

# POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea Magistrale  
in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale



## Progetto preliminare di una piattaforma UAS a configurazione VTOL

**Relatore:**

Paolo Maggiore

**Correlatore:**

Matteo Davide Lorenzo Dalla Vedova

**Candidato:**

Daniele Modesti

ANNO ACCADEMICO 2017-2018



# Indice

## INTRODUZIONE

### 1 Rischi e Normative

1.1	Rischi legati alle operazioni.....	3
1.2	Sistemi regolatori correnti.....	5
1.2.1	Normativa Italiana.....	7
1.3	Problemi legati all'applicazione delle norme.....	13
1.3.1	Problema 1: le responsabilità per la regolazione deGLI apr sono divise, portando a requisiti divergenti nel mercato interno.....	13
1.3.2	Problema 2: le autorizzazioni individuali sono troppo costose e richiedono troppo tempo e molte risorse.....	16
1.3.3	Problema 3: i metodi esistenti di regolazione dell'aviazione civile non sono sempre adatti alle specificità degli APR.....	17
1.3.4	Problema 4: la supervisione e le forze dell'ordine mancano di informazioni e strumenti adeguati.....	19
1.4	Possibilità future .....	20

### 2 Dall'ala fissa alla configurazione ibrida

2.1	UAV: Usi e componenti.....	26
2.2	Fasi del progetto.....	29
2.3	Profilo di missione.....	31
2.3.1	VTOL Mode.....	31
2.3.2	Multirotor Mode.....	33

<b>3</b>	<b>Concept e progetto</b>	
3.1	Analisi statistica.....	35
3.1.1	Scelta del Frame.....	43
3.2	Stima pesi e scelta sistemi.....	46
3.2.1	Componenti .....	48
3.2.2	Schema elettrico.....	59
3.3	Scelta dei motori.....	60
3.3.1	Teoria TDA ed Elemento pala.....	62
3.3.2	Motori per il volo Verticale.....	69
3.3.3	Motore per il volo Orizzontale.....	74
3.4	CAD .....	77
3.5	Meccanica del volo.....	87
<b>4</b>	<b>Analisi Strutturale</b>	
4.1	FEM Analysis.....	95
4.1.1	Prova statica: Longheroni e Ala.....	97
4.1.2	Prova statica: Centina di supporto e trave tubolare.....	100
<b>5</b>	<b>Analisi Aerodinamica</b>	
5.1	FlowSimulation Analysis.....	104
5.1.1	Validazione dell'analisi.....	106
5.1.2	Confronto tra X8 e X8 VTOL.....	107
5.2	Velocità di transizione.....	108

CONCLUSIONI

# Indice delle figure

Figura 2.1 – Lancio con la catapulta del Pro S3 Wavesight .....	27
Figura 2.2 – Flow Chart delle fasi del progetto.....	30
Figura 2.3 – Profilo di missione per la modalità VTOL.....	31
Figura 2.4 – Profilo di missione classico di un multirottore.....	33
Figura 3.1 – Skywalker X8 Black.....	48
Figura 3.2 – Funzionamento PWM, confronto tra il segnale analogico di comando (in verde) e il segnale di riferimento ad onda triangolare .....	49
Figura 3.3 – Schema elettrico di un ESC NON OPTO.....	50
Figura 3.4 – Schema elettrico di un ESC OPTO.....	51
Figura 3.5 – ESC Board Herkules III.....	52
Figura 3.6 – ESC Master Mezon OPTO 75A.....	52
Figura 3.7 – Power Module iParaAiluRy HJ APM.....	53
Figura 3.8 – Sensore Micasense RedEdge.....	54
Figura 3.9 – Servo motor MD933.....	54
Figura 3.10 – Propeller Aeronaut carbon Foldable.....	55
Figura 3.11 – FCS Pixhawk II.....	56
Figura 3.12 – 3DR Radio Telemetry.....	57
Figura 3.13 – Modulo GPS Here GNSS(M8N) .....	57
Figura 3.14 – Dettaglio dello schema elettrico.....	59
Figura 3.15 – Tubo di flusso della teoria TDA.....	63
Figura 3.16 – Dettaglio delle forze ed angoli elemento pala.....	66
Figura 3.17 – Classificazione dei motori in base a corrente consumata, tensione di alimentazione e dimensione dell' elica con cui è stata effettuata la prova a banco .....	72
Figura 3.18 – Batteria Multistar Lipo 6s - 10 Ah.....	73
Figura 3.19 – Tipologie di centine di supporto: (a) Piena, (b) Richiudibile, (c) Vuota con correnti (d) Vuota con rinforzi.....	80
Figura 3.20 – Vista laterale con quote della centina scelta.....	81
Figura 3.21 – Vista Frontale con quote della centina scelta.....	81
Figura 3.22 – Vista laterale con quote del pattino anteriore.....	83
Figura 3.23 – Vista superiore con quote del pattino anteriore.....	83
Figura 3.24 – Vista laterale con quote del pattino posteriore.....	84
Figura 3.25 – Vista superiore con quote del pattino posteriore.....	84
Figura 3.26 – Vista superiore con quote del velivolo completo.....	85
Figura 3.27 – Vista frontale con quote del velivolo completo.....	85
Figura 3.28 – Vista posteriore con quote del velivolo completo.....	86
Figura 3.29 – Vista laterale del velivolo completo.....	86

Figura 3.30 – Dettaglio delle posizioni dei componenti all'interno del velivolo....	93
Figura 3.31 – Posizione baricentro del velivolo completo e centramento della struttura per il volo verticale .....	94
Figura 4.1 – Rappresentazione di una divisione in elementi finite di una trave e relative gradi di libertà.....	95
Figura 4.2 – Vettori degli spostamenti U e delle forze P riferite ai nodi.....	96
Figura 4.3 – Vista isometrica in falsi colori degli spostamenti.....	98
Figura 4.4 – Vista isometrica in falsi colori delle deformazioni1.....	98
Figura 4.5 – Vista isometrica in falsi colori degli spostamenti.....	99
Figura 4.6 – Vista isometrica in falsi colori delle deformazioni.....	99
Figura 4.7 – Vista isometrica inferiore in falsi colori dello spostamento.....	101
Figura 4.8 – Vista isometrica superiore in falsi colori degli spostamenti.....	101
Figura 4.9 – Vista isometrica in falsi colori delle deformazioni.....	102
Figura 4.10 – Vista isometrica in falsi colori delle deformazioni.....	102
Figura 5.1 – Distribuzione delle pressioni per velivolo X8 e X8 VTOL.....	104
Figura 5.2 - Dettaglio delle interferenze degli organi aggiuntivi sulla configurazione originale.....	106

# Indice delle tabelle

Tabella 1.1 - Numero di operatori commerciali approvati per Stato.....	6
Tabella 1.2 - Regolamenti per stati membri EU.....	15
Tabella 1.3 - Opzioni e possibilità future per la regolamentazione.....	25
Tabella 3.1 – Datasheet APR Tiltrotor ad ala fissa in commercio.....	37
Tabella 3.2 – Datasheet APR Tailsitter ad ala fissa in commercio.....	39
Tabella 3.3 – Datasheet APR ad ala fissa VTOL.....	41
Tabella 3.4 – Valori medi dell’analisi statistica.....	42
Tabella 3.5 – Datasheet dei Frame in commercio.....	44
Tabella 3.6 – Elenco dei componenti con I relative pesi.....	47
Tabella 3.7 – Datasheet motori per il volo verticale.....	72
Tabella 3.8 – Datasheet motori per il volo orizzontale.....	76
Tabella 3.9 – Coefficienti aerodinamici rilevati dall’Aeronautical Reserch and Test Istitute VZLU’ .....	88
Tabella 3.10 – Valori di $\alpha_{eq}$ per gli angoli di orientamento dell’elevon.....	91
Tabella 4.1 – Parametri della mesh.....	99
Tabella 4.2 – Parametri della mesh.....	100
Tabella 5.1 – Errori tra i risultati di portanza in galleria del vento e Flow Simulation.....	105
Tabella 5.2 – Confronto dei valori di portanza su Flow Simulation tra X8 e X8 VTOL.....	106
Tabella 5.3 – Portanze ottenute su Flow Simulation a a diverse velocità .....	108

# Indice dei grafici

Grafico 3.1 – Polare del velivolo X8 Skywalker.....	88
Grafico 3.2 – Rappresentazione dell'indice di stabilità statica negativo.....	89
Grafico 3.3 – Grafico del $CL-\alpha$ per diversi angoli di elevon ed incrocio con il $CL_{eq}$ (in azzurro) .....	90
Grafico 3.4 – Grafico del CMG per diversi angoli di elevon.....	90
Grafico 5.1 – Confronto tra X8 wind tunnel (nero), X8 Flow Simulation (arancio), X8 VTOL (azzurro) .....	108



# INTRODUZIONE

Il velivolo oggetto di studio sarà un SAPR (Sistema Aeromobile a Pilotaggio Remoto) ad ala fissa potenzialmente capace di rappresentare una soluzione tecnica a tante problematiche dei velivoli unmanned ad ala fissa. Tali mezzi possiedono considerevoli capacità operative, sia in termini di autonomia oraria che di distanze percorribili ed hanno superfici alari tali da poter sviluppare una portanza notevole e contenere i consumi (sia se l'energia è fornita da batterie sia se è fornita da combustibile). La scelta dei motori degli APR ad ala fissa è infatti molto differente, presenta infatti maggiore margine di miglioramento dell'autonomia di volo, dal momento che gli ambiti su cui si può agire sono in numero maggiore rispetto ad un multirobot: aerodinamica, ingombri, struttura, peso, solo per elencarne alcuni.

Gli svantaggi sono legati all'impossibilità di decollo senza la creazione di forze aerodinamiche utili al volo, quindi raggiungimento di velocità idonee al sostentamento. Per fare questo i mezzi sperimentati sono differenti: per i velivoli con pilota a bordo dell'aeronautica civile il requisito principale deriva dalla lunghezza della pista per l'accelerazione utile a generare la portanza di decollo, oppure altri sistemi come quello delle portaerei che permettono con un sistema a vapore, delle dimensioni della nave stessa, di raggiungere le velocità di decollo, con una finestra di errore molto ridotta.

Per quanto riguarda il mondo SAPR, il minor peso può dare spunto a interessanti valutazioni ingegneristiche; come per i velivoli manned si possono utilizzare piste di decollo di dimensione più contenute, ma è possibile anche pensare a catapulte costruite appositamente per tale scopo, smontabili, rimontabili e trasportabili in un contenitore prima e dopo la missione. Per tali ragioni, aziende commerciali e forze armate nel mondo sono sempre più interessate a questi mezzi, che permettono non solo la ricognizione di zone d'interesse strategico eliminando i rischi per il pilota a bordo ma anche potendo

consegnare il carico pagante in zone ardue da raggiungere per mezzi di trasporto tradizionali,

L'interesse è molto vivo anche per i SAPR multirottore ma questi ultimi sono caratterizzati da limiti più stringenti in termini di autonomia di volo, velocità e distanze percorse.

Per ovviare a questo problema bisogna trovare un compromesso legato tra la riduzione di peso e all'aumento della durata della batteria, ma, come noto, le dimensioni di quest'ultima sono direttamente proporzionali alla sua autonomia oraria, a meno del tipo di materiale utilizzato per l'immagazzinamento. Il litio per ora è il materiale che meglio si presta a tale scopo per la sua maggiore densità di energia per kilogrammo, ma siamo ancora ben lontani dal potenziale che possiedono i combustibili fossili.

D'altra parte tali mezzi sono ancora molto utilizzati perché permettono di fare quello che un SAPR ad ala fissa non può fare, come il volo a punto fisso, basta infatti anche solo questa ragione per far valere l'idea di preferire tale aeromobile.

Questa tesi si pone come obiettivo di valutare vantaggi e svantaggi dei SAPR ad ala fissa e rotante e valuterà la fattibilità di un mezzo a configurazione ibrida.

Il mercato dei velivoli "Unmanned" in enorme crescita vedremo che deve affrontare delle problematiche più critiche delle sole valutazioni delle prestazioni quali i rischi che si possono correre legati non solo all'offesa verso persone fisiche o danneggiamento di oggetti, ma anche ad una possibile violazione di diverse regole: come quelle della privacy e dell'invasione di spazi aerei sensibili, come quelli degli aeroporti e quindi dei voli con passeggeri a bordo.

I rischi legati al danno che possono recare sono molto simili a quelli già trattati da molti studi sul "bird strike", quindi alla presenza di corpi di piccole dimensioni, che ancora oggi causano problemi negli aeroporti.

Come vedremo, Europa e non solo, si stanno muovendo a tale proposito con il rafforzamento delle normative vigenti, anche grazie all'aiuto di un organo chiamato JARUS che si presta a trovare un miglior compromesso per tale scopo.

# Capitolo 1

## Rischi e Normative

### 1.1 Rischi legati alle operazioni

Per quanto riguarda la sicurezza nell'aria e al suolo, anche se gli APR non trasportano persone a bordo, un incidente può, a seconda dell'energia coinvolta nell'incidente, causare potenzialmente lesione a terra o ad altri aerei con passeggeri. Diversi eventi classificati come mancate collisioni in volo hanno riguardato SAPR in prossimità di voli commerciali manned ebbene siano in vigore delle regole necessarie per prevenire tali rischi (ad esempio è vietato volare a tali altitudini), queste regole spesso sono disattese. Al momento la probabilità di essere catturati usando APR illegalmente è piccola, data la difficoltà di collegare un APR al suo pilota. Inoltre, i SAPR hanno caratteristiche di sicurezza limitate a causa del peso e dei limiti di costo e sono vulnerabili alla perdita di potenza o alla perdita di controllo (ad esempio perché il link di comunicazione con il pilota è perso) o alla collisione a causa di un errore del pilota. I piloti remoti possono anche non essere consapevoli dei rischi che stanno assumendo se non hanno avuto una formazione aeronautica. C'è il serio rischio che questi incidenti di sicurezza possano moltiplicarsi con il crescente numero di SAPR<sup>1</sup>.

In aggiunta ai citati problemi di sicurezza aerea ci sono i problemi di natura legale: gli APR potrebbero suggerire nuove attività illegali tra cui sorveglianza (spionaggio, ricognizione di bersagli) o il trasporto di un carico utile offensivo (ordigni esplosivi, o anche la consegna di armi in un cortile della prigione). Sebbene tali reati possano anche essere effettuati con aerei tradizionali come gli elicotteri, tali mezzi tradizionali sono molto meno accessibili (costi, competenze richieste, registrazione / identificazione) e sono più facilmente individuabili rispetto ai SAPR. Inoltre, a causa della tecnologia di comando e controllo a distanza, gli APR hanno una maggiore vulnerabilità per certi aspetti rispetto all'aviazione presidiata e rimangono particolarmente esposti all'hacking in cui uno di questi mezzi può essere utilizzato per scopo criminale. Il fatto che gli operatori possano rimanere anonimi pone un serio problema alle autorità di contrasto, che hanno difficoltà a intercettare o impedire determinate operazioni o ad identificare o arrestare l'operatore. Questi rischi devono ancora essere opportunamente trattati e risolti.

In questo contesto, gli aspetti della sicurezza sono intrinsecamente collegati. Un approccio alla sicurezza approssimativo porterà anche a risultati non ottimali. Nell'ambito SESAR-EU, programma di ricerca basato sulla gestione del traffico aereo nel cielo unico europeo, sta già lavorando a queste tecnologie, che potrebbero quindi essere tradotte in regole che rientrano nelle competenze nazionali o europee. Mentre il numero delle operazioni dei SAPR è destinato a crescere rapidamente, una crescita altrettanto rapida degli incidenti può causare danni economici e sociali al settore. Se tali aspetti critici non saranno affrontati adeguatamente, il pubblico può opporsi attivamente allo sviluppo di queste tecnologie. Ciò potrebbe essere evitato affrontando una valutazione preliminare dei rischi. Se, tuttavia, i regolamenti sono troppo conservativi e restrittivi, lo sviluppo di questo mercato potrebbe non raggiungere il loro potenziale, portando a opportunità mancate di crescita e posti di lavoro. Inoltre, la difficoltà di avviare operazioni legali con SAPR ha spinto alcuni operatori a farlo in modo illegale. Le autorità segnalano crescenti difficoltà ad affrontare questo fenomeno. È probabile che le operazioni irregolari

rappresentino rischi particolarmente elevati per la sicurezza, oltre ad altre preoccupazioni di ordine pubblico.

## **1.2 Sistemi regolatori correnti**

Le regole dell'aviazione esistenti non sono indirizzate specificatamente per gli APR.

Tali velivoli hanno la capacità di compiere una vastissima quantità operazioni, e possono essere classificati in un range di MTOW che oscilla tra qualche centinaio di grammo a qualche tonnellata. In termini di durata di volo, tale range di classificazione è anch'esso esteso, passa dai pochi minuti a interi mesi. Ciò vuol dire che tali velivoli difficilmente saranno conciliabili con normative inerenti a velivoli Manned.

Discorso parallelo riguarderà la quantità di rischi a cui si può andare in contro, dalla possibilità di incorrere in rischi di basso rilievo, a rischi paragonabili ai velivoli con persone a bordo, inoltre APR più piccoli non possono applicare molti dei metodi e delle tecnologie utilizzate nell'aviazione civile con equipaggio per garantire la sicurezza, ad es. il deposito dei piani di volo e la comunicazione con il controllo del traffico aereo, o il trasporto a bordo di radar, transponder e sistemi di prevenzione delle collisioni. Tali metodi e tecnologie sono sproporzionati rispetto al rischio operativo, troppo pesanti o costosi tali per cui la maggior parte dei servizi di APR risulterebbe antieconomica.

L'assenza di tali norme al momento prevede quindi il rilascio di autorizzazioni individuali per le operazioni che si devono svolgere, e ciò è gestito dall'ente nazionale di navigazione aerea. Tuttavia la crescita prevista del numero di produttori di UAV e del numero di operatori inizia fin da subito a diventare oneroso sia come risorse per le amministrazioni che rilasciano tale permesso, che costoso per il richiedente che dovrà oltretutto attendere tempi maggiori. Tali autorizzazioni prevedono solitamente forti limitazioni di operatività (zona geografica limitata e tempi stabiliti).

L'approccio aeronautico convenzionale è il punto di partenza per la regolamentazione di nuovi concetti, come un "approccio centrato sull'operazione" sotto la responsabilità EASA/JARUS.

Tale approccio guidato dal consorzio JARUS in un numero limitato di paesi, come la Finlandia, la Svizzera e l'Austria, stanno ottenendo sempre più sostegno attraverso questa riflessione e un processo di discussione veramente globale. Anche il Regno Unito e la Francia hanno messo in atto regole relativamente accomodanti sulle operazioni dei SAPR.

Laddove in Europa sono più chiare e definite le regole per lo svolgimento di operazioni con i SAPR vi è maggiore crescita del numero di operatori che già iniziano a sfruttare commercialmente tale tecnologia. (Tabella 1.1)

Ad esempio, il numero di operatori commerciali in Francia è passato da meno di 100 nel 2012 a più di 1.000 nel 2015.

Il CAA (Civil Aviation Authority) polacco non ha emesso un certificato di operatore unico nel 2012 e solo cinque nel 2013; il numero è cresciuto fino a 316 nel 2014 e fino a metà 2015, già oltre 1.000.

<b>Country/ region</b>	<b>Number of approved commercial operators</b>
<i>Australia</i>	<i>100+</i>
<i>EU</i>	<i>2,500+</i>
<i>Japan</i>	<i>14,000+</i>
<i>South-Korea</i>	<i>130</i>
<i>USA</i>	<i>1,000+</i>

*Tabella 1.1 - Numero di operatori commerciali approvati per Stato<sup>2</sup>*

La difficoltà di far diffondere l'uso dei SAPR impedisce anche decisioni di investimento in relazione al design e alla produzione di SAPR. Pur avendo una forte base industriale nell'aeronautica (un fatturato annuo di quasi 140 miliardi di Euro e un impiego di

500.000 professionalità specializzate), l'Europa rischia di perdere l'opportunità di diventare un leader nello sfruttamento della tecnologia dei SAPR. Sono state condotte numerose indagini di mercato sui SAPR. In generale, questi studi prevedono un mercato di diversi miliardi di euro all'anno (spesso comprendente operazioni militari e statali).

Vediamo nel dettaglio le normative vigenti nello stato italiano e quindi quelli che sono i limiti odierni di tali tecnologie riferiti alla sicurezza.

### 1.2.1 Normativa italiana

Mezzi aerei a pilotaggio remoto:

L'ente italiano preposto a redigere il regolamento è l'ENAC (Ente Nazionale Aviazione Civile). In particolare, nel documento "Mezzi aerei a pilotaggio remoto", nell'Edizione 2 con l'aggiunta dell'Emendamento 3 del 24/03/2017<sup>3</sup>, si trovano in diverse sezioni e sotto diversi articoli, tutte le regole da seguire per un'attività corretta e nel pieno rispetto della legge, sia l'APR utilizzato per scopi professionali sia per uso hobbystico/aeromodellismo. Nella Sezione 1, legata alla generalità, all'Articolo 1 è enunciata la definizione più adeguata ai mezzi aerei a pilotaggio remoto; essa recita:

*"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, per quelli militari, dai decreti del Ministero della Difesa. Le distinzioni degli aeromobili, secondo le loro caratteristiche tecniche e secondo il loro impiego, sono stabilite dall'ENAC con propri regolamenti e, comunque, dalla normativa speciale in materia<sup>3</sup>".*

Viene inoltre introdotta una seconda definizione: i SAPR, acronimo di Sistemi Aeromobili a Pilotaggio Remoto, con cui si intende semplicemente il sistema costituito da un mezzo aereo utilizzato per scopi professionali e dai relativi componenti indispensabili per il comando e il controllo (stazione di controllo) da parte di un pilota remoto.

Sono assoggettati al regolamento ENAC tutti i SAPR di massa operativa al decollo non superiore a 150 Kg, mentre non rientrano sotto competenza ENAC i SAPR che svolgono attività in spazi chiusi oppure quelli costituiti da palloni utilizzati per osservazioni scientifiche o da palloni frenati.

Il regolamento entra nel vivo con l'Art. 6 in cui viene specificata una prima importante distinzione:

- Sistemi con mezzi aerei di massa operativa al decollo minore di 25 Kg;
- Sistemi con mezzi aerei di massa operativa al decollo uguale o maggiore di 25 Kg e non superiore a 150 Kg<sup>3</sup>.

Nel seguente articolo, vengono inoltre definiti gli impieghi dei SAPR e le operazioni (VLOS, EVLOS, BVLOS) nei quali possono essere impiegati.

Operazioni in EVLOS: operazioni in cui il pilota adotta metodi alternativi per mantenere il contatto visivo con il SAPR, conservando ovviamente tutte le responsabilità nell'evitare collisioni. Il tutto è quindi legato all'utilizzo di osservatori e/o stazioni di terra che permettano di mantenere il contatto visivo con il SAPR. Le operazioni in EVLOS sono condotte con le stesse modalità e limitazioni di quelle in VLOS.

Operazioni in BVLOS: operazioni condotte oltre i limiti orizzontali e verticali VLOS, ovvero a distanze in cui non possono essere applicate le procedure per evitare le collisioni mediante osservazione visiva. Questo tipo di operazioni necessita quindi di sistemi e procedure per il mantenimento della separazione e per evitare le collisioni che richiedono l'approvazione da parte di ENAC. In base alla valutazione del rischio da parte dell'operatore SAPR, si può eventualmente provvedere a richiedere la segregazione temporanea dello spazio aereo.

Nella sezione II dell'articolo 6 vengono analizzati in particolare i SAPR con mezzi aerei di massa operativa al decollo minore di 25 Kg, la prima distinzione identificata in precedenza. Nell'Art. 8 si annoverano i requisiti generali per l'impiego dei SAPR, di cui si riportano i punti principali:

1. Il SAPR deve essere identificato attraverso l'apposizione sul mezzo aereo di una targhetta riportante i dati identificativi del sistema e dell'operatore. Tale targhetta deve essere installata anche sulla stazione di terra;
2. A far data dal 1 luglio 2016, in aggiunta alla targhetta di cui al precedente comma, il SAPR deve essere dotato di un dispositivo elettronico di identificazione che consenta la trasmissione in tempo reale di dati inerenti l'APR ed il proprietario/operatore e dei dati essenziali di volo, nonché la registrazione degli stessi. Le caratteristiche del sistema sono fissate dall'ENAC;
3. Nelle attività condotte in condizioni VLOS, in spazi aerei non controllati, l'ENAC può richiedere l'installazione sull'APR di luci o altri mezzi che possano favorirne la visibilità al pilota remoto ed eventualmente agli altri utilizzatori dello spazio aereo;
4. I SAPR devono essere condotti da un pilota in possesso del riconoscimento della competenza in stato di validità di cui alla successiva Sezione IV del Regolamento;
5. Per le operazioni condotte in condizioni VLOS, il pilota al comando di un SAPR deve essere visibile e chiaramente identificabile tramite mezzi che ne consentano l'immediato riconoscimento. Ai fini del presente regolamento è obbligatorio l'uso di giubbetti ad alta visibilità recanti l'identificativo "pilota di APR".

Le operazioni specializzate in cui l'APR si può trovare a lavorare possono essere di due tipi, come definite dagli Art. 9 e 10 del regolamento:

- Operazioni non critiche: operazioni condotte in VLOS che non prevedono il sorvolo di aree congestionate, assembramenti di persone, agglomerati urbani o infrastrutture sensibili. Durante queste attività, l'operatore deve presentare ad ENAC la dichiarazione che attesti la

rispondenza alle sezioni applicabili del regolamento ed è inoltre responsabile di valutare il rischio associato alle operazioni ed il permanere delle condizioni che fanno ritenere non critiche le operazioni;

- Operazioni critiche: operazioni specializzate che non rispettano, anche solo parzialmente, quando riferito dal precedente Art. 9. Le condizioni per effettuare un'operazione di questo tipo sono molto più stringenti e richiedono oltre all'autorizzazione da parte di ENAC, anche un livello di sicurezza coerente con l'esposizione al rischio, un dispositivo di terminazione del volo indipendente dal sistema primario di comando e controllo del mezzo. Sempre attestando un adeguato livello di sicurezza, è consentito il sorvolo di aree urbane in VLOS mentre risulta in ogni caso proibito il sorvolo di assembramenti di persone, per cortei, manifestazioni sportive o spettacoli.

Appartenenti a questa categoria di APR sotto i 25 Kg, troviamo ovviamente gli APR di massa operativa al decollo minore o uguale a 2Kg, a cui viene dedicato un articolo apposito, l'Art. 12.

Viene specificato che tutte le operazioni specializzate condotte con SAPR di massa operativa al decollo inferiore o uguale a 2 Kg sono considerate non critiche in tutti gli scenari operativi, a patto che il mezzo APR possieda dispositivi di inoffensività precedentemente accertati da ENAC. Nel punto 5 dello stesso articolo viene inoltre affrontata la tematica relativa agli APR con peso inferiore ai 300 g,: qualora sia rispettato il vincolo di peso, vi siano protezioni delle parti rotanti e la velocità massima sia minore o uguale a 60 km/h, tutte le operazioni realizzate con l'APR sono da considerarsi non critiche in tutti gli scenari, e inoltre al pilota non è richiesto il possesso di un Attestato. L'Art. 13 chiude di fatto la sezione riguardante gli APR con massa al decollo inferiore a 25 Kg, e specifica la procedura per i costruttori (le aziende) per l'emissione del certificato di progetto, utile nel caso si intendano produrre i SAPR in serie. Esso contiene tutti i dati relativi alla configurazione che si intende produrre, la strumentazione, i dispositivi

che è possibile impiegare, gli scenari e varie condizioni e/o limitazioni. Una volta compilato seguendo un template definito, dovrà essere inviato a ENAC perchè possa quindi emetterlo e dichiarare il costruttore idoneo.

Nella sezione III del regolamento si affronta quindi la tematica dei SAPR con massa operativa al decollo uguale o superiore ai 25 Kg. Tali APR necessitano ovviamente di opportuna registrazione con l'apposizione di marche di identificazione sia sul mezzo aereo sia sulla stazione di terra.

Per ottenere il Permesso di Volo per attività specializzate o di sperimentazione, il proprietario del SAPR deve presentare domanda all'ENAC fornendo la documentazione necessaria atta a dichiarare la capacità del sistema di operare in sicurezza. Qualora l'attività lo richieda, si può inoltre richiedere la segregazione dello spazio aereo. Nel caso si tratti di operazioni sperimentali, il Permesso di Volo viene rilasciato per il periodo di tempo necessario allo svolgimento della relativa attività. Diverso è invece il caso per le operazioni specializzate, per le quali il Permesso di Volo può avere durata massima di 3 anni.

A partire dalla sezione IV vengono definiti i requisiti e le disposizioni per il pilotaggio degli APR. Ai fini della conduzione di un mezzo è richiesto un pilota in possesso di appropriato riconoscimento di competenza, in corso di validità. Al principio dell'Art. 20 viene specificato quando segue: "Ai sensi del Codice della Navigazione, il pilota è responsabile della condotta in sicurezza del volo".

Il riconoscimento di competenza può essere ottenuto da qualunque persona che abbia una età minima di 18 anni e presenti una idoneità psicofisica adeguata. Tutti gli aspetti relativi al conseguimento dell'Attestato di pilota verranno chiariti nel seguito, facendo riferimento all'apposito regolamento, anch'esso messo a disposizione da ENAC e rivisto nel corso degli ultimi 2 anni.

La Sezione V illustra le regole di circolazione e utilizzo dello spazio aereo. Gli articoli 24, 25 e 26 descrivono rispettivamente le operazioni in VLOS (Visual line of sight), EVLOS (Extended visual line of sight) e BVLOS (Beyond visual line of sight).

Operazioni in VLOS: in queste operazioni il pilota deve essere in grado di mantenere il contatto visivo diretto con l'APR in modo da poter evitare eventuali collisioni con aeromobili, persone, veicoli o infrastrutture di ogni tipo. Tali operazioni sono consentite, di giorno, fino ad un'altezza massima di 150 metri e fino ad una distanza massima sul piano orizzontale di 500 metri. Nel caso si volesse volare a distanze e altezze maggiori, è necessaria autorizzazione da ENAC.

Qualsiasi tipo di operazione non può comunque avere luogo:

1. All'interno dell'ATZ di un aeroporto e nelle aree sottostanti le traiettorie di decollo e atterraggio oppure ad una distanza inferiore a 5 km dall'aeroporto;
2. all'interno dei CTR;
3. all'interno delle aree regolamentate attive e delle aree proibite.

Le operazioni dei SAPR all'interno dei CTR di fatto godono di un'eccezione nel caso i sistemi con mezzi aerei abbiano massa operativa al decollo inferiore a 25 Kg; questi ultimi possono volare fino a 70 metri e fino ad una distanza massima sul piano orizzontale di 200 metri.

L'Art. 27 inoltre completa questo discorso, specificando che in caso di traffico interferente di un altro aeromobile, le operazioni SAPR in VLOS e in EVLOS non hanno diritto di precedenza e il pilota deve attenersi al "see and avoid", ovvero evitando l'altro mezzo e atterrare immediatamente oppure portarsi ad un'altezza massima di sicurezza di 25 m. Le operazioni "non critiche" in VLOS e in EVLOS, in aggiunta, devono essere condotte ad una distanza orizzontale di sicurezza di almeno 150 m dalle aree congestionate ed almeno 50 m dalle persone che non siano sotto il diretto controllo dell'operatore SAPR. Nella Sezione VI e in particolare nei suoi Art. 28, 29 e 30, vengono illustrate le disposizioni generali per i SAPR, specificando che:

- L'operatore è tenuto a conservare e rendere disponibile all'ENAC la documentazione prodotta per dimostrare di aver seguito le disposizioni del regolamento;

- Qualora si verificano incidenti o inconvenienti gravi, l'operatore, il costruttore, l'organizzazione di progetto o il pilota di SAPR (a seconda delle responsabilità) devono comunicare immediatamente quanto accaduto direttamente a ENAC;
- L'effettuazione di operazioni specializzate senza le dovute autorizzazioni o con comprovata non rispondenza al regolamento, possono comportare la sospensione totale o parziale delle autorizzazioni o delle certificazioni rilasciate o annullare i privilegi ottenuti<sup>4</sup>.

All'interno della penultima sezione, la VII, si affronta invece la tematica relativa agli Aeromodelli che tuttavia non sarà di interesse per questa tesi.

## **1.3 Problemi legati all'applicazione delle norme**

### **1.3.1 Problema 1: le responsabilità per la regolazione dei droni sono divise, portando a requisiti divergenti nel mercato interno**

La capacità di commercializzare SAPR attraverso i confini è indispensabile per creare economie di scala e minori costi di sviluppo del prodotto, evitando la necessità di tipi o modelli diversi per i diversi mercati nazionali. La necessità di accesso al mercato transfrontaliero si applica anche alle operazioni dei SAPR. Ad esempio, una società di ispezione di infrastrutture offshore altamente specializzata deve essere in grado di operare oltre il proprio paese di origine per servire mercati di nicchia in altri paesi con infrastrutture offshore se vuole creare una base di clienti sufficientemente ampia.

Il criterio del peso è utilizzato nella maggior parte dei paesi, in combinazione con altri criteri come l'area sorvolata, la linea di vista e l'altitudine sopra il livello del suolo. Il problema è che il peso è una vera soglia limite, che rende improvvisamente impossibili

le operazioni con SAPR un po 'più pesanti, anche se il rischio per terzi non aumenta, ad esempio voli sopra un'area non popolata in spazi aerei ristretti.

Member State	Drone categories	Categories of permitted operations	Area allowed to be overflowed
AT	Below 5kg MTOW (maximum take-off weight) Between 5-25 kg Between 25 -150 kg	VLOS (visual line of sight) only	Undeveloped, Unpopulated, Populated, Densely populated
DK	Below 7kg MTOW Between 7-25 kg Between 25 -150 kg	VLOS only - <100m AGL (above ground level)	150m from road and buildings; never over densely built-up areas
FR	Below 2kg MTOW Between 2-25 kg Between 25 -150 kg	S1= VLOS < 100m distance from pilot S2= VLOS, within 1,000m distance from pilot - <50m AGL S3= VLOS, within 100m distance from pilot S4= observations - 150m AGL	S1= unpopulated area S2= unpopulated area S3= populated area S4= unpopulated area
DE	Below 5kg MTOW: Länder Above 5kg: federal competence	VLOS only, <100m AGL	
ES	2 main categories: Below/Above 25kg	<2kg: BVLOS & AGL<120m <25kg VLOS 500m and AGL<120m	<2kg : only away from habited places <25kg : only away from habited places

		>25kg: subject to the imposed by CAA	<b>Above 25kg:</b> specific conditions
IT	2 main categories: Below/Above 25kg CAA may provide simplified procedures for drones <2 kg	“V70”: 70 m (230 ft) max AGL and 200 m radius “V150”: 150 m (500 ft) AGL and 500 m radius	At least 150 m from congested areas and at least 50 m from persons and property
PL	Two main categories: Below 25kg MTOW Between 25 -150 kg	- VLOS - BVLOS (in segregated airspace)	Outside aerodromes and landing side (5km); outside controlled traffic zones, and R, D airspace zones.
SE	Below 1.5kg MTOW or <150 joule Between 1.5 and 7kg or <1,000 joule Between 7 -150 kg	S1= VLOS , Below 1.5kg S2= VLOS, 1.5 and 7kg S3= VLOS, >7kg S4= BLOS Always < 120 m AGL	Distance RPAS/persons and property: >50m
<del>Tabella 1.2 - Regolamenti per stati membri EU</del> UK	Below 20kg MTOW excl. fuel/incl. battery Between 20 -150 kg	Max speed : 70 kts; 400ft AGL < 500m distance from pilot	>150m from buildings >100m from people

La fornitura transfrontaliera di servizi basati sui SAPR, come le ispezioni delle infrastrutture, o l'introduzione di operazioni su scala europea organizzate secondo un particolare modello operativo, come le consegne a domicilio, è gravemente ostacolata. La necessità di soddisfare requisiti divergenti contemporaneamente costringe gli operatori a soddisfare i requisiti più severi su tutti i criteri (peso, area operativa, altitudine, velocità, linea di vista, ecc.). In alcuni casi, i requisiti nazionali si escludono a vicenda. Inoltre, le

autorizzazioni devono essere ottenute separatamente in ciascuno Stato membro in quanto non vi è riconoscimento reciproco.

### **1.3.2 Problema 2: le autorizzazioni individuali sono troppo costose e richiedono troppo tempo e molte risorse**

In linea di principio, l'ICAO proibisce le operazioni di SAPR con veicoli senza pilota, a meno che gli Stati non concedano "autorizzazioni speciali" individuali per ogni operazione di aeromobile senza pilota sul loro territorio. In alcuni casi, sono necessarie autorizzazioni aggiuntive per coprire il carico utile o il servizio, ad es. per le riprese o la fotografia. In Europa tutte le operazioni sui SAPR richiedono ancora un'autorizzazione speciale, ad eccezione di alcune operazioni a basso rischio con piccoli SAPR in alcuni Stati membri che hanno introdotto una regolamentazione generica. Tuttavia, anche per tali operazioni è ancora richiesta una licenza o autorizzazione generale.

Le autorizzazioni individuali comportano una mancanza di certezza giuridica per quanto riguarda la sostanza e la durata. Il richiedente semplicemente non sa esattamente se la sua specifica operazione sarà approvata e il trattamento delle richieste di esenzione può richiedere da settimane a mesi, a seconda della complessità dell'operazione, e gli operatori hanno difficoltà a tenere in sospenso un cliente per tale un lungo periodo prima di essere in grado di concludere o eseguire un contratto. Inoltre, se il numero delle operazioni dei SAPR e degli operatori dei SAPR continua a crescere, le autorità avranno difficoltà ad affrontare il numero di domande in assenza di personale addizionale addestrato, il che potrebbe comportare ulteriori ritardi.

Alcuni stati non addebitano (ancora) gli operatori per ottenere un permesso, come in Francia, a Malta o in Spagna, o addebitano prezzi inferiori al costo, ad es. in Svizzera, dove le tasse sono legalmente limitate a SF 700 o in Svezia, dove le tariffe per un'approvazione sono circa 3.800 SEK (circa 380 €). Nei Paesi Bassi e nel Regno Unito le tariffe sono più costose. Un certificato di aeronavigabilità olandese costa € 4.640

(rinnovo a € 928); un certificato di operatore costa € 1.856 (rinnovo a € 232); e l'approvazione di una scuola di formazione costa 825 €. Nel Regno Unito le autorizzazioni dipendono dalla massa, con una domanda iniziale che costa £ 112 (£ 56 per il rinnovo) per aeromobili con un peso di 7 kg o inferiore; per aeromobili tra 7 e 20 kg, questa carica è doppia; inoltre, le aziende devono pagare per le appropriate valutazioni delle competenze del pilota (spese private).

In generale, le aziende non si lamentano degli importi addebitati (se addebitati una sola volta); il costo reale sono le numerose ore di lavoro necessarie per produrre i documenti necessari, come un manuale operativo o un manuale di gestione della sicurezza, soprattutto se questi documenti devono essere personalizzati per ciascuno Stato membro. I costi per sviluppare un manuale per una regolamentazione specifica possono essere stimati in circa € 6.000 (basati su 80 ore a 75 EUR / ora); per un manuale di sicurezza e manutenzione a circa € 12.000 (basato su quattro settimane di lavoro per lo sviluppo del piano a 75 EUR / ora). Il costo per frequentare una scuola di formazione è stimato in circa € 1.000<sup>5</sup>. È soprattutto la molteplicità di queste regole divergenti che fanno salire questi costi alle aziende. Non sono note stime precise di questo onere amministrativo sul volume d'affari complessivo delle PMI.

### **1.3.3 Problema 3: i metodi esistenti di regolazione dell'aviazione civile non sono sempre adatti alle specificità dei droni**

Il fatto che le norme sull'aviazione esistenti siano state concepite per l'aviazione con equipaggio di grandi dimensioni non li rende adatti per le operazioni con i SAPR. Nel concetto convenzionale di operazioni, il pilota a bordo è fondamentale per la sicurezza delle operazioni. Non esiste una definizione di "pilota remoto" né di "stazione di terra",

il che significa che i SAPR non sono in grado di soddisfare le attuali norme di sicurezza. Mancano concetti di controllo delle operazioni dei SAPR, come "linea di vista".

In termini di navigazione, le operazioni con SAPR non sono vincolate dagli aeroporti, che sono in effetti punti fissi specifici di entrata e di uscita dello spazio aereo. Diversi tipi di SAPR sono in grado di volare da pochi metri da persone o proprietà, a 15-25 km. Le regole europee armonizzate dell'aria non regolano i voli civili o commerciali al di sotto dei 500 piedi (circa 150 metri), esattamente dove i SAPR più piccoli operano intensamente o dove anche i SAPR più grandi sarebbero più presenti, dato che il loro decollo o atterraggio non sono più limitati agli aeroporti tradizionali. Le operazioni inferiori a 500 piedi non sono sistematicamente regolamentate nelle norme nazionali e sono riservate principalmente a missioni speciali di aeromobili leggeri ed elicotteri con i quali i SAPR potrebbero facilmente interferire in assenza di regole specifiche.

In secondo luogo, la percezione del rischio è fondamentalmente diversa: l'aviazione con equipaggio è considerata sempre rischiosa, in quanto almeno il pilota è a rischio in caso di incidente. Nel caso di SAPR e in particolare di quelli più piccoli, la maggior parte degli incidenti comporterebbe solo la perdita del drone e probabilmente altri danni materiali. Ciò che deve essere gestito nel caso dei SAPR, è **il rischio per gli altri**, che si tratti di persone a terra o altri velivoli. Il rischio può essere mitigato in molti casi stando alla larga da persone a terra o altri velivoli. In altre situazioni, i potenziali fattori di rischio devono essere analizzati di per sé, per identificare i contributori più rilevanti e decidere le misure di mitigazione del rischio più appropriate. Chiaramente, il livello di rigore applicato alla gestione della sicurezza nell'aviazione presidiata, che comporta severi controlli sulla progettazione, produzione e manutenzione di aeromobili; piloti; le operazioni, con (nella maggior parte dei casi) licenze ex ante e monitoraggio continuo, sono sproporzionate rispetto al rischio rappresentato da molte operazioni con SAPR.

In terzo luogo, la maggior parte dei fabbricanti e degli operatori coinvolti nel settore dei SAPR sono diversi da quelli coinvolti nell'aviazione civile in generale. Ad eccezione dell'aviazione leggera utilizzata per il tempo libero, tradizionalmente l'aviazione civile ha

coinvolto un numero relativamente limitato di organizzazioni specializzate, sia nella produzione che nelle operazioni. Sono in grado di garantire l'osservanza di un gran numero di norme dettagliate specifiche per il settore dell'aviazione e di adeguare la loro organizzazione alle complesse esigenze della regolamentazione della sicurezza aerea. Inoltre sono supervisionati individualmente da un'autorità pubblica. Nel settore dei SAPR, il numero di attori coinvolti e la natura della loro attività, che in genere non è incentrata sull'aviazione, renderà difficile sostenere un approccio normativo intrusivo in modo efficace. Il funzionamento economico e semplice dei SAPR dà la possibilità a quasi tutti di diventare utenti dello spazio aereo azionando un drone, ma non si può presumere che tutti gli attori abbiano una forte cultura aeronautica e siano consapevoli delle conseguenze sulla sicurezza delle loro azioni.

Queste carenze possono essere riscontrate non solo nel regolamento di base sulla sicurezza aerea (CE) 216/2008. Anche altri strumenti giuridici non sono adatti per gestire sistemi senza equipaggio. Ad esempio, in base alla normale applicazione delle norme in materia di inchieste sugli incidenti o segnalazioni di incidenti, **un incidente tra due SAPR (più piccoli) scatenerrebbe un'indagine completa e costosa sugli incidenti**, mentre dover segnalare qualsiasi incidente di drone, per quanto piccolo, imporrebbe un onere eccessivo al operatore. Le conseguenze negative limitate a piccole perdite materiali senza implicazioni di sicurezza non giustificano certamente tali requisiti eccessivi.

#### **1.3.4 Problema 4: la supervisione e le forze dell'ordine mancano di informazioni e strumenti adeguati**

Nel corso del tempo, l'aviazione con equipaggio ha sviluppato i propri meccanismi di supervisione e di applicazione della legge, in particolare guidati dalle autorità dell'aviazione civile. Mentre le grandi operazioni sui SAPR ricadono sotto i meccanismi convenzionali di applicazione dell'aviazione gestiti principalmente dalle autorità nazionali dell'aviazione civile, in particolare le operazioni di SAPR più piccole porteranno a

un'altra serie di sfide per le autorità di controllo. Questo problema è stato particolarmente evidenziato quando un certo numero di SAPR ha sfiorato le centrali nucleari francesi o il centro di Parigi. Sono stati segnalati anche incidenti di SAPR che volavano nelle immediate vicinanze degli aeroporti. I SAPR si trovano anche su spiagge affollate, causando problemi di sicurezza, (ambientale) e privacy. Le autorità stanno lottando su come rispondere. Le forze di polizia possono essere in prima fila per rispondere alle richieste dei cittadini interessati. Non esistono strumenti comuni per prevenire le violazioni in modo automatico e le forze di polizia non hanno mezzi per far rispettare la corretta applicazione delle regole.

Al momento non vi sono requisiti per i SAPR che devono essere dotati di identificazione integrata, privacy per design, sicurezza per progettazione, capacità di comunicazione / intercettazione o geofencing come preconditione per l'immissione sul mercato<sup>6</sup>.

## 1.4 Possibilità future

Poiché i SAPR sono un fenomeno nuovo, è necessario creare esperienza su come applicare le norme esistenti in materia di sicurezza, protezione dei dati e privacy, sicurezza e protezione ambientale o responsabilità / assicurazione. Le linee guida spesso non sono disponibili e coloro che sono impegnati in operazioni con SAPR hanno una conoscenza insufficiente delle regole.

Inoltre, se si verifica un incidente, le autorità di controllo incontrano problemi con l'identificazione dell'operatore e l'applicazione della responsabilità dell'operatore laddove il drone non ha targa o altri mezzi di identificazione, laddove l'operatore non disponga di un'assicurazione sufficiente o voli illegalmente. Questi problemi non si presentano nell'aviazione civile in generale: tutti gli aeromobili sono registrati e i controlli ex ante stabiliscono la conformità con le regole e i requisiti; e gli operatori non conformi possono essere radicati in un aeroporto. Al momento non vi sono requisiti per i SAPR che devono essere dotati di identificazione integrata, privacy per design, sicurezza per progettazione, capacità di comunicazione / intercettazione o geofencing come preconditione per

l'immissione sul mercato. Il controllo delle operazioni viene eseguito in modo diverso a seconda dello Stato membro, ma è spesso basato su autorizzazioni individuali. Tuttavia, anche con l'obbligo di autorizzazione per ciascuna operazione, la facilità di uso improprio dei SAPR richiede sforzi per prevenire ed eliminare qualsiasi potenziale uso non autorizzato o improprio di SAPR.

- Scenario di base

Le norme sulla sicurezza dei SAPR sarebbero sviluppate sulla base dell'attuale divisione dei compiti tra l'UE e le autorità nazionali. L'UE è competente per i SAPR con una massa operativa di oltre 150 kg. L'AESA è competente a preparare norme dettagliate per tale categoria, che saranno adottate dalla Commissione, e per la certificazione del tipo di SAPR di grandi dimensioni. **Gli Stati membri sono responsabili della regolamentazione e della certificazione dei SAPR al di sotto della soglia di 150 kg.** Lo scenario di base presuppone anche il proseguimento del coordinamento volontario delle norme nazionali basato sul lavoro in corso in JARUS. Si applicano le norme vigenti sul mercato interno dell'UE.

- Scenario 1 - estensione del regolamento aereo convenzionale dell'UE a tutti i SAPR

Tale scenario integrerebbe i SAPR nel quadro legislativo dell'UE utilizzando il tradizionale approccio dell'aviazione civile con le procedure di certificazione e autorizzazione esistenti, come alcuni Stati membri adottano quando adottano norme nazionali. Ciò significherebbe integrare tutti i SAPR nell'attuale quadro politico per la sicurezza dell'aviazione dell'UE, in particolare il regolamento (CE) n. 216/2008 e altri strumenti giuridici pertinenti. Ciò comporterebbe modifiche legislative per estendere l'attuale portata di tale regolamento ai SAPR pesanti (oltre 150 kg) a tutti i SAPR. I "requisiti essenziali" elaborati per l'aviazione con equipaggio sarebbero adattati alle operazioni con SAPR (per coprire aspetti specifici come il pilotaggio remoto) e inclusi nel regolamento modificato, comprese le norme e le procedure relative alla certificazione dell'aeromobile, alla certificazione dell'operatore e al rilascio dell'autorizzazione pilota. In tal modo interesserebbe tutte le società coinvolte nella "aeronavigabilità" dei SAPR,

compresi gli sviluppatori di software o le società di manutenzione, e tutto il personale che si occupa di operazioni con SAPR, inclusi fornitori di formazione o ispettori.

In base a questa opzione, l'AESA preparerebbe pareri specifici riguardanti tutti gli aspetti delle operazioni di SAPR, sulla base dei quali la Commissione potrebbe adottarli come norme dettagliate che potrebbero essere modificate in modo flessibile per riflettere l'evoluzione della tecnologia. Tra questi, l'EASA svilupperebbe la cosiddetta "base di certificazione", vale a dire gli standard di progettazione che i SAPR devono soddisfare per ottenere un certificato di omologazione. Ogni produttore dovrebbe richiedere un certificato prima di immettere un drone sul mercato. Le autorità aeronautiche nazionali assicurerebbero un'adeguata sorveglianza controllando i certificati e le licenze di esercizio, emessi sulla base di norme comuni.

In linea con l'approccio esistente per l'aviazione "Manned", tali pareri e norme potrebbero includere anche aspetti di sicurezza o di certificazione ambientale. Tutti i produttori e gli operatori sarebbero noti alle autorità e le informazioni sulla sicurezza pertinenti, come i database sugli operatori dei SAPR o sulle operazioni dei SAPR, potrebbero essere messe a disposizione delle autorità preposte alla tutela della privacy e delle forze di sicurezza. SAPR e SAPR beneficerebbero del reciproco riconoscimento in tutta l'UE.

Lo scenario 1 corrisponderebbe all' " approccio convenzionale "alla sicurezza aerea che farebbe parte di tale regolamento e coesisterebbe con i nuovi approcci basati sui rischi e sulla flessibilità.

**Ad esempio, potrebbe essere la sostituzione del certificato di tipo EASA con una dichiarazione del produttore, oppure la base di certificazione EASA potrebbe essere completamente sostituita con uno standard industriale.** Sotto tale regolamentazione, la Commissione, sostenuta dall'EASA, riterrà opportuno trattare caso per caso.

• Scenario 2 - Norma europea "operativa centrica" sui SAPR

Questo approccio è sviluppato da JARUS e introdotto in alcuni Stati membri come AT, FL e CH, UK, FR. Per tale ambito, la Commissione, con l'aiuto dell'AESA, si svilupperebbe dall'approccio convenzionale al regolamento sulla sicurezza aerea e svilupperebbe un approccio operativo centrato ai SAPR integrati nel sistema aeronautico

dell'UE. Il punto di partenza di questo approccio sarebbe il rischio basato sul tipo operazione di particolare. Ciò consentirebbe una differenziazione tra normativa dalle operazioni a basso rischio rispetto ai rischi legati ad operazioni equivalenti al trasporto aereo "manned", e quindi a **regole "proporzionate" e metodi "scalabili"** per dimostrare che le regole siano rispettate.

Oltre alla certificazione dell'aeromobile, lo scenario 2 includerebbe norme scalabili che rispecchiano la gamma di profili di rischio interessati da operazioni a basso rischio, quali dichiarazioni dell'operatore anziché certificati, o per operazioni a rischio molto basso, nessuna dimostrazione di conformità dell'operatore a tutti .

Questo, tuttavia, non significa che tali SAPR non sono regolamentati, ma che norme potrebbero essere limitate in gran parte delle esigenze che gli aeromobili incorporano (ad esempio per l'identificazione o scopi geofencing, o massime prestazioni quali velocità o limite di distanza). I produttori o gli importatori potrebbero auto-dichiarare la conformità dei loro prodotti.

L'applicazione sarebbe lasciata alla polizia e ad altre autorità, come le autorità per la protezione dei dati, ma in linea di principio non alle autorità aeronautiche. Per le operazioni che comportano rischi più elevati, le regole e le procedure sarebbero gradualmente ridimensionate in base alla valutazione del rischio dell'operazione. L'approccio convenzionale si applicherebbe ai SAPR e alle operazioni dei SAPR all'estremità superiore della scala del rischio e l'applicazione in tale categoria sarebbe per le autorità aeronautiche. Come oggi per le norme di attuazione adottate ai sensi del regolamento (CE) n. 216/2008, l'AESA preparerebbe pareri specifici a seguito della consultazione pubblica e della valutazione dell'impatto normativo, che copre tutti gli aspetti delle operazioni dei SAPR. Come nello scenario 1, le autorità aeronautiche nazionali assicurerebbero un'adeguata sorveglianza per i SAPR e drone sarebbe beneficiario di mutuo riconoscimento in tutta l'UE ma l'applicazione uniforme delle norme è controllata dall'EASA.

Quando richiesto, in modo simile allo scenario 1, le regole e gli standard di settore potrebbero includere sicurezza ("sicurezza per progettazione") e ambientale (in linea con le regole "rumore esterno"). Inoltre, le informazioni sugli operatori e le operazioni dei SAPR potrebbero essere messe a disposizione delle autorità competenti e delle autorità di protezione dei dati<sup>6</sup>.

Vediamo di riassumere le possibilità future per conciliare le normative vigenti tra ai vari stati:

	<b>OPZIONE 1</b>	<b>OPZIONE 2</b>	<b>OPZIONE 3</b>
Requisiti generici per l'aeronavigabilità	"I SAPR non devono avere caratteristiche di progettazione pericolose..."		
Requisiti essenziali per le operazioni	"I SAPR devono lavorare in modo da minimizzare i rischi al suolo e in aria..."		
Requisiti essenziali per gli operatori	"I piloti devono possedere le relative competenze e conoscenze per tale scopo..."		
<b>Metodi disponibili per dimostrare la complicità</b>			
	Autorizzazione preventiva (certificato o licenza)	Autodichiarazione  Autorizzazione preventiva (certificato o licenza)	Autodichiarazione  Dichiarazione di conformità CE  Autorizzazione preventiva (certificato o licenza)
<b>Regole da seguire sulla base del nuovo regolamento sulla sicurezza aerea</b>			
	Dettagli dei requisiti essenziali  Informazioni dettagliate sulle modalità di dimostrazione della conformità	Dettagli i requisiti essenziali, tra cui come valutare e mitigare i diversi livelli di rischio operativo        Dettagli sulle modalità per dimostrare la conformità inclusa l'autodichiarazione	Dettagli i requisiti essenziali, tra cui come valutare e mitigare i diversi livelli di rischio operativo      Dettagli quali mezzi di conformità sono richiesti in tal caso (cioè a seconda del rischio operativo)   Dettagli sulle modalità per dimostrare la conformità inclusa la certificazione CE

<b>Standard Industriali</b>			
	Mezzi concordati a livello di settore per soddisfare determinati requisiti essenziali o dettagliati		
<b>Autorità competenti</b>			
	Aviation Authorities Autorità per protezione dei dati	Aviation Authorities Autorità per la protezione dei dati <b>Polizia</b>	Aviation Authorities Autorità per la protezione dei dati Polizia <b>Autorità per la sorveglianza di volo</b>

*Tabella 1.3 - Opzioni e possibilità future per la regolamentazione<sup>6</sup>*

## Capitolo 2

# Dall'ala fissa alla configurazione ibrida

### 2.1 UAV: Usi e componenti

Il mercato degli APR ha a che fare con una serie di accessori legati a questi, quindi ad una vasta gamma di sistemi e di componenti utili nei vari tipi di missione. Quando però non si dispone di una grossa area in cui è possibile decollare bisogna ripiegare su altri mezzi per il lancio dei velivoli utile al raggiungimento della velocità di decollo. Quello più efficace risulta essere la catapulta, che può essere di diversi tipi: dalle più semplici con sistemi ad elastomeri o a molla, alle più complesse, oleopneumatiche, pneumatiche, a vapore o addirittura a cartucce (bombole ad alta pressione che vanno a generare spinta mediante l'espansione di un gas).

Tutto dipende anche dall'entità del velivolo che si sta facendo volare: spesso maggiori sono i pesi e più si preferisce una pista di decollo; se invece si pensa ad esempio alle zone

di guerra, è importante valutare bene le distanze da dove si vuole compiere la missione senza dover incorrere nei rischi di perdere il mezzo.

La vendita quindi di UAV ad ala fissa è spesso legata alle catapulte di lancio e ciò segue un costo elevato dell'intero sistema, siccome la realizzazione di quest'ultime deve spesso essere fatta ad hoc per il velivolo. Il valore di questi oggetti può essere di poche migliaia, o qualche decina di migliaia di euro per la sola catapulta.

Ciò porta spesso a preferire un multirottore che con pochi accessori è già in grado di essere pronto all'utilizzo, anche a costi ben inferiori; si pensi ad esempio ad un'operazione di rilevazione di precisione sul suolo agricolo con sensori che indicano le zone in cui è presente una disidratazione o ancora una zona in cui il terreno risulta più fertile, gli APR ad ala fissa possono coprire distanze dell'ordine di grandezza dei chilometri, ispezionando vaste aree di territorio a gran velocità, ma rilevando grossi difetti nella precisione. Gli APR multirottore, data la loro scarsa autonomia di volo (dell'ordine di grandezza di mezzora) hanno la possibilità di coprire sì distanze minori, cosa facilmente risolvibile con la programmazione di più voli nella singola giornata, ma grazie alla possibilità di volare a punto fisso, il sensore installato sul mezzo riesce ad eseguire ispezioni più approfondite di un'area di territorio.

Questo tipo di aree spesso non presentano zone adeguate per decollare e atterrare in condizioni di sicurezza, ciò farebbe escludere la categoria dei velivoli ad ala fissa che possono essere lanciati "a mano" entro certi valori di peso massimo al decollo, ma non risulta sicuramente il sistema più idoneo per mezzi di questo tipo.



*Figura 2.1 – Lancio con la catapulta del Pro S3 Wavesight*

Un esempio di velivolo che richiede un sistema a catapulta vendibile è quello del velivolo APR Wavesight dell'azienda ProS3, di seguito sono riportate le specifiche tecniche relative<sup>7</sup>:

Volo completamente automatico.

Autonomia di volo: 2,5 ore con 500g carico pagante

Autonomia di volo: 30 minuti con 2kg di carico pagante

Massima quota per operazioni: 3500 m

Massimo rateo di salita : 2.5 m/s

Velocità di crociera nominale : 70 km/h

Sulla base di tali dati tecnici è possibile confrontarlo con un altro APR sempre prodotto dalla ProS3 che è in grado di effettuare missioni simili, ma in configurazione multirottore denominato Venture, caratterizzato dalle seguenti specifiche tecniche<sup>8</sup>:

Volo completamente autonomo

Autonomia di volo 20 minuti con 500 g payload

Autonomia di volo 12 minuti con 1.3 kg payload

Rateo di salita: 2.5 m/s

Velocità di crociera nominale: 25/45 km/h

Massima intensità di raffica 25 km/h

Si notano immediatamente le differenze sostanziali di autonomia di volo, e di velocità massime raggiungibili, ma allo stesso tempo, come detto prima, la possibilità di effettuare le missioni in modo differente.

Nel dettaglio il sistema catapulta di tipo pneumatico del Wavesight consente di effettuare operazioni sicure e prestazioni non raggiungibili mediante simili sistemi ad elastico, non in grado di garantire la costanza delle prestazioni al variare delle temperature e con l'invecchiamento. Il sistema risulta molto affidabile, e facile da trasportare con una semplice valigia, tale catapulta deve essere però caricata con un compressore prima del lancio e bisogna garantire un certo livello di sicurezza per evitare possibili gravi danni al mezzo.

In questa tesi, partendo da tali considerazioni preliminari, saranno esposte le considerazioni necessarie per sviluppare un sistema ibrido che garantisca la risoluzione di molte problematiche. Il sistema ibrido di volo studiato permette di effettuare una fase di decollo in verticale come un multirottore. La configurazione è quella di un ala fissa, quindi con una superficie portante che ultimata la fase di decollo, consenta il raggiungimento della velocità utile al sostentamento grazie ad un elica spingente posta dietro il velivolo; esso quindi potrà volare come un velivolo ad ala fissa, effettuando il sorvolo di aree ben maggiori di un multirottore con buone autonomie orarie.

Nell'esposizione che segue, nella prima parte, viene descritto lo svolgimento dello studio di avamprogetto effettuato con riferimento a: la scelta dei motori che permettano al velivolo di sollevare il suo stesso peso comprensivo di tutti i suoi sottosistemi, ed un carico pagante o 'payload' di circa un chilogrammo. L'obiettivo finale è l'ottimizzazione di tale APR in funzione delle diverse possibilità di utilizzazione unitamente a sensori o fotocamere per effettuare riprese, foto o mappature del terreno.

## 2.2 Fasi del Progetto

I dati di partenza per il progetto sono ben pochi: il velivolo avrà un'autonomia superiore ad un'ora e raggiungerà la velocità di circa 75km/h; per meglio definire e precisare questi valori sarà effettuato un confronto tra velivoli simili concentrandosi sull'esame di tali parametri. Dall'analisi di modelli di APR anche già disponibili sul mercato sarà ricavata la forma di base della struttura del velivolo sul quale costruire la struttura finale che permetta il volo "ibrido".

La stima pesi servirà per garantire entrambe le fasi di volo tra cui la più onerosa, la fase di decollo e atterraggio verticale. L'energia utilizzata per la sola salita del mezzo sarà notevole, dovremmo quindi tenere conto dei pesi e ridurli al minimo affinché si garantisca una sufficiente autonomia oraria al velivolo. Una volta definiti, i pesi serviranno come punto di partenza per le fasi successive quando saranno svolti diversi calcoli iterativi che serviranno per aggiornare il peso del APR. Il processo descritto è rappresentato in Figura 2.2.

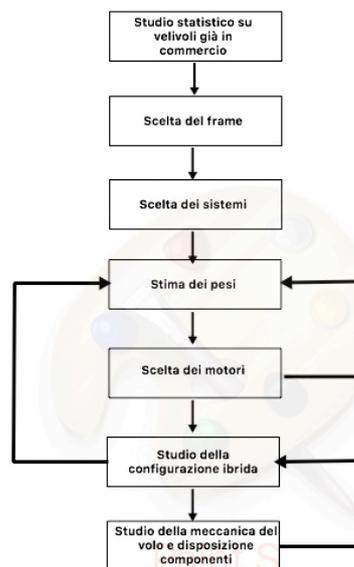


Figura 2.2 – Flow Chart delle fasi del progetto

Le modifiche in oggetto da apportare al APR originario implicano l'utilizzo di componenti che dovranno garantire adeguata resistenza strutturale e peso ridotto, ma che andrà comunque ad incidere sul peso che dovrà essere aggiornato per tenere conto di tali componenti.

Saranno adeguatamente considerati anche gli aspetti di meccanica del volo; trattandosi di un velivolo ad ala fissa opportune considerazioni saranno eseguite per il corretto posizionamento del centro di massa dello stesso per garantirne la stabilità in volo.

## **2.3 Profilo di Missione**

In questo capitolo verranno descritte e discusse le varie possibilità operative di un mezzo ibrido come quello in oggetto, valutando le diverse opportunità che può offrire un APR di tale tipo e i limiti legati alla durata di volo in diverse condizioni.

Come caso operativo di partenza per il ragionamento, si ipotizza di dover effettuare la mappatura aerea di un terreno agricolo analizzando più specificatamente le caratteristiche di alcune porzioni di terreno e rilevando dati che possano poi servire da indicazione per migliorare l'efficienza legata alla coltivazione. I sensori che si utilizzano in questi casi sono di diverso tipo: GPS per la navigazione di precisione e l'effettuazione di voli in automatico seguendo un percorso prestabilito e sensori a spettro di frequenze diverse per l'esame accurato del terreno e della vegetazione. La Figura 2.3 riporta il profilo di missione in oggetto:

- **VTOL Mode**

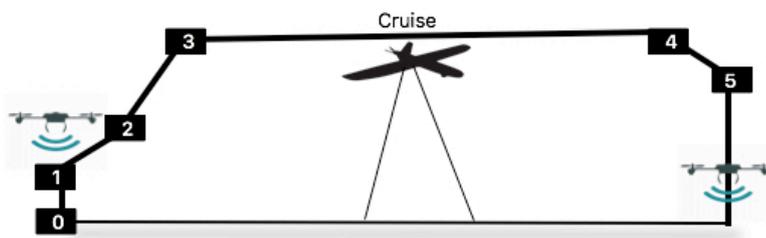


Figura 2.3 – Profilo di missione per la modalità VTOL

0 - Il volo ha inizio con l'azionamento dei soli motori necessari al volo verticale, segue una fase di volo livellato ad una quota di pochi metri in modo da potersi stabilizzare e comunicare a terra i vari parametri di controllo.

1 - Il volo dovrà sempre essere effettuato a vista, e dopo la fase di stabilizzazione verticale che durerà all'incirca 2-3 minuti, si azionerà il motore per il volo orizzontale. Questa fase di volo vedrà tutti i motori accesi insieme e prenderà il nome di fase di transizione in cui il velivolo inizierà ad acquisire una velocità orizzontale prodotta dall'elica spingente. Tramite i dati forniti da autopilota, tubi di Pitot e GPS, si stabilirà o automaticamente dal computer di bordo, o manualmente tramite il radiocomando, quando la velocità di volo adeguata per generare una portanza utile a sostenere il APR. Questa fase è molto delicata perché bisognerà verificare di non perdere eccessivamente quota e quindi rischiare di perdere il controllo del APR stesso; infatti per un certo (brevissimo) intervallo di tempo le eliche per il volo verticale saranno in movimento al solo scopo di garantire che il velivolo non precipiti al suolo.

2 - Saranno spenti i motori a spinta verticale, lasciando le eliche in bandiera rispetto al vento e che si andranno ad allineare all'asse longitudinale del velivolo (si ipotizza di montare eliche richiudibili a tale scopo). Si raggiunge la quota di crociera per l'effettuazione della missione.

3 - A partire dal termine della fase 2 della missione il velivolo volerà come un APR ad ala fissa e si avvierà verso il primo Waypoint per iniziare la fase utile della missione. La fase 3 avrà una durata variabile in funzione della velocità che si intende raggiungere e la missione da compiere, ma indicativamente si ipotizza una durata di 50 minuti ed una autonomia di 75 chilometri. La misura dell'area di terreno su cui sarà effettuata la mappatura dipenderanno dalla quota di volo e dal grado di risoluzione/accuratezza dei sensori impiegati.

Si esaminano ora i dati salienti di un volo realmente effettuato per rilevamenti topografici con un APR simile<sup>9</sup>:

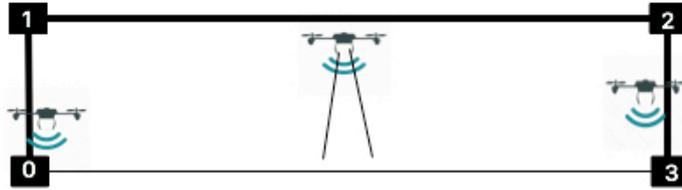
- Tipo di APR ALA FISSA
- Durata del volo: 45min
- Altezza di volo: 120m
- Numero di foto: 165 (6000x4000)
- Dimensione area rilevata: 24 ettari
- Dimensione pixel a terra: 2.93cm

Un APR ad ala fissa può coprire anche 80 ettari di terreno considerando anche il ritorno in "base".

4 - Terminata dunque la fase di crociera, bisognerà riportare il velivolo in una zona dove sia possibile un atterraggio effettuato con le stesse modalità del decollo. Quindi, si inizieranno ad accendere le eliche per il volo verticale, che in questo caso agiranno velocemente da freno per il velivolo (la frenata del mezzo è più semplice da effettuare piuttosto che l'accelerazione per il decollo).

5 -A questo punto si spegnerà l'elica spingente, il APR si troverà in fase di hovering dopo una breve transizione di moto, e potrà atterrare verticalmente in completa sicurezza come un APR multirotores.

- **MULTIROTOR MODE**



*Figura 2.4 – Profilo di missione classico di un multirottore*

La seconda possibilità è quella meno conveniente in termini di durata, ma più opportuna in caso di necessità e consiste nel seguire il profilo di missione di un multirottore:

0 - Fase di decollo e stabilizzazione (Loiter) fino ad una quota di pochi metri dove sarà assegnato il primo Waypoint dal quale seguirà la seconda fase.

1 – Il velivolo si dirigerà verso il secondo Waypoint con le modalità indicate dal software di autopilota, oppure, usando i comandi in remoto. La possibilità di effettuare, come per il profilo di missione precedente, una mappatura di un terreno agricolo esiste ma sarà sicuramente legata alla necessità di compiere più voli, ma che non andranno a coprire la stessa superficie e soprattutto andrà studiato per bene ogni singolo volo in termini di rotta da seguire (definizione opportuna dei singoli Waypoint).

3 - L'ultima fase di volo richiederà un ritorno in un punto stabilito con volo stazionario e hovering in quel punto fino alla discesa effettuata interamente in verticale.

## Capitolo 3

### Concept e progetto

### 3.1 Analisi statistica

Per la fase iniziale del progetto, è stata eseguita un'indagine su quali APR con caratteristiche VTOL sia attualmente in commercio per applicazioni civili per confrontarli tra loro. E' da notare che non sono molti per cui il confronto è stato effettuato disponendo di un numero limitato di dati; tuttavia da essi è stato comunque possibile ricavare dati utili per definire autonomie di volo ragionevoli e realistiche. Tali dati però sono stati utili per andare a studiare più nel dettaglio cosa potesse richiedere il velivolo, a partire dalle autonomie di volo a cui attingere.

Le configurazioni identificate ed esaminate sono le seguenti:

- Tutt'ala
- Configurazione convenzionale
- Aliante
- Tail sitter

Ognuna di queste configurazioni ha i suoi vantaggi e svantaggi tecnici, ed è stata ben modificata dal costruttore per permettere un tipo di volo ibrido VTOL, con diverse disposizione dei motori per il volo verticale.

#### TILT ROTOR

La possibilità è quello di poter utilizzare gli stessi motori per tutte le fasi di volo, quindi immaginando un Tilt rotor che modifica il suo orientamento da una disposizione perpendicolare all'asse longitudinale al velivolo, a coassiale con l'asse X Body. Tale

sistema utilizza uno o più servocomandi per ruotare l'asse del motore in volo, e tale meccanismo dovrà essere riportato per il numero di motori scelti.

Gli svantaggi sono:

- Aumento dei pesi dovuti alla presenza di servomeccanismi interni
- Rischio legato alla sincronizzazione e precisione dell'orientamento di tutti i motori
- Presenza di meccanismi aggiuntivi e quindi di ulteriori componenti che potrebbero guastarsi
- Difficoltà di alloggiamento dei meccanismi all'interno del velivolo

I pregi invece sono notevoli:

- Miglioramento della aerodinamica del velivolo
- Minor numero di motori e quindi riduzione di costo e peso
- Possibilità di orientare i motori proporzionalmente alla velocità desiderata
- Maggiori possibilità di riconfigurazione del velivolo

Per le valutazioni saranno dunque utilizzate le specifiche di APR con questa configurazione; sarà studiato in particolare il dato di energia specifica rapportata al massimo peso al decollo del velivolo. Sulla base di tale valore sarà determinato il mezzo che necessiterà della minore energia per volare.

Di seguito sono elencati i velivoli con questa configurazione considerati (Tabella 3.1):

Songbird 1400

- Vertex Tilt rotor
- FireFLY 6Y
- Nimbus 1800 tilt

	Songbird 1400	Vertex Tiltrotor	FireFLY6	Nimbus 1800 TILT
BODY	Conventional	Canard	Flying wing	Conventional V-Tail
TYPE	VTOL/HTOL (4 TILTING)	VTOL/HTOL (4 TILTING)	VTOL/HTOL (3 TILTING)	VTOL/HOTOL (3 TILTING)
Wingspan [mm]	3060	1200	1524	1800

<b>Chord [mm]</b>	330	430		200
<b>Length [mm]</b>	600	610	828	1300
<b>Wing Area [dm<sup>2</sup>]</b>	100	52	43	36
<b>Wing Load [g/dm<sup>2</sup>]</b>	90,00	82,69	88,37	138,89
<b>Max. Speed [km/h]</b>	160	88,5		90
<b>Working speed</b>	64,8	45	59,76	
<b>Max. time [min]</b>	70	30	59	50
<b>MTOW [kg]</b>	9000	4300	3800	5000
<b>Payload [g]</b>	2000	400		700
<b>Power</b>	6s 14000 - 22000	6s 8000 10C	Lipo 2x 6s 5000mAh	1x 6S 10000 or 2x 6S 9500
<b>Volt</b>	22,2	22,2	22,2	22,2
<b>mAh</b>	14000	8000	10000	10000
<b>Wh</b>	310,8	177,6	222	222
<b>Watt/MTOW</b>	29,6000	82,6047	59,4112	53,2800
<b>Motor</b>	4	4	TBS 400kv - Six BirdsEyeView Aerobotics 400-watt brushless outrunners	3 X Sunnysky 4112 KV485 (153g)

Tabella 3.1 – Datasheet APR Tiltrotor ad ala fissa in commercio

Il Song Bird 1400 con un valore di energia specifica Wh/MTOW pari a 29,6 Wmin/kg risulta il miglior valore, quindi una migliore efficienza di volo in termini di autonomia oraria e prestazioni dei motori. Per tale ragione sarà utilizzato per i confronti finali.

## TAILSITTER

L'idea di base di questa configurazione è quella di utilizzare la coda del mezzo per effettuare decollo e atterraggio con l'asse longitudinale normale al suolo. Durante la fase di decollo il mezzo inizierà ad incrementare la velocità orizzontale muovendosi come un

elicottero, fino poi ad inclinarsi completamente e portarsi parallelo al terreno e quindi volando come un aeromobile convenzionale.

Questa particolare categoria di velivoli ha origini ben lontane ed è stata oggetto di studi per molto tempo ma che non hanno mai portato ad un vero utilizzo per i rischi notevoli legati all'utilizzo di una configurazione dalla meccanica del volo così complessa (con riferimento al movimento di beccheggio).

Il modello trovato è unico e prende il nome di X2 Geo, di seguito sono riportate le specifiche tecniche (Tabella 3.2):

	<b>x2 Geo</b>
<b>BODY</b>	Tailsitter
<b>TYPE</b>	VTOL Tailsitter (3 rotor)
<b>Wingspan [mm]</b>	840
<b>Chord [mm]</b>	
<b>Length [mm]</b>	
<b>Max. Speed [km/h]</b>	88
<b>Max. time [min]</b>	45
<b>MTOW [kg]</b>	1270
<b>Payload [g]</b>	
<b>Power</b>	1x 4s 5400
<b>Volt</b>	14,8
<b>mAh</b>	5400
<b>Wh</b>	79,92
<b>Watt/MTOW</b>	83,9055
<b>Motor</b>	3 x 210W

*Tabella 3.2 – Datasheet APR Tailsitter ad ala fissa in commercio*

Il rapporto energia/peso (parametro 'Watt/MTOW) mostra un valore quasi triplo rispetto al caso precedente del SongBird 1400. Tale considerazione, unita alla difficoltà di trovare in commercio questi tipi di velivoli induce a scartare tale configurazione. Inoltre la complessità della meccanica del volo di un velivolo di questo genere unitamente all'uso di un comando remoto, per la natura 'unmanned' del velivolo avrebbe reso molto

complessa e rischiosa la transizione in sicurezza da volo verticale e volo orizzontale, seppur effettuata in condizioni VLOS (cioè con l'aeromobile in linea di vista).

## CONVERTIPLANO

Questa categoria di velivoli presenta una configurazione di tipo ibrida tra i multirottore e gli APR ad ala fissa. Il velivolo di base solitamente è di tipo convenzionale opportunamente modificato per effettuare un decollo e atterraggio in verticale. I motori infatti hanno ruoli separati tra loro e saranno dimensionati, come si vedrà, per sostenere il peso massimo dell'intero velivolo, mentre in fase di crociera avranno regimi di funzionamento differenti per spingere il velivolo nel volo orizzontale.

La transizione da volo verticale ad orizzontale è una fase delicata, Perché i motori per il volo verticale in regime di funzionamento dovranno essere accesi fin quando non sarà raggiunta la velocità di decollo del nostro velivolo. Dunque, se effettuata in automatico la fase, i motori dovranno comunicare con i dati di volo e spegnersi nel momento più idoneo.

I mezzi trovati sono numerosi rispetto ai casi precedenti, e ciò conferma una preferenza anche del mercato legata alla loro maggiore facilità costruttiva:

- Observer VTOL Hybrid
- DultaQuad One
- Chrysaor VTL
- Raptor UAS
- Skypowler

Si osserva che il convertiplano "Skypowler" è stato disegnato in modo tale da inglobare i motori nella fusoliera, riducendo così l'interferenza aerodinamica cui si accennava.

	Observer VTOL Hybrid	DeltaQuad One	Chrysaor VTL-1	RaptorUA S EV	SkyProwler
<b>BODY</b>	Conventio nal High wing	Flying wing	Conventio nal Twin Tail	Conventio nal	Convention al V-Tail
<b>TYPE</b>	VTOL/H TOL (4 Pull hoovering 1 push Horiz.) H config.	VTOL/H TOL (4 hoovering 1 push Horiz.) H config.	VTOL/H TOL (4 hoovering 1 push Horiz.) H config.	VTOL/H TOL (4 hoovering 1 pull Horiz.) H config.	VTOL/HO TOL (4 HOVERIN G 1 PUSH)
<b>Wingspan [mm]</b>	1980	2350	1800	3000	900
<b>Chord [mm]</b>		460	240	280	
<b>Length [mm]</b>	1170	900	1400	1200	550
<b>Wing Area [dm<sup>2</sup>]</b>	55	90	36	84	
<b>Wing Load [g/dm<sup>2</sup>]</b>	87,27	66,67	97,22	107,14	
<b>Max. Speed [km/h]</b>	95	100	100	86,4	100
<b>Working speed</b>	50	65		59,4	56
<b>Max. time [min]</b>	40	120	60	300	40
<b>MTOW [kg]</b>	4800	6000	3500	9000	
<b>Payload [g]</b>		1000		1000	450
<b>Power</b>	4S 10000	4s 23000	4s 10000 -	Lipo 80W	3x 3s 5000
<b>Volt</b>	14,8	14,8	14,8		33,3
<b>mAh</b>	10000	23000	10000		15000
<b>Wh</b>	148	340,4	148	80	499,5
<b>Watt/MT OW</b>	46,2500	28,3667	42,2857	1,7778	

<b>Motor</b>	4+1	4+1	2820-3540 800- 1400kv		4x130W 1x400W
--------------	-----	-----	-----------------------------	--	------------------

Tabella 3.3 – Datasheet APR ad ala fissa VTOL

Il DeltaQuad One con parametro ‘Wh/MTOW’ pari a 28,37 Wmin/kg risulta il velivolo con una migliore efficienza di volo in termini di autonomia oraria e prestazioni dei motori. Per tale ragione sarà utilizzato per i confronti finali insieme alle altre tipologie di velivoli. Con riferimento ai parametri elencati in Tabella (3.4) i valori medi registrati sono i seguenti:

1745,4	Wingspan [mm]
323,3	Chord [mm]
990,4	Length [mm]
62,0	Wing Area [dm <sup>2</sup> ]
94,8	Wing Load [g/dm <sup>2</sup> ]
101,0	Max. Speed [km/h]
57,3	Working speed
74,7	Max. time [min]
5185,6	MTOW [g]
821,4	Payload [g]
18,5	Volt
9430,0	mAh
192,1	Watt

Tabella 3.4 – Valori medi dell’analisi statistica

Da tale analisi preliminare è possibile stabilire quali requisiti dovranno essere rispettati dal velivolo che si vuole progettare. I dati su cui sarà maggiormente concentrata l’attenzione nel presente lavoro saranno i seguenti:

- Working speed
- MTOW
- Max time cruise
- Battery capacity

In questa fase di progetto, ai primi tre parametri saranno assegnati valori come da Tabella 3.4; essi serviranno da indicazione per le scelte di batteria, peso e copertura chilometrica. La batteria è cruciale per determinare l'autonomia oraria del velivolo in progetto. Per quanto riguarda la sua capacità, essa sarà pari 10000mAh, con una massa di circa un chilogrammo. La tecnologia utilizzata sarà quella delle celle a polimeri di litio (LiPo), giustificata dalla loro efficienza e densità di energia rapportata al peso; dovrà essere calcolato il numero di celle in serie che forniranno la tensione di alimentazione ai motori del APR.

### **3.1.1 Scelta del Frame**

Per questa fase di progetto preliminare la scelta del velivolo si ispira a frame presenti già in commercio: una configurazione ad ala fissa opportunamente scelta sarà modificata ed adattata alle esigenze di progetto relative al caso presente, e una volta stabiliti tutti i parametri andare a creare un proprio velivolo costruito ad hoc per tale scopo. La possibilità futura potrebbe anche essere quella di elaborare e fornire un kit per modificare l'APR in modo che diventi un velivolo VTOL, oppure progettare completamente un velivolo con simili caratteristiche.

Il frame può avere diverse configurazioni, a partire dalla tipologia di velivolo convenzionale fino al tutt'ala; servirà capire quale capacità di carico interna abbia, quale portanza riesca a sviluppare con la superficie alare, ma soprattutto quale sia la configurazione maggiormente modificabile per permettere il facile montaggio di dispositivi per il volo verticale. Le problematiche riguardano principalmente l'inserimento di una struttura che permetta di allocare i motori per il decollo e l'atterraggio verticale; la

possibilità è di creare un'architettura a "V" i cui vertici contengono i motori. Tale architettura renderebbe però il volo verticale abbastanza instabile, anche se migliore dal punto di vista del peso, per la presenza di soli tre motori. La gestione poi del software di controllo del volo complica molto il raggiungimento del punto di equilibrio fra le velocità di rotazione dei tre motori per eseguire le manovre: basterebbe una raffica di vento per giungere all'instabilità ed a un controllo difficoltoso del APR durante il volo. Un altro tipo di architettura possibile è quella di una travatura ad "H" con quindi 4 motori installati sui supporti: ciò risulta un buon compromesso tra stabilità del volo verticale e spinta per far decollare il velivolo. Una configurazione a più di quattro motori per il decollo e atterraggio, si pensi ad esempio ad un esacottero od octacottero, migliorerebbe sicuramente la meccanica del volo del mezzo e la sicurezza in volo data la ridondanza dei motori, ma farebbe incrementare notevolmente il peso complessivo del velivolo e complicherebbe la disposizione delle travature di supporto per i motori. Bisogna infatti pensare che la fase di decollo e atterraggio utili poi a raggiungere la fase di crociera e quindi il volo orizzontale, hanno una durata massima di 6 minuti, su una durata totale massima della missione di 60. L'ipotesi è di arrivare anche oltre a tale valore grazie al minor consumo energetico del motore per l'elica spingente, ma per ora ci si attiene ad un valore target, da verificare durante la fase di prove in volo.

In Tabella 3.5 si considerano ed analizzano maggiormente nel dettaglio i velivoli presenti sul mercato:

	Skywalker x8	Skywalker x5	Skywalker TITAN	Skywalker 2014	Skywarrior 2030	x-UAV Cloud	X-UAV Talon	x-UAV Mini Talon	Nimbus 1800
	ALL WING	ALL WING	Conventional Vtail	GLIDER	GLIDER	CONVENTIONAL	CONVENTIONAL	CONVENTIONAL	GLIDER
<b>Wing Span</b>	2122	1280	2160	1800	2030	1880	1718	1300	1800
<b>Chord</b>	377								
<b>Length</b>	790	717	1230	130		960	1100	830	1300
<b>Wing Area [dm<sup>2</sup>]</b>	80		52,5						

<b>Payload Weight</b>	1000-2000					600-1200			1500
<b>Flying speed [km/h]</b>	85								
<b>C.G. from Nose</b>	430-440	110-115							
<b>flying Weight</b>			4500-6000		2100				
<b>Empty weight</b>		1800-2500		N.D.	700	N.D.	MIN. 1050	MIN. 1000	
<b>MTOW</b>	3500				3500				5500
<b>BATTERY</b>									
<b>Voltage</b>	22.2V 6S	14.8V 4S	22.2V 6s	14.8V 4S		14.8V 4S	14.8V 4S	14.8V 4S	22.2V 6S
<b>Capacity [mAh]</b>	6000-10000	5300	16000-32000	5000		10000-22000	5000	10000	16000
	EPO	EPO	EPO	EPO		EPO	EPO	EPO	EPO

Tabella 3.5 – Datasheet dei Frame in commercio

I velivoli considerati sono del tipo:

- Aliante
- Tutt'ala
- Convenzionale

La configurazione ad aliante è caratterizzata da una trave tubolare in fibra di carbonio che collega le superfici di coda alla fusoliera. Il baricentro è molto avanzato e una disposizione a “V” dei motori sembra l’unica soluzione utile per la modifica di tale velivolo per disporre il baricentro al centro della travatura: un motore sarà posto sulla trave tubolare e due motori sulle ali, ma come ricordato prima, la presenza di tre soli motori non è una scelta molto conveniente. La disposizione dei supporti motore ad “H” invece renderebbe difficile il controllo, perché si collocherebbero i supporti sull’ala che è vincolata alla coda solo per mezzo di una trave tubolare centrale. Si riscontrerebbero così facendo così molti problemi di stabilità del mezzo siccome una velocità verticale del vento

battente sulla coda porterebbe a beccheggi non desiderati e quindi ad una difficoltà di controllo per discese e salite più o meno rapide.

La capacità però del vano interno, utile ad inserire i sistemi di bordo, è molto ampia, ma non di grande escursione per la disposizione del baricentro utile al volo.

Per i velivoli di tipo convenzionale, dunque costituiti da un corpo fusoliera che collega ala e superfici di coda, si giunge ad un risultato analogo, quindi ad un controllo compromesso in caso di raffiche ascendenti e discendenti sulla coda nel volo verticale. Si può pensare a questo punto ad una disposizione a doppia T o ad H rovesciata; l'inserimento però della travatura perpendicolarmente all'asse longitudinale andrebbe a complicare il loro sostegno dal momento che deve passare all'interno della fusoliera eliminando spazio utile per dislocare i sistemi. Disposizioni analoghe dovrebbero portare alla creazione di supporti incollati o avvitati, ma come sarà spiegato più avanti il materiale prevalentemente utilizzato per la costruzione di questi tipi di velivoli è il Polistirene (EPO), poco adatto a soluzioni di questo tipo.

Non a caso, si considera per ultimo il caso del velivolo tutt'ala. Si tratta di un velivolo meccanica del volo molto complessa, ma che fornisce maggiori possibilità di creare una struttura attorno a sé per il volo VTOL. L'idea è quella di costruire una sorta di 'gabbia' attorno al baricentro rendendo la struttura a volo ibrido simmetrica rispetto ad esso. Sarà così possibile facilmente il velivolo mantenendone la stabilità di volo e con la possibilità di installare un'elica di maggiori dimensioni per il volo orizzontale, senza che essa vada ad interferire con altri elementi costruttivi. Tale elica infatti sfrutterebbe con una buona efficienza il lavoro prodotto dalla rotazione, nel volo orizzontale che è quello che di maggior interesse per lo scopo finale del presente lavoro.

Come vediamo da Tabella 3.5 i velivoli che hanno tale tipo di configurazione sono due: Skywalker X8 e X5.

I calcoli precedentemente effettuati portano a scegliere un allungamento alare che sia maggiore di 17450mm, e lo Skywalker X8 con i suoi 2122 mm soddisfa tale requisito; inoltre dà la possibilità di disporre di un notevole (per dimensioni) vano per

l'alloggiamento interno dei componenti, come la batteria da 10000 mAh di dimensioni considerevoli (come conseguenza della sua capacità di carica) e altri sistemi.

### 3.2 Stima pesi e scelta dei componenti

I velivoli a pilotaggio remoto possiedono diverse similitudini a livello progettuale con i velivoli dell'aviazione civile; si può affermare che semplicità costruttiva e affidabilità tecnica costituiranno sicuramente elementi di interesse per il nascente mercato europeo e mondiale. Il numero di componenti da installare all'interno del velivolo è inferiore inizialmente rinunciando a una sistematica applicazione di ridondanze come avviene per i velivoli 'manned'.

I componenti da inserire sono già noti come le funzioni da svolgere. E' di interesse in questa fase del progetto valutare l'allocazione dei pesi e dei volumi di spazio per allocare i sistemi all'interno del velivolo. Le valutazioni preliminari saranno seguite da un'ottimizzazione successiva per raggiungere il miglior compromesso tra facilità di montaggio e solidità durante le accelerazioni che saranno presenti nel volo; dovrà essere soddisfatto il requisito di minimizzare le cause di vibrazione di componenti interni al APR che su velivoli di dimensioni così contenute potrebbero degradare sensibilmente la qualità del volo, rendendo il velivolo stesso rumoroso e non affidabile.

I componenti da inserire nel velivolo con indicazione dei relativi pesi sono elencati in Tabella 3.6 con le relative masse:

		n°	Type	Weight [g]
<b>Frame</b>	Aircraft	1	x8 Skywalker	880 g
<b>Motor</b>	HORIZ	1	Brushless	198 g
	VERTICAL	4	Brushless	134 g
<b>ESC</b>	HOTOL	1	60A 3A/5V (6s)	63 g
	VERTICAL	1	Herkules 4 out	90 g

<b>POWER MODULE</b>		1	Power Module	5 g
<b>PAYLOAD</b>		1		500 g
<b>Servo</b>	Ailerons	2	Ailerons servo	40 g
<b>Propeller</b>	HOTOL	1	17 x 7	20 g
	VTOL	4	14 x 6	20 g
<b>Battery</b>		1	10000mAh	1200 g
<b>FCS</b>		1	Pixhawk 2	75 g
<b>Telemetry</b>		1	3DR 915MHz	50 g
<b>GPS</b>		1	GPS	50 g
<b>Cable</b>		1		100 g
<b>Supports</b>		1		400 g
<b>TOTAL</b>		22		4327 g

Tabella 3.6 – Elenco dei componenti con i relative pesi

Tale stima finale si avvicinerà di molto al peso reale del nostro APR, data la quantità limitata di componenti e la facile reperibilità dei dati di peso di ciascuno di essi.

### 3.2.1 Componenti

#### FRAME

Il velivolo di riferimento scelto è lo X8 Skywalker (Figura 3.1), il materiale di cui è composto è il polistirene od EPO che è ideale per un preliminary design come nel caso presente; inoltre, risulta essere molto più economico di una struttura in materiale composito, di maggiore reperibilità e più facilmente lavorabile nel caso occorresse effettuare delle modifiche. Le caratteristiche di questo velivolo in combinazione con la sua durabilità, basso prezzo e disponibilità l'hanno reso molto popolare nel mondo degli APR ad ala fissa. L'obiettivo sarà quello di non intaccare troppo la configurazione base,

ma piuttosto di integrare gli elementi di modifica durante il montaggio tra le parti disassemblate.



Figura 3.1 – Skywalker X8 Black<sup>10</sup>

## **MOTORI**

Essendo il componente primario sul quale si baseranno i valori di autonomia, stabilità e affidabilità di volo, saranno esaminati in un capitolo dedicato.

## **ESC**

Electronic Speed Control: questo componente elettronico è essenziale nell'abbinamento con i motori brushless. Infatti per la regolazione della velocità dei motori di questo tipo il metodo più utilizzato consiste nell'agire con una opportuna tecnica di modulazione, possibile considerando la velocità e l'efficienza di commutazione dei moderni transistor facenti parte del ESC. Tale impulso sarà proporzionale al comando di velocità inviato dal radio comando di terra. Il dispositivo può provvedere anche al cambio di direzione di rotazione e al rallentamento dinamico. L'idea è quella di operare sulla modulazione della

durata dell'impulso (regolazione impulsiva) di una tensione impressa secondo la tecnica della Pulse Width Modulation (PWM): la corrente che circola negli avvolgimenti, se la frequenza di modulazione (kHz) è sufficientemente elevata a causa dell'impedenza del circuito non risentirà della modulazione di quest'ultima e a parità di durata dell'impulso, risulterà circa costante (Figura 3.2).

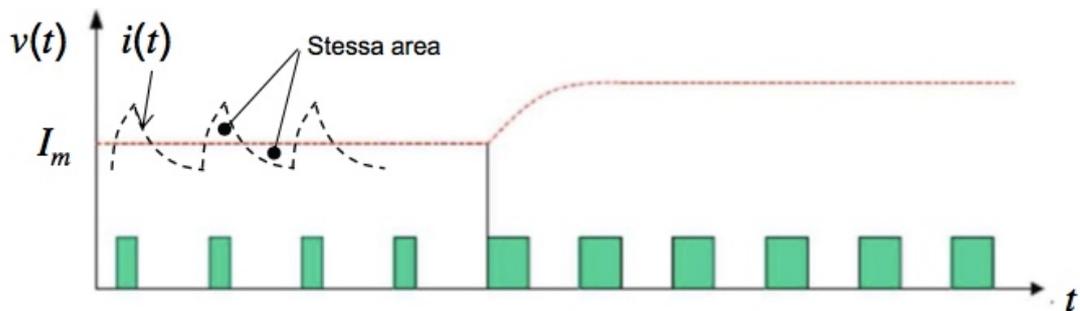


Figura 3.2 – Funzionamento PWM, confronto tra il segnale analogico di comando (in verde) e il segnale di riferimento ad onda triangolare<sup>11</sup>

Il segnale PWM che comanda i transistor è generato confrontando un'onda triangolare a frequenza opportuna (qualche kHz) con un segnale analogico di comando; il confronto i due segnali di tensione abilita la logica di commutazione da applicare alla Base del transistor. Il controllo della velocità, della direzione e della posizione dell'albero motore avviene più frequentemente con encoder digitali di vario tipo, a seconda delle informazioni richieste. Essi captano ad ogni giro un segnale traducendo l'impulso in valore di velocità angolare che sarà inviata al circuito che regolerà il sistema<sup>11</sup>.

Nella scelta di un ESC molta importanza ha l'architettura del circuito. Ne esistono fondamentalmente due tipologie: OPTO e NON OPTO. I più comuni e i più semplici da installare sono i NON OPTO. Essi sono costituiti da tre cavi che sono collegati al il flight controller: uno per il positivo, uno per il segnale e uno per il negativo. Possiedono inoltre un circuito BEC/UBEC (Battery Eliminating Circuit) integrato che permette di generare una corrente a bassa tensione (5 V) al fine di

alimentare un'eventuale power distribution board dedicata. Gli OPTO invece si differenziano per il fatto di avere soltanto due cavi di collegamento (negativo e segnale) con il flight controller. Questo perché questi ESC non hanno un BEC integrato e di conseguenza viene a mancare il cavo del positivo. Questo tipo di ESC vengono utilizzati soprattutto quando è necessario ridurre il disturbo e l'interferenza generata (inevitabilmente) dalla presenza di più BEC ravvicinati (Figura 3.3). Nel caso di un ESC NON OPTO, l'integrazione dei componenti sarà come nella figura 3.3:

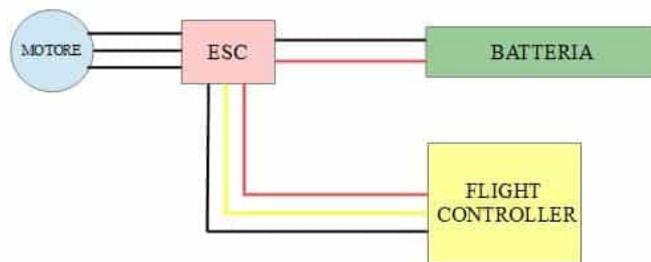


Figura 3.3 – Schema elettrico di un ESC NON OPTO

In questo caso l'ESC avrà il BEC integrato e sarà esso stesso a fornire l'alimentazione (tramite i cavi rosso e nero) al flight controller ed eventuali altri componenti. Il cavo giallo invece è il cavo del segnale che viaggia dal flight controller all'ESC al fine di regolare la velocità di rotazione del motore.

Nel caso invece di un ESC OPTO, lo schema di collegamento è il seguente:

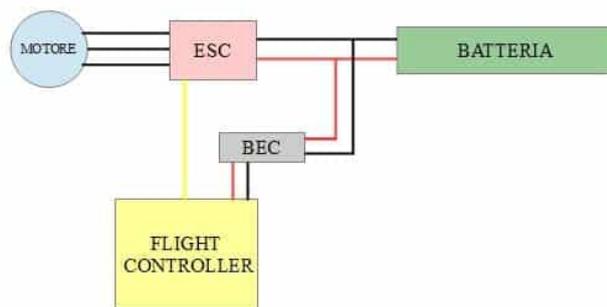
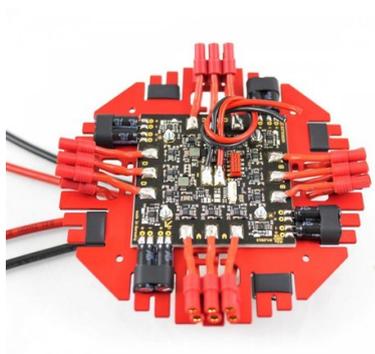


Figura 3.4 – Schema elettrico di un ESC OPTO

In questo caso sarà necessario collegare un BEC esterno tramite il quale la batteria alimenterà il flight controller il quale sarà collegato all'ESC solo tramite il cavo del segnale (giallo)<sup>12</sup>.

In questo caso utilizzeremo due diverse tecnologie di ESC differenti per tipo di volo: una board con 4 uscite che gestisce in modo indipendente i 4 motori per il decollo e atterraggio ed un dispositivo di piccole dimensioni dedicato solo al motore per il volo orizzontale. La scelta di dividere in più dispositivi i ruoli dei vari motori si traduce in una maggiore affidabilità sia del sistema che gestirà separatamente le fasi di volo, sia di ridondanza in caso di guasto prevedendo una più facile sostituzione a terra.

Il primo componente dedicato ai quattro motori prende il nome di Herkules III 6s Brushless ESC, la scelta di questa scheda è giustificata dalla sua facile reperibilità sul mercato oltre che dalla sua estrema affidabilità nella gestione di 4 uscite in modo indipendente, permettendo di avere un componente o solo anziché 4 differenti (Figura 3.5)<sup>13</sup>.



Voltage Range:	9-26V
Current Capability:	30A
Lipo:	2s-14s
Weight:	320 g
Dimensions:	150 x 150mm

*Figura 3.5 – ESC Board Herkules III*

Per il volo orizzontale ottenuto con il motore posteriore, conviene utilizzare un ulteriore ESC in modo da separare la gestione elettronica e gestire al meglio la fase di transizione di volo VTOL; sceglieremo dunque un ESC Hacker Master Mezon 75 OPTO (Figura XX) che si è rivelato affidabile in molte operazioni di volo effettuate usando altri APR ad ala fissa. Di seguito sono riportate le sue specifiche:

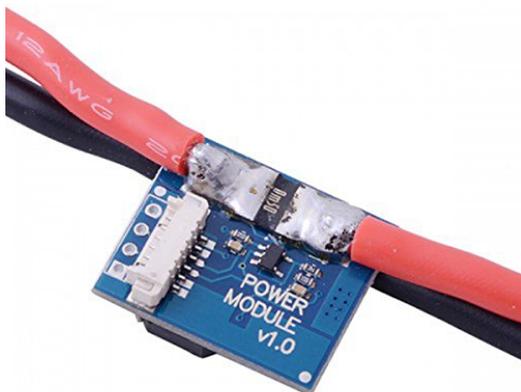


Continuous Current:	75A
Voltage range:	5 – 59V
Lipo:	2s-14s
Weight:	120 g
Dimensions:	22.5 x 11.5 x 24.6 mm
Optocoupler:	no BEC , separate supply of the radio gear required

Figura 3.6 – ESC Master Mezon OPTO 75A<sup>14</sup>

## POWER MODULE

Questo dispositivo ha diversi compiti legati alla gestione delle correnti e delle tensioni prelevate dalla batteria ed inviate ai vari moduli tramite l'autopilota. Grazie a questo dispositivo sarà possibile avere l'indicazione di quanta carica avrà la nostra batteria durante il volo. Il componente scelto è il iParaAiluRy HJ APM Power Module (Figura 3.7), economico e che permette l'ingresso di una tensione massima di 30 V. Di seguito sono riportate le specifiche:



Input:	6 – 30 V
Output:	5.3V – 3A; 0.1V
Maximum Current measurement:	90A
Maximum Voltage:	30 V
Dimensions:	25 x 21 x 9 mm
Weight:	17g

## SENSORE

E' stato valutato un peso di un sensore ottico di largo impiego su questi velivoli: Micasense Red Edge. Questo sensore sarà posizionato al di sotto della fusoliera e direzionato verso terra, la sua grande versatilità permetterà di creare immagini a diverse bande di spettro per diversi scopi: Topografia, Agricoltura di precisione, geologia, ecc.

Figura 3.7 – Power Module iParaAiluRy HJ APM



WEIGHT:	170g
External Power:	<b>4.2 V DC -15.6 V DC</b> <b>4W nominal, 8W peak</b>
Spectral:	<b>Blue, green, red, red edge, NIR</b>
Ground Sample Distance:	8 cm per pixel at 120 m
Dimensions:	9.4 cm x 6.3 cm x 4.6 cm
Field of View:	47.2° HFOV
Triggering Options:	Timer mode, overlap mode, external trigger mode (PWM, GPIO, serial, and Ethernet options), manual capture mode
Capture Rate	1 capture per second (all bands)
Interfaces:	Serial, 10/100/1000 ethernet, removable Wi-Fi, external trigger, GPS, SDHC

Figura 3.8 – Sensore Micasense RedEdge<sup>15</sup>

## SERVO

La configurazione tutt'ala scelta non presenta timoni di direzione, dunque i servocomandi andranno ad agire sugli alettoni. Il modello scelto è l'MD933 (Figura 3.9), di cui sono riportate le specifiche.

Figura 3.9 – Servo motor MD933<sup>16</sup>

## PROPELLER

Le eliche saranno in fibra di carbonio, andrà considerato successivamente la tipologia di attacco all'albero che può

essere diverso a seconda del caso. La possibilità è quella di montare eliche richiudibili per diverse ragioni: perché permettono il facile trasporto senza il rischio di danneggiarle e perché essendo un mezzo ibrido si dà la possibilità di poter ridurre la resistenza all'avanzamento durante il volo traslato.

Modulation:	Digital
Torque:	<b>4.8V:</b> 1.80 kg-cm <b>6.0V:</b> 2.00 kg-cm
Speed:	<b>4.8V:</b> 0.12 sec/60° <b>6.0V:</b> 0.10 sec/60°
Weight:	12.0 g
Dimensions:	22.5 x 11.5 x 24.6 mm
Motor Type:	Brushed
Gear Type:	Hybrid
Rotation/Support:	Single Bearing
Rotational Range:	60°





Figura 3.10 – Propeller Aeronaut carbon Foldable

## BATTERIA

E' possibile inserire due batterie di minor capacità o una singola più grande e potente; nello studio del velivolo completo il peso della batteria sarà quello più rilevante , unitamente al peso del frame . La scelta di questo componente sarà effettuata in parallelo insieme alla scelta dei motori, in base alle tensioni richieste dai motori per la generazione della spinta necessaria.

## Flight Control System (FCS)

Esso costituisce il cuore degli APR. Per queste applicazioni n non solo permette la navigazione autonoma o in manuale (controllo remoto da terra via radio comando) , bensì ha anche la funzione di far comunicare tutti gli apparati tra loro, elaborando i dati e



Figura 3.11 – FCS Pixhawk II<sup>17</sup>

fornendoli a terra in modo da poter avere il pieno controllo del APR. Tale scheda elettronica dovrà essere tale da gestire i segnali dei diversi equipaggiamenti con esse integrata e che con essa scambiano gli opportuni segnali. In questo caso, come Flight Control System è stato scelto il Pixhawk II (Figura 3.11), noto per essere un componente versatile e affidabile. Esso include al suo interno anche il software per la gestione della funzione 'return to home' e in generale per la gestione in sicurezza del APR in caso di guasto catastrofico ; infine esso può elaborare le mappe per condurre la navigazione autonoma.

## **TELEMETRIA**

La telemetria (dati trasmessi a terra: dalla posizione del mezzo alle immagini della camera, dalle velocità di volo alla durata della batteria) del APR è trasmessa a terra per mezzo di un transponder equipaggiato con un'antenna posizionata in una zona del velivolo che sia ben visibile al segnale radio ed in grado di inviare e ricevere segnali in



qualsiasi momento. Questo componente diventa sempre più essenziale quando il mercato richiede un utilizzo di questi mezzi con dispositivi che non siano per forza telecomandi, anzi grazie a questo apparecchio è possibile comandare il velivolo o la Gimball di una fotocamera in remoto tramite un computer, o addirittura uno smartphone.

*Figura 3.12 – 3DR Radio Telemetry*

## GPS

E' un dispositivo essenziale per i velivoli Unmanned, infatti permette di rilevare con buona approssimazione la posizione del mezzo e trasmetterla all'autopilota che permetterà di programmare una missione per punti sulla mappa o indicare la propria posizione ad un computer a terra. Il Modulo GPS scelto è Here GNSS(M8N).



Signal:	GPS, Galileo, GLONASS, BeiDou
Sensitivity:	-167 dBm navigation sensitivity
Working Temperature:	-40 °C to 85 °C
Weight:	49 g
Dimensions:	79mm x 76mm x 16.6mm

Figura 3.13 – Modulo GPS Here GNSS(M8N)<sup>17</sup>

## CAVI

Sono un peso trascurabile nel complessivo (decine di grammi) ma si è approssimato per eccesso considerando le varie prese con i dispositivi e la possibilità di dedicare quindi peso ad altri componenti come il Payload.

## SUPPORTI

Comprenderanno tutte le travature utili alla configurazione VTOL, gli attacchi di sostegno dei motori e le viti di fissaggio, spesso si preferisce il metodo di incollaggio per ridurre i pesi considerevolmente.

Ogni componente avrà bisogno in ingresso di cavi di alimentazione e cavi di segnale, le tensioni e le correnti dovranno arrivare con il giusto valore e bisognerà dunque pensare alla distribuzione tramite i cavi e le uscite di queste ultime. Il problema principale del

nostro sistema risiede nell'utilizzare un secondo ESC per la regolazione del motore per il volo orizzontale, esso infatti l'unico modo per prendere l'alimentazione di 22.2V distribuita dalla batteria è collegarsi alla scheda Herkules II prendendo il segnale invece direttamente dal FCS.

### 3.2.2 Schema elettrico

La figura 3.14 mostra lo schema elettronico del sistema di volo completo:

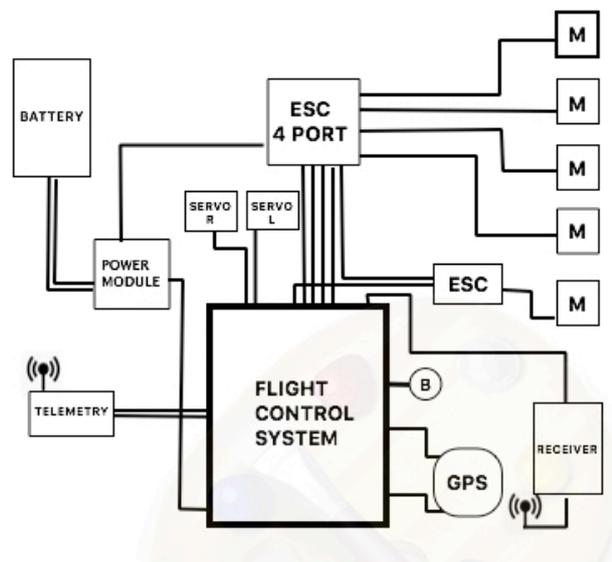


Figura 3.14 – Dettaglio dello schema elettrico

Come si vede i componenti sono numerosi e va identificata una loro opportuna disposizione all'interno del mezzo, in aggiunta, la quantità di cablaggi appesantisce il mezzo e occupa spazio, dovranno quindi essere create delle sedi, dei fori di passaggio per distribuire in tutte le zone del mezzo le alimentazioni ed i cavi di segnale. Come spiegato precedentemente l'FCS è il cuore dell'avionica dell' APR: gestirà i segnali di tutti i componenti e di trasmetterli nel modo corretto in uscita. Il Pixhawk II presenta diverse porte di INPUT e OUTPUT con l'aggiunta di prese ausiliarie per l'aggiunta di ulteriori sistemi. Oltre a quello in figura bisogna aggiungere un Buzzer per l'emissione di segnali acustici (utilissimo per interpretare i segnali della macchina in modo istantaneo) uno Switch che isola l'alimentazione da tutti i sistemi per la messa in sicurezza a terra del velivolo.

Saranno vincolati alla posizione componenti come il GPS che dovrà ricevere segnali dall'alto e gli organi di telemetria e trasponder che invece riceveranno i segnali da terra tramite le antenne. Per quanto riguarda invece gli ESC, essi dovranno essere disposti in una posizione prossima ai motori in modo da non avere cavi di lunghezza eccessiva che percorrono l'interno della fusoliera.

Bisogna considerare successivamente la corretta installazione ed ancoraggio (soprattutto per le manovre) di ogni componente nel APR, ed il corretto raffreddamento dopo utilizzi gravosi (forti dispendi di calore degli equipaggiamenti stessi).

### **3.3 Scelta dei Motori**

La scelta successiva sarà quella dei motori, essa dipenderà per prima cosa dalle dimensioni che delle eliche che verranno montate all'albero. L'idea è quella di partire dal diametro massimo possibile dell'elica in modo da avere la massima efficienza sulle pale e studiare una possibile allocazione senza incorrere in rischi di interferenze con il velivolo stesso. Le dimensioni in pollici prese in riferimento sono di 15'' la maggiore, fino ai 13'' che, come

si vedrà, risulterà il diametro minimo sufficiente per la generazione di spinta utile a far decollare il velivolo.

Il tipo di tecnologia dei motori è quella brushless, ormai noti per la maggiore affidabilità rispetto ai motori in corrente continua a spazzole.

Dal punto di vista costruttivo la sostanziale differenza fra il motore in corrente continua a magneti permanenti ed il motore brushless (BLDC) consiste nel fatto che in quest'ultimo i magneti sono posti sul rotore, mentre gli avvolgimenti elettrici sono posti sullo statore.

Perciò, se si assume come sistema di riferimento un osservatore solidale con il rotore, il principio di funzionamento del motore brushless ricalca da vicino quello del tradizionale motore in corrente continua.

La proprietà degli avvolgimenti elettrici di rimanere fermi consente di alimentarli senza ricorrere a contatti striscianti: infatti, non essendoci un avvolgimento di eccitazione sul rotore, viene a mancare la necessità di predisporre un sistema strisciante per addurre corrente al rotore. Una necessità di questo tipo di macchine sta nella presenza di un sensore di posizione rotorica: la tecnica più utilizzata impiega sensori ad effetto Hall. Per la regolazione di velocità il convertitore è costituito da un tachimetro trifase brushless o dinamo tachimetrica<sup>18</sup>.

Dopo aver esaminato varie soluzioni tecnologiche diffuse nel mondo APR, sono stati scelti i modelli T-motor che ben si prestano in termini di livello di efficienza e affidabilità al volo verticale. Per la scelta di questi ultimi i dati principali da tenere in considerazione sono: il diametro del motore, l'altezza e i giri per volt, ovvero il valore di KV. Quest'ultimo dato dà un' indicazione sulla velocità di rotazione dell'albero, infatti si tratta della costante della forza contro elettro motrice e si esprime come<sup>19</sup>:

$$KV = \frac{RPM}{Volt}$$

Operativamente indica il massimo numero di giri (teorico) per volt di alimentazione che il motore è in grado di eseguire. Maggiore dunque è tale valore paragonato alla tensione di alimentazione e maggiore sarà la velocità massima sviluppata dall'albero e quindi trasmessa all'elica.

Il seguente esempio spiega più chiaramente il concetto appena espresso: si considera un motore con un valore di Kv pari a 900 rpm/V significa che se venisse alimentato con una cella LiPo da 3.7V il motore effettuerà 3330 rotazioni al minuto (900 x 3.7). Nel caso in cui venga alimentato con una batteria LiPo a 2 celle (7.2V) il motore eseguirà 64800 giri al minuto<sup>20</sup>.

Secondo fattore di scelta è la dimensione della macchina, essa è indicata per ogni motore come un insieme di quattro cifre (es. 41-15) che indicano diametro e altezza del motore considerato in millimetri di. Il diametro del motore dà un'indicazione sulla distribuzione delle spire lungo una circonferenza, maggiore sarà il valore, maggiore sarà il numero delle spire che sarà possibile inserire; proprio per tale motivo un campo magnetico indotto da correnti passanti per un numero elevato di spire produce forze di Lorentz maggiori, come è possibile vedere nell'equazione in basso, che trasmesse sull'albero si traducono in coppia:

$$F = I B l$$

Molto spesso però queste coppie di maggiore entità rendono il motore più "lento", e quindi con una possibilità di attaccare all'albero carichi che richiedono maggiore lavoro ma senza velocità di rotazione elevate. L'altezza del motore permette invece di stabilire la presenza di un maggior numero di avvolgimenti sulla singola bobina o la lunghezza della spira stessa, giocherà anch'essa un ruolo essenziale nella generazione della coppia e sarà dunque svolto uno studio sui motori in vendita che permetterà di scegliere ciò che più si avvicina alle esigenze del caso in oggetto.

Generalmente ci si aspetta:

- Coppia all'albero elevata ma numero di giri relativamente basso
- Numero di giri elevato ma con coppie modeste

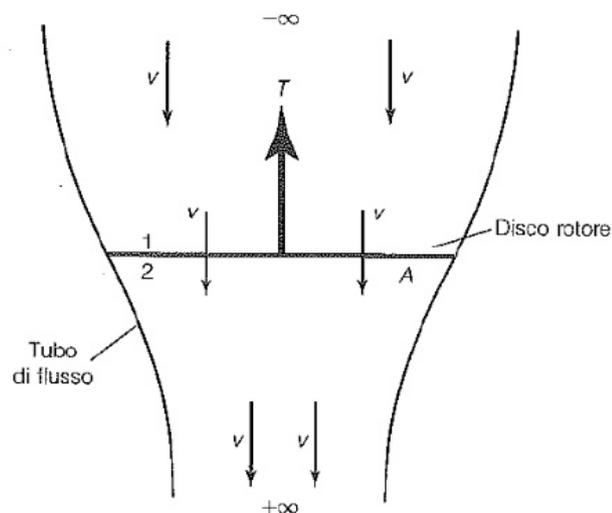
Lavorando su un fluido come l'aria serviranno velocità angolari elevate per tradursi in forze di trazione, ma siccome parliamo di velivoli della categoria APR, le dimensioni di questi motori saranno più modeste.

### 3.3.1 Teoria TDA ed Elemento pala

#### Teoria del Disco attuatore – TDA<sup>21</sup>

È una teoria di origine meccanica che vuole studiare lo scambio di quantità di moto attraverso un'elica, approssimata ad un'entità fisico-matematica, *disco ideale*, con un numero infinito di pale e di spessore infinitesimo, il che fa considerare la resistenza del disco nulla, problema che invece viene affrontato dalla teoria dell'elemento di pala.

Gli elementi principali di questa teoria sono il *disco attuatore* ed il *tubo di flusso*. Quest'ultimo è convergente in quanto, per il teorema della conservazione di massa, a parità di portata un aumento di velocità dovuto all'accelerazione impressa dal disco si



traduce in una riduzione di sezione del tubo di flusso in cui è convogliata aria incompressibile. Il modello del disco è molto particolare: sulle due superfici del disco si instaurano due valori di pressione diversi, per cui tra esse si crea un salto di pressione; altre semplificazioni importanti sono l'irrotazionalità del flusso e la costanza di velocità subito a valle del disco. Il fatto di trascurare lo spessore del disco fa sì che da questa modellizzazione si ricavi solamente l'energia necessaria all'accelerazione del flusso con variazione di quantità di moto, trascurando la resistenza del disco. Altra ipotesi molto semplificativa è il fatto di considerare la velocità sempre costante, il che discosta dalla realtà in quanto questa viene di fatto regolata dalla velocità di rotazione del disco. Uno degli obiettivi che si prefigge la TDA è di definire le relazioni che legano i *campi di moto all'infinito a monte* ( $-\infty$ ) *ed all'infinito a valle* ( $+\infty$ ), ma ben più importante è correlare il salto di pressione tra le superfici del disco alla trazione sviluppata. È bene notare che considerare che un disco permeabile possa generare un salto di pressione è un paradosso.

La trazione del disco può essere descritta da:

$$T = A(P_2 - P_1) = \dot{m}(V_{+\infty} - V_{-\infty}) \quad (p_2 - p_1) = \rho v_1(V_{+\infty} - V_{-\infty}) \quad (A)$$

Dalla definizione di portata si può ricavare:

$$\dot{m} = \rho A v_1 = \rho A v_2$$

Inoltre possono Figura 3.15 – Tubo di flusso della teoria TDA

$$p_{-\infty} + \frac{1}{2}\rho V_{-\infty}^2 = p_1 + \frac{1}{2}\rho v_1^2$$

$$p_{+\infty} + \frac{1}{2}\rho V_{+\infty}^2 = p_2 + \frac{1}{2}\rho v_2^2$$

Sottraendo la prima alla seconda equazione si ottiene:

$$p_2 - p_1 = \frac{1}{2}\rho(V_{+\infty}^2 - V_{-\infty}^2) \quad (B)$$

Uguagliando le equazioni A e B:

$$\frac{1}{2}\rho(V_{+\infty}^2 - V_{-\infty}^2) = \frac{1}{2}\rho(V_{+\infty} + V_{-\infty})(V_{+\infty} - V_{-\infty}) = \rho v_1(V_{+\infty} + V_{-\infty})$$

Da questa si ricava il valore di  $v_1$ :

$$v_1 = v_2 = \frac{V_{+\infty} + V_{-\infty}}{2}$$

Si possono ora definire altre due velocità: le velocità indotte in questa teoria identificano i salti di velocità rispetto alla velocità iniziale. Bisogna semplicemente valutare:

u     Velocità di inflow: è la velocità indotta dalla scia in corrispondenza del disco;

$V_{+\infty}$      Velocità di downwash: è la velocità indotta all'infinito a valle della scia.

Nelle sezioni notevoli le velocità sono quindi:

$$u = -V_{-\infty} = \frac{V_{+\infty} + V_{-\infty}}{2} - \frac{2V_{-\infty}}{2} = \frac{V_{+\infty} - V_{-\infty}}{2}$$

La *velocità di downwash* risulta quindi:

$$V_{-\infty} = V_{+\infty} + 2u$$

Questo permette di correlare la velocità di downwash indirettamente ai valori di trazione del rotore che sono correlati al salto di pressione e quindi alla velocità di inflow. Per definire questa relazione tra T ed u considero nuovamente il bilancio di quantità di moto:

$$T = \dot{m}(V_{+\infty} - V_{-\infty}) = 2\dot{m}u$$

La portata è dipendente da:

$\rho$  Densità dell'aria: i livelli di trazione diminuiscono con l'aumentare di quota;

A Area del disco: la trazione aumenta con il quadrato del raggio del rotore.

## Teoria dell'elemento pala – TEP<sup>21</sup>

Si tratta di un approccio molto più ingegneristico dello stesso problema trattato con la TDA, in quanto si va a discretizzare una pala di lunghezza R in più sezioni; per questo la *Blade Element Theory* è spesso conosciuta anche come *Strip Theory*. È un'approssimazione bidimensionale di un problema 3D, trascurando le componenti di velocità lungo la lunghezza R della pala, ma andando a valutare il comportamento aerodinamico delle varie sezioni.

Essa effettua due approssimazioni che la discostano dalla realtà:

- Trascura gli effetti alla radice;
- Trascura gli effetti all'estremità, considerando la portanza generata alla tip della pala pari alla portanza generata a metà della pala, mentre in realtà decade a valori nulli.

Con tale teoria si superano le grosse limitazioni della Teoria del Disco Attuatore, in quanto la TEP:

- Consente di legare la variazione di trazione fornita dal rotore con il valore dell'angolo di passo;
- Consente il calcolo della resistenza di profilo delle pale e della relativa potenza necessaria;
- Consente di conoscere la distribuzione di velocità indotta lungo l'apertura delle pale, che generalmente non è uniforme.

La Strip Theory è molto utilizzata nei vari campi dell'aeronautica perché va ad introdurre diversi effetti che la TDA non considerava.

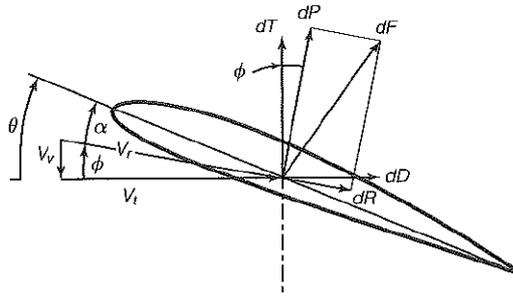


Figura 3.16 – Dettaglio delle forze ed angoli elemento pala

L'elemento di pala è considerato nella sezione intermedia della pala, non visualizzando però l'eventuale svergolamento che è tipicamente presente per ridurre i carichi flessionali e torsionali su di essa e per ridurre la possibilità di stallo.

Una volta definiti i parametri che definiscono la teoria, bisogna identificare le componenti di velocità coinvolte: la prima componente, detta *velocità trasversale*  $V_t$ , mentre la seconda, che viene identificata come *velocità verticale*  $V_v$ , dipende dalla velocità del flusso d'aria ma in parte comprende inoltre una componente della velocità di traslazione, in quanto il disco è solitamente inclinato rispetto alla direzione della velocità. L'angolo  $\phi$  rappresenta la deviazione della *velocità risultante*  $V_r$ , ed è quindi dato da:

$$\phi = \arctg\left(\frac{V_v}{V_t}\right)$$

È necessario fare distinzione tra i vari carichi agenti sulla pala, in termini di carichi aerodinamici di *portanza*  $L$  e *resistenza*  $D$  ed in termini di componenti rispetto al piano del disco *trazione*  $T$  e *resistenza*  $D$ ; entrambe le nomenclature sono necessarie per trattazioni diverse, che comunque portano ad identificare una sola *forza risultante*  $F$ . Il passaggio tra i due sistemi di riferimento è dato dall'angolo  $\phi$ .

Portanza e resistenza aerodinamica possono quindi esprimersi come:

$$dP = \frac{1}{2} \rho V_r^2 c(r) C_P(r) dr$$

$$dR = \frac{1}{2} \rho V_r^2 c(r) C_R(r) dr$$

È evidente come alcuni parametri dipendano dal raggio della pala, che non devono essere necessariamente identici lungo tutta la lunghezza  $r$ . Da L e D si possono ricavare:

$$dT = dP \cos \phi - dR \sin \phi$$

$$dD = dP \sin \phi - dR \cos \phi$$

Inoltre:

$$dC = r dD$$

Generalmente l'angolo  $\phi$  è piccolo a sufficienza per poter considerare la teoria delle piccole perturbazioni ed approssimare  $\cos \phi \approx 1$   $\sin \phi \approx \phi$  e poter riscrivere le formule precedenti in maniera più semplice.

Per il solo regime di volo a punto fisso può essere considerata valida la relazione:

$$T = n \int_0^R dP$$

La coppia C applicata al rotore si può esprimere come:

$$C = \int_0^R r dD$$

### **3.3.2 Motori per il volo Verticale**

I valori di KV per i motori montati su APR di categoria simile al velivolo che si sta progettando sono compresi tra i 300 e i 600 che rappresenteranno quindi il punto di partenza per dimensionare i motori e ricercare tali componenti sul mercato per installarli nel modello.

Il ruolo chiave dei motori è quello di far sollevare il peso dell'intero velivolo, stimato sui 4500 g, per fare questo abbiamo rilevato i dati ad un valore di manetta percentuale del 65%, che si presta ad indicare il funzionamento della macchina durante la prima fase di salita, o trazione generata in hovering. Il motore riceverà dunque un segnale di velocità dal telecomando che verrà inviato dal transponder al Pixhawk FCS, esso tramite logiche digitali invia il segnale agli ESC che provvederanno a modificare il segnale di alimentazione in modo da accelerare la rotazione delle pale. Affinché non avvenga un'imbardata dovuta alla coppia di reazione delle pale, dovremmo considerare per ogni rotazione, una rispettiva controrotazione sulla pala posta diagonalmente ad essa. Saranno

dunque presenti: due motori che ruotano in senso orario e due motori che ruotano in senso antiorario così da controbilanciare la coppia uscente dagli alberi.

I tempi di risposta tra il segnale emesso e la rotazione delle pale si aggira sui 100 ms data la scarsa inerzia delle pale del peso di 20 g l'una, ciò permette di garantire una migliore stabilità in volo con correzioni di velocità pressoché istantanee.

Le manovre che si effettuano in volo prevedono dunque la riduzione del numero di giri delle pale poste nella direzione scelta creando dei momenti di rollio o di beccheggio che inclinano le forze risultanti di trazione nella direzione del moto: il velivolo inizierà ad avanzare, ma per garantire che non avvengano perdite di quota i motori dovranno compensare la componente di forza verticale aumentando contemporaneamente il numero di giri.

La Tabella 3.7 mostra in dettaglio i dati delle specifiche di ciascun motore ricavati da prove al banco; tali valori sono stati rielaborati sul un foglio di lavoro excel.per successive considerazioni.

MODEL	SPECIFICATIONS	KV			
MN	4010	370			
Battery	Throttle %	Prop	Current [A]	Thrust [g]	Thrust/MTOW
14,8	65%	14	3,1	510	0,444057466
14,8		15	3,8	640	0,557248585
14,8		16	4,3	770	0,670439704
22,2	65%	12	5	860	0,748802786
22,2		13	4,3	810	0,705267741
22,2		14	5,7	1060	0,922942969
22,2		15	7	1300	1,131911189

MODEL	SPECIFICATIONS	KV			
MN	4010	475			
Battery	Throttle %	Prop	Current [A]	Thrust [g]	Thrust/MTOW
14,8	65%	13	3,9	550	0,478885503
14,8		14	5,1	730	0,635611667
14,8		15	6,4	900	0,783630823
14,8		16	7,3	1060	0,922942969
22,2	65%	12	6,1	960	0,835872878
22,2		13	6,6	1070	0,931649978

MODEL	SPECIFICATIONS	KV			
MN	4010	580			
Battery	Throttle %	Prop	Current [A]	Thrust [g]	Thrust/MTOW
14,8	65%	13	6,2	820	0,71397475
14,8		14	8,6	1000	0,870700914
14,8		15	10	1190	1,036134088

MODEL	SPECIFICATIONS	KV			
MN	3508	380			
Battery	Throttle %	Prop	Current [A]	Thrust [g]	Thrust/MTOW
22,2	65%	14	5,3	1100	0,957771006
22,2		15	6,1	1200	1,044841097

MODEL	SPECIFICATIONS	KV			
MN	3510	360			
Battery	Throttle %	Prop	Current [A]	Thrust [g]	Thrust/MTOW
22,2	65%	14	4,7	1000	0,870700914
22,2		15	5,6	1180	1,027427079
14,8		13	6,1	1100	0,957771006
14,8		14	8,7	1110	0,966478015

MODEL	SPECIFICATIONS	KV			
MN	3515	400			
Battery	Throttle %	Prop	Current [A]	Thrust [g]	Thrust/MTOW
22,2	65%	14	6,3	1180	1,027427079
22,2		15	7,9	1470	1,279930344
22,2		16	9,4	1730	1,506312582

MODEL	SPECIFICATIONS	KV
MN	4014	330

Battery	Throttle %	Prop	Current [A]	Thrust [g]	Thrust/MTOW
22,2	65	15	5,9	1150	1,001306051
22,2		16	7	1420	1,236395298
22,2		17	8	1580	1,375707444

MODEL	SPECIFICATIONS	KV
MN	4014	400

Battery	Throttle %	Prop	Current [A]	Thrust [g]	Thrust/MTOW
22,2	65%	15	9,1	1630	1,41924249
22,2		16	11	1920	1,671745755
22,2		17	12,8	2180	1,898127993

MODEL	SPECIFICATION	KV
MN	4012	340

Battery	Throttle %	Prop	Current [A]	Thrust [g]	Thrust/MTOW
14,8	65%	14	4,4	860	0,748802786
14,8		15	5,4	1110	0,966478015
14,8		16	6,2	1330	1,158032216
22,2	65%	13	4,8	850	0,847880299
22,2		14	6,4	1150	1,14713217
22,2		15	7,9	1410	1,406483791

MODEL	SPECIFICATION	KV
MN	4012	480

Battery	Throttle %	Prop	Current [A]	Thrust [g]	Thrust/MTOW
14,8	65%	14	5,7	780	0,679146713
14,8		15	6,8	900	0,783630823
14,8		16	7,8	1060	0,922942969
22,2	65%	13	7,7	1200	1,044841097
22,2		14	10	1530	1,332172399

Tabella 3.7 – Datasheet motori per il volo verticale

Come possiamo notare, molti di questi motori con eliche di diametro differenti hanno un fattore di Thrust/MTOW uguale a 1. La mole di dati considerati e trattati porta ad escludere preventivamente i valori riferiti ai motori con eliche maggiori o uguali a 15'', così da essere sicuri di rientrare negli ingombri imposti dalla struttura dell'intero velivolo. Per escludere altri motori nell'analisi sono stati impostati dei gradienti di colore: verde per i dati rilevanti e rosso per i dati non idonei.

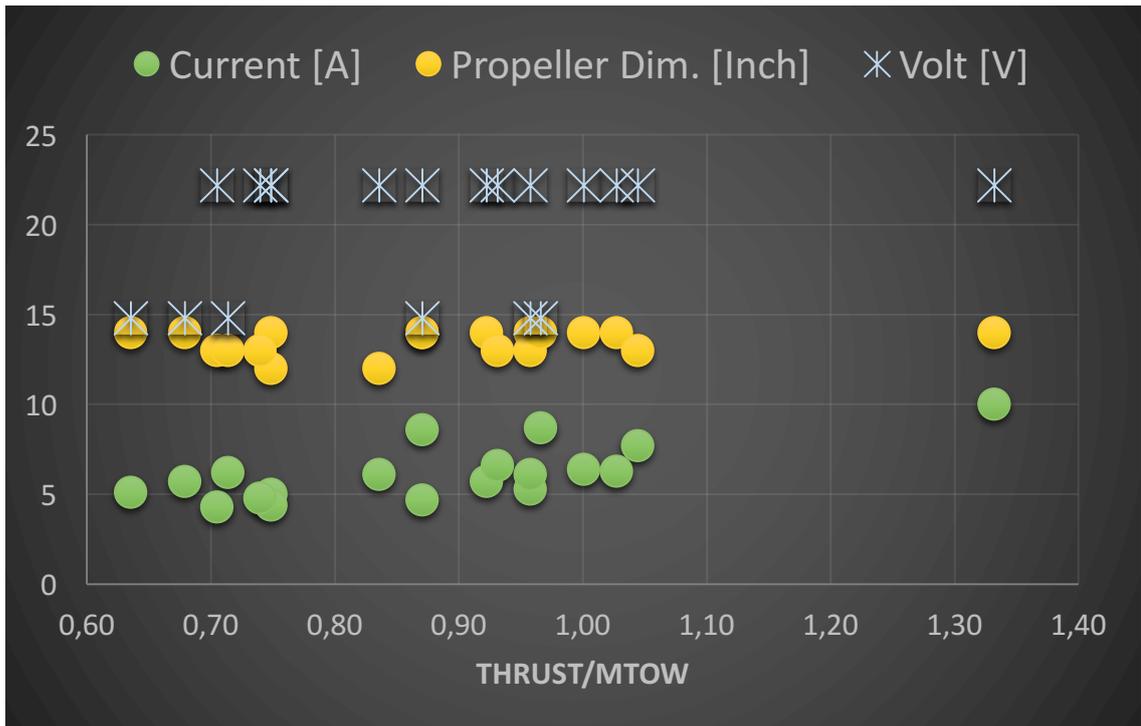


Figura 3.17 – Classificazione dei motori in base a corrente consumata, tensione di alimentazione e dimensione dell' elica con cui è stata effettuata la prova a banco

Il secondo passo consisterà nell' escludere i motori che, non sono in grado di sollevare da terra un peso di 4500 g al 65% della manetta.

Rimarranno quindi pochi motori su cui effettuare un confronto, tutti con una tensione nominale di 22,2 V, con le relative correnti utilizzate a manetta stabilita:

- MN 4012 480
  - 1,004 Thrust/MTOW      13'' propeller, 7,7 A
  - 1,332 Thrust/MTOW      14'' propeller, 10 A
- MN 4012 340
  - 1,001 Thrust/MTOW      14'' propeller, 6,4 A
- MN 3515 400
  - 1,027 Thrust/MTOW      14'' propeller, 6,3 A

Confrontando valori simili di corrente per i vari motori, si sceglie il valore massimo di spinta fornito tra tutti, quindi si opta per il **T-Motor MN4012 KV480 con elica da 14 pollici.**

Il valore di KV pari a 480 è plausibile in quanto essendo la generazione di trazione distribuita tra quattro rotori delle dimensioni di 14 pollici, avremmo bisogno di una velocità maggiore al disco affinché si produca la spinta necessaria a sostenere il velivolo. Come si vedrà successivamente per il volo orizzontale, la dimensione maggiore dell'elica permetterà di avere un motore con un KV minore e quindi che avrà un numero di giri inferiore a pari manetta.

## Scelta della Batteria

Il secondo risultato importante sarà la tensione al motore; le batterie a polimeri di litio possiedono una capacità di corrente misurata in mAh distribuita su più celle, ogni cella ha una tensione di 3,7V. Il T-Motor MN4012 KV480 richiede una tensione in ingresso di 22,2V; si sceglie dunque una batteria a 6 celle.

Quella che si presta meglio allo scopo è la Multistar Lipo 6s 22,2V 10000mAh (Figura 3.18) dalle seguenti caratteristiche:



Minimum Capacity:	10000 mAh
Configuration:	6s1p / 22.2V / 6cell
Constant discharge:	10C
Max. discharge:	20C
Dimensions:	156 x 65 x 53 mm
Weighth:	1189 g

Figura 3.18 – Batteria Multistar Lipo 6s - 10 Ah

Come è possibile notare questo organo ha un peso elevato rispetto gli altri componenti e quindi influirà molto sulla posizione del baricentro dell'intero velivolo. Sarà dunque la batteria il primo organo ad essere inserito nel mezzo nello studio della disposizione dei componenti interni.

### 3.3.3 Motore per il volo Orizzontale

La scelta di questo componente è più complessa per la maggiore diffusione (più case produttrici) e più dati da esaminare. Per ovviare a questo problema viene utilizzato uno strumento di calcolo delle prestazioni che si è rilevato abbastanza affidabile su diversi APR e prende il nome di: E-CALC.ch.

Questo sito utilizza un algoritmo che incrocia i dati forniti dalle case produttrici dei singoli motori, batterie, eliche, ESC e valuta diversi parametri come: numero di giri a diverse manette, correnti, potenze, durate e spinte generate.

Anche in questo caso la scelta della dimensione dell'elica è essenziale, non solo per le prestazioni, ma anche per far sì che la struttura creata per il volo verticale non interferisca nel moto. Essendo la fase di volo più importante si considera una dimensione dell'elica più ampia possibile, così da poter sfruttare al massimo l'efficienza generata dalle pale durante il volo.

Si è partiti da un'indicazione sulle eliche generalmente montate sul modello X8 Skywalker, dopo di che, si è verificato fino a quale dimensione massima era possibile arrivare. Il range di dimensioni va dai 13 ai 18 pollici; questo passaggio dello studio effettuato ha richiesto numerose valutazioni numeriche.

Il peso di riferimento del velivolo per generare una spinta utile a raggiungere velocità di crociera non corrisponderà più al valore di MTOW, ma si considera 1/8 del massimo peso al decollo come dato di partenza. In questo caso, avendo un MTOW di 4500g, si considera una resistenza di 560g e la si confronta con i dati di spinta che l'elica spingente andrà a generare durante il volo. Le case produttrici di motori prese in considerazione sono diverse, ma per il velivolo in oggetto ne sono state escluse alcune, arrivando a considerare solo 4 case principali:

- Hacker Motor
- Sunnysky
- T-Motor
- MAD Component

Come detto, ognuna di queste aziende produttrici avrà un catalogo di motori con prestazioni diverse; servirà quindi una seconda selezione sempre effettuata dal sito E-CALC.ch come stima di quelli che saranno i valori di KV, diametri del rotore e altezza. Si arriva a 32 motori differenti, ognuno con caratteristiche ancora troppo differenti tra loro, il che prevede di isolare i valori di autonomia oraria e di corrente consumata in relazione alla percentuale di manetta e di escludere i modelli che risultavano avere consumo di corrente eccessivo oppure troppa poca autonomia per valori di manetta modesti.

Le prestazioni che si vogliono raggiungere sono:

- 60 minuti di volo
- 75 km/h di velocità operativa
- Thrust > 560 g

Il primo fattore che ci fornisce un'indicazione su quale scelta effettuare è rapporto tra spinta e Resistenza aerodinamica, che deve essere uguale a 1 almeno, si è infatti ipotizzata un'efficienza aerodinamica di 8, dunque la trazione dovrà generare 1/8 del peso del nostro velivolo. Un secondo fattore di interesse per la scelta dei motori è dato dalla formula:

$$\frac{\text{Thrust} * \text{tempo}}{\text{Current}} = F$$

fattore che tanto sarà tanto maggiore quanto migliori saranno le prestazioni generali del motore. Tabella 3.8 riporta le scelte finali ottenute:

		RPM	Gas	Corrente (DC)	Tensione (DC)	Potenza	Efficienza	Spinta	Tempo	T/D	F
Sunny Sky		1800	33	0,7	22,2	15,1	77,9	253	749,8	0,450	481,78
V4004	300	2100	39	1,1	22,2	23,9	78	345	473	0,613	263,73
		2400	45	1,6	22,2	35,9	77,6	451	315	0,802	157,85
		2700	52	2,3	22,2	51,6	76,8	570	219	1,013	96,49
		3000	59	3,2	22,2	71,7	75,8	704	157,6	1,252	61,64
		3300	66	4,4	22,2	96,9	74,8	852	116,7	1,515	40,17
V5008	300	2000	32	0,9	22,2	20,4	78,9	313	553,6	0,556	342,28

		2400	39	1,5	22,2	33,7	82,6	451	335,5	0,802	179,33
		2800	46	2,4	22,2	52,1	84,9	613	216,9	1,090	98,49
		3200	53	3,5	22,2	76,6	86,2	801	147,5	1,424	60,01
		3600	60	4,9	22,2	108,1	87	1014	104,5	1,803	38,44
		<b>4000</b>	<b>67</b>	<b>6,7</b>	<b>22,2</b>	<b>147,6</b>	<b>87,4</b>	<b>1252</b>	<b>76,5</b>	2,226	25,41
Sunny Sky											
V4008	380	2400	33	1,5	22,2	34	81,9	451	332,6	0,802	177,78
		<b>2800</b>	<b>39</b>	<b>2,4</b>	<b>22,2</b>	<b>53,5</b>	<b>82,7</b>	<b>613</b>	<b>211,3</b>	1,090	95,95
		3200	45	3,6	22,2	79,8	82,8	801	141,7	1,424	56,05
		3600	51	5,1	22,2	113,9	82,5	1014	99,1	1,803	35,03
		4000	57	7,1	22,1	157,2	82	1252	71,8	2,226	22,51
		4400	64	9,5	22,1	210,9	81,4	1514	53,5	2,692	15,16
Hacker Motor											
A-40-14L V4 14Pole	355	2500	34	1,8	22,2	39,1	80,5	489	289,2	0,869	139,67
		3000	41	2,9	22,2	64,7	84,1	704	174,7	1,252	75,40
		3500	48	4,5	22,2	100,2	86,2	958	112,7	1,703	42,65
		4000	56	6,7	22,2	147,5	87,4	1252	76,5	2,226	25,41
		4500	63	9,4	22,1	208,3	88,1	1584	54,1	2,816	16,21
		<b>5000</b>	<b>71</b>	<b>12,9</b>	<b>22,1</b>	<b>284,6</b>	<b>88,5</b>	<b>1956</b>	<b>39,6</b>	3,477	10,67
T-Motor											
MN4010	475	3000	34	3,1	22,2	67,7	80,3	704	166,9	1,252	67,38
		3500	40	4,9	22,2	107,8	80,2	958	104,8	1,703	36,43
		4000	47	7,3	22,1	162,1	79,6	1252	69,6	2,226	21,22
		4500	54	10,6	22,1	233,4	78,7	1584	48,3	2,816	12,83
		5000	61	14,7	22,1	324,4	77,7	1956	34,7	3,477	8,21
		5500	69	19,9	22,1	438	76,6	2366	25,7	4,206	5,43

Tabella 3.8 – Datasheet motori per il volo orizzontale

Le rilevazioni dei dati sono stati effettuati tenendo conto di un elica di 16 pollici, per valutare solo le prestazioni generiche. Incrociando i dati tra loro, sarà possibile fare delle scelte che possono pesare o sull'autonomia oraria e sulla spinta o sul consumo di corrente, per tali ragioni si è optato per trovare un compromesso tra tutti i motori, arrivando a due opzioni:

- SunnySky 4008 KV380
- Hacker Motor A40 14L V4 14Pole KV355

Siccome i valori di corrente consumata e autonomia sono simili ma a spinte diverse, la scelta ricade sul secondo motore, in quanto ha una spinta maggiore, e in sede di progettazione preliminare è meglio considerare questo margine di vantaggio dovendo ancora investigare sui valori di resistenza aerodinamica prodotti realmente dal velivolo oggetto di studio quando sarà in volo.

L' **Hacker A40 14L V4 14Pole KV355** è un motore con velocità di rotazione modeste, il che non stupisce in quanto la maggiore dimensione della pala permetterà di gestire su una superficie maggiore la generazione della trazione, ma che assorbirà più energia a discapito della velocità di rotazione. Anche per questo motivo il motore descritto sembra essere il più idoneo al nostro scopo.

## 3.4 CAD

### Configurazione

Il velivolo APR x8 Skywalker è un velivolo tutt'ala costituito da un corpo fusoliera comprensivo di un alloggiamento per i sistemi e dalle due semiali collegate a quest'ultimo per mezzo di due longheroni tubolari del diametro di 10mm in fibra di carbonio che assolvono essenzialmente il compito di trasmettere i carichi a tutta la struttura, affinché non avvengano rotture fatali. C'è da considerare quindi che dovremmo attaccarci ad essi per garantire la solidità della configurazione ibrida. Come stabilito in precedenza la configurazione per il volo verticale avrà una struttura ad "H" con i motori disposti ai 4 vertici; la travatura che sosterrà questi ultimi dovrà resistere a flessione; come noto, la struttura che meglio resisterà a tale tipo di sollecitazione è quella a sezione quadrangolare: la scelta dunque ricade su di essa. Tuttavia, continuando il ragionamento, date le forze in gioco di piccola entità e l'utilizzo di materiali in fibra di carbonio, è possibile scegliere una trave a sezione circolare, più facile da reperire in commercio nella dimensione voluta. Date le forze in gioco di piccola entità e l'utilizzo di materiali in fibra di carbonio, è

possibile scegliere una trave a sezione circolare, siccome è facile da reperire in commercio delle dimensioni che più soddisfano il nostro volere. La fibra di carbonio infatti deve seguire un processo molto complesso e costoso per creare la forma desiderata, la travatura a sezione rettangolare deve essere fatta su misura per il cliente aumentando notevolmente i costi e i tempi, invece una trave a sezione circolare ha maggiore possibilità di essere presente sul mercato essendo una forma “standard”. Si sceglie dunque un tubo a sezione circolare cava di 19mm di diametro, già in utilizzo presso l’azienda Pro S3 e facilmente acquistabile.

Il problema successivo che è stato affrontato è: come inserire queste travi all’interno della struttura in modo da garantire una solidità strutturale adeguata. Le possibilità sono diverse e prevedono tutte di trasmettere gli sforzi sui due longheroni principali presenti all’interno del velivolo.

Si illustrano di seguito le possibili strade da seguire:

- **Inserire le travature tubolari longitudinalmente all’interno dell’ala dello Skywalker X8, passanti per la corda del profilo aerodinamico e ancorate ai due longheroni inseriti trasversalmente tramite la creazione di fori.**

Tale ipotesi è stata scartata a priori in quanto si sarebbero dovuti creare dei fori sul frame che ricordiamo essere in EPO, materiale difficile da ripristinare in caso di errore e non così facile da utilizzare per un incollaggio. L’idea infatti era di inserire all’interno la trave tubolare ed incollarla alle pareti oppure creare dei supporti da incollare al Polistirene che agganciassero la travatura, ma entrambe le strade non risultavano convenienti e quindi facilmente scartabili.

- **Creare un supporto/rivestimento attorno all’ala del velivolo su cui far passare le travature.**

Questa possibilità risulta essere percorribile, in quanto non sarebbe stata così invasiva per l'APR in oggetto, anzi avrebbe permesso lo smontaggio della travatura in caso di necessità. Risulta però molto complesso da gestire per la trasmissione dei carichi e non facile da disporre attorno all'ala data la forma non regolare del profilo alare diverso lungo l'apertura. La soluzione successiva risulta essere più convincente per diversi motivi, ciò porta quindi a scartare questa disposizione delle travature.

- **Inserire una centina tra l'ala e la fusoliera creata con stampante 3D per supportare la travatura.**

Una soluzione di questo tipo permette non solo di garantire solidità strutturale e sicurezza, ma permette di poter smontare la sola centina per modificare la configurazione ibrida VTOL a piacimento. Infatti sarà possibile scorrere all'interno i due longheroni passanti per le ali (opportunamente allungati) collegando l'ala alla fusoliera per mezzo di un organo aggiuntivo.

L'utilizzo della dell'additive manufacturing dà l'opportunità di creare un componente di forma più irregolare e dunque complessa, scegliendo diverse configurazioni anche per la sola centina di supporto. Durante la progettazione si è pensato all'utilità di questa centina e alla sua robustezza strutturale, essendo un organo essenziale per trasmettere i carichi dall'ala alla fusoliera tramite i longheroni, e permettere di sollevare tramite i motori montati sopra l'intero velivolo. Per superare queste problematiche vediamo le quattro soluzioni a confronto (Figura 3.19):

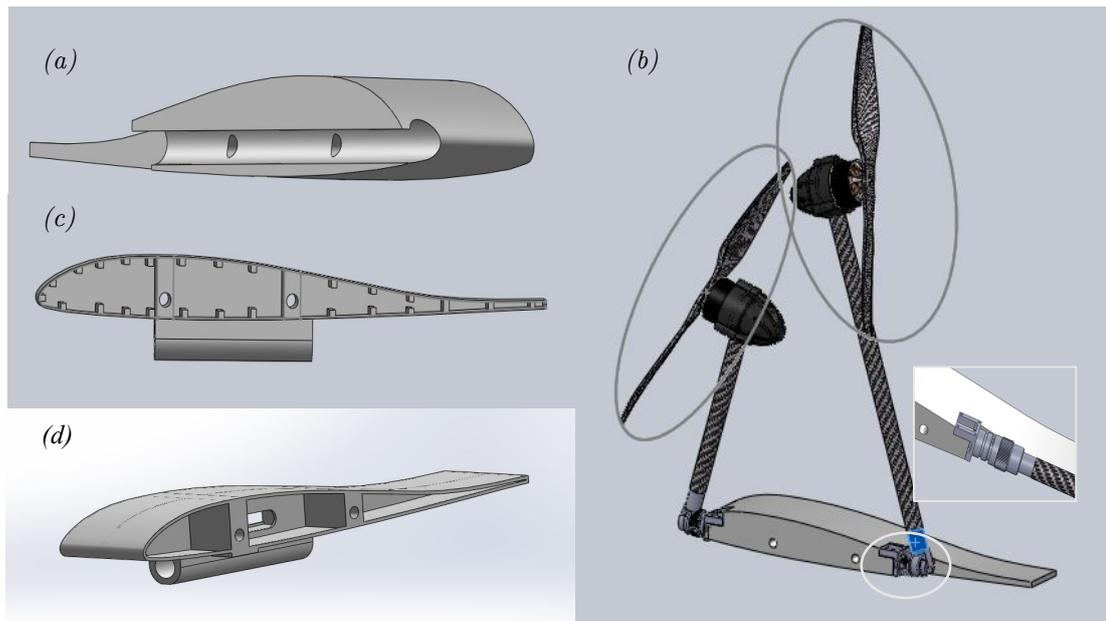


Figura 3.19 – Tipologie di centine di supporto:

(a) Piena, (b) Richiudibile, (c) Vuota con correnti (d) Vuota con rinforzi

La soluzione (a) essendo completamente riempita risulta essere molto pesante, e permetterebbe l'inserimento della trave nel suo interno. Per bloccarla si sarebbe effettuato un incollaggio e mentre i due fori più piccoli mostrati in figura avrebbero permesso lo scorrimento dei longheroni ad per vincolare ulteriormente l'elemento.

La seconda possibilità permetterebbe invece di richiudere la trave su se stessa in modo da facilitare il trasporto del sistema in una borsa, si è creato un giunto a baionetta avvitato su uno scalino disegnato ad hoc per l'attacco. La soluzione è semplice e di facile montaggio, infatti sul campo di volo richiederebbe pochi secondi per mettere le travi in posizione grazie alla vite che collega il supporto ancorato alla baionetta alla trave tubolare. Si è però scartata questa soluzione, in quanto l'intero sistema ripiegato (vedi dettaglio figura 3.19 (b)) occuperebbe uno spazio di 900x438x80 mm, mentre la travatura aperta avrebbe una lunghezza di 1020 mm, dimensione simile a quella della semiala. Dunque risulta comunque difficile da trasportare e converrebbe mantenere la trave allungata per l'alloggiamento in una borsa delle dimensioni paragonabili a quelle della semiala.

La soluzione (c) permette di avere la centina vuota all'interno ma strutturalmente ben solida grazie all'inserimento di due costole in prossimità dei fori dei longheroni e dei correntini disegnati lungo tutta la superficie interna. I correntini però non avrebbe trasmesso le sollecitazioni dalla fusoliera alla semiala e quindi sarebbero risultati solo utili alla centina stessa ed eliminabili. Ciò ha portato a considerare la soluzione (d). Essa trae spunto dalla soluzione (c) ma non ha i correnti; la robustezza è garantita con una centina posta nella sezione centrale di spessore 2 mm, con un foro per il passaggio dei cavi. Saranno quindi i soli longheroni a trasmettere le sollecitazioni ai due corpi del velivolo. La trave tubolare in entrambe le soluzioni sarà incollata in un foro presente sotto di essa come mostrato in figura 3.20.

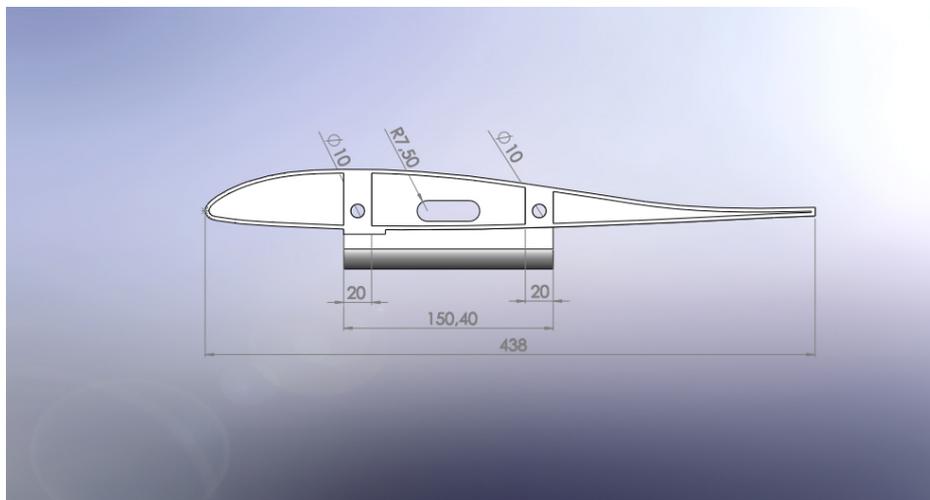


Figura 3.20 – Vista laterale con quote della centina scelta

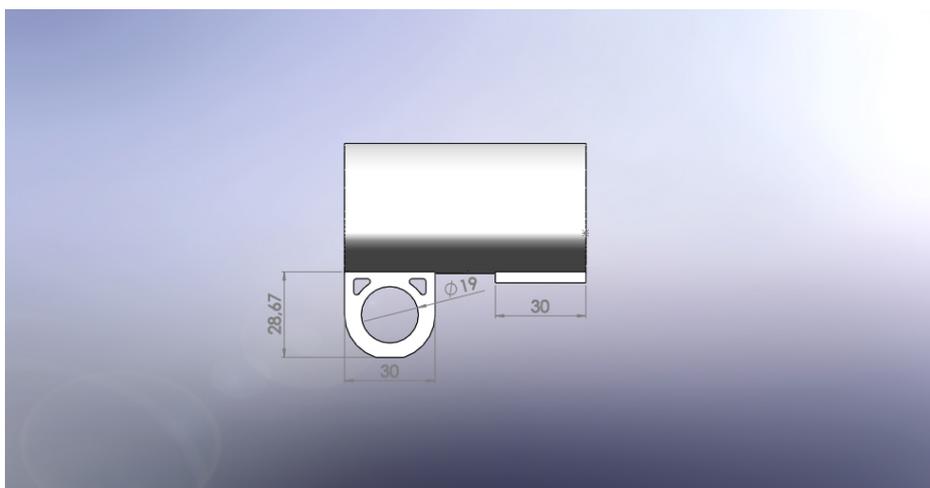


Figura 3.21 – Vista Frontale con quote della centina scelta

## Pattino

Lo Skywalker X8 non possiede un carrello per l'atterraggio, infatti è concepito per essere lanciato in volo manualmente dall'operatore e un atterraggio possibile appoggiando il ventre della fusoliera al suolo. Sarà infatti molto limitante per il velivolo e soprattutto rischioso durante le fasi iniziali e finali di volo.

Il nostro mezzo possiede un'elica da 17 inches per il volo orizzontale che non gli permette di atterrare in sicurezza sul ventre (rischierebbe di spezzare le pale), e soprattutto la presenza dei 4 motori ad eliche spingenti posti ai 4 estremi non permette l'appoggio al suolo senza un'opportuna altezza da esso.

Le possibilità sono:

- Inserire un carrello triciclo con ruote che permetta non solo il decollo e atterraggio verticale, ma anche un rollio e una fase di taxi nelle fasi iniziali e finali di volo.
- Inserire un pattino di appoggio che dia la possibilità di decollare e atterrare in verticale ma che non permetta il rullaggio al suolo

Semplicità costruttiva ed economicità fanno preferire la seconda opzione, anche se limitante sotto molti punti di vista. Il pattino avrà tre elementi, due posizionati al di sotto della centina di supporto e fissati per mezzo di viti, il terzo invece posizionato dietro il baricentro e fissato con 4 viti alla piastra interna nel quale sono ancorati i componenti. La forma sarà quella di una deriva con profilo simmetrico in modo da stabilizzare ulteriormente la dinamica latero direzionale. Vediamo nel dettaglio i disegni dell'elemento:

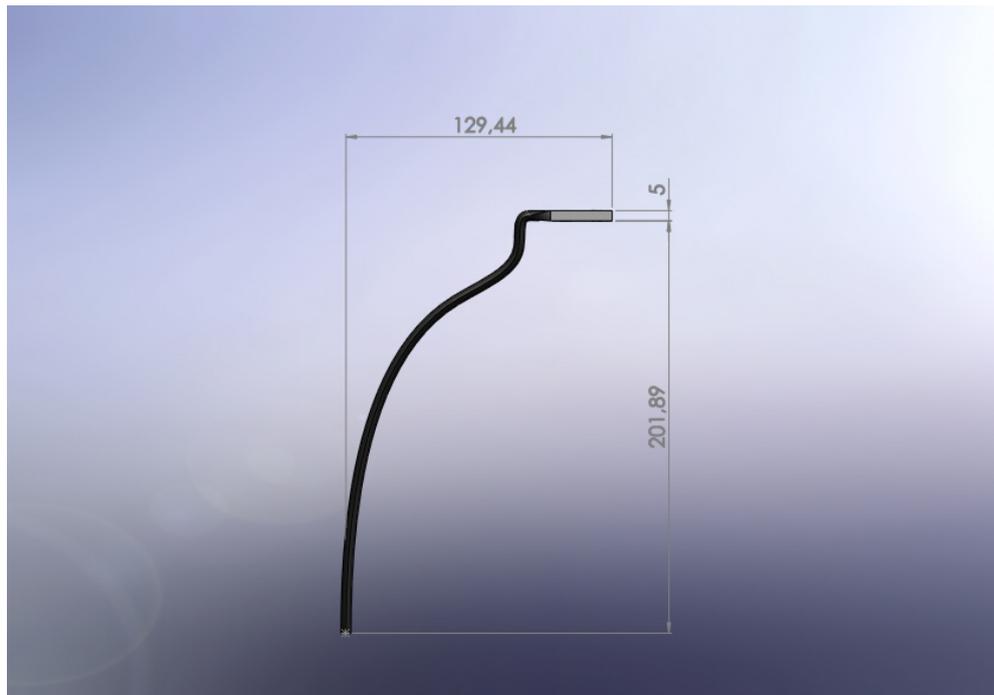


Figura 3.22 – Vista laterale con quote del pattino anteriore

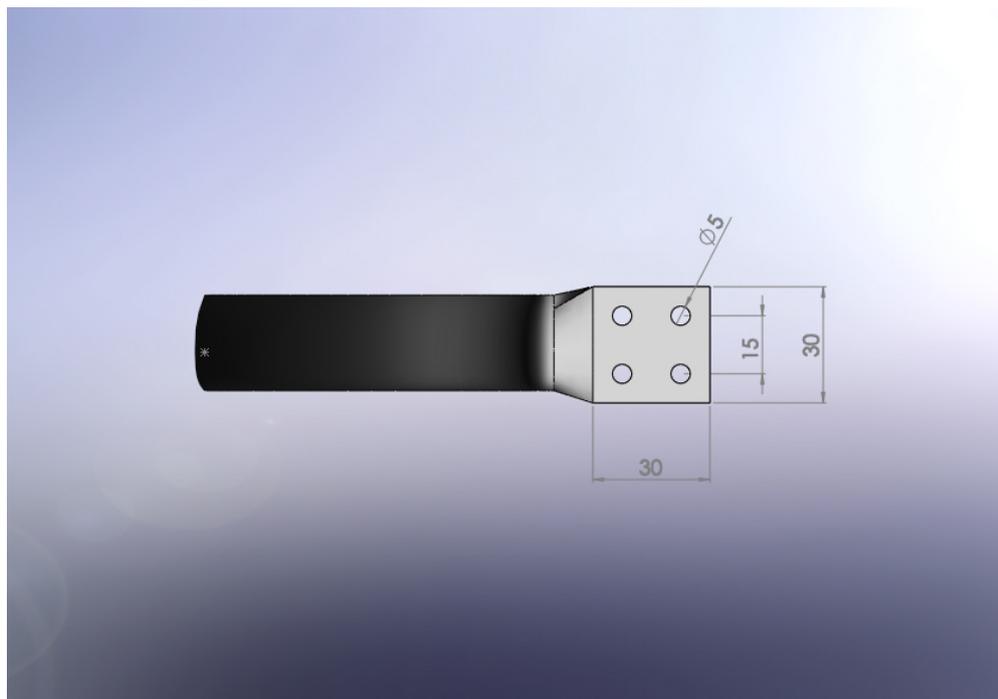


Figura 3.23 – Vista superior con quote del pattino anteriore

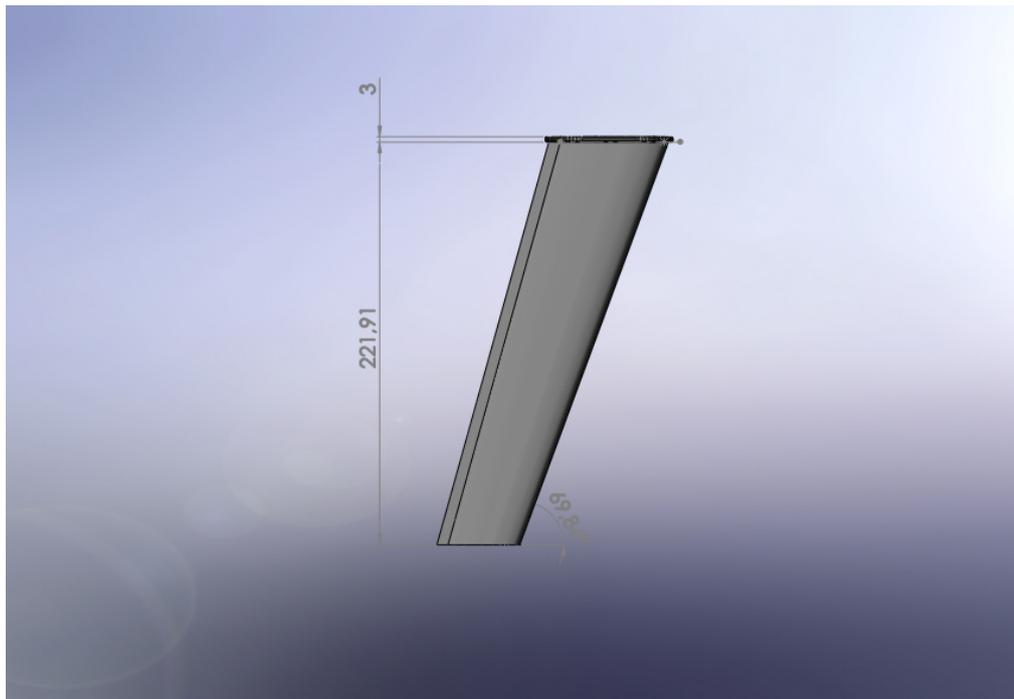


Figura 3.24 – Vista laterale con quote del pattino posteriore

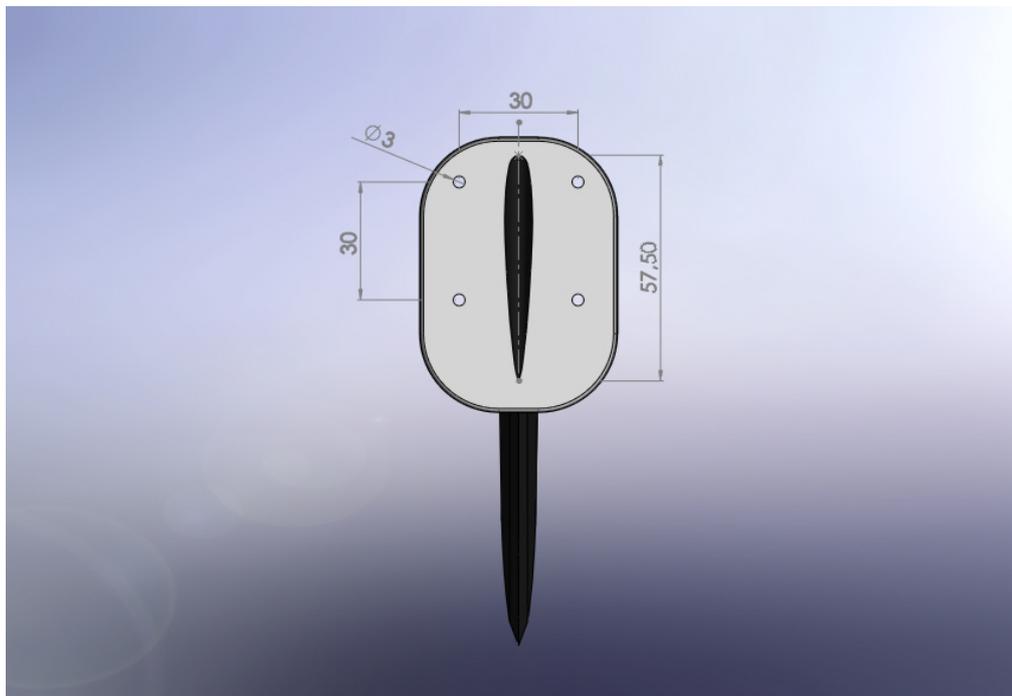


Figura 3.25 – Vista superiore con quote del pattino posteriore

## Vista d'assieme

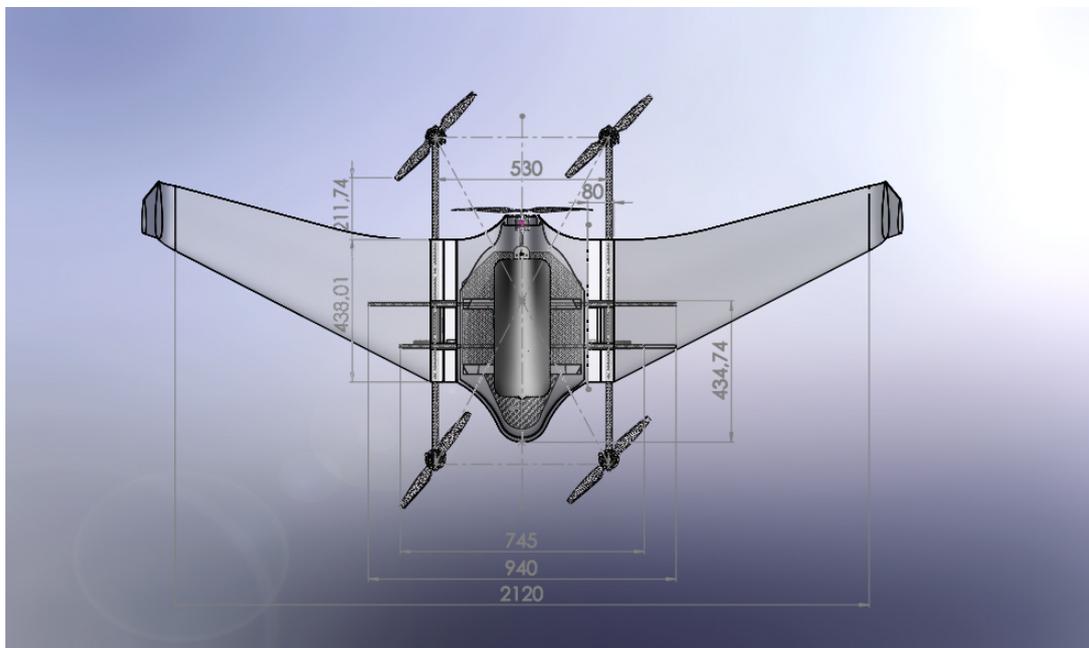


Figura 3.26 – Vista superiore con quote del velivolo completo

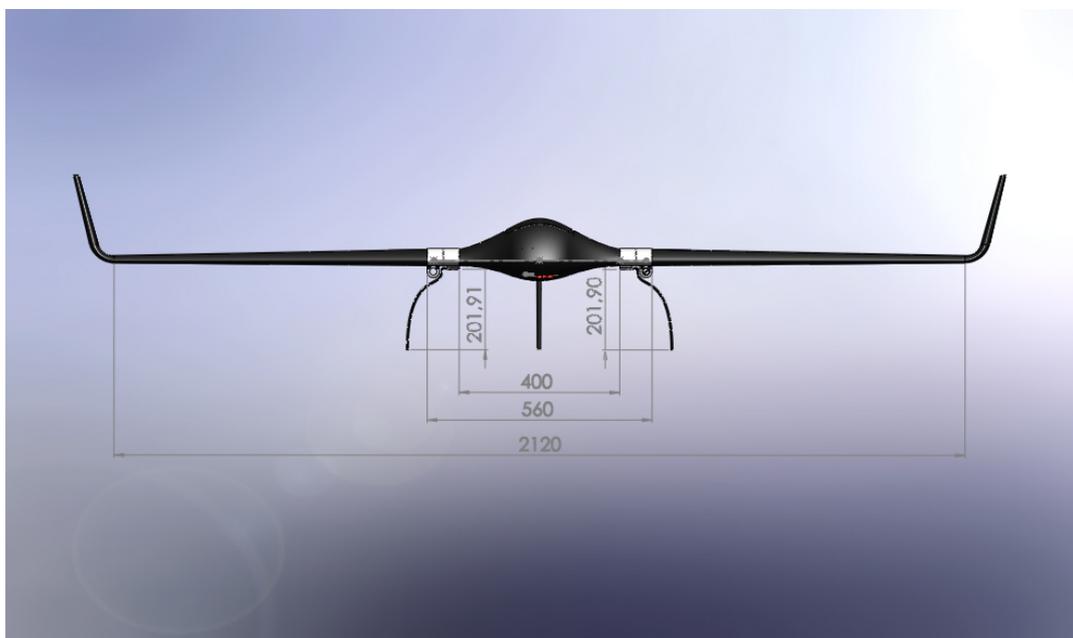
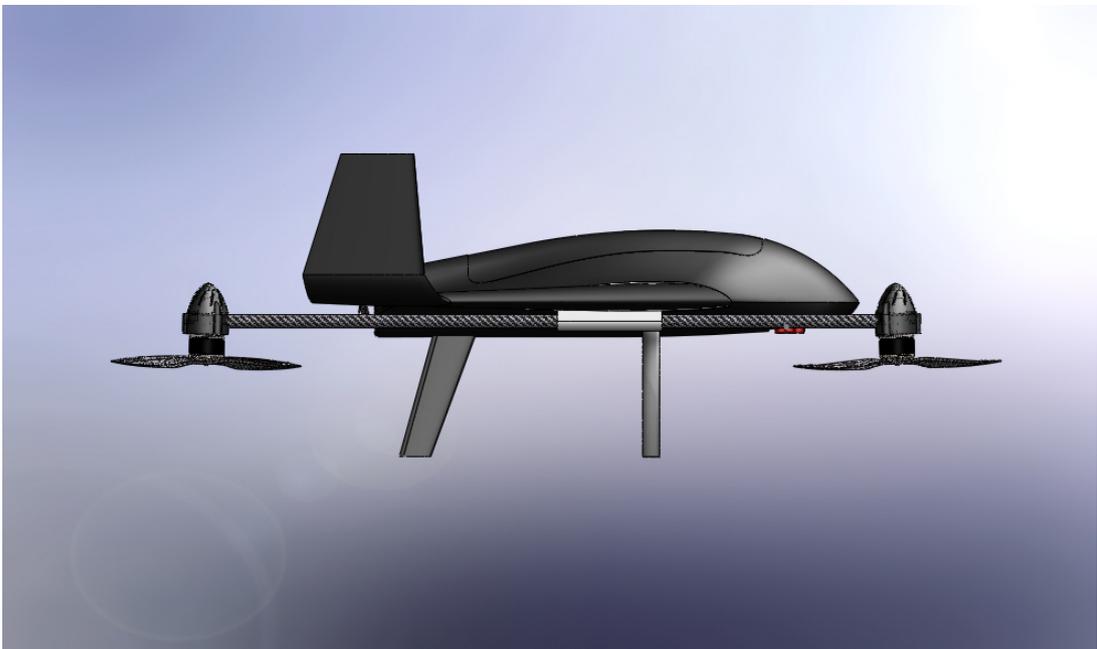


Figura 3.27 – Vista frontale con quote del velivolo completo



*Figura 3.28 – Vista posteriore con quote del velivolo completo*



*Figura 3.29 – Vista laterale del velivolo completo*

### 3.4.1 Meccanica del Volo

La disposizione della struttura per il decollo e l'atterraggio in verticale ha delle problematiche riguardanti la meccanica del volo e la stabilità statica; inoltre il frame del tipo tutt'ala compromette ulteriormente quest'ultima.

Per lo studio di stabilità è importante considerare che il velivolo X8 Skywalker ha già tutte le caratteristiche per compiere voli in completa stabilità e controllabilità; ciò che comprometterà il volo saranno le interferenze aerodinamiche con le eliche per il volo verticale, e la loro disposizione intorno al baricentro.

Il posizionamento del centro di gravità dovrà coincidere con quello dichiarato dalla casa produttrice del frame e per farlo bisognerà distribuire le masse all'interno del velivolo nel modo corretto; sarà necessario inoltre permettere di far decollare il APR con i 4 motori disposti secondo una configurazione ad H sul velivolo stesso senza che esso generi momenti di beccheggio indesiderati. Per fare ciò bisognerà creare una specie di "gabbia" composta dai motori, al centro della quale si troverà il baricentro del velivolo. Tale disposizione sarà quella più vantaggiosa: infatti, poiché in realtà saranno i due longheroni disposti sulle due semi-ali ad assorbire le spinte generate dai motori e per tale motivo sono stati disposti in prossimità del baricentro.

La casa produttrice dell' X8 Skywalker dichiara una posizione del CG compresa tra i 430-440 mm dal nose del velivolo, quindi con un solo centimetro di scarto per la stabilità del volo.

I coefficienti aerodinamici del velivolo non sono facili da reperire; ci siamo quindi affidati ai dati in galleria del vento, effettuati dall' Aeronautical Reserch and Test Institute VZLU<sup>22</sup>, e dai quali sono stati estrapolati i valori dei parametri utili ai fini delle valutazioni di meccanica del volo per il caso presente (Tabella 3.9).

	X8 Derivates
$C_{L0}$	0.0867
$C_{L\alpha}$	4.02
$C_{L\delta}$	0.278
$C_{D0}$	0.0197
$C_{D\alpha}$	0.0791
$C_{D\delta}$	0.0633
$C_{m0}$	0.0302
$C_{m\alpha}$	-0.126
$C_{m\delta}$	-0.206
$C_{Y0}$	0.00316
$C_{Y\beta}$	-0.224
$C_n0$	-0.000471
$C_n\beta$	0.0283

Tabella 3.9 – Coefficienti aerodinamici rilevati dall’Aeronautical Reserch and Test Istitute VZLU<sup>23</sup>

Una volta inseriti su Matlab i coefficienti elencati i Tabella 3.9 e considerato , i dati dichiarati dalla casa, sono stati generati gli andamenti grafici di  $C_D$ -  $C_L$ ,  $C_L$ - $\alpha(\delta)$ ,  $C_M$ ,  $\alpha(\delta)$ , (Figura 3.1 e Figura 3.3).

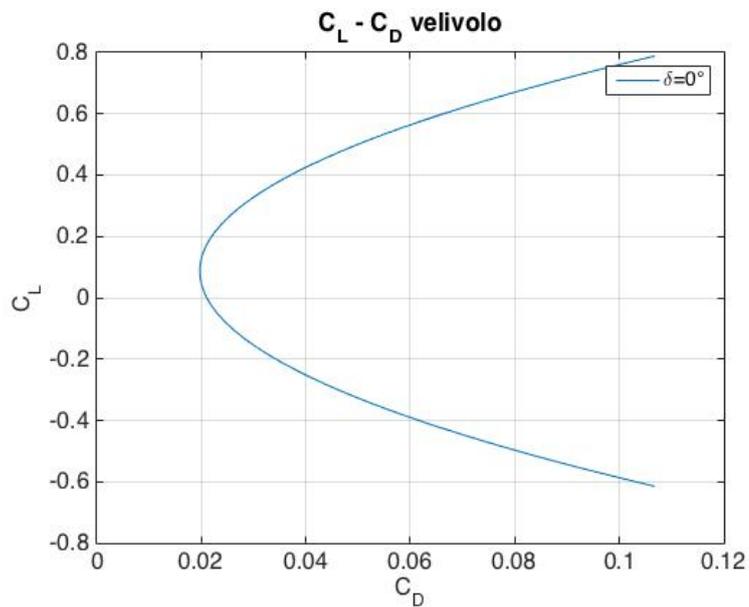


Grafico 3.1 – Polare del velivolo X8 Skywalker

Poiché la condizione di stabilità statica longitudinale esige che ad un aumento di incidenza si accompagni un momento picchiante e viceversa, risulta che un velivolo è staticamente stabile longitudinalmente se è soddisfatta la condizione seguente;

$$\frac{dC_{MG}}{d\alpha} < 0$$

ossia se l'indice di stabilità statica longitudinale è negativo. Questa relazione, infatti, garantisce che ad una variazione di incidenza, comunque prodottasi, la reazione del velivolo si identifica in un momento longitudinale che ripristina la condizione iniziale ha l'andamento grafico rappresentato dalla figura:

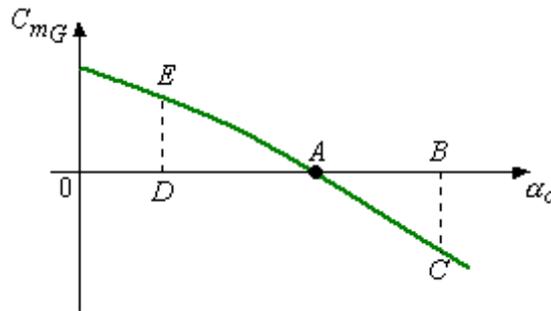


Grafico 3.2 – Rappresentazione dell'indice di stabilità statica negativo

in cui il punto A rappresenta la condizione di centraggio  $C_{MG} = 0$ , ossia di velivolo in equilibrio. Se una qualunque causa facesse aumentare l'incidenza, ad es. una raffica ascendente, spostando il punto rappresentativo da A a B, il velivolo tenderebbe a cabrare ma la contemporanea nascita di un momento longitudinale negativo  $\underline{BC}$ , cioè picchiante, ripristinerebbe la condizione iniziale riportando l'assetto da B ad A<sup>24</sup>.

Siccome le superfici mobili sono poste dietro il baricentro e sono gli unici elementi in grado di produrre momenti di beccheggio e rollio sul velivolo, possono essere considerati sia ailerons che elevons, e possiamo dunque considerare le equazioni del velivolo convenzionale. I grafici dei coefficienti di momento attorno all'asse Y e portanza del nostro velivolo al variare dell'angolo d'incidenza e dell'angolo di elevon sono stati ricavati con le formule seguenti:

$$C_{MG} = C_{M_0} + C_{M_\alpha} \alpha + C_{M_\delta} \delta$$

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} * \alpha + C_{L_\delta} * \delta$$

L'obiettivo è conoscere quali siano gli angoli dell'elevon che garantiscano l'equilibrio in volo al variare dell'incidenza, di seguito sono riportati i grafici:

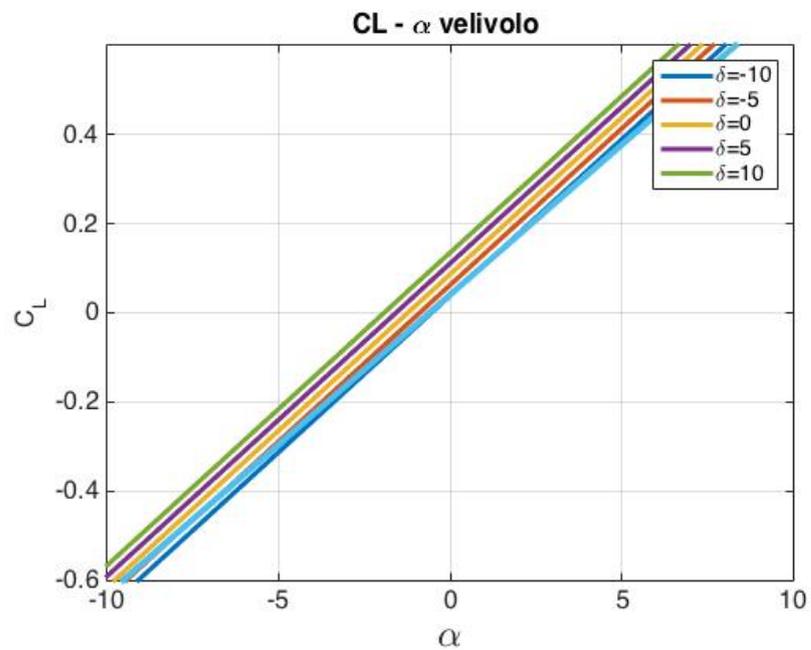


Grafico 3.3 – Grafico del  $C_L - \alpha$  per diversi angoli di elevon ed incrocio con il  $C_{Leq}$  (in azzurro)

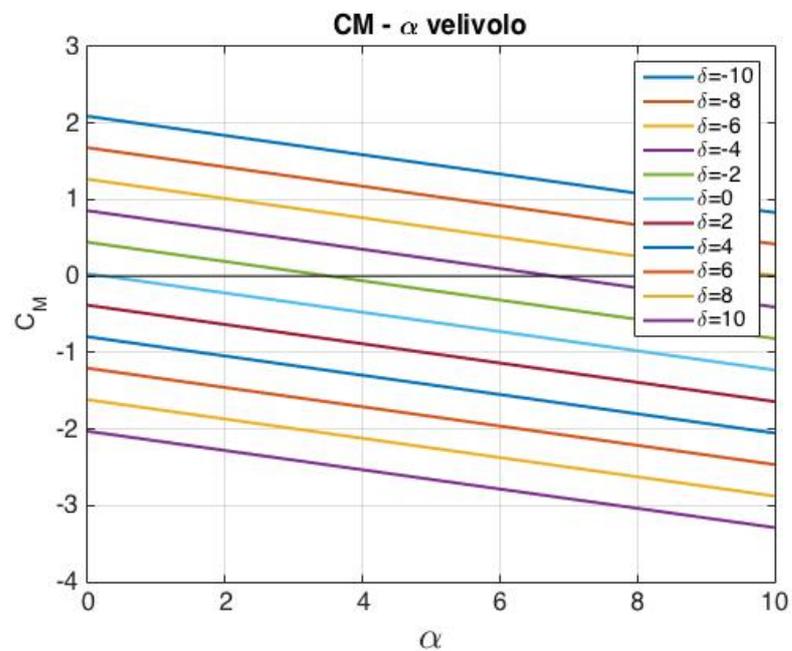


Grafico 3.4 – Grafico del  $C_{MG}$  per diversi angoli di elevon

Da notare come la condizione per cui  $\delta = 0^\circ$  sia la condizione limite del nostro velivolo con un  $C_{M0}=0.0302$ , che indica che l'equilibrio sia presente con l'elevon in posizione neutra ma sia una condizione molto delicata. Le condizioni con  $\delta > 0^\circ$  non presentano situazioni di equilibrio, se non ad  $\alpha < 0^\circ$  il che porta a considerare come posizione neutra l'elevon a  $\delta = -1^\circ$  o  $\delta = -2^\circ$  in modo da poter avere equilibrio in caso di raffica ascendente o discendente come mostrato nel grafico 3.2 e anche per angoli positivi d'incidenza.

Le condizioni di equilibrio sono tali quando il  $C_{MG} = 0$ , nel nostro caso la tabella mostra le condizioni di equilibratore che si dovranno mantenere nel caso di angolo d'incidenza. Questo ci servirà per un confronto sulle prestazioni per la configurazione modificata e per avere una prima idea su quali saranno i valori di angolo di elevon da inserire nei settaggi del Pixhawk II ovvero l'autopilota così da avere l'equilibrio durante le fasi di volo.

	$\alpha_{eq_{C_{MG}=0}}$
$\delta = -10^\circ$	$-16.11^\circ$
$\delta = -8^\circ$	$-12.84$
$\delta = -6^\circ$	$-9.57^\circ$
$\delta = -4^\circ$	$-6.3^\circ$
$\delta = -3^\circ$	$-3.03^\circ$
$\delta = 0^\circ$	$0.24^\circ$
$\delta = 2^\circ$	$3.51^\circ$
$\delta = 4^\circ$	$6.78^\circ$
$\delta = 6^\circ$	$10.05^\circ$
$\delta = 8^\circ$	$13.32^\circ$
$\delta = 10^\circ$	$15.59^\circ$

Tabella 3.10 – Valori di  $\alpha_{eq}$  per gli angoli di orientamento dell'elevon

Il punto neutro si trova dietro il baricentro, per trovare la sua posizione utilizziamo la formula:

$$X_G - \frac{C_{M\alpha}}{C_{L\alpha}} = X_N$$

$$0.44 - \frac{0.126}{4.02} = 0.4713 \text{ m}$$

Con un margine statico di

$$X_G - X_N = 0.0313 \text{ m}$$

L'inserimento della struttura per il VTOL modificherà la posizione del punto neutro, ma con opportuni accorgimenti si cercherà di mantenere invariata la posizione del centro di gravità del velivolo.

Per il volo verticale dovremmo inserire i motori sui 4 vertici di un rettangolo e tracciare le diagonali passanti per il baricentro del velivolo. La lunghezza della trave tubolare dovrà garantire invece che non ci siano interferenze tra i vari componenti dell'aeromobile; per tale motivo si lasceranno 45mm di distanza minima tra le eliche per il volo verticale e l'elica per il volo orizzontale. La centina di supporto per la trave tubolare avrà oltretutto lo scopo di permettere l'inserimento di un'elica di 17' con le estremità distanti 40mm dalla trave, infatti la centina avrà le dimensioni di 438x80mm per essere garantire tale sicurezza.

Quello che emerge è questa configurazione, in cui si è tracciato un rettangolo per permettere di posizionare i motori e che mostra tramite il programma SolidWorks la posizione del centro di massa del nostro velivolo completo, che si allinea con le ipotesi fatte.

## **Posizionamento del centro di Gravità**

Per mantenere la posizione del centro di gravità si dovrebbe posizionare i componenti interni nella maniera più opportuna. La batteria l'elemento che occupa più spazio all'interno e ha una massa di gran lunga maggiore rispetto a tutti gli altri equipaggiamenti, dunque dovrà essere posizionata il più possibile vicina al centro di gravità del velivolo.

Bisogna garantire l'assenza di spostamenti durante il volo degli equipaggiamenti elettronici vincolando li ad un supporto che sia collegato alla fusoliera; si è dunque pensato ad una piastra in fibra di carbonio opportunamente studiata per essere inserita all'interno.

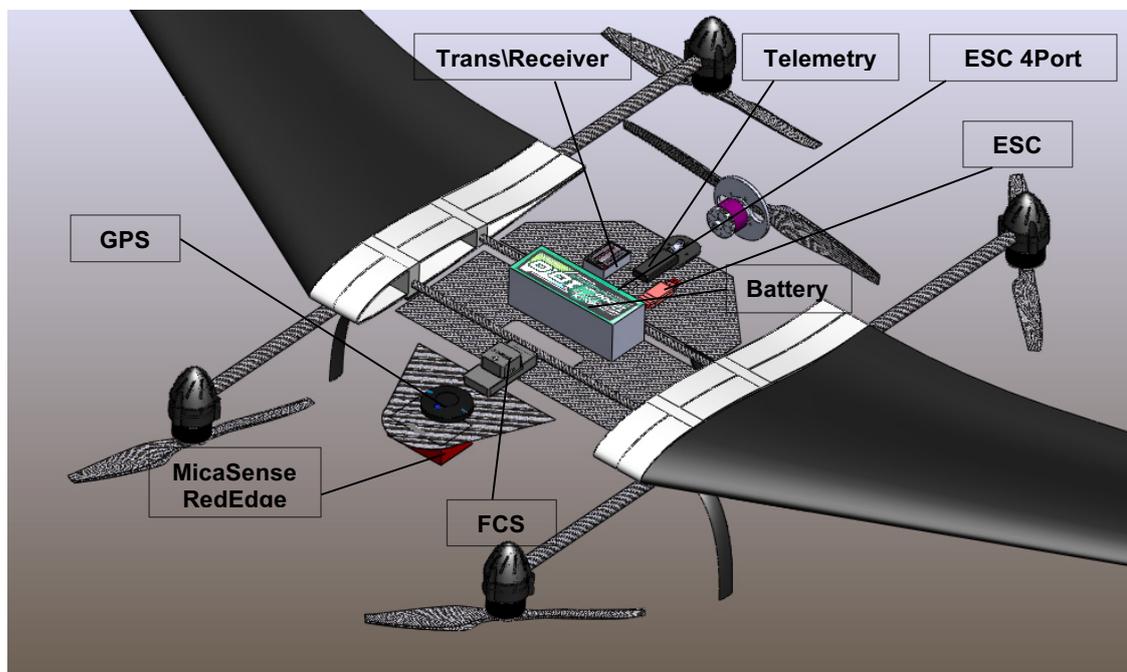


Figura 3.30 – Dettaglio delle posizioni dei componenti all'interno del velivolo

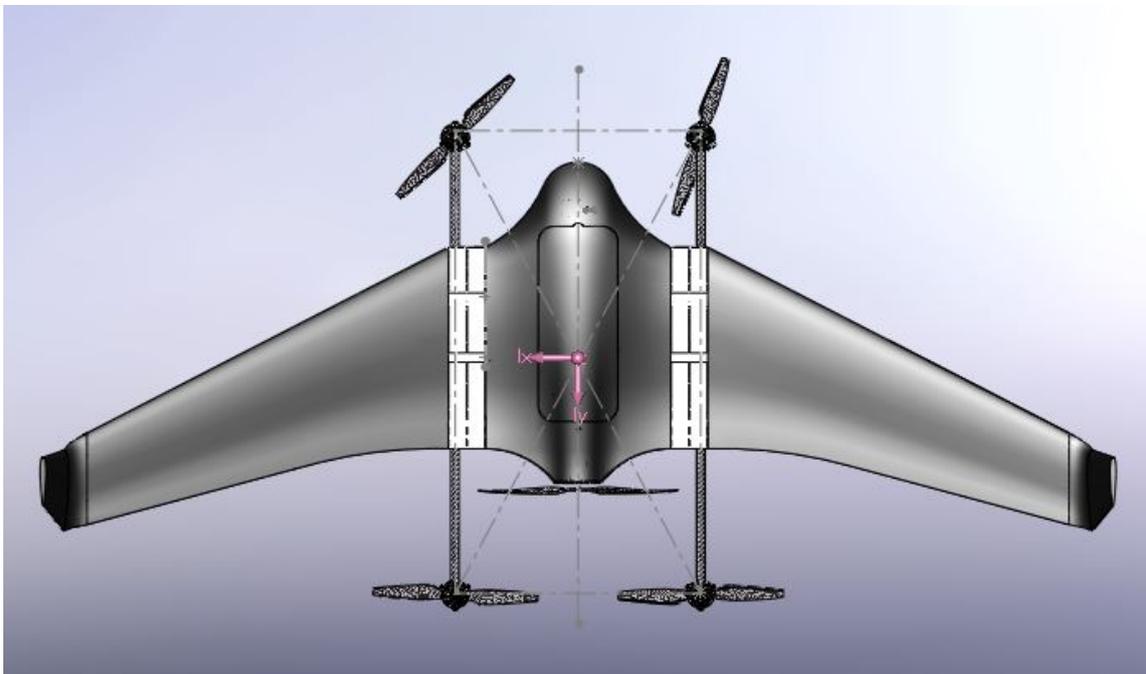
I componenti come GPS e Batteria dovranno essere posizionati al di sopra della piastra in modo che il primo possa comunicare con il satellite ed il secondo si possa poggiare rimanendo ben saldo alla piastra; si pensa inoltre di installare un pattino per lo scorrimento ed il bloccaggio in modo da poterla inserire e disinserire facilmente dopo ogni missione per ricaricarla.

Il sensore MicaSense RedEdge è stato posizionato al di sotto del mezzo in modo da permettere la piena vista del suolo; questo dispositivo molto utilizzato per effettuare rilievi di terreni sfruttando diverse lunghezze d'onda, è affidabile e facile da reperire sul mercato. Il velivolo offre oltretutto la possibilità di inserire una fotocamera frontalmente al muso per effettuare foto o video in alta definizione nella direzione di volo dell'UAV. Gli ESC sono posizionati a poppa, rispettivamente, quello per il volo orizzontale sulla

parte superiore in prossimità dell'Hacker Motor A40 14L 14-Pole, mentre la scheda con 4 uscite Herkules III sfrutta lo spazio che c'è sotto la piastra in fibra di carbonio ed è fissata su essa tramite con 4 viti. Il Flight control System ovvero il Pixhawk II è stato posizionato in zona centrale in prossimità di un foro passante pensato per convogliare tutti i cablaggi relativi ai vari sottosistemi da sopra e sotto la piastra in modo da facilitare il collegamento con tutti gli elementi necessari.

Particolare attenzione si è avuta per l'antenna della telemetria che dovrà essere esposta verso l'esterno dell'APR ed essere ben visibile al segnale Wi-Fi inviato dal Modem a terra. Essa, come si vedrà meglio successivamente, sarà inserita all'interno del pattino posteriore di atterraggio che presenta un foro interno per l'alleggerimento; essendo costituito quest'ultimo con tecnologia additive manufacturing per materiali plastici e essendo spessa 2mm permette di essere permeabile al segnale radio e di posizionare l'antenna verso il basso, verso la zona di provenienza del segnale trasmesso da terra.

Con questa disposizione dei componenti si è riusciti a centrare il baricentro nella posizione prevista, di seguito la figura:



*Figura 3.31 – Posizione baricentro del velivolo completo e centramento della struttura per il volo verticale*

# Capitolo 4

## Analisi Strutturale

### FEM Analysis

Questo capitolo affronta il problema della verifica della resistenza meccanica del APR oggetto del presente lavoro di tesi. La modifica eseguita sulla configurazione iniziale viene valutata e verificata dal punto di vista strutturale e dovrà garantire solidità in volo e a terra tramite prove statiche.

Gli elementi strutturali di interesse sono:

- La trave tubolare e quindi la sua disposizione sulla centina di supporto disposta tra l'ala e la fusoliera
- L'ala e i longheroni inseriti all'interno e come l'intero sistema risponde al carico distribuito di portanza

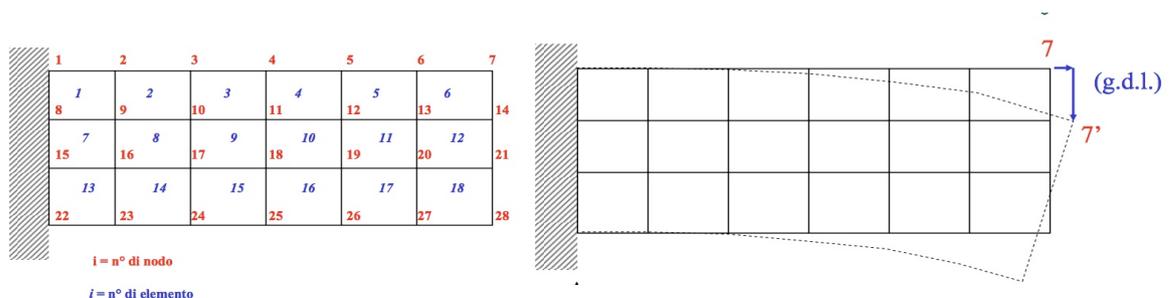


Figura 4.1 – Rappresentazione di una divisione in elementi finite di una trave e relative gradi di libertà<sup>25</sup>

$$n^{\circ}gdl_{TOT} = \frac{n^{\circ}gdl}{nodo} n^{\circ}nodi$$

I  $\frac{n^{\circ}gdl}{nodo}$  variano e 2 a 6 secondo: tipo di elemento e natura del problema.

Il concetto base su cui lavora il programma che è stato utilizzato per le verifiche suddette è quello di suddividere il corpo in tanti elementi ai cui vertici sono presenti i nodi. Il programma attraverso un ordinamento spaziale dei nodi applicherà su ogni elemento, un calcolo degli spostamenti e delle risultanti di forza applicate ai nodi applicando le matrici di rigidità del singolo materiale. Questo processo è mostrato in Figura 4.2.

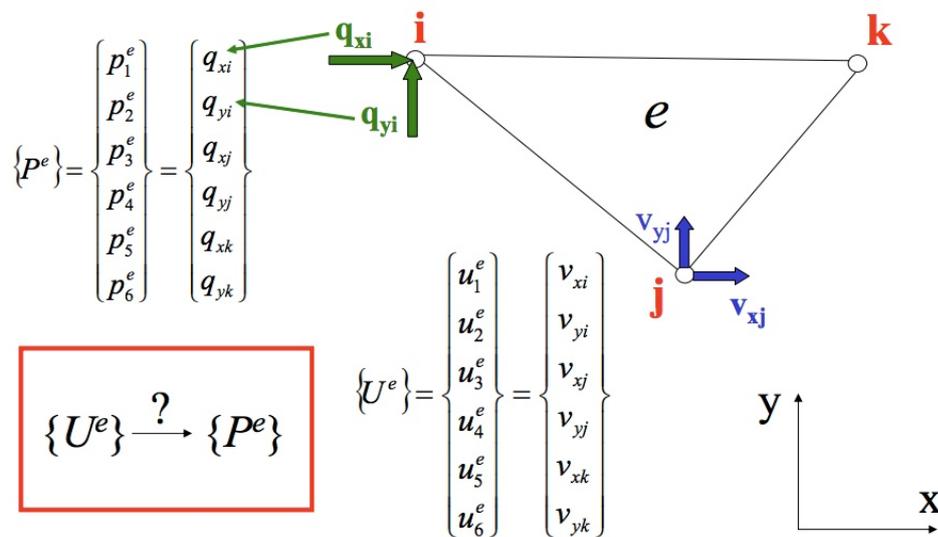


Figura 4.2 – Vettori degli spostamenti  $U$  e delle forze  $P$  riferite ai nodi<sup>25</sup>

Successivamente costruirà una matrice “assemblando” i risultati di ogni singolo elemento in modo da poter calcolare le interazioni tra tutti quanti.

Le prove statiche sono state eseguite utilizzando il programma Solidworks. Questo strumento utilizza la formulazione dello spostamento del metodo degli elementi finiti per calcolare gli spostamenti, le deformazioni e le sollecitazioni dei componenti sottoposti a carichi interni ed esterni. La geometria sottoposta ad analisi viene suddivisa utilizzando elementi tetraedrici (3D), elementi triangolari (2D) ed elementi trave, quindi viene risolta attraverso un solutore Direct Sparse o iterativo. La mesh può essere composta da un unico tipo di elementi oppure da più tipi di elementi per creare mesh miste. Gli elementi solidi sono ideali per i modelli di grandi dimensioni. Gli elementi shell sono ideali per la

modellazione di parti di piccole dimensioni (ad esempio le lamiere), mentre le travi e le aste sono particolarmente adatte per la modellazione di elementi strutturali. Invece, per la valutazione della qualità degli elementi della mesh il software utilizza<sup>26</sup>:

- Verifica del rapporto prospettico
- Punti Jacobiani

## Prova statica: Longheroni e semiala

I test eseguiti sull'ala sono stati i più problematici in quanto quest'ultima è costituita da un materiale ad oggi ancora non ben conosciuto in termini di comportamento Polistirene espanso o EPO. La caratteristica di questo materiale è certamente la sua economicità e facilità d'impiego, infatti viene utilizzato spesso nel mondo del modellismo ed in fase di prototipazione di prodotti per uso professionale per la sua facilità di lavorazione.

I longheroni entreranno all'interno dell'ala di 92mm quello anteriore e 190mm quello posteriore per una lunghezza complessiva della semiala di 875mm.

E' stata dunque impostata la mesh, con le specifiche mostrate in figura, sulla semiala e sui due Longheroni, vincolando l'attacco con la fusoliera con un incastro e lasciando libere le altre parti di muoversi. Ciò che ci si può aspettare da un'analisi di questo tipo sarà la differenza visiva delle proprietà meccaniche tra la fibra di carbonio dei longheroni e l'EPO, si noteranno infatti degli spostamenti ben tra le due parti di velivolo costruite con materiali differenti. Si impone dunque un carico portante distribuito di 30N su tutta la semiala e si avvia l'analisi.

Nome studio	Ala-Longheroni-2 (-Default-)
Tipo di mesh	Mesh di elementi solidi
Mesh usato	Mesh basata su curvatura
Punti Jacobiani	4 punti
Dimensione max elemento	8 mm
Dimensione min elemento	1.6 mm
Qualità mesh	ottima
Nodi totali	240230
Elementi totali	148366
Rapporto di aspetto massimo	16.84
Percentuale degli elementi con rapporto di aspetto < 3	87.6
Percentuale degli elementi con rapporto di aspetto > 10	0.0155

Tabella 4.1 – Parametri della mesh

Per ciò che riguarda gli spostamenti e le deformazioni:

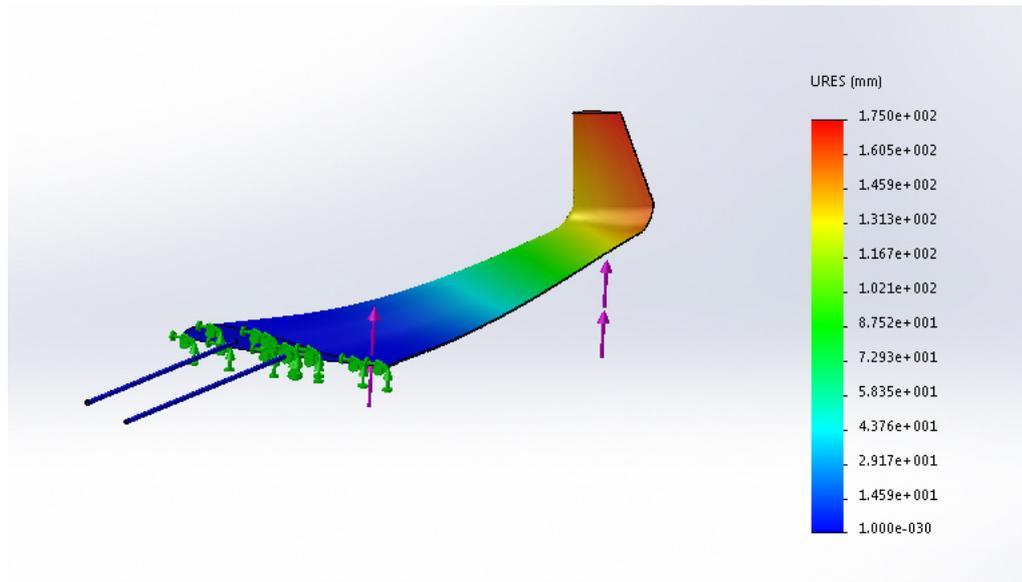


Figura 4.3 – Vista isometrica in falsi colori degli spostamenti

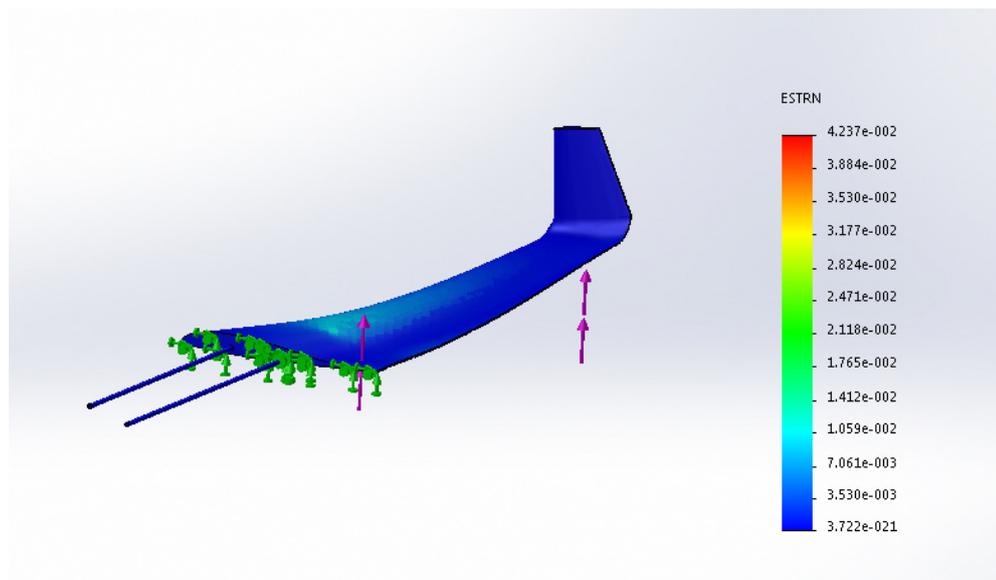


Figura 4.4 – Vista isometrica in falsi colori delle deformazioni

Come previsto, gli spostamenti all'estremità alare sono molto grandi rapportati all'apertura alare ( $\approx 17$  cm), questo ci porta a dover prendere in considerazione la possibilità di creare un organo di rinforzo. Si ipotizza di aumentare la dimensione dei longheroni dentro l'ala vedendo se questo basta a garantire la diminuzione della freccia all'estremità, si dovrà però in tale caso aumentare la profondità del foro all'interno del

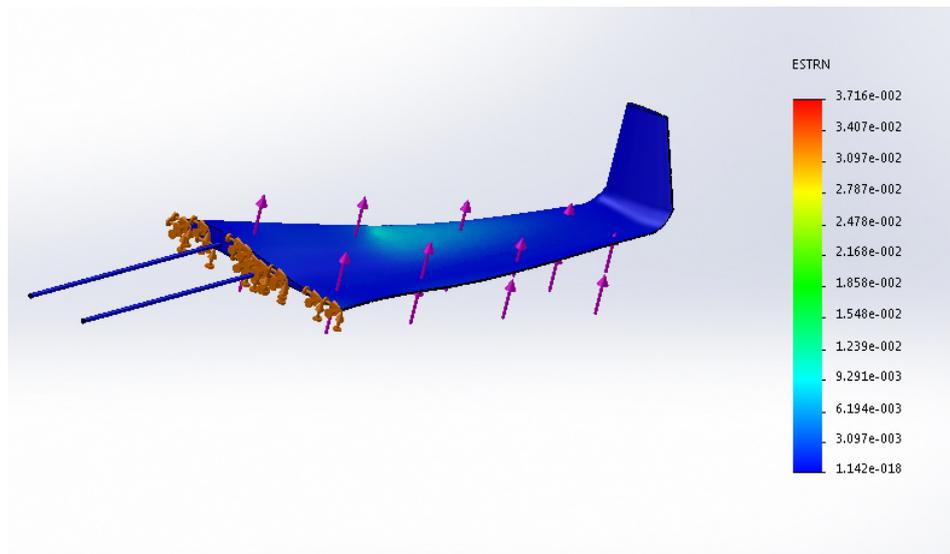


Figura 4.5 – Vista isometrica in falsi colori delle deformazioni

Polistirene. Si aumenta dunque di 8cm il longherone anteriore e di 30cm il longherone posteriore. Effettuiamo nuovamente la mesh sul corpo con le caratteristiche riportate nella tabella successiva:

E quindi analizziamo i risultati di spostamento, deformazione:

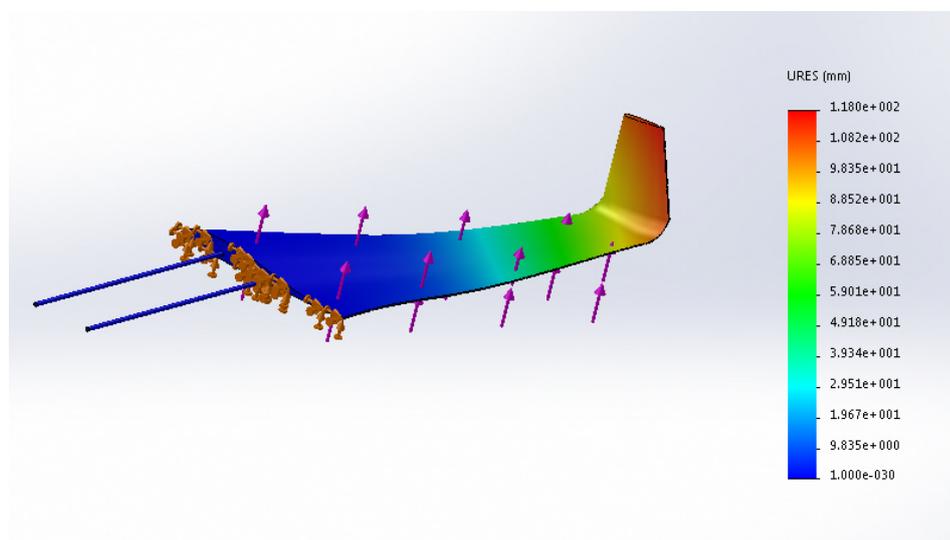


Figura 4.6 – Vista isometrica in falsi colori degli spostamenti

La deformazione mostra come il longherone anteriore stia effettuando una pressione dell'interno sul polistirolo; questo risulta un enorme problema siccome il polistirolo potrebbe entrare benissimo in campo plastico e non tornare quindi allo stato precedente dopo questa sollecitazione.

La freccia all'estremità è diminuita ma non permette di assicurare nuovamente la sicurezza strutturale sotto un carico di 30N.

Per superare questo problema rivestirà probabilmente l'intera superficie con un tessuto di rinforzo in fibra di carbonio, garantendo un miglioramento delle proprietà meccaniche a flessione dell'intero elemento alare.

## Prova statica: Centina di supporto e Trave tubolare

La centina di supporto ha il compito di trasferire i carichi derivanti dalla trazione dei motori, ai longheroni che scorrono all'interno di essa. Per fare questo è stata inserita la trave nel foro sottostante e fissata per incollaggio, ciò dovrebbe garantire, come per altri APR utilizzati dall'azienda, la solidità dell'elemento strutturale.

Il carico applicato di 20N ad ogni estremo della trave tubolare dovrà simulare la presenza dei motori in trazione e quindi generare la spinta per sostenere il velivolo. Le forze in gioco scelte sono superiori a quelle effettivamente generate dalle eliche così da poter ipotizzare di trovarci in una situazione non piacevole, come quella di una caduta accidentale o di uno sforzo eccessivo applicato sugli estremi della trave.

Si era già parlato della scelta della sezione circolare, mostreremo infatti che questa forma anche non essendo tipicamente utilizzata per sopportare carichi flessionali, si presta molto bene in questo caso. Il materiale, Fibra di Carbonio, grazie al suo comportamento ortotropo, garantirà non solo una resistenza meccanica elevata ma anche un minor peso dell'intera struttura. La trave ha le dimensioni di 1020mm di lunghezza ed una sezione

Nome studio	Tubo-Centina1 [-Default-]
Tipo di mesh	Mesh di elementi solidi
Mesher usato	Mesh basata su curvatura
Punti Jacobiani	4 punti
Controllo mesh	definito
Dimensione max elemento	10 mm
Dimensione min elemento	2 mm
Qualità mesh	ottima
Nodi totali	761606
Elementi totali	451174
Rapporto di aspetto massimo	48.793
Percentuale degli elementi con rapporto di aspetto < 3	83.9

Tabella 4.2 – Parametri della mesh

circolare cava di 19mm di diametro con spessore 1.5mm, le dimensioni si basano sui progetti già fatti su APR dell'azienda ProS3, sarà facile quindi reperirli sul mercato della lunghezza che più ci interessa. Abbiamo quindi impostato la mesh (Tabella 4.2) del corpo e vincolato la centina nella sua posizione in modo da stabilire se la flessione della trave possa essere accettabile per il nostro scopo, vediamo dunque i risultati degli spostamenti:

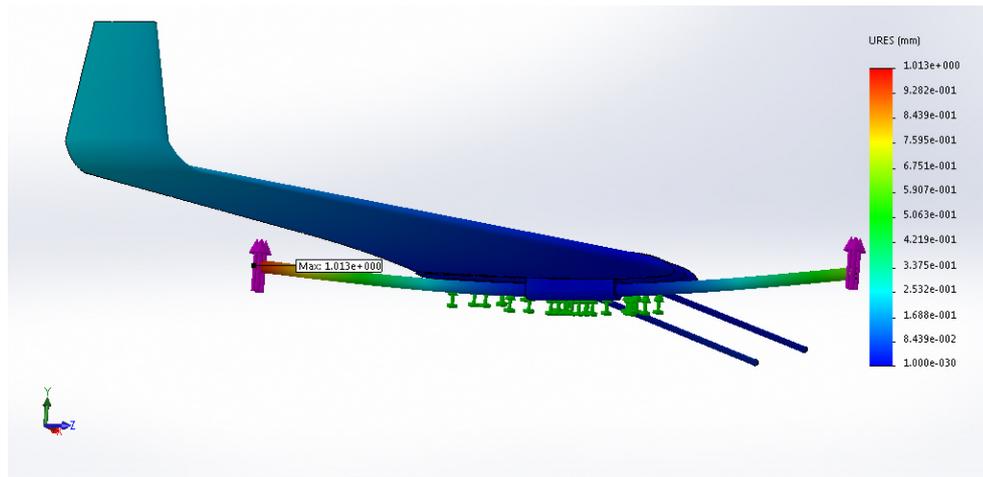


Figura 4.7 – Vista isometrica inferiore in falsi colori dello spostamento

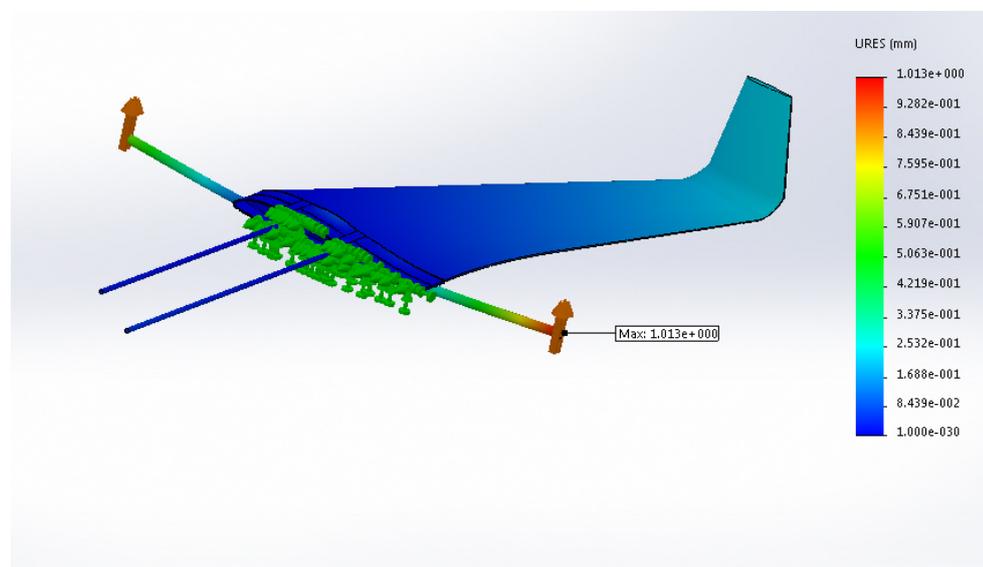


Figura 4.8 – Vista isometrica superiore in falsi colori degli spostamenti

Per quanto riguarda le deformazioni invece:

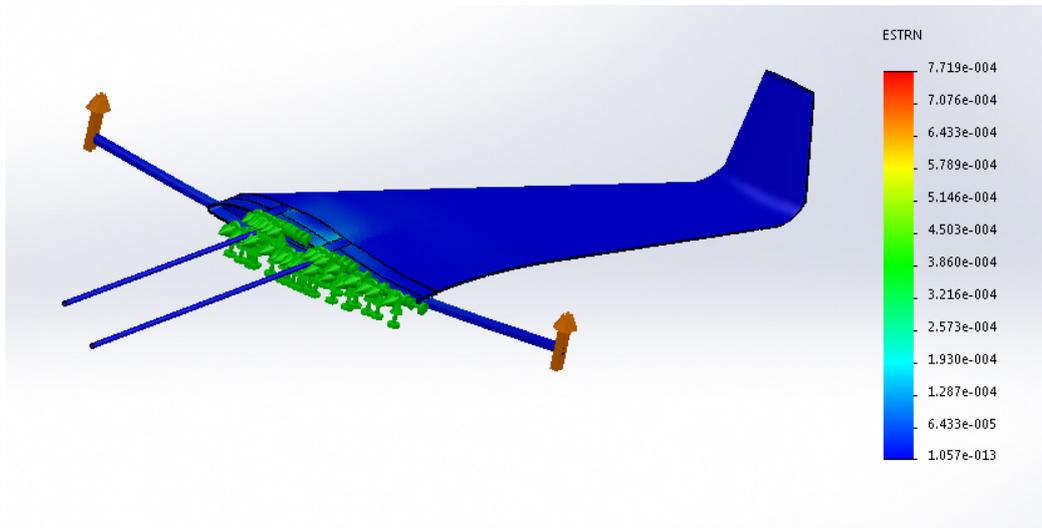


Figura 4.9 – Vista isometrica in falsi colori delle deformazioni

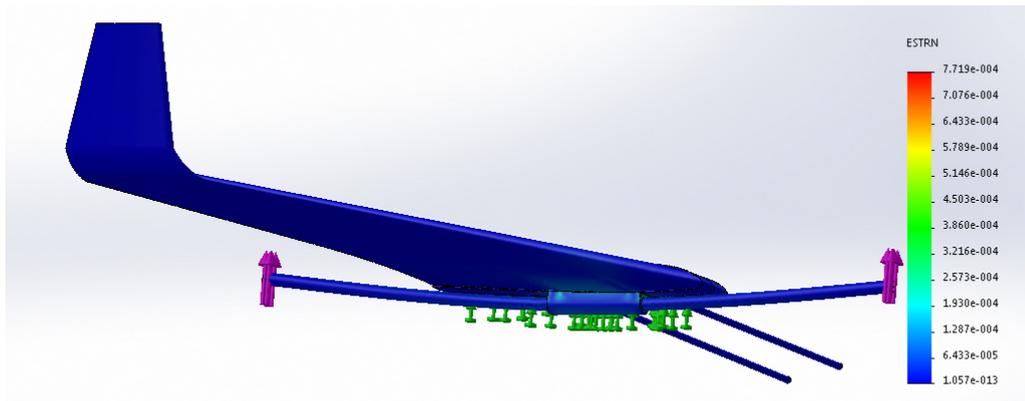


Figura 4.10 – Vista isometrica in falsi colori delle deformazioni

# Capitolo 5

## Analisi Aerodinamica

### 5.1 FlowSimulation Analysis

Per completare lo studio preliminare di questo velivolo, svolgeremo alcune prove aerodinamiche sulla configurazione finale in modo da far emergere le forze risultanti durante la fase di volo. I risultati dovranno mostrare le componenti di portanza durante le fasi di volo orizzontale in modo da poter apprezzare, almeno in questa fase progettuale, il sostentamento del veicolo comprensivo di tutti i suoi componenti. Il software utilizzato a tale scopo è Solidworks Flow simulation che non essendo propriamente utilizzato per questo tipo di analisi, darà un primo risultato sull'entità delle forze prodotte. Per tale ragione si costruirà un' opportuna mesh aerodinamica sul corpo in modo da poter avere con buona approssimazione un risultato idoneo ad uno studio preliminare di volo.

Per la risoluzione il programma utilizza il metodo FEM con elementi solidi 3D ed iterazione delle equazioni di Navier-Stokes, la parete viene considerata adiabatica ed è stata impostata una rugosità superficiale di 0.2 mm per simulare il polistirene.

Bisogna ricordare che le specifiche aerodinamiche del velivolo X8 Skywalker sono già stabilite e quindi ciò che andremo a mostrare sarà come l’inserimento degli organi aggiuntivi quali: centine di supporto, travi tubolari, motori per il volo verticale, supporti dei motori; siano in grado di garantire comunque prestazioni simili al velivolo di partenza. Le analisi che andremo a fare entreranno più nel dettaglio di quale siano gli ordini di grandezza delle velocità che servirà per effettuare la fase di transizione in volo. Come scritto nel capitolo del profilo di missione infatti, sarà presente una fase in cui saranno accesi tutti e 5 i motori, così da permettere al velivolo di accelerare e produrre la portanza tramite le superfici aerodinamiche, una volta raggiunta tale velocità si potrà volare in volo orizzontale con la sola elica spingente posta dietro il velivolo.

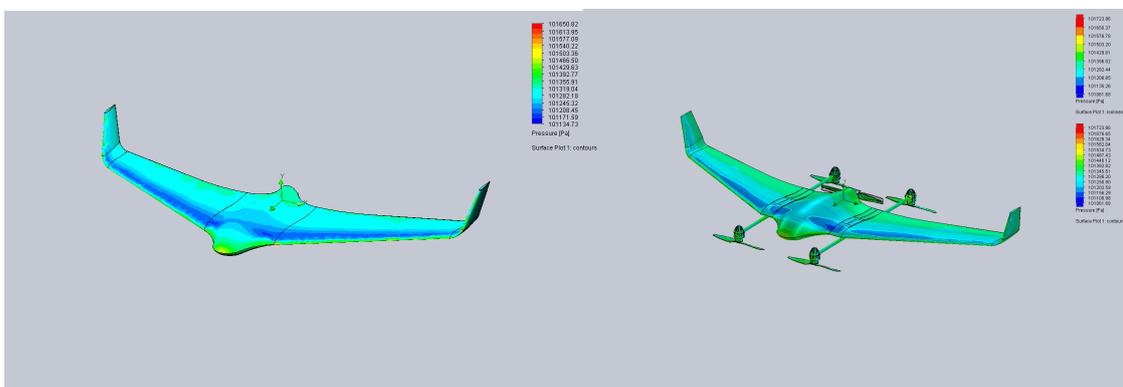


Figura 5.1 – Distribuzione delle pressioni per velivolo X8 e X8 VTOL

Quello che ci aspettiamo da questa analisi sarà una riduzione delle prestazioni, dovuto alla presenza degli organi di interferenza aerodinamica, ma un miglioramento della portanza dato dall’aumento di superficie alare prodotta dalle due centine di supporto che porta il valore da  $80 \text{ dm}^3$  a  $87 \text{ dm}^3$ . La posizione del baricentro è fissata a quella della configurazione precedente del velivolo ma con molta probabilità il punto neutro si sposterà modificando la stabilità longitudinale di tutto il velivolo.

### 5.1.1 Validazione dell' analisi

Vediamo dunque di validare il modello studiato sul software con le prove fatte in galleria del vento spigate nella ricerca “Aerodynamic modeling of the Skywalker X8 Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicle<sup>23</sup> “ già citata in precedenza.

	L (wind tunnel)	L (FlowSim)	Errore
$\alpha = -1^\circ$	2.2523 N	2.772	0.52 N
$\alpha = 0^\circ$	11.8076 N	9.210	2.60 N
$\alpha = 1^\circ$	21.3629 N	19.714	1.65 N
$\alpha = 2^\circ$	30.9182 N	27.798	3.12 N
$\alpha = 3^\circ$	40.4735 N	38.040	2.43 N
$\alpha = 4^\circ$	50.0288 N	50.632	0.60 N
$\alpha = 5^\circ$	59.5842 N	57.183	2.40 N
$\alpha = 6^\circ$	69.1395 N	71.578	2.44 N
<b>a</b> <b>(coeff. Angolare)</b>	0.070	0.0663	Err <sub>rel</sub> = 5.3 %

Tabella 5.1 – Errori tra i risultati di portanza in galleria del vento e Flow simulation

Il confronto mostra come il modello studiato su FlowSimulation abbia un errore massimo rispetto a quello reale di 3.12 N che quantificato al massimo peso al decollo del velivolo di circa 51 N, è un errore del 6.1 %. Per quanto riguarda il coefficiente angolare delle due curve, anch'esso ha un valore simile, con un errore del 5.3 % In una fase preliminare di progetto, quindi per avere una prima vista d'assieme di quali siano le velocità che bisogna mantenere per effettuare la fase di transizione, possiamo validare momentaneamente il modello e studiare il fenomeno nelle fasi successive in modo più accurato.

## 5.1.2 Confronto tra X8 e X8 VTOL

Validato il modello, a meno dell'errore, possiamo fare un confronto con una nuova analisi effettuata sulla configurazione completa del velivolo. Ciò che si nota è la differenza tra i flussi che avvolgono il corpo: nella configurazione VTOL infatti abbiamo una maggiore scia derivante dalla presenza dei motori sulle travi tubolari, come mostrato nella figura successiva.

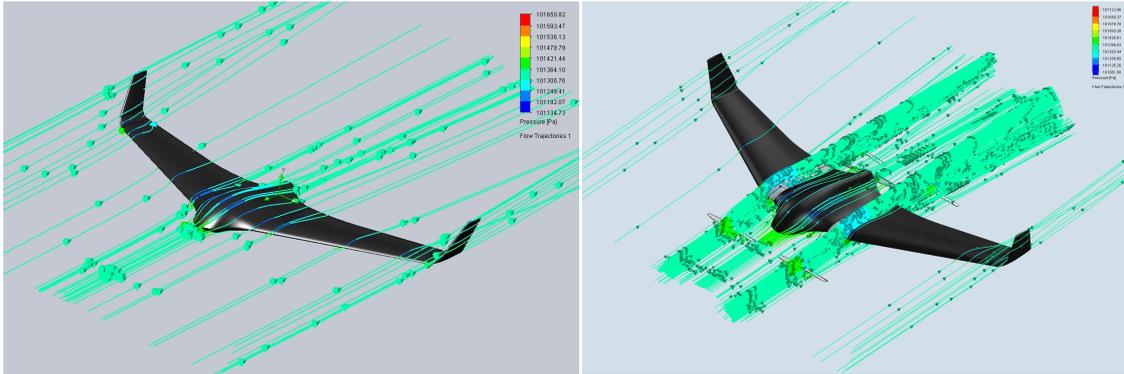


Figura 5.2 - Dettaglio delle interferenze degli organi aggiuntivi sulla configurazione originale

Vediamo quindi i risultati trovati tra le prove effettuate su Flow Simulation della configurazione base dello Skywalker X8 e quella Skywalker X8 VTOL ad una velocità di 60 km/h:

60 km/h	Flow simulation results	
	Lift (X8 Skywalker)	Lift (X8 Skywalker VTOL)
$\alpha = -1^\circ$	2.772	3.001
$\alpha = 0^\circ$	9.210	14.045
$\alpha = 1^\circ$	19.714	23.358
$\alpha = 2^\circ$	27.798	33.384
$\alpha = 3^\circ$	38.040	43.234
$\alpha = 4^\circ$	50.632	50.962
$\alpha = 5^\circ$	57.183	59.546
$\alpha = 6^\circ$	71.578	72.906
$\alpha = 7^\circ$	72.345	73.270
<b><math>\alpha</math> coeff. angolare</b>	0.0663	0.0616

Tabella 5.2 – Confronto dei valori di portanza su Flow Simulation tra X8 e X8 VTOL

Come previsto dall'aumento della superficie alare, i valori di portanza della seconda configurazione sono superiori, il coefficiente angolare mostra una pendenza inferiore, di seguito il grafico con i confronti tra le prove effettuate sull' X8 wind tunnel, X8 FlowSim, X8 VTOL FlowSim:

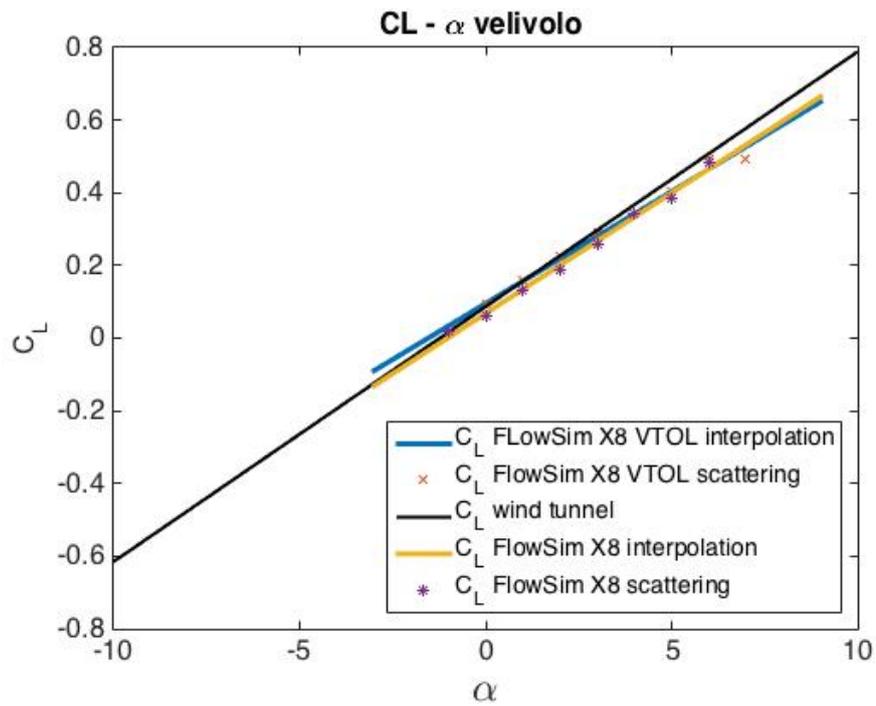


Grafico 5.1 – Confronto tra X8 wind tunnel (nero), X8 Flow Simulation (arancio), X8 VTOL (azzurro)

## 5.2 Velocità di transizione

Entriamo dunque nel dettaglio dell'analisi di velocità minima per effettuare la fase di transizione e quindi spegnere i motori per il volo verticale, dovremo garantire una portanza che eguagli o superi il peso del nostro velivolo.

Essendo che il nostro velivolo, insieme a tutti i componenti sia arrivato ad avere una massa totale di 4980 g ovvero 48.9 N, cercheremo quali sono le velocità che dovremmo garantire e quali gli angoli di incidenza per effettuare la transizione in sicurezza. I valori dovranno tenere conto dell'errore dei dati iniziali di  $\pm 4N$ .

Err $\pm 4$ N	50 km/h	55 km/h	60 km/h	65 km/h
$\alpha = -1^\circ$				
$\alpha = 0^\circ$				
$\alpha = 1^\circ$				
$\alpha = 2^\circ$			33.384	
$\alpha = 3^\circ$		35.8251	43.234	51.9894
$\alpha = 4^\circ$	33.409	44.036	50.962	65.1481
$\alpha = 5^\circ$	37.504	53.0781	59.546	
$\alpha = 6^\circ$	47.618	60.1896	72.906	
$\alpha = 7^\circ$	50.875	49.7755	73.270	
$\alpha = 8^\circ$	55.033			
$\delta = 9^\circ$	49.697			

Tabella 5.3 – Portanze ottenute su Flow Simulation a diverse velocità

Come mostrato in tabella la velocità minima a meno dell'errore di calcolo sarà di 55 km/h con  $\alpha = 6^\circ$ , per avere un margine di sicurezza si imposta la velocità minima per effettuare la transizione ai 60 km/h, fino al raggiungimento della velocità operativa di circa 75 km/h che il motore posto dietro il velivolo può raggiungere.

## Conclusioni

In questa parte finale della tesi possiamo concretizzare i risultati prodotti nei vari capitoli e trarre le giuste conclusioni. Siamo riusciti a riconfigurare con successo il velivolo, permettendo di effettuare il volo a punto fisso ad un APR ad ala fissa, senza però intaccare eccessivamente la struttura precedente. Sono stati studiati quindi gli alloggiamenti dei componenti e si è data un'indicazione su quali sia meglio acquistare per ottimizzare le prestazioni di tutto il velivolo.

Le indicazioni di progetto sono riguardanti anche i motori per il quale si è effettuato uno studio preliminare, saranno poi le prove di volo a validare tutti i dati uscenti dalle tabelle.

Oltre alle indicazioni sui componenti si è aggiunto un pattino non presente nella configurazione originaria, abbiamo quindi ora la possibilità di poter volare senza la presenza di un grande spazio dal quale decollare e discorso analogo vale per l'atterraggio. Si sono risolti problemi riguardanti l'inserimento della trave per il volo verticale, dando oltretutto la possibilità di poter inserire o no la centina di supporto per la configurazione VTOL. Il velivolo quindi risulta interamente modificabile anche dopo la fase progettuale, permettendo oltretutto il trasporto in una valigia dalle dimensioni ridotte, cosa essenziale quando si parla di oggetti di questo tipo che devono avere la possibilità di essere pronti ad essere operativi in breve tempo ed essere di dimensioni non eccessive per un trasporto.

La fase successiva a questa fase progettuale prevede l'acquisto di tutto il necessario per poter predisporre il montaggio dell'intero mezzo, poi sarà possibile iniziare la configurazione dell' autopilota per poter collegare i vari organi interni e farli funzionare nel modo corretto. Per fare questo si utilizzerà il programma ArduPilot, un software opensource che permette di settare i parametri del Flight Control System, quindi i Servo, interfaccia con GPS, ESC, Telemetria, controllo dei parametri di batteria, ecc...

Seguiranno dunque le prime fasi di volo in cui si testeranno dapprima il volo dello Skywalker X8 così come nasce, quindi l'autonomia oraria e le manovre di volo. Sarà poi montata la configurazione per il volo verticale che dovrà dare prova di poter decollare ed atterrare in sicurezza, si potrà iniziare a provare il volo autonomo della macchina facendogli seguire un percorso prestabilito. Gli ultimi test vedranno l'intero velivolo a configurazione VTOL funzionante, quindi sorgerà il problema della fase di transizione, in cui ci sarà sia la possibilità di effettuarla manualmente dall'operatore o autonomamente tramite il sistema di controllo automatico del Pixhawk II. A questo punto il velivolo sarà pronto per la vendita al pubblico con i relativi accessori per la missione che dovrà andare a compiere, infatti la fotocamera precedentemente ipotizzata viene solitamente utilizzata per l'agricoltura di precisione o topografia, ma sarà possibile anche prevedere una gimball con annessa una fotocamera per effettuare per esempio operazioni di sorveglianza di vaste zone o ricerca superstiti nelle zone marine o montane.

# Bibliografia

- [1] - <http://www.caa.co.uk/application.aspx?appid=7&mode=detail&nid=2468>) p3
- [2] - Frost&Sullivan, 2015, *Unmanned Aerial Systems, Presentation UAV DACH, April 2015.* p6
- [3] - Regolamento “Mezzi aerei a pilotaggio remoto” – Edizione 2, emendamento 3 – 24 March 2017 p7
- [4] [http://www.enac.gov.it/la\\_normativa/normativa\\_enac/regolamenti/regolamenti\\_ad\\_hoc/info-122671512.html](http://www.enac.gov.it/la_normativa/normativa_enac/regolamenti/regolamenti_ad_hoc/info-122671512.html) p13
- [5] - Notifica 2015/0035/NL del Ministero olandese delle infrastrutture e dell’ambiente p17
- [6] - *Common rules in the field of civil aviation and establishing a European Union Aviation Safety Agency, and repealing Regulation (EC) No 216/2008 of the European Parliament and of the Council- European Commission – 7/12/2015* p 20
- [7] - <http://www.pros3.eu/wavesight-mini-uav-ad-alte-prestazioni/> p28
- [8] - <http://www.pros3.eu/idroni-venture/> p29
- [9] - [www.dronetopoprogram.it/Esempi-di-topografia-da-drone](http://www.dronetopoprogram.it/Esempi-di-topografia-da-drone)) p32
- [10] - [https://www.fpvmodel.com/print\\_page\\_p632.html](https://www.fpvmodel.com/print_page_p632.html) p48
- [11] - Slides del corso “Modellazione, simulazione e sperimentazione dei sistemi aerospaziali” – Professore Paolo Maggiore -2015 p50
- [12] - <http://www.projectems.it/come-scegliere-esc-per-il-drone/> p51
- [13] - <http://www.kopterworx.com/shop/powerboards-esc/hercules-iii.html> p 52
- [14] - <https://www.hacker-motor-shop.com/Speed-controller-and-accessories/Master-Mezon/Master-MEZON-Opto/MasterMezon-75-opto-RPM> p 52
- [15] - <https://www.micasense.com/rededge-m/> p54
- [16] - <https://servodatabase.com/servo/henge/md933> p54
- [17] - <http://www.proficnc.com/> p56
- [18] - [http://www-3.unipv.it/dmae/costruzioni/materiale\\_didattico/Costruzioni\\_22.pdf](http://www-3.unipv.it/dmae/costruzioni/materiale_didattico/Costruzioni_22.pdf) p61
- [19] - <http://www.lsoft.it/iql/Motori%20e%20Kv.pdf> p61
- [20] - <https://www.steplab.net/motori-brushless-cosa-sono-e-quali-parametri-valutare/> p61

- [21] - Slides del corso "Meccanica del volo dell'elicottero" – Professore Giorgio Guglieri p62
- [22] - <https://www.vzlu.cz/cs/> p87
- [23] - Aerodynamic modeling of the Skywalker X8 Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicle  
Kristofer Gryte, Richard Hann, Mushfiqul Alam, Jan Roha'c, Tor Arne Johansen and Thor I. Fossen p88
- [24] - <http://dida.fausser.edu/aero/quinta/stabilit/pastabil.htm> p89
- [25] - [http://www.dimnp.unipi.it/leonardo-bertini/Corsi/CMII/Materiale\\_didattico/CMII-EF-1.pdf](http://www.dimnp.unipi.it/leonardo-bertini/Corsi/CMII/Materiale_didattico/CMII-EF-1.pdf) p95
- [26] - <https://www.solidworks.it/sw/products/simulation/finite-element-analysis.htm> p97