.
La normativa ENAC inoltre divide la classe degli UAV in due categorie, di seguito si riportano le definizioni:
Aeromodellista: persona che è ai comandi di un aeromodello.
Aeromodello: dispositivo aereo a pilotaggio remoto, senza persone a bordo, impiegato esclusivamente per scopi ricreativi e sportivi, non dotato di equipaggiamenti che ne permettano un volo autonomo, e che vola sotto il controllo visivo diretto e costante

dell'aeromodellista, senza l'ausilio di aiuti visivi.
Aeromobile a Pilotaggio Remoto (APR): mezzo aereo a pilotaggio remoto senza persone a bordo, non utilizzato per fini ricreativi e sportivi.

1.4.3 La normativa per lo Skybird

In base alle ultime definizioni ENAC, il progetto Skybird rientra momentaneamente nella categoria aeromodelli, in quanto non dotato di dispositivi atti alla realizzazione di un volo autonomo e controllato a vista. Se ne prevede in futuro uno sviluppo con l'integrazione di suddetti sistemi, quindi il passaggio alla categoria APR.

1.5 Applicazioni degli UAV e sviluppi futuri

Ad oggi le applicazioni che prevedono l'utilizzo di droni sono in costante e crescente sviluppo, il che rende impossibile citarle tutte. Verranno quindi considerate quelle di maggiore interesse. Si tenga presente come già ribadito, che a differenza degli aerei tradizionali, gli APR possono essere utilizzati in situazioni caratterizzate da un elevato pericolo per la vita umana e nelle aree inaccessibili o impervie, volando a bassa quota.

1.5.1 Ambito civile

Nell'ambito civile, gli UAV possono trovare impiego in innumerevoli ambiti: sicurezza, rilevamento, fotogrammetria ecc. Ad esempio vengono utilizzati durante le fasi di monitoraggio di aree colpite da calamità naturali o da avvenimenti particolari (terremoti, esondazioni, incidenti stradali ecc.), dimostrando un ulteriore vantaggio: il contenuto costo di acquisizione e di esercizio, rispetto ai tradizionali sistemi di ripresa aerea utilizzati fino ad ora. A questo aspetto si affianca la facilità di utilizzo e la loro versatilità. Sofisticati multirotori con capacità di volo autonomo, vengono impiegati nelle riprese aeree per diversi film, sia per scene panoramiche che di azione. Negli ultimi anni però la ricerca ha spinto verso la nascita di un nuovo sistema di trasporto aereo, per piccoli carichi, attraverso l'uso di droni. Il colosso Amazon ad esempio, ma così anche Google e DHL, sta sviluppando e ottenendo le autorizzazioni, per un sistema di consegna a domicilio dei prodotti ordinati tramite internet, che rimangano all'interno di un certo range di volume e peso. Tale sistema ancora in via di sviluppo, potrebbe diventare una interessante realtà operativa già nei prossimi anni, si veda la Figura 1.4 . Sulla stessa onda sono stati sviluppati prototipi di Drone-Defibrillatore per le emergenze mediche e di Drone-Pizza Delivery, per la consegna della pizza a domicilio.

Le applicazioni sono in continuo sviluppo, il progetto SMAT ad esempio, si propone di studiare e dimostrare un sistema di monitoraggio avanzato del territorio per la prevenzione e il controllo di una vasta gamma di eventi naturali (alluvioni, incendi, frane, traffico, urbanistica, inquinamento e coltivazioni). SMAT-F1 è focalizzato sulla dimostrazione dell'utilizzo integrato delle tre piattaforme UAV all'interno di uno scenario operativo lo Sky-Y di Alenia Aermacchi, il Falco di SELEX Galileo (entrambe aziende del gruppo Finmeccanica) e il piccolo C-Fly della Nimbus.

Figura 1.4: Il sistema di consegna prime-air di Amazon, tramite l'uso di droni

1.5.2 Ambito militare

Gli APR furono sviluppati fin dall'origine nel campo militare, utilizzati per scopi bellici possono essere attrezzati con armamenti e/o con sensori di ripresa e rilevamento generici. Fondamentale è l'invio in tempo reale alla stazione di controllo, posta anche a decine di chilometri di distanza, di tutte le informazioni rilevate durante il volo: ne è un esempio l'utilizzo per il monitoraggio delle attività di Osama bin Laden precedenti alla sua morte del 2 maggio 2011 da parte delle unità speciali dell'esercito statunitense.

1.6 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] Wikipedia, l'enciclopedia libera, *Aeromobile a pilottagio remoto*

[3] UAS Yearbook *UAS: The Global Perspective* - 9th Edition - June 2011 - Blyenburgh and Co - www.uvs-info.com

[4] ENAC *Codice della navigazione aerea* - Edizione 2006 - www.enac.gov.it

[5] ENAC *Mezzi aerei a pilotaggio remoto* - 2a edizione - Luglio 2015 - www.enac.gov.it

Capitolo 2

Aerodinamica del volo battuto

2.1 Principi del volo

Che si tratti di un gabbiano o di un Boeing 747, la forza necessaria al sostentamento in aria è di identica natura: la portanza.
La portanza nasce dal cambio di direzione del flusso d'aria incidente sulle ali, questo deviato verso il basso genera una reazione uguale e contraria, la cui componente principale è appunto di sollevamento (portanza). Ciascuna sezione alare presenta una forma specifica, chiamata profilo alare, dal quale dipendono le performance dell'ala stessa. La portanza è la componente della forza aerodinamica totale perpendicolare alla direzione del moto relativo tra ala e flusso indisturbato, la componente parallela è invece detta resistenza. Volendo considerare i parametri di maggiore influenza per entrambe le forze, potremmo così scrivere:

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L \tag{2.1}$$

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D \tag{2.2}$$

avendo indicato con L (lift) la portanza, con D (drag) la resistenza, con ρ la densità dell'aria, con V la velocità relativa tra ala e flusso, con S la superficie alare complessiva e con C_L il coefficiente di portanza tipico dell'ala completa. Si veda la figura 2.1.
La densità dell'aria dipende essenzialmente da parametri ambientali e dalla quota di volo, nel caso del volo di un uccello, contrariamente a quanto si possa pensare, può subire variazioni tutt'altro che trascurabili: alcuni uccelli migratori, come le oche indiane, possono trasferirsi a quote di crociera superiori ai 6500 m [1]. Si tenga presente che il valore di densità sul livello del mare (espresso in chilogrammi per metro cubo) è considerato $\rho = 1.225$, mentre a 6500 m questo diventa $\rho = 0.623$, il che esprime un rapporto quasi a due, questo si traduce nel dimezzarsi della portanza generata a parità di ogni altra condizione passando dal livello del mare alla quota volo di 6500 m.
Nel caso del progetto Skybird invece, la quota operativa (almeno per il primo prototipo) è pensata nell'ordine dei 100 m, tenuto anche conto del controllo di tipo a vista.
La velocità del flusso relativo, dipende dalle varie fasi di volo e risulta variabile da uccello ad uccello, in questo caso è pensata per essere nell'intorno dei 12 m/s. Si tenga presente che questo parametro ha influenza quadratica sulla generazione della portanza,

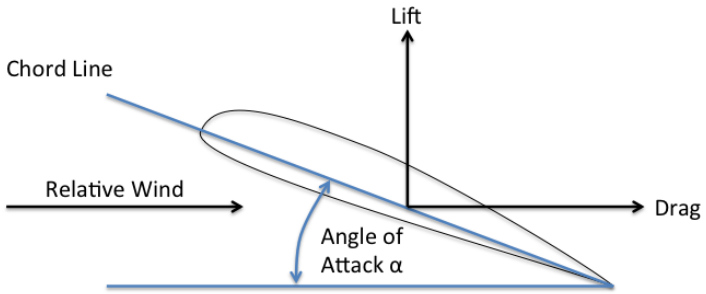


Figura 2.1: Lift e drag, componenti della forza aerodinamica su un profilo alare generico

considerazione che presenta molte implicazioni progettuali nel caso di un aeromobile. Per quanto riguarda la superficie alare complessiva, solitamente si potrebbe intendere come un dato costante, almeno negli aerei tradizionali. Nei volatili invece, tale considerazione risulta inapplicabile: la superficie realmente esposta al flusso indisturbato è variabile in maniera significativa durante il battito e può assumere valori differenti anche in base alla fase di volo (decollo, planato, crociera, ecc.), proprio la forma dell'ala viene modificata per ottenere sempre le migliori performance. Nel progetto Skybird, la superficie portante risulta variabile, ma con una funzione non modificabile e dipendente solamente dall'angolo di manovella del meccanismo e quindi dalla frequenza del battito.
Discorso più complesso da affrontare è invece quello riguardante il coefficiente di portanza dell'ala completa, che dipende in buona sostanza dalla forma dei profili, dalla loro modifica lungo l'apertura, dal loro svergolamento, dal numero di Reynolds di volo e sopratutto dall'angolo di attacco con cui l'ala è investita dal flusso indisturbato. In realtà nel caso di volo battuto la questione risulta più complessa, in quanto il flusso d'aria raggiunge l'ala non solo in relazione alla direzione e velocità di volo (come nel caso di ali fisse), ma presenta anche una componente di velocità relativa dovuta al battito in se, che ne modifica sostanzialmente la velocità e l'angolo d'attacco effettivo. I parametri da considerare per impostare il problema sono quindi molteplici, alcuni dipendono dalla conformazione fisica dell'animale come l'apertura alare, la corda, la superficie, l'area della coda, ecc., mentre altri sono variabili d'ambiente (quota, correnti d'aria, vento, ecc.). Complessivamente si può intendere che per effetto del moto relativo tra l'aria ed il volatile (lo stesso vale per un velivolo) 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.
Un parametro fondamentale nello studio aerodinamico è il cosiddetto carico alare, ossia il rapporto tra il peso da sostenere in volo orizzontale livellato e la superficie alare che deve generare la portanza per equilibrarlo. Dividendo l'equazione 2.1 per la superficie S ed ipotizzando di volare in volo orizzontale livellato a livello del mare, si ottiene la 2.3 :

$$\frac{W}{S} = 0,625V^2C_L \tag{2.3}$$

Specie	W	S	W/S	V	
	N	m^2		m/s	km/h
Sterna comune	1,15	0,050	23	7,8	28
Prione antartico	1,70	0,046	37	9,9	35
Gabbiano comune	2,30	0,075	31	9,0	32
Becco a cesoie americano	3,00	0,089	34	9,4	34
Gavina	3,67	0,115	32	9,2	33
Gabbiano tridattilo	3,90	0,101	39	10,1	36
Sterna reale	4,70	0,108	44	10,7	39
Fulmaro	8,20	0,124	66	13,2	48
Gabbiano reale nordico	9,40	0,181	52	11,7	42
Stercorario maggiore	13,50	0,214	63	12,9	46
Gabbiano di Buller	19,20	0,272	71	13,6	49
Albatro fuligginoso	28,00	0,340	82	14,7	53
Albatro sopracciglio nero	38,00	0,360	106	16,7	60
Albatro urlatore	87,00	0,620	140	19,2	69

Tabella 2.1: Peso, superficie alare, carico alare e velocità di alcuni uccelli marini. In generale gli uccelli più grandi devono volare più velocemente. Si è considerato C_L=0.38

per la quale si è considerato L=W e ρ=1.225 $\frac{Kg}{m^3}$. Come si vede il carico alare dipende dal coefficiente di portanza e dalla velocità di volo, fissato ad esempio il primo, che una volta noto l'angolo di attacco rimane circa costante, si può ricavare la velocità necessaria al sostentamento in questa fase di volo: aumentando il carico alare aumenta dunque anche la velocità. Non si fraintenda che il carico alare ha un rapporto già noto da progetto e non modificabile (se non con variazioni di peso o superficie), l'aspetto che se ne evidenzia è il legame con la velocità di volo, sarà questa a doversi adattare al primo e non viceversa. In pratica fissato il carico alare di progetto, si ha già una stima di quanto il velivolo debba andare veloce. Nella tabella 2.1, vengono posti ad esempio i carichi alari di diversi volatili.[2]

A livello aerodinamico, risulta molto importante il cosiddetto angolo di diedro, tale angolo è quello formato dalle due semiali sul piano orizzontale, in seguito di una perturbazione che induca un rollio, il velivolo inizierà a scivolare dalla parte della semiala che si abbassa, dal momento che la forza peso non è più perfettamente bilanciata dalla portanza. Questo movimento di scivolata induce un flusso di aria trasversale al velivolo che si andrà a comporre con il flusso dovuto all'avanzamento dello stesso. A causa della differente geometria delle semiali dovuta all'angolo diedro, la corrente risultante che investe la semiala che si è abbassata avrà un angolo d'attacco maggiore rispetto a quello della semiala opposta. Di conseguenza la portanza sviluppata dalla semiala che si è abbassata sarà maggiore di quella sviluppata dall'altra, provocando un momento lungo l'asse longitudinale che tende a riportare il velivolo con le ali livellate, a tal proposito si veda la figura 2.2 [5].

Tipicamente gli uccelli alternano al volo battuto la planata per cui possiamo distinguere due veri e propri "stili" di volo.

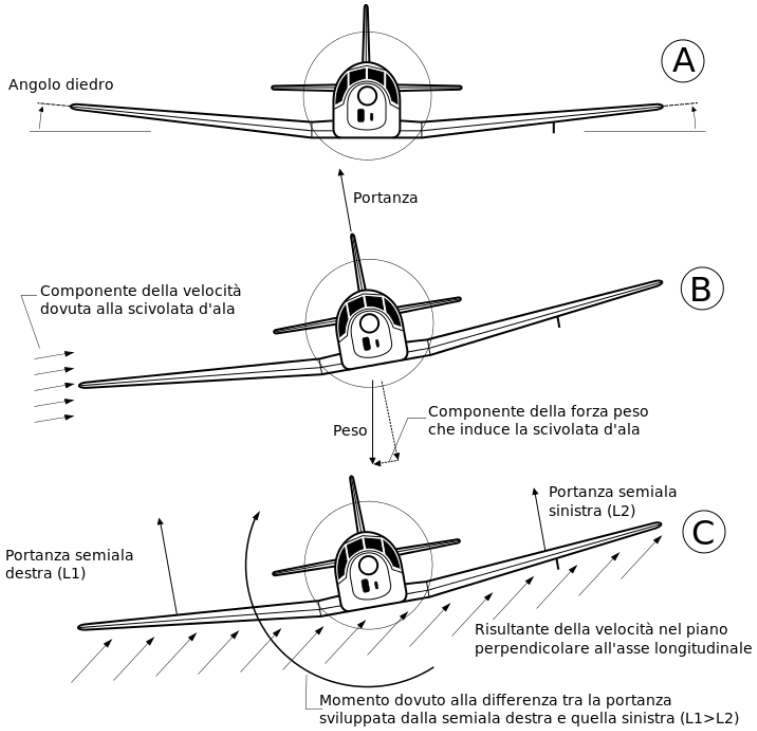


Figura 2.2: Angolo di diedro alare.

2.2 Il volo battuto

Il volo battuto è fisicamente più complicato del volo tramite ali fisse; sia dal punto di vista dello sforzo strutturale conseguente al movimento alternato che da quello aerodinamico. Se in un velivolo tradizionale la portanza e la spinta necessaria all'avanzamento (e anche a garantire il moto relativo di flusso e aria) sono fornite da due organi distinti, ali e motore(i), nel caso del volo battuto queste sono entrambe generate dal movimento delle ali. La forza aerodinamica generata durante il battito è dunque una combinazione di portanza e spinta (T, thrust) al netto della resistenza. Scendendo più nello specifico analizziamo la meccanica del colpo d'ali.
Il colpo verso il basso deve generare sia portanza sia spinta. Poiché la resistenza aerodinamica sull'ala è relativamente piccola, la forza aerodinamica K sull'ala è quasi perpendicolare alla sua direzione di avanzamento. Quando l'ala si muove verso il basso, la forza aerodinamica non ha solo una componente verticale L, che fornisce la portanza necessaria a tenere su l'uccello, ma anche una componente in avanti T, che dà la spinta richiesta. Osservando la figura 2.3 notiamo che i rapporti nel triangolo delle forze KTL sono identici a quelli nel triangolo delle velocità, in cui V è la componente orizzontale e w quella verticale. Il rapporto tra spinta e portanza è uguale perciò al rapporto tra la velocità verso il basso dell'ala e la velocità in avanti dell'uccello.

$$\frac{T}{L} = \frac{w}{V} \tag{2.4}$$

questo implica $TV = Lw$. Il prodotto TV è la potenza P necessaria alla propulsione, fornita praticamente senza perdita dalla grande forza L che opera alla piccola velocità verso il basso w. La portanza è necessaria per vincere la gravità e mantenere in

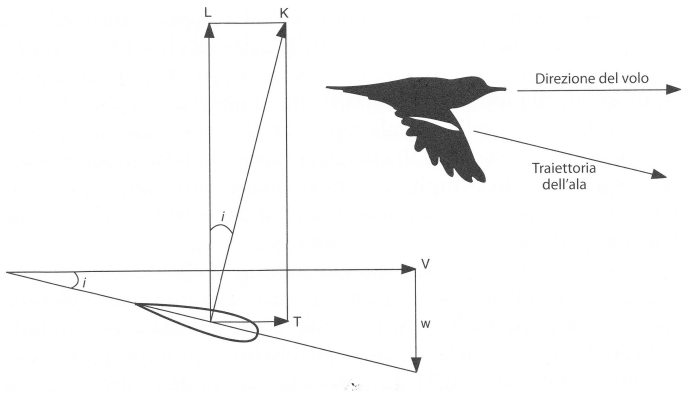


Figura 2.3: Forze e velocità di un colpo d'ala verso il basso.

aria l'uccello, ma quando l'ala si muove verso il basso la portanza genera anche potenza. Tale potenza, Lw, è trasmessa interamente allo sforzo propulsivo TV. É evidente quindi che la potenza, prodotto di una forza per una velocità, può essere ripartita a piacimento da grande forza per piccola velocità in piccola forza per grande velocità. Finché un uccello mantiene un angolo piccolo tra il colpo d'ala e la direzione del volo, minimizza la cessione di energia all'aria; in questo modo mantiene bassa anche la frequenza del battito alare. Quest'ultimo aspetto è da tenere conto nella fase di studio aerodinamico del velivolo ad ali battenti. Osservando con attenzione il battito d'ali di un volatile, noteremo come la fase del battito, grazie alla flessibilità dell'ala, garantisca sempre portanza e spinta a sufficienza per la propulsione nella fase di downstroke (battito verso il basso). In questo modo il volatile riesce ad avanzare con una traiettoria rettilinea. Nella fase studio di un velivolo ad ali battenti l'utilizzo di un'ala flessibile aiuta al mantenimento di tale traiettoria, infatti il gap dell'ala rigida consiste nella perdita di portanza nel colpo d'ali in risalita; il che significherebbe probabilmente un avanzamento orizzontale tramite una traiettoria più sinusoidale che rettilinea.
Il mantenimento della portanza in fase di avanzamento nell'ala flessibile è dovuto come si potrà notare nella figura 2.4 alle sezioni dell'ala prossime al corpo, la spinta competerà maggiormente alle sezioni più lontane. 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, per creare più spinta. 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. Il volo battuto è decisamente più dispendioso e richiede una muscolatura adeguata, motivo per cui i grandi uccelli prediligono la planata. Tipicamente il richiamo dell'ala avviene ritraendola in maniera tale da limitare la resistenza offerta all'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 (Figura2.5). Poiché la portanza è proporzionale al quadrato della velocità, il volo battuto è possibile solo se è più rapido di quello planato, ed indicativamente la velocità deve crescere del 40% per compensare i tempi morti.

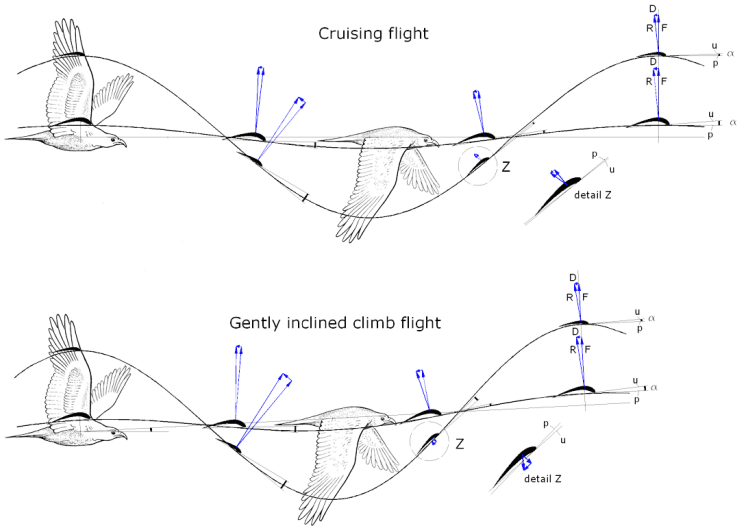


Figura 2.4: Rapporto tra portanza e spinta per le sezioni alari interne ed esterne: come si vede la parte interna contribuisce maggiormente alla portanza, mentre quella esterna alla spinta.

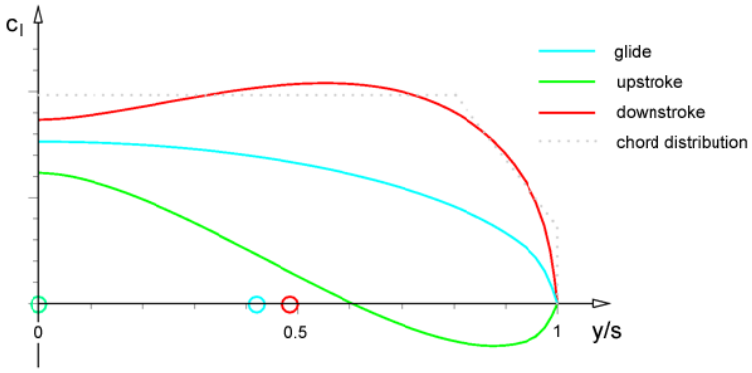


Figura 2.5: Distribuzione di portanza lungo l'apertura alare durante le due fasi di battito, in azzurro è riportata la portanza media sull'ala durante la planata.

2.3 Volo planato

Alcuni volatili si sono evoluti e hanno migliorato le proprie tecniche di volo, diventando specialisti nello sfruttare le correnti termiche per prendere quota e nel planare per lunghe distanze sino alla ricerca di una successiva corrente ascensionale, il tutto senza sbattere le ali. É chiaro che questo comportamento consente un evidente risparmio dal punto di vista energetico. Tali volatili sono caratterizzati come si direbbe in letteratura da un'alta efficienza aerodinamica (L/D) o rapporto di planata per l'appunto. Questo rapporto cresce con l'aumentare della taglia dell'uccello: un volatile caratterizzato da un elevata efficienza aerodinamica è l'albatros con valori di L/D vicini a 19. Esattamente sullo stesso principio di volo, veleggiano gli alianti in tutto il mondo. Questi volano di fatto in caduta, in attesa di una nuova corrente ascensionale, la potenza necessaria all'avanzamento viene fornita dalla gravità stessa.
Grazie alle loro altissime efficienze e la leggerezza complessiva, gli alianti, riescono a sfruttare anche le minime correnti e i venti presenti. Il significato pratico del rapporto di planata è indicare il rapporto teorico tra la lunghezza orizzontale complessiva che si può compiere partendo da un altezza unitaria. Per chiarire l'albatros può volare per 19 metri in orizzontale partendo dalla quota di un metro, in planata pura.

2.4 Anatomia delle ali

Analizzando il volo battuto in natura si può osservare, oltre al movimento alternato delle ali, dei movimenti di torsione che producono effetti aerodinamici di direzione e stabilizzazione, paragonabili alle correzioni dovute al movimento degli alettoni di un aereo. Un uccello è in grado quindi di deformare e torcere le sue ali adattando il proprio apparato scheletrico e osseo a tali manovre. Le modifiche geometriche alle quali va incontro riguardano: la modifica della linea media (camber line) e la flessione della forma in pianta dell'ala tra salita e discesa. Per eseguire queste funzioni, gli uccelli hanno una struttura ossea delle ali simile a quella di un braccio umano. Da un punto di vista fluidodinamico le ali devono essere lunghe ed affusolate, per avere un corretto aspect-ratio (rapporto tra l'apertura al quadrato e la superficie), mentre dal punto di vista strutturale, immaginando l'ala come una trave a sbalzo, questo implica aumentare il momento dei carichi e ridurre la sezione resistente della trave, si veda a proposito la figura 2.6. I carichi a cui un ala è sottoposta sono prevalentemente di torsione e flessione: i primi nascono per il momento generato (picchiante) dai singoli profili alari, mentre i secondi dalle forze aerodinamiche che contrastano il battito.
Un'ala dunque è composta da un ossatura portante che si sviluppa lungo tutto il bordo d'attacco e che regge i carichi, mentre per la rimanente parte da un materiale più elastico, le piume costituite da cheratina rendono la struttura "flessibile" e quindi più deformabile. 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 questa geometria è molto elevata in relazione alla massa da cui è costituito; ciò comporta alte prestazioni a basso costo, in termini di peso. Più è largo il tubo, minore è il materiale necessario

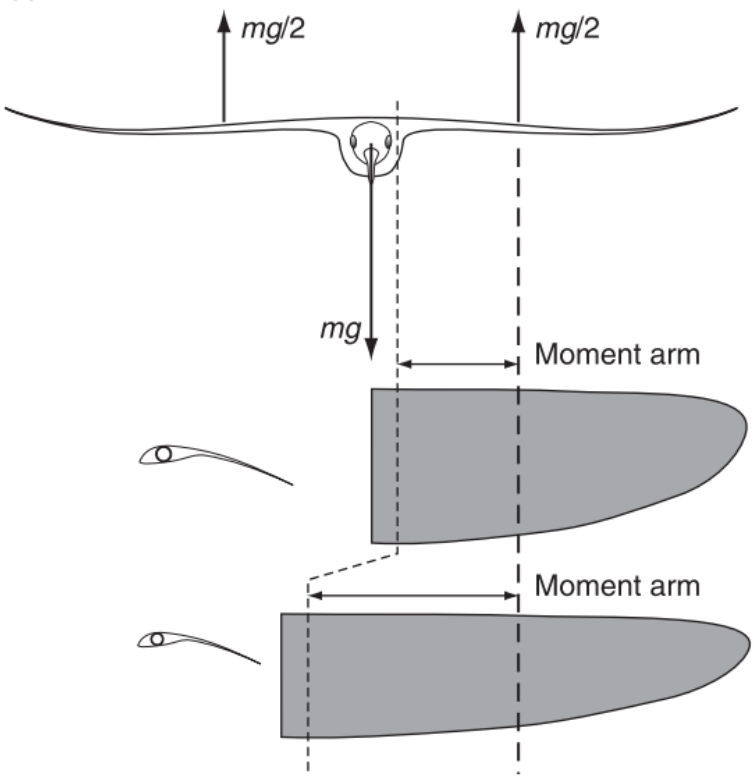


Figura 2.6: Due ali con differente aspect ratio a confronto.

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 instabilità a carico di punta qualora vi si applichino dei carichi di compressione. Per prevenire questo problema si può individuare una struttura reticolare all'interno del cavo osseo, costituita da aste chiamate anche "trabeculae" la cui funzione è quella di mantenere in forma la parete ossea e prevenire il collasso strutturale.

La parte flessibile delle ali demanda alle penne il compito di attribuire rigidezza 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 figura 2.8 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).[3]

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

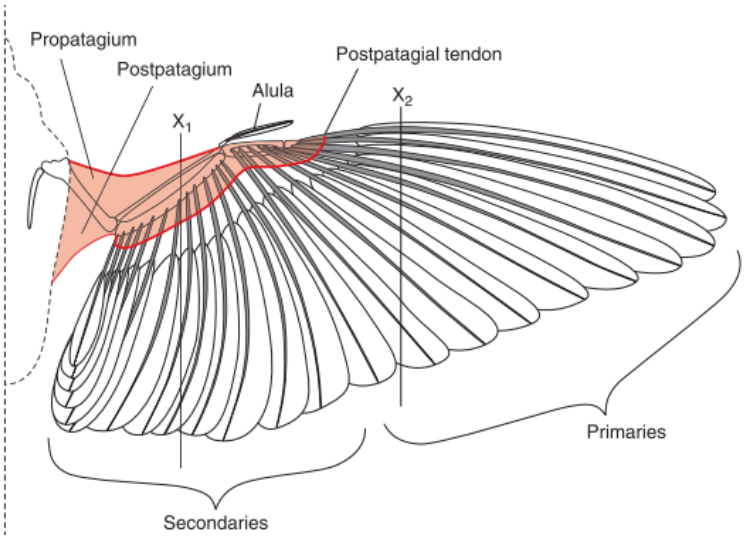


Figura 2.7: Omero di cigno, nella sezione si possono osservare le "trabeculae".

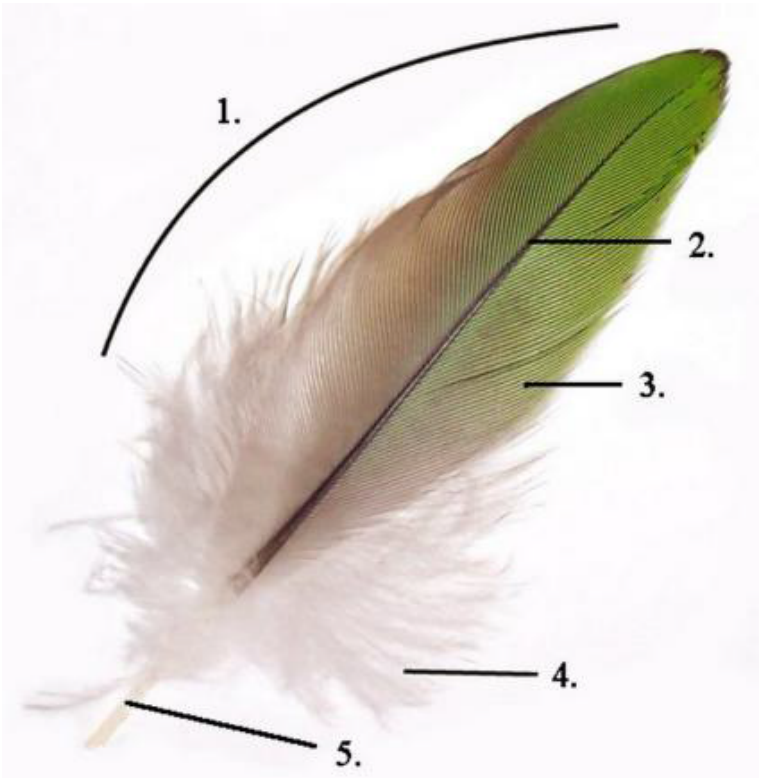


Figura 2.8: Piuma(1), si possono individuare le varie parti: (2) rachide, (3) barbe, (4) barbule, (5) calamo.

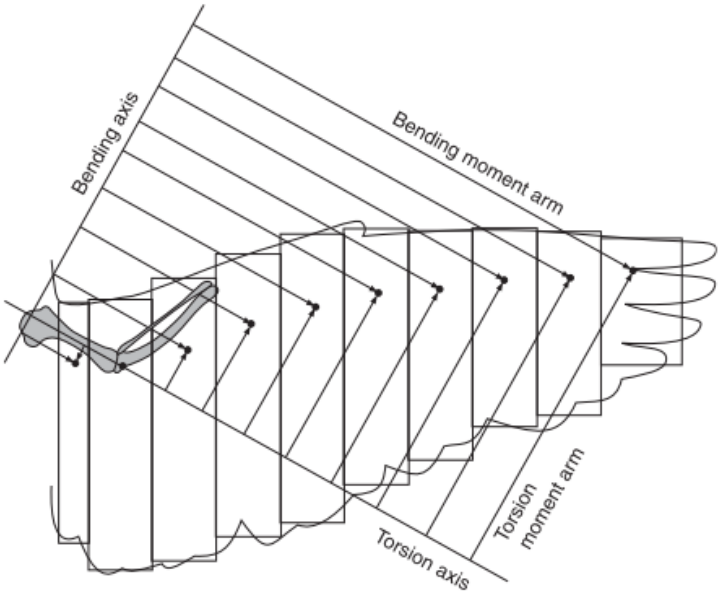


Figura 2.9: Momenti agenti sull'ala.

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", figura 2.7, al fine di variare l'assetto del profilo alare.
Per quanto riguarda i carichi agenti sulle ali, sono il risultato delle forze aerodinamiche, e si manifestano sotto forma di momenti torcenti e flettenti (figura 2.9) 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. [4]
L'ala da un punto di vista cinematico consente quattro gradi di libertà:

- flapping: movimento angolare attorno all'asse del volatile
- 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 della stessa in più parti.

Spesso i modelli ad ala battente 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

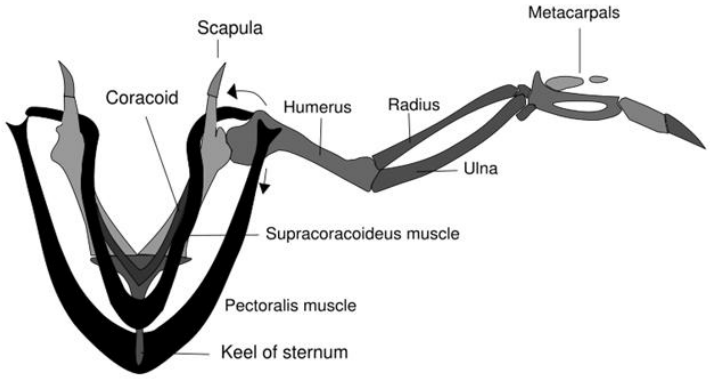


Figura 2.10: Anatomia di un ala d'uccello.

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) (figura 2.10). 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. Durante la planata gli effetti congiunti dei giunti del gomito e del polso consentono di ritrarre le ali consentendo così di ottenere performances più elevate, potendo ad esempio sfruttare un ampio range di velocità (più l'ala è piccola e meno resistenza oppone al moto). 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 "sopracoraideo", 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. 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.

2.5 Bibliografia

[1] Than, Ker, *L'uccello che sorvola l'Himalaya*, National Geographic Italia, 14-06-2011

[2] H. Tennekes, *The Simple Science of Flight. From Insects to Jumbo Jets.* Revised and Expanded Edition, MIT Press, 2009.

[3] Foresti, Danilo, *Il volo degli uccelli*, http://www.stsbc.ch/, 2007

[4] C.J. Pennycuick, *Modelling the Flying Bird*, Elsevier, 2008

[5] Wikipedia, l'enciclopedia libera, *Diedro alare*

Capitolo 3

Simulazioni *CFD*

3.1 Introduzione ai codici di calcolo *CFD*

Le equazioni differenziali alle derivate parziali del secondo ordine, come le equazioni di *Navier-Stokes*, sono risolvibili analiticamente solo in casi particolari. Tuttavia è necessario acquisire dati fondamentali per analizzare il fenomeno dal punto di vista teorico, in modo da rendersi conto delle grandezze in gioco al fine di dimensionare i componenti per resistere ai carichi oppure semplicemente ottimizzare la geometria e ridurre effetti indesiderati, come ad esempio vortici, i quali assorbono inutilmente energia e riducono l'efficienza, aumentando la resistenza aerodinamica.
Per poter risolvere casi generici tridimensionali caratterizzati da una geometria complessa è necessario un codice di calcolo, ovvero una serie di istruzioni da fornire al computer tramite opportuno linguaggio di programmazione, in cui si definisce il sistema, e si cerca una soluzione numerica, affetta da errori. Occorre definire come discretizzare il dominio, le condizioni al contorno, le condizioni iniziali nel caso in cui il fenomeno sia transitorio e il metodo di discretizzazione delle equazioni. Si procede infine alla risoluzione del problema tramite un processo iterativo e, in caso di convergenza del metodo, la soluzione ottenuta potrebbe essere paragonabile a ciò che si osserva sperimentalmente.
Nella maggior parte dei casi i risultati ottenuti da esperimenti effettuati in galleria del vento non coincidono con ciò che accade in realtà a causa della deformazione dei modelli in scala durante le prove e da numerose altre variabili influenti.
Esistono svariate tipologie di *software* in grado di effettuare calcoli e fornire stime sulle grandezze d'interesse, come ad esempio pressione e velocità in forma scalare e vettoriale. Tra i principali si possono menzionare *OpenFOAM* e *Ansys Fluent*.
Le seguenti simulazioni sono state effettuate con quest'ultimo programma al fine di calcolare la portanza agente sulla sola ala del drone, mantenendo l'ala fissa su una posizione corrispondente ad un angolo di diedro di 3° per ottenere una stima del coefficiente di resistenza aerodinamica e di momento attorno ad un punto distante il 25% della corda dal LE (*Leading Edge* o bordo d'attacco alare) alla velocità del flusso indisturbato pari a 6 m/s.
Successivamente è stato considerato il modello completo per effettuare l'analisi di stabilità di beccheggio con diverse morfologie della superficie caudale e il suo impatto sulla portanza e resistenza.

L'analisi del problema si suddivide in tre parti fondamentali:

- *Pre-processing*: fase in cui viene definita la geometria, la modalità di discretizzazione del dominio di fluido, ovvero l'operazione di differenza booleana tra volume di controllo e oggetto in esso inserito, la definizione delle condizioni al contorno e iniziali.
- *Processing*: fase in cui si definiscono le proprietà fisiche del fluido evolvente, ad esempio la viscosità cinematica, il tipo di flusso (laminare o turbolento), tipo di problema (stazionario o instazionario), scelta del solutore e relativa esecuzione.
- *Post-processing*: fase in cui si visualizzano e analizzano i dati raccolti, ad esempio sotto forma di grafici o tramite campionamento delle grandezze d'interesse.

3.2 Generazione della geometria

Il solido sottoposto ad analisi deve essere definito tramite una serie di istruzioni che possono essere elaborate dal codice di calcolo. Il disegno tridimensionale è stato ottenuto tramite *Rhinoceros*, un *software* in grado di generare superfici virtuali chiuse, le quali possono essere esportate in *files* formato *STP* e convertite in solidi. Questi vengono successivamente importati dal codice di calcolo ed inseriti in un volume di controllo.
Un oggetto virtuale è costruito tramite un'insieme di superfici chiuse denominate *NURBS*, un acronimo che sta per "*Non Uniform Rational Basis Splines*", ovvero una classe di curve geometriche utilizzate in analisi grafica computazionale per rappresentare curve e superfici. Essa è la rappresentazione matematica che i *software*, ad esempio i sistemi *CAD*, usano per creare gli oggetti geometrici, per definirne accuratamente la forma.
Il criterio di generazione delle *NURBS* non è universale, la stessa superficie può essere ottenuta in modi diversi, i quali possono presentare difetti. Per poter procedere alle fasi successive limitando gli inconvenienti occorre rilevarli quanto prima e cercare di eliminarli oppure ridurli, anche a costo di ricostruire la superficie con un criterio di generazione diverso da quello precedente, a fine di ottenere una superficie chiusa pulita e regolare.
Durante l'ispezione della geometria è possibile infatti rilevare le seguenti imperfezioni:

- Facce mancanti
- Zone ad elevato raggio di curvatura
- Fessure
- Schegge
- Superfici sovrapposte
- Numero eccessivo di facce comunicanti con una singola superficie
- Spigoli vivi

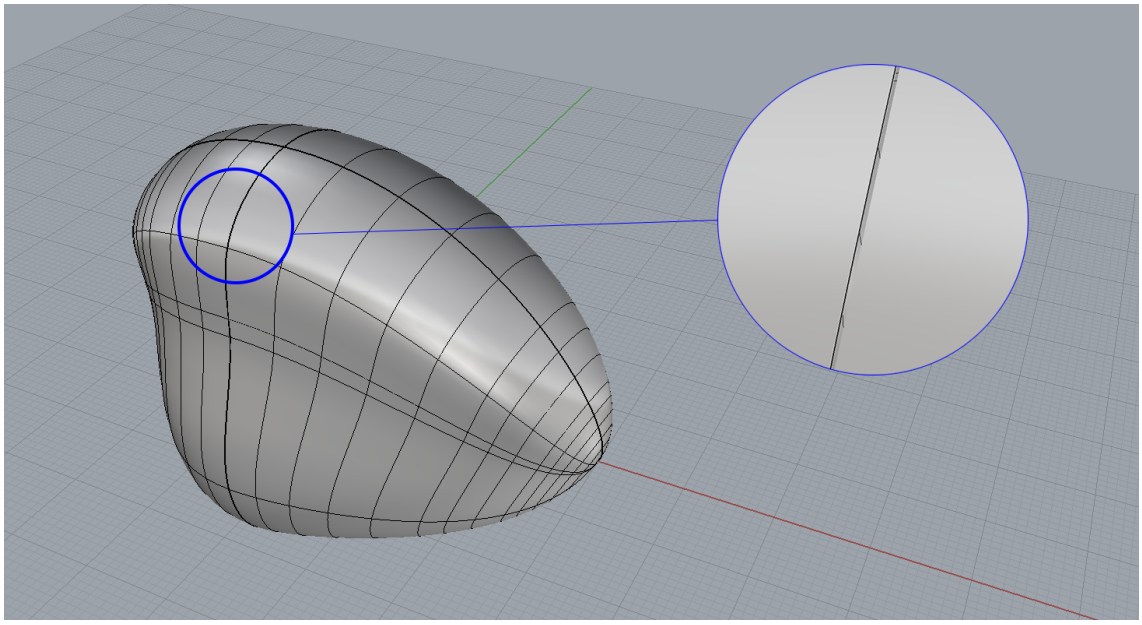


Figura 3.1: Solido generico composto da due superfici aperte con presenza di una fessura.

Il primo difetto si può facilmente correggere applicando una *patch* in modo da ricoprire la parte mancante e rendere chiusa la superficie.
Le fessure, invece, compaiono frequentemente quando una superficie non viene generata usando il bordo di quella comunicante come generatrice oppure quando entrambe vengono esportate come due oggetti distinti senza essere preventivamente unite. Un esempio di fessura è evidenziata in figura 3.1 e la relativa correzione in figura 3.2.

Le schegge sono facce appartenenti alla stessa superficie caratterizzate da un elevato rapporto tra la lunghezza e larghezza. Questo crea la tendenza, durante l'operazione di tassellature, a generare celle aventi analogo inconveniente. La soluzione più semplice è suddividere le schegge in un numero maggiore di facce aventi rapporto vicino all'unità. Zone ad elevato raggio di curvatura sono ad esempio il LE di un'ala, mentre il TE (*Trailing Edge* o bordo di uscita) è uno spigolo vivo. Considerando per ipotesi semplificativa una superficie chiusa avente la forma di un'ala rettangolare, la procedura migliore per ottenerla è di usare l'estradosso e l'intradosso di un profilo, estrudendo le due curve aperte e ottenendo due superfici differenti. Una volta unite le due superfici il luogo dei bordi di entrata di tutti i profili appartenenti all'ala, ovvero una retta, rimane sempre ben definita. La procedura è esposta in figura 3.3.

Gli spigoli vivi sono da evitare, sia che si tratti di una faccia appartenente ad una superficie, sia che si tratti di un vertice della superficie stessa. Essi hanno tendenza a generare celle sghembe e irregolari.
I vertici spigolosi dei solidi, come ad esempio il bordo di uscita di un'ala, possono essere appianati aumentando il *gap* al TE del profilo generatore.
Il modo più semplice ed efficace per sopprimere facce con spigoli vivi è ricostruire le generatrici UV (l'insieme di curve di cui è composta la superficie, situate tra i bordi longitudinali e trasversali, in altre parole sono le curve sulla superficie in figura 3.1), in analogia a quando vengono rilevate numerose facce comunicanti con una singola di

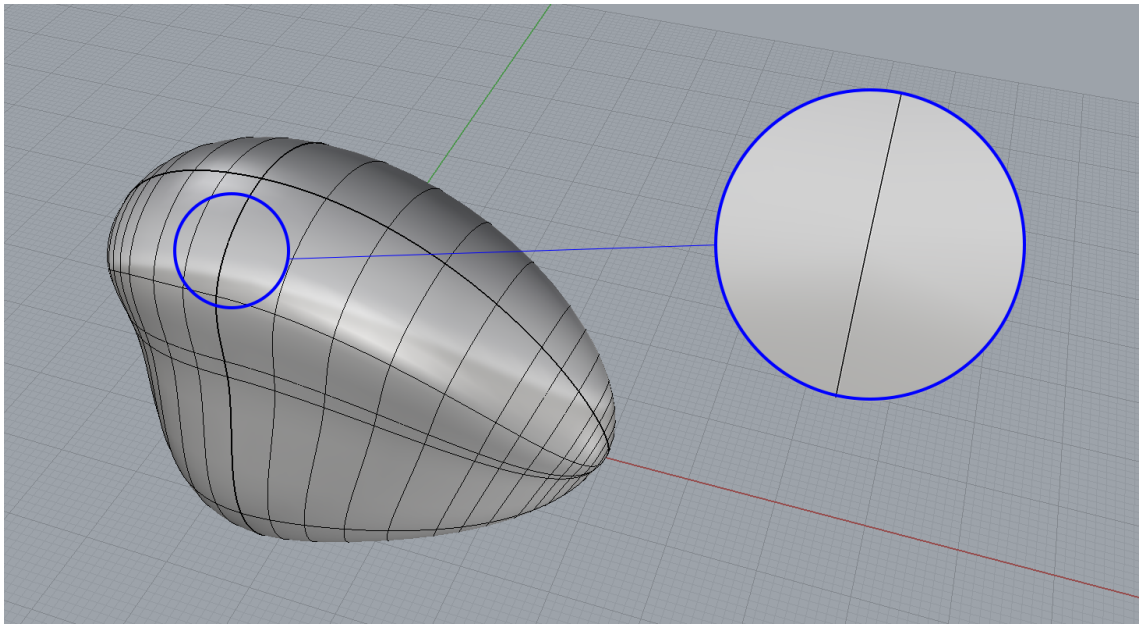
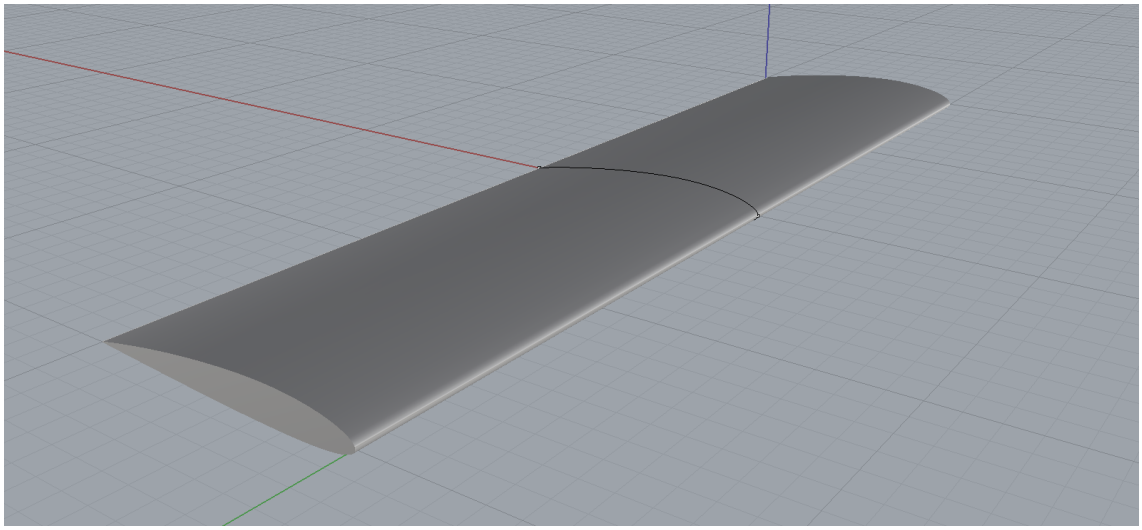


Figura 3.2: Le due superfici sono state unite in un'unica superficie chiusa, la fessura è stata eliminata.

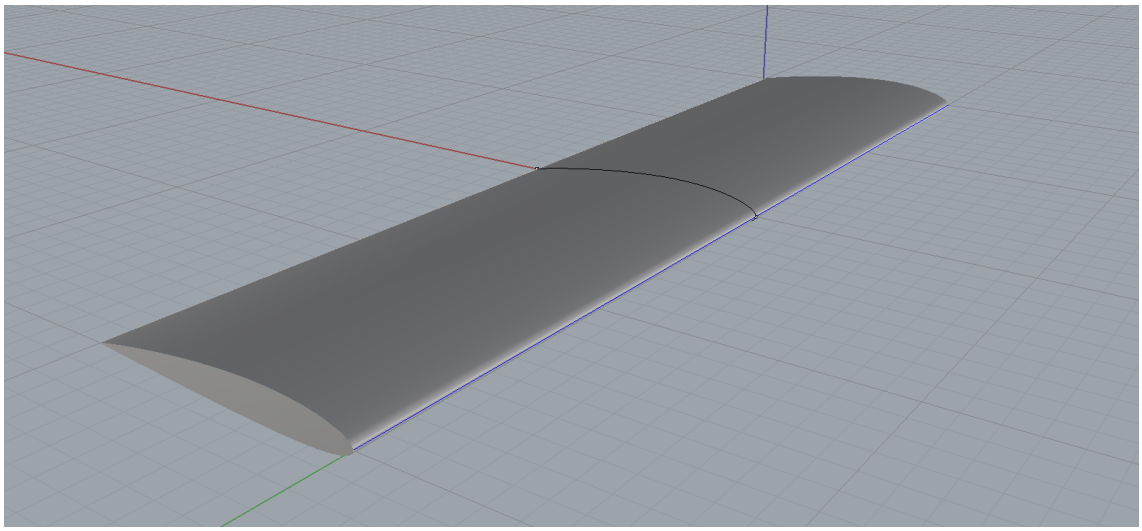
dimensioni maggiori.
In figura 3.4*a* si può notare come la superficie generata sia suddivisa in facce eterogenee, mentre in 3.4*b* la stessa superficie è stata ottenuta tramite ricostruzione delle generatrici *UV*.
Come si può notare la suddivisione è uniforme e le facce sono morfologicamente simili tra loro. Questo influenzerà positivamente la generazione della *mesh*. In figura 3.4c la ricostruzione è stata effettuata con un numero maggiore di generatrici UV rappresentando la superficie in maniera più accurata, come osservabile dal dettaglio in figura 3.4*d*; all'aumentare del numero di generatrici, figura 3.4*e*, la superficie discretizzata approssima meglio la curvatura.

3.3 Discretizzazione del volume di controllo

Una volta ottenuta la geometria del corpo che si intende analizzare è necessario definire un volume di controllo. Il modo più semplice è creare un dominio rettangolare, trattandosi di un oggetto tridimensionale.
Nell'effettuare studi su profili alari (bidimensionali), è tuttavia preferibile generare domini a geometria cilindrica, questa soluzione presenta il vantaggio di una maggior semplicità nell'inserire le condizioni al contorno. Nel caso frequente in cui si vogliano ricavare le polari, è necessario variare l'angolo d'attacco mantenendo fisso il numero di *Reynolds*. A differenza del volume di controllo rettangolare, la geometria sferica non presenta un bordo superiore, né un bordo inferiore, bensì un'unica condizione al contorno di ingresso-uscita riducendo il tempo richiesto per lo studio parametrico.
Una volta scelto il tipo di dominio contenente l'oggetto da analizzare, convenzionalmente allineato in modo che il flusso scorra lungo l'asse X e la gravità lungo l'asse Z negativa, è necessario definire le dimensioni. Se il volume di controllo è troppo piccolo,



(a) Profilo NACA 2412 curva chiusa estruso.



(b) Profilo NACA 2412 suddiviso in due curve aperte: estradosso e intradosso. Il bordo di entrata è facilmente rilevabile a beneficio della generazione della *mesh*.

Figura 3.3: Procedura per realizzare un'ala.

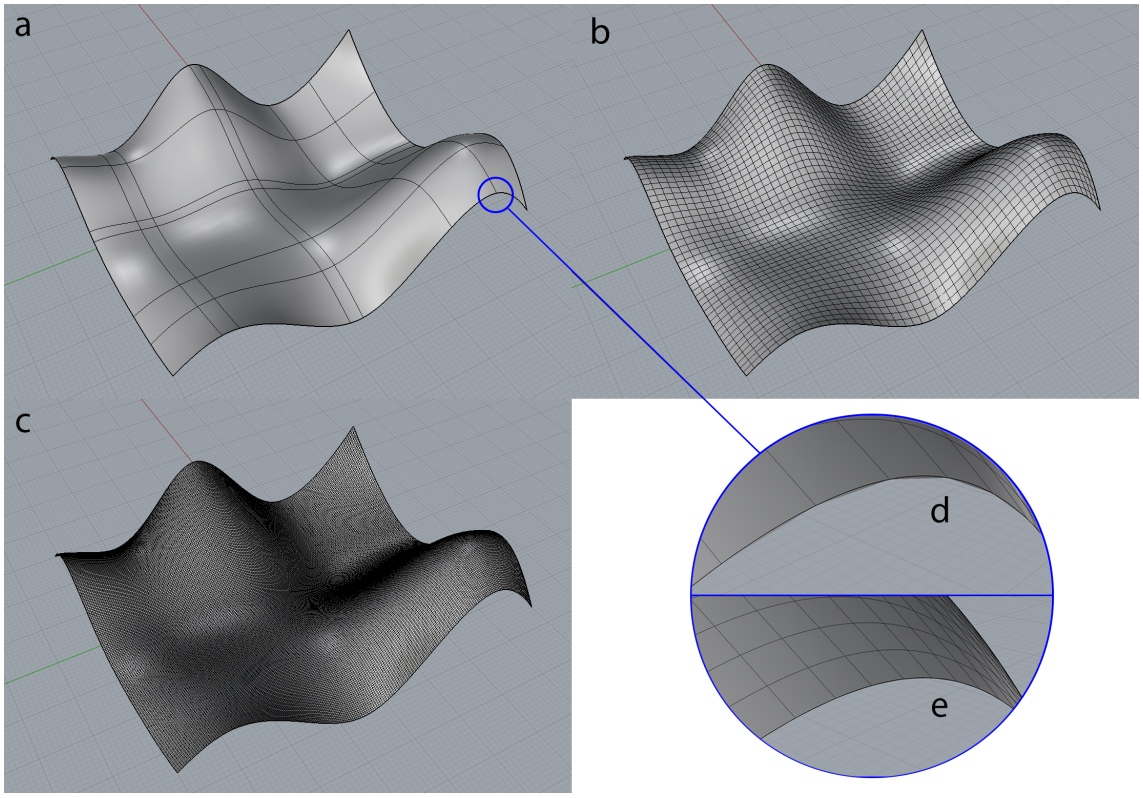


Figura 3.4: Generazione e ricostruzione di una superficie generica e ricostruzione UV.

infatti, le pareti risentono della sua presenza e il campo di pressione e velocità ottenuto non è accurato. D'altra parte se le dimensioni sono eccessive, il costo computazionale è crescente col volume per il maggior numero di celle da cui il CV è suddiviso e andare oltre una certa dimensione non presenta apprezzabili vantaggi. Non esiste un criterio universale, ma se si definisce W la dimensione caratteristica maggiore lungo un asse dell'oggetto (ad esempio, nel caso di un'ala, W è la sua apertura), un buon compromesso è di lasciare i seguenti margini esposti in figura 3.5:

- $5 \cdot W$ tra l'estremità anteriore del corpo e la parete d'ingresso del CV
- $15 \cdot W$ tra l'estremità posteriore del corpo e la parete di uscita del CV
- $5 \cdot W$ tra le estremità laterali del corpo e le pareti laterali del CV
- $5 \cdot W$ tra le estremità anteriore e inferiore del corpo e la parete superiore e inferiore del CV

Per semplicità è consigliabile impostare l'origine degli assi coincidente con il punto attorno al quale viene calcolato il momento, ovvero il centro di massa del corpo, anziché il baricentro del CV.
Una volta definito il volume di controllo e l'oggetto di studio è necessario generare il dominio del fluido come il volume compreso tra i due solidi e successivamente suddividerlo in piccole celle, ad ognuna delle quali sarà assegnata una grandezza, calcolata nel baricentro geometrico e distribuita uniformemente all'interno di esse (nei codici

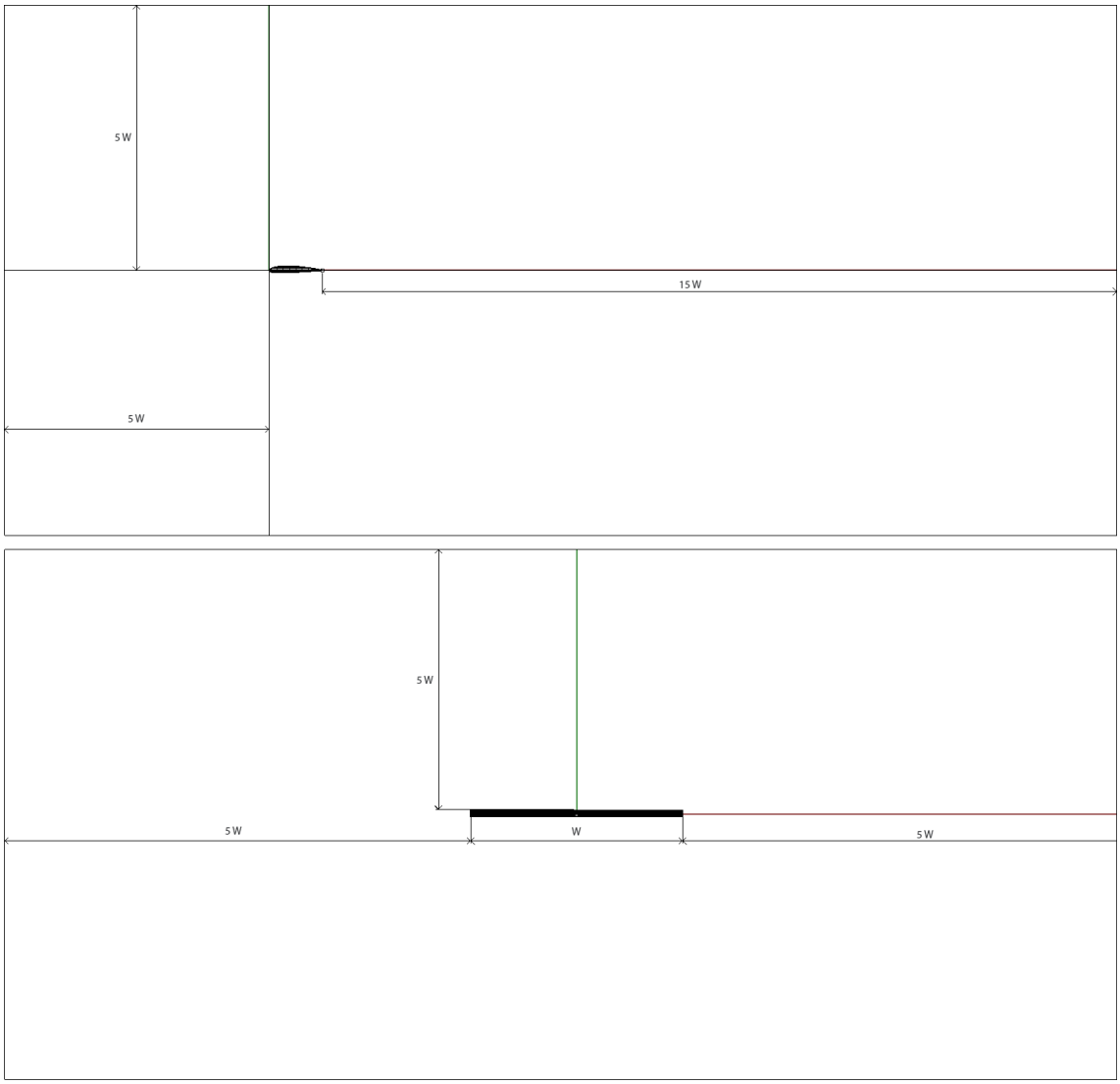


Figura 3.5: Dimensione indicativa del CV.

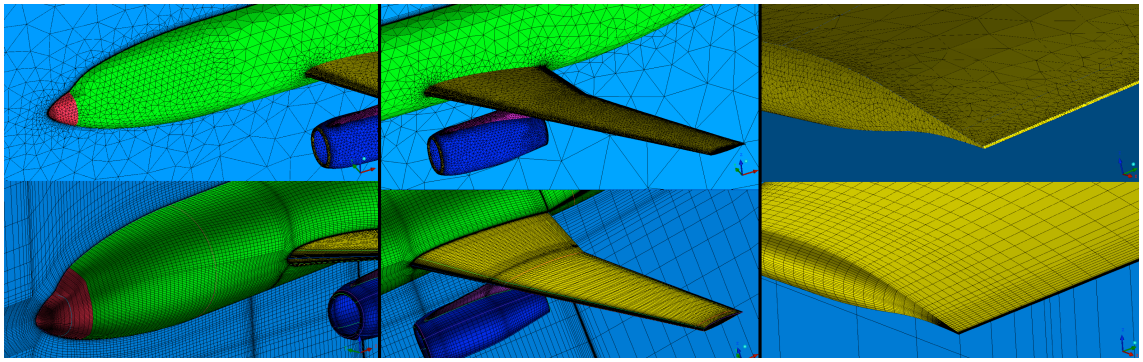


Figura 3.6: In alto: esempi di *mesh* non strutturate. In basso: esempi di *mesh* strutturate.

cell-centered).
Il risultato del procedimento computazionale è fortemente influenzato da tali operazioni preliminari. Per questo motivo è richiesta particolare attenzione ai fattori che ne comprometterebbero l'accuratezza.
L'operazione di generazione della *mesh*, ovvero la suddivisione del CV in tanti sottoinsiemi, richiede la definizione di un criterio di generazione. A parità di geometria esistono svariate tipologie di tassellature molto simili tra loro, ma non tutte portano necessariamente allo stesso risultato, anzi, in molti casi il codice numerico risulta instabile e diverge nel corso delle iterazioni.

3.3.1 Generazione della *mesh*

Suddividere l'intero volume di controllo con dimensione uniforme delle celle è sconsigliato perché non è necessario avere elevata risoluzione dove il flusso è uniforme e i gradienti di pressione sono nulli o quasi. Molto più conveniente è concentrare le risorse della macchina nelle zone di maggiore interesse, ovvero vicino a pareti e a valle degli ostacoli, ove sono presenti moti secondari, strati limite o scie che richiedono una fitta griglia per essere studiati.
Una *mesh* può essere di tipo strutturato oppure non strutturato e composta da elementi (celle) a forma di esaedri, tetraedri o poliedri. In figura 3.6 sono riportati alcuni esempi di *mesh* caratterizzate dal fatto di avere lo stesso numero di celle.
Come si può notare una *mesh* strutturata è composta da celle esaedriche ed esiste una legge di infittimento della griglia in corrispondenza di elevate curvature e a valle del modello. Per definirla, è necessario definire i diversi settori, i quali hanno la funzione di essere una sorta di riferimenti entro i quali generare una porzione di *mesh* con una determinata legge. Occorre esperienza per trovare una buona disposizione. Il tempo impiegato per generarla è breve, in genere alcuni minuti.
D'altra parte una *mesh* priva di struttura può essere composta da uno o più tipi di celle differenti. Richiede come input solo la dimensione delle celle sulla superficie e sulle curve. Per contro la quantità di memoria richiesta è elevata, così come il tempo di calcolo, che può essere di diversi giorni.
Ambo le tipologie presentano pregi e difetti, la scelta è funzione del tipo di problema e del tempo richiesto. Spesso una *mesh* di buona qualità è anche piacevole alla vista.

Castellatura

Una delle modalità di generazione della *mesh* è di suddividere il volume di controllo, ad esempio rettangolare, in diversi parallelepipedi in esso contenuti. Ogni sottoinsieme che interseca la superficie dell'oggetto in questione è suddiviso in 8 volumi di controllo minori. Se fosse in due dimensioni, il rettangolo sarebbe suddiviso in quattro rettangoli minori. Questo metodo prende il nome di castellatura. In funzione del numero di cicli che si percorre, normalmente tre, si ottiene una maggiore raffinazione del CV aumentando l'accuratezza della soluzione laddove serve, ovvero presso la superficie in cui sono presenti forti gradienti di pressione e strato limite. Successivamente, in caso si voglia studiare il moto esterno al corpo, viene rimossa la parte di volume contenuta all'interno della superficie e si ottiene il dominio del fluido. Quest'ultimo risulta tuttavia spigoloso, in quanto l'interfaccia è approssimata da rettangoli. L'operazione successiva consiste nell'appianare i gradini inserendo opportune superfici che tagliano l'elemento approssimando la superficie curva con un piano. Maggiore è il numero di passi successivi di castellatura e migliore sarà l'approssimazione. E' però necessario tenere presente che il numero delle celle aumenta drasticamente, in quanto dopo il primo passo si passa da una a otto celle, tra queste almeno una interseca la superficie dell'oggetto. Il secondo passo consta nel suddividere tale cella in ulteriori otto celle aumentando il tempo di generazione della tassellatura e il costo computazionale. Successivamente si eliminano tutte le celle contenute all'interno o all'esterno della superficie *STL* o *STP* (dipende dal programma utilizzato) a seconda che si tratti rispettivamente di moto esterno oppure interno. Così operando si ottiene il dominio del fluido.

Snapping

A questo punto attorno all'oggetto in esame le celle hanno un volume molto più ridotto, in relazione a quelle presso i contorni del CV, dipendente dal grado di castellatura. La superficie che rappresenta il corpo lambito dal fluido appare spigolosa, in quanto le celle sono morfologicamente uguali a quelle lontano dalla parete. Si tratta di una grossolana approssimazione della superficie stessa e non può essere considerata accettabile per il processo di calcolo. La fase successiva serve per appianare tali gradini facendo passare attraverso le celle un piano che le suddivide in due parti e scartando quella interna alla superficie, come nella fase di castellatura. L'approssimazione risulta senz'altro migliore.

Layer addition

La terza e ultima fase di generazione della *mesh* prende il nome di *stratificazione* ed estrude la superficie. Il volume risultante attorno al corpo in esame viene suddiviso in celle di dimensione analoga a quelle presenti. Il numero generabile di strati è da definire, così come la legge d'impilamento (il rapporto tra gli spessori di due strati adiacenti). In genere sono sufficienti da tre a cinque strati sottili in funzione dalla risoluzione desiderata, dal momento che la maggior parte dei problemi presenta elevato numero di *Reynolds*, e strato limite sottile. In caso non sia necessaria un'accurata risoluzione dello strato limite questa fase può essere trascurata, in quanto la probabilità che vengano generate celle non-ortogonali e con alto grado di *skewness* è elevata.

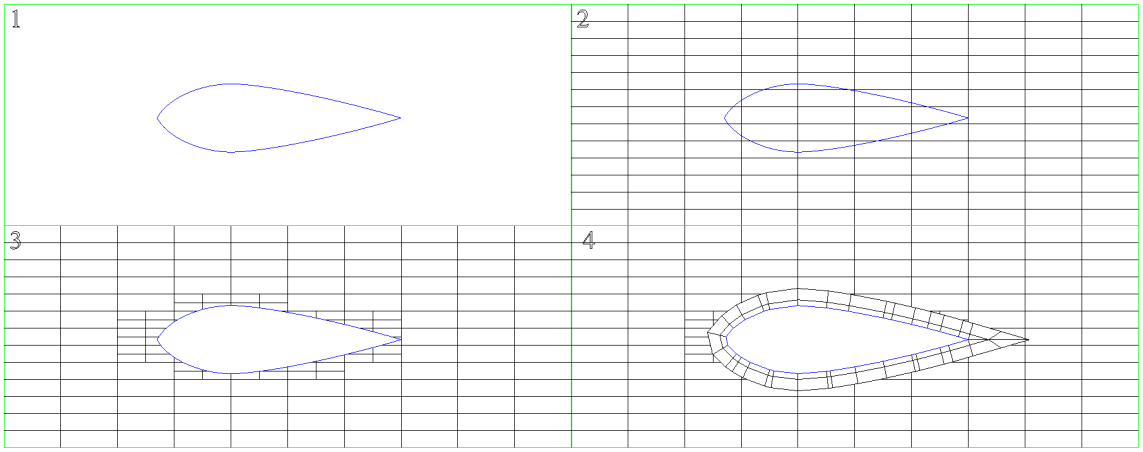


Figura 3.7: Fasi di generazione della *mesh*: la prima rappresenta la geometria pura, CV e superficie, la seconda e terza fanno parte della castellatura e la quarta mostra l'addizione degli strati. Si noti inoltre che dopo la fase di castellatura e *snapping* la superficie curva risulta approssimata da segmenti.

In figura 3.7 sono illustrate le tre fasi di generazione della *mesh*, durante la quale sono costantemente controllati i parametri di qualità, spiegati con maggiore dettaglio nel paragrafo 3.3.2.

3.3.2 Controlli di qualità della *mesh*

Prima di procedere con i cicli iterativi è necessario assicurarsi che le caratteristiche delle celle in cui è suddiviso il dominio superino diversi controlli. Esistono infatti parametri specifici che determinano la qualità della *mesh*. Se questi non dovessero essere soddisfatti, è inutile procedere con la risoluzione del caso, poiché il risultato ottenuto sarebbe inaffidabile, ammesso che non sorgano instabilità numeriche.
I principali parametri di controllo sono:

- Volume minimo
- Ortogonalità
- *Skewness*
- *Aspect Ratio*
- *Smoothness*

Volume minimo

La *mesh* è composta da una serie di valori che rappresentano le coordinate dei vertici delle celle appartenenti al dominio e dalla loro interconnessione. A seconda di come i diversi punti sono collegati tra loro è possibile che la normale di una o più facce di una cella sia rivolta verso l'interno: il volume risultante è negativo. Ciò è da considerare un grave difetto da eliminare assolutamente prima di procedere. Anche volumi positivi, ma

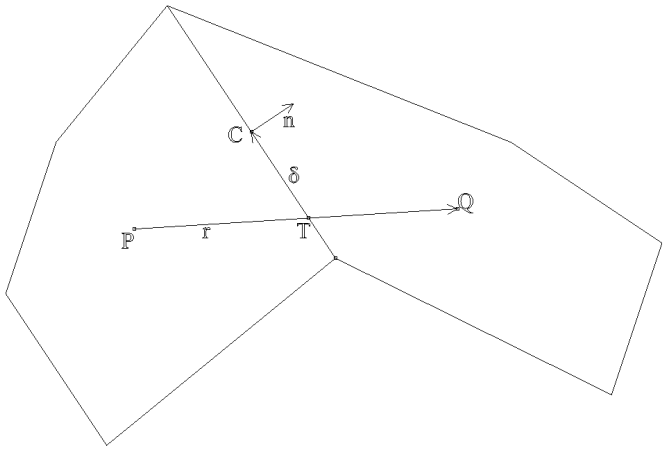


Figura 3.8: Celle non-ortogonali con presenza di *skewness*.

dell'ordine di grandezza pari a 10^{-13} sono da evitare, in quanto provocano divergenza del metodo.

Ortogonalità

Per semplicità si considerino in uno spazio bidimensionale due celle qualsiasi all'interno del dominio aventi una superficie in comune. Questo parametro misura l'angolo di deviazione tra il vettore $\underline{n}$, normale alla superficie in comune alle due celle adiacenti, e il vettore $\underline{r} = \underline{P} - \underline{Q}$, che collega i relativi centri geometrici. Quest'ultimo interseca esattamente il centro della superficie di contatto, dove è applicata la normale $\underline{n}$.
Ottenere una *mesh* perfettamente ortogonale è possibile solo se si sta considerando un CV privo di oggetti solidi al suo interno, come ad esempio il moto di un fluido in un condotto rettilineo a sezione generica. Nel caso invece di moto esterno ad un corpo, il CV contiene il solido in esame. Perciò è più difficile che tutte le celle siano ortogonali tra loro. E' necessario quindi che l'angolo di deviazione sia il più contenuto possibile. Nella maggior parte dei casi è tollerato un angolo massimo di $70 - 80°$, al di sopra del quale possono nascere instabilità numeriche durante le iterazioni.

Skewness

In generale, data l'elevata complessità della morfologia del dominio, è possibile che le due celle in esame non presentino solo la deviazione angolare esposta nel paragrafo precedente. Con riferimento alla figura 3.8, il segmento che unisce i centri geometrici non interseca la superficie nel suo centro.

La misura del parametro è data dal vettore $\underline{\delta}$ tra il punto d'intersezione T e il centro della superficie di contatto C. Il vettore $\underline{n}$ non è parallelo a $\underline{r}$; le due celle non sono ortogonali e presentano *skewness*.

Aspect ratio *AR*

Sotto l'ipotesi semplificativa di un caso bidimensionale con celle puramente rettangolari, AR è definito come il rapporto tra il lato maggiore e quello minore. Valori lontani dall'unità non compromettono la stabilità numerica, ma non risolvono i forti gradienti. Se non è possibile una suddivisione in più celle aventi rapporto inferiore, è conveniente orientarle lungo la direzione in cui la proiezione della velocità è maggiore.

Smoothness

Laddove il campo presenta forti gradienti di una determinata grandezza, ad esempio presso una superficie, la dimensione delle celle viene ridotta per osservarne meglio l'interazione. Lontano dalle pareti, invece, il flusso è supposto indisturbato e uniforme; raffinare la *mesh* non è giustificato. Occorre pertanto specificare la modalità in cui avviene la riduzione del volume tramite il rapporto tra le dimensioni caratteristiche di due celle successive. In generale si imposta tale rapporto pari o inferiore a 1.2, i casi che richiedono un valore più alto sono piuttosto rari.

3.4 Influenza della qualità della *mesh* sul risultato

L'equazione del trasporto e diffusione è scritta nella forma:

$$\int_{CV} \frac{\partial \rho\phi}{\partial t} dV + \int_{CV} \nabla \cdot (\rho \underline{u} \phi)\, dV - \int_{CV} \nabla \cdot (\rho \Gamma_\phi \nabla \phi)\, dV = \int_{CV} S_\phi (\phi)\, dV$$

Si applica il teorema di Gauss:

$$\int_V \nabla \underline{a} dV = \int_S \underline{a} dS$$

Sostituendo $\rho \underline{u} \phi$ e $\rho \Gamma_\phi \nabla \phi$ al posto di $\underline{a}$ nel secondo e terzo termine si ottiene:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{CV} (\rho\phi)\, dV + \int_{CS} (\rho \underline{u} \phi)\, dS - \int_{CS} (\rho \Gamma_\phi \nabla \phi)\, dS = \int_{CV} S_\phi (\phi)\, dV$$

dove ρ è la densità del fluido considerato, ϕ è la grandezza che si vuole calcolare, Γ_ϕ il relativo coefficiente diffusivo e S_ϕ la sorgente.
Il primo addendo può essere imposto pari a zero, nel caso si tratti di un moto permanente. Si tratta di una semplificazione piuttosto spinta, che in caso di convergenza permette di ottenere una soluzione in tempi considerevolmente più ridotti, rispetto a quelli dei problemi instazionari. Il codice di calcolo presenta maggiore stabilità.
Il secondo termine è noto come fattore convettivo, mentre il terzo e il quarto sono rispettivamente il termine diffusivo e la sorgente.
Considerando come riferimento una cella generica di figura 3.9:
Il termine convettivo, diffusivo, sorgente e gradiente sono così discretizzati:

$$\int_{Vp} \nabla \cdot (\rho \underline{u} \phi)\, dV \approx \sum_f \underbrace{\underline{S}_f \cdot (\rho \underline{u} \phi)_f}_{=F^C \rightarrow \ flusso\ convettivo}$$

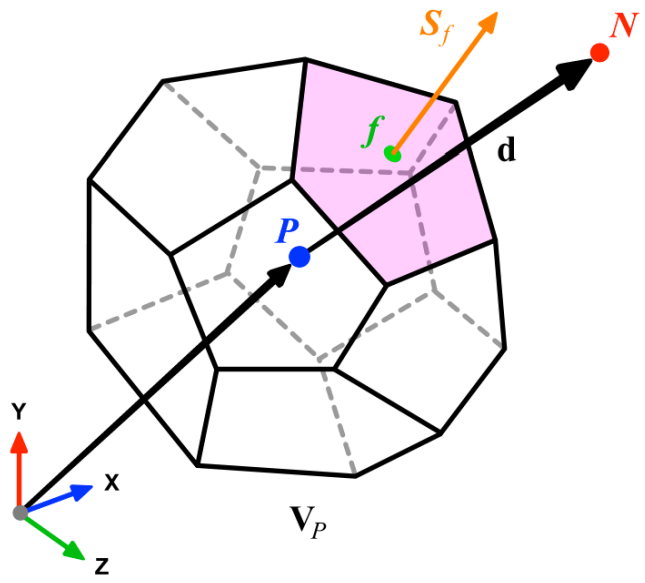


Figura 3.9: Cella generica

$$\int_{Vp} \nabla \cdot (\rho \Gamma_\phi \nabla \phi)\, dV \approx \sum_f \underbrace{\underline{S}_f \cdot (\rho \Gamma_\phi \nabla \phi)_f}_{F^D \rightarrow \ flusso\ diffusivo}$$

$$\int_{Vp} S_\phi\,(\phi)\, dV = S_c \cdot V_P + S_P \cdot V_P \phi_P$$

$$(\nabla \phi)_P = \frac{1}{V_P} \sum_f \left(\underline{S}_f \phi_f\right)$$

dove Vp è il volume della singola cella.

Termine convettivo

Con riferimento alla figura 3.8 esistono diverse modalità di discretizzazione, tra cui le maggiormente usate sono:

- Interpolazione lineare, con accuratezza del second'ordine, il valore presso la faccia è la media tra i valori presso i due centri delle celle adiacenti P e Q. Può generare soluzioni oscillatorie in presenza di forti gradienti.

- Differenza *upwind* al prim'ordine, il valore presso la faccia di contatto è pari a quello del centro della cella a monte del flusso. La soluzione è poco accurata, ma il metodo converge facilmente.

- Differenza *upwind* al second'ordine, più accurata rispetto al prim'ordine, ma genera soluzioni oscillatorie in presenza di forti gradienti e flussi altamente convettivi (in cui prevale il termine convettivo).

Termine diffusivo

Il componente $S \cdot (\nabla \phi)$ è composto da due termini: il contributo della parte ortogonale e della parte non-ortogonale della cella. Maggiore è il fattore di non-ortogonalità della cella e maggiore sarà l'errore generato.

Termine gradiente

Il volume della cella si trova al denominatore, è facile comprendere l'importanza di un valore strettamente maggiore a 0. In tale evenienza il termine diventa infinito e causa esplosioni numeriche, per questo motivo è fondamentale che uno dei controlli di qualità della *mesh* sia dedicato al controllo del volume.

3.5 Svolgimento del calcolo

3.5.1 Solutori

Una volta definito il problema fisico e dopo aver ottenuto una buona *mesh*, tipicamente dopo diversi tentativi, si può procedere con la fase di calcolo vero e proprio. Innanzi tutto occorre definire il tipo di problema, se può essere considerato stazionario oppure transitorio, cioè se è possibile trascurare o meno il termine temporale $\partial/\partial t$ dell'equazione precedente. Come anticipato nel paragrafo 3.4 si tratta di un'approssimazione piuttosto spinta, in quanto la maggior parte dei problemi fisici sono anche funzioni del tempo. Tuttavia esistono dei casi in cui, dopo un periodo di transitorio più o meno lungo, la soluzione a regime si stabilizza e il problema diventa stazionario. Tramite i codici *CFD* ogni problema può essere trattato in entrambi i modi, occorre tuttavia tenere presente che il tempo impiegato per risolvere un caso instazionario è di gran lunga maggiore per diversi motivi: il più importante è legato al numero di *Courant*, definito in modo semplificato come:

$$Co = U \cdot \frac{\Delta t}{\Delta x}$$

dove U è una velocità caratteristica, Δt e Δx sono misure del passo di tempo e della griglia.
Per avere stabilità numerica e per poter accuratamente osservare il fenomeno transitorio, questo numero deve essere inferiore all'unità. In altre parole, se $Co << 1$ significa che l'informazione che viaggia attraverso una cella si muove ad una velocità sufficientemente lenta da poter essere processata da un elevato numero di iterazioni prima che esca dalla cella stessa. Al contrario, se $Co >> 1$ significa che il passo di discretizzazione temporale è eccessivo e una singola iterazione non riesce a catturare il fenomeno fisico o causa esplosioni numeriche. Risulta quindi evidente che una condizione necessaria, ma non sufficiente per ottenere un risultato accettabile è che $Co \leqslant 1$; ciò implica passi temporali sufficientemente piccoli in relazione alla dimensione caratteristica delle celle. Se la *mesh* è molto fitta, infatti il time *step* deve essere tale da far compiere un notevole numero di iterazioni ogni secondo fisico di simulazione.
Se per ipotesi questo problema instazionario, dopo alcuni secondi, si stabilizza ad una configurazione stabile a regime, è possibile che se trattato come stazionario, si ottenga

la stessa soluzione con un costo computazionale notevolmente più ridotto.
Per ovviare all'eccessivo costo computazionale di alcuni metodi, quali la simulazione numerica diretta con risoluzione di tutte le scale di un moto turbolento, sono stati messi a punto approcci diversi, modelli turbolenti e funzioni di parete (*wall functions*). La risoluzione del problema non è diretta, ma il comportamento di un flusso è modellizzato da una funzione, come ad esempio il profilo di velocità dello strato limite su una superficie. In questo modo il tempo di calcolo si riduce in quanto la presenza del modello permette di risparmiare risorse nell'effettuare il calcolo numerico vicino alla parete stessa ed è possibile ottenere rapidamente dati, come energia cinetica turbolenta nei punti d'interesse.
Una simulazione può essere effettuata con diversi approcci, i principali sono *RANS*, *LES* e DNS.

Approccio *RANS*

L'acronimo significa *Reynolds Averaged Navier-Stokes* e risolve le omonime equazioni col metodo della media alla *Reynolds*:

$$\begin{cases} \partial_t u_\alpha + \underline{u} \cdot \underline{\partial} u_\alpha = -\frac{\partial_\alpha p}{\rho} + \nu \partial^2 u_\alpha \\ \partial_\alpha u_\alpha = 0 \end{cases}$$

In un campo turbolento la velocità e la pressione sono espresse come somma di una componente media e di una fluttuazione:

$$u_\alpha = \langle u_\alpha \rangle + u'_\alpha$$
$$p = \langle p \rangle + p'$$

dove

$$\langle p \rangle = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} p_i \qquad \langle \underline{u} \rangle = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \underline{u}_i \qquad \langle p \rangle = P \qquad \langle u_\alpha \rangle = U_\alpha$$

Effettuando la media alla *Reynolds*:

$$\langle u_\alpha \rangle = \langle \langle u_\alpha \rangle \rangle + \langle u'_\alpha \rangle \qquad \langle p \rangle = \langle \langle p \rangle \rangle + \langle p' \rangle$$

Dove:

$$\langle \langle u_\alpha \rangle \rangle = \langle u_\alpha \rangle \qquad \langle u'_\alpha \rangle = 0 \qquad \langle p' \rangle = 0$$

Si ottiene in definitiva:

$$\begin{cases} \underline{u} = \underline{U} + \underline{u}' \\ p = P + p' \end{cases}$$

Si inseriscono queste relazioni nell'equazione NS e di continuità e si ottiene:

$$\begin{cases} \partial_t \left(U_\alpha + u'_\alpha \right) + \left(\underline{U} + \underline{u}' \right) \cdot \underline{\partial} \left(U_\alpha + u'_\alpha \right) = -\frac{\partial_\alpha (P + p')}{\rho} + \nu \partial^2 \left(U_\alpha + u'_\alpha \right) \\ \partial_\alpha \left(U_\alpha + u'_\alpha \right) = 0 \end{cases}$$

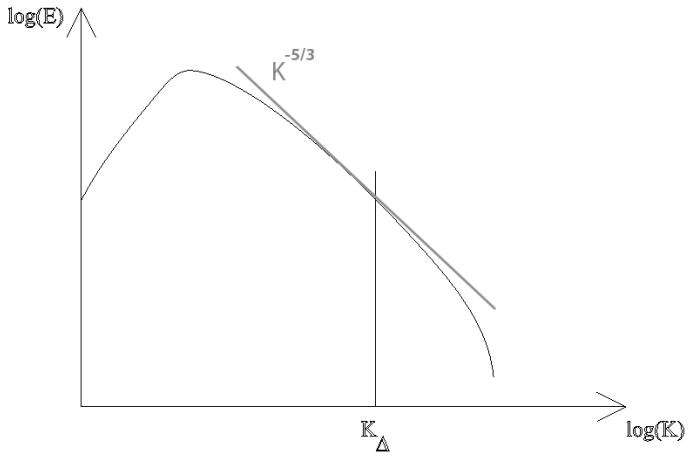


Figura 3.10: Spettro di energia con "cascata energetica alla *Richardson*" dalle grandi alle piccole scale.

La prima equazione diventa:

$$\underbrace{\partial_t \left(U_\alpha + u'_\alpha\right)}_{1} + \underbrace{\left(\underline{U} + \underline{u}'\right) \cdot \underline{\partial} \left(U_\alpha + u'_\alpha\right)}_{2} = \underbrace{-\frac{\partial_\alpha \left(P + p'\right)}{\rho}}_{3} + \underbrace{\nu \partial^2 \left(U_\alpha + u'_\alpha\right)}_{4}$$

Si esegue la media dei termini 1, 2, 3, 4 e si ottiene:

$$\partial_t U_\alpha + \underline{U} \cdot \underline{\partial} U_\alpha = -\frac{\partial_\alpha P}{\rho} + \nu \partial^2 U_\alpha - \underbrace{\langle \underline{u}' \cdot \underline{\partial} u'_\alpha \rangle}_{= f(U,\ \nabla U,\ \ldots)}$$

L'equazione non è chiusa a causa del termine $\langle \underline{u}' \cdot \underline{\partial} u'_\alpha \rangle$. E' necessario conoscere f in modo semi empirico. Si considera un profilo di velocità bidimensionale lungo Y, ad esempio di uno strato limite, in cui il flusso viaggia lungo X, dove $\partial U / \partial y > 0$. La componente della fluttuazione della velocità lungo X e Y sono definite rispettivamente u' e v', la media del prodotto $u' \cdot v'$ è definita:

$$u' \cdot v' = -\nu^E \cdot \frac{\partial U}{\partial Y}$$

Si tratta di un modello di chiusura alla *Boussinesq* con l'introduzione di una viscosità turbolenta ν^E.

Approccio *LES*

La *Large Eddy Simulation* è un'approssimazione in cui vengono considerati tutti i vortici di scala maggiore ad un certo valore ben definito, $K_\Delta = 1/\Delta$. L'energia viene ceduta secondo l'ipotesi di *Boussinesq* dalle grandi scale (scala della forzante) verso le piccole scale per poi essere dissipate dalla viscosità presso la scala di *Korgomorov*. Tutte le scale sono state modellizzate nell'approccio *RANS*, ma una simulazione *LES* esegue effettivamente il calcolo numerico in un determinato intervallo.

L'andamento dell'energia tra il picco massimo e la scala di *Korgomorov* ha andamento circa pari a $E \approx \epsilon^{2/3} K^{-5/3}$, con riferimento alla figura 3.10.
Si definisce un filtro $G_\Delta\left(\underline{X} - \underline{Y}\right)$ tale che il campo filtrato, ad esempio la velocità, risulti:

$$\bar{u}\left(\underline{x},\ t\right) = \int G_\Delta\left(\underline{X} - \underline{Y}\right) \underline{u}\left(\underline{y},\ t\right) d^3y$$

Il metodo di calcolo applica le equazioni di *Navier-Stokes* sul campo filtrato $\bar{u}$.
Dopo aver applicato il filtro alle equazioni NS, si ottiene:

$$\begin{cases} \overline{\partial_t u_\alpha + \underline{u} \cdot \underline{\partial} u_\alpha} = \overline{-\frac{\partial_\alpha P}{\rho} + \nu \partial^2 u_\alpha} \\ \overline{\partial_\alpha \cdot \underline{u}} = 0 \Rightarrow \partial_\alpha \cdot \overline{\underline{u}} = 0 \end{cases}$$

$$\Rightarrow \overline{\partial_t u_\alpha} + \overline{\underline{u} \cdot \underline{\partial} u_\alpha} = -\overline{\frac{\partial_\alpha P}{\rho}} + \overline{\nu \partial^2 u_\alpha}$$

$$\Rightarrow \partial_t \overline{u_\alpha} + \overline{\underline{u} \cdot \underline{\partial} u_\alpha} = -\frac{\partial_\alpha P}{\rho} + \overline{\nu \partial^2 u_\alpha}$$

Si aggiunge e toglie il termine $\overline{\underline{u}} \cdot \underline{\partial} \overline{u_\alpha}$ al primo e secondo membro, successivamente si porta al secondo membro il termine $\overline{\underline{u} \cdot \underline{\partial} u_\alpha}$ e si ottiene:

$$\begin{cases} \partial_t \overline{u_\alpha} + \overline{\underline{u}} \cdot \underline{\partial} \overline{u_\alpha} = -\frac{\partial_\alpha \overline{P}}{\rho} + \nu \partial^2 \overline{u_\alpha} + \left(\overline{\underline{u}} \cdot \underline{\partial} \overline{u_\alpha} - \overline{\underline{u} \cdot \underline{\partial} u_\alpha}\right) \\ \partial_\alpha \cdot \overline{\underline{u}} = 0 \end{cases}$$

A causa del termine $\overline{\underline{u} \cdot \underline{\partial} u_\alpha}$ l'equazione non è chiusa. I modelli di chiusura sono laboriosi, ma i risultati sono accurati.
Per tenere conto di tutte le scale escluse dal filtro passa-basso è necessario definire un tensore degli sforzi:

$$\tau_{\alpha\beta} = \tau_{\beta\alpha} = \overline{u_\alpha} \cdot \overline{u_\beta} - \overline{u_\alpha u_\beta}$$

$$u_\alpha = \overline{u_\alpha} + u'_\alpha$$

$$u_\beta = \overline{u_\beta} + u'_\beta$$

Sostituendo si ottiene:

$$\tau_{\alpha\beta} = \overline{u_\alpha} \cdot \overline{u_\beta} - \left(\overline{u_\alpha} + u'_\alpha\right) \cdot \left(\overline{u_\beta} + u'_\beta\right) = \underbrace{\overline{u_\alpha} \cdot \overline{u_\beta} - \overline{\overline{u_\alpha} \cdot \overline{u_\beta}}}_{Tensore\ degli\ sforzi\ di\ Leonard} - \overline{u'_\alpha \cdot u'_\beta} - \underbrace{\left[\overline{\overline{u_\alpha} \cdot u'_\beta} + \overline{u'_\alpha \cdot \overline{u_\beta}}\right]}_{Tensore\ incrociato}$$

Il problema si chiude definendo:

$$\tau_{\alpha\beta} = \nu^E \left(\partial_\alpha \overline{u_\beta} + \partial_\beta \overline{u_\alpha}\right) - \frac{1}{3} \cdot \tau_{kk} \cdot \delta_{\alpha\beta} = 2 \cdot \nu^E \cdot \overline{e_{\alpha\beta}}$$

Dove $\overline{e_{\alpha\beta}}$ è il tensore di deformazione costruito con gli elementi filtrati e $\frac{1}{3} \cdot \tau_{kk} \cdot \delta_{\alpha\beta}$ serve a ridefinire la pressione.

Approccio DNS

La *Direct Numerical Simulation* consiste nella risoluzione diretta delle equazioni di *Navier-Stokes* senza l'impiego di modelli. Permette di ottenere la soluzione più accurata, ma sono richiesti bassi numeri di *Reynolds*; il costo computazionale aumenta esponenzialmente con in numero dei gradi di libertà, i quali tendono all'infinito quando $Re \to \infty$. Il numero di celle di cui è composto il dominio influisce in modo decisivo, per questi motivi tale procedura di calcolo è riservata a casi con geometria semplice e a moti turbolenti a basso *Reynolds*.

3.5.2 Stabilità numerica

Durante il processo di calcolo è conveniente monitorare una grandezza campione, ad esempio la pressione, e verificare che il valore ottenuto in una generica iterazione sia ragionevole, ovvero comparabile con l'ordine di grandezza della pressione indisturbata. In caso affermativo, dopo un certo numero di cicli, può verificarsi che il valore osservato inizi a divergere. In generale si ha convergenza del metodo se tale grandezza tende ad essere pressoché costante all'aumentare del numero di iterazioni.
Nel caso di simulazioni stazionarie, un modo per tentare di ottenere convergenza è agire sul fattore di rilassamento α, così definito:

$$\phi^i = \phi^{i-1} + \alpha \cdot \left(\phi^i - \phi^{i-1}\right)$$

con $\alpha \epsilon [0, 1]$ e dove ϕ è la grandezza considerata, ad esempio la pressione. Se α è vicino a 0 significa che ϕ differisce poco tra un'iterazione e quella successiva. Il codice è più stabile, ma si arriva alla soluzione dopo un tempo maggiore, contrariamente a quanto accade nel caso in cui $\alpha \approx 1$. Se ciò non dovesse essere sufficiente è necessario controllare la *mesh*, è altamente probabile che instabilità numeriche siano causate da elevati valori di *skewness* e forti non-ortogonalità di alcune celle.
Il numero di *Courant*, definito nel paragrafo 3.5.1, agisce in modo molto simile ai fattori di rilassamento, ma nelle simulazioni transitorie. Perciò il parametro più direttamente modificabile è il *time step*; minore è tale valore e maggiore è la stabilità numerica. Inoltre se l'intervallo di campionamento è sufficientemente ridotto si risolvono meglio i moti secondari o altre strutture coerenti di piccola taglia.

3.5.3 Residui

Il residuo è definito come la differenza tra il valore di una grandezza alla $i-$esima iterazione e il valore dell'iterazione $i-1$. All'aumentare del numero dei cicli iterativi tale differenza varia: il metodo converge se il residuo continua a ridursi fino ad una certa soglia prestabilita, di solito intorno a 10^{-4}; in caso contrario si può non avere convergenza oppure esplosione numerica. Se si tenta di risolvere un problema instazionario tramite solutori stazionari, non si può avere stabilizzazione delle cifre. E' tuttavia consigliata una prima risoluzione stazionaria, per poi trattare il problema completo con la derivata temporale. Il vantaggio consiste nel verificare l'effettiva dipendenza dal tempo; in caso affermativo si giunge alla soluzione in tempi più ridotti.
In una simulazione instazionaria sono presenti due cicli innestati l'uno nell'altro: ad

ogni passo temporale corrisponde un'iterazione di tipo esterno, per ottenere il valore sono necessarie alcune iterazioni che avvengono all'interno dello stesso *time step*, di solito sono 10 fino a 15 in relazione alla tolleranza impostata (10^{-6} fino a 10^{-8}). Il ciclo interno deve convergere, altrimenti non ha senso procedere con le successive iterazioni. Il residuo non è necessariamente un indice attendibile di convergenza del metodo, ma se durante le iterazioni di una simulazione stazionaria non decade sotto la tolleranza, vuol dire che il problema è instazionario e che è necessario un altro tipo di solutore. Un metodo efficace, invece, è osservare una grandezza durante la risoluzione e vedere come varia nel tempo e se il valore è ragionevole. Quando le cifre diventano stabili, ovvero la variazione tra un'iterazione e quella successiva è pressoché nulla, significa che il problema è stazionario e la convergenza è stata ottenuta. Visualizzare il valore minimo e massimo all'interno del campo è utile per vedere in anticipo se il metodo è in procinto di divergere, in caso affermativo mediante il *post-processing* è possibile individuare la cella o le celle che hanno causato tale instabilità numerica e rigenerare la *mesh* con l'obiettivo di eliminare la causa.

3.6 Analisi dei risultati

Alla fine della simulazione, in caso di convergenza del metodo, sono stati raccolti una quantità considerevole di dati in funzione del numero di celle in cui si è discretizzato il dominio. Visualizzarli tutti richiede molto tempo e spesso non è utile. Si procede invece alla loro visualizzazione tramite programmi appositi per il *post-processing* oppure alla campionatura degli stessi mediante *scripts*, ovvero serie di istruzioni che contengono il criterio di campionatura dei dati. Infine possono essere inseriti in grafici per un'immediata visualizzazione; tramite analisi degli andamenti è possibile vedere immediatamente il fenomeno fisico ed effettuare eventuali correzioni geometriche per correggerne l'andamento. Un'analisi *CFD* non riflette con esattezza la realtà, in quanto esistono ipotesi, semplificazioni ed errori che vengono generati dal processo di calcolo e possono ampliarsi. Tuttavia è estremamente utile per ottenere una stima e vedere quali sono i parametri chiave da cui dipendono le grandezze d'interesse, in modo da poter arguire quali modifiche effettuare per avvicinarsi all'obbiettivo.

3.7 Bibliografia

[1] F. Moukalled, L. Mangani, M. Darwish *The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics*, Springer

[2] Joel Guerrero, Damiano Natali *Introductory OpenFOAM Course* University of Genoa, DICCA

Capitolo 4

Realizzazione del prototipo

4.1 Introduzione alla realizzazione

Realizzare un prototipo di UAV ad ala battente, con semiali indipendenti e divise in due settori distinti, rappresenta una sfida complessa e ricca di variabili, trattandosi soprattutto di un argomento quasi completamente nuovo e pertanto privo di riferimenti e tecniche già consolidate. Quando nel marzo 2014 si è deciso di affrontarla sono apparsi immediatamente al primo brain storming i problemi che sarebbero stati da risolvere fin da subito e che hanno poi rappresentato delle vere e proprie sfide nella sfida.
I parametri generici per la realizzazione e lo studio aerodinamico preliminare erano già stati effettuati negli anni passati, fissando in prima analisi le dimensioni del modello e le caratteristiche di volo, velocità, frequenza di battito ecc. . Come previsto la realizzazione pratica ha dovuto necessariamente effettuare modifiche continue al progetto di massima, per poterlo adattare alle esigenze pratiche della costruzione e alle componentistiche generiche presenti sul mercato. Il modello, seppur molto particolare, è a tutti gli effetti un aeromodello e mantiene inalterate le caratteristiche base di questa grande categoria. Pertanto, il primo passo fondamentale è stato quello di adottare regole generali per non perdere mai di vista le logiche progettuali e costruttive che stanno alla base della costruzione di ogni aeromodello e che quindi erano necessarie anche per il prototipo SKYBIRD. Sebbene alcune considerazioni talvolta possano apparire banali, in realtà invece hanno implicazioni notevoli sulla costruzione.
SKYBIRD è un modello volante alimentato a batteria, il primo punto base è stato quello di pensarlo il più leggero possibile, ogni componente è stato sempre ridisegnato perché fosse alleggerito al massimo. Si tenga presente che diminuire di 1 grammo un componente da 10, potrebbe apparire banale, ma se si ottenesse questo risultato per ogni componente alla fine si risparmierebbe il 10% di peso complessivo sul modello completo, il che avrebbe una notevolissima implicazione sul volo e sul carico pagante ammissibile. Immediatamente associato al peso c'è anche la caratteristica della resistenza meccanica, dettaglio fondamentale per un aeromodello, non si deve mai fare l'errore di volersi spingere troppo nell'alleggerimento di un componente se non dopo opportune considerazioni strutturali. Bisogna infatti considerare che le sollecitazioni esterne anche non in fase di volo devono essere sopportate, prima fra tutte il trasporto in auto, seppur all'interno di un idoneo contenitore pensato ad hoc, si tratta di vibrazioni e sbalzi differenti da quelli operativi, ma pur sempre non trascurabili. Secondo

ma non per importanza il discorso atterraggio, questo è sempre un argomento ostico agli aeromodellisti e va pensato con cura, nel caso SKYBIRD non è presente il carrello, questo significa che al termine di ogni volo avverrà poi un contatto diretto con il terreno (solitamente manto erboso) che indubbiamente indurrà sollecitazioni notevoli sia alla fusoliera che soprattutto alle ali, ai bordi di entrata e ai longheroni principali del meccanismo.
Una struttura in grado di resistere a certe sollecitazioni in modo rigido risulterebbe complessivamente troppo pesante, ecco perché la scelta del giusto rapporto leggerezza/resistenza ha portato a progettare un modello in grado di subire buone deformazioni elastiche e quindi di assorbire urti compatibili con quelli sopra descritti. Dopo vari tentativi e test si è optato, come si vedrà nei capitoli a seguire, per l'utilizzo del carbonio e del polimero dello stirene in due forme differenti: il polistirolo e il Depron, entrambi resistenti, leggeri ed elastici.
Trattandosi di un aeromodello un'ulteriore considerazione è quella legata alla reperibilità dei materiali e delle componentistiche con le dovute caratteristiche di dimensioni e pesi, tale fatto ha influenzato notevolmente le fasi avanzate del progetto, soprattutto per quanto riguarda la scelta del motore e della trasmissione: come si vedrà nei capitoli a seguire, il controllo del modello è affidato ad un sistema tipico del modellismo operante alle frequenze di 2.4 GHz, la regolazione del motore elettrico (che movimenta le ali) è affidata ad un dispositivo apposito che riceve il segnale ad onde quadre e lo converte fornendo una corretta modulazione di corrente alle coppie polari del motore. Questo implica necessariamente che il sistema di controllo e il motore debbano essere pensati per lavorare insieme e pertanto la scelta dei motori è immediatamente ricaduta in quelli idonei per il modellismo, il ché ha creato difficoltà soprattutto legate all'alto numero di giri tipico di questa tipologia di motori.
Nella scala delle priorità, trattandosi del primo prototipo, il primo posto assoluto e quindi obbiettivo primario era l'idea che il modello fosse in grado di volare, indipendentemente dalla "bellezza" e dalla durata del volo stesso. A seguire tutte le ulteriori specifiche e migliorie che eventualmente potrebbero essere presenti in prototipi successivi, come la qualità del volo, il range, la velocità, le riprese video, l'auto pilota ecc. Le dimensioni del modello sono state quindi adattate ed ingrandite (rispetto al disegno originale) in un ottica di sviluppo del progetto e pertanto, almeno teoricamente, si dovrebbe avere un carico pagante a disposizione sufficiente per le implementazioni successive, momentaneamente ritenute non necessarie prima dei test di volo. L'apertura alare massima è di circa 186 cm, ed è quella necessaria, secondo le simulazioni effettuate a computer, per poter sollevare senza problemi un peso di circa 1,5 Kg o anche leggermente superiore in fase di volo battuto.
Come ogni uccello, anche il prototipo SKYBIRD è pensato per alternare fasi di volo battuto e fasi di volo planato, quest'ultimo sarebbe ovviamente da preferirsi in quanto aumenterebbe notevolmente l'autonomia complessiva disponibile, oltre a minimizzare gli sforzi sul meccanismo che rappresentano comunque un potenziale pericolo di usura ed eventualmente rottura dello stesso. Fin da principio si è ritenuta la fase di volo planato meno preoccupante: con le ali disposte correttamente, il modello è a tutti gli effetti un aliante con un'ottima apertura alare ed un peso stimato contenuto (come si vedrà nel capitolo 10, tale stima è confermata) e pertanto segue la linea di altri numerosi modelli già realizzati da chi scrive. Quello che risulta importante a tal proposito è

proprio la configurazione delle ali per la fase planata, oggetto di diverse discussioni, a prescindere da quale sia effettivamente la posizione aerodinamicamente ottimale, il problema sollevato era quello di arrestare il battito in tale posizione. Scegliere di installare un encoder interno per conoscere istante per istante la posizione assoluta del meccanismo sarebbe stata la scelta più convincente, ma portava con se alcune problematiche dirette per le quali poi è stata momentaneamente tralasciata: aggiunta di peso, scelta di un motore differente e di un sistema di controllo più sofisticato, costi aggiuntivi. Si era pensato anche di introdurre un sistema meccanico a molla che riportasse sempre il meccanismo nella posizione desiderata quando non fosse nella fase di battito, ma questo avrebbe aggiunto sforzi meccanici e quindi ridotto ulteriormente l'autonomia di volo. Dopo diverse discussioni e considerazioni si è optato per una riduzione molto forte tra motore e meccanismo, questo per poter modulare ragionevolmente tramite l'uso del telecomando la posizione dell'ala e pertanto il posizionamento della stessa per il volo planato è affidato al pilota, tra l'altro le posizioni ottimali potrebbero essere diverse in base anche alle condizioni di vento durante il volo, la scelta quindi di poterle regolare manualmente è sembrata la più efficace. Effettivamente la posizione ottimale si trova tra quella di ali completamente distese e quella in cui le parti interne assumono una forma a V mentre quelle esterne sono parallele all'orizzontale. L'oscillazione tra queste due posizioni limite dipende dalle condizioni meteo, la prima è più adatta in assenza di vento e massimizza la portanza, la seconda invece massimizza la stabilità, creando un notevole angolo di diedro positivo.
Illustrate le considerazioni principali alla base della logica progettuale adottata, un ultimo e probabilmente principe tra gli ostacoli di ogni costruzione generica è rappresentato dal budget complessivo disponibile, questo aspetto è quello che in realtà ha permesso ed in un certo senso obbligato allo sforzo massimo per ottenere il miglior risultato al minor costo, cercando di tagliare a priori eccessive prove o sperimentazioni che non avrebbero permesso lo svolgimento dell'intera costruzione all'interno delle disponibilità economiche prefissate. Una diretta conseguenza è stata la scelta di effettuare personalmente ogni lavorazione necessaria, evitando di delegare a ditte specializzate quando possibile, questa scelta ha portato a nuove considerazioni sui materiali, sulla loro lavorabilità, sugli incollaggi e sui limiti dettati dagli utensili o elettroutensili a disposizione per la costruzione. Questa esigenza è stata comunque il punto di contatto più stretto con la realtà industriale ed è forse la nota più positiva dell'intero svolgimento di questa tesi di laurea.

4.2 Il laboratorio e gli strumenti

L'intera costruzione è stata svolta presso un piccolo ma ben attrezzato "laboratorio" di modellismo sito in Genova Albaro, molto vicino alle sedi universitarie del polo Opera Pia della Scuola Politecnica, soprannominato affettuosamente da chi scrive (Jacopo, il proprietario), da diversi anni il LAB. Nel tempo ha visto numerosi rinnovamenti e aggiunta di nuovi utensili per lavorazioni specifiche, oltre che diverse costruzioni intere di modelli funzionanti, per lo più di aerei ed alianti (Figura 4.1). Il LAB si è presentato fin da subito come la ovvia scelta per una costruzione del genere ed ha effettivamente saputo fornire un ottimo spazio per ogni lavorazione, test e "riflessione" necessaria alla

Figura 4.1: Il laboratorio di realizzazione, soprannominato il LAB

realizzazione di un simile prototipo.

In seguito verranno analizzati gli utensili e le tecniche utilizzate per le varie lavorazioni, come già preannunciato queste sono state svolte quasi interamente a mano, questo rappresenta motivo di grande orgoglio e rende il prototipo SKYBIRD ancora più unico nel suo genere.

4.2.1 Il taglio della carboresina e del compensato marino

La carboresina è forse il più famoso ed interessante tra i materiali compositi, ha una resistenza meccanica molto elevata, una buona elasticità e soprattutto risulta molto leggera. Tutte queste caratteristiche purtroppo sono legate a prezzi di acquisto piuttosto elevati, ma spesso, come in questo caso, si tratta di scelte assolutamente necessarie. Creare un pezzo o una lastra in carboresina non è un procedimento particolarmente complesso, ma ottenere il massimo delle caratteristiche meccaniche e di leggerezza prevede lavorazioni più specifiche e pertanto si è preferito acquistare direttamente lastre di spessori noti (0.5, 2, 3 mm) tramite alcuni distributori on-line. Per quanto riguarda i pezzi creati in legno, si è scelto di utilizzare il compensato marino, perché risulta più resistente sia meccanicamente sia all'esposizione ad ambienti umidi, inoltre il taglio lungo fibra risulta più netto rispetto al compensato tradizionale, in relazione alla diversa tipologia di collanti utilizzati per la creazione dello stesso. I pezzi in compensato sono stati utilizzati principalmente per le realizzazioni preliminari delle forme, prima dell'utilizzo della carboresina, oppure per parti interne della fusoliera dove non sarebbe stato giustificato l'uso di quest'ultima, per via dei costi e della bassa richiesta di caratteristiche meccaniche. Se per il compensato risulta piuttosto semplice, invece, la lavorazione meccanica per asportazione di truciolo della carboresina è decisamente ostica, il motivo principale è legato non solo alla sua resistenza meccanica, ma soprattutto alla caratteristica della resina di non drenare il calore generato dall'utensile. Questo fatto crea locali surriscaldamenti nella zona di lavorazione che degradano la resina, creando finiture di taglio imprecise ed un usura molto rapida dell'utensile, facendone

crollare immediatamente le performance. Nelle geometrie necessarie allo SKYBIRD sono presenti diversi intagli e cambi di direzione, soprattutto nelle centine alari, il che ha creato diversi problemi di taglio e tempistiche molto lunghe di lavorazione.

Taglio ad Acqua

Il metodo migliore per lavorare materiali che hanno difficoltà di asportazione del calore è forse quello indiretto, cioè senza un contatto fisico tra pezzo ed utensile, tra questi il taglio ad acqua e il taglio laser. Per velocizzare la realizzazione si era dapprima pensato di affidare le centine alari ad una ditta specializzata operante nel Genovesato per il taglio ad acqua, si tratta di una tecnica relativamente a buon mercato e rapida. Il taglio laser invece risulta probabilmente più preciso ma più costoso, inoltre non tutti gli esperti in materia di materiali compositi concordano sull'utilizzo di questa tipologia di lavorazione per la carboresina. Le centine tagliate ad acqua, con un getto fine alla pressione di oltre 2000 Bar, non hanno complessivamente soddisfatto, i raccordi a spigolo vivo sono risultati tutti smussati con diametro tipico del getto stesso e le finiture in taglio lineare non hanno comunque brillato, questo test è risultato complessivamente fallimentare, solo alcune centine sono infatti state utilizzate, mentre le altre hanno dovuto essere realizzate nuovamente. In particolare solo nello spessore di 3mm si sono riscontrati risultati accettabili, mentre lo stesso non può essere detto per gli spessori inferiori. La macchina per il taglio ad acqua risulta infatti più indicata per il taglio di grosse lamiere metalliche, il getto risulta probabilmente troppo potente per spessori minimi di carboresina.

Taglio per asportazione di truciolo

Non avendo ottenuto i risultati sperati con il taglio a getto d'acqua, si è deciso di procedere con il taglio manuale della carboresina (e del compensato), sia per i longheroni che per le centine alari e le ordinate di fusoliera (le sezioni della fusoliera).
Il taglio è avvenuto tramite l'utilizzo di due strumenti differenti: il traforo manuale ed il traforo elettrico, entrambi visibili nella figura 4.2.

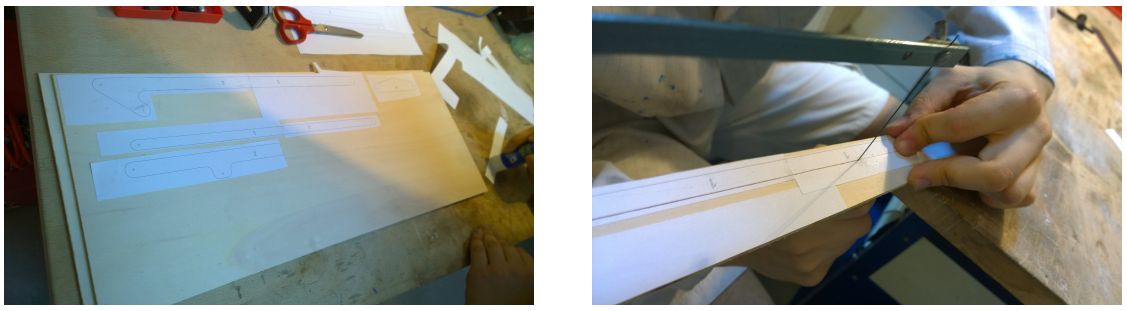
In entrambi i casi sono necessarie alte precisioni di taglio e concentrazione da parte dell'operatore, un ottima illuminazione sulla lama e molta moltissima pazienza, poichè le velocità di avanzamento sono decisamente basse. Per ottenere le geometrie corrette, dopo diversi tentativi, si è scelto per l'utilizzo della seguente semplice procedura, che assicura ottimi risultati a livello di precisione. La forma da lavorare viene stampata dal disegno CAD su carta in scala 1:1, un film biadesivo molto sottile od un collante adatto molto denso viene applicato sul retro del foglio ed infine applicato sul materiale da tagliare. Questo assicura perfetta adesione dei contorni anche durante il taglio, evitando sollevamenti o ritiri tipici di altre tecniche di trasferimento, in particolare i risultati ottenuti con il film biadesivo sono da ritenersi migliori in quanto il collante talvolta può deformare la carta durante l'applicazione; nella figura 4.3 sono visibili l'applicazione del disegno e la sua stabilità nel taglio con il traforo manuale.

Il risultato della lavorazione dipende moltissimo dalla manualità dell'operatore e dalla qualità della lama che si utilizza, indipendentemente che essa sia mossa manualmente od elettricamente. Il vero problema incontrato è stato quello della reperibilità delle

(a) Il traforo elettrico utilizzato.

(b) Un classiso archetto da traforo manuale, molto diffuso per uso hobbistico.

Figura 4.2: Lo strumento di taglio principale: il traforo



(a) Applicazione del disegno con collante su compensato.

(b) La stabilità del disegno durante il taglio.

Figura 4.3: La tecnica di applicazione del disegno sul materiale da lavorare.

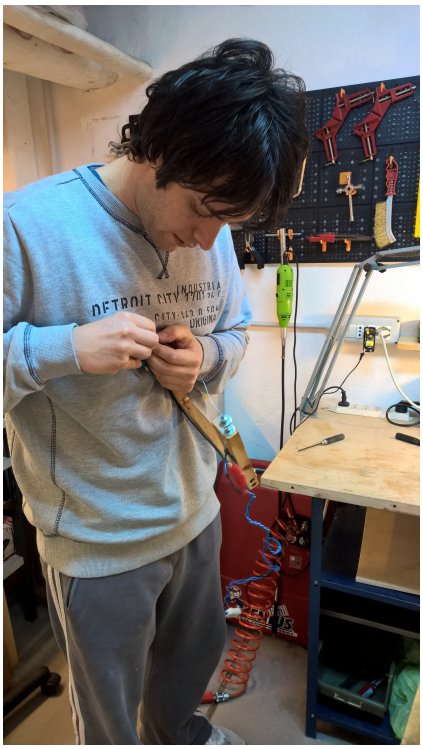
lame per materiali molto duri come la carboresina (per il compensato questo non ha costituito problemi), in quanto fondamentalmente questi strumenti manuali non nascono per questo tipo di lavorazione e per tanto il mercato non offre lame specifiche. Durante il taglio, ciò che garantisce precisione è la tensione costante della lama, nel traforo manuale questa è pre-regolata dalla tensione dell'arco stesso durante l'inserimento, mentre in quello elettrico è regolata tramite apposito registro a vite. Un eccessivo surriscaldamento crea dilatazione e quindi un calo di tensione sulla lama che tende a torcersi durante lo scorrimento, rendendo difficile seguire le forme, inoltre l'abrasione con un materiale così resistente come la carboresina porta a consumi dei profili di lama quasi istantanei, questo rende necessario l'utilizzo di decine di lame per ogni lavorazione.
Dopo alcuni test di taglio, anche fallimentari, si è potuto constatare che l'utilizzo di aria compressa per il raffreddamento della lama sul punto di taglio, ne aumentava la vita di circa il 40% in durata ed inoltre contribuiva al mantenimento della pulizia sulla linea di taglio, fondamentale per la precisione dello stesso, essendo questa affidata alla vista dell'operatore. Sebbene la tecnica sopra descritta possa sembrare molto rudimentale, ha portato a risultati davvero inaspettati e precisioni di taglio molto elevate, sopratutto a costo molto inferiore a qualunque altra metodologia. Discorso a parte quello della tempistica, sebbene siano permesse velocità di taglio molto basse, le tempistiche medie di consegna per aziende specializzate risulta comunque molto alta, paragonabile al tempo impiegato per il taglio manuale. Come ultima analisi, la scelta di effettuare ogni lavorazione presso il LAB manualmente, risulta motivo di grande vanto e pertanto, sebbene risulti molto faticoso a livello fisico, è stata adottata per ogni altra tipologia di lavorazione durante la costruzione del prototipo.

Appare evidente che per un eventuale seconda realizzazione si opterebbe per delegare al taglio a controllo numerico tutte le operazioni, avendo però già a disposizione l'esperienza maturata durante la prima realizzazione, si potrebbero allora mantenere dei costi accessibili, annullando di fatto la produzione di test o campioni risultati poi fallimentari o da modificare.
Si tenga presente l'importanza dell'utilizzo di opportune precauzioni di sicurezza durante il taglio, protezioni per le mani, protezioni specifiche per la vista, protezioni per l'udito e sopratutto l'uso di mascherine a filtraggio durante il taglio della carboresina, per evitare l'inalazione delle microparticelle che si generano e che rimangono in sospensione nell'aria.

4.2.2 Il taglio del polistirolo e del Depron

Il polistirolo ed il Depron sono entrambi derivati dal polimero dello stirene e si differenziano fondamentalmente per la metodologia con cui sono prodotti, il primo presenta le tipiche palline (granuli) nella struttura mentre il secondo è completamente omogeneo e prodotto in lastre di spessore noto, tipicamente 3, 6, 9 mm, si tratta di polimeri termoplastici e pertanto la loro lavorazione deve essere effettuata a caldo. Sebbene sia infatti possibile anche una lavorazione con lama a freddo, questa risulta di qualità quasi sempre inaccettabile, sopratutto per il polistirolo espanso. Nel prototipo SKYBIRD, questi materiali vengono utilizzati come riempimento elastico nelle ali (settore esterno) internamente tra le centine, come estradosso dell'ala (settore interno) e come materiale

(a) Jacopo esegue il taglio di un longherone alare con il traforo manuale, si nota l'utilizzo dell'aria compressa per il raffreddamento della lama.



(b) Alessandro installa il filo al nichel-cromo nell'archetto da taglio

Figura 4.4: Differenti operazioni effettuate nel LAB durante la costruzione del prototipo.

principale della fusoliera.

Taglio a filo caldo

Per effettuare le lavorazioni a caldo sul polistirolo, si è utilizzato un archetto con un filo metallico in tensione (concettualmente molto simile al traforo manuale), scaldato elettricamente fino ad una temperatura corretta per il taglio. La scelta del filo, della sua sezione e del materiale risultano assolutamente fondamentali, oltre che ovviamente della temperatura. Dopo diversi tentativi, si è scelto di utilizzare il filo al nichel-cromo (80% Nichel e 20% Cromo) acquistato presso il MARC di Genova (fiera dei radioamatori), rivelatosi perfetto per la sua ottima capacità di resistenza in temperatura e per la bassa influenza allo scorrimento a caldo (fenomeno del creep), gli altri fili utilizzati nelle prove infatti, tendevano a spezzarsi con moltissima facilità in mezzeria, rendendo la lavorazione difficile lunga ed imprecisa. Il filo di nichel-cromo è in sostanza un resistore e produce calore al passaggio di una certa corrente; la temperatura deve essere sufficiente a tagliare il polistirolo ma non troppo alta da fondere una porzione di polistirene ben al di la della sezione del filo, ottenendo una superficie piena di irregolarità. In prima approssimazione si può assumere che la temperatura del filo sia data dalla 4.1:

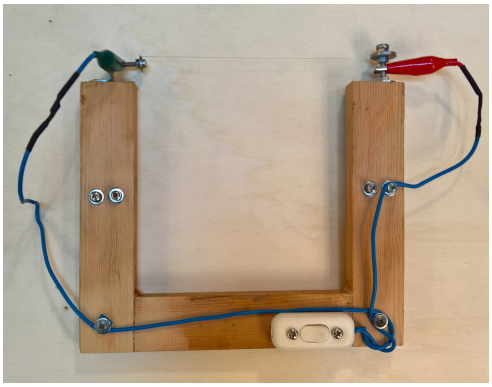
$$T_w = (P_d R) + T_a \tag{4.1}$$

avendo indicato con T_w la temperatura del filo, con T_a la temperatura ambiente, con P_d la potenza dissipata dal filo e con R la resistenza termica convettiva. La potenza dissipata dipende proprio dal filo, dalla tensione applicata ai capi V e dalla resistenza interna R (funzione della geometria e del materiale), questa può essere espressa come nella 4.2:

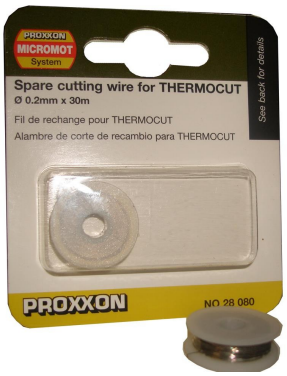
$$P_d = \frac{V^2}{R} \tag{4.2}$$

Una volta nota la geometria ed il materiale del filo, si regola tramite l'alimentatore la tensione necessaria al raggiungimento della corretta temperatura, questa si può assumere empiricamente raggiunta quando facendo scendere un pezzetto di polistirolo con il suo peso sul filo caldo sul taglio vi sia una specie di peluria sottilissima, se il pezzo avanza regolarmente la temperatura è giusta, se si brucia intorno al filo, è troppo alta, se non scende ovviamente è troppo bassa.[1]
Lo strumento utilizzato per questa tipologia di taglio è stato costruito in legno delle dimensioni adatte per la geometria tipica del progetto SKYBIRD, ed è visibile nella figura 4.5(a).

Per realizzare i settori alari e quelli della fusoliera è stata utilizzata la stessa tecnica di seguito esposta e visibile in figura 4.6. Da un blocco intero di polistirolo, si ritagliano dei parallelepipedi di larghezza pari alla larghezza del settore alare finito, utilizzando delle dime in legno per il taglio (4.6(a)), così da ottenere una buona finitura. Una volta ottenuto un parallelepipedo di larghezza corretta (4.6(b)), si procede ad adagiare, per mezzo di film biadesivo la centina di riferimento, che servirà da dima durante il taglio, questa operazione viene eseguita per entrambi i lati del settore, creando così un sandwich formato da dima, polistirolo, dima. L'allineamento corretto tra le due dime è realizzato graficamente: tramite software CAD si disegna la corretta posizione della



(a) Archetto a filo caldo utilizzato per il taglio del polistirolo.



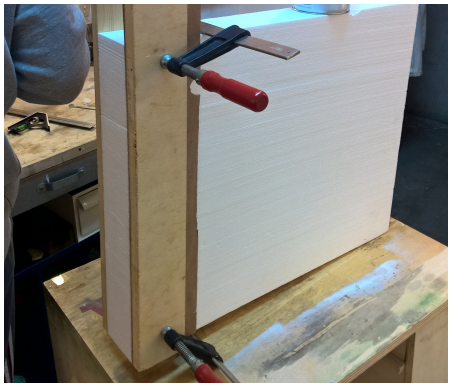
(b) Lo speciale filo al Nichel-Cromo utilizzato per il taglio.

Figura 4.5: Gli strumenti per il taglio a filo caldo del polistirene espanso.

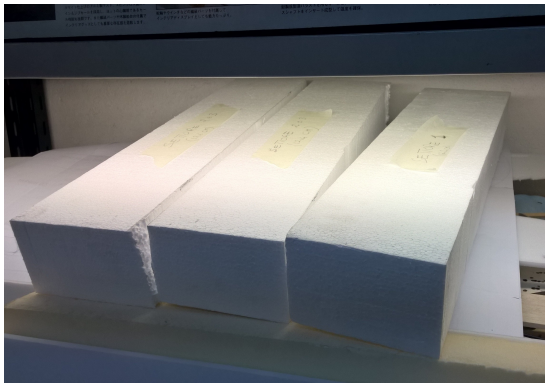
centina rispetto al parallelepipedo del settore considerato, si stampa il disegno su carta e si procede al posizionamento e all'incollaggio della dima tramite i riferimenti grafici. Una volta effettuato il corretto posizionamento del sandwich, si procede al taglio con l'archetto a filo caldo (4.6(c)), facendo aderire il filo sulla superficie esterna di entrambe le dime (realizzate in legno o carbonio, ossia in materiali che non fondono alla temperatura T_w). Si procede facendo scorrere il filo lungo tutto il perimetro della dima e si avanza ad una velocità sufficientemente lenta per ottenere una buona finitura di taglio ma sufficientemente veloce ad evitare surriscaldamenti eccessivi della zona che porterebbero a locali infossature del materiale. Normalmente per ottenere un taglio con buona finitura, si esegue in diversi passaggi, asportando per strati le sezioni di polistirolo in disavanzo, questo deriva dall'esperienza e garantisce il surriscaldamento minimo nell'intorno della zona di taglio poiché, avendo dapprima asportato la maggior parte del materiale in eccesso, si aumenta la visibilità dell'operatore sulle dime e le possibilità di movimento dell'archetto a filo caldo.

Taglio a lama calda

Un discorso assolutamente analogo può essere fatto per il taglio a caldo delle lastre di Depron, in questo caso però il taglio è di tipo bidimensionale, in quanto il materiale è appunto costituito da una lastra piana di spessore molto inferiore alle altre due lunghezze caratteristiche. Sebbene si siano fatti anche tentativi di taglio con i taglierini da balsa e lame lunghe e affilate (tipo di lama H11), ottenendo risultati accettabili, la vera miglioria è stata acquistare un nuovo utensile con supporto riscaldante per quella tipologia di lame. I risultati, come prevedibile, sono stati davvero soddisfacenti e ancora una volta a basso costo.
L'esperienza ha insegnato che sebbene sembrino uguali, le due facce principali di una lastra in Depron, hanno in realtà finiture superficiali leggermente differenti, probabilmente in relazione alla metodologia con cui vengono prodotte, ed il lato esterno (su cui è visibile il marchio Depron) risulta più idoneo per la successiva applicazione della pellicola termoretraibile di tipo Oracover, utilizzata come rinforzo e protezione delle stesse sull'ala. I tagli allora sono stati eseguiti con la logica di lasciare in esposizione la parte più idonea al rivestimento.



(a) Utilizzo di dime parallele per il taglio di un settore.



(b) I settori a parallelepipedo tagliati nella misura corretta.

(c) Un settore quasi completato, si vede la dima di riscontro per il taglio.

Figura 4.6: Procedura per il taglio dei settori alari e di fusoliera.

4.2.3 La stampa 3D

Per completare il quadro dei principali strumenti e delle tecniche utilizzate durante la costruzione, viene qua presentata la stampante 3D utilizzata per i prototipi di alcune componentistiche, tra cui le ruote dentate. La stampante utilizzata è il modello 3DRAG commercializzato da Futura Elettronica, acquistato in kit e assemblato sia meccanicamente che elettronicamente in autonomia, in aggiunta è stato utilizzato un piano di stampa di tipo riscaldato a 12V e circa 8A, in grado di far raggiungere alla lastra in vetronite utilizzata come base per la stampa una temperatura anche superiore ai 90°C, ideali e necessari per l'adesione tra piano e materiale utilizzato (ABS in questo caso).

La realizzazione di un oggetto con questa tecnica, parte dalla creazione del modello 3D con l'utilizzo di software di modellazione CAD 3D, come Rhinoceros; il disegno deve presentare alcuni accorgimenti tecnici per poter essere realizzato correttamente, qui non considerati per brevità. Una volta in possesso del modello di solido corretto, questo deve essere convertito in un formato di stereolitografia (.STL), idoneo per il software che lo prepara alla stampa. Tale preparazione prende il nome di SLICING e consiste fondamentalmente nel tagliare l'oggetto per strati con piani XY a Z crescente, ottenendo delle sezioni variabili che tutte insieme ricostruiscono l'oggetto intero. L'altezza di ogni singolo strato è uno dei principali parametri di stampa: più il singolo strato (layer) è sottile, più il numero complessivo di layer sarà elevato ottenendo una finitura complessiva migliore, a fronte di un tempo di realizzazione maggiore; viceversa

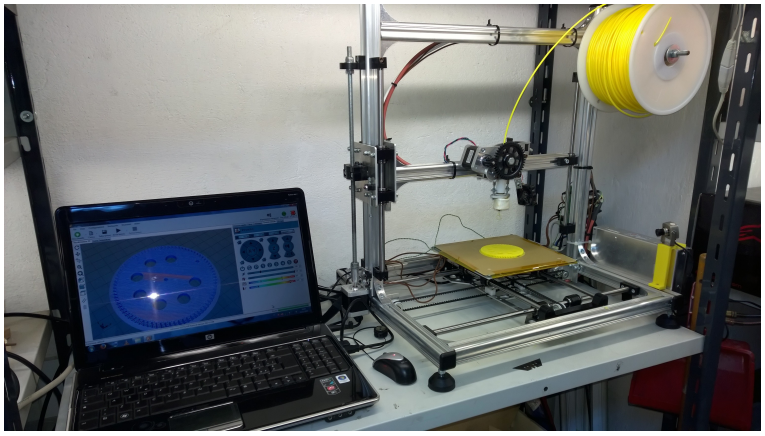


Figura 4.7: La stampante 3d utilizzata, l'immagine è stata scattata alla fine della stampa di una ruota dentata, visibile anche sul monitor del pc.

accade se si opta per uno spessore di layer più elevato, generalmente comunque si parla di spessori dell'ordine di 0.2 - 0.4 mm. Tra gli altri parametri da impostare prima della stampa, alcuni risultano fondamentali per una buona riuscita, tra questi: la temperatura di estrusione, la velocità di movimento, la scelta della trama di riempimento, la temperatura del piano di stampa e la velocità della ventola per il raffreddamento del pezzo.
La stampa in sè è fondamentalmente la riproduzione piana del disegno di ogni singolo strato, effettuata da una testina estrusore che deposita il materiale plastico, preventivamente portato ad una temperatura ottimale di rammollo che ne garantisce un giusto rapporto tra fluidità e consistenza. Una volta completato il disegno del primo strato, la testina si alza di un'entità pari allo spessore del layer e ripete il procedimento, depositando nuovo materiale caldo su quello dello strato inferiore che nel frattempo è in fase di raffreddamento, ottenendo in pratica la fusione dei due strati. La procedura continua fino a compimento di tutti gli strati previsti e quindi alla creazione dell'oggetto finale.
Meccanicamente la macchina è paragonabile ad una fresatrice a 3 assi, dove il movimento asse X e Y viene effettuato dal piano di stampa, mentre il movimento asse Z dall'estrusore (sebbene esistano anche configurazioni differenti). Il piano di stampa deve garantire l'adesione del primo layer durante l'intero processo e pertanto è solitamente riscaldato ad una temperatura che dipende dalla tipologia di materiale utilizzato, quest'ultimo è fornito in un filamento del diametro di 3mm ed avvolto in rocchetti. Durante la stampa degli strati interni, si possono scegliere differenti tipologie di riempimento per modificare la densità finale dell'oggetto, da cui dipendono il peso, la resistenza meccanica e la durata della stampa stessa.
Come si vedrà nei capitoli precedenti il grande limite di questa tecnica è legato alle caratteristiche meccaniche dell'oggetto stampato, almeno nel caso di un applicazione meccanica dello stesso.

4.3 La realizzazione

Nei capitoli seguenti saranno illustrate passo passo tutte le fasi di realizzazione dei singoli sistemi o meccanismi, utilizzando le tecniche fin qua descritte e verranno esposte nel dettaglio le considerazioni progettuali e realizzative che hanno accompagnato il lavoro per la costruzione del prototipo SKYBIRD in questi due anni, come si vedrà, saranno anche considerate le strade fallimentari incontrate lungo il percorso.

4.4 Bibliografia

[1] tuttopertutti.it *Taglio a filo caldo*

Capitolo 5

Cinematismo per il battito dell'ala

5.1 Progettazione dei componenti

Allo scopo di imitare quanto più realisticamente possibile il battito dell'ala dei volatili, è stato inizialmente messo a punto un prototipo di meccanismo composto da una manovella motorizzata, ovvero una ruota dentata, connessa ad un longherone oscillante tramite una biella. Quest'ultima è connessa alla parte terminale dell'ala con un tirante. La lunghezza complessiva dei due longheroni in serie è 1 m, con l'accostamento di un secondo cinematismo speculare, si ottiene l'ala intera con apertura alare del drone doppia.
Da una prima analisi effettuata sono risultate eccessive sollecitazioni sui perni, dovute alle forze aerodinamiche durante il ciclo. Per poter ottenere una significativa forza di propulsione unita ad una sufficiente portanza la velocità angolare della manovella dovrebbe superare i 3 Hz, a cui corrispondono tre battiti d'ala al secondo. Le forze d'inerzia sono elevate, nonostante il basso peso specifico dei materiali impiegati. E' stato necessario ridurre la dimensione complessiva del cinematismo per abbassare tali forze di un fattore 0.8. Così operando la superficie alare si riduce e con essa le forze agenti sui perni, inoltre il drone completo avrebbe avuto dimensioni più ridotte e con esse anche la massa.
Per rendere i componenti del meccanismo più facili da realizzare con strumenti in libero commercio, sono state estratte le curve di contorno dai *CADS* scalati e successivamente ridisegnati estrudendo tali curve dello spessore richiesto.
Per la realizzazione dei componenti sono state sperimentate diverse procedure. Il concetto fondamentale è stampare la curva estratta dal modello virtuale su carta comune $A4$ oppure in casi eccezionali, in base alla dimensione del pezzo, anche su formato $A3$. Successivamente il foglio viene incollato sulla lastra del materiale selezionato e infine si procede con il ritaglio mediante traforo manuale. I primi tentativi prevedevano l'impiego di un adesivo organico applicato sulla carta o sulla lastra stessa. Per un'adesione ottimale sono stati effettuati uno o più passaggi con un righello metallico. Tale procedura presenta tuttavia due svantaggi: il primo è legato al tempo necessario per la reticolazione dell'adesivo, ma il fattore decisivo che ha portato a rinunciare a tale tecnica è la deformazione della carta a contatto con l'adesivo, la quale, impregnandosi, perde le sue caratteristiche morfologiche e si ottiene dopo l'operazione di ritaglio un componente differente da quello progettato. Per questo motivo è stato impiegato

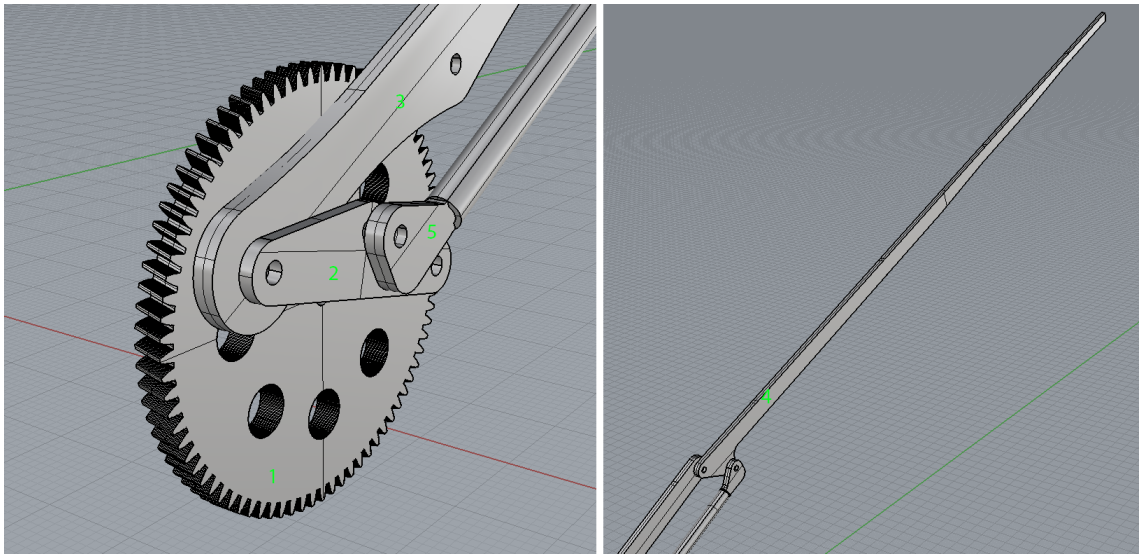


Figura 5.1: Cinematismo della semi-ala destra.

un nastro biadesivo che permette di conservare la geometria e di procedere al taglio immediatamente dopo l'incollaggio. Lo svantaggio è dato dall'impossibilità di spostamento, una volta che i due lembi sono entrati in contatto. Particolare attenzione deve essere volta a evitare pieghe durante applicazione del foglio, in quanto impossibili da eliminare, e contatti accidentali che comprometterebbero il lavoro.

5.2 Generazione delle *NURBS*

Il cinematismo di una semi-ala è un insieme di cinque componenti principali accoppiati da perni:

1. manovella
2. biella
3. longherone
4. terminale
5. tirante

In figura 5.1 è illustrato il meccanismo assemblato. La manovella è connessa al motore tramite un riduttore, dal momento che i motori *brushless* operano ad una velocità angolare dai 10^4 ai $2 \cdot 10^4$ giri al minuto, 3 Hz corrispondono a 120 giri al minuto. La morfologia a ruota dentata è necessaria unicamente per vincolare la posizione relativa dell'ala sinistra, la quale altrimenti potrebbe muoversi sfasata con conseguenze disastrose per il volo. La coppia necessaria alla movimentazione è fornita da un sistema di trasmissione situato dalla parte opposta della centina che supporta tale cinematismo. Il modello virtuale è stato ottenuto con *Solidworks*, un *software* in grado di progettare componenti ed analizzare meccanismi assemblati. Una trattazione più dettagliata sul

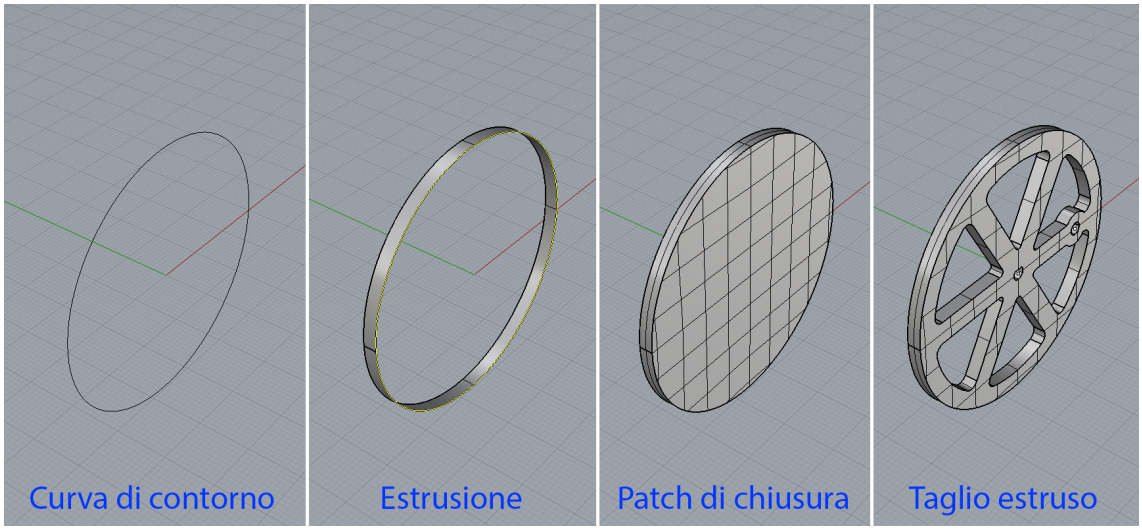


Figura 5.2: 1.) Estrusione della curva di contorno. 2.) Generazione della *patch* di chiusura. 3.) Eventuale modifica al solido a scopo di ridurre la massa.

disegno dell'ingranaggio sarà esposta nel capitolo 6.
La biella è stata progettata prendendo come modello il *CAD* relativo al meccanismo ottimizzato e sono state estratte le curve di contorno che corrispondono agli spigoli del solido. Successivamente tali curve sono state estruse di 3 mm, semplificando la geometria del componente in modo da poter essere facilmente realizzato tramite ritaglio con traforo di una lastra in fibra di carbonio di analogo spessore.
La procedura per generare un componente, ad esempio la manovella, è illustrata in figura 5.2.

Nel progettare e infine realizzare i pezzi rimanenti, ad esclusione del tirante, è stata impiegata la medesima tecnica. Il longherone e il terminale fungono da struttura portante, sulla quale sono calettate le centine. La morfologia dell'ala è stata ricavata a partire dal profilo *Selig* 1223; dopo aver scelto la lunghezza e il posizionamento della corda in funzione dell'apertura alare per ogni settore, è stata generata la superficie solida chiusa dell'ala stessa. Tutte le centine necessarie per la costruzione sono state ottenute sezionando l'ala tramite piani paralleli tra loro e ortogonali all'asse del longherone e del terminale. Le curve ottenute da tale intersezione sono state impiegate per la loro realizzazione su una lastra in fibra di carbonio spessa 0.5 mm. Il terminale presenta sezione rettangolare con lato maggiore parallelo al piano del meccanismo, per limitare la flessione durante le fasi più critiche del movimento. La sezione trasversale decresce verso l'estremità a causa della ridotta dimensione delle centine stesse, nelle quali sarà ritagliata una finestra rettangolare per poter essere incollate sui relativi supporti.
La progettazione del tirante è stato decisamente più impegnativo. Per problemi di instabilità da carico di punta la tecnica di realizzazione precedentemente esposta porta a risultati scadenti. Le travi a cassone sono molto stabili se sollecitate a carico di compressione assiale, motivo per cui la sezione trasversale circolare e cava all'interno si è rivelata adatta allo scopo. Ulteriore motivazione è dovuta al suo basso peso specifico. Perforare una trave tubolare per connetterla alla biella tramite un perno è assolutamente da evitare. Oltre a provocare sottili cricche longitudinali durante il serraggio

del dado, la lunghezza eccessiva del perno causerebbe la nascita di pericolosi momenti flettenti, i quali possono accrescere d'intensità se non opportunamente smorzati. Inoltre eseguire una perforazione su superfici curve risulta imprecisa e l'utensile asporta il truciolo flettendosi, ciò causa sollecitazioni di fatica durante la rotazione. Può arrivare a rottura in qualunque istante.
Sono state perciò ricavate le estremità del tirante dalla lastra da 3 mm in fibra di carbonio e, dopo essere state filettate, sono state successivamente inserite all'interno della trave tubolare, anch'essa in fibra di carbonio. La filettatura è servita solo per aumentare la rugosità superficiale dei due lembi, i quali sono stati sigillati tramite incollaggio con una resina epossidica bicomponente.

5.3 Simulazione con Virtual Lab

5.3.1 Impostazione

Il cinematismo è stato assemblato in un ambiente virtuale di lavoro, in modo da avere la migliore corrispondenza possibile tra modello e realtà. La maggior parte dei perni sono simulati mediante accoppiamenti logici "*revolution joints*", si tratta di vincoli che tolgono cinque gradi di libertà: tre relativi alla traslazione lungo gli assi cartesiani e due rotazionali. Per evitare di ottenere un sistema sovravincolato, l'accoppiamento dell'estremità del tirante di figura 5.1 col terminale, è solo di tipo concentrico. Ciò significa che tale estremità è libera di traslare lungo l'asse del foro stesso, ma siccome il corpo è rigido e precedentemente vincolato alla biella, esso può solo ruotare attorno al proprio asse. Si tratta di vincoli ideali privi di forze di attrito statico e dinamico. Gli accoppiamenti delle centine sui relativi sostegni sono ad incastro, come i diversi settori riempitivi realizzati in polistirene espanso avente peso specifico intorno ai 15 Kg/m^3 e posti tra le centine stesse in modo da conferire rigidezza strutturale e la forma dell'ala. L'intera ala è ottenuta per speculazione e le ruote dentate sono vincolate tra loro tramite accoppiamento di tipo "*gear joint*" con rapporto 1 : 1. Infine le due manovelle che muovono l'intero meccanismo sono state opportunamente vincolate sul telaio, una centina appartenente alla fusoliera che funge anche da sostegno dell'ala e del motore connesso al cinematismo stesso.
Successivamente ogni oggetto virtuale è stato trasformato in un corpo, ovvero è stato assegnato un materiale rappresentato da un'opportuna matrice d'inerzia contenente i momenti inerziali lungo gli assi principali e misti:

$$[M_i] = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & J_{xx} & J_{xy} & J_{xz} \\ 0 & 0 & 0 & J_{yx} & J_{yy} & J_{yz} \\ 0 & 0 & 0 & J_{zx} & J_{zy} & J_{zz} \end{bmatrix}$$

dove M_i è la matrice relativa al componente i-esimo, m è la massa e il sotto-tensore J_{hk} di dimensioni 3x3 è la matrice d'inerzia in quanto contiene i momenti d'inerzia.

Prima di lanciare un'analisi occorre verificare che ogni corpo sia ben definito, ovvero il materiale associato deve avere corretto peso specifico. Inoltre è conveniente

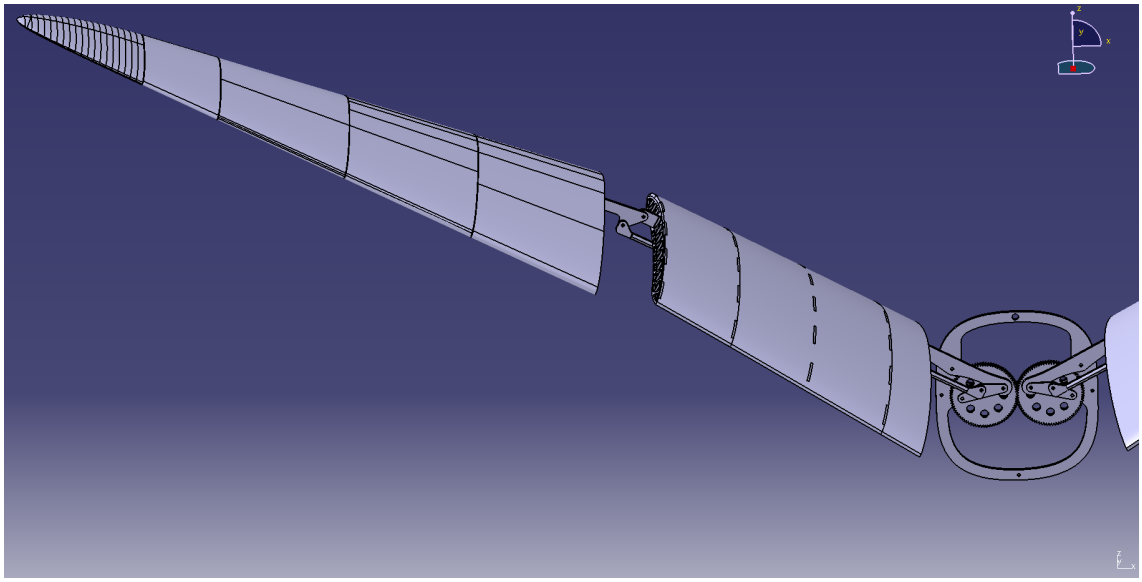


Figura 5.3: Meccanismo assemblato in ambiente virtuale

effettuare una pesatura di ogni componente seguito dal calcolo della massa. I tre valori ottenuti devono essere uguali, a meno di un piccolo errore. Può infatti accadere che una geometria complessa provochi un'errata stima del volume da parte del *software* e conseguentemente la massa risulti errata.
Successivamente è necessario inserire una o più terne di assi cartesiani locali e solidali con i giunti rotanti di ogni corpo. Ciò è necessario per misurare gli spostamenti, velocità e accelerazioni angolari relativi tra i diversi componenti del cinematismo presso gli accoppiamenti. Così operando è possibile misurare durante il moto, ad esempio, l'inclinazione assoluta del longherone, ovvero rispetto al telaio, e relativa alla biella che causa la sua oscillazione.
Al termine di questa serie di operazioni è stato ottenuto il modello completo di figura 5.3, pronto per essere analizzato.

5.3.2 Analisi cinematica

Effettuati i controlli esposti nel paragrafo 5.3.1 si può procedere con una prima analisi atta al rilevamento di interferenze, ovvero intersezioni dei solidi durante il moto relativo. Quest'ultime devono essere eliminate, in quanto compromettono il funzionamento del meccanismo. L'unico modo per correggere gli errori è misurare la distanza di compenetrazione degli oggetti interessati, ritornare alla fase di progettazione e modificare le superfici. Non è sufficiente limitarsi a progettare i componenti per eliminare le interferenze di un singolo cinematismo. Può accadere, infatti che un'ala si muova senza impedimenti, ma quando la si accoppia con l'altra ala e col telaio possono verificarsi altre compenetrazioni. Se la distanza tra i due meccanismi speculari è troppo ridotta, i due longheroni oscillanti si ostacolano reciprocamente. La dimensione delle manovelle deve essere tale da assicurare il reciproco contatto, ma non devono modificare le distanze tra i perni, in quanto ciò causerebbe un moto anomalo del cinematismo.
La simulazione può essere lanciata dopo aver definito la forzante, ovvero un motore che

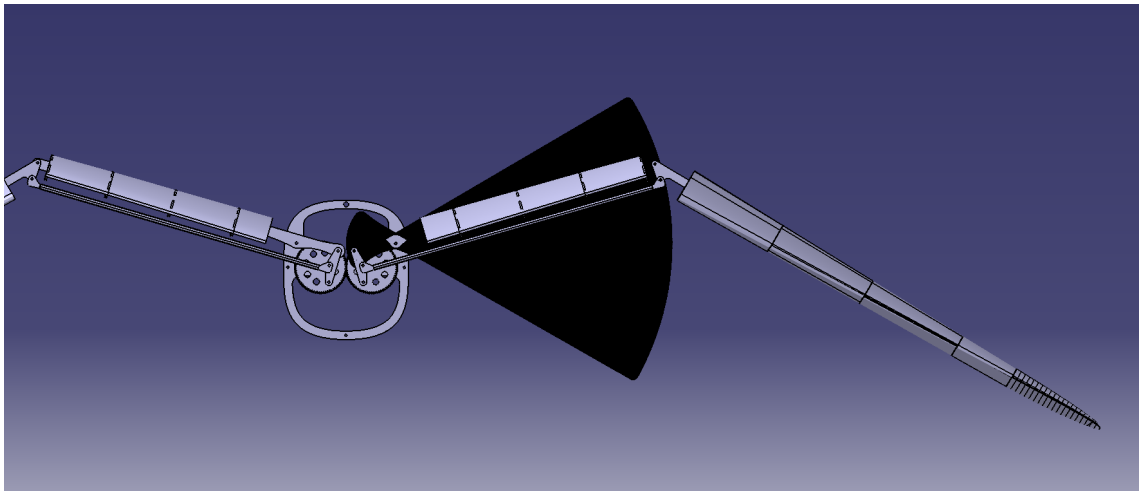


Figura 5.4: Inviluppo del cinematismo.

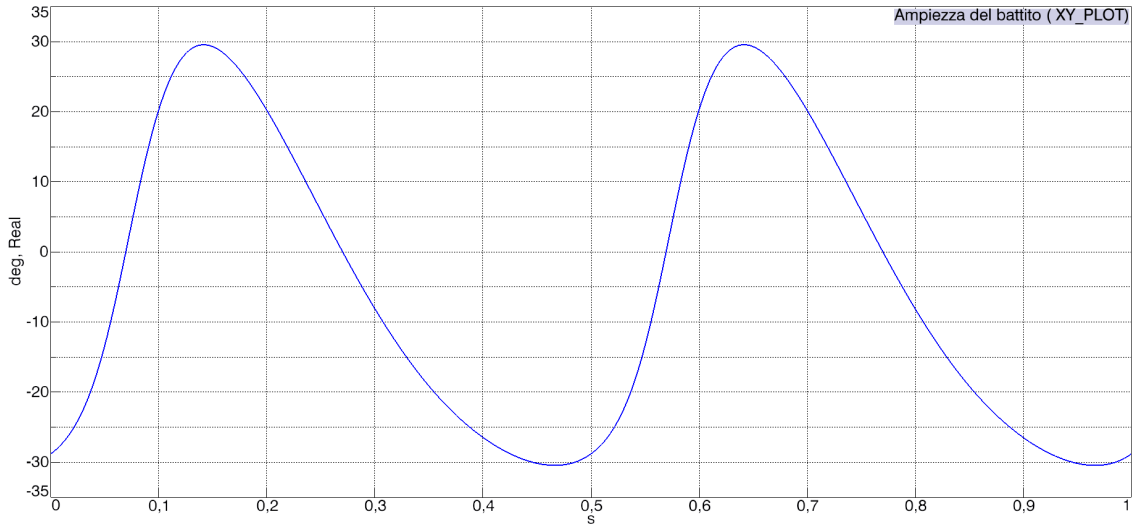


Figura 5.5: Ampiezza del battito d'ala in funzione del tempo. La velocità angolare $\omega = 60\ rpm$, quindi il periodo $\Delta t = 1\ s$.

impone una legge predefinita dell'angolo di rotazione delle due terne, appartenenti al telaio e alla manovella, in funzione del tempo. In questo caso la velocità di rotazione è costante, perciò l'angolo varia linearmente col tempo t e la pendenza corrisponde alla velocità angolare ω. Per rilevare le interferenze non è necessario che tale parametro sia eccessivamente elevato, ciò imporrebbe di abbassare inutilmente il passo temporale e il tempo impiegato è maggiore.

In figura 5.4 è illustrato il movimento dei componenti del cinematismo in funzione del tempo e il grafico di figura 5.5 dimostra che l'angolo dell'asse del longherone varia da $-30°$ a $30°$, ovvero l'ampiezza del battito è $60°$.

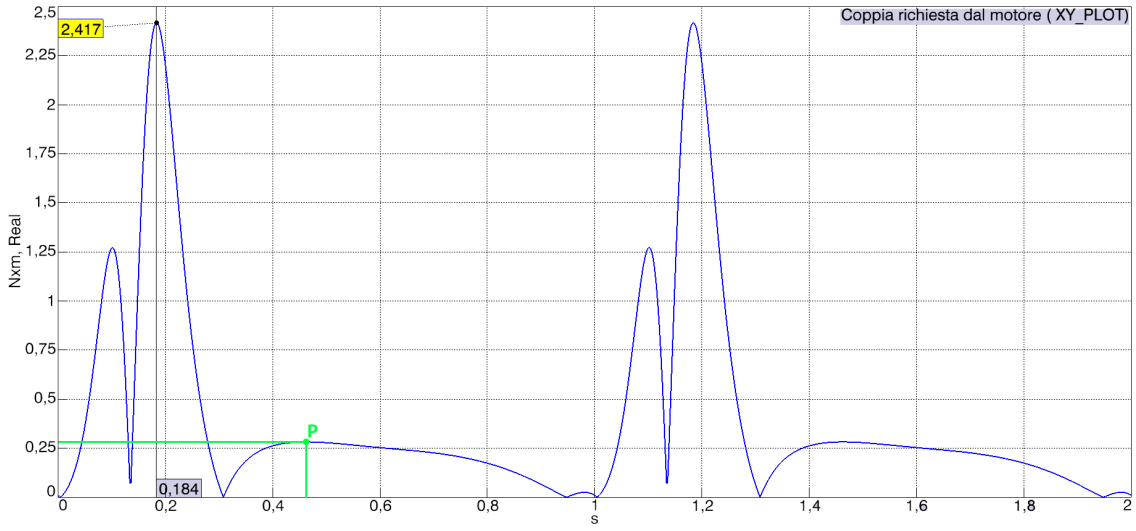


Figura 5.6: Coppia richiesta per mantenere in rotazione il cinematismo in funzione del tempo per $\omega = 60\ rpm$

5.3.3 Analisi dei carichi

Una volta perfezionata la geometria è possibile procedere con una seconda simulazione a scopo di ottenere una stima delle forze in gioco, ma soprattutto per fornire un'idea sulla coppia richiesta per mantenere in rotazione la manovella. Il motore dovrà essere in grado di superare la coppia massima teorica richiesta al regime di rotazione nominale, maggiorata di un fattore dipendente dal coefficiente di attrito dei perni e dalle forze aerodinamiche durante il volo.
I risultati ottenuti sono stati ricavati con le seguenti ipotesi semplificative:

- Accoppiamenti perfetti, attrito statico e dinamico assente
- Corpi rigidi
- Forze aerodinamiche assenti

I carichi sono dovuti unicamente al contributo inerziale di tutti i componenti del cinematismo alla frequenza imposta e dalle forze gravitazionali; come si osserva dal diagramma di figura 5.6 la coppia massima richiesta è poco inferiore a 2.5 Nm, ciò implica che la potenza istantanea richiesta dal motore per mantenere la velocità angolare di 60 rpm è di 150 W in assenza di attriti e forze aerodinamiche. Il diagramma di figura 5.6 rappresenta il valore assoluto della coppia percepita da un ipotetico perno durante la rotazione imposta. L'istante $t_0 = 0$ identifica la posizione in cui l'ala si trova circa all'apice dell'estensione. Fino a $t_1 = 0.3\ s$, nella fase discendente del battito, il peso dell'ala stessa in assenza di aria è concorde al moto della manovella. Il motore deve contrapporre una coppia uguale e contraria per non accelerare. A partire dall'istante t_1 fino al termine del periodo ($t_2 = 1\ s$) la fase del battito è ascendente, il motore deve fornire lavoro per sollevare l'ala. La coppia massima richiesta in questa fase è circa 0.3 Nm presso l'istante $t^* \approx 0.45\ s$, senza considerare gli attriti. Durante il volo, tuttavia, la portanza dell'ala tende ad agevolare la sua risalita.

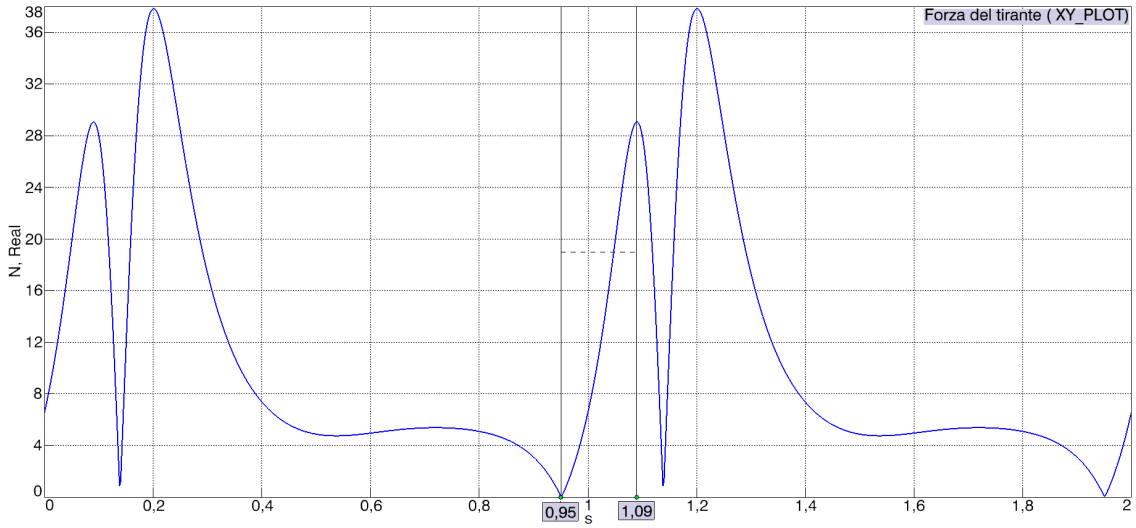


Figura 5.7: Forza assiale applicata ai perni delle estremità del tirante. Durante il volo la forza è di trazione nella fase discendente del battito, il diagramma mostra una forza di compressione perché la simulazione è stata effettuata a 60 rpm e il contributo è solo inerziale e gravitazionale.

Ai capi del tirante è applicata una forza di trazione nella parte discendente del battito a causa delle forze aerodinamiche. La fase critica è alla fine della fase ascendente, quando si allinea il longherone col terminale. In quel breve intervallo angolare di manovella, tra $t_\alpha \approx 0.95\ s$ e $t_\beta \approx 1\ s$, il tirante subisce una brusca accelerazione e la forza trasmessa è di compressione, come si osserva dal diagramma di figura 5.7. Il grafico rappresenta il valore assoluto della forza trasmessa; la curva deve essere continua, come la sua derivata prima, perciò la presenza delle cuspidi indica commutazione tra forza assiale di trazione e di compressione.
Il valore della coppia massima richiesta dal motore è mostrato in figura 5.8. L'analisi è stata effettuata in un intervallo $\omega\epsilon\,[10, 120]\,rpm$ e passo 10 rpm. La curva così ottenuta è strettamente crescente con la velocità di rotazione ω della manovella, andamento prevedibile a causa dell'aumento delle forze inerziali.
In tabella seguente sono riportati i dati ottenuti:

rpm	10	20	30	40	50	60
coppia massima	0.865	0.943	1.147	1.466	1.891	2.417

rpm	70	80	90	100	110	120
coppia massima	3.045	3.769	4.591	5.510	6.530	7.644

In figura 5.9 è mostrato l'andamento della massima coppia richiesta dal motore considerando la sola fase ascendente del battito. Con riferimento alla figura 5.6, è il valore della coppia al punto P. L'istante temporale in cui si colloca tale punto dipende da ω. Si tratta di una stima approssimata per eccesso a causa della portanza alare, la quale è concorde con la direzione del moto.
L'andamento è analogo alla curva di figura 5.8 con la differenza che i valori sono più contenuti anche a pieno regime. Questo fatto gioca a favore di una flessione contenuta

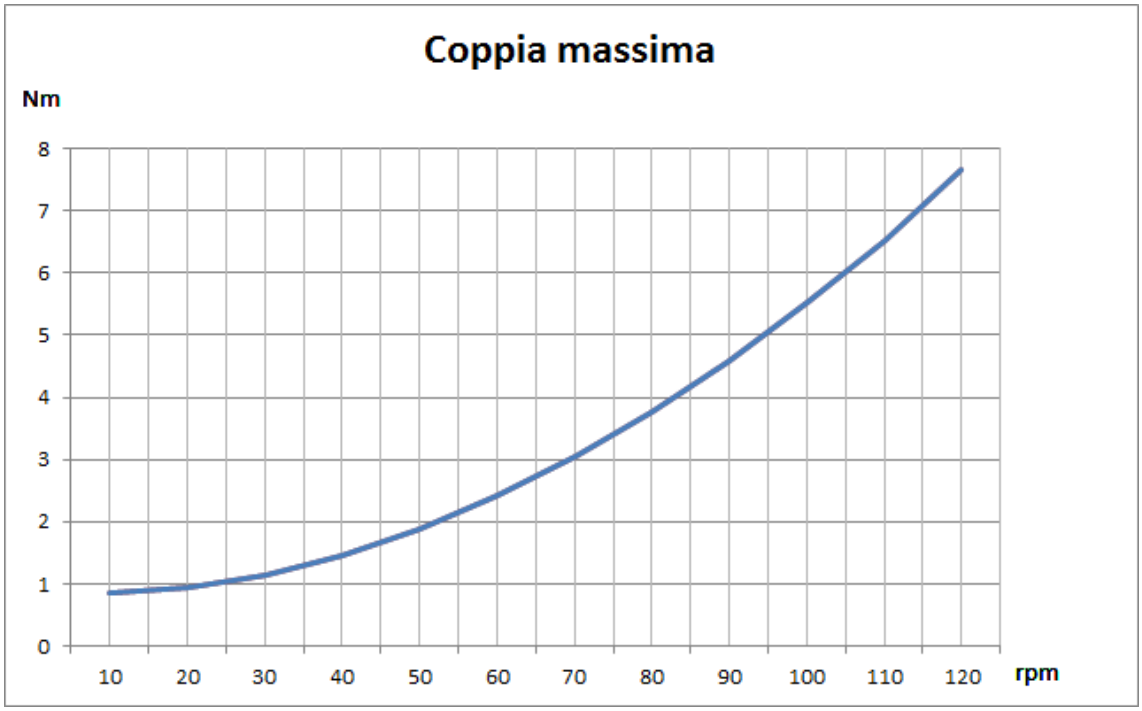


Figura 5.8: Coppia massima assoluta richiesta durante il moto in funzione della velocità angolare della manovella.

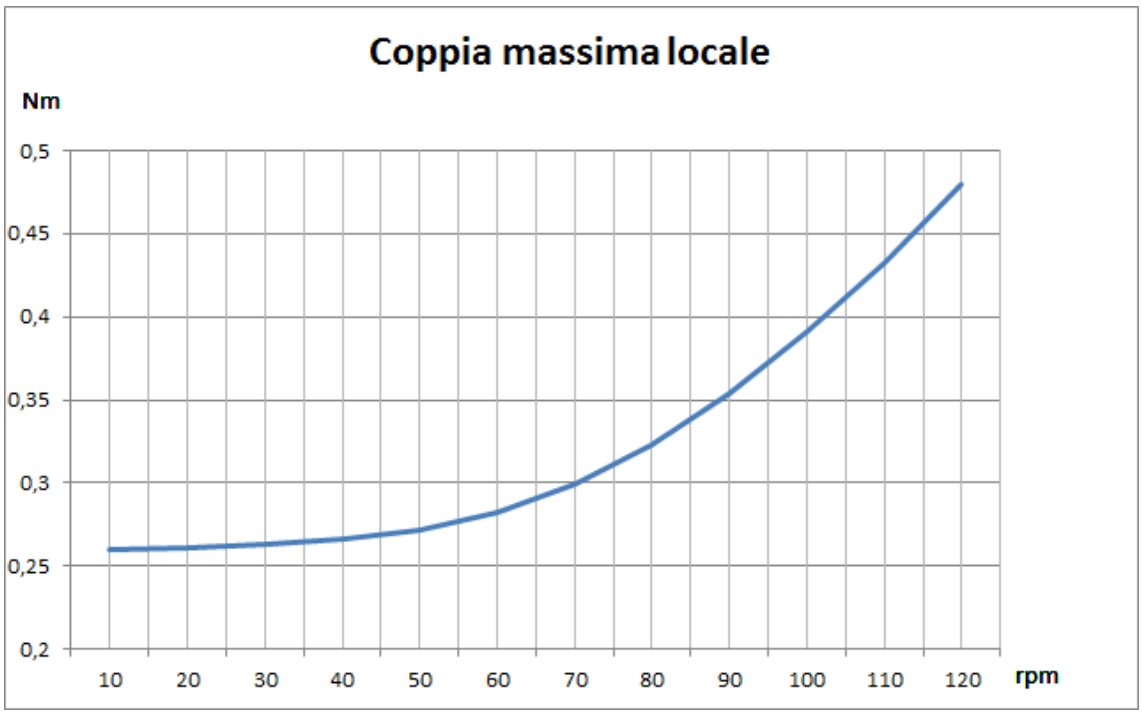


Figura 5.9: Coppia massima richiesta in fase ascendente del battito in funzione della velocità angolare ω della manovella.

e riproduce quindi il battito alare di progetto con maggiore fedeltà.
Per eliminare le interferenze geometriche del tirante con le centine, l'asse è stato sfasato verso il basso rispetto al segmento che congiunge i centri dei perni alle estremità di circa 6 mm. Nonostante sia un valore piuttosto irrisorio, provoca la nascita di un momento flettente crescente con la velocità angolare della manovella. La freccia non è tale da provocare urti con l'ala del drone, in quanto il verso del momento flettente è concorde con la direzione dell'ascissa lungo la quale è orientato il moto del flusso d'aria. I vantaggi del materiale scelto sono: elevata rigidezza a flessione, trattandosi di una trave a sezione circolare cava, ottima resistenza a trazione e ampio campo elastico. Ipotizzando che i giunti incollati siano esenti da difetti, le più probabili cause di rottura coinvolgono la porzione di materiale circostante i perni, dal momento che la perforazione del componente provoca la rottura della fibra di carbonio, responsabile delle caratteristiche meccaniche del materiale. Analoga considerazione è da effettuare su tutti i componenti, per questo motivo sono stati previsti eventuali rinforzi in fibra *Kevlar* rivestiti da un sottile strato di *Teflon* per ridurre il coefficiente di attrito statico e dinamico sui perni.

5.4 Scelte progettuali: primi prototipi

Per la realizzazione dei primi prototipi del cinematismo, si è scelto di utilizzare il compensato onde evitare inutili e costosi sprechi di carboresina e semplificare notevolmente le lavorazioni necessarie, pur sapendo perfettamente che tale materiale non sarebbe stato meccanicamente sufficiente per l'installazione definitiva. La realizzazione dei prototipi preliminari, ha permesso di evidenziare in maniera chiara, più di quanto non fosse possibile attraverso l'uso del CAD, quali sarebbero stati gli effettivi problemi legati alla realizzazione e alla messa in opera del cinematismo stesso. In effetti già dalla prima versione in legno, realizzata con le linee più tozze e robuste del progetto definitivo, è apparso chiaro che i componenti sarebbero stati notevolmente sollecitati, soprattutto in corrispondenza dei perni a telaio e che tali punti avrebbero rappresentato delle criticità da affrontare. Volutamente la prima versione di meccanismo è stata considerata e realizzata più tozza rispetto al progetto originale, per cercare di aumentare fin da subito la sezione resistente ai punti critici e diminuire gli angoli effettivi di oscillazione del meccanismo stesso. Su questa falsa riga sono stati realizzati, sempre con taglio manuale, altri due prototipi in compensato dalle forme sempre più snelle e leggere ed in grado di compiere angoli di battito crescenti, riavvicinando la costruzione al progetto aerodinamico originale, come chiaramente visibile nella figura 5.10(a). Realizzare i diversi prototipi di meccanismo a mano ha rappresentato un dispendio di energie e di tempo notevole seppur necessario alla realizzazione definitiva del modello e ha permesso uno studio dei componenti reali con un costo di materiali e di realizzazione praticamente nullo.

La possibilità inoltre di poter verificare precisamente gli ingombri necessari per le teste dei bulloni e rispettivi dadi e/o perni necessari per l'installazione delle diverse componenti del meccanismo, si è rilevata di fondamentale importanza per la realizzazione definitiva e ha permesso un notevole risparmio di tempo.

(a) Tre differenti prototipi di cinematismo dell'ala. Dal basso in alto si vede l'evoluzione e le modifiche apportate.

(b) Jacopo tiene in mano uno dei prototipi. Si nota l'elevata dimensione dell'apertura alare.

Figura 5.10: Prototipi di cinematismo

5.5 Versione definitiva

La versione definitiva del meccanismo è stata realizzata totalmente in carboresina, la scelta di tale materiale è legata alle forti sollecitazioni che esso deve sopportare durante il battito, sopratutto nelle zone circostanti i perni duranti i cambi di direzione, nel passaggio cioè tra il downstroke e l'upstroke. Tale sollecitazione è ovviamente direttamente connessa all'inerzia del meccanismo stesso, completo delle ali ed alla velocità di battito: dal progetto la frequenza è fissata ad un massimo di 3 Hz, situazione che come si vedrà non risulta comunque tollerabile in fase di volo. Per la scelta delle tipologie di lastre in carboresina da utilizzare, si è scelto di rivolgersi a personale più esperto in materia, coinvolgendo la Prof.ssa Gambaro ed il Prof. Lertora del dipartimento DIP (dipartimento ingegneria della produzione) dell'università di Genova. Dopo attente riflessioni sul problema e la visita all'azienda Crever di Lucca, specializzata nella realizzazione di prodotti come lastre e tubi in carboresina, si è optato per l'utilizzo di uno spessore di 3mm per tutti gli elementi che compongono ciascuna semiala (escluso come si vedrà il tirante). Le lastre dalle quali questi sono ottenuti sono composte da pelli di tessuto in carbonio con tramatura orientata a 45 gradi, i diversi strati sono sovrapposti con angoli variabili sfalsati di 90 ed uno strato interno di tessuto di vetro, tutte le pelli sono poi immerse in una matrice epossidica.

5.5.1 Longheroni: materiale e taglio

La lavorazione di tali componenti, come già espresso nel capitolo precedente, è stata effettuata interamente a mano, ottenendo risultati dimensionali oltre le aspettative: nella figura 5.11 si notano i due longheroni che compongono una semiala, il taglio è stato effettuato con traforo utilizzando il disegno stampato su carta come riferimento. Si possono notare gli arrotondamenti effettuati nei longheroni in corrispondenza dei fori, con lo scopo di scaricare al massimo le tensioni agenti.

Unitamente alla progettazione del cinematismo, è stato svolto lo studio dell'ala nel suo complesso, del corretto rapporto tra portanza e spinta, dell'aspect ratio della forma ecc., questo ha avuto alcune implicazioni sul cinematismo che necessariamente si sono dovute considerare. In primis la parte esterna di ciascuna semiala deve ospitare un gruppo di centine che diminuiscono notevolmente la loro corda muovendosi verso

Figura 5.11: I longheroni di una semiala dopo il taglio.

Figura 5.12: La testa filettata del tirante.

aperture maggiori e che vengono orientate con uno svergolamento crescente. Questo ha fatto si che lo spazio interno a ciascuna centina dedicato ad ospitare il longherone si sia ridotto lungo l'apertura e per tanto lo stesso è stato ridisegnato con una curvatura quasi impercettibile ma continua che permette una riduzione dello spessore dalla radice all'estremità di circa il 40%. Questa scelta necessaria al mantenimento delle corrette geometrie aerodinamiche, ha portato un leggero aumento di difficoltà nel taglio ed una lieve diminuzione delle tolleranze geometriche ottenute, complicando lievemente il preciso accoppiamento tra longherone e centine.
La seconda importante implicazione sul cinematismo è ancora dovuta alle centine: lo spazio minimo necessario per poterle inserire nel longherone interno è stato studiato ed ha portato ad un aggiustamento degli angoli del manovellismo per evitare contatti tra centine e tirante nella posizione più critica, quella cioè in configurazione di ala interamente distesa, quando il tirante si porta proprio a ridosso del longherone come anche intuibile considerando le figure 5.1 e 5.4.

5.5.2 Tiranti circolari: realizzazione e incollaggi

Il problema legato al tirante necessario al movimento del longherone esterno è fondamentalmente sintetizzabile nella resistenza al carico di punta. In ingegneria l'instabilità dovuta ad un carico assiale di punta agente su un'asta è un improvviso collasso di un membro strutturale soggetto ad intensi sforzi di compressione, sebbene l'effettivo sforzo di compressione generante il collasso sia minore dello sforzo massimo che il materiale componente il membro è capace di sopportare. Questo tipo di collasso è anche chiamato collasso dovuto ad instabilità elastica. Il modello matematico impiegato per descrivere questo fenomeno fa uso di un'eccentricità del carico assiale che introduce un momento non facente parte delle forze primarie che agiscono sul membro strutturale. Il carico di punta assiale è una sollecitazione di compressione applicata alla testa di un'asta. Dato che nella realtà fisica è impossibile che tale compressione solleciti l'asta con uno sforzo normale puro, la sollecitazione non avrà esattamente l'asse coincidente con l'asse baricentrico della sezione, ma si troverà ad una certa distanza da esso, creando così un momento flettente. Una struttura snella, ricevendo sollecitazioni di questo tipo, tende ad incurvarsi fino al punto di rottura ed a collassare. Il fenomeno dell'instabilità a carico di punta è da evitare con grande accortezza, poiché disastroso. Per problemi di instabilità da carico di punta la tecnica di realizzazione precedentemente esposta porta a risultati scadenti. Le travi a cassone invece sono molto stabili se sollecitate a carico di compressione assiale, motivo per cui la sezione trasversale circolare e cava all'interno si è rivelata adatta allo scopo.
L'asta circolare cava utilizzata è anch'essa in carboresina e risulta molto resistente ed elastica, perfettamente idonea allo scopo. L'unica criticità risulta il collegamento con le parti finali dei longheroni che invece presentano superfici piane. Perforare una trave tubolare per connetterla alla biella tramite un perno è assolutamente da evitare. Oltre a provocare sottili cricche longitudinali durante il serraggio del dado, la lunghezza eccessiva del perno causerebbe la nascita di pericolosi momenti flettenti, i quali possono accrescere d'intensità se non opportunamente smorzati. Inoltre eseguire una perforazione su superfici curve risulta imprecisa e l'utensile asporta il truciolo flettendosi, ciò causa sollecitazioni di fatica durante la rotazione. Sono state perciò ricavate le estremità del tirante dalla lastra da 3 mm in fibra di carbonio e, dopo essere state filettate, sono state successivamente inserite all'interno della trave tubolare. La filettatura è servita solo per aumentare la rugosità superficiale dei due lembi e le superfici di incollaggio, effettuato con resina epossidica.
Data l'importanza della geometria di questo componente, in particolar modo la sua lunghezza, l'incollaggio è stato effettuato su una scala graduata e misurato con continuità, onde evitare anche dei minimi ritiri della resina che avrebbero modificato la lunghezza complessiva del tirante. Una variazione di tale lunghezza infatti comporterebbe una dissimetria nel battito tra le due ali. In figura 5.12 è visibile la testa del tirante, filettato, prima dell'incollaggio all'interno dell'asta cava.

5.6 Bibliografia

[1] Rinaldo S. Ghigliazza, Aleramo L. Lucifredi, Rinaldo C. Michelini *Lezioni di Meccanica Applicata alle Macchine*

[2] Wikipedia, *Instabilità a carico di punta.*

Capitolo 6

Ruote dentate principali

6.1 Modello matematico

Il classico metodo per trasmettere una coppia elevata dall'organo motore e il carico è tramite contatto di forma tra due elementi rigidi, idealmente in assenza di strisciamento. Questo è possibile effettuando uno studio della polare fissa attorno alla quale ruota la polare mobile. La polare fissa è il luogo dei punti del piano solidale con un sistema di riferimento fisso, che istante dopo istante traccia la curva dei centri di istantanea rotazione, mentre la polare mobile è il luogo dei punti solidali col corpo rigido mobile, che istante dopo istante tracciano una nuova curva. La polare fissa e mobile sono due curve coniugate, infatti la polare mobile, durante il moto, rotola senza strisciare attorno alla polare fissa avendo un unico punto di contatto: il centro d'istantanea rotazione. Un caso particolare è dato dalle ruote dentate, le quali hanno la possibilità di trasmettere forze notevoli mantenendo limitata l'usura e di stabilire con ottima accuratezza la relazione tra le velocità angolari tra motore e carico. Tale relazione è così descritta:

$$R = \frac{\omega_2}{\omega_1} = \frac{N_2}{N_1},$$

dove R è chiamato rapporto di trasmissione, ω e N sono la velocità angolare e il numero di denti del motore e del carico rispettivamente.
Per progettare una coppia di ingranaggi è necessario avere un'idea della dimensione, ovvero il diametro delle circonferenze primitive d_p, del numero di denti e dell'angolo di pressione $\phi = 360°/N$.
A questo punto è possibile ricavare le altre grandezze dipendenti, con riferimento alla figura 6.1 il diametro della circonferenza di base $d_b = d_p \cos(\phi)$.

Inoltre si può ricavare il valore di α dalla relazione:

$$\alpha = \frac{\sqrt{d_p^2 - d_b^2}}{d_b} - \phi$$

Il valore è espresso in radianti.
L'obiettivo è di ottenere una dentatura ad evolvente, la cui equazione parametrica può essere scritta:

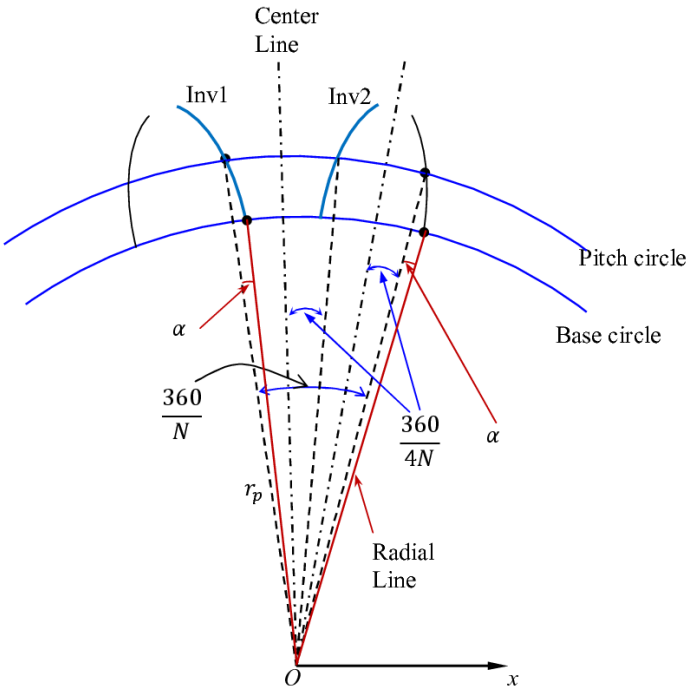


Figura 6.1: Ruota dentata ad evolvente

$$\begin{cases} x(t) = r \cdot \cos(t) + r \cdot t \cdot \sin(t) = r \cdot (\cos(t) + t \cdot \sin(t)) \\ y(t) = r \cdot \sin(t) - r \cdot t \cdot \cos(t) = r \cdot (\sin(t) - t \cdot \cos(t)) \end{cases}$$

La curva nasce dal punto A di figura 6.2, corrispondente a $t = 0$. L'equazione parametrica è definita in un intervallo $t\epsilon\,[0, t^*]$, variando t^* cambia la lunghezza dell'arco.
Sfasando l'equazione di un fattore pari a $\pi/2$ si ottiene:

$$\begin{cases} x(t) = r \cdot \left[\cos\left(t + \frac{\pi}{2}\right) + t \cdot \sin\left(t + \frac{\pi}{2}\right)\right] \\ y(t) = r \cdot \left[\sin\left(t + \frac{\pi}{2}\right) - t \cdot \cos\left(t + \frac{\pi}{2}\right)\right] \end{cases}$$

Il punto d'innesto dell'evolvente si sposta nel punto B, questo è un caso particolare utile a mostrare che è possibile generare archi in qualunque punto appartenente alla circonferenza di base avente raggio r, semplicemente inserendo un termine di sfasamento β rappresentato dall'angolo espresso in radianti del quale si vuole ruotare la curva rispetto al polo O in senso antiorario con valori positivi di β.
Non è tuttavia sufficiente sfasare semplicemente la curva poiché se ne otterrebbe una analoga. I due fianchi dei denti sono speculari, per questo motivo l'equazione è sfasata ed è stato invertito il segno:

$$\begin{cases} x(t) = r \cdot [\cos(-t - \beta) - t \cdot \sin(-t - \beta)] \\ y(t) = r \cdot [\sin(-t - \beta) + t \cdot \cos(-t - \beta)] \end{cases}$$

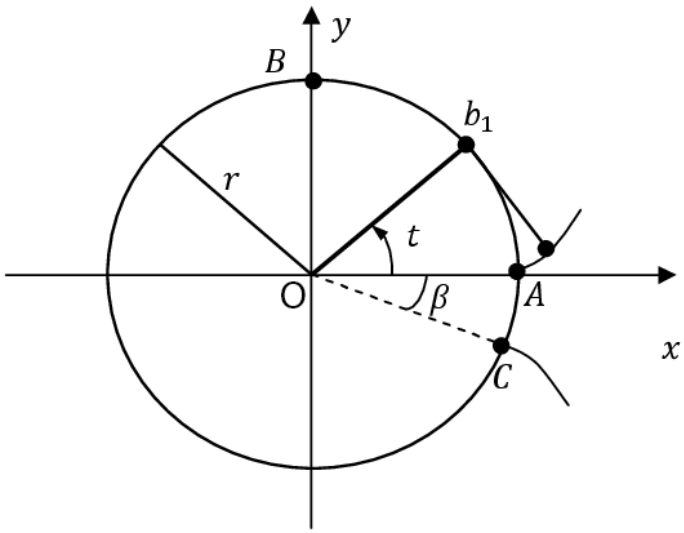


Figura 6.2: Punti di partenza delle curve ad evolvente

	Nome	Valore / Equazione	Valuta a	Commenti
	Variabili globali			
	"P"	= 0.5mm	0.5mm	Diametral pitch
	"N"	= 30	30	Number of teeth
	"phi"	= 10gradi	10gradi	Pressure angle
	"a"	= 1 / "P"	2mm	Addendum
	"b"	= 1.25 / "P"	2.5mm	Dedendum
	"c"	= "b" - "a"	0.5mm	Clearance
	"dp"	= "N" / "P"	60mm	Pitch Circle Diameter
	"db"	= "dp" * cos ("phi")	59.0885gradi	Base Circle Diameter
	"alpha"	= sqr ("dp" ^ 2 - "db" ^ 2) / ("db") * 180 / pi - "phi"	0.102792gradi	Alpha
	Aggiungi variabile globale			
	Funzioni			
	Aggiungi sospensione di funzione			
	Equazioni			
	"D1@Schizzo2"	= "dp" + 2 * "a"	64mm	Addendum Circle Diameter
	"D1@Costruzione dentatura"	= "dp"	60mm	Pitch Circle Diameter
	"D2@Costruzione dentatura"	= "db"	59.0884518mm	Base Circle Diameter
	"D3@Costruzione dentatura"	= "dp" - 2 * "b"	55mm	Dedendum Circle Diameter
	"D4@Costruzione dentatura"	= 360 / (4 * "N") - "alpha"	2.89721gradi	Beta mezzi
	Aggiungi equazione			

Figura 6.3: Parametri e funzioni per la correlazione delle quote dello schizzo di base.

6.2 Progettazione con *Solidworks*

La coppia di ruote dentate utilizzate per vincolare reciprocamente le due semi-ali devono avere interasse pari a 60 mm per evitare interferenze tra i longheroni oscillanti; tale distanza deve essere impostata pari a d_p.
Nella tabella di figura 6.3 sono state impostate delle funzioni per correlare le diverse quote, in modo tale da ottenere ingranaggi diversi modificando i parametri di base. In questo modo si evita di ripetere l'intera procedura, qualora fosse necessaria una piccola modifica dimensionale, come ad esempio cambiare il diametro della circonferenza primitiva oppure il numero di denti.
Una volta completata la procedura sull'inserimento delle equazioni esposta nel paragrafo 6.1, si arriva ad ottenere uno schizzo di base simile a quello in figura 6.2.
A questo punto è sufficiente applicare una serie di funzioni: la prima delle quali è il taglio estruso, ovvero si asporta dal cilindro precedentemente ottenuto una parte del solido e si ottiene un incavo, le cui superfici laterali sono le estrusioni delle due evolventi speculari e rappresentano i fianchi di due denti adiacenti.

Successivamente si applica una ripetizione circolare lungo la circonferenza primitiva dell'incavo così ottenuto e si ottiene un ingranaggio a denti piani.
Infine si possono effettuare asportazioni di materiale virtuale tramite altri schizzi base per ridurre la massa del prodotto finito e raccordare gli spigoli, che sono dei possibili innesti di cricche.
Allo scopo di incrementare la massima coppia trasmissibile dal motore, il foro in cui alloggia il perno di trasmissione presenta un'indentatura.

6.2.1 Denti piani ed elicoidali

La ruota dentata così ottenuta è ad archi di cicloide a denti piani. I vantaggi sono principalmente la facilità di realizzazione e la semplicità di accoppiarla con un'altra per trasmettere il moto. In questo caso particolare si tratta di un rapporto di trasmissione unitario, perciò è sufficiente costruire una ruota identica alla precedente e sfasarla di metà del passo tra i fianchi di due denti successivi per ottenere perfetta sincronia tra le due semi-ali.
Per quanto riguarda la dentatura elicoidale esiste un'ulteriore complicazione. Se si procedesse in modo analogo, si otterrebbero due oggetti che non possono essere accoppiati tra loro. Affinché essi siano compatibili occorre che siano anche speculari rispetto al piano verticale e parallelo al loro asse.
Nonostante durante il moto nasca un carico assiale è comunque preferibile ottenere una dentatura elicoidale, infatti lo strisciamento è ridotto e di conseguenza il rendimento meccanico è più elevato. Ciò significa che a parità di potenza disponibile, una minore parte sarà convertita in calore a beneficio dei componenti stessi, i quali potrebbero degradare le caratteristiche meccaniche se sottoposti a cicli termici severi. Se il materiale impiegato fosse polimerico termoindurente, come una resina fenolica oppure epossidica bicomponente, all'aumentare del tempo di permanenza ad una temperatura di esercizio elevata si avrebbe eccessivo indurimento del materiale con conseguente riduzione della resistenza meccanica e infragilimento con l'inevitabile rottura del pezzo. Se si trattasse di un materiale termoplastico, invece, la viscosità all'aumentare della temperatura decresce e i denti si deformano aumentando i giochi compromettendo il vincolo.
In figura 6.4 è mostrata la ruota dentata specifica per l'accoppiamento richiesto dal cinematismo, lo scopo è unicamente finalizzato a mantenere sincronizzate le due semiali. La coppia meccanica che riescono a trasmettere dipende dal materiale in cui sono realizzate. La massa deve essere contenuta, perciò la scelta ricade su un materiale polimerico termoindurente con limitate caratteristiche di resistenza a trazione e ad usura.
La procedura di realizzazione è composta dalle seguenti fasi:

- Realizzazione di un modello in materiale termoplastico con una stampante 3D (Positivo).
- Realizzazione di uno stampo in gomma siliconica bicomponente tramite colata della gomma in un recipiente contenente il modello (Negativo).
- Estrazione del modello in plastica.
- Colata di resina epossidica bicomponente nello stampo in gomma.

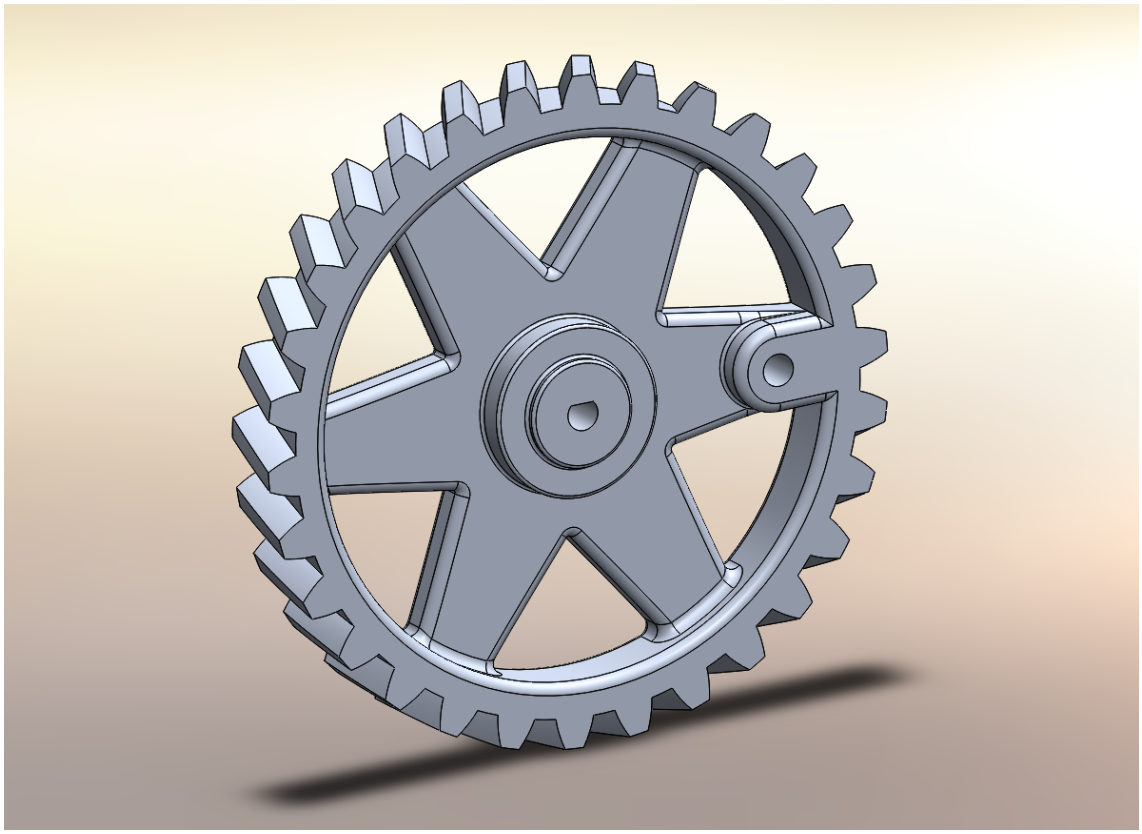
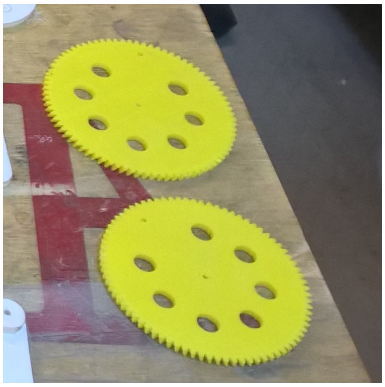


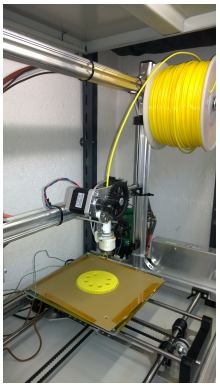
Figura 6.4: Ingranaggio elicoidale realizzato con *Solidworks*.

6.3 Realizzazione con stampa 3d

Per mantenere lo spirito DIY (do it yourself) che ha caratterizzato l'intera costruzione, si è deciso di realizzare le ruote dentate a denti elicoidali tramite l'uso della stampante 3D, presentata nel capitolo 4. Si tratta di componenti meccanicamente molto sollecitati e fondamentali per la precisa trasmissione del moto ed il perfetto accoppiamento di fasatura nel battito tra le due ali. Per cercare di realizzarle al meglio si sono adottati quanti più accorgimenti possibili per ottenere dei pezzi finiti che soddisfacessero le richieste. A tal proposito sono state effettuate diverse prove, soprattutto sulle temperature di estrusione dell'ABS e sulla temperatura del piano di stampa. La scelta ottimale è stata trovata con una temperatura di estrusione di 240°C per ogni strato ad eccezione del primo che viene estruso ad una temperatura maggiorata di 5°C. Il piano di stampa deve garantire un adesione eccellente per tutta la durata del processo che in questo caso si attesta nell'intorno dei 100 minuti, pertanto viene riscaldato a 90°C e mantenuto in temperatura fino al completamento della stampa. Per migliorare ulteriormente l'adesione si è deciso di utilizzare la funzione SKIRT and BRIM, ossia viene creato un contorno dell'oggetto in stampa, maggiorato di $3mm$ per i primi 2 strati. Questo aumenta la superficie complessiva di adesione al piatto, inoltre, essendo questo contorno creato prima dell'oggetto vero e proprio, garantisce il raggiungimento dell'omogeneità e della temperatura dell'ugello, parametri fondamentali per una buona riuscita dell'intero processo. Quando si inizia la stampa infatti, l'ugello raggiunge la temperatura impostata, ma non appena viene spinto all'interno il filamento di ABS,



(a) Le due ruote dentate in ABS giallo



(b) Una ruota dentata dopo la stampa, ancora adesa al piano. Si nota il contorno pre stampa che circonda la ruota

Figura 6.5: I primi prototipi di ruote dentate stampate in 3D

questo tende ad asportare calore dall'ugello che perde momentaneamente qualche grado, creando un'uscita non omogenea di materiale. Avere la possibilità di estrudere del materiale prima della stampa è quindi molto importante, perché permette al software di gestire al meglio i parametri impostati e di ottenere una precisione maggiore.
Per ottenere il massimo dalle caratteristiche meccaniche si è considerato anche la tipologia di riempimento e la densità con la quale viene depositato materiale: è stato eseguito uno slicing con tramatura romboidale a maglie orientate a 45°, ciascuno strato ha orientamento sfasato di 90° rispetto al precedente e la densità complessiva di deposito è stata impostata a 0.8.

I denti della ruota risultano ovviamente le parti più critiche per via della loro forma sottile e sono soggetti a problemi di de-laminazione ed usura. L'accoppiamento delle due ruote così stampate è risultato molto soddisfacente, ma visibilmente critico per le sollecitazioni meccaniche imposte. Il problema più grosso degli oggetti ottenuti con tecnica di stampa 3D è appunto la de-laminazione, ossia il distacco che si può avere tra i singoli strati che compongono l'oggetto. Per questo motivo si è pensato di utilizzare le ruote ottenute come matrici da utilizzare per riprodurre la geometria con altri materiali.

6.4 Realizzazione in resina da stampo

Per ottenere uno stampo femmina dal quale poi realizzare le nuove ruote dentate, si è considerato l'utilizzo di una gomma siliconica bicomponente, a densità e viscosità molto elevata, piuttosto idonea alla creazione di uno stampo.
Una volta preparata la giusta quantità di composto, miscelando con molta cura polimero e catalizzatore, si può procedere alla colata in un contenitore di dimensioni idonee, dove è stata preventivamente inserita la ruota da copiare. Il livello di materiale da inserire è calcolato per ricoprire a filo la ruota stessa, la colata è effettuata lentamente per minimizzare la formazione di bolle d'aria. Lo stampo viene infine lasciato riposare

(a) Alessandro prepara la gomma siliconica ed il relativo catalizzatore

(b) Prima colata di prova per lo stampo di un piccolissimo ingranaggio

Figura 6.6: I primi test di creazione di uno stampo in gomma siliconica

e catalizzare in luogo asciutto per almeno 24 ore. Una volta indurita la gomma, si può procedere all'estrazione della ruota dentata in essa immersa, facendo attenzione a non rovinare lo stampo.

Prima di procedere alla creazione dello stampo di una ruota, sono state effettuate delle prove su oggetti molto piccoli per minimizzare lo spreco materiale, come visibile nella figura 6.6. Una volta effettuate le diverse sperimentazioni si è allora proceduto con la realizzazione dello stampo della prima ruota a denti elicoidali.
Ottenuto quest'ultimo, sono state fatte colate con differenti tipologie di resine epossidiche e poliesteri bicomponenti, con lo scopo di individuare quale materiale si prestasse meglio alla realizzazione del componente definitivo. Le proprietà meccaniche delle resine termoindurenti impiegate per realizzare il prodotto finito, sono poco superiori rispetto a quelle del modello termoplastico ottenuto dalla stampa. L'incremento di rigidezza a scapito della tenacia è modesto, inoltre la resistenza ad usura è piuttosto scarsa. Questo non soddisfacente risultato è dovuto principalmente al fatto che lo stampo è aperto e la resina al suo interno non è iniettata in pressione, mancando di fatto i macchinari idonei a questa tipologia di lavorazione.
Durante la colata di resina il difetto più frequente è l'inclusione di aria, la geometria presenta estese zone di possibile ancoraggio di una bolla, che rimane intrappolata fino a completa reticolazione della resina. Il prodotto finito presenta incavi di forma sferica e porosità. Le lacune superficiali possono essere colmate con un trattamento riempitivo tramite resina epossidica di viscosità superiore rispetto a quella impiegata per la colata, altrimenti si avrebbe fuoriuscita di adesivo prima della solidificazione. Le porosità, invece, sono inclusioni di aria aventi diametro caratteristico inferiore. Non sono rilevabili con facilità ad occhio nudo e riducono le prestazioni del materiale. Esse sono dovute ad una miscelazione turbolenta delle due componenti della resina da colata. Per quanto bassa possa essere la viscosità, nell'arco di pochi minuti non hanno tempo di fuoriuscire, soprattutto se la pressione ambiente di lavoro è quella atmosferica.
La finitura superficiale del modello termoplastico è la stessa delle pareti dello stampo in gomma. Gli avvallamenti dovuti alla procedura di lavorazione sono zone di ristagno

dell'aria infiltrata.
Nonostante le decine di prove effettuate cercando di migliorare il risultato finale, questo non è mai stato sufficientemente all'altezza delle aspettative e pertanto questa tecnica di realizzazione è stata abbandonata per evitare inutili ulteriori sforzi, soprattutto in termini di tempo.

6.5 Seconda soluzione: denti piani, progetto e costruzione

Per i motivi precedentemente discussi è stato necessario accantonare la procedura e realizzare gli ingranaggi con un altro materiale.
La lastra in fibra alternata di carbonio e vetro, di spessore complessivo pari a 3 mm, è stata impiegata non solo per realizzare la struttura portante dell'ala del drone, ma si è rivelata ottima anche per gli altri componenti del cinematismo, ciò giustifica un tentativo di realizzazione della coppia di ingranaggi nello stesso materiale. La grafite di cui è composta la lastra ha un basso coefficiente di attrito statico e dinamico a contatto con se stessa e con altri materiali, perciò i pregi di un tale accoppiamento sono eccezionali rigidezza, alto rendimento e la lubrificazione del meccanismo non è necessaria. D'altra parte la realizzazione di ruote elicoidali è estremamente complessa e fuori dalla portata degli utensili disponibili, per questo motivo la dentatura piana è preferibile.
La tecnica di realizzazione è analoga a quella impiegata per gli altri componenti del cinematismo. Lo schema di figura 6.7 è stato stampato su carta $A4$ e incollata sulla lastra del materiale scelto e infine ritagliata col traforo manuale.
Per il taglio è stata impiegata una lama estremamente dura e resistente all'usura. Nonostante l'indiscussa qualità dell'utensile, la lastra è estremamente difficile da lavorare per asportazione di truciolo. La presenza della fibra di vetro aumenta la lavorabilità, la durata della vita utile dello strumento di taglio e riduce il costo della materia prima a spesa della rigidezza.

Essendo il carbonio un ottimo conduttore elettrico, il particolato che proviene dalla prolungata frizione, durante la rotazione, può depositarsi sulle schede elettroniche di bordo e sensori provocando cortocircuiti e malfunzionamenti.
Le prove distruttive su provini provenienti da scarti di lavorazione hanno dimostrato che il materiale è molto fragile, motivo per il quale è stata incrementata la dimensione dei denti.
La fibra di carbonio di cui è composta la tela ha poca resistenza a sforzo tangenziale. Non appena la resina costituente la matrice del materiale composito arriva a decoesione, la fibra stessa è sottoposta a sollecitazione di taglio, invece che a trazione. Inoltre le forze che i denti delle ruote si scambiano sono dirette parallelamente agli strati di tela. Ciò che impedisce lo sfaldamento della lastra è la resina termoindurente, ovvero il punto debole dell'intero sistema.

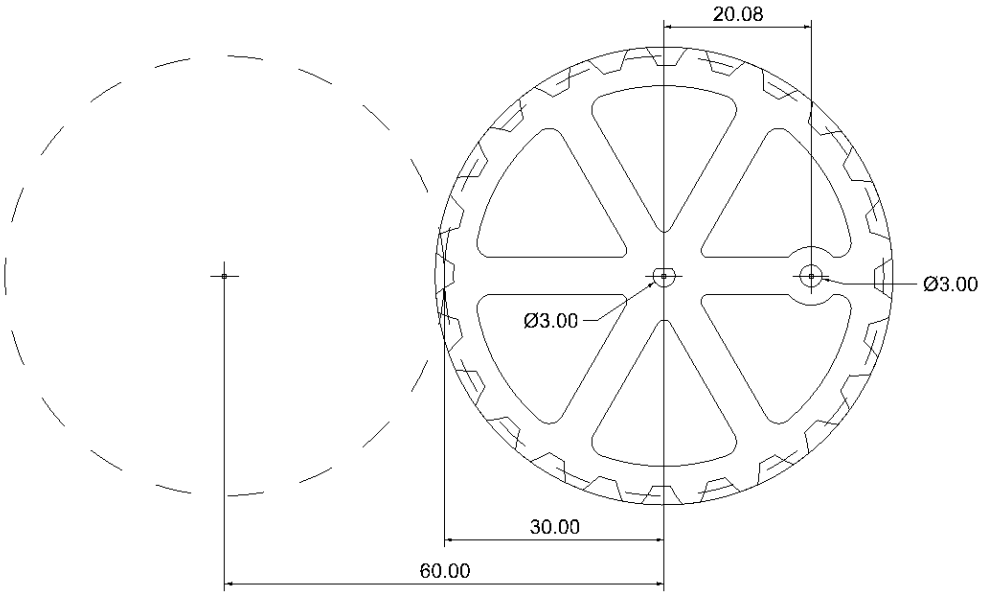


Figura 6.7: L'ingranaggio è stato progettato con *Solidworks* e adattato al nuovo materiale, lastra in fibra di carbonio spessore 3 mm. La figura mostra le curve estratte dal solido generato e le quote principali.

6.6 Terza soluzione: adattamento di ruote commerciali

La realizzazione delle ruote dentate in carbonio ha rappresentato un grosso sforzo fisico ma non ha mai portato ad alcun tipo di risultato utile, pertanto è stato necessario abbandonare per un momento la coerenza al DIY e scegliere di acquistare delle ruote dentate commerciali, decisamente più adatte allo scopo. Pertanto si è proceduto all'acquisto on line di alcune tipologie di ruote in materiale plastico molto resistente e con basso coefficiente di attrito. Le ruote scelte hanno mantenuto la dimensione di 60 mm di diametro ed avendo modulo unitario, hanno complessivamente 60 denti ciascuna (si veda figura 6.8). L'ottimo accoppiamento privo di giochi e molto scorrevole di tali ruote giustifica pienamente l'abbandono di ogni qualsiasi ulteriore tentativo di realizzazione in proprio. Come si vedrà in seguito, anche il sistema di trasmissione primario è stato realizzato con componenti industriali adattati allo scopo, questa scelta non ha permesso di mantenere al massimo la caratteristica generale di leggerezza, ma ha portato alla creazione di una trasmissione affidabile e funzionante in diverse condizioni operative.

6.7 Bibliografia

[1] Rinaldo S. Ghigliazza, Aleramo L. Lucifredi, Rinaldo C. Michelini *Lezioni di Meccanica Applicata alle Macchine*

[2] Dr Yang Cao, *Modeling Spur Gears in Solidworks*

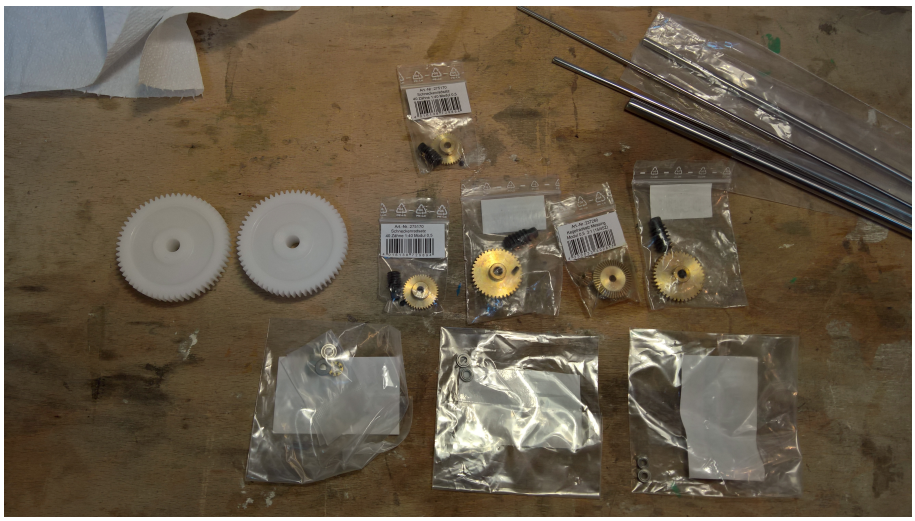


Figura 6.8: Le ruote dentate commerciali acquistate per il progetto SKYBIRD

Capitolo 7

Ala fissa

7.1 Simulazioni CFD sulla sola ala (fissa)

Con ausilio di codici numerici come *Ansys Fluent* sono state effettuate simulazioni del campo di moto attorno alla sola ala del drone, mantenuta fissa ad un angolo di manovella corrispondente ad un diedro di 3°. I dati ottenuti sono stati analizzati per stimare le forze aerodinamiche in gioco e per modificare la geometria per aumentarne le prestazioni.
Il dimensionamento della fusoliera e la morfologia dell'organo di controllo della stabilità si basano su quanto ottenuto da una serie di simulazioni che mettono in evidenza l'influenza di alcuni parametri predefiniti sulla portanza, resistenza e momento di beccheggio. La superficie caudale ha il compito di compensare tale momento conferendo stabilità e controllo della traiettoria durante il volo limitando quanto possibili la resistenza.
L'utilità della fusoliera, invece, è di costruire un involucro circoscritto ai componenti interni, quali motore, trasmissione, alimentazione e sensori. Non è necessario che la resistenza meccanica sia eccellente, a patto che mantenga una certa rigidezza e basso peso, mentre è esposta al campo di pressione generato dal fluido.

7.2 Geometria dell'ala

Una semi-ala è composta da due settori principali, ognuno calettato su un longherone diverso del cinematismo battente. Come esposto nel capitolo 5, il cinematismo è composto da due travi: un longherone oscillante e il terminale, sui quali sono calettati i due settori.
Il profilo scelto per la realizzazione dell'ala si basa sul *Selig* 1223. Essendo presente il tirante, non è stato possibile impiegare tale profilo per realizzare il primo settore, durante il battito i due componenti avrebbero interferito. La soluzione al problema consiste nell'estrarre la *mean chamber line*, ovvero la linea media del profilo. Essa è definita come il luogo dei punti medi dei segmenti ortogonali alla corda e limitati dalla curva chiusa del profilo stesso. Trattasi di una curva fortemente inarcata avente freccia massima pari all'1% della corda e situato al 20% della stessa a partire dal bordo di attacco. Le centine relativo al primo settore sono state realizzate per sostenere una lastra curva di *depron* di spessore 3 mm e infine incollata su di esse. Il materiale scelto

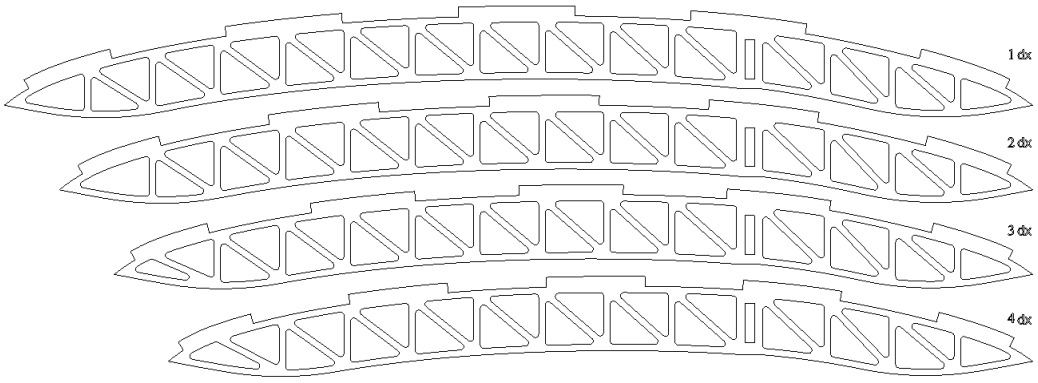


Figura 7.1: Centine di sostegno della lastra in *depron* costituenti il primo settore alare.

per le centine è una lastra in fibra di carbonio di spessore complessivo pari a 2 mm, le centine devono essere molto rigide e resistenti. In figura 7.1 sono esposte le centine di sostegno.

L'estradosso corrisponde alla linea media del profilo; sono stati costruiti, tramite offset della curva, degli incavi a scopo di aumentare la superficie di contatto tra il materiale polimerico e il sostegno. Successivamente la centina è stata alleggerita per asportazione di materiale, la struttura reticolare conferisce rigidezza limitando la massa. Il foro rettangolare di calettamento è stato inserito presso il centro aerodinamico, ovvero ad una distanza pari al 25% della corda a partire dal bordo di entrata. Le corde delle centine hanno lunghezza decrescente con l'apertura alare e il bordo d'attacco è una retta ortogonale all'asse del drone. L'ala rastremata presenta migliore distribuzione del carico, essendo maggiore alla radice, si riduce così la flessione e la stabilità è elevata.
Il secondo settore si è rivelato di più semplice progettazione a causa dell'assenza di componenti mobili. I profili alari sono stati elaborati in modo che potessero essere realizzati, tale condizione non è scontata.

La figura 7.2 mostra le centine impiegate per il secondo settore alare, ovvero quello calettato sul componente di maggior lunghezza del cinematismo.
Il profilo *Selig* 1223 è molto sottile e delicato presso il bordo di uscita e non è conveniente realizzarlo, in quanto la sua resistenza meccanica è molto limitata. Allo scopo di aumentare il carico ammissibile è stato aumentato lo spessore presso il TE di un fattore pari al 2% della corda. L'operazione è stata eseguita con *Xfoil*, un codice di calcolo estremamente utile per ricavare le polari dei profili alari e di un'ala qualsiasi, suddivisa in diversi settori. Il suo impiego si estende anche nel generare qualunque profilo *NACA*, oppure è possibile importarli nel formato *dat*, analizzarli, ottimizzarli, manipolarli ed infine esportarli nello stesso formato.
Il supporto scelto è una lastra in fibra di carbonio di spessore 0.5 mm. Le centine appartenenti a questo settore hanno la funzione di generatrici della morfologia alare. Il materiale riempitivo è polistirene espanso, avente peso specifico estremamente basso ($\rho = 15\ Kg/m^3$), resistenza e rigidezza sono trascurabili. Rivestendo tuttavia tale materiale con una sottile pellicola polimerica termorestringente adesiva, la tenacità subisce un notevole incremento, come la flessibilità. Combinando centine in carbonio e

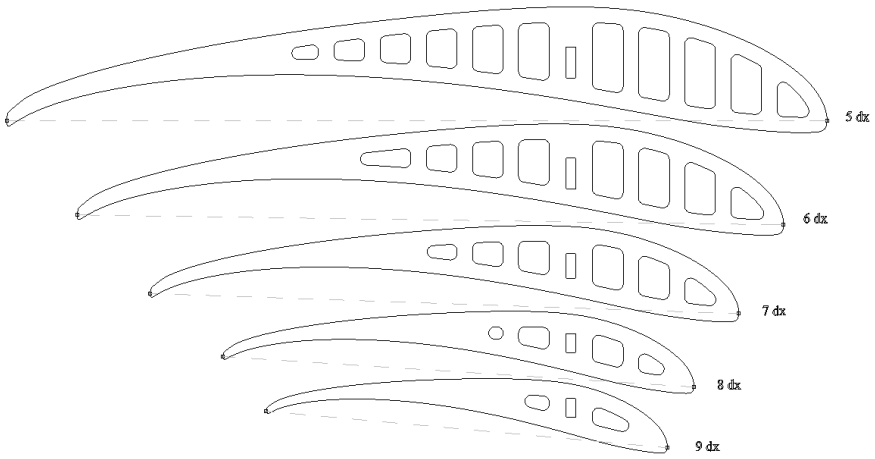


Figura 7.2: Centine relative al secondo settore alare.

polistirene espanso si ottiene, dopo il rivestimento, un composito resistente e leggero. Per ottenere spinta durante il battito, il settore terminale è stato svergolato: con riferimento alla figura 7.2, la corda del profilo è inclinata rispetto al piano verticale di un angolo che varia da 0° a $-5°$ tra la quinta e l'ultima centina. La scelta è motivata dalla forte velocità tangenziale all'estremità durante la fase discendente del battito, unica fase utile per ottenere contemporaneamente sufficiente portanza per mantenere la quota e la spinta necessaria per vincere la resistenza.
Le estremità dell'ala sono state progettate per ridurre l'intensità dei vortici di fondoala, i quali assorbono energia a spese del motore. Ciò è possibile riducendo la lunghezza della corda all'aumentare dell'apertura alare fino a farla collassare ad un punto. La forma è stata ottenuta prendendo spunto da fotografie di ornitologia, riproducendola il più fedelmente possibile, tenendo conto delle limitazioni costruttive e della difficoltà di modellizzazione delle superfici tridimensionali basandosi unicamente su una raffigurazione bidimensionale. La caratteristica predominante del materiale costituente è la flessibilità. Durante il movimento l'ala deve essere libera di deformarsi per diversi motivi, i due più importanti sono: smorzare le fluttuazioni nel volo planato e incrementare la stabilità durante la fase discendente del battito alare riducendo la componente radiale della forza trasmessa.

7.3 Analisi delle forze aerodinamiche

La fase di generazione dei *CADS* è conclusa e il modello tridimensionale dell'ala del drone è illustrato in figura 7.3. Dal momento che i due settori alari sono relativamente mobili, è escluso che possano essere connessi con un raccordo rigido. La modellazione di una superficie flessibile e il comportamento della stessa in un campo di pressione presenta notevoli complicazioni. Per questo motivo è stato scelto di escluderla nella fase di analisi numerica. Tale approssimazione influisce sui risultati sovrastimando la resistenza aerodinamica, a causa della comparsa di vortici alle tre estremità dei settori,

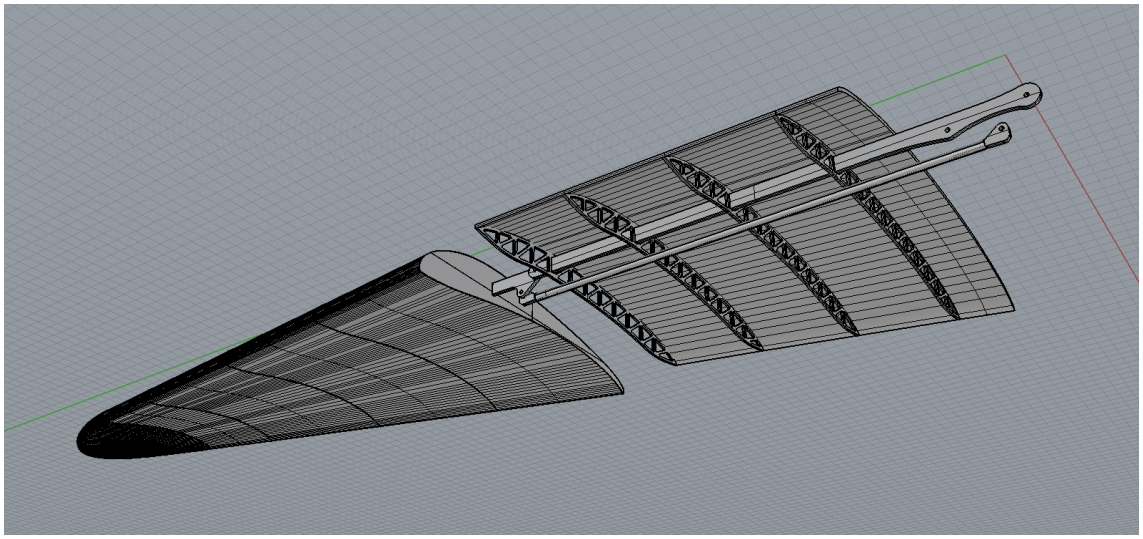


Figura 7.3: Geometria della sola ala realizzata con *Rhinoceros*.

e sottostimando la portanza. L'errore generato su quest'ultima non è trascurabile, nonostante la scarsa superficie alare la distribuzione della portanza subisce un brusco calo presso i bordi, ciò riduce di circa il 20% la portanza rispetto al caso di superficie continua. Una stima pessimistica della resistenza, invece, è molto utile in fase di progetto. Il tirante è stato escluso dalle simulazioni, il contributo alla resistenza è pressoché nullo. Un unico fastidio potrebbe essere dovuto ai vortici di *Von Karman* causati da un cilindro immerso in una corrente fluida: quando il numero di *Reynolds* $Re = U \cdot D/\nu \; \epsilon [40 \div 250000]$, nascono dei vortici che imprimono una circolazione alternata attorno al corpo. Essa genera una forza sinusoidale diretta ortogonalmente alla direzione del flusso causando vibrazioni. L'intensità non è elevata, ma generano rumore acustico, a lungo andare possono generare decoesione per fatica di alcuni giunti incollati e aumentano l'usura dei cuscinetti nei perni.
Come si può intuire, il primo settore è il più problematico. Si tratta di un profilo sottile fortemente inarcato, la curva media corrisponde a quella del *Selig* 1223. Il contributo alla portanza è piuttosto elevato, se si trattasse di moto puramente a potenziale. La generazione di moti secondari è inevitabile, ciò significa che possono insorgere instabilità della vena fluida e si può arrivare allo stallo.

7.3.1 Generazione della *mesh*

La geometria di figura 7.3 è stata esportata nel formato *3dm* della versione 4.0 di *Rhinoceros*, uno dei pochi formati compatibili con *Solidworks* che non modifichi la tassellatura delle superfici. Una volta importati i solidi, è stata inoltrata una diagnostica degli oggetti. La robustezza del codice nell'effettuare tale analisi e nel rimuovere le imperfezioni è indiscussa.
Successivamente sono stati inviati i componenti ripuliti al *software design modeler* di *Ansys Fluent* sotto forma di *files STEP* versione 2014.
Le operazioni da eseguire per l'impostazione della geometria sono:

1. Importazione dei solidi

2. Generazione di un volume di controllo
3. Generazione del dominio del fluido
4. Impostazione delle tipologie di condizioni al contorno
5. Generazione della *mesh*

Importazione dei solidi

I solidi generati con *Rhinoceros* e convalidati da *Solidworks* devono essere importati in *design modeler* per essere successivamente analizzati. Le superfici devono essere chiuse ed esenti da difetti, la tassellatura superficiale più uniforme possibile.
Nel caso l'operazione non dovesse andare a buon fine è necessario ripetere il procedimento esposto nel paragrafo 7.3.1 variando la modalità di generazione delle superfici.

Generazione di un volume di controllo

Il CV ha in questo caso la forma di un parallelepipedo avente dimensioni descritte del capitolo 3. Le superfici importate devono assolutamente essere chiuse, altrimenti non possono essere considerate come solidi e l'operazione di generazione del volume di controllo fallisce. Infine è necessario che gli oggetti non si compenetrino e che non abbiano spigoli o facce in comune.

Generazione del dominio del fluido

Per inserire la condizione di non compenetrazione del fluido all'interno del solido, bisogna sottrarre al volume di controllo il volume racchiuso all'interno dei solidi in esame. Ciò si effettua tramite differenza booleana tra il CV e tutti i corpi importati. Infine si esegue una verifica che il processo sia andato a buon fine, in caso contrario alcuni oggetti sono esclusi dalla simulazione seguente.

Impostazione delle tipologie di condizioni al contorno

Il dominio è composto da svariate superfici, sei delle quali sono i bordi del parallelepipedo e almeno una rappresentante il solido stesso. In questo caso interessano le forze complessivamente agenti sul corpo, un'unica superficie chiusa, senza distinguere i contributi dei diversi settori alari. In definitiva è necessario definire sette superfici: la faccia frontale e posteriore del CV, da dove entra ed esce il fluido, prendono il nome di ingresso o *inlet* e uscita o *outlet* rispettivamente. Infine si assegna alle quattro rimanenti facce del CV e alla superficie alare la condizione di simmetria e di parete non compenetrante.

Generazione della *mesh*

Si tratta del processo che maggiormente influenza il risultato. Ottenere una *mesh* di qualità sufficiente è tanto più difficile, quanto più complessa è la geometria che si analizza. La probabilità di successo al primo tentativo è pressoché nulla; è richiesta molta esperienza, in quanto esistono molte variabili di controllo.

Per ridurre i tempi di calcolo è stata generata una *mesh* non strutturata a celle tetraedriche usando lo strumento *Ansys Icem*. Il primo *step* è generare una tassellatura superficiale, composta da elementi a forma triangolare, su ogni superficie del dominio. I parametri di regolazione necessari al *software* sono esposti in tabella:

Sizing	
Use Advanced Size Function	On: Proximity and Curvature
Relevance Center	Coarse
Initial Size Seed	Active Assembly
Smoothing	Medium
Transition	Slow
Span Angle Center	Fine
Curvature Normal Angle	10°
Proximity Accuracy	0.5
Num Cells Across Gap	Default (3)
Proximity Min Size	$5 \cdot 10^{-3}$ m
Max Face Size	0.3 m
Max Size	0.5 m
Growth Rate	Default (1.2)
Minimum Edge Length	$6.4545 \cdot 10^{-5}$ m

Una volta generata la tassellatura superficiale si passa alla fase di inflazione, che serve a colmare tutto il volume del dominio con celle tetraedriche a partire da quelle appena generate. I parametri per l'inflazione sono stati lasciati ai valori standard. Il tempo di generazione di una *mesh* è in genere dell'ordine di minuti, dipendentemente dai valori impostati nella tabella precedente.
I parametri di controllo più importanti sono:

Advanced Size Function

La funzione di riconoscimento dei bordi permette di ottenere una dimensione più ridotta delle facce presso i bordi e nelle zone in cui il raggio di curvatura è basso.

Relevance Center

Inserisce una griglia iniziale più o meno fine; a seconda del massimo numero di celle nel dominio viene applicata una tassellatura ai bordi del volume di controllo.

Smoothing e *Transition*

Impone la variazione della dimensione delle facce superficiali dalla dimensione massima, presso il centro dell'ala, verso i bordi e le curve, dove la dimensione è minima.

Curvature Normal Angle

Minore è il valore e migliore è la risoluzione delle curve. Di default è pari a 18°, tuttavia se la geometria è complessa occorre ridurlo a spesa di maggiore tempo necessario per la generazione della *mesh*.

Proximity Min Size*, *Max Face Size* e *Max Size

Sono le dimensioni delle celle superficiali presso i bordi, la massima e minima rispettivamente. Per ottenere una buona *mesh* è opportuno ridurre il primo parametro. Se la riduzione della dimensione facce è spinta, i tempi di esecuzione del processo si allungano drasticamente, analogamente a quanto accade riducendo il valore della dimensione massima.

Growth Rate

Parametro di controllo della crescita delle celle impostato a 1.2; è il rapporto tra le dimensioni di due celle adiacenti.

Il successo o il fallimento dell'operazione dipende dai parametri precedentemente elencati, perciò bisogna tenere in conto di dover ripetere la procedura modificando i valori e testando varie possibilità. In generale è sufficiente ridurre la dimensione minima delle facce e in prossimità per ottenere buoni risultati, allungando però i tempi.
Dopo la generazione completa della *mesh* è conveniente effettuare controlli sulla qualità. A differenza di altri codici di calcolo, come *OpenFOAM*, se la qualità è scadente, non viene neanche completato il processo di generazione e compare l'avviso di modificare i parametri e di ripetere il procedimento.

7.3.2 Impostazione della simulazione e condizioni al contorno

Completata la *mesh* si può procedere con la fase computazionale, in cui s'inseriscono le modalità di risoluzione e le condizioni al contorno.
La simulazione è stata effettuata trascurando il termine derivata temporale, perciò si risolve il problema come se fosse stazionario. L'accelerazione gravitazionale ha influenza trascurabile in quanto la densità dell'aria è $\rho_a = 1.225\ Kg/m^3$; il corpo è mantenuto fisso all'interno del volume di controllo.
L'analisi è effettuata basandosi sulla pressione, invece che sulla densità, in quanto il modulo della velocità indisturbata è molto minore rispetto alla celerità del suono.
Il modello turbolento scelto per la simulazione è di tipo $k-\omega\ SST$; il fluido che investe l'ala è aria, la cui viscosità dinamica è pari a $\mu_a = 1.7894 \cdot 10^{-5}\ Kg/m \cdot s$. Il materiale di cui è composta l'ala è poco rilevante a fine di una simulazione, siccome il corpo è perfettamente rigido.
Le condizioni al contorno riguardano quattro categorie: ingresso, uscita, pareti di simmetria e parete del solido. Alle celle adiacenti alla superficie di ingresso del volume di controllo è stato assegnato il vettore velocità indisturbata parallela all'asse del drone e pari a $\underline{u} = [6, 0, 0]\ \ m/s$, intensità turbolenta pari al 5% e rapporto di viscosità turbolenta pari a 10. Alla superficie di uscita del flusso, invece, va impostata una condizione

di pressione relativa nulla.
Alle pareti va applicata la condizione di non penetrazione. Essa può essere definita in due modi: vettore velocità $\underline{u}$ parallelo alla superficie della cella a contatto con la parete stessa e vettore velocità $\underline{u} = 0$. La prima modalità è la condizione di non aderenza, *slip condition*, e va applicata alle quattro pareti di simmetria, ovvero bordo superiore, inferiore e i due laterali. La condizione è indispensabile per non influenzare il campo di moto circostante. La seconda è la condizione di aderenza alla superficie, *no-slip condition*, utile per una verosimile simulazione in cui si osserva l'evoluzione dello strato limite.
I valori di riferimento servono a calcolare i coefficienti C_l, C_d e C_m, essi sono stati impostati su valori unitari, ad eccezione dell'area di riferimento, pari a 2. In questo modo gli output sono direttamente le forze totali agenti sull'ala, portanza, resistenza e momento, espresse in N.
Lo schema di accoppiamento della pressione con la velocità è il metodo *SIMPLE*, mentre la discretizzazione dell'equazione della quantità di moto e dell'energia cinetica turbolenta è di tipo *second order upwind*. I dettagli sono esposti nel capitolo 3.
Ai fattori di rilassamento sono stati assegnati i seguenti valori:

- Pressione: 0.3
- Densità: 1.0
- Forze scambiate col corpo: 1.0
- Quantità di moto: 0.7
- Energia cinetica turbolenta: 0.8

A fine di valutare l'accuratezza del risultato sono visualizzati grafici (monitor) che rappresentano il valore di una grandezza all'aumentare del numero di iterazioni.
Normalmente è sufficiente impostarne uno solo, dal momento che i risultati vengono stampati su schermo durante il processo di calcolo e ciò permette di vedere immediatamente la storia dei valori dalla prima iterazione e la stabilizzazione numerica.
Oltre ai residui, sono stati impostati grafici di portanza, resistenza e momento. Previa inizializzazione del caso in esame, prendendo come riferimento il bordo d'ingresso, è possibile procedere alla fase di calcolo, in cui deve essere impostato il numero massimo di iterazioni del ciclo.
In caso i residui scendano sotto il valore predefinito, ovvero 10^{-4}, la simulazione si interrompe anche se non è stato raggiunto il numero massimo di iterazioni.
Trattandosi di un problema dipendente dal tempo è quasi impossibile che ciò accada; i valori di output permettono di capire quando non è più conveniente procedere e si accetta come risultato una media pesata sui valori corrispondenti alle ultime iterazioni.

7.3.3 *Post-processing*

Le simulazioni hanno confermato la presenza di moti secondari presso il bordo d'attacco del profilo, come si nota dalla figura 7.4; la forte curvatura della membrana provoca un vasto volume di ricircolo del fluido a spese della portanza e si estende per tutta

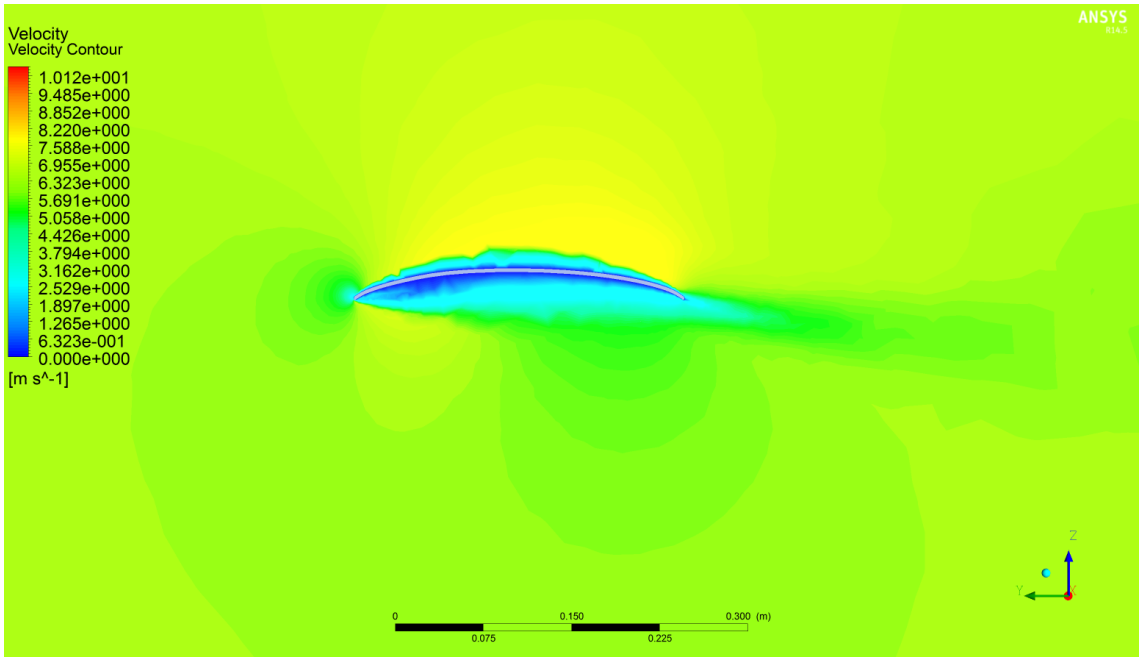


Figura 7.4: Sezione distante 0.3 m del primo settore alare di figura 7.3.

l'ampiezza della membrana. La resistenza aerodinamica è elevata. La simulazione è stata effettuata senza il longherone oscillante, che risulta scoperto ed investito dal flusso d'aria. La sua presenza incrementa ulteriormente il campo di ricircolo. Si tratta della zona blu scura che indica velocità prossime al ristagno.
Il settore terminale dell'ala presenta un campo di pressione sulla superficie regolare, con leggeri ricircoli presso l'estremità. Essi sono causati dall'angolo di calettamento negativo dei profili quando l'angolo d'attacco dell'ala completa è nullo. Ciò non crea problemi di stabilità, ma abbassa il valore della portanza complessiva in quanto una parte di ala lavora con angoli d'attacco inferiori.
I vortici di fondo-ala sono pressoché assenti a causa della morfologia dei terminali: la corda collassa ad un punto e il contributo elementare della portanza è nullo.

7.4 Miglioramento della geometria

La soluzione al problema esposto nel paragrafo 7.3.3 consiste nel ricoprire l'intera zona di ricircolo con una superficie adeguata. Così operando anche il longherone è coperto e la resistenza si riduce.
Sono state confrontate tre diverse modalità di riempimento: come si nota in figura 7.5 la prima soluzione è sostituire il profilo sottile inarcato con uno avente intradosso piano ed estradosso coincidente con la linea media del *Selig* 1223 di progetto.

Come si vede dal grafico di figura 7.5, la portanza è piuttosto scarsa: per ottenere appena 3.5 N occorre impostare l'angolo d'attacco $\alpha = 6°$.
I dati ottenuti sono stati riportati in tabella seguente:

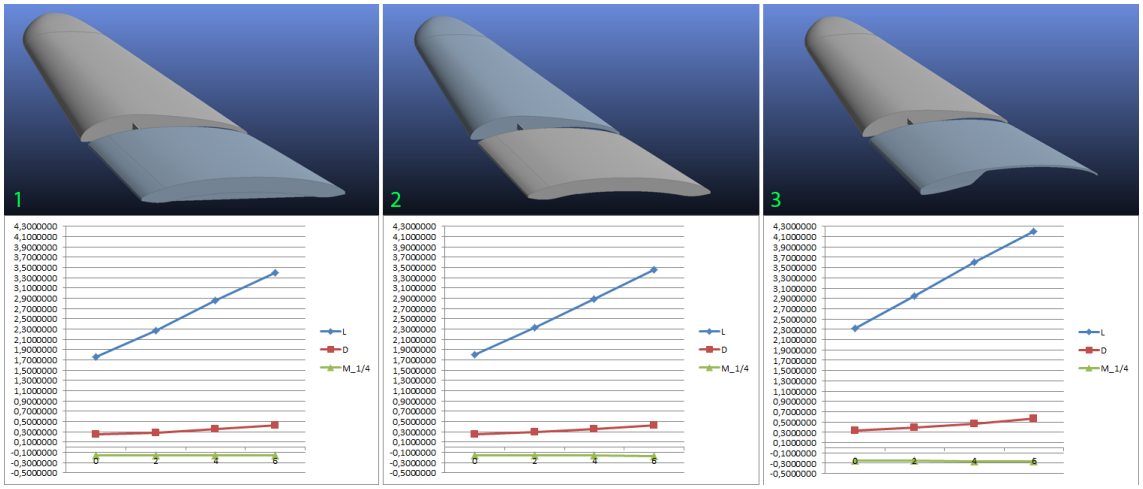


Figura 7.5: Tre differenti modalità di copertura del cinematismo con le relative caratteristiche di portanza, resistenza e momento riferito al baricentro del drone, in funzione dell'angolo di attacco α.

Copertura piana	α	Portanza $[N]$	Resistenza $[N]$	Momento $[N \cdot m]$
$V_\infty = 6\ m/s$	0	1.7506680	0.24661152	-0.15862197
	2	2.2727922	0.28560907	-0.15852556
	4	2.8500876	0.34788646	-0.16214611
	6	3.3942845	0.42303493	-0.16239567

Il momento è stato calcolato presso il 25% della corda.
La seconda soluzione è vedere come si comporta la centina di sostegno, come se fosse lei stessa un profilo alare, nonostante sia progettata solo per mantenere la curvatura della membrana in *depron* sotto azione del carico aerodinamico. La differenza con il primo tentativo è trascurabile, i dati ottenuti sono riportati nella tabella seguente:

Copertura inarcata	α	Portanza $[N]$	Resistenza $[N]$	Momento $[N \cdot m]$
$V_\infty = 6\ m/s$	0	1.7998945	0.25276438	-0.16423948
	2	2.3254136	0.29201014	-0.16475036
	4	2.8787306	0.35232564	-0.16584131
	6	3.4490008	0.43179596	-0.16778088

Il metodo numerico non è giunto a convergenza per $\alpha = 6°$, ciò desta il sospetto di nascita di moti secondari presso il bordo di uscita, infatti si comporta come il profilo di figura 7.4, in cui lo spessore è maggiore. La situazione, tuttavia, non è critica come nel caso del profilo sottile.
L'ultima soluzione, quella che ha fornito i migliori risultati, è stata poi accettata come soluzione risolutiva. Lo spessore presso la parte anteriore ricopre la zona vorticosa riducendo drasticamente la sua estensione, mentre la parte posteriore sottile conferisce curvatura, quindi portanza, e smorza eventuali fluttuazioni.
I dati ottenuti sono riportati nella tabella seguente:

Copertura mista	α	Portanza $[N]$	Resistenza $[N]$	Momento $[N \cdot m]$
$V_\infty = 6\ m/s$	0	2.3201213	0.32853367	-0.24207451
	2	2.9532659	0.38989658	-0.25117341
	4	3.5967045	0.46833279	-0.25958365
	6	4.2076489	0.56355194	-0.26330510

Le simulazioni sono state eseguite prendendo come modello una semi-ala, perciò per ottenere la portanza complessiva, occorre raddoppiare tali valori.

7.5 Scelte progettuali

Sono state effettuate scelte differenti per la realizzazione dei due settori che compongono ciascuna ala, essi infatti hanno due funzioni differenti come si era già notato nel capitolo 2 dedicato all'aerodinamica in generale. La parte interna è principalmente a funzione portante, mentre quella esterna unisce portanza e spinta contemporaneamente. Inoltre nello specifico, la parte interna ha la necessità di utilizzare un tirante sotto il longherone principale, dedicato alla movimentazione dell'estremità, questo determina la necessaria modifica della geometria delle centine e quindi dell'ala stessa. Per poter inglobare il tirante al loro interno, le centine del primo settore sarebbero dovute essere troppo spesse, pertanto si è optato per l'utilizzo di un profilo sottile, ottenuto dalla camber line del selig 1223 e rialzato in maniera tale da ottenere lo stesso effetto aerodinamico del profilo completo. La scelta di utilizzare un profilo sottile, sebbene possa sembrare semplicistica, porta con se due grandi vantaggi non trascurabili: estrema leggerezza e facilità di costruzione, inoltre l'esperienza aeromodellistica insegna che modelli di piccola taglia volano perfettamente adottando ali complete a profili sottili. Per quanto riguarda il settore esterno invece, per ottenere un giusto rapporto tra spinta e portanza, in base alle simulazioni cfd effettuate, si è scelto di calettare ad incidenza negativa crescente ciascuna centina di 1°, così da creare uno svergolamento lungo l'apertura. La geometria in pianta dell'ala completa è rastremata, questo ha creato alcune complicazioni nell'accoppiamento centine e longherone nella parte esterna, poiché come si è visto nel capitolo precedente, lo spazio interno disponibile all'estremità risulta davvero esiguo.

7.5.1 Scelta dei materiali

La scelta dei materiali con cui realizzare le ali è stata oggetto di grandi dibattiti e continui cambiamenti, questo perché nelle ali si devono esprimere contemporaneamente tutte le caratteristiche più complesse dell'intero modello e nello specifico anche le difficoltà derivanti dal movimento di flappeggio. Il parametro primario rimane la leggerezza, in questo caso sia per un fattore peso dell'ornitottero completo sia per limitare al massimo le inerzie e quindi le forze agenti sui longheroni e sul meccanismo che rappresenta la parte più critica a livello meccanico dell'intero progetto. Inoltre trattandosi di un aeromodello, la struttura alare doveva essere sufficientemente resistente per potersi adeguare ad eventuali atterraggi bruschi o impatti con erba e ramoscelli tipici di un campo di volo aeromodellistico, oltre che in grado di essere trasportata tranquillamente in auto. Per questi motivi doveva risultare una struttura leggera, resistente ed elastica,

Figura 7.6: Una centina del primo settore, si nota la forma della camber line del profilo selig 1223 e i denti superiori per migliorare l'incollaggio alla lastra di ricopertura

che unitamente alle caratteristiche di facilità di costruzione e possibilità di semplici incollaggi, si è tradotta nella scelta di Depron, carboresina, polistirolo a media densità ed Oracover (una pellicola termoretraibile brevettata per scopi aeromodellistici).

7.5.2 Realizzazione Centine

Con le considerazioni fin qua effettuate, le centine alari hanno preso due sviluppi differenti in base al settore di appartenenza, quelle del primo sono state realizzate in carboresina da $2mm$ (ad eccezione della prima che ha spessore $3mm$), hanno la forma esterna che rappresenta la camber line del profilo scelto ed in aggiunta presentano alcune dentature di altezza $3mm$, pari allo spessore della lastra di depron che le ricopre, atte a migliorarne l'adesione e ad aumentare la superficie di incollaggio con la stessa, si veda per semplicità la figura 7.6. Per completezza del discorso, si vuole specificare che la camber line del profilo selig 1223, è la forma che assume la lastra di depron di spessore $3mm$ una volta adagiata sulle centine stesse, questo ha come implicazione il fatto che l'estradosso di quest ultime è in realtà l'offset negativo della curva desiderata di una lunghezza pari allo spessore della lastra. Per minimizzare il peso, ciascuna centina di questo settore è stata opportunamente sagomata, con il criterio generale di mantenere il più resistente possibile la zona di inserimento nel longherone.

Le centine del settore esterno hanno invece subito una logica differente di progettazione. Se le prime infatti dovevano anche avere una funzione strutturale, le seconde invece sono state pensate per garantire la corretta forma ai settori interni di polistirolo, ad allinearli con il longherone e ad evitare rotture. Pertanto sono state realizzate in carboresina da $0.5mm$ e sono caratterizzate da una massa davvero trascurabile.

7.5.3 Riempimento e rivestimento settori alari

Come si è visto il settore interno dell'ala è realizzato con un profilo sottile, ottenuto dall'opportuna curvatura di una lastra di Depron di spessore $3mm$, lungo le centine atte a sorreggerlo. Per ottenere un'ottima resistenza elastica e una buona finitura superficiale, la lastra di Depron è stata rivestita con una pellicola termoretraibile adatta allo scopo, con uno spessore infinitesimo ed un ottima robustezza. Tale pellicola nominata commercialmente Oracover, viene applicata con un piccolo ferro da stiro in più passate a temperatura crescente. L'adesione tra i due strati risulta ottimale e la forza di ritiro della pellicola è così elevata che tende a svergolare il materiale stesso. Solo l'esperienza aeromodellistica di anni permette di effettuare un corretto dosaggio tra calore, passate e velocità di passate per ottenere un risultato ottimale. Quando

Figura 7.7: Fase intermedia di realizzazione del settore alare esterno. Si notano le centine di spessore $0.5mm$ di carboresina e il riempimento in polistirolo.

possibile è sempre preferibile ricoprire le parti da entrambi i lati, per azzerare le tensioni innescate dal ritiro della pellicola. Nello specifico si sono testate due procedure differenti per la ricopertura della lastra: in un caso questa è stata rivestita solo dopo l'incollaggio alle centine, nell'altro invece è stata rivestita ancora in piano. Entrambi i procedimenti presentano vantaggi e svantaggi: applicare la pellicola in piano risulta più facile e la rifinitura della superficie esterna risulta migliore, per contro però l'incollaggio alle centine risulta più complesso poiché dopo l'applicazione della pellicola la lastra tende ad opporsi maggiormente alla curvatura. Quest'ultima è stata la considerazione dominante, si è quindi scelto di applicare l'Oracover solo dopo l'incollaggio alle centine affinché questo fosse realizzato al meglio, così facendo si è dovuto rinunciare all'applicazione dello stesso anche nella parte interna. Il legante utilizzato è un prodotto commerciale: Assembler, prodotto dalla Bostik, ha la consistenza di una pasta e viene applicato creando un effetto ventosa che si è dimostrato molto efficace in diverse condizioni e con differenti substrati. La scelta di tale collante deriva dalla possibilità di essere applicato su materiali porosi ed espansi.
Per effettuare l'incollaggio sono stati ricavati dei piccoli incavi nella parte interna della lastra di depron, di lunghezza pari ai denti presenti sulle centine, ma di larghezza inferiore, così da creare un accoppiamento per interferenza. All'interno di questi incavi e lungo la traiettoria della centina è stata applicata la pasta per l'incollaggio. Trattandosi di una curvatura piuttosto evidente ed utilizzando un adesivo con un tempo di circa 24 ore per la completa catalizzazione, si è preferito dividere in due step differenti il processo, così da ridurre al minimo le forze di opposizione della lastra e migliore l'efficacia del processo intero. Per mantenere in posizione il pezzo durante l'incollaggio si sono utilizzate delle dime appositamente sagomate e dei pesi di riscontro.

Il settore d'ala esterno ha invece caratteristiche differenti, le centine sono intervallate da blocchi pieni di polistirolo sagomati a profilo, che conferiscono un ottima elasticità alla struttura pur non alterandone il peso. L'intero settore è poi rivestito di Oracover.
Come si era accennato nei capitoli precedenti, la sagomatura del polistirolo viene effettuata con la tecnica del filo caldo ed i profili sono ottenuti utilizzando le centine come dime di riscontro. Opportuna attenzione deve essere posta all'allineamento verticale

dei diversi settori, in quanto l'ala ha pianta rastremata e profili svergolati. Le criticità incontrate durante questa fase sono legate al bordo di uscita dei profili, soprattutto quelli più esterni, poiché risultano davvero sottili. Per questo motivo la parte finale del selig 1223 è stata leggermente adattata per aumentare lo spessore di uscita, onde evitare spiacevoli rotture. Nonostante questo, anche l'applicazione della pellicola ha previsto l'adozione di un criterio per evitare rotture al bordo di uscita.
La realizzazione così come sopra descritta ha portato dei risultati soddisfacenti, le due ali risultano ben rifinite, elastiche e resistenti ed hanno un peso complessivo, che comprende le 4 parti (2 settori interni con longherone e centine, 2 settori esterni con longherone e centine) di 300 g.

7.6 Bibliografia

[1] F. Moukalled, L. Mangani, M. Darwish *The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics*, Springer

[2] Joel Guerrero, Damiano Natali *Introductory OpenFOAM Course* University of Genoa, DICCA

Capitolo 8

Trasmissione del moto

Per l'intera realizzazione della trasmissione è stato necessario e fondamentale l'aiuto dell'Amico Alessandro Raffaele, la cui esperienza vastissima nel campo della progettazione e della realizzazione di prodotti meccanici ed elettronici si è rivelata assolutamente fondamentale alla riuscita ed alla messa in opera della trasmissione, che ha visto diverse tipologie di lavorazioni di precisione, tra cui la tornitura, la saldatura con tecnica TIG, la foratura di precisione ed altre che si vedranno nelle prossime pagine.

8.1 Scelta del motore

I vincoli di leggerezza e controllo variabile della frequenza di battito, hanno imposto la ricerca del motore più idoneo tra quelli riservati agli aeromodelli ed in particolare tra i motori brushless nella fascia di potenze comprese tra 250 e 400 W di potenza. L'importanza di utilizzare un motore di questo tipo è legata principalmente a due fattori, in seguito analizzati. I motori brushless sono motori elettrici a corrente continua, caratterizzati da una cassa con magneti permanenti ed un rotore con avvolgimenti in rame alimentati. Essendo privi di spazzole, come già suggerisce il nome stesso, per poter funzionare hanno bisogno di un controllo elettronico di potenza che inverta continuamente la polarità di alimentazione degli avvolgimenti, con una frequenza ed un intensità legata al numero di giri che si vuole ottenere. Il vantaggio legato all'utilizzo di un motore simile è da ricercarsi negli elevati rendimenti e nelle affidabilità raggiunte, oltre che le ottime prestazioni in termini sia di potenza che di rapporto peso/potenza. I radiocomandi per modellismo, inviano un segnale continuo alla ricevente installata a bordo del modello, trasmettendo le informazioni legate alle posizioni degli stick. La ricevente ha come output un segnale PWM (Pulse Width Modulation, ovvero modulazione a variazione della larghezza d'impulso) che viene interpretata dal regolatore del motore. Per far si che radiocomando, ricevente, regolatore e motore possano essere compatibili, si è optato per l'utilizzo di sistemi già collaudati e semplici da installare come quelli per modellismo, che ad oggi risultano sufficientemente affidabili, precisi e molto leggeri. Il secondo aspetto considerato è quello economico, tali sistemi infatti sono ormai a basso costo, il ché permette l'eventuale sostituzione di una o più parti per effettuare dei test.
L'inconveniente legato a questa tipologia di motori è il loro alto numero di giri specifico, indicato con la sigla KV, che rappresenta il numero di giri che il motore compie

al massimo della sua potenza per ogni Volt con cui viene alimentato. Nello specifico, le batterie utilizzate per lo SKYBIRD sono LiPo (litio-ione-polimero), composte da 3 celle in serie (3S), ciascuna delle quali ha una tensione di 3.7 V, per un totale di 11.1 V. I motori commerciali in questa fascia di potenze e con pesi contenuti sono dedicati ai modelli di aereo ad elica, con innesto diretto della stessa ed hanno numero di giri solitamente compreso tra 900 e 1800 KV ed assorbimenti che arrivano a picchi di 40 A. Dopo un attenta selezione è stato acquistato un brushless da 350 W di potenza con un numero di giri specifico pari a 1000 KV, che corrispondono a circa 11.100 giri/min con alimentazione di tipo 3S. Il picco di corrente sopportato dal motore è di 40 A, per sicurezza è stato adottato un regolatore di giri con capacità di 45 A. Si noti che si sarebbe potuto adottare anche un regolatore a 40 A, risparmiando probabilmente qualche grammo, ma trattandosi di un applicazione particolare, in cui il motore girerà mediamente a velocità più elevate rispetto a quelle tipiche di lavoro in fase di crociera di un aeromodello e con un carico più elevato, si è optato per una scelta conservativa, considerando le alte temperature che si potrebbero sviluppare in fase di volo e volendo prevenire eventuali guasti o bruciature dei componenti del regolatore stesso.

8.2 Frequenza del battito: riduzione numero di giri

Come si è visto nei capitoli precedenti il progetto originale prevedeva una frequenza massima di battito durante il volo pari a 3 Hz, che corrispondono a 180 giri/min delle due ruote dentate principali che compongono il cinematismo. Fin dall'inizio della costruzione è apparso evidente che tale frequenza sarebbe risultata troppo elevata in relazione alle dimensioni del modello, che si ribadisce avere un apertura alare complessiva di 186 cm. A quella frequenza le ali subirebbero una sollecitazione troppo elevata, tale da far collassare il cinematismo. Per tale motivo si è stabilito tollerabile una frequenza massima minore della metà, ossia minore di 1.5 Hz, così facendo gli sforzi sull'intero meccanismo e le eventuali vibrazioni risultano di entità assolutamente minore.
Questa considerazione porta un nuovo e ancora più critico equilibrio, abbassando la massima velocità delle ruote dentate da 180 a meno di 100 giri/min. Avendo in ingresso all'albero motore un numero di giri pari a circa 11.000, si è resa necessaria una riduzione con un rapporto pari o superiore ad 1/110, questa situazione ha rappresentato un vero punto critico dell'intero progetto, come si era previsto fin dall'origine.

8.3 Riduttore primo progetto

In prima analisi si era scelto di affrontare la riduzione con un sistema a vite senza fine, in grado di ridurre in un unico stadio anche di 40 volte il numero di giri del motore, permettendo così di avere un ottima riduzione in poco spazio e con buona leggerezza. Nel progetto preliminare della trasmissione, si era pensato di accoppiare una vite senza fine ed una ruota dentata per avere una riduzione 1/40 ed un ulteriore ruota dentata per completare la riduzione. I problemi da affrontare in questa configurazione erano però difficilmente risolvibili ed hanno portato alla decisione di abbandonare questa scelta. In particolare il numero di giri a cui avrebbe dovuto ruotare la vite senza fine sarebbe risultato troppo elevato ed avrebbe sicuramente portato alla distruzione

(a) Misura della velocità di rotazione all'albero motore

(b) Misura della velocità di rotazione all'uscita del riduttore

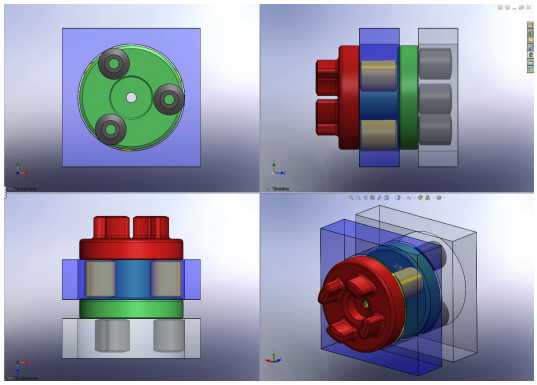
Figura 8.1: Misura del rapporto di trasmissione del riduttore epicicloidale

del filetto della stessa o dei denti della ruota abbinata, questo sia nel caso in cui fosse stata collegata direttamente al motore sia nel caso in cui fosse stata collegata al secondo stadio di riduzione. Inoltre l'utilizzo di un sistema simile comporta una non assialità del meccanismo, dovendo introdurre un albero rotante a 90° rispetto all'asse del modello. Per fare ciò sarebbe stato necessario prevedere un supporto fresato in grado di reggere l'asse, difficile da realizzare e soprattutto difficile da integrare nella struttura. Inoltre come noto dall'esperienza e dalla letteratura, i riduttori a vite senza fine hanno rendimenti meccanici bassissimi e pertanto il sistema in questo modo avrebbe ridotto drasticamente l'autonomia di volo del modello.

8.4 Riduttore secondo progetto e realizzazione

La tipologia di riduttore ideale per questa casistica si era da subito individuata in quelli epicicloidali multistadio assiali, originariamente abbandonata per la difficoltà di reperibilità, ingombro e leggerezza. Ma d'altra parte si proponeva come la scelta migliore, con un ottimo rendimento meccanico di trasmissione e buoni rapporti di riduzione. Si può definire una vera e propria svolta nell'avanzamento del progetto SKYBIRD quando è stato trovato un riduttore perfetto per tale impiego, ricavato per intero dalla trasmissione di un trapano/avvitatore a batteria, smontato per necessità e ridotto all'essenziale per limitarne il peso. In seguito verrà trattato il lungo lavoro di adattamento del motore e la costruzione della trasmissione.

(a) Il riduttore disassemblato in ogni sua parte



(b) Il modello Solidworks del riduttore in fase di costruzione

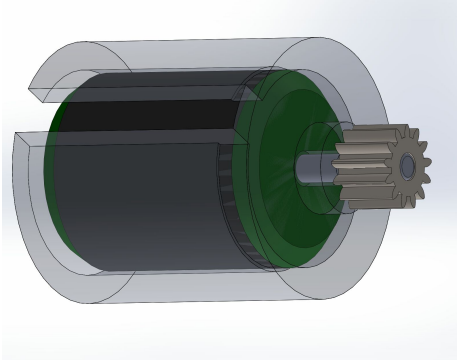
Figura 8.2: Il riduttore epicicloidale

8.4.1 Il riduttore epicicloidale

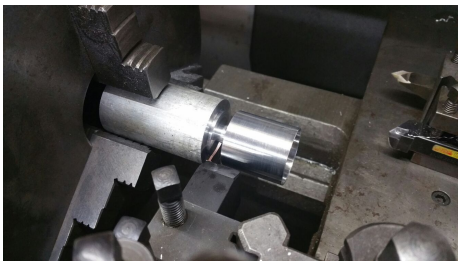
Il riduttore ricavato dall'avvitatore è di tipo epicicloidale a tre stadi assiali, con la possibilità tramite una leva di liberare o fissare l'ultimo stadio, così da poter ottenere due diversi rapporti all'albero di uscita. La testa dell'ultimo stadio ha una forma idonea all'innesto nel cono contenente la frizione dell'avvitatore e pertanto non risulta fissata al gruppo di riduzione ma viene mantenuta premuta da quest'ultimo. Nel progetto SKYBIRD si è scelto di utilizzare il massimo rapporto di riduzione ottenibile e, come si vedrà in seguito, è stato necessario fissare la testa di uscita al riduttore, poiché l'innesto frizione non è stato ovviamente utilizzato.
Il primo passo per procedere con la costruzione, è stato quello di verificare l'effettivo rapporto di riduzione fornito dal riduttore, si è quindi utilizzato un misuratore di giri innestato una volta direttamente all'albero motore e una volta all'uscita dell'ultimo stadio. Come si può vedere dalla figura 8.1, la velocità di rotazione in ingresso è pari a 12929 giri/min e quella di uscita è di 275.6 giri/min, il rapporto di trasmissione è quindi pari a 47. Il rapporto così rilevato, ottenuto utilizzando tutti e tre gli stadi, risulta perfettamente idoneo allo scopo, seppur ancora non sufficiente, pertanto il riduttore è stato disassemblato completamente, modellato con il software di progettazione CAD Solidworks e assemblato nuovamente nelle sole componenti indispensabili al funzionamento, con il criterio di evitare qualunque massa superflua. Questa operazione è visibile nella figura 8.2.

8.4.2 Adattamento del motore Brushless al riduttore

Il motore a spazzole originariamente installato nel riduttore non risultava adatto all'utilizzo per via della sua eccessiva massa, è stato quindi necessario studiare e realizzare un bicchierino idoneo all'installazione del più piccolo motore brushless scelto per la motorizzazione, dovendone prevedere un piccolo collo di imbuettaggio e un apertura per i tre cavi di alimentazione, oltre che dei fori calibrati per il fissaggio del motore stesso. Il pignone originale presentava un foro adatto ad un albero di 3 mm, mentre il brushless utilizzato utilizza l'albero da 4 mm, come si vedrà nelle prossime righe questo ha creato alcune complicazioni ulteriori.



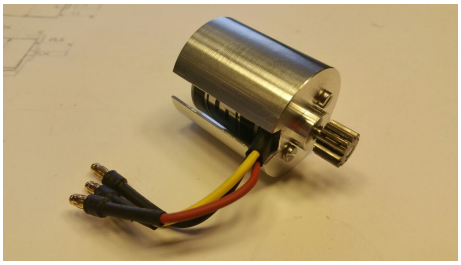
(a) Disegno al CAD



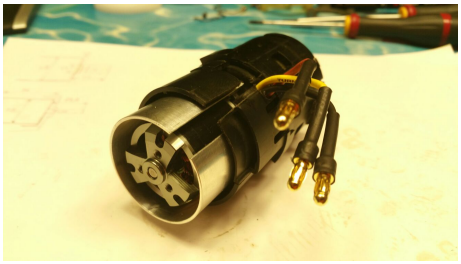
(b) Barra sul tornio

(c) Foratura al tornio

(d) Bicchierino completo sulla bilancia



(e) Bicchierino inserito nel motore brushless



(f) Bicchierino completo di motore nel riduttore

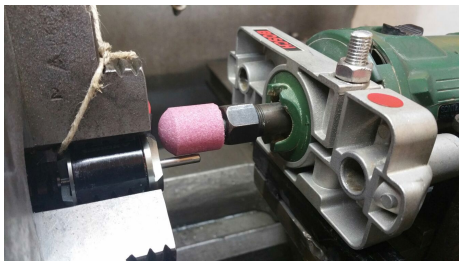
Figura 8.3: Sequenza di lavorazione del bicchierino adattatore tra motore e riduttore

Realizzazione del bicchierino

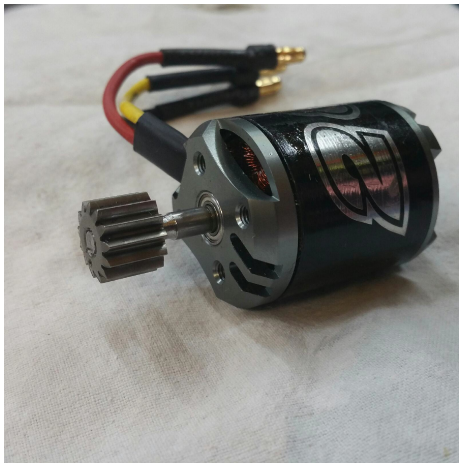
Per realizzare il bicchierino è stato dapprima realizzato il progetto a computer per studiarne l'intera forma, in seguito è avvenuta la tornitura dal pieno ed infine la foratura per poter fissare il motore tramite due piccole viti. La lavorazione del bicchierino è stata effettuata a partire da una barra di acciaio, ottenendo un peso finale di 22 g. La sequenza di lavorazione è visibile nelle fotografie 8.3.

Adattamento del pignone

Per adattare il pignone all'albero si era dapprima pensato come ovvia soluzione, quella di forare lo stesso per aumentarne il diametro interno. Tale operazione però non è risultata possibile in quanto il materiale costituente è stato soggetto a trattamento termico e pertanto non risulta forabile con tecniche convenzionali per via della sua durezza. L'operazione seguente è stata quindi quella di tornire l'albero motore al diametro desiderato. Purtroppo però anche questo acciaio ha mostrato caratteristiche superficiali



(a) Il sistema di fresatura assiale per la riduzione del diametro dell'albero



(b) Il motore con innestato il pignone. Si nota la variazione di diametro dell'albero

Figura 8.4: Sequenza di lavorazione del bicchierino adattatore tra motore e riduttore

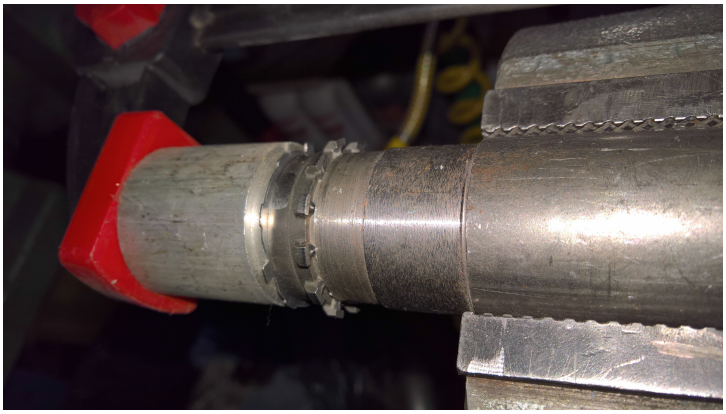
di durezza eccessiva, tale da non permetterne la tornitura persino con gli utensili al Widia. Il Widia, anche conosciuto come carburo cementato, Carboloy o metallo duro, è un materiale utilizzato nelle lavorazioni meccaniche consistente di particelle dure di carburo di tungsteno inglobate in una matrice metallica (spesso cobalto)[1].

Per poter ovviare anche a questo inconveniente, si è trovata una soluzione con l'installazione del motore sul tornio e di un elettromandrino fresa al posto dell'utensile di lavoro. In questo modo è stato possibile fresare con precisione ed in maniera assolutamente assiale 0.5 mm di raggio per ottenere il diametro di 3 mm desiderato. Tale operazione è visibile nella figura 8.4.

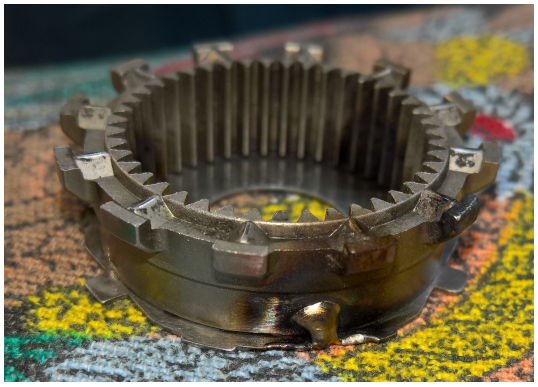
Fissaggio della corona esterna del riduttore

Come si era detto, la parte esterna del riduttore in origine era tenuta in posizione tramite l'innesto del gruppo frizione dell'avvitatore, pertanto è stato necessario trovare una soluzione per renderla fissa in assenza di tale gruppo. Si è quindi proceduto alla saldatura con tecnica TIG (tungsten inert gas) del lamierino separatore e dell'ultima corona dentata, in modo tale che questa risultasse solidale al corpo del riduttore. Come ovvio, l'unione dei due pezzi deve risultare perfettamente assiale, inoltre la saldatura del lamierino risulta critica per via del suo ridotto spessore e pertanto si è dovuto utilizzare una sorta di dima creata ad hoc per svolgere entrambe le funzioni di centraggio e di non deformazione. Per questo scopo è stato tornita una barra di acciaio a scaletta, con i diametri corrispondenti ai fori dei due componenti. Una volta inseriti nella barra questi necessariamente hanno assunto posizione concentrica. Per evitare distorsioni dovute al calore sul lamierino, si è appoggiato un tronco di tubo cavo al lamierino stesso e l'intero sistema è stato inserito nella morsa a banco per poter procedere alla saldatura. La visione delle foto (figura 8.5) sarà sicuramente chiarificatrice.

(a) La barra tornita per supporto alla saldatura



(b) Il sistema nella morsa prima della saldatura



(c) Lamierino e corona saldati

Figura 8.5: Saldatura della parte finale del riduttore

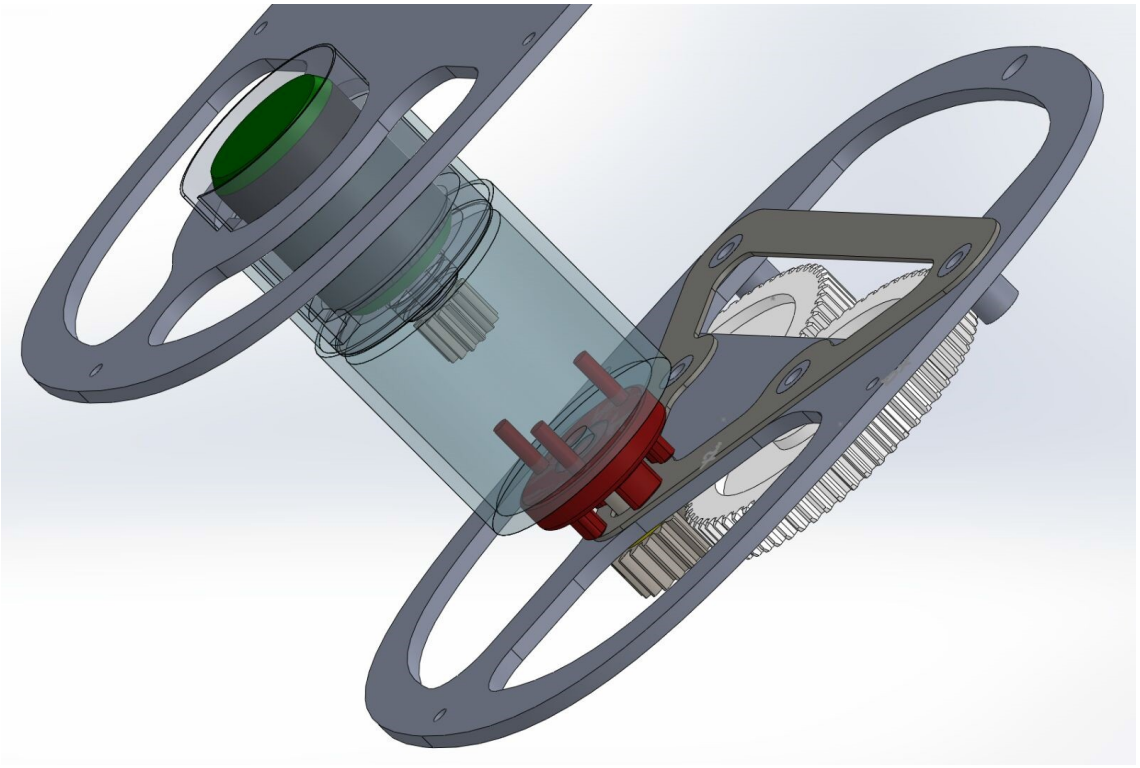


Figura 8.6: Il progetto in Solidworks della trasmissione completa

8.4.3 Realizzazione del telaio portante

Una volta completato l'adattamento del motore al gruppo riduttore, si è proceduto alla progettazione e alla realizzazione della struttura portante in grado di accogliere le ruote dentate principali, i perni di innesto delle ali e il gruppo riduttore, con un ulteriore riduzione ancora da installare. Per quanto riguarda la geometria esterna del telaio, questa risultava già nota ed imposta dal contemporaneo progetto della fusoliera, così pure note risultavano le distanze tra le ruote dentate e i perni di fissaggio. Si trattava quindi di disegnare l'interno del telaio, dovendo prevedere dei punti solidi di aggrappaggio per le parti più sollecitate durante il movimento del meccanismo. Il gruppo di trasmissione completo inoltre ha un peso complessivo pari circa a quello della struttura del modello completo, è quindi sicuramente la parte più difficile da realizzare ed il progetto ha dovuto tenere conto di diverse configurazioni successive atte a migliorarne la massa finale. Dopo diversi test si è trovata la configurazione finale esposta nelle prossime righe, il cui progetto eseguito in Solidworks è visibile nella figura 8.6.

Telaio portante

Il telaio principale che rappresenta di fatto un ordinata di fusoliera, è stato realizzato da una lastra di carboresina di spessore 3 mm, tagliato a mano con il traforo, utilizzando la tecnica considerata nel capitolo 4.

Piastra di rinforzo e perni

La piastra metallica di rinforzo, sui cui poi sono stati saldati i perni, è stata ottenuta da un lamierino di spessore 1 mm di un acciaio speciale, ed è stata ottenuta con la tecnica dell'elettroerosione. Tale piastra ha la funzione di supporto ai 4 perni ad essa saldati, che sorreggono rispettivamente le due ruote dentate principali e i due fissaggi a telaio delle ali. I perni sono stati realizzati ancora una volta al tornio, utilizzando una barra di acciaio dal diametro di 8 mm, che è stata troncata a misura, forata internamente con una punta calibrata da 3.25 mm e maschiata con filettatura metrica M4. Durante la maschiatura si sono adoperate le accortezze di lubrificazione interna per migliorare lo scorrimento del maschio all'interno del foro ed evitare rotture dello stesso. Per la saldatura dei perni alla piastra, si è utilizzato una dima forata creata su misura, con lo scopo di ottenere perfetta perpendicolarità tra perni e piastra, condizione assolutamente necessaria per l'innesto delle ruote dentate. La lunghezza dei perni è stata maggiorata di 3 mm per poterli inserire anche all'interno del telaio in carbonio, la loro filettatura viene utilizzata per inserire dei bulloni completi di rondella per il fissaggio delle ruote dentate e dei longheroni alari.

Tornitura delle ruote dentate

Le due ruote dentate principali, in materiale plastico ad alta resistenza e scorrimento, presentavano un foro interno da 8 mm di diametro ed un collo di 15 mm, quest'ultimo non utile ai fini del progetto, è stato opportunamente tornito fino a lasciare lo spessore di 1 mm, così da evitare lo sfregamento della ruota con il telaio di carbonio. Tali ingranaggi come già visto nel capitolo dedicato, hanno un diametro primitivo di 60 mm e modulo unitario. Per potervi accoppiare un ulteriore ruota dentata collegata al moto-riduttore, è stato necessario reperirne una in commercio con modulo unitario e 20 denti, quest'ultima è realizzata in acciaio e presenta anch'essa un collo non desiderato ed uno spessore di dentatura di 15 mm, contro i 9 mm delle ruote principali. Pertanto ancora una volta si è proceduto alla tornitura della stessa, eliminando il collo e parte della dentatura fino al raggiungimento della forma a ruota piatta di spessore 9 mm. Per migliorare lo scorrimento di ciascuna ruota, sono inoltre state tornite delle rondelle di teflon a misura, ricavate da una barra piena, dello spessore di 0.5 mm.

Accoppiamento riduttore ruote dentate principali

Per completare l'assieme l'ultimo passo è stato quello di accoppiare il riduttore alla ruota dentata principale per trasmettere il moto e completare la riduzione. Si sarebbero potute affrontare diverse strategie, ma si è scelto di seguire la più efficace che preveda la possibilità di smontaggio completo del riduttore dal telaio, avendo questo un foro dedicato per il passaggio dell'albero di trasmissione, si è dovuto creare un accoppiamento mobile. Per prima cosa la testa di uscita dal riduttore presentava una sorta di dentatura quadrupla, progettata per l'accoppiamento con il gruppo frizione dell'avvitatore. Tale dentatura è stata dapprima eliminata con il flessibile ed in seguito l'intera testa è stata tornita per ridurne lo spessore e rendere la superficie più facilmente saldabile, eliminando il trattamento termico superficiale. Su questa testa è stato quindi saldato un albero da 8 mm di diametro, che attraverserà, una volta installato, la piastra telaio.

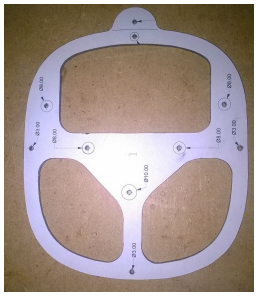
A tal proposito per poterlo accoppiare senza gioco e ottenere un ottimo scorrimento, il foro sulla piastra è stato effettuato da 10 *mm* ed una boccola ad hoc in metallo è stata tornita con la funzione di bronzina. A questo punto per terminare l'accoppiamento, l'albero e la ruota dentata da 20 denti, una volta accoppiati, sono stati forati in un punto lungo la circonferenza comune, tale foro è stato filettato per poter ospitare un grano in grado di garantire l'accoppiamento desiderato e renderlo smontabile.

Fissaggio del riduttore al telaio

Per completare l'intero blocco e rendere sicuro l'accoppiamento tra il riduttore ed il telaio, si è dovuto pensare ad un fissaggio solido tra le parti, leggero, smontabile ed in grado di resistere anche alle sollecitazioni del volo. Questo si è ottenuto con la legatura a tre vie del riduttore alla piastra, tramite l'utilizzo di appositi tondini in tensione, come si vede nella figura 8.7(j).

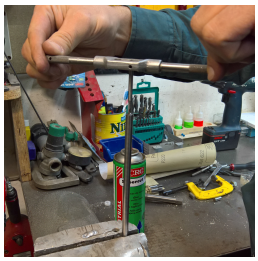
8.5 Bibliografia

[1] Wikipedia, *Widia*

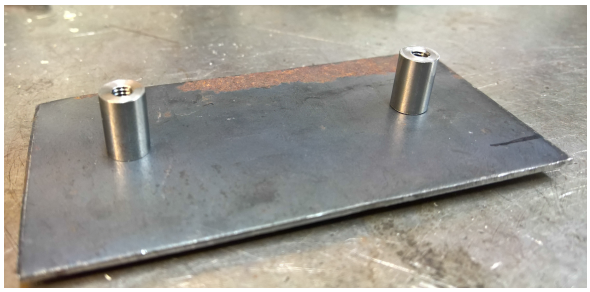


(a) Il telaio di carbonio.

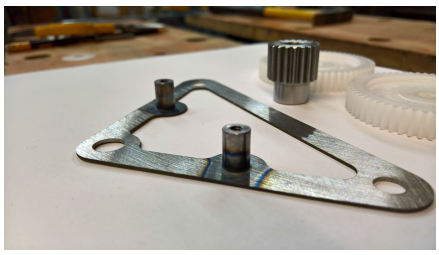
(b) La pistra di rinforzo posteriore.



(c) La maschiatura dei perni.



(d) La dima forata per la saldatura perpendicolare dei perni.

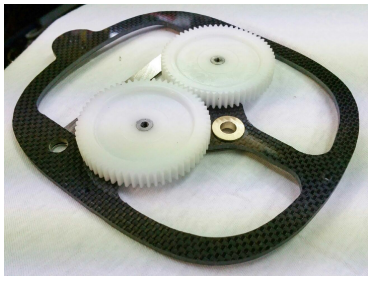


(e) La piastra con i primi due perni saldati.

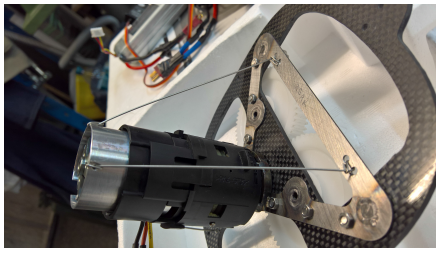
(f) Tornitura e troncatura della ruota dentata d'acciaio.

(g) Taglio della dentatura sulla testa del riduttore.

(h) La testa del riduttore tornita con l'albero saldato. Si nota l'incavo ricavato per il grano.



(i) La piastra nella sua configurazione definitiva.



(j) Accoppiamento tra piastra e riduttore.

Figura 8.7: Le fasi realizzative della piastra telaio

Capitolo 9

Fusoliera e piano di coda

9.1 Fusoliera: utilità e impatto sull'aerodinamica

L'insieme di tutti i componenti strutturali relativi alle superfici portanti devono essere assemblati e mantenuti ad una ben precisa distanza. Se la posizione relativa tra le superfici varia, cambiano anche le proprietà dell'intero drone e le analisi numeriche eseguite perdono il loro significato. Anche gli organi logici, quali servomeccanismi per la movimentazione delle superfici di controllo, scheda di acquisizione dei segnali, organo motore e alimentatore ed eventuali strumenti di misura devono essere vincolati in modo da evitare sballottamenti durante il volo e per mantenere fisso il centro di massa. La struttura portante deve essere in grado di eseguire il compito e conferire resistenza meccanica e rigidezza. Il suo contributo alla portanza è trascurabile, mentre la resistenza aerodinamica aumenta sensibilmente se non viene opportunamente studiata; per questo motivo è necessario un rivestimento rigido e sottile di forma allungata con una ben definita rugosità superficiale, il cui scopo è deviare dolcemente le linee di flusso per ridurre gli attriti e impedire che impurità interferiscano con gli ingranaggi e con i diversi organi interni. Le caratteristiche meccaniche devono essere appena sufficienti per evitare deformazioni sotto l'azione del campo di pressione.

9.2 Progettazione

Sia la struttura che il rivestimento devono avere massa minore possibile, compatibilmente con le caratteristiche meccaniche. La progettazione deve essere eseguita in modo tale da non avere componenti ridondanti o superflui.
Il punto di partenza è il rivestimento esterno, morfologicamente simile al corpo di un volatile, è stato progettato con *Rhinoceros* ed è illustrato in figura 9.1.

Successivamente sono state ricavate le ordinate, ovvero alcune sezioni trasversali equidistanti, tramite intersezione dei piani ortogonali all'asse longitudinale con la superficie stessa. Sono state ricavate le curve chiuse illustrate in figura 9.2.
Il numero delle centine è stato definito tramite un criterio simile a quello dell'ala; se eccessivo, il prodotto finito riproduce la superficie di progetto in modo più accurato. La massa complessiva è influenzata dal numero di centine, in quanto sono composte da un materiale avente peso specifico superiore, rispetto al materiale riempitivo (polistirene

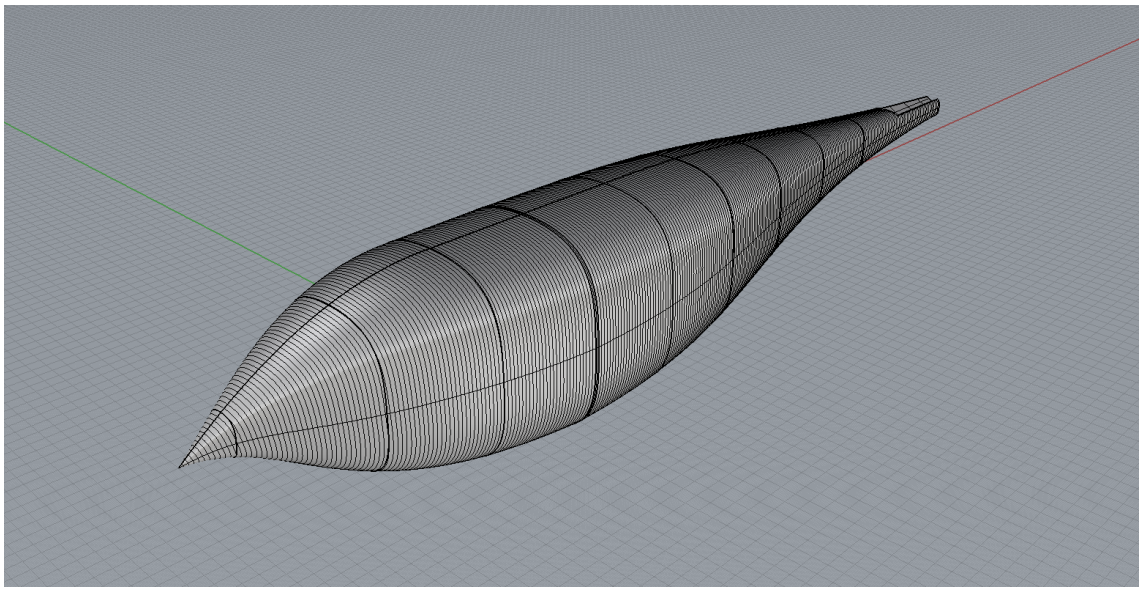


Figura 9.1: Superficie ideale della fusoliera del drone.

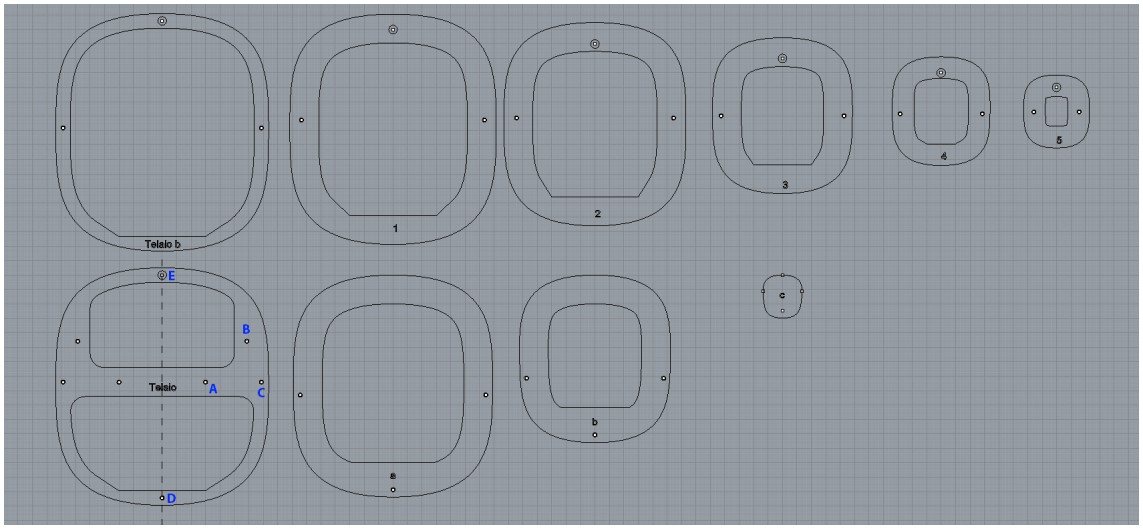


Figura 9.2: Superficie ideale della fusoliera del drone.

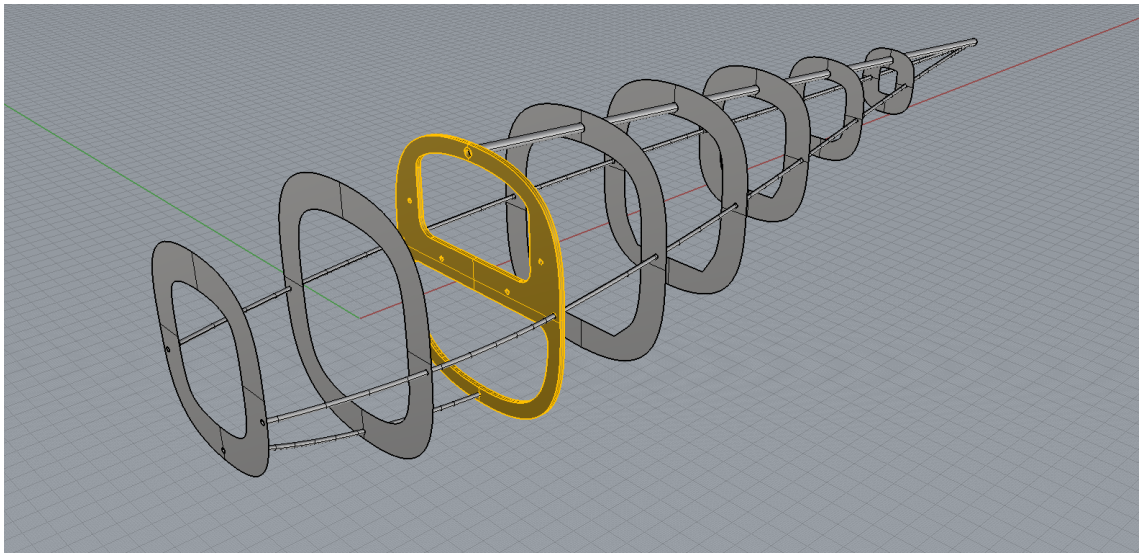


Figura 9.3: Le ordinate della fusoliera sono vincolate tramite tondini secondari in fibra di carbonio diametro 3 mm e uno principale che funge da spina dorsale, estremamente rigida a sezione circolare cava. Il diametro esterno e interno sono rispettivamente 6 e 4 mm

espanso).
Un ottimo compromesso è impostare la distanza fra due piani compresa tra 80 e 150 mm, distanze superiori rendono difficoltoso il taglio.
La centina più robusta è il telaio, illustrato in figura 9.2, è stato progettato come supporto per il motore e la trasmissione. Si tratta di un componente fondamentale che deve essere dotato di caratteristiche meccaniche spinte per resistere alle sollecitazioni trasmesse dall'ala. L'alleggerimento è stato studiato in modo da non ridurre eccessivamente la sezione centrale (intersezione con l'asse tratteggiato di mezzeria).
Essa presenta sette fori da 3 mm e uno da 6 mm (foro E). Considerando solo il lato destro del telaio, in quanto simmetrico, il foro A alloggia l'albero di trasmissione, alle cui estremità sono calettate due distinte coppie di ingranaggi, uno per trasmissione di potenza e l'altro per sincronizzare le due semi-ali. Il foro B, sempre da 3 mm, alloggia il perno del longherone oscillante, mentre i fori C, D ed E servono per il passaggio delle travi longitudinali di sostegno a sezione circolare e attraversanti la fusoliera. Per renderne accessibile il contenuto, il guscio esterno è composto da due emisferi, anteriore e posteriore. Come si vede dalla figura 9.3 le centine sono attraversate da tondini in fibra di carbonio di diametro 3 mm per irrobustire la struttura. Il settore anteriore del guscio esterno protettivo (il settore antistante il telaio) è inglobato tra le ordinate relative alla parte anteriore della fusoliera e viene installato facendo passare i tondini all'interno dei fori.

9.3 Realizzazione

9.3.1 Ordinate

I contorni esposti in figura 9.2 sono stati stampati su carta e successivamente incollati su un supporto. Ad eccezione che per il telaio (realizzato con lastra in fibra di carbonio da 3 mm), non sono richieste caratteristiche meccaniche particolari, la struttura deve essere più leggera possibile, per questo motivo è stata utilizzata una lastra da 2 mm di compensato marino. La sua lavorabilità è eccezionale. Eccellente anche la finitura della superficie ritagliata, che permette di raggiungere tolleranze dimensionali piuttosto spinte, se paragonate al prodotto ricavato da una lastra di compensato comune, durante il cui ritaglio può subire sfaldamento degli strati di legno, rendendo il contorno zigrinato e irregolare. L'utilizzo della lastra in fibra di carbonio, per realizzare le centine della fusoliera, non è necessario.
L'utensile impiegato per l'operazione di ritaglio è il traforo manuale, come per la realizzazione delle centine dell'ala.

9.3.2 Settori della fusoliera

Ottenute le centine ritagliate dai contorni di figura 9.2, si ottengono i "dischi" di figura 9.3 aventi spessore pari a 2 mm. La successiva operazione consiste nel realizzare settori riempitivi in polistirene espanso (peso specifico $\rho_p \approx 15\ kg/m^3$) e posti tra le centine. La distanza tra le ordinate è di 80 mm, perciò ogni settore del guscio protettivo è stato ricavato da un blocco di analogo spessore e lati tali da contenere due ordinate successive. Prima del taglio del polistirene è necessario mantenerle in posizione secondo progetto, tramite applicazione di un nastro biadesivo, il quale offre un'adesione salda e smontabile. Per procedere col taglio è necessario attendere qualche secondo dopo l'azionamento del trasformatore, affinché il filo al *Ni-Cr* percorso da corrente raggiunga la temperatura di esercizio. Si procede quindi all'asportazione della parte del blocco di polistirene esterno al tronco di cono formato dalle due centine, i cui contorni esterni fungono da binari sui quali scorre il filo caldo che localmente riduce la viscosità del materiale termoplastico; dopo il passaggio del filo la viscosità sale rapidamente senza che i due lembi riescano a saldarsi. Successivamente si pratica un foro facendo trapassare assialmente il tronco di cono ottenuto con un comune bastoncino di legno appuntito. Dopo aver attraversato il foro col filo metallico, si procede allo stesso modo con l'asportazione del materiale interno alle centine. Dopo aver ripetuto la procedura per ogni coppia di ordinate si ottiene il guscio esposto in figura 9.4, il cui spessore è definito dalla distanza tra i contorni delle centine.

9.3.3 Implementazione

Il momento di beccheggio trasmesso dall'ala è notevole, aumentare la lunghezza della fusoliera implica maggiore distanza tra le superfici portanti. Di conseguenza aumenta il braccio tra il baricentro del drone e il punto di applicazione della forza aerodinamica sulla superficie caudale. Per vincere il momento picchiante è sufficiente minore inarcamento del profilo a vantaggio della resistenza e della controllabilità.

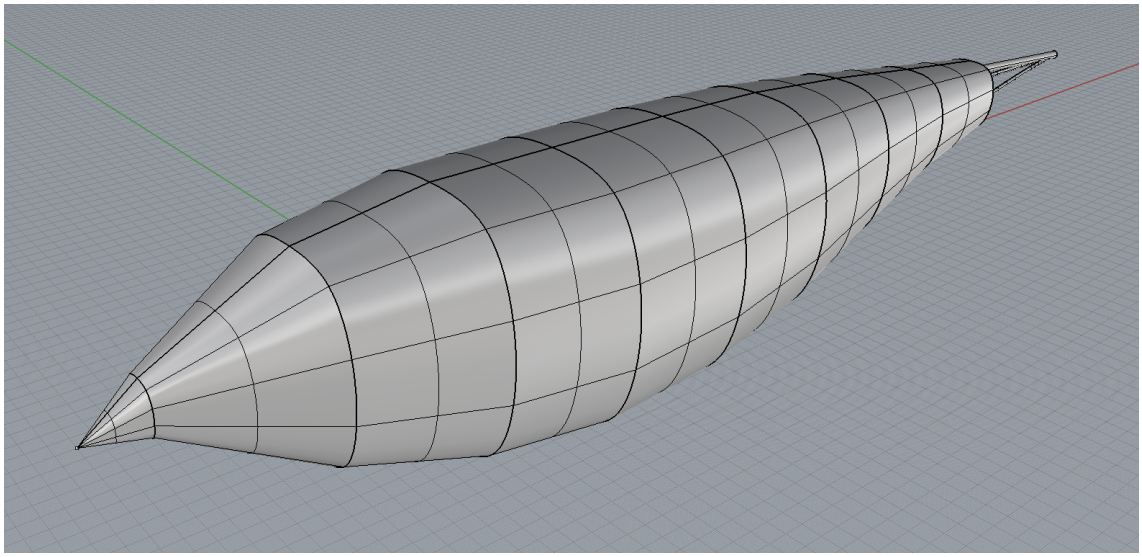


Figura 9.4: Guscio protettivo in polistirene espanso rinforzato dalle ordinate in compensato marino da 2 mm e irrigidito dai tondini passanti in fibra di carbonio diametro 3 mm.

Uno tra i principali vantaggi della fusoliera così ideata, oltre che alla notevole semplicità costruttiva, è la possibilità di ottenere gusci protettivi di diversa lunghezza senza necessità di ritagliare altre centine. E' sufficiente posizionare tra una coppia di ordinate un blocco in polistirene espanso di spessore diverso e variare così la loro distanza. La lunghezza complessiva del guscio è dato dalla somma tra tutti gli spessori dei blocchi interposti e gli spessori delle centine stesse. Una volta effettuato il collaudo e dimostrata l'effettiva stabilità, è possibile procedere con la realizzazione del guscio tramite tecniche più avanzate, come stampaggio di un materiale polimerico termoplastico all'interno di una forma cava che permette di ottenere una superficie più complessa, riproducendo fedelmente il progetto di figura 9.1 e riducendone anche la massa del guscio esterno. La resistenza aerodinamica viene ulteriormente ridotta.

9.4 Piano di coda: utilità delle superfici di controllo

Sulla parte posteriore della fusoliera è stato ricavato un supporto di calettamento della superficie caudale. La coda a V è composta da due superfici speculari rispetto al piano verticale passante per l'asse del velivolo e inclinate rispetto a tale piano. Esse hanno il compito di bilanciare il momento di beccheggio e di controllare la direzione del drone. Rispetto alla classica coda piana orizzontale con stabilizzatore verticale, presenta notevoli vantaggi:

- Minore superficie lambita da fluido, quindi minor resistenza viscosa
- Minore massa delle superfici portanti
- Struttura portante più semplice e leggera

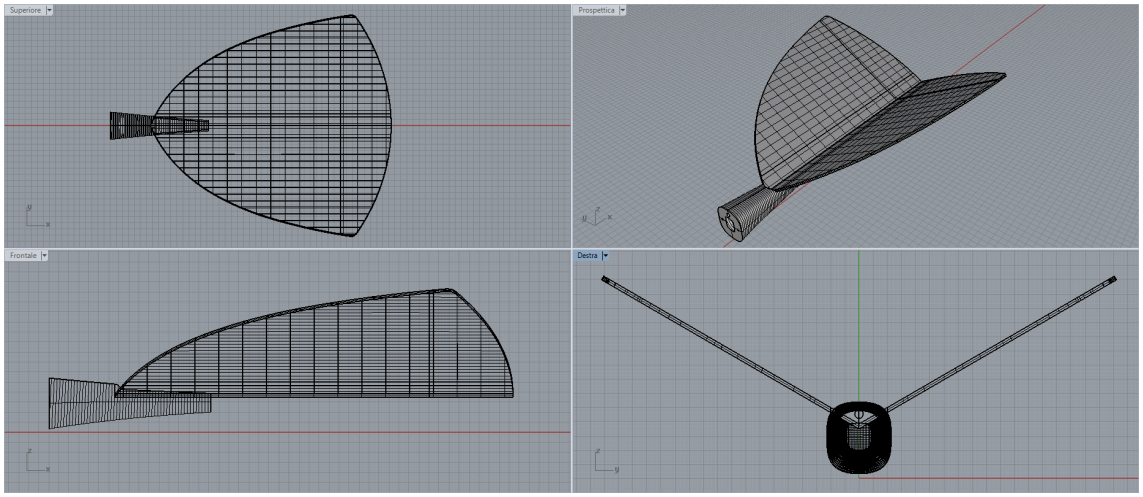


Figura 9.5: Coda a V ottenuta da una lastra in *depron*, spessore 3 mm. E' stata eseguita una cianfrinatura presso i lembi da unire per permettere la flessione delle superfici ed infine incollata sul supporto mediante applicazione di un adesivo speciale per polistirene espanso. L'angolo di inclinazione della superficie rispetto all'asse Y è 30°.

- Controllo di beccheggio e imbardata unicamente tramite due deflettori indipendenti

Esistono tuttavia alcuni inconvenienti: a causa della loro inclinazione occorre compensare il difetto di portanza generata rispetto alla soluzione tradizionale aumentando la superficie caudale. Inoltre i deflettori di flusso dovranno essere sovradimensionati per il medesimo motivo.

9.5 Progettazione

Lo studio della superficie caudale è una delle fasi più delicate, indispensabile per stabilizzare il velivolo. In assenza di tale componente il modello non può rimanere in quota. Siccome esiste una differenza tra le grandezze ottenute dal calcolo numerico e ciò che si osserva sperimentalmente; è conveniente prevedere la possibilità di sostituire l'intero componente con uno diverso senza dover riprogettare il supporto, in quanto significherebbe apportare ad ogni cambiamento notevoli modifiche alla fusoliera.
Per facilitare la sostituzione è stato ritenuto opportuno ritagliare, con l'ausilio di un bisturi termico, la forma della superficie da una lastra in *depron* da 3 mm, il prodotto ottenuto è morfologicamente identico al progetto riportato in figura 9.5.
Essendo una lastra piana la sua portanza è data dalla semplice formula:

$$l = -\rho \cdot U \cdot \Gamma, \tag{9.1}$$

dove $\Gamma = 2\pi\alpha$ è la circolazione impressa al flusso uniforme dalla lastra stessa al variare dell'angolo d'attacco α. La portanza complessiva è data dalla:

$$L = \int_0^w l\,(w)\,dw, \tag{9.2}$$

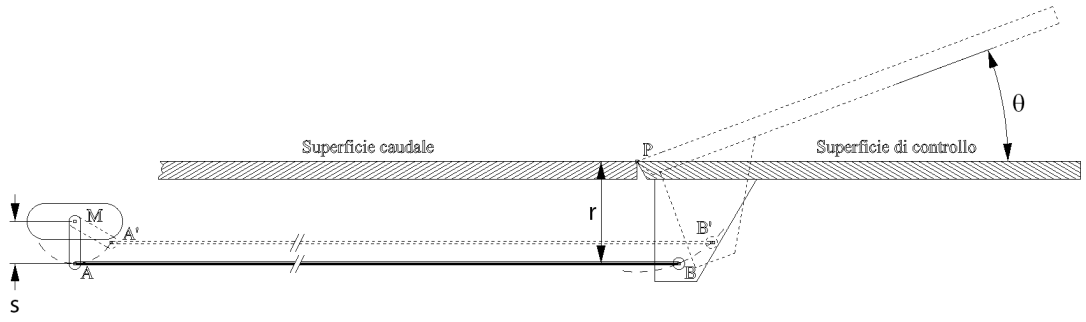


Figura 9.6: Schema di connessione meccanica tra servomeccanismo e superficie di controllo.

dove w è l'apertura alare.
Per vincere il momento di beccheggio causato da un'elevata curvatura del profilo alare, è necessario che la portanza del piano di coda sia negativa, ovvero concorde con l'accelerazione gravitazionale.

9.6 Superfici di controllo

I cambiamenti di direzione sono dovuti alla movimentazione di superfici meccanicamente connesse tramite un cardine all'estremità posteriore della superficie caudale. Si tratta di due superfici tra loro indipendenti, connesse ad un servomeccanismo tramite un tirante in acciaio armonico, ovvero un cavo a sezione circolare avente diametro $\approx 0.5\ mm$ e avvolto da una guaina in materiale polimerico, dentro la quale scorre liberamente sotto l'azione della forza assiale impressa dal motore.
Lo schema del controllo è illustrato in figura 9.6; rappresenta una sezione generica del piano di coda.
Il punto P evidenzia la cerniera attorno alla quale ruota l'intera superficie di controllo azionata dal servomotore. Quest'ultimo è dotato di un manovellismo di lunghezza s che ruota attorno all'albero motore M ed è connesso al tirante tramite perno. L'altra estremità del tirante è collegata ad una squadra calettata sulla superficie di controllo. La distanza r è il braccio della forza parallela al tirante trasmessa dal motore.
Il sistema di controllo a distanza del servomeccanismo è composto da una trasmittente, la quale invia un segnale dipendente dalla posizione ξ della leva di comando e una ricevente alimentata da una batteria ai polimeri di Litio che comunica col servomotore. Quando il segnale arriva al servomeccanismo la manovella ruota e il punto A si sposta verso A', contemporaneamente il foro avente centro in B ruota attorno al perno di un angolo θ insieme all'intera superficie di controllo, spostandosi verso B'. La deflessione del pannello causa la nascita di portanza. A seconda del segnale ricevuto, θ varia in base ad una legge programmabile dalla trasmittente.
Con riferimento alla figura 9.7, se un insieme di lastre piane vincolate alla loro estremità con un determinato angolo relativo, viene investito da un flusso d'aria con velocità di *free stream* Uy e inclinato dell'angolo d'attacco α, la portanza complessiva è data

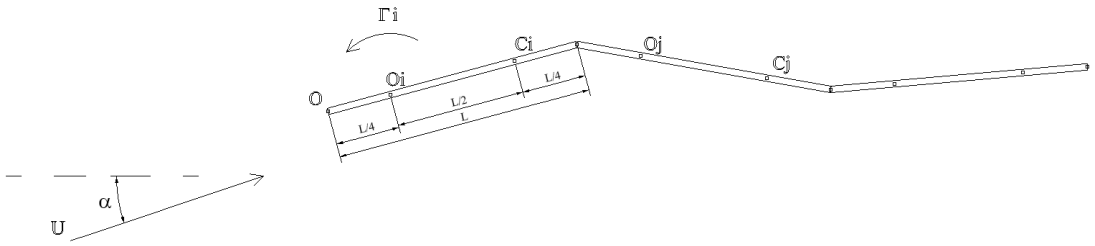


Figura 9.7: Schema generico composto da più pannelli inclinati di un angolo generico e lambiti da un flusso di velocità U_∞ inclinato di un angolo α.

dalla formula 9.1. Nel caso di un unico pannello la circolazione complessiva è facilmente determinabile conoscendo l'angolo d'attacco; in presenza di più pannelli è necessario trovare il contributo della circolazione riferito all'i-esimo pannello, ovvero Γ_i. La circolazione complessiva è data dalla somma dei diversi contributi, ricavabili risolvendo l'equazione:

$$\underline{U} \cdot \underline{n}_i + \sum_i \frac{\Gamma_i}{2\pi \left(X_{ci} - X_{oj}\right)} = 0, \tag{9.3}$$

dove il vettore $\underline{n}_i$ è la normale all'i-esimo pannello.
La sezione generica del piano di coda è assimilabile ad un sistema composto da due soli pannelli, perciò la matrice risultante dall'equazione 9.3 ha dimensioni $2x2$.
Nel caso in cui il primo pannello sia orizzontale con $\alpha = 0$, un'inclinazione del secondo pannello provocherebbe portanza, il cui segno dipende dal suo unico contributo alla circolazione. Sulla prima lastra non agisce alcuna forza (trascurando la resistenza di pressione e viscosa) in quanto la circolazione è nulla.
Quando la superficie di controllo ruota in senso antiorario, la portanza diventa negativa e il momento rispetto al baricentro del drone è discorde con quello provocato dall'ala e tende a controbilanciarlo. Aumentando la distanza della coda dal baricentro l'equilibrio si può ottenere con un valore della deportanza inferiore a causa dell'aumento del braccio, a beneficio della resistenza dovuta alla superficie di controllo minormente deflessa.
Le due superfici di controllo sono indipendenti. L'effetto precedentemente esposto è ottenuto inclinando le due superfici contemporaneamente attorno al proprio asse di rotazione, come illustrato nella figura 9.8*a* (manovra di cabrata), mentre in figura 9.8*b* evidenzia la manovra di picchiata.
In figura 9.9 è raffigurata la manovra di imbardata. Se le due superfici si allineano secondo a, la nascita di un momento attorno all'asse verticale causa squilibrio della velocità relativa che lambisce le due semi-ali. Nasce quindi uno squilibrio di portanza, in cui l'ala sinistra tende a sollevarsi portando ad una virata verso destra. Il posizionamento delle superfici di controllo come nella figura 9.9*b* causano effetti opposti a quelli precedentemente esposti. Una volta ripristinata la posizione neutra delle superfici

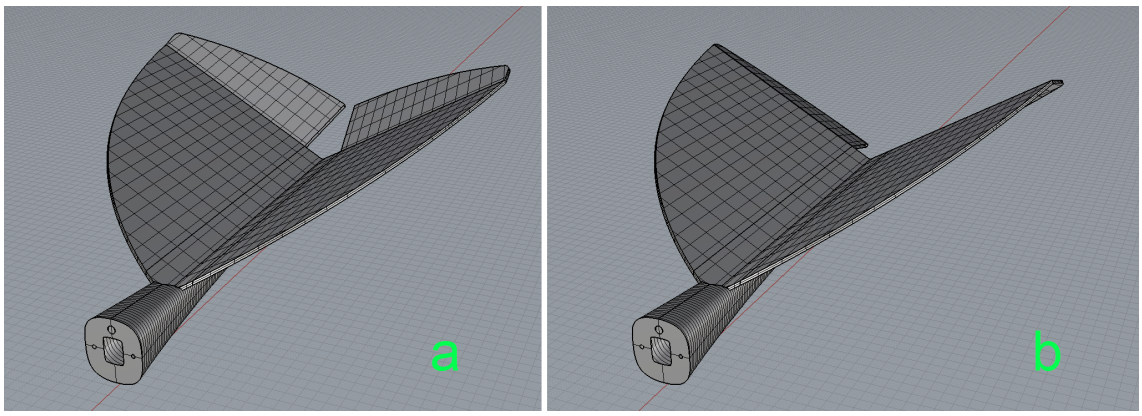


Figura 9.8: Rotazione contemporanea delle due superfici attorno ai relativi assi.

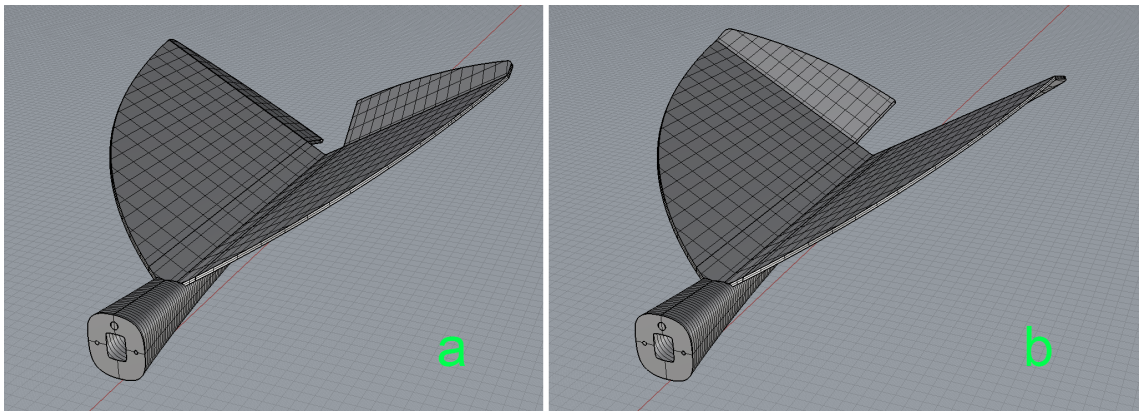


Figura 9.9: Rotazione inversa delle due superfici attorno ai relativi assi.

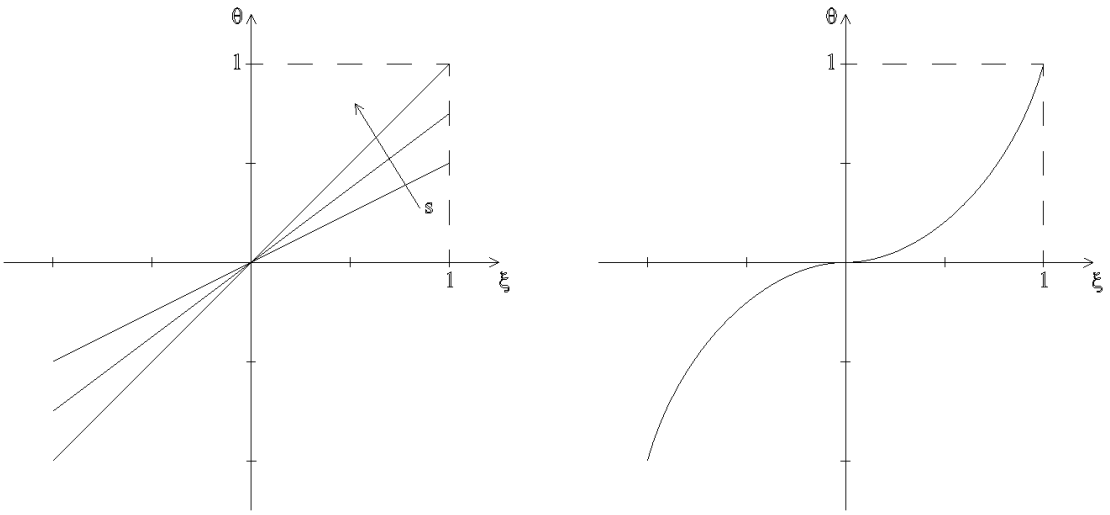


Figura 9.10: Esempi di relazioni tra input e output del segnale.

di controllo, l'area di proiezione dell'ala destra sul piano orizzontale (ortogonalmente al quale agisce l'accelerazione gravitazionale) è maggiore rispetto all'ala sinistra per merito del diedro, tramite un leggero rollio tende a bilanciare l'inclinazione causata dall'imbardata stessa. Tale condizione di stabilità aumenta all'incrementare l'angolo di diedro alare; angoli superiori a 5° rendono difficoltosa la manovra di imbardata limitando il controllo direzionale.

9.7 Curva di segnale

Con riferimento alla figura 9.6, la superficie di controllo ruota attorno al proprio asse tramite trasmissione del moto dal servomeccanismo. Quest'ultimo riceve un segnale dalla trasmittente, un dispositivo elettronico in grado di generare istruzioni mediante onde elettromagnetiche a frequenza intorno ai 40 MHz; le trasmittenti più recenti arrivano anche a 2 GHz. Le onde vengono captate da un dispositivo ricevente alimentato tramite una batteria, dalla quale preleva una tensione di circa 5 V. Il segnale trasdotto viene inviato al servomotore e trasformato in una rotazione θ del perno in funzione della posizione dell'organo di comando ξ. La catena di trasmissione del segnale può essere complessivamente rappresentata da un grafico $\theta - \xi$.
In figura 9.10 sono esposte due tipologie di trasmissione del segnale.
La prima è lineare: l'angolo di rotazione θ della manovella è direttamente proporzionale alla posizione ξ dell'organo regolatore situato sulla trasmittente.
La pendenza della retta prende il nome di sensibilità:

$$s = \frac{d\theta}{d\xi}$$

se s è eccessivo, la controllabilità del drone si riduce. Un valore ridotto impedisce di reagire prontamente in caso di perturbazioni improvvise in quanto limita la corsa del servo, ma permette di eseguire manovre più accurate. Ciò è vantaggioso in fase di decollo, atterraggio o un volo a bassa quota, dove è richiesta maggiore accuratezza

di manovra. Per questo motivo è preferibile la seconda configurazione, la sensibilità è bassa quando ξ si trova in un intorno dello zero, mentre è massima presso il fondo corsa.

9.8 Cenni sull'incertezza del controllo

La catena di trasmissione meccanica della coppia dal servomotore alla superficie di controllo è affetta da una serie di incertezze dovute ai seguenti fattori:

- Trasmettitore del segnale
- Ricevitore del segnale
- Accuratezza del servomotore
- Bracci dei manovellismi
- Giochi dei perni
- Rigidezza del tirante

I primi due fattori sono di difficile controllo, in quanto dipendono dalla qualità del sistema di trasferimento dei dati. L'incertezza sulla trasmissione e ricezione è trascurabile.
Esistono in commercio svariate tipologie di servomeccanismi, i parametri chiave per la scelta del servo sono:

- Coppia erogata
- Velocità di risposta
- Precisione

I primi due dati tecnici forniti dal produttore sono misurati a tensione di alimentazione fissata, di norma pari a 6 V, mentre la precisione dipende dalla qualità degli ingranaggi di cui è composto l'organo riduttore e dal motore elettrico del servomeccanismo. La tolleranza intesa come incertezza sull'angolo di manovella θ ha scarso interesse, il fattore più importante è la riproducibilità.
Se si sposta l'organo regolatore ξ, situato sulla trasmittente, a partire dalla posizione neutra fino a fondo corsa e in seguito rilasciarlo in modo da ripristinare lo zero, si nota che l'angolo θ della manovella è differente dal valore iniziale. Eseguendo l'operazione più volte la posizione della manovella risulta sempre diversa, ma rimane entro una fascia di tolleranza. Migliore è la qualità del servomotore (e perciò maggiore il costo), minore sarà tale intervallo.
Giocando sulla lunghezza del braccio del servo si può variare la corsa e la forza assiale trasmessa al tirante. E' necessario un compromesso: un braccio corto aumenta senza dubbio la forza trasmessa, perciò è possibile muovere una superficie di controllo maggiore e l'incertezza sull'angolo θ si riduce. Per contro una corsa troppo ridotta limita l'escursione dei controlli e la risposta del drone è minore. Analogo ragionamento

può essere effettuato riguardo alla lunghezza delle staffette calettate sulle superfici di controllo responsabili della loro movimentazione.
I giochi dei perni devono essere ridotti perché amplificano la zona morta, ovvero un intervallo angolare in cui la superficie di controllo può muoversi liberamente, mentre la posizione del servomotore è fissa. Se l'accoppiamento tra il tirante e i fori praticati sui due bracci è tuttavia poco scorrevole, la forza di attrito generata ostacola la corretta movimentazione del sistema di trasmissione del moto. E' infine necessario tenere presente che nel tempo i giochi tendono ad aumentare e di conseguenza la zona morta aumenta. Ciò implica che eventuali vibrazioni dovuta ad un campo turbolento vengono scaricate direttamente sulla dentatura degli ingranaggi dei servomeccanismi e la vita utile si riduce. Il sistema riduttore composto da ingranaggi in *nylon* assorbe meglio tali sollecitazioni per la sua maggiore resistenza a fatica. L'accuratezza e il costo del servo è ridotta. Per movimentare grandi superfici di controllo i riduttori metallici offrono il vantaggio di una maggiore coppia trasmissibile e una migliore accuratezza.
La flessione del tirante durante i carichi di compressione è la fonte preponderante di disturbo. Se da un lato agisce come fattore intrinseco di protezione del servomotore, in quanto attutisce in caso d'impatto gran parte dell'energia d'urto, assorbe flettendosi anche le forze aerodinamiche agenti sulle superfici di controllo limitando la manovrabilità del velivolo.

9.9 Realizzazione

L'utilità delle prove di volo è sperimentare il comportamento del drone durante l'esercizio. I dati numerici ottenuti sono un valido riferimento e permettono di comprendere quali modifiche progettuali apportare.
La superficie caudale esposta in figura 9.8 e 9.9 riesce a bilanciare il forte momento di beccheggio imposto dall'ala solo inclinando le superfici di controllo imprimendo una portanza negativa, la quale penalizza il contributo alare.
Le prove sperimentali sono eseguite con diversi tipi di coda intercambiabili, in modo da poter avere un confronto diretto.
Il primo tentativo viene eseguito con lo stabilizzatore classico riportato in figura 9.11. La superficie orizzontale, denominata profondità, è connessa tramite cerniera al controllo di beccheggio, mentre quella verticale, il timone, controlla la direzione tramite imbardata.
Il vantaggio principale consiste nell'ottenere una superficie utile maggiore, essa è determinata dalla sua proiezione sul piano orizzontale. Nel caso della coda a V precedentemente esposta il coseno dell'angolo d'inclinazione gioca a suo sfavore riducendo il contributo alla stabilizzazione del beccheggio.
Per contro è necessaria una pinna direzionale aggiuntiva, in assenza della quale si avrebbe instabilità trasversale e nessun controllo direzionale. La massa complessiva è maggiore, come la robustezza del sistema.
In figura 9.12 è mostrato il CAD della fusoliera insieme alla coda di figura 9.11.
Come si può notare, la centina in carbonio di supporto motore è stata implementata con un occhiello avente scopo di mantenere sospeso il drone durante la prova di volo tramite un filo in *nylon*, per evitare l'impatto col suolo in caso di fallimento.
In caso sia necessaria un'elevata deflessione delle superfici di controllo per vincere il

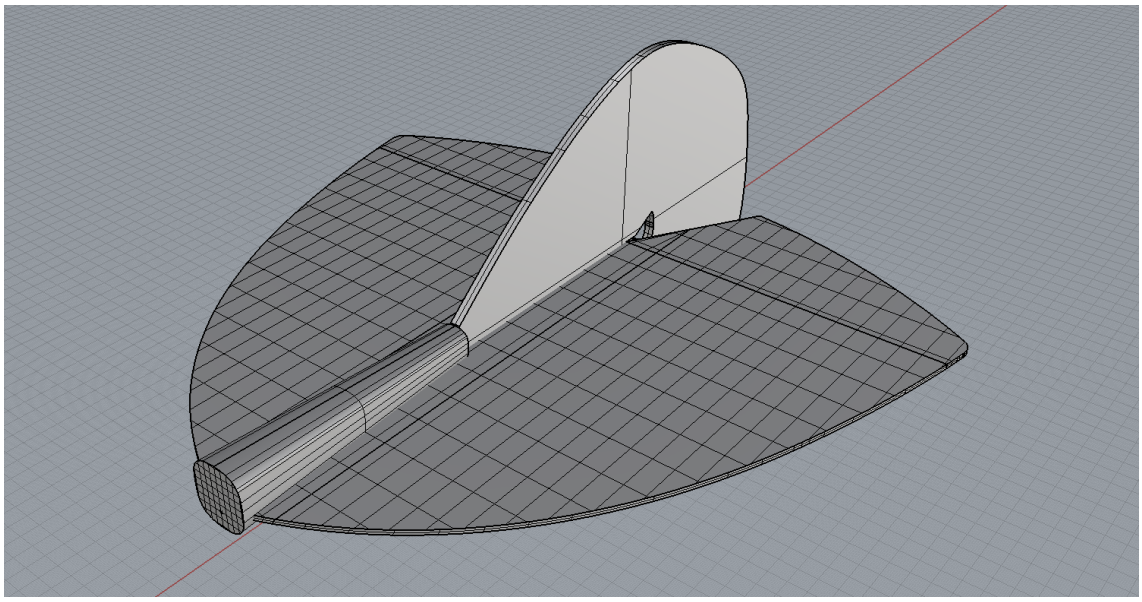


Figura 9.11: Coda classica a due superfici ortogonali: profondità e direzionale

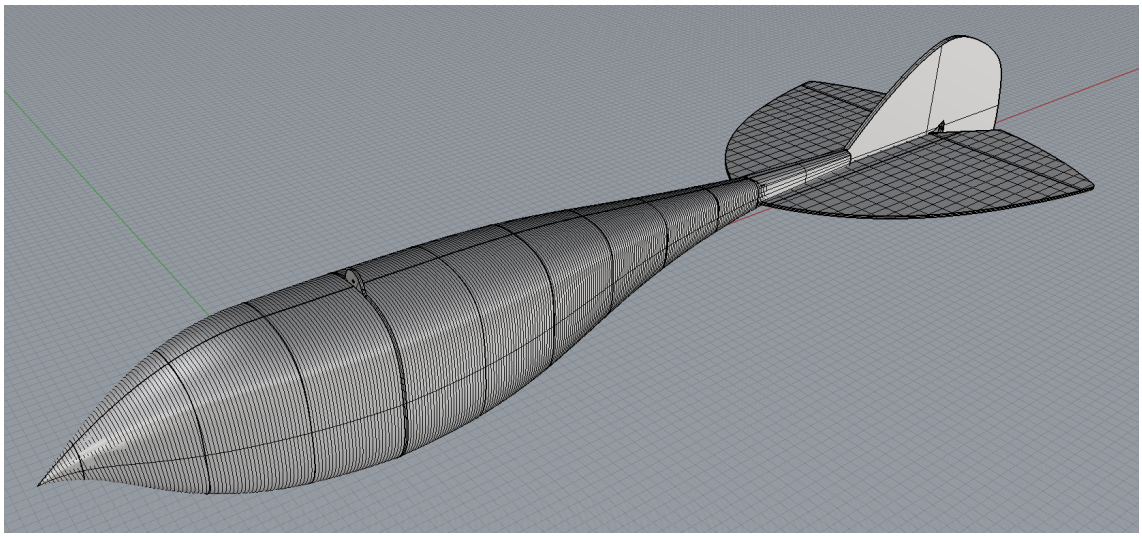


Figura 9.12: Progetto dell'assieme fusoliera e coda classica

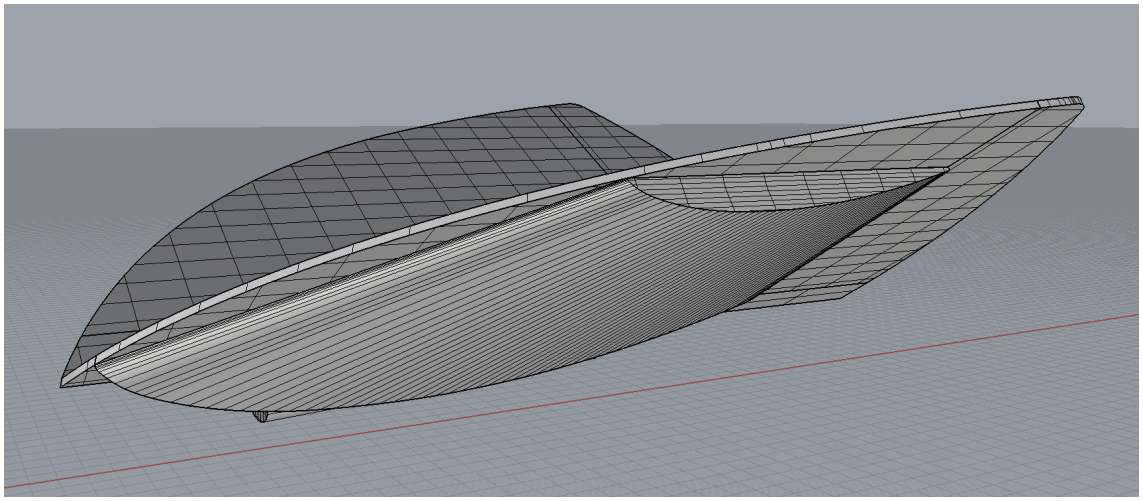


Figura 9.13: Implementazione della superficie caudale.

momento di beccheggio alare, è prevista l'installazione di due settori in polistirene espanso sotto la superficie caudale, ottenuti tramite estrusione rastremata di un profilo *Clark Y* (piano-convesso) invertito, in modo da ottenere portanza negativa e di conseguenza ridurre la flessione delle superfici per il controllo della profondità, insieme alla resistenza aerodinamica. Questa implementazione può essere eseguita su ogni tipo di coda, sia che si tratti della classica oppure della coda a V, a patto che la geometria della lastra piana rimanga invariata.
In figura 9.13 è illustrata l'applicazione sulla coda a V.
I due settori possono essere facilmente applicati tramite nastro bi-adesivo, il giunto è ancorato saldamente alla superficie di base. La rimozione è possibile, ma è necessario prestare attenzione a non danneggiare la delicata struttura.
In figura 9.14 è mostrato il prodotto finito (fusoliera con coda classica installata), mentre in figura 9.15 è illustrata la procedura di realizzazione della sola coda.
Dopo aver ritagliato tramite bisturi termico e incollato le sagome in *depron*, sono stati effettuati gli alloggiamenti dei servomotori. Dopodiché è stata praticata una scanalatura nel materiale polimerico per permettere il passaggio dei cavi elettrici. E' stato praticato un foro nella centina in compensato marino per la fuoriuscita dei fili e infine la coda è stata ricoperta con la guaina adesiva termorestringente bianca. L'ultima operazione prima dell'installazione sulla fusoliera consiste nel connettere i servi con le superfici di controllo tramite i tiranti in acciaio armonico aventi diametro pari a 0.5 mm, come si nota in figura 9.14.

9.10 Bibliografia

[1] F. Moukalled, L. Mangani, M. Darwish *The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics*, Springer

[2] Joel Guerrero, Damiano Natali *Introductory OpenFOAM Course* University of Genoa, DICCA

Figura 9.14: Fusoliera realizzata con coda classica.

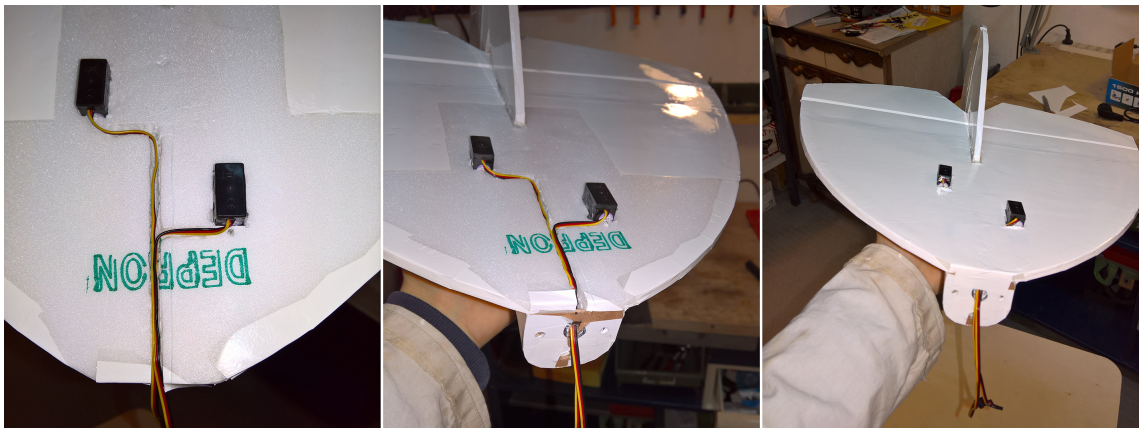


Figura 9.15: Coda classica realizzata.

Capitolo 10

Modello completo

I componenti studiati nei capitoli precedenti sono stati infine assemblati in ambiente virtuale per escludere ogni possibile interferenza tra essi, infine il CAD è stato importato in *Ansys Design Modeler* ed infine analizzato.
Sono state eseguite simulazioni a diversi angoli d'attacco per ricavare la polare e verificare la stabilità di beccheggio.

10.1 Simulazioni CFD sull'assemblato

Le simulazioni sono state effettuate impostando le seguenti condizioni al contorno:

- Velocità in ingresso: 6 m/s, uniformemente distribuita sul confine del CV
- Pressione in uscita pari a 0, uniformemente distribuita sul confine del CV
- Condizione di simmetria applicata alle rimanenti pareti del CV
- Condizione di aderenza sulla superficie in esame, ovvero gradiente di pressione nullo e fluido fermo.

Il centro di rotazione attorno al quale viene calcolato il momento è il baricentro fisico del sistema. La coordinata assiale del punto è ricavata con buona approssimazione utilizzando il metodo seguente:

1. Calcolo della posizione del baricentro geometrico della semi-ala
2. Individuazione del profilo alare che interseca tale punto
3. Proiezione del punto distante il 25 % della corda a partire dal LE sul piano verticale passante per l'asse del drone e con esso allineato.

La coordinata X_g è quindi ad una distanza di 73.63 mm dal bordo d'attacco del primo settore alare.
Il componente Y_g del vettore deve essere nullo in teoria, siccome il sistema è simmetrico, mentre Z_g influenza la stabilità di rollio. Se si trova sotto il centro di pressione del drone è più facile da manovrare.

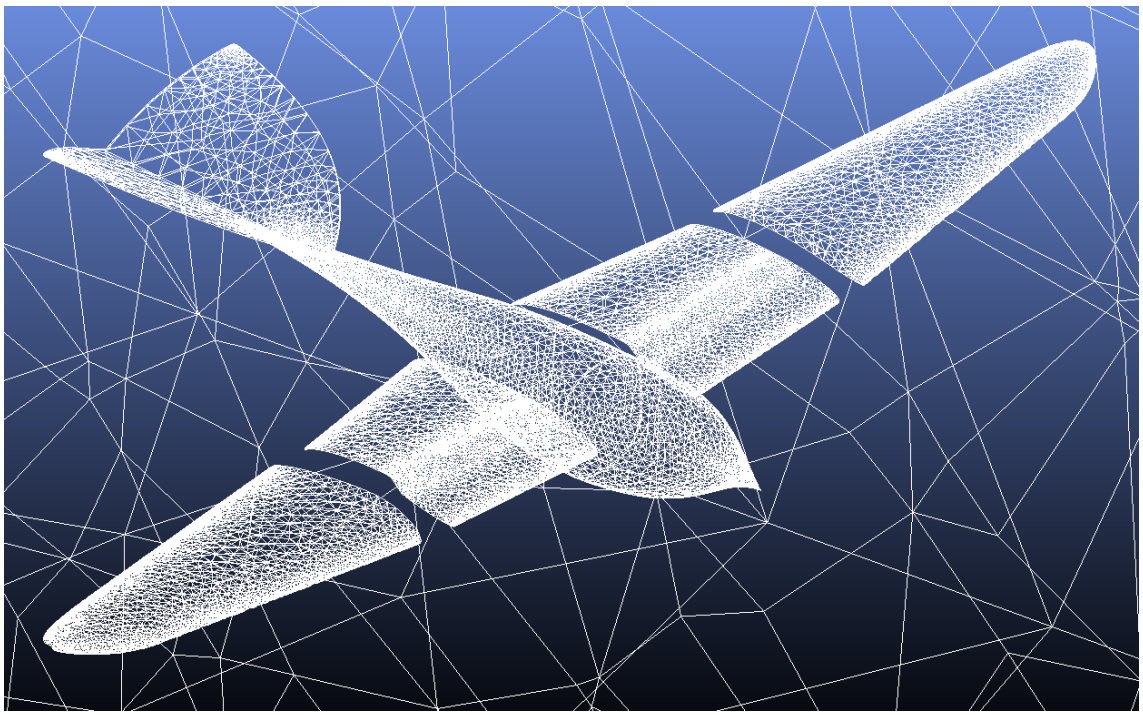


Figura 10.1: *Mesh* generata con *Ansis Icem*

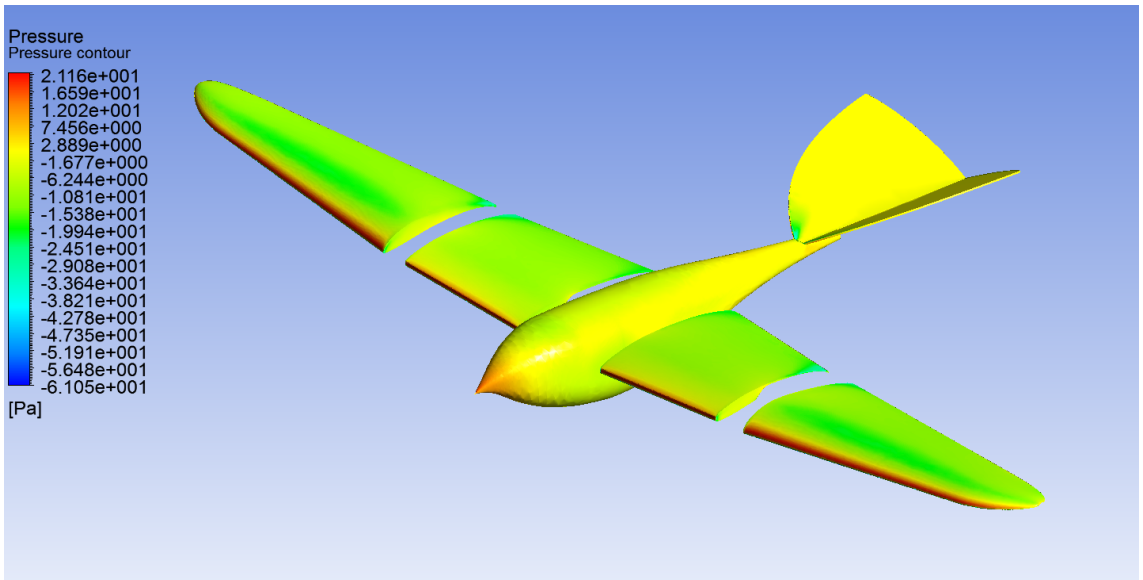
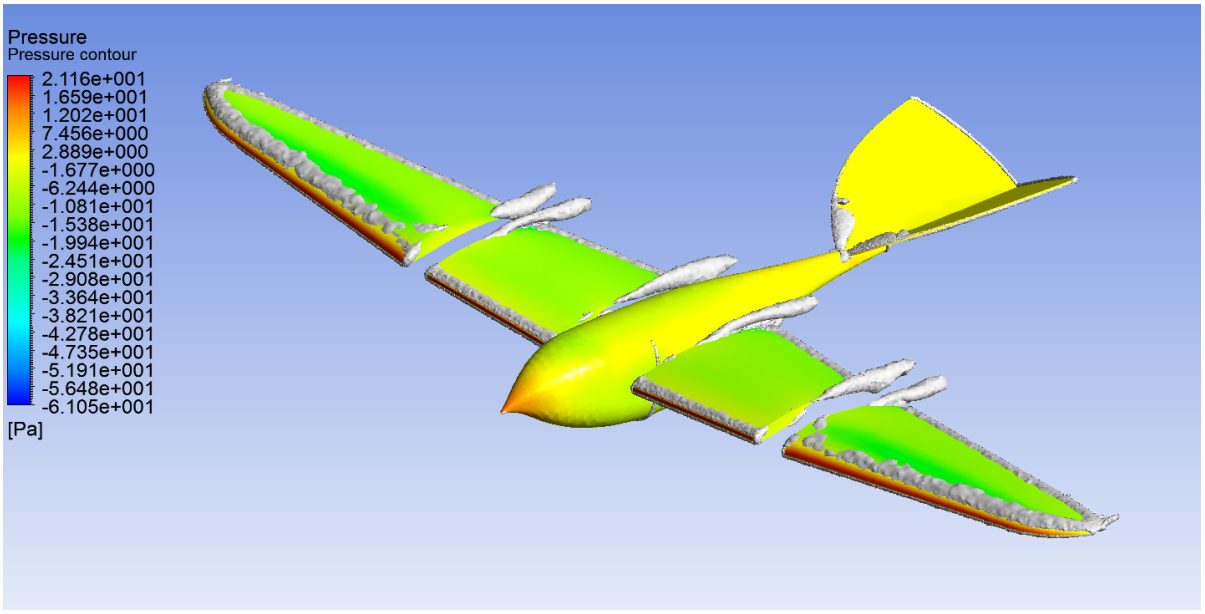
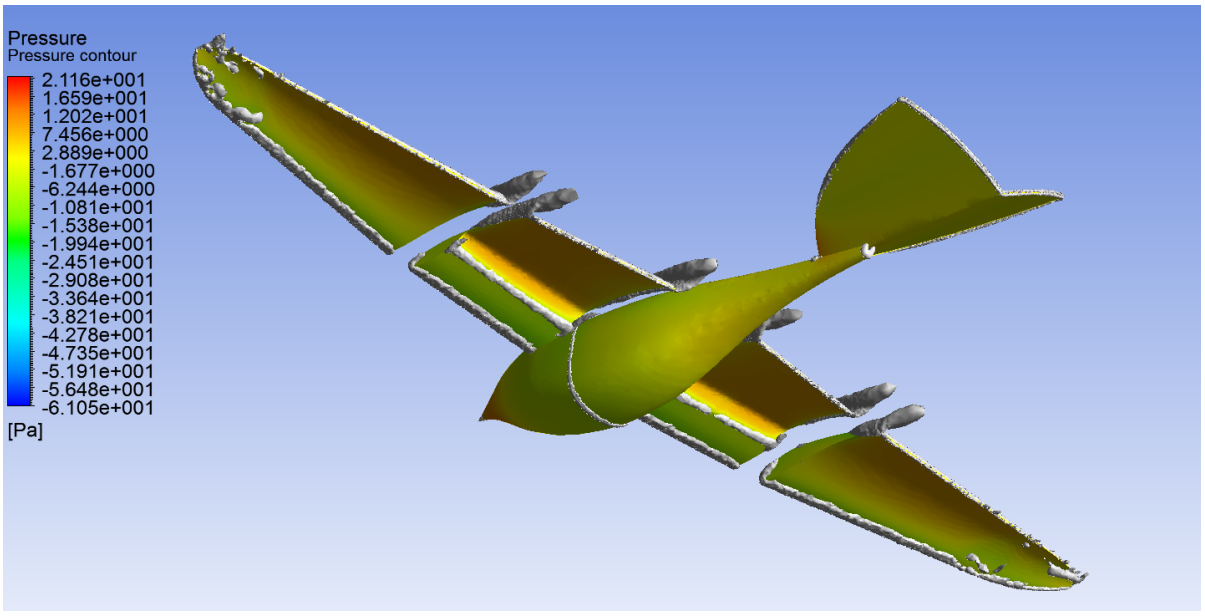


Figura 10.2: Campo di pressione



(a)



(b)

Figura 10.3: Regioni dei *vortex cores*, ovvero le superfici di isovorticità, evidenziano la formazione di vortici nel campo di moto.

La *mesh* è stata generata con le stesse impostazioni adottate per la singola ala ed è esposta in figura 10.1, mentre le figure 10.2 e 10.3 mostrano il campo di pressione attorno al corpo in esame e i nuclei dei vortici.
I risultati esposti in figura 10.3(a) dimostrano la presenza di grandi vortici tra i due settori alari e presso l'intercapedine tra ala e fusoliera. Essi influenzano negativamente sulla portanza e sulla resistenza.
Come si può notare in figura 10.3(b), i vortici di fondo-ala sono trascurabili e la soluzione di copertura del cinematismo, applicata al primo settore alare ed esposta nel capitolo 7, si è dimostrata molto efficace nello smorzamento dei vortici generati sul bordo d'attacco a causa della forte inarcatura della membrana.

10.2 Analisi forze aerodinamiche

La procedura di generazione della *mesh* e risoluzione è stata applicata variando l'angolo d'attacco α da $-6°$ a $6°$ con step $\Delta\alpha = 2°$, per un totale di sette simulazioni.
I dati ricavati sono esposti in tabella:

α	L	D	M	L/D
-6	0.5266647	0.95546673	-0.07329749	0.55121193
-4	1.4226587	0.78494083	-0.20413915	1.81244069
-2	2.8036454	0.72668386	-0.34987248	3.85813633
0	4.6016778	0.76494336	-0.51942724	6.01571050
2	6.1084359	0.89470153	-0.67987737	6.82734487
4	7.6630373	1.09119830	-0.85764482	7.02258911
6	9.1243696	1.33914750	-0.98675029	6.81356579

10.2.1 Polare

Dai dati estratti possono essere analizzati mediante grafici. Nelle figure 10.4 e 10.5 si vede la polare relativa all'intero velivolo e il rapporto portanza-resistenza rispettivamente. Si può quindi dedurre che l'angolo d'attacco di minima resistenza aerodinamica è $-2°$, mentre per $\alpha = 4°$ è massimo il rapporto tra la portanza generata e la resistenza.

10.2.2 Analisi di stabilità di beccheggio

Nel grafico di figura 10.6 sono rappresentati i rimanenti dati raccolti. In particolare la pendenza negativa del momento con α dimostra stabilità di beccheggio. Una perturbazione finalizzata ad aumentare l'angolo d'incidenza provoca un aumento del momento che tende a ripristinare la posizione di equilibrio.
Al contrario, se la perturbazione provocasse una riduzione dell'angolo α, il momento attorno al baricentro si riduce o cambia di segno contrapponendosi alla perturbazione.
Un ulteriore condizione necessaria al sostentamento in volo è il punto di equilibrio, ovvero l'angolo d'attacco tale da annullare il momento. Se per tale angolo d'incidenza la portanza è negativa, non può rimanere in quota. Dalle simulazioni è emerso che tale angolo è inferiore a $-6°$; ciò significa che la superficie caudale non è in grado di

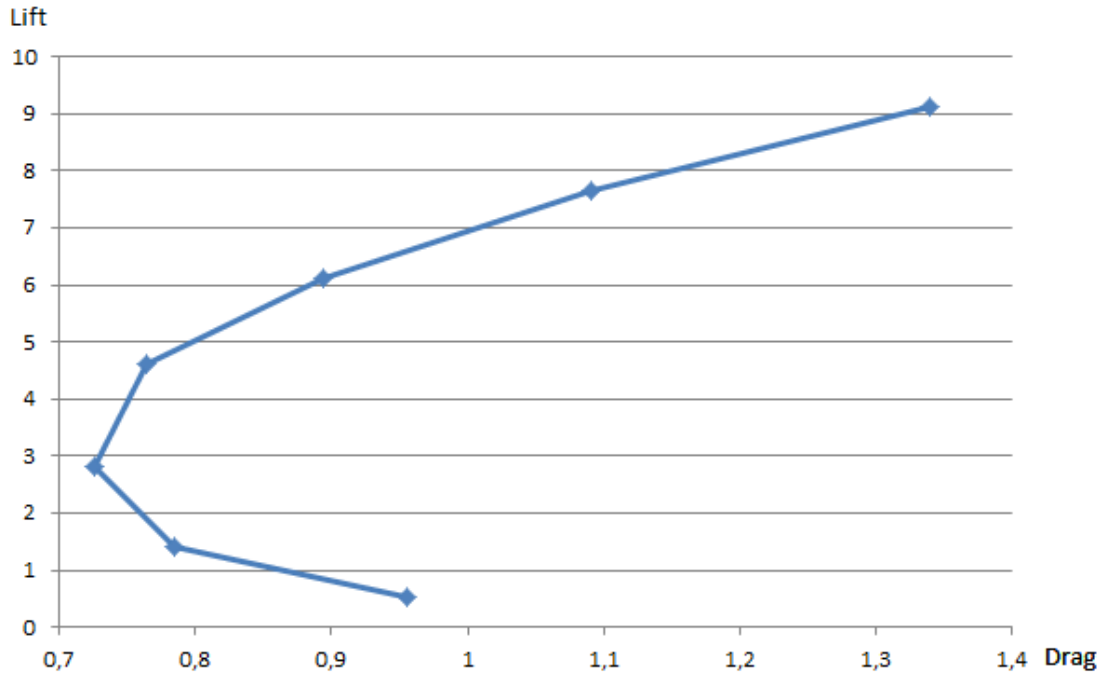


Figura 10.4: Polare dell'intero velivolo SKYBIRD

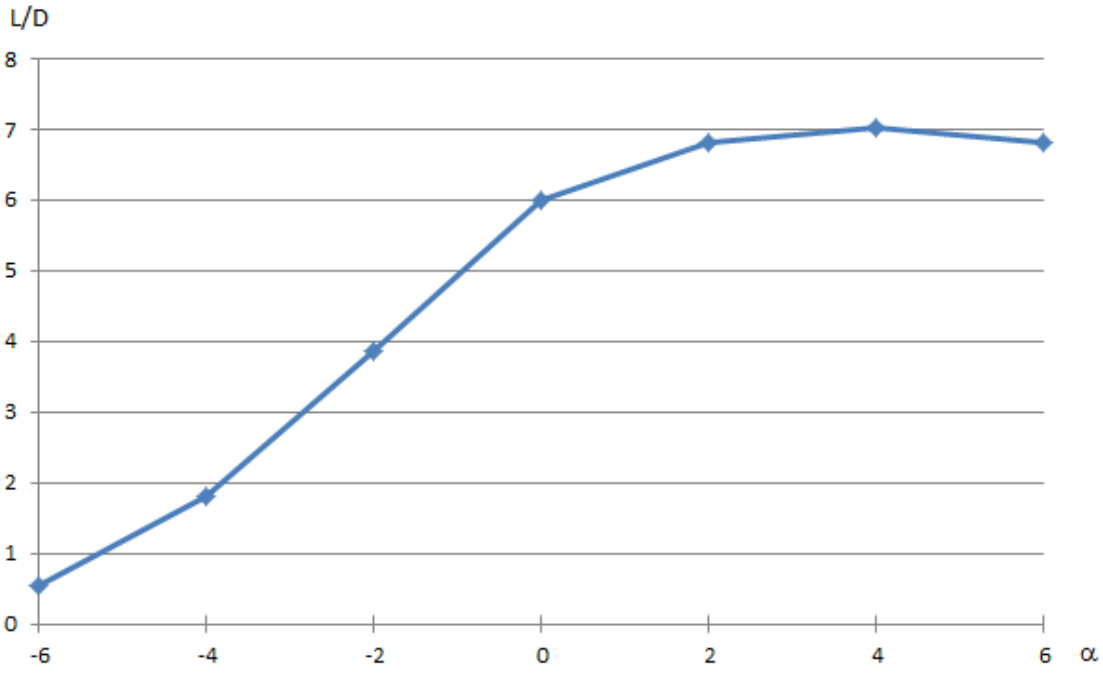


Figura 10.5: Rapporto portanza-resistenza del modello completo in funzione dell'angolo d'attacco α

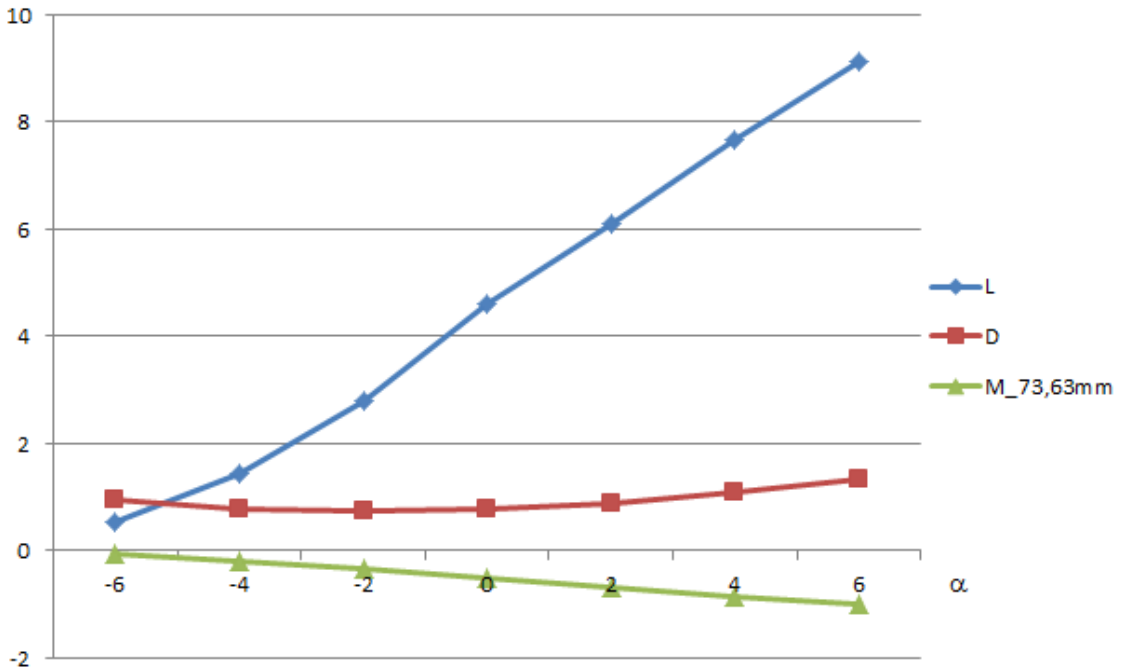


Figura 10.6: Portanza, resistenza e momento attorno al baricentro in funzione dell'angolo d'attacco α

bilanciare il momento generato dall'ala.
Se si arretrasse il baricentro del velivolo la curva che rappresenta il momento in funzione di α tende a diventare crescente con l'angolo d'attacco e il drone diventa instabile. Per questo motivo le soluzioni possibili sono due:

1. Rendere la superficie caudale deportante.
2. Allontanare la superficie caudale dal centro di massa del drone.

La prima soluzione prevede di inarcare la curvatura della lastra piana agendo sui controlli di beccheggio, ciò aumenta anche la resistenza aerodinamica, oppure progettando una superficie estrudendo un profilo, come ad esempio il *Clark Y*, in modo da ottenere una portanza negativa. La massa della superficie è tuttavia più elevata.
La seconda soluzione prevede una modifica della fusoliera, ma si riesce a bilanciare il momento con un'azione meno aggressiva dei controlli.

10.3 Specifiche tecniche del modello

Il modello completo ad oggi presenta le seguenti caratteristiche tecniche, trattandosi di un prototipo queste sono soggette a probabile modifica nel prossimo futuro, per migliorarne le performance. Lo SKYBIRD è visibile nella figura 10.7.

- Apertura alare: 1.66 m
- Lunghezza: 1.21 m

Figura 10.7: Il modello SKYBIRD completo

- Superficie alare: 0.36 m^2
- Peso in ordine di volo: 1.4 Kg
- Carico alare: 3.9 Kg/m^2
- Batteria: 3 celle LiPo, 11.1 V, 2200 mAh
- Autonomia di volo: circa 30 minuti
- Sistema di controllo: Hitec 2.4 GHz
- Motore: Brushless a cassa rotante 1000 KV, 400 W
- Regolatore: regolatore per brushless (trifase), 45 A
- Consumo medio: 4 A
- Superfici di controllo: 2, timone di coda e profondità
- Materiali utilizzati: Carboresina, polistirolo, Depron, Oracover, compensato marino, Alluminio

10.4 Test di volo vincolato

I primi test effettuati sono stati quelli di volo vincolato, necessari per conoscere e testare le caratteristiche del prototipo prima della sua messa in opera per la fase operativa, onde evitarne spiacevoli rotture. Per tali test si è utilizzato un escavatore, con la benna quasi completamente alzata ed un bacco sufficientemente lungo, tale da permettere ogni eventuale oscillazione del modello senza contatto con le strutture attorno.
Le tipologie di test sono state 3:

- Modello appeso statico (figura 10.8)
- Modello appeso in rotazione con ali fisse
- Modello appeso in rotazione con ali battenti

e sono state ripetute in due modalità operative:

- Modello vincolato in due punti, con il baricentro nel mezzo
- Modello vincolato in un solo punto, a proravia del baricentro

Queste sei tipologie di test hanno permesso di verificare la stabilità del modello in diverse situazioni operative, incluse raffiche di vento improvvise, la sua manovrabilità e la rigidezza strutturale. Ci si può ritenere soddisfatti da quanto osservato, il modello presenta ottima stabilità, sopratutto nella fase di volo battuto e la coda è stata correttamente dimensionata. Deve essere invece aumentata la superficie mobile verticale, in quanto la manovrabilità all'imbardata è ridotta.
Purtroppo il peso complessivo risulta eccessivo e la velocità minima di sostentamento,

Figura 10.8: Superficie ideale della fusoliera del drone.

quindi la velocità di stallo, risulta troppo elevata per essere raggiunta in autonomia: la spinta generata dalle ali non è risultata sufficiente al sostentamento autonomo. Per poter vedere lo SKYBIRD in volo è stato necessario portarlo meccanicamente con l'ausilio della rotazione dell'escavatore alla velocità di sostentamento, raggiunta la quale ha potuto librarsi autonomamente.
Ciò che è risultato interessante sono i test svolti con un singolo fissaggio a proravia del baricentro. A modello fermo infatti questo rimane con la coda quasi verticale e rivolta verso il basso, quando viene avviato il battito alare però tende naturalmente a raddrizzarsi, dimostrando l'efficacia del battito stesso. Una volta messo in movimento inoltre, non vi sono più differenze con il test a due sostegni, questo perché il modello è ben equilibrato e la superficie di coda correttamente dimensionata.

10.5 Test di volo

Test di volo autonomo non sono stati svolti, poiché il prototipo non presenta ancora le caratteristiche necessarie al volo con auto sostentamento, sono stati pertanto evitati per scongiurare premature rotture.

10.6 Bibliografia

[1] F. Moukalled, L. Mangani, M. Darwish *The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics*, Springer

[2] Joel Guerrero, Damiano Natali *Introductory OpenFOAM Course* University of Genoa, DICCA

Capitolo 11

Migliorie e sviluppi futuri

Il cinematismo studiato nei precedenti capitoli ed infine realizzato ha fornito risultati empirici soddisfacenti. Il battito dell'ala riproduce fedelmente il movimento previsto in fase di design. Il drone presenta tuttavia una serie di inconvenienti che impediscono il sostentamento in volo e compromettono la stabilità del velivolo:

- Massa eccessiva
- Ubicazione del centro di massa
- Ampiezza del battito alare
- Discontinuità geometrica tra i due settori alari
- Meccanismo responsabile del battito alare
- Scarsa rigidezza del cinematismo
- Superfici di controllo

In seguito sono dettagliatamente analizzati i singoli punti ed esposte alcune possibili soluzioni finalizzate alla riduzione oppure alla risoluzione del problema.

11.1 Massa del drone

Dalle simulazioni relative al modello completo è emerso che la portanza complessiva generata a 6 m/s è circa 8 N, ad un angolo d'attacco pari a 6°. La massa del drone è pari a 1.4 Kg. I componenti che hanno maggiormente influenzato tale valore sono il gruppo motore, comprendente riduttore e batteria, insieme alla struttura di sostegno alare pesantemente sovradimensionata per timore di fratture in volo causate da vibrazioni e da forze di natura stocastica, come ad esempio folate improvvise di vento laterale.

11.1.1 Gruppo motore e batteria

Trattasi di un insieme di componenti strettamente legati tra loro, in particolare la fonte di energia chimica e il generatore di potenza meccanica. Un motore di piccola taglia è leggero, ma non presenta una curva di coppia che possa adattarsi al carico. Alimentato con una tensione maggiore il guadagno non compensa la spesa in massa di una batteria composta da più celle connesse in serie. Un'altra soluzione consiste nell'aumentare il numero di celle penalizzando l'autonomia, anziché il peso complessivo. Tuttavia, se la resistenza interna della batteria (legata al numero di celle, all'usura, ecc..) differisce da quella del motore, si riduce la potenza elettrica trasmessa.

11.1.2 Riduttore

Per quanto riguarda il riduttore, esistono diverse possibilità per raggiungere la frequenza di rotazione della manovella (3 Hz, ovvero 180 rpm). La prima è realizzare ruote dentate in materiale polimerico, le resine fenoliche sono le più adatte allo scopo per la loro durezza, resistenza a usura ed il basso coefficiente di attrito tra due componenti meccanicamente accoppiati. Esso sarebbe composto da una sola coppia di ruote dentate con forte rapporto di riduzione. Forti rapporti di riduzione in un solo stadio penalizzano il rendimento. La seconda soluzione consiste nell'acquisto di un riduttore calettato direttamente sul motore. Gli ingranaggi possono essere in *nylon* oppure metallici, a seconda del modello, e involucro in materiale termoplastico. Date le ridotte dimensioni è estremamente leggero e compatto. Il rapporto di riduzione è tuttavia contenuto, ma è possibile combinare le due soluzioni esposte limitando gli inconvenienti.

11.1.3 Sostegno alare

I longheroni di sostegno delle centine alari hanno sezione rettangolare piena e sono realizzati in fibra di carbonio alternata con fibra di vetro. La migliore soluzione è impiegare componenti standardizzati, dove possibile, e installare piccoli rinforzi nei punti deboli, in modo da ottenere una struttura più leggera. In commercio esistono travi a sezione quadrata, lato pari a 4 mm, e cave all'interno. La loro rigidezza sotto carico di flessione è eccellente.

11.2 Ubicazione del centro di massa

Per definire l'ubicazione del baricentro occorrono tre coordinate cartesiane. Trattandosi di un sistema simmetrico rispetto ad un piano verticale passante per il centroide del volume e allineato secondo la direzione del flusso, in realtà occorre definire solo due valori X_g e Z_g. Il primo parametro è di fondamentale importanza per garantire la stabilità di beccheggio, mentre il secondo facilita il ripristino della posizione di equilibrio dopo una manovra di rollio se si trova sotto il centro di pressione alare. In definitiva, come esposto nel capitolo 10, deve trovarsi ad una distanza pari al quarto della corda passante per il baricentro geometrico dell'intera ala. Il drone realizzato presenta una dislocazione accentuata in direzione caudale. Ciò significa che è necessario effettuare modifiche alla fusoliera e alla coda per risolvere il problema.

Il componente che maggiormente si presta al controllo del baricentro è la batteria, la sua massa è sufficientemente elevata da rendere non trascurabile il suo contributo e la si può facilmente spostare all'interno della fusoliera.
Allungando la parte anteriore della fusoliera è possibile protrarre la batteria in modo da spostare il centro di massa sulla posizione di progetto.
Per aumentare l'efficacia della soluzione è conveniente installare una coda a V, anziché quella tradizionale.

11.3 Ampiezza e frequenza del battito alare

Il primo test del cinematismo ha portato a una frattura di taglio del tirante, nella sezione di transizione circolare-rettangolare. Ciò suggerisce la riprogettazione del componente in modo da rinforzare i punti deboli.
Per garantire la funzionalità è stato deciso di ridurre la distanza di alcuni perni dal centro di rotazione allo scopo di ridurre l'ampiezza del battito; inoltre la frequenza di rotazione massima durante la prova è stata mantenuta inferiore ai 3 Hz. Ciò ha anche ridotto la forza propulsiva trasmessa dall'ala durante la fase discendente del moto compromettendo la possibilità di sostentamento in volo.
Esistono due possibili soluzioni al problema: ipotizzando di avere a disposizione un motore in grado di azionare il meccanismo alla frequenza desiderata, per evitare fratture è necessario installare rinforzi localizzati oppure ridurre ulteriormente la scala del cinematismo, tenendo presente che, se si riduce la scala per ottenere una forza propulsiva sufficiente, occorre aumentare la frequenza del battito. E' perciò necessario valutare entrambe le possibilità e verificare quale presenti il miglior vantaggio, tenendo anche in considerazione il dimensionamento del gruppo motore.

11.4 Discontinuità geometrica tra i due settori alari

La posizione relativa tra i due settori durante il battito è diversa istante dopo istante, inoltre varia l'inclinazione del loro asse. Per questo motivo esiste un'intrinseca difficoltà di colmare la lacuna, necessaria per evitare impuntamenti delle centine durante il moto.
La sua presenza aumenta la resistenza aerodinamica perché vengono generati due vortici di fondo-ala alle due estremità, inoltre la distribuzione della portanza lungo i due settori presenta un brusco calo presso i bordi. Il risultato è una riduzione della portanza generata dall'ala di circa $20 \div 30$ %.
L'impiego di un materiale polimerico termoadesivo è sconsigliata, in quanto non rimarrebbe in tensione nella finestra temporale del movimento. Si otterrebbe perciò una superficie irregolare. Inoltre la notevole differenza dei profili alari dei due settori ne accentuano la difficoltà.
Una possibile soluzione è utilizzare una membrana sottile ed elastica, calettata alle due estremità della lacuna tramite incollaggio. La tensione sarebbe garantita dall'elasticità del materiale durante il ciclo del battito alare, inoltre la superficie rimarrebbe liscia.

11.5 Meccanismo responsabile del battito alare

Lo spessore massimo del profilo *Selig* 1223 è circa il 12 % della corda e si trova ad una distanza dal LE pari al 20% di quest'ultima. La distanza massima tra il longherone e il tirante in un ciclo di battito alare supera tale valore e ciò ha costretto la sostituzione del profilo del primo settore alare con uno sottile equivalente. Alcuni componenti del meccanismo sono scoperti; oltre che essere antiestetici, influenzano la resistenza aerodinamica e generano un campo turbolento.
Per tale motivo nel capitolo 7 è stata proposta una soluzione che per ragioni di tempo non è stata collaudata, nonostante il moto vorticoso indotto dal bordo d'attacco sia notevolmente ridotto, ancora non ingloba completamente il cinematismo.
Aumentando perciò la lunghezza della corda in modo tale da avere in ogni sezione uno spessore massimo superiore a quello del meccanismo, è possibile inglobarlo totalmente senza cambiare profilo alare.
Dalle simulazioni effettuate è emerso che la portanza sarebbe stata decisamente maggiore in fase di *gliding* senza svergolamento. Ciò è tuttavia necessario per ottenere una spinta propulsiva durante il *flapping*. Il modello corrente presenta un compromesso tra le due esigenze: ottenere portanza e forza propulsiva.
Installando un servomeccanismo all'estremità dell'ala allo scopo di variare l'angolo d'incidenza dei *wing tips*, è possibile disaccoppiare il legame tra portanza e propulsione concentrando l'effetto dello svergolamento sui soli terminali alari.
Questa soluzione offre il vantaggio di massimizzare la portanza durante il *gliding*, mantenendo l'angolo d'incidenza nullo come la restante porzione dell'ala; appena il motore inizia a muovere il cinematismo è possibile miscelare il segnale trasmesso col controllo dei servomeccanismi sull'incidenza dei terminali generando spinta.
Occorre effettuare una verifica sperimentale di tale soluzione: in linea teorica offre senza dubbio notevoli miglioramenti, ma in pratica è necessario stabilire la fattibilità, in quanto aggiungere una massa presso l'estremità aumenta le forze inerziali trasmesse ai perni. Inoltre i carichi aerodinamici agenti sui terminali vengono trasmessi direttamente al servomeccanismo ed è possibile che l'organo riduttore si danneggi.

11.6 Scarsa rigidezza del cinematismo

Le oscillazioni del cinematismo possono essere la causa di frattura nei punti maggiormente sottoposti a tensione, come vicino ai perni. Le prove di volo vincolato hanno dimostrato che la resistenza meccanica del materiale si è rivelata sufficiente. Tuttavia è conveniente aumentare la sua rigidezza, soprattutto se si dovesse adottare la soluzione dei longheroni cavi a sezione quadrata.

11.7 Superfici di controllo

Durante le prove di volo vincolato è emerso che l'asse del drone tende a mantenersi allineato con la direzione del moto, anche durante la fase di *flapping*; ciò dimostra che il punto neutro (punto caratterizzato da avere momento nullo) si trova dietro al centro di pressione dell'intero velivolo.

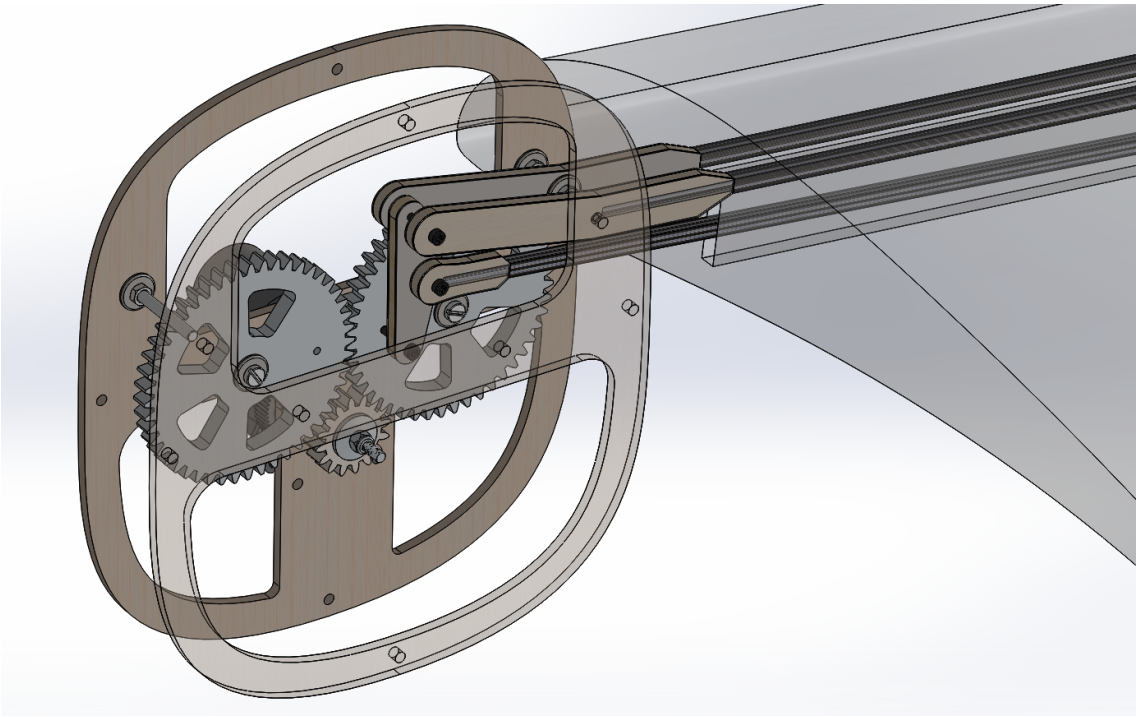


Figura 11.1: Miglioramenti applicati al progetto iniziale.

Per verificare la stabilità sono state introdotte perturbazioni, tramite i controlli delle superfici caudali, allo scopo di allontanarsi dalla condizione di equilibrio. Nonostante il risultato positivo in cui l'equilibrio si sia ripristinato, la piccola perturbazione è stata ottenuta con un'elevata inclinazione della superficie di controllo. Se si vuole aumentare la reattività del drone alla velocità di progetto, ovvero 6 m/s, è necessario incrementare l'area.

11.8 Conclusione

Applicando le migliorie precedentemente elencate, è stato rielaborato il progetto iniziale. Le principali differenze riguardano la struttura di sostegno e la realizzazione dei componenti forati.
Come si può notare dalla figura 11.1 le ruote dentate principali sono state ideate per poter essere realizzate sia in materiale metallico, ad esempio in lega di Alluminio, sia polimerico. Possono essere impiegate anche le ruote commerciali in nylon installate sul modello attuale.
La ruota dentata motrice deve essere in materiale polimerico e calettata sull'albero del riduttore di figura 11.2. Il rapporto di riduzione complessivo è circa 20 : 1, ciò consente di aumentare la frequenza del battito.
Inoltre il cinematismo è completamente inglobato all'interno della superficie alare e i rinforzi sono localizzati. Gli accoppiamenti sono ancora di strisciamento, ma è possibile installare con estrema facilità cuscinetti a sfera per ridurre gli attriti interni.
In seguito verrà analizzato numericamente il nuovo cinematismo allo scopo di ricercare interferenze tra i componenti, verrà studiato il comportamento dell'ala nelle medesime

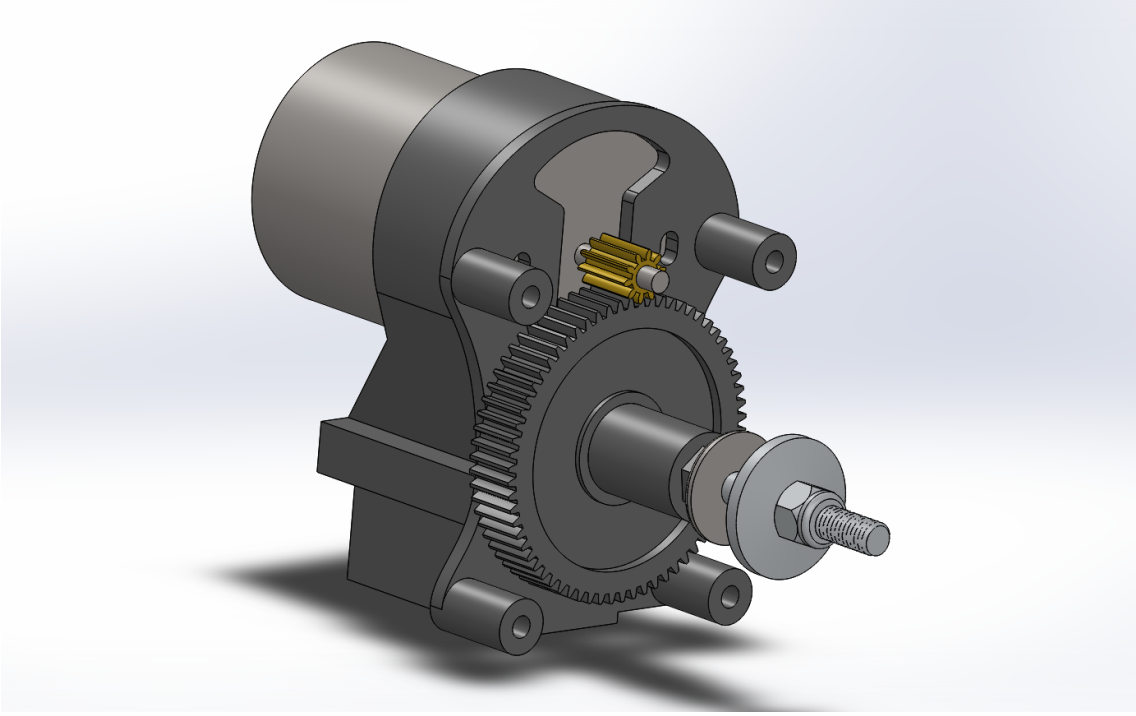


Figura 11.2: Riduttore commerciale e-flite con rapporto di riduzione 6.6:1.

condizioni, saranno effettuate simulazioni a griglia mobile per quantificare la spinta al variare dell'angolo di calettamento dei terminali nella fase discendente del ciclo ed infine sull'intero modello assemblato.

Ringraziamenti

Un ringraziamento davvero sentito va al Professor Alessandro Bottaro, che ci ha seguito in questo lungo percorso di tesi, concedendoci la Sua piena fiducia in ogni momento, dall'inizio alla fine, con un occhio sempre presente ma mai invadente, lasciando a noi la possibilità di creare e anche di sbagliare, grazie perchè tutto questo non sarebbe stato possibile altrimenti.
Un ringraziamento doveroso anche per il nostro correlatore, Prof. Paolo Silvestri, che con la sua preparazione ci ha aiutato nelle considerazioni meccaniche e cinematiche durante tutta la realizzazione del prototipo.
A Joel, grande ricercatore ed esperto di fluidodinamica, per l'aiuto nella realizzazione dei complessi modelli CFD.
Ci hanno aiutato moltissimo la Professoressa Carla Gambaro e il Prof. Enrico Lertora, con la loro disponibilità e sconfinata esperienza nel mondo dei materiali plastici e compositi, a Loro i nostri più sentiti ringraziamenti.
Desideriamo ringraziare in modo speciale l'Amico Alessandro Raffaele, senza di lui davvero non saremmo riusciti a completare questo ambizioso progetto, l'aiuto fornitoci nella fase finale per la realizzazione della trasmissione è risultato fondamentale.
Grazie a tutti coloro che ci hanno simpaticamente scoraggiati in questi due anni: "non volerà mai!", se non fosse stata una sfida, probabilmente non ce l'avremmo mai fatta.

Arrivare al termine di un percorso così lungo e difficile è per me grande gioia, frutto di tanto lavoro e sacrificio, di sconfitte e di vittorie continue nella lunga strada che porta alla meta. Desidero rendere omaggio a tutte quelle persone che mi hanno aiutato concretamente in questa corsa, senza le quali probabilmente non sarebbe stato possibile raggiungere il risultato. A volte l'aiuto è un consiglio, a volte un sorriso, a volte persino una litigata, non deve mai mancare lo spirito positivo e la voglia di migliorarsi, ricordando che la fine di una sfida è solo l'inizio della successiva, in quello strano percorso della vita così ben descritto dal simbolo che tanto adoro: l'infinito ∞ .
Jacopo Callà

Ringrazio il professor Alessandro Bottaro per aver sempre creduto in me e per i continui incoraggiamenti, il ricercatore Joel Guerrero, che mi ha permesso di attingere dalla sua vasta conoscenza riguardo i codici di calcolo CFD, il professor Enrico Lertora per avermi trasmesso passione e conoscenza dei materiali compositi e i processi per la realizzazione di semilavorati, il professor Paolo Silvestri per la sua disponibilità nell'insegnamento delle simulazioni sul cinematismo e infine ringrazio la mia Famiglia per il sostegno morale e per l'ispirazione conferitami.
Alessandro Bacigalupo