



**POLITECNICO DI TORINO**

---

Dipartimento di Ingegneria Meccanica ed Aerospaziale

**Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale**

**Progetto preliminare di un UAV  
Fixed Wing VTOL full-electric  
per applicazioni in ambito geomatico**

**Relatore accademico:**

Prof. Paolo Maggiore

**Tutor aziendale:**

Ing. Paolo Pari

**Candidato:**

Casalucci Francesco Pio

---

**ANNO ACCADEMICO 2024/2025**



# **POLITECNICO DI TORINO**

Dipartimento di Ingegneria Meccanica ed Aerospaziale

**Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale**

## **Progetto preliminare di un UAV Fixed Wing VTOL full-electric per applicazioni in ambito geomatico**

**Relatore accademico:**

Prof. Paolo Maggiore

**Tutor aziendale:**

Ing. Paolo Pari

**Candidato:**

Casalucci Francesco Pio

**ANNO ACCADEMICO 2024/2025**

Sessione di Laurea Dicembre 2025

## Prefazione

La presente tesi, realizzata a conclusione del percorso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale presso il Politecnico di Torino, si propone di sviluppare l'avamprogetto completo di un *UAV (Unmanned Aerial Vehicle)* full electric ad ala fissa con capacità di decollo e atterraggio verticale, con massa massima al decollo (MTOW) inferiore a 25 kg, destinato ad operazioni di rilevamento e monitoraggio geomatico.

Il progetto prende avvio da un'indagine di mercato e dalla definizione dei vincoli relativi a massa, potenza e ingombri volumetrici dei sensori e delle strumentazioni ottiche di precisione da installare a bordo. A partire da tali parametri vengono determinati i requisiti di missione, le esigenze di autonomia e il dimensionamento complessivo del sistema. Successivamente, si procede con la progettazione della fusoliera, delle ali e dei piani di coda, nonché con l'individuazione sul mercato delle eliche VTOL, delle turboventole propulsive e delle batterie più idonee, al fine di realizzare un mock-up del drone in scala 1:1.

Nell'ambito della pianificazione operativa, viene infine condotta un'analisi SORA (Specific Operations Risk Assessment) per la valutazione dei rischi connessi all'impiego dell'UAV in scenari realistici e per garantire la conformità alle normative EASA vigenti.

Tale lavoro è stato svolto in collaborazione con *Digisky*, un'azienda certificata EASA che opera nel campo dell'osservazione della Terra attraverso soluzioni proprietarie dedicate a diversi settori, tra cui agricoltura, servizi di pubblica utilità, grandi infrastrutture e monitoraggio ambientale, e che fornisce ai clienti servizi di progettazione di sistemi avionici. *Digisky* è inoltre proprietario di *SmartBay*, ossia un dispositivo in fibra di carbonio per l'imbarco simultaneo di un massimo di 3 sensori diversi sulla superficie inferiore dell'ala (intradosso) al fine di riconfigurare rapidamente ed efficientemente il carico utile ed eseguire complesse missioni di mappatura aerea.

# Indice

<b>1</b>	<b>Introduzione</b>	<b>9</b>
<b>2</b>	<b>Classificazione UAV civili</b>	<b>12</b>
2.1	Categorie operative . . . . .	12
2.2	Classi di Marcatura . . . . .	13
2.3	SORA: Specific Operations Risk Assessment . . . . .	16
2.4	Sandbox . . . . .	20
<b>3</b>	<b>UAV Design Process</b>	<b>21</b>
<b>4</b>	<b>Conceptual Design Phase</b>	<b>22</b>
4.1	Payload . . . . .	22
4.1.1	Camera Ottica 1 . . . . .	23
4.1.2	Sensore multispettrale . . . . .	23
4.1.3	Camera ottica 2 . . . . .	23
4.1.4	Requisiti di payload . . . . .	24
4.2	Indagine di mercato . . . . .	25
4.3	Configurazione concettuale UAV . . . . .	26
4.3.1	Geometria alare . . . . .	30
4.3.2	Aerodinamica . . . . .	30
4.3.3	Prestazioni propulsive . . . . .	31
4.3.4	Pesi caratteristici . . . . .	32
4.3.5	Configurazione ottimale . . . . .	34
<b>5</b>	<b>Preliminary Design Phase</b>	<b>38</b>
5.1	Iterazione 1 . . . . .	38
5.1.1	Sistema VTOL . . . . .	42
5.1.2	Ala . . . . .	45
5.1.3	Piani di coda . . . . .	53
5.1.4	Turboventole . . . . .	53
5.1.5	Stima MTOW . . . . .	54
5.2	Iterazione 2 . . . . .	55
5.3	Iterazione 3 . . . . .	58
5.3.1	Processo produttivo . . . . .	58
5.3.2	Fusoliera . . . . .	59
5.3.3	Ala . . . . .	61
5.3.4	Piani di coda . . . . .	68
5.3.5	Stima MTOW . . . . .	72

5.4	Iterazione 4 . . . . .	73
5.4.1	Sistema VTOL . . . . .	75
5.4.2	Stima della spinta richiesta in crociera . . . . .	78
5.4.3	Sistema propulsivo per il volo orizzontale . . . . .	81
5.4.4	Stima MTOW . . . . .	82
5.4.5	Progettazione Twin Boom H-Tail . . . . .	83
<b>6</b>	<b>Analisi di stabilità statica</b>	<b>92</b>
6.1	Weight and Balance . . . . .	94
6.2	AVL . . . . .	96
<b>7</b>	<b>Analisi SORA</b>	<b>100</b>
7.1	SORA Main Body . . . . .	100
7.2	Ground Risk . . . . .	101
7.3	Riduzione dell'iGRC . . . . .	105
7.4	Air Risk . . . . .	106
7.5	Riduzione dell'iARC . . . . .	107
7.6	SAIL . . . . .	107
7.7	Step conclusivi . . . . .	108
<b>8</b>	<b>Conclusioni</b>	<b>109</b>

# Elenco delle figure

1.1	Architetture UAV . . . . .	10
2.1	Modello Semantico . . . . .	16
2.2	Air Risk Class . . . . .	18
3.1	Design Process . . . . .	21
4.1	Mugin 4-PRO . . . . .	26
4.2	Adler M32 . . . . .	26
4.3	T-Drones VA-32 . . . . .	26
4.4	MotioNew G25 . . . . .	26
4.5	Weight Iteration Method . . . . .	27
4.6	Andamento del <i>Wing Geometry Index</i> $I_w$ . . . . .	33
4.7	Bozza della fusoliera . . . . .	33
4.8	Configurazioni conformi ai vincoli prefissati . . . . .	35
4.9	Payload-Range Diagram . . . . .	36
4.10	Potenza richiesta lungo il profilo di missione . . . . .	36
5.1	Vista frontale . . . . .	39
5.2	Vista laterale . . . . .	39
5.3	Vista dal basso . . . . .	40
5.4	Vista isometrica . . . . .	40
5.5	Rinforzo strutturale incastro ala-fusoliera . . . . .	40
5.6	Disposizione ordinate . . . . .	41
5.7	Sistema VTOL HobbyWing . . . . .	42
5.8	Sistema VTOL T-Motor . . . . .	43
5.9	Efficienza propulsiva VTOL . . . . .	43
5.10	Struttura del Troncone alare . . . . .	46
5.11	P-51D Old Crew . . . . .	46
5.12	Polare aerodinamica . . . . .	48
5.13	Suddivisione centina . . . . .	50
5.14	Vista isometrica wingbox . . . . .	50
5.15	Vista laterale wingbox . . . . .	50
5.16	Vista isometrica troncone rastremato con rivestimento . . . . .	51
5.17	Vista dall'alto troncone rastremato con rivestimento . . . . .	51
5.18	Vista laterale troncone rastremato . . . . .	51
5.19	Vista isometrica troncone rastremato senza rivestimento . . . . .	51
5.20	Vista isometrica troncone alare . . . . .	52
5.21	Vista dall'alto troncone alare . . . . .	52

5.22	Vista laterale troncone alare . . . . .	52
5.23	Turboventole per volo orizzontale . . . . .	54
5.24	Vista isometrica fusoliera . . . . .	55
5.25	Vista laterale fusoliera . . . . .	56
5.26	Zoom su cornice per fissaggio wingbox . . . . .	56
5.27	Vista isometrica disposizione ordinate . . . . .	57
5.28	Vista laterale disposizione ordinate . . . . .	57
5.29	Vista frontale fusoliera . . . . .	59
5.30	Vista isometrica fusoliera . . . . .	60
5.31	Vista laterale fusoliera . . . . .	60
5.32	Vista interna sezione centrale ala . . . . .	61
5.33	Vista esterna sezione centrale ala . . . . .	62
5.34	Ala rettangolare . . . . .	63
5.35	Distribuzione di portanza . . . . .	63
5.36	Moderate tapered wing . . . . .	63
5.37	Distribuzione di portanza . . . . .	63
5.38	Highly tapered wing . . . . .	64
5.39	Distribuzione di portanza . . . . .	64
5.40	Semi tapered wing . . . . .	64
5.41	Distribuzione di portanza . . . . .	64
5.42	Schema ala . . . . .	65
5.43	Polare $C_L - \alpha$ per $Re = 5 \cdot 10^5$ del profilo NACA 64-412 . . . . .	66
5.44	Semi tapered wing . . . . .	67
5.45	Sezione rettangolare in trasparenza . . . . .	67
5.46	Scheletro semi tapered wing . . . . .	68
5.47	Vista isometrica in trasparenza . . . . .	68
5.48	Fattore di correzione $c_{vt \rightarrow v}$ . . . . .	70
5.49	Vista frontale V-Tail . . . . .	71
5.50	Vista isometrica V-Tail . . . . .	71
5.51	Vista laterale V-Tail . . . . .	72
5.52	Vista isometrica Semi tapered wing . . . . .	74
5.53	Vista dall'alto Semi tapered wing . . . . .	75
5.54	Vista dall'alto braccetti supporto VTOL . . . . .	76
5.55	Longheroni d'innesto . . . . .	76
5.56	Vista isometrica braccetti supporto VTOL . . . . .	77
5.57	Vista isometrica fusoliera accorciata . . . . .	84
5.58	Vista laterale fusoliera accorciata . . . . .	84
5.59	Vista dall'alto soluzione alternativa H-tail . . . . .	85
5.60	Vista dall'alto architettura definitiva . . . . .	87
5.61	Vista laterale architettura definitiva . . . . .	87
5.62	Vista frontale architettura definitiva . . . . .	88
5.63	Vista isometrica architettura definitiva . . . . .	88
6.1	Disposizione batterie anteriori . . . . .	94
6.2	Disposizione batteria posteriore . . . . .	94
6.3	Posizione baricentro dei singoli componenti . . . . .	94
6.4	Disposizione definitiva pacco batterie . . . . .	96
6.5	Geometria superfici portanti su AVL . . . . .	97

6.6	Trefftz plane . . . . .	98
7.1	Missione di riferimento per l'analisi SORA . . . . .	101
7.2	Schematizzazione del Footprint . . . . .	102
7.3	Side View footprint dimensionato . . . . .	103
7.4	Densità abitativa del Footprint . . . . .	104
7.5	Intrinsic UAS Ground Risk Class . . . . .	104
7.6	Effetto delle mitigazioni per il GRC residuo . . . . .	106
7.7	Valutazione dello Specific Assurance and Integrity Level . . . . .	107
7.8	Esempio dell'Operational Safety objective . . . . .	108



# Elenco delle tabelle

1.1	Classificazione UAV secondo l'UVS . . . . .	10
2.1	Categorie operative . . . . .	13
2.2	Indice di rischio al suolo dell'UAV . . . . .	17
2.3	Robustezza delle azioni di mitigazione . . . . .	18
2.4	SAIL: Specific Assurance and Integrity Level . . . . .	19
4.1	Specifiche camera ottica 1 . . . . .	23
4.2	Specifiche sensore multispettrale . . . . .	23
4.3	Specifiche camera ottica 2 . . . . .	24
4.4	Proprietà dei sensori accoppiati . . . . .	24
4.5	Indagine di mercato . . . . .	25
4.6	Dati Atmosferici . . . . .	28
4.7	Dati operativi . . . . .	28
4.8	Proprietà batteria . . . . .	29
4.9	Proprietà sistema VTOL . . . . .	29
4.10	Proprietà sistema Cruise . . . . .	29
4.11	Configurazione ottimale . . . . .	35
5.1	Prima stima peso fusoliera . . . . .	41
5.2	Posizionamento eliche sugli UAV esistenti . . . . .	44
5.3	Stima peso sistema VTOL . . . . .	44
5.4	Stima peso ala + troncone . . . . .	53
5.5	Turboventole disponibili sul mercato . . . . .	54
5.6	Prima stima MTOW . . . . .	54
5.7	Seconda stima peso fusoliera . . . . .	58
5.8	Stima peso ala . . . . .	68
5.9	Proprietà coda standard Swift S1 . . . . .	70
5.10	Terza stima MTOW . . . . .	72
5.11	Stima peso ala . . . . .	75
5.12	Stima peso ala . . . . .	77
5.13	Coefficiente di resistenza parassita complessiva . . . . .	81
5.14	Quarta stima MTOW . . . . .	82
5.15	Stima peso <i>Twin-boom H-tail</i> . . . . .	86
5.16	Specifiche Ares battery . . . . .	90
5.17	Quinta stima MTOW . . . . .	91
6.1	Posizione baricentro UAV . . . . .	95

# Capitolo 1

## Introduzione

Un *UAV* (*Unmanned Aerial Vehicle*) è un velivolo che può operare autonomamente senza pilota o che viene controllato in modalità remota da un operatore. Esso rappresenta il nucleo centrale dell'*UAS* (*Unmanned Aerial Systems*), ovvero l'insieme del drone e di tutti gli altri elementi che supportano il volo di quest'ultimo. In dettaglio, un *UAS* è composto dai seguenti componenti principali:

- *Airframe*: la parte meccanica del velivolo, incluso il sistema propulsivo.
- *Navigation and Motion sensor*: rilevano informazioni sulla posizione e la traiettoria del drone.
- *Flight Control System*: controlla i servocomandi da attuare per inseguire la rotta.
- *Payload*: il carico utile trasportabile che varia in base alla tipologia di missione.
- *Ground Control Station*: rete di sistemi informatici che monitorano l'attività dell'UAV da terra.
- *Communication infrastructure*: l'insieme dei data link e delle relative apparecchiature per la comunicazione tra il velivolo e la GCS.

Gli *UAV* trovano oggi impiego in diverse applicazioni, quali l'agricoltura, la sorveglianza, il monitoraggio degli incendi boschivi, la manutenzione stradale e la mappatura delle aree urbane e suburbane.

A differenza dei tradizionali rilevamenti aerei, che forniscono mappe accurate ma con costi elevati ed autonomie limitate a poche ore, i sistemi UAV offrono diversi vantaggi: possono volare sia ad alta che a bassa quota (consentendo l'attività di fotogrammetria anche in giornate nuvolose), forniscono diverse viste e immagini degli oggetti rilevati, hanno bassi costi di funzionamento, prevedono attività manutentive meno complesse e una riconfigurazione più rapida dei sensori installati.

L'*UVS* (*Unmanned Vehicle Systems*) International, ossia un'associazione no-profit nata con lo scopo di supportare i costruttori di sistemi e sotto-componenti UAV, promuoverne le loro applicazioni, fornire un canale di scambio tra aziende, governi e aviazione civile e creare standard e certificati, classifica tali sistemi in base al peso massimo al decollo, alle dimensioni, all'autonomia, alla capacità di carico e all'altitudine di volo.

Categoria	MTOW [kg]	Range [km]	Altitudine [m]	Endurance [h]
<i>Micro</i>	< 5	< 10	< 250	1
<i>Mini</i>	< 25/30/150	< 10	< 150/250/300	< 2
<i>Close Range</i>	25 – 150	10 – 30	3000	2 – 4
<i>Medium Range</i>	50 – 250	30 – 70	3000	3 – 6
<i>Long Endurance</i>	> 250	> 70	> 3000	> 6

Tabella 1.1: Classificazione UAV secondo l'UVS

A seconda dell'attività di rilevamento da effettuare, si predilige una configurazione di UAV piuttosto che un'altra. Tra queste, si hanno i *Multirotore*, i *Fixed Wing* e gli ibridi *FW-VTOL*.



Figura 1.1: Architetture UAV

- I droni *Multirotore* sono lo strumento perfetto per raccogliere informazioni da punti di vista impegnativi e in modo rapido. Rispetto ai metodi di rilevamento tradizionali essi acquisiscono dati comparabili in tempi più brevi e con maggiore flessibilità, richiedono requisiti di pianificazione ridotti e provocano minori rischi per il personale. Tra i vantaggi che ne giustificano l'utilizzo vi sono il peso leggero ed il costo relativamente basso. Ulteriori motivazioni sono:
  - Facilità d'uso e automazione: i progressi nei software di pianificazione del volo e della missione consentono d'impostare e avviare con facilità attività complesse di mappatura. Sebbene siano ancora necessari piloti addestrati, il loro ruolo è ora più di supervisione che pratico.
  - Manovrabilità e Versatilità: tali sistemi possono facilmente regolare la loro altitudine, la loro posizione ed il loro orientamento nello spazio, e soprattutto sono in grado di librarsi in volo a punto fisso (hovering).
  - Portabilità: essi sono semplici da riporre, trasportare ed installare. Ciò consente di risparmiare tempo in loco prima di una missione e semplifica il processo di trasferimento delle apparecchiature da un sito all'altro.

Il più grande svantaggio dell'utilizzo di droni *Multirotore* risiede nel tempo di volo. Nel rilevamento aereo, un'endurance più breve si traduce in un numero ridotto di dati acquisiti in un singolo volo. Per questo motivo, essi rappresentano una soluzione economica e più adatta alla raccolta rapida d'informa-

zioni accurate in applicazioni di fotografia aerea, monitoraggio ambientale e modellazione di edifici su piccole aree con estensione massima di 10 ettari.

- Gli *UAV Fixed Wing* garantiscono performance migliori, a scapito del peso. Essi sono caratterizzati da un raggio operativo più esteso, un tempo di volo maggiore, una velocità di volo più sostenuta e una migliore efficienza aerodinamica, in quanto la portanza è generata dalle ali e non dalle eliche come per i multirodore. Tra i vantaggi di questa architettura, vi sono:
  - Stabilità in volo: grazie al loro design aerodinamico, gli *UAV ad ala fissa* sono in grado di resistere a venti molto forti. In caso di perdita di potenza, sono, inoltre, più abili nell'effettuare un atterraggio che ne conservi l'integrità strutturale.
  - Tempo di volo: la maggior parte dei modelli è in grado di rimanere in volo per oltre un'ora con una singola batteria. Questa funzione riduce i tempi di fermo operativo, consentendo di completare in una singola missione molte attività di rilevamento.

Tale soluzione è, tuttavia, più costosa rispetto ai multirodore. Le dimensioni più grandi, inoltre, causano una difficoltà maggiore nel trasporto e tempi di smontaggio e d'installazione più lunghi. In aggiunta, la maggiore stabilità, si riflette su una perdita di manovrabilità e della capacità di compiere hovering. Di conseguenza, il loro impiego in ambienti complessi o ristretti può essere pericoloso, in quanto non possiedono la stessa adattabilità e capacità di rilevamento degli ostacoli delle loro controparti multirodore. Infine, il decollo e l'atterraggio rappresentano le fasi più complicate di qualsiasi missione di rilevamento ad ala fissa. Questi momenti critici richiedono un maggiore livello di abilità, formazione e input da parte del pilota. A seconda delle dimensioni del drone, il lancio può richiedere una pista, una catapulta o un lancio manuale. Gli atterraggi possono anche essere complicati e richiedono paracadute, reti o nel caso migliore un morbido atterraggio sulla pancia.

Tutto ciò, rende i droni ad ala fissa una scelta popolare per attività che richiedono copertura su aree enormi, come ispezioni di condotte o indagini agricole.

- I droni *FW-VTOL* rappresentano un ibrido delle due architetture appena descritte. Essi sono in grado di decollare e atterrare come un normale quadricotero, ma volano come un velivolo ad ala fissa. Grazie alla velocità, alla capacità di carico e alle manovre di decollo e atterraggio semplificate, gli utenti possono mappare facilmente grandi aree. Tuttavia, queste diverse funzionalità causano un aumento esponenziale del prezzo di tale architettura.

In seguito alle considerazioni appena esposte, ai fini del progetto, si decide di adottare un'architettura ad ala fissa VTOL. Tale configurazione garantisce, infatti, una maggiore autonomia, una capacità di carico superiore e un raggio operativo più esteso. Inoltre, risulta pienamente coerente con le esigenze progettuali, poiché il payload, collocato nella parte inferiore della fusoliera, necessita di capacità di decollo e atterraggio verticale per evitare possibili danni ai sensori.

# Capitolo 2

## Classificazione UAV civili

Fino a pochi anni fa, ogni Stato membro dell'Unione Europea disciplinava i droni con proprie normative nazionali. Questa frammentazione creava ostacoli al mercato unico e incertezza per le imprese. Per superare tali criticità, l'UE ha adottato un approccio armonizzato:

- *Regolamento (UE) 2018/1139* (anche noto come *Basic Regulation*): include i droni nella normativa europea di sicurezza aerea.
- *Regolamento di esecuzione (UE) 2019/947*: disciplina le regole operative e le procedure per l'esercizio dei droni.
- *Regolamento delegato (UE) 2019/945*: stabilisce i requisiti dei droni e dei loro operatori.

Grazie agli ultimi due regolamenti, ad oggi gli UAV sono classificabili sulla base di due sistemi principali: le *Categorie Operative* e le *Classi di Marcatura*.

### 2.1 Categorie operative

Tali categorie si suddividono in:

- **Open**: dà la possibilità a tutti i piloti dotati di attestato, di volare con droni fino a 25 kg in scenari a basso rischio senza particolari autorizzazioni, lontano dagli aeroporti, ad un'altezza massima di 120 m, esclusivamente in modalità *VLOS*.
- **Specific**: consente di effettuare operazioni a medio rischio eseguite da piloti dotati dell'omonimo attestato SPECIFIC e nel rispetto di precisi limiti operativi standard (STS). Questa è la categoria ideale per i piloti di droni professionisti che desiderano realizzare riprese aeree per Aziende, Cinema e Documentari, ecc...
- **Certified**: destinata ad operazioni ad alto rischio e/o in spazi aerei ampi ed eventualmente trafficati. Richiede competenze e caratteristiche dei droni superiori e certificate a livello di aviazione generale.

La categoria *Open* è a sua volta suddivisa in tre sottoclassi. A seconda della posizione di volo del drone rispetto alle persone si ha:

- *Subcategory A1: Fly Over People.* Consente di eseguire voli sopra i centri urbani (ma non sopra le folle), solo con droni di peso inferiore ai 250 grammi (*Classe C<sub>0</sub>*) oppure con droni che pesano dai 250 grammi ai 900 grammi (*Classe C<sub>1</sub>*), per i quali è obbligatoria l'iscrizione al portale ENAC e la registrazione nell'apposito sistema UAS. Qui il pilota deve leggere il consumer info ed eseguire un corso online, che si conclude con un test in modalità remota.
- *Subcategory A2: Fly Close to People.* Consente di volare ad una distanza di sicurezza dalle persone. In questa categoria possono volare solo i droni con MTOW fino a 4 kg (*Classe C<sub>2</sub>*), e gli operatori devono anche eseguire un test teorico presso una sede riconosciuta dall'Aviation Authority.
- *Subcategory A3: Fly Far from People.* Consente di volare solo lontano dai centri urbani e in aree in cui si ha la certezza di non arrecare danni alle persone. L'operatore deve eseguire le stesse procedure previste per la *Subcategory A1* e l'UAV può essere di *Classe C<sub>3</sub>*, *C<sub>4</sub>*, o costruito privatamente, ma con un peso massimo al decollo di 25 kg.

In *Tab.2.1* è riportato in modo più schematico la distinzione tra le diverse categorie e sono illustrati i requisiti da rispettare per inquadrare l'UAV in ciascuna di esse.

Categoria UE	Descrizione operazioni	Requisiti	Autorizzazione necessaria
Open	Operazioni a basso rischio	$MTOW < 25Kg$ Volo a vista (VLOS) Si voli notturni No voli su folle No voli nelle No Fly Zone	Nessuna (salvo zone con restrizioni geografiche)
Specific	Operazioni con rischio maggiore	No limiti di peso Operazioni BVLOS	Autorizzazione EASA con SORA (Specific Operations Risk Assesment)
Certified	Operazioni ad alto rischio, assimilabili all'aviazione tradizionale	Aeromobili di grandi dimensioni che trasportano merci pericolose o passeggeri	Certificazione EASA (con licenze)

Tabella 2.1: Categorie operative

## 2.2 Classi di Marcatura

La marcatura di classe è un'etichetta apposta dal produttore su ciascun drone che indica la sua conformità a determinati standard di sicurezza e di performance. Essa è obbligatoria per tutti i droni immessi sul mercato europeo a partire dal 1° gennaio 2024, e determina le limitazioni operative e le competenze richieste al pilota.

Il numero totale di classi è pari a sette, e ciascuna di essa rientra all'interno di una delle diverse categorie sopracitate.

Per la categoria *Open* si ha:

- **Classe  $C_0$ :** marcatura necessaria per volare nella sottocategoria *A1*. L'MTOW non può superare i 250 grammi, la velocità massima deve essere limitata a 19 m/s e l'altezza a 120 m. Tali aeromobili e i loro carichi utili devono essere progettati senza aree esposte, taglienti o forate, per evitare e ridurre le lesioni alle persone in caso di incidente. Possono essere alimentati solo ad elettricità e devono essere conformi a una valutazione della controllabilità e della manovrabilità.
- **Classe  $C_1$ :** come per la precedente, tale marcatura è necessaria per operare nella sottocategoria *A1*. Alcuni requisiti sono però diversi, infatti: l'MTOW può raggiungere i 900 grammi, ed eventualmente superarli, se si dimostra che l'energia d'impatto al suolo è inferiore a 80 J senza l'uso di paracadute o simili. Tali aeromobili devono essere dotati di un sistema di monitoraggio per controllare la qualità del segnale del collegamento, nonché di sistemi di avviso e di allarme per informare il pilota. Inoltre, l'UAV deve essere in grado di recuperare il collegamento dati o di interrompere il volo se il segnale non può essere recuperato. Il sistema deve avere un numero seriale unico in conformità al CTA-2063-A-2019 (standard emanato dall'ente statunitense *Consumer Technology Association*) e deve disporre di un sistema di geoconsapevolezza, per consentire agli utenti di aggiornare i dati relativi alle limitazioni dello spazio aereo, e di illuminazione conforme agli standard aeronautici.
- **Classe  $C_2$ :** descrive i droni utilizzati nella sottocategoria *A2*. Al suo interno rientrano tutti gli UAV che rispettano gli stessi requisiti della classe precedente, con una massa massima al decollo che può raggiungere i 4 kg.
- **Classe  $C_3$ :** marcatura che consente ai droni della sottocategoria *A3* di volare solo lontano da ambienti urbani e industriali, strade, persone, ecc. Quindi, il rischio è considerato minore e il peso può essere aumentato fino a 25 kg. A differenza delle classi precedenti, qui è imposto un limite sulla geometria: in particolare, le dimensioni massime non possono superare i 3 m.
- **Classe  $C_4$ :** simile alla precedente, ma introdotta per l'industria modellistica. A differenza della  $C_3$ , qui non sono richieste l'identificazione remota, il sistema di geoconsapevolezza, il return to home (RTH) e il GPS.

Nella categoria operativa *Specific*, ricadono le classi di marcatura  $C_5$  e  $C_6$ . Quest'ultime sono indispensabili per consentire agli UAV di operare nei due scenari standard pubblicati da EASA: *STS-01* e *STS-02*. Tali scenari sono operazioni tipiche e ricorrenti per cui l'Ente d'Aviazione Civile (in Europa EASA, in Italia l'ENAC) ha già valutato il rischio e fissato regole tecniche precise.

In particolare, per soddisfare i requisiti del primo scenario (*VLOS: Visual Line of Sight*), i droni devono essere contrassegnati dalla classe  $C_5$ . I principali vincoli introdotti da tale marcatura sono:  $MTOW < 25\text{ kg}$ , dimensioni massime dell'aeromobile inferiori a 3 m, configurazione dell'UAV qualsiasi (eccetto quelli ad ala fissa) e alimentazione esclusivamente elettrica.

Allo stesso modo, per operare nello scenario *STS-02* (*BVLOS: Beyond Visual Line*

of Sight), in aree scarsamente popolate a una distanza massima dal pilota di 2 km, i droni devono essere marcati di classe  $C_6$ . A differenza della classe precedente, qui rientrano tutti i tipi di UAV (multirottore, fixed-wing, VTOL), alimentati sia da energia elettrica che a combustione. Tale scenario impone, però, dei limiti:

- Operativi: le operazioni devono essere eseguite in *VLOS* al momento del decollo/atterraggio. Il velivolo non può trasportare merci pericolose e quando vola in *BVLOS* deve seguire una traiettoria programmata;
- Verticale: l'altezza massima è di 120 m dal livello del mare;
- Orizzontali: la distanza massima di volo può essere di 1 km dal pilota, se nessun osservatore partecipa. Nel caso in cui vi fossero 1 o più osservatori, l'aeromobile può essere pilotato massimo a 2 km dal pilota, o 1 km dall'osservatore più vicino.

Per entrambi gli scenari, le due marcature possono essere sostituite dall'etichetta  $C_3$ , opportunamente integrata con un kit di accessori certificati.

Nel caso in cui l'operazione non rientrasse in nessuno scenario standard, non è richiesto alcun tipo di marcatura. In questo caso è necessario presentare all'Ente Nazionale d'Aviazione Civile una valutazione del rischio *SORA* (*Specific Operations Risk Assessment*), per ottenere un'autorizzazione speciale per quella determinata missione, oppure si può applicare lo strumento *SandBox* emanato da ENAC.

Infine, per la categoria a più alto rischio (*Certified*), non esistono etichette standardizzate. Questa riguarda, infatti, i droni di grandi dimensioni, per i quali non basta la conformità tecnica al regolamento 2019/945, ma è richiesta una certificazione aeronautica completa.

Poiché l'obiettivo del progetto è la realizzazione di un drone totalmente autonomo in grado di effettuare riprese aeree per conto di un'azienda a distanze elevate dal supervisore della missione, si stabilisce come categoria di appartenenza la categoria *Specific*. A tal fine si è valutata la possibilità di applicare una classe di marcatura predefinita, come  $C_5$  o  $C_6$ . Tuttavia, l'analisi degli scenari standard (STS) associati a tali classi ha evidenziato come essi non soddisfino gli obiettivi di missione del sistema da progettare. In particolare, il range operativo a cui si ambisce, che prevede voli BVLOS (Beyond Visual Line of Sight) a distanze di diversi chilometri, supera i limiti imposti dagli scenari standard europei.

Di conseguenza, l'UAV non sarà dotato di una classe di marcatura predefinita, ma potrà comunque operare all'interno della categoria *Specific* tramite un'autorizzazione operativa rilasciata da ENAC o dall'Autorità Nazionale dell'Aviazione Civile dello Stato membro EASA in cui è registrato l'operatore.

Per ottenere tale autorizzazione è necessario inviare a ENAC la relativa richiesta, corredata da:

- Manuale delle Operazioni conforme alle disposizioni dell'AMC1 UAS.SPEC.030 e delle relative Guidance Material (GM).
- Analisi del rischio (SORA o PDRA).
- Documentazione di supporto, tra cui il Manuale di volo, il Manuale di manutenzione e gli eventuali allegati tecnici.



L'autorizzazione operativa rilasciata copre tutti i voli effettuati entro i limiti in essa definiti e può essere valida per un numero illimitato di missioni e per un periodo di tempo indeterminato, salvo diversa specifica dell'Autorità competente. Inoltre, nel caso in cui l'operatore intenda svolgere operazioni in un'area soggetta a zona geografica UAS, potrà essere necessario ottenere un'ulteriore autorizzazione di volo da parte dell'ente responsabile di tale zona. Infine, a partire dal 1° gennaio 2024, tutti i droni impiegati in tale categoria devono essere equipaggiati con un sistema di identificazione remota conforme alla normativa europea vigente.

## 2.3 SORA: Specific Operations Risk Assessment

*SORA* è la metodologia creata da EASA/JARUS (*Joint Authorities Rulemaking on Unmanned Systems*), ossia un gruppo di lavoro internazionale formato da autorità aeronautiche nazionali e organizzazioni interessate alla regolamentazione dei sistemi aerei senza pilota, che stabilisce una procedura di dieci step per creare, valutare e condurre in sicurezza un'operazione con un drone, analizzando la natura di tutte le minacce associate ad un determinato rischio, il suo design e le proposte di mitigazione per quel tipo di operazione.

Il processo *SORA* inizia con la definizione del *ConOps* (*Concept of Operations*), in cui si delineano le informazioni operative e tecniche rilevanti per caratterizzare lo scenario in cui volerà l'*UAV*, quali l'altezza massima delle operazioni, il tipo di volo (*VLOS* o *BVLOS*, di giorno o di notte), il programma di volo, la tipologia di spazio aereo e terrestre.

All'interno dei *ConOps* si definiscono attraverso il cosiddetto *Modello Semantico* (Fig.2.1) anche il volume operativo, i buffer di sicurezza in aria e a terra e lo spazio adiacente.

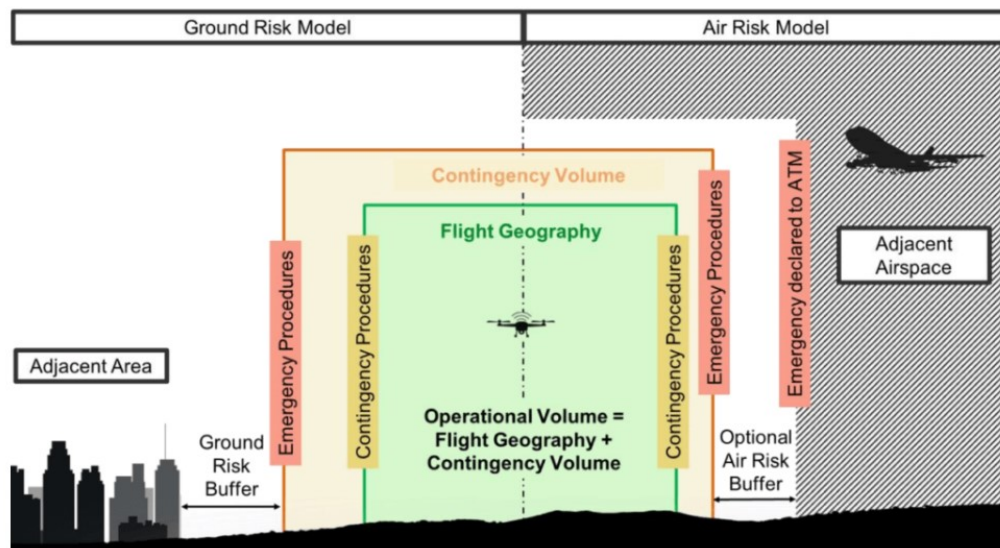


Figura 2.1: Modello Semantico

Il primo identifica l'area tridimensionale in cui l'*UAV* (Unmanned Aircraft System) è previsto operare, ed è costituito da Geografia del volo, ossia un volume definito geograficamente, spazialmente e temporalmente, che rappresenta lo spazio aereo in cui l'operatore intende confinare il volo, e dal Volume di contingenza, ossia lo

spazio compreso tra i limiti esterni dettati dal volume operativo e quelli interni della Geografia del Volo. I secondi sono, invece, aree aggiuntive, sia a terra che in aria, che servono a garantire che il sistema non entri in contatto con persone, proprietà o altre infrastrutture in caso di malfunzionamenti o errori operativi. Infine, lo spazio adiacente rappresenta le aree in cui l'UAV accede se i sistemi di emergenza falliscono. In queste aree, devono essere studiati il volume di persone presenti (ad esempio un'area urbana) e l'eventuale vicinanza ad aeroporti.

Tale *Modello Semantico* identifica due situazioni in cui l'operatore può trovarsi:

- *Operazione Controllata*: si svolge avendo il controllo totale del drone e include operazioni normali con procedure operative standard e quelle anomale che portano all'applicazione di procedure di contingenza;
- *Funzionamento non controllato*: caratterizzato da una perdita di controllo dell'operazione in cui è necessario applicare le procedure di emergenza e il Piano di Risposta alle Emergenze (ERP).

Definito lo scenario operativo, si passa all'individuazione della *Ground Risk Class (GRC)* e della *Air Risk Class (ARC)*.

La prima è definita come il rischio di una persona di essere colpita dal drone. Essa è individuata a partire dalle caratteristiche dell'aeromobile (peso e dimensioni), dall'area in cui avrà luogo il volo e dal tipo di volo (VLOS o BVLOS), e può assumere valori che vanno da 1 (rischio minimo) a 10 (rischio massimo) (*Tab.2.2*).

Scenario Operativo	Dimensioni massime dell'UAV e Energia cinetica d'impatto a terra			
	1 m < 700 J	3 m < 34 kJ	8 m < 1084 kJ	> 8 m > 1084 kJ
VLOS/BVLOS su area controllata a terra	1	2	3	4
VLOS su area scarsamente popolata	2	3	4	5
BVLOS su area scarsamente popolata	3	4	5	6
VLOS su area popolata	4	5	6	8
BVLOS su area popolata	5	6	8	10
VLOS su area affollata	7	-	-	-
BVLOS su area affollata	8	-	-	-

Tabella 2.2: Indice di rischio al suolo dell'UAV

Determinato l'*Indice di Rischio al suolo* iniziale, si possono applicare delle mitigazioni, quali sistemi di contenimento tecnici efficaci, sistemi che riducono gli effetti dell'impatto sulle persone a terra e piano di emergenza efficiente, al fine di ridurre il rischio e ottenere il valore di *GRC* finale. Successivamente, si valuta la robustezza di questi interventi. Il suo livello è definito dalla somma tra il livello d'integrità

offerta da ciascuna mitigazione (es. miglioramento della sicurezza) e il livello di assicurazione che le mitigazioni hanno raggiunto (ad esempio, il metodo con cui è dimostrato). In questo modo, si ottengono i risultati rappresentati in *Tab.2.3*, dove il numero con il segno meno indica il valore da sottrarre all'*Indice di rischio iniziale*.

Mitigazione	Robustezza		
	Basso/Nulla	Medio	Alto
<i>M1: Sistemi di contenimento</i>	0/-1	-2	-4
<i>M2: Sistemi che riducono effetti dell'impatto sulle persone a terra</i>	0	-1	-2
<i>M3: Piano di risposta alle emergenze efficiente</i>	1	0	-1

Tabella 2.3: Robustezza delle azioni di mitigazione

La seconda, l'*Air Risk Class (ARC)*, è una classificazione qualitativa della frequenza con cui un UAV incontrerebbe un aeromobile con equipaggio in un tipico spazio aereo civile generalizzato. Essa può variare da *ARC-a* (rischio minimo) a *ARC-d* (rischio massimo). Per l'identificazione di tale livello, *JARUS* fornisce uno schema in cui si relaziona la classe alla tipologia di spazio aereo definito in precedenza.

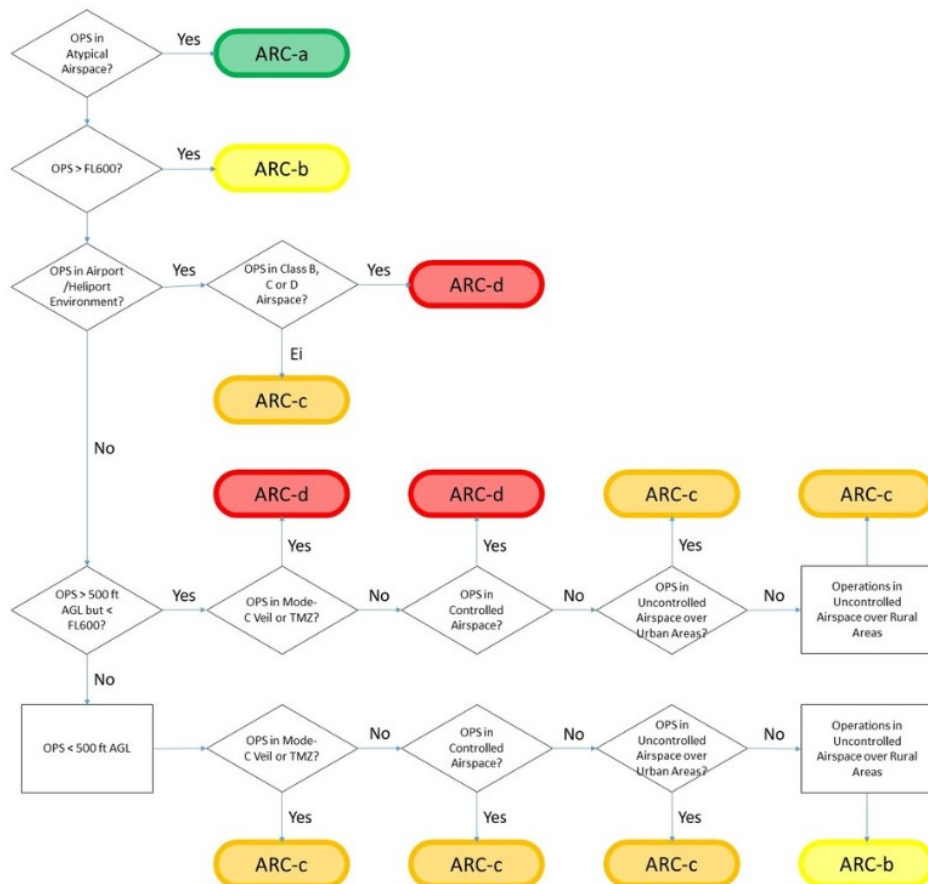


Figura 2.2: Air Risk Class

Per ridurre il rischio, si possono applicare misure di mitigazione strategiche, regolando determinati aspetti prima della missione (es. l'orario in cui si svolgerà il volo e la durata del volo), e misure di mitigazione tattiche (TMPR), ossia quelle che vengono applicate per ridurre il rischio residuo di collisione aerea, come la comunicazione con i servizi ANSP (Air Navigation Service Provider) e la semplice azione di vedere ed evitare, in caso di operazioni in VLOS. Dopo aver applicato entrambi i tipi di mitigazione, verrà determinato il valore del rischio residuo nell'aria, noto come ARC residuo.

La combinazione di GCR finale e ARC finale si traduce in *SAIL* (*Specific Assurance and Integrity Level*), ossia un valore che va da 1 a 6, che indica il livello di rigore e di robustezza delle misure da applicare in un'operazione. Pertanto, un basso valore di SAIL comporta un basso valore di robustezza delle mitigazioni da applicare, corrispondenti a operazioni a basso rischio. D'altra parte, un valore SAIL più elevato comporta una maggiore robustezza, poiché il rischio dell'operazione è di conseguenza più elevato.

GRC finale	ARC residuo			
	a	b	c	d
$\leq 2$	I	II	IV	VI
3	II	II	IV	VI
4	III	III	IV	VI
5	IV	IV	IV	VI
6	V	V	V	VI
7	VI	VI	VI	VI
$> 7$	Categoria <i>Certified</i>			

Tabella 2.4: SAIL: Specific Assurance and Integrity Level

Dopo aver determinato il livello di rischio dell'operazione tramite l'indice SAIL, si procede con l'applicare i diversi livelli di robustezza richiesti per ciascuna misura di mitigazione. Questo processo consente di raggiungere gli obiettivi di sicurezza operativa *OSO* (*Operational Safety Objectives*). Anche in questo caso, *SORA* fornisce una tabella che relaziona gli indici SAIL con i 24 obiettivi OSO. In particolare, entrando nella tabella con il valore di SAIL definito precedentemente, si ricava il valore di robustezza (O:opzionale, L:basso, M:medio, H:alto) da applicare per ciascuno dei corrispondenti *OSO*.

Una volta noto tale livello di robustezza, si consultano i manuali pubblicati da EASA su come raggiungere i valori di sicurezza e integrità.

L'ultimo step da effettuare è la definizione dell'area e dello spazio adiacente, ossia ciò che c'è oltre i limiti di buffer d'aria e di terra, e la conseguente valutazione del rischio di violazione di tali aree.

Infine, si raccolgono tutti i dati e le informazioni provenienti dall'analisi *SORA* e si racchiudono nel *Rapporto sulla Sicurezza*, il quale servirà a dimostrare alle autorità, agli ANSP o ad altre parti interessate come la metodologia viene applicata.

## 2.4 Sandbox

In alternativa all'analisi *SORA*, per operazioni che impiegano UAV privi di etichettatura di classe, è possibile adottare lo strumento *Sandbox* istituito da ENAC. Tale iniziativa fornisce indicazioni tecniche e procedurali per l'attuazione di un nuovo modello di cooperazione tra industria e autorità, finalizzato alla sperimentazione sicura e allo sviluppo di soluzioni innovative nel settore UAS.

In particolare, la *SandBox* si configura come un laboratorio di prova, fisico o virtuale, all'interno del quale è possibile testare processi, prodotti, servizi o nuovi modelli operativi, beneficiando di un canale di dialogo diretto con l'Autorità. Essa può, inoltre, essere utilizzata per applicare o validare best practices internazionali e guidance materials emanati da organismi di riferimento, quali JARUS o ICAO, che non siano ancora stati pienamente recepiti nella normativa nazionale o europea. Lo strumento della *Sandbox* è applicato al fine di definire standard tecnologici, industriali e normativi nei seguenti ambiti: *Advanced Air Mobility (AAM)*, *Innovative Aerial Services (IAS)*, sostenibilità ambientale, Cybersecurity, sperimentazione di nuovi mezzi *IAS* (es. eVTOL e UAS) e Intelligenza artificiale in aviazione.

Nell'ambito di una *Sandbox*, la verifica di un'operazione o di una nuova tecnologia può richiedere il rilascio di autorizzazioni specifiche da parte di ENAC e/o EASA, al fine di garantire lo svolgimento delle attività in sicurezza e nel rispetto dell'ambiente, indipendentemente dagli obiettivi o dai risultati previsti. Per la gestione della *Sandbox*, ENAC istituisce un team dedicato, incaricato di coordinare l'impostazione, la sorveglianza e la valutazione dei risultati. Questo team funge da guida e non interviene nel rilascio delle autorizzazioni operative, che rimane, invece, di competenza degli Enti preposti.

Le fasi del processo d'implementazione di una *Sandbox* sono le seguenti:

1. Presentazione del progetto da parte del soggetto interessato, definizione delle sfide e predisposizione dei seguenti documenti: *ConOps*, *SRA (Sandbox Risk Assessment)*, *SCE (Sandbox Controlled Environment)*;
2. Pianificazione, in cui il soggetto interessato propone un piano di attività da concordare con l'ENAC e un programma che include analisi dei rischi, simulazioni e prove (a terra e/o in volo) applicate a uno o più scenari;
3. Analisi, simulazioni e prove per dimostrare l'efficacia e la validità delle misure di mitigazione dei rischi proposte per soddisfare gli obiettivi della *Sandbox*;
4. Apprendimento e autorizzazione da parte dell'ENAC dei risultati raccolti nella Fase 3 per poter procedere alle fasi successive;
5. Istituzione *Sandbox* e operazioni, con rilascio autorizzazioni da parte di ENAC, che garantiscono adeguati livelli di sicurezza (safety e security) in termini di protezione ambientale e impatto sul sistema esterno;
6. Esecuzione delle attività di *Sandbox* e monitoraggio svolto dal team preposto;
7. Elaborazione report finale, che deve includere le sfide affrontate, i risultati delle attività svolte e le proposte di superamento di tali sfide.

# Capitolo 3

## UAV Design Process

L'UAV Design Process ha origine da un *assignment*, anche noto come *Design Topic*, definito da uno stakeholder, che deve essere tradotto in *High Level Requirements* dal team d'ingegneri, ed è costituito da tre fasi principali:

- **Conceptual Design:** si valuta una gamma di aeromobili convenzionali e inediti e si sviluppano delle prime stime in termini di dimensioni e performance del prodotto, al fine d'identificare la migliore configurazione di UAV.
- **Preliminary Design:** si ricerca l'optimum della geometria del velivolo, che rispetti la lista di requisiti prefissati, e si conducono le prime analisi.
- **Detailed Design:** si perfeziona il layout ad un livello di dettaglio maggiore.

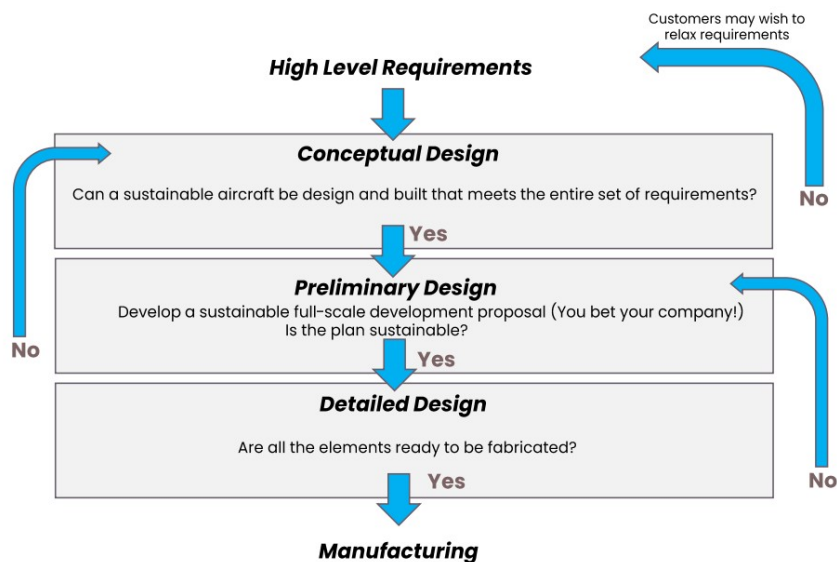


Figura 3.1: Design Process

Come si osserva in *Fig.3.1*, si tratta di un processo ricorsivo, iterativo e notevolmente multidisciplinare.

L'obiettivo di questo lavoro è quello di raggiungere la seconda fase del processo di progettazione, sviluppando un mock-up maturo in scala 1:1 dell'UAV.

# Capitolo 4

## Conceptual Design Phase

Come già anticipato, l'UAV in esame è destinato ad applicazioni in ambito geomatico e, di conseguenza, dovrà essere in grado di trasportare un carico utile specifico. Per la definizione dei requisiti di alto livello relativi al payload, viene preliminarmente condotta un'analisi dei sensori che si intende installare a bordo. Successivamente, al fine di individuare un range di prestazioni e di geometrie di riferimento, viene svolta un'indagine di mercato sui velivoli già esistenti, così da utilizzare le soluzioni attualmente disponibili come termine di paragone per lo sviluppo di un progetto completamente nuovo.

### 4.1 Payload

La progettazione della baia avionica deve essere sviluppata in modo da consentire una rapida riconfigurazione della suite di sensori installabile a bordo. L'obiettivo principale è la realizzazione di un sistema di supporto standardizzato, che permetta di rimuovere facilmente un singolo sensore dal multicamera di un velivolo ad ala fissa e rimontarlo sull'UAV in maniera semplice ed efficiente, senza la necessità di possedere specifiche licenze di manutentore.

A differenza della suite proprietaria *SmartBay* sviluppata da *Digisky*, installata sulla superficie inferiore dell'ala dei velivoli in dotazione, quali il biposto monomotore *Tecnam P92 JS* e il bimotore *Tecnam P2006 SMP*, entrambi in grado di ospitare simultaneamente fino a tre sensori differenti, nel caso dell'UAV il vano di carico sarà ricavato nella parte inferiore della fusoliera. Per ragioni legate allo spazio disponibile e alla configurazione volumetrica interna, esso dovrà essere progettato in modo da poter alloggiare un massimo di due sensori contemporaneamente, garantendo al contempo facilità di accesso, modularità e compatibilità con le diverse tipologie di payload previste.

Sulla base di quanto descritto in precedenza, la strumentazione prevista per le attività di fotogrammetria può comprendere, a seconda della missione, due diverse camere ottiche, o un sensore multispettrale, installati alternativamente in funzione delle specifiche esigenze operative. Per motivi di riservatezza e tutela delle informazioni, di seguito, non vengono indicati nome e marca dei dispositivi impiegati. Saranno, tuttavia, riportate esclusivamente le informazioni necessarie alla definizione dei requisiti tecnici.

#### 4.1.1 Camera Ottica 1

Il primo sensore installabile è una telecamera professionale, caratterizzata da elevata sensibilità, bassa rumorosità, alta risoluzione e ampio range dinamico. Il corpo compatto e il peso contenuto contribuiscono a incrementare l'autonomia operativa durante le missioni di volo. Ad esso viene abbinata un'ottica con lunghezza focale di 50 mm, che comporta un incremento di massa di circa 174 g e uno spessore aggiuntivo di circa 56 mm.

Massa	243 g
Dimensioni	74 x 100 x 42.5 mm
Power requirements	10 - 18 V in DC
Consumo di potenza	3.8 W - 6.5 W

Tabella 4.1: Specifiche camera ottica 1

#### 4.1.2 Sensore multispettrale

La seconda strumentazione è costituita da un sistema che integra un sensore pancromatico, un sensore termico e cinque bande multispettrali (blu, verde, rosso, bordo rosso e vicino infrarosso). Le immagini pancromatiche forniscono informazioni su una singola banda spettrale ad alta risoluzione spaziale, tipicamente in scala di grigi. Le immagini multispettrali, invece, acquisiscono dati su più bande dello spettro elettromagnetico, offrendo una migliore discriminazione spettrale a fronte di una risoluzione spaziale leggermente inferiore. Quest'ultima è, però, incrementata dal *pan-sharpening* effettuato dal sensore pancromatico.

Le proprietà fondamentali del sistema sono riassunte in *Tab.4.2*.

Massa	577 g
Dimensioni	110 x 80 x 69 mm
External power	7 V - 25.2 V
Power input	5.5/7/10 W (standby, media, picco)

Tabella 4.2: Specifiche sensore multispettrale

#### 4.1.3 Camera ottica 2

L'ultimo sensore installabile è una telecamera ottica RGB, caratterizzata da elevata velocità di acquisizione e dalla capacità di catturare immagini di ampie aree con dettagli molto precisi. Ciò consente di incrementare significativamente l'autonomia operativa, permettendo un maggior numero di ore di volo giornaliera.

Anche in questo caso, viene impiegato un obiettivo da 50 mm, con massa pari a 800 g, diametro di 67 mm e lunghezza totale, comprensiva della fotocamera, di 181 mm.



Massa	1000 g
Dimensioni	93 x 90 x 91 mm
Consumo di potenza massima	16 W
Power input	12 - 30 W

Tabella 4.3: Specifiche camera ottica 2

#### 4.1.4 Requisiti di payload

A partire dalle specifiche dei sensori considerati, si individuano i vincoli fondamentali di massa e ingombro da destinare al carico utile. Tale analisi include, in particolare, la valutazione delle quattro configurazioni in cui due sensori possono essere installati simultaneamente a bordo (*Tab.4.4*).

Si ipotizza che i sensori vengano montati in lunghezza, lungo la direzione di volo, a una distanza di circa 50 mm l'uno dall'altro; per le altre due dimensioni, viene, invece, riportato in tabella il valore dello strumento più ingombrante.

Sensore	Massa	Lunghezza	Larghezza	Altezza
Camera ottica 1 + Camera ottica 1	834 g	198 mm	100 mm	98.5 mm
Camera ottica 1 + Sensore multispettrale	994 g	234 mm	100 mm	98.5 mm
Camera ottica 1 + Camera ottica 2	2217 g	217 mm	100 mm	181 mm
Camera ottica 2 + Sensore multispettrale	2377 g	253 mm	90 mm	181 mm

Tabella 4.4: Proprietà dei sensori accoppiati

Considerando il valore massimo di ciascuna colonna della *Tab.4.4*, e la presenza delle relative piastre di supporto, per le quali si fa una stima conservativa ( $\approx 5$  cm per ogni lato del sensore e  $\approx 5$  mm di spessore in altezza), si ottengono i seguenti requisiti per il dimensionamento della baia avionica:

1. Massa  $W_{pay} \approx 5$  kg;
2. Lunghezza  $l_{pay} \approx 350$  mm;
3. Larghezza  $w_{pay} \approx 200$  mm;
4. Altezza  $h_{pay} \approx 185$  mm

N.B.: la dimensione trasversale deve tener conto del sistema di basculamento dei sensori, mentre l'altezza non deve essere ricavata tutta all'interno della pancia della fusoliera, ma può sporgere in parte all'esterno di essa.

## 4.2 Indagine di mercato

Per definire le dimensioni e le prestazioni principali dell'UAV in progetto, si analizza una gamma di droni elettrici ad ala fissa con massa massima al decollo (MTOW) non superiore a 25 kg. Per la selezione dei sistemi di riferimento si considerano inoltre alcuni parametri chiave:

- Capacità di carico (escluse le batterie, deve essere circa il 20% dell'MTOW);
- Volume di carico, laddove specificato;
- Autonomia oraria  $E$  a payload massimo;
- Presenza di eventuali ridondanze;
- Modalità di decollo e atterraggio.

Poiché nel presente progetto i sensori sono installati sulla parte inferiore della fusoliera, l'impiego di sistemi di decollo a mano o catapulta, e l'atterraggio su pancia risulterebbero potenzialmente dannosi per il payload. A tal proposito, si orienta sin da subito la scelta verso configurazioni VTOL (Vertical Take-Off and Landing), che garantiscono un decollo e un atterraggio verticali sicuri, riducendo il rischio di urti e danneggiamenti ai sensori. In *Tab.4.5* sono riportati i principali risultati emersi dall'indagine condotta sul web.

<i>Modello</i>	<i>b</i>	<i>l<sub>fus</sub></i>	<i>MTOW</i>	<i>W<sub>pay</sub></i>	<i>V<sub>cruise</sub></i>	<i>E</i>	<i>Volume di carico</i>	<i>Motori</i>
<b>Mugin 4-PRO</b>	4 m	1.9 m	25 kg	5 kg	24 m/s	2 h	560 x 210 x 185 mm	4x VTOL 1x cruise
<b>CK23VE</b>	3.2 m	1.8 m	25 kg	5 kg	25 m/s	3 h	-	4x VTOL 1x cruise
<b>Avy Aera</b>	2.4 m	1.5 m	19.5 kg	3 kg	28 m/s	1 h	300 x 200 x 150 mm	4x VTOL 1x cruise
<b>Firefly+</b>	3.5 m	2 m	21 kg	1.5 kg	28 m/s	5 h	no baia di carico	4x VTOL 1x cruise
<b>Adler M32</b>	3.2 m	1.2 m	24 kg	5 kg	26 m/s	4 h	361 x 241 x 120 mm	4x VTOL 1x cruise
<b>G25 VTOL</b>	4 m	2 m	25 kg	6.5 kg	21 m/s	2.3 h	450 x 250 x 160 mm	4x VTOL 2x cruise
<b>SkyLane 320</b>	3.2 m	2 m	24 kg	2.5 kg	30 m/s	2.5 h	-	4x VTOL 1x cruise
<b>VA-32</b>	3.2 m	2 m	25 kg	5 kg	22 m/s	3 h	270 x 200 x 110 mm	4x VTOL 1x cruise

Tabella 4.5: Indagine di mercato

Tra tutte le configurazioni presenti in tabella, quelle che più soddisfano il requisito sul payload sono il *Mugin 4-PRO* (Fig.4.1), l'*Adler M32* (Fig.4.2), il *VA-32* (Fig.4.3) e il *G25 VTOL* (Fig.4.4). In particolare quest'ultimo è l'unico che offre una soluzione con due motori di crociera, che si traduce in un incremento della ridondanza propulsiva: ciò può ridurre la probabilità di eventi critici legati a un guasto singolo, migliorando quindi la sicurezza complessiva del sistema.



Figura 4.1: Mugin 4-PRO



Figura 4.2: Adler M32



Figura 4.3: T-Drones VA-32



Figura 4.4: MotioNew G25

Sulla base di queste quattro architetture, si stilano i seguenti requisiti progettuali:

1. Massa massima al decollo  $MTOW \leq 25 \text{ kg}$ ;
2. Apertura alare  $b = 3000 - 4200 \text{ mm}$ ;
3. Lunghezza  $l \leq 2000 \text{ mm}$ ;
4. Velocità media in crociera  $V_{cruise} = 20 - 30 \text{ m/s}$ ;
5. Autonomia oraria  $t \geq 2 \text{ h}$ ;

Infine, analogamente a tutte le configurazioni analizzate sopra, anche l'UAV oggetto della tesi, dovrà essere progettato con una struttura modulare e facilmente smontabile, così da poter essere riposto in una borsa compatta e garantire un trasporto agevole ed accessibile. Le sue parti dovranno poter essere riconfigurate in modo rapido direttamente sul sito operativo, consentendo di ridurre al minimo i tempi di preparazione e di ottimizzare l'efficienza complessiva della missione.

### 4.3 Configurazione concettuale UAV

Come descritto in precedenza, una volta definiti gli *High Level Requirements*, si procede con una valutazione teorica e numerica preliminare delle possibili caratteristiche di design e prestazioni dell'UAV oggetto di studio.

In una prima fase, è possibile effettuare una stima iniziale del peso massimo al decollo utilizzando la metodologia proposta da *Raymer*, ossia un approccio di progettazione concettuale basato sulla risoluzione iterativa della seguente equazione:

$$MTOW = \frac{m_{pay} + m_{crew}}{1 - \frac{m_{fuel}}{MTOW} - \frac{m_{empty}}{MTOW}} \quad (4.1)$$

Tale relazione deriva dall'espressione della Take-off Mass, definita come la somma di diversi contributi principali, quali:  $m_{crew}$ ,  $m_{payload}$ ,  $m_{empty}$ ,  $m_{fuel}$ .

Tuttavia, nel caso in esame, trattandosi di un drone completamente elettrico e, come suggerisce la sigla *UAV* (*Unmanned Aerial Vehicle*), privo di equipaggio a bordo, i termini relativi a crew e fuel non sono presenti. Inoltre, il payload non rappresenta persone a bordo, bensì la strumentazione imbarcata, come ad esempio telecamere o sensori, necessaria allo svolgimento della missione.

Per questi motivi, non è possibile applicare direttamente il metodo iterativo di *Raymer*, poiché l'assenza della massa di carburante (unico parametro variabile nel processo di iterazione) rende il sistema statico e privo di convergenza.

Di conseguenza, nel presente studio è stato adottato il cosiddetto *Weight Estimation Method*, opportunamente modificato per tenere conto delle peculiarità di un aeromobile a propulsione elettrica. Si tratta di un processo di dimensionamento concettuale che, pur mantenendo la coerenza logica con la metodologia classica proposta da *Raymer*, consente di raggiungere un maggiore livello di dettaglio e di ottenere una stima più accurata delle masse rispetto al metodo originario.

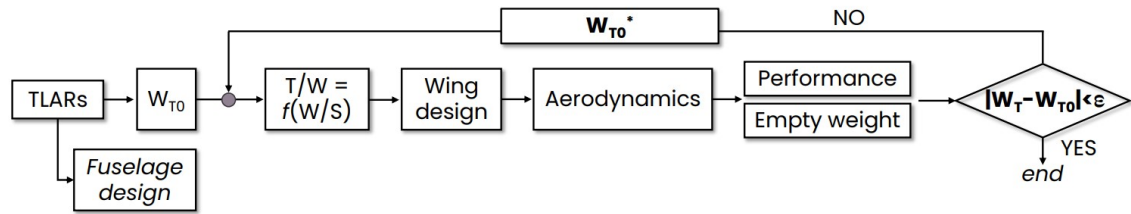


Figura 4.5: Weight Iteration Method

Come illustrato in *Fig.4.5*, il metodo adottato è di tipo iterativo e ha inizio con la definizione degli *High Level Requirements* e con una stima preliminare del peso massimo al decollo. Successivamente, il processo entra in un ciclo iterativo in cui vengono calcolate le prestazioni propulsive, la geometria alare, le caratteristiche aerodinamiche e i pesi caratteristici dei principali componenti dell'aeromobile, ciascuno dei quali dipende dai risultati degli step precedenti.

Una volta ottenuta una nuova stima dell'MTOW, questa viene confrontata con quella iniziale: se la differenza tra i due valori risulta inferiore a una tolleranza  $\epsilon$  definita a priori, il processo può considerarsi convergente e il valore dell'MTOW è ritenuto valido; in caso contrario, l'iterazione viene ripetuta fino al soddisfacimento del criterio di convergenza.

Operativamente, il metodo è stato implementato in MATLAB, dove il ciclo iterativo è gestito tramite una struttura *while*, che prosegue fino a quando la differenza tra il peso in ingresso e quello in uscita non risulta inferiore alla tolleranza fissata  $\epsilon = 0.1$ . In particolare, tale operazione è svolta per diverse configurazioni dell'UAV, definite a priori tramite la combinazione delle seguenti *Design Variables*:

- Superficie alare  $S = [1.3 \ 1.4 \ 1.5 \ 1.6] \ m^2$ ;
- Apertura alare  $b = [3 \ 3.2 \ 3.5 \ 3.8 \ 4 \ 4.2] \ m$ ;
- Taper ratio  $\lambda = [0.4 \ 0.5 \ 0.6]$ ;
- Velocità in crociera  $v_{cruise} = [20 \ 25 \ 30] \ m/s$

I range di valori di riferimento soprariportati sono stati definiti sulla base dei risultati emersi dall'indagine di mercato e, conseguentemente, dai requisiti stabiliti nelle fasi precedenti del progetto.

Per la prima iterazione del ciclo di calcolo di ciascuna configurazione, si assume come massa massima al decollo il valore di  $MTOW = 25 \ kg$ , corrispondente al limite massimo imposto dai requisiti iniziali.

Oltre a questo, prima di avviare il ciclo di ottimizzazione, vengono definiti alcuni parametri fondamentali in ingresso, comuni a tutte le configurazioni considerate. Questi dati preliminari, essenziali per garantire coerenza e comparabilità tra le diverse soluzioni, sono riportati nelle tabelle seguenti.

Quota di tangenza	$h = 1000 \ ft \approx 300 \ m$
Densità in quota	$\rho = 1.2 \ \frac{kg}{m^3}$
Costante universale dei gas	$R = 287 \ \frac{J}{kg \cdot K}$
Rapporto calori specifici	$\gamma = 1.4$
Temperatura in quota	$T = 286.17 \ K$

Tabella 4.6: Dati Atmosferici

Tempo necessario per il decollo verticale	$t_{T/O} = 60 \ s$
Durata della crociera	$t_{cruise} = 9000 \ s = 2 \ h \ e \ 30 \ min$
Tempo necessario per l'atterraggio verticale	$t_{landing} = 60 \ s$

Tabella 4.7: Dati operativi

In particolare, per la durata di decollo e atterraggio verticale, si è ipotizzato un rateo di salita (e discesa) costante di circa  $10 \ m/s$  ( $36 \ km/h$ ). In questo modo, dividendo la quota di tangenza raggiungibile ( $h = 1000 \ ft$ ) per il rateo disponibile, si ottiene una durata di circa 30 secondi.

A questo intervallo, è stato aggiunto un ulteriore mezzo minuto per tenere conto della fase di transizione dalla modalità VTOL alla crociera. Essa avviene in maniera graduale: i motori VTOL riducono progressivamente la potenza man mano che l'aeromobile si avvicina alla quota target, fino a spegnersi completamente al raggiungimento dei 1000 ft, mentre i due motori di crociera entrano progressivamente in funzione, garantendo un passaggio fluido e stabile alla fase di volo orizzontale.

Infine si selezionano in via preliminare, due batterie semisolidi  $6s \ 1p \ 22000 \ mAh$  della *EnovBattery*, che hanno un'elevata densità energetica, quindi maggiore autonomia con dimensioni inferiori (*Tab.4.8*), indicate per applicazioni su UAV eVTOL FW da

esplorazione/ispezione/sorveglianza, e le eliche VTOL e di crociera con i rispettivi motori ed *ESC* (*Electronic Speed Control*) della *T-motor* (Tab.4.9, Tab.4.10).

Numero di batterie	2
Capacità singola batteria	22000 <i>mAh</i>
Tensione nominale	44.4 <i>V</i>
Battery Energy Density (BED)	320 $\frac{Wh}{kg}$
Efficienza di scarica DoD	0.85
Peso pacco batterie $W_{bat}$	$2 \cdot 3.68 \text{ kg} = 7.36 \text{ kg}$
Dimensioni pacco batterie (L x W x H) (batterie disposte una di fianco all'altra in larghezza)	125.5 x 155 x 180 mm

Tabella 4.8: Proprietà batteria

Numero eliche	4
Diametro elica	560 mm
Massa totale eliche	$4 \cdot 0.096 = 0.384 \text{ kg}$
Massa totale motori	$4 \cdot 0.345 = 1.38 \text{ kg}$
Massa totale ESC	$4 \cdot 0.0735 = 0.294 \text{ kg}$

Tabella 4.9: Proprietà sistema VTOL

Numero eliche	2
Diametro elica	450 mm
Massa totale eliche	$2 \cdot 0.0218 = 0.0436 \text{ kg}$
Massa totale motori	$2 \cdot 0.304 = 0.608 \text{ kg}$
Massa totale ESC	$2 \cdot 0.182 = 0.364 \text{ kg}$

Tabella 4.10: Proprietà sistema Cruise

N.B: l'*ESC* è interposto tra batteria e ciascun motore. Esso riceve corrente continua dalla batteria, la trasforma in corrente trifase modulata e regola velocità e coppia del motore in base ai comandi del *Flight Control System*.

Infine, si evidenzia che la generazione di ciascuna configurazione deriva dalla presenza di quattro cicli *for* annidati, ciascuno dei quali varia su una specifica grandezza vettoriale di design ( $S$ ,  $b$ ,  $\lambda$ ,  $v_{cruise}$ ). All'interno di questi cicli è inserito il ciclo *while*, che gestisce il processo iterativo e verifica il raggiungimento della convergenza. In questo modo, una volta completato il processo per ciascuna configurazione, si procede con l'applicazione di opportune figure di merito per l'individuazione dell'architettura ottimale.

### 4.3.1 Geometria alare

Per ogni configurazione analizzata, la prima operazione eseguita all'interno del ciclo *while* riguarda la valutazione della geometria alare. In particolare noto l'*MTOW* (che alla prima iterazione è pari alla stima iniziale di 25 kg, mentre successivamente si aggiorna sulla base dello step precedente), si ricava il carico alare  $\frac{W}{S}$  e l'allungamento alare  $AR = \frac{b^2}{S}$ . Inoltre, ipotizzando la forma della semiala come quella di un trapezio isoscele, e noto il *taper ratio*, si determina il valore della corda al root e al tip, e quello della *MAC* (*Medium Aerodynamic Chord*).

$$c_r = \frac{2 \cdot S}{b \cdot (1 + \lambda)} \quad e \quad c_t = \lambda \cdot c_r \quad (4.2)$$

$$MAC = \frac{2}{3} \cdot c_r \cdot \frac{(1 + \lambda + \lambda^2)}{1 + \lambda} \quad (4.3)$$

Infine si valuta l'angolo di freccia al bordo d'attacco, al 25% della *MAC* e al bordo di fuga.

$$\Lambda_{le} = \arctan \left( \frac{c_r - c_t}{b} \right) \quad (4.4)$$

$$\Lambda_x = \arctan \left( \frac{(c_r - c_t) \cdot (0.5 - x)}{b/2} \right) \quad (4.5)$$

in cui  $x = 0.25$  e  $x = 1$  rispettivamente per la freccia al 25% della corda media aerodinamica e per quella al *trailing edge*.

### 4.3.2 Aerodinamica

Il secondo step del processo riguarda la valutazione delle prestazioni aerodinamiche dell'aeromobile, fondamentale per determinare l'efficienza complessiva dell'ala e ottenere i parametri necessari alle successive analisi di potenza e di peso.

In primo luogo si determina il valore di coefficiente di portanza  $C_L$  a partire dalla formula della portanza stessa:  $L = 0.5 \cdot \rho \cdot S \cdot v_{cruise}^2 \cdot C_L$ . Applicando l'ipotesi di *equilibrio di volo rettilineo uniforme orizzontale*, per cui la portanza è equilibrata dal peso ( $L = W$ ) e la spinta dalla resistenza ( $T = D$ ), si ottiene:

$$C_L = \frac{2 \cdot W}{S \cdot \rho \cdot v_{cruise}^2} \quad (4.6)$$

La resistenza aerodinamica totale è data dalla somma di tre componenti principali: la resistenza parassita, la resistenza indotta e la resistenza d'onda.

- La resistenza parassita tiene conto della forma dei corpi, dell'attrito sulle superfici e dell'interazione tra flussi provenienti da parti diverse dell'aeromobile. Per una configurazione di UAV ad ala fissa con quattro rotori per il decollo e l'atterraggio verticale, essa è stimata, sulla base di casi analoghi, pari a  $C_{D_0} = 0.05$ .
- La resistenza indotta è direttamente legata alla generazione di portanza ed è inversamente proporzionale all'allungamento alare. Il coefficiente associato

si calcola come  $C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}$ , dove  $e \approx 0.8$  rappresenta il *fattore di Oswald*, un indice che valuta quanto la distribuzione di portanza dell'ala in analisi si avvicini a quella ideale di un'ala ellittica.

- La resistenza d'onda è trascurabile in questo caso, poiché l'UAV è progettato per una velocità massima in crociera di circa  $30 \text{ m/s}$ . Il corrispondente numero di Mach  $M = \frac{v_{cruise}}{a} = 0.088$  (con  $a \approx 340 \text{ m/s}$  la velocità del suono) è molto inferiore al regime transonico, rendendo quindi l'effetto delle onde d'urto praticamente nullo.

Sulla base di quanto sopra descritto si ottiene  $C_{D_{TOT}} = C_{D_0} + C_{Di}$ , da cui si valuta l'efficienza aerodinamica come il rapporto tra il coefficiente di portanza e quello di resistenza totale.

### 4.3.3 Prestazioni propulsive

In questa sezione si valuta la potenza richiesta nelle diverse fasi della missione, con l'obiettivo di determinare l'endurance garantita dalle due batterie selezionate.

Per la fase di crociera, si assume l'ipotesi di *equilibrio di volo livellato orizzontale*, e si scrive il rapporto potenza su peso come  $\left(\frac{P}{W}\right)_{cruise} = \frac{T_{cruise} \cdot v_{cruise}}{W} = \frac{D \cdot v_{cruise}}{W}$ . Essendo la resistenza totale somma del contributo parassito più quello indotto si ottiene:

$$\left(\frac{P}{W}\right)_{cruise} = \frac{1}{2 \cdot \eta_{cruise}} \cdot \rho \cdot \frac{S}{W} \cdot v_{cruise}^3 \cdot (C_{D_0} + C_{Di}) \quad (4.7)$$

dove  $\eta_{cruise} = 0.85$  indica l'efficienza propulsiva.

Successivamente moltiplicando tale rapporto per l'*MTOW* relativo all'iterazione corrente, si ricava la potenza richiesta in cruise. Tale valore, una volta diviso per la velocità di crociera e per l'accelerazione gravitazionale, consente di determinare la spinta totale equivalente, espressa in chilogrammi.

Per stimare la potenza richiesta nelle rimanenti due fasi di decollo e atterraggio, è necessario partire dal calcolo della potenza in condizione di hover, in cui la spinta totale generata dalle eliche VTOL eguaglia il peso dell'aeromobile ( $T = W$ ). Come indicato nel libro *Unmanned Aircraft Systems*, per ottenere questo valore si utilizza la teoria del disco attuatore uniforme, assumendo un flusso stazionario. Conoscendo il diametro delle eliche, si calcola innanzitutto la sezione totale occupata dai quattro propulsori VTOL  $A_p = 4 \cdot \pi \cdot r_{VTOL}^2$ . A questo punto, la velocità indotta  $v_i$  associata all'hover può essere determinata tramite la relazione:

$$v_i = \sqrt{\frac{T_{VTOL}}{2 \cdot \rho \cdot A_p}} = \sqrt{\frac{W}{2 \cdot \rho \cdot A_p}} \quad (4.8)$$

Una volta nota  $v_i$ , la potenza in hover si calcola come:  $P_{hover} = T_{VTOL} \cdot v_i = W \cdot v_i$ . Per tenere conto delle differenze di dispendio energetico al decollo e all'atterraggio, questa potenza viene poi moltiplicata rispettivamente per i fattori 1.2 e 0.6, ottenendo così le potenze effettive:  $P_{T/O} = 1.2 \cdot P_{hover}$  e  $P_{landing} = 0.6 \cdot P_{hover}$ .

A questo punto, conoscendo la durata di ciascuna fase (predefinita come dato di input prima dell'inizio del ciclo), è possibile calcolare la potenza totale richiesta lungo



l'intero profilo di missione, comprensiva di decollo, crociera e atterraggio:

$$P_{tot} = P_{T/O} \cdot \frac{t_{T/O}}{t_{tot}} + P_{cruise} \cdot \frac{t_{cruise}}{t_{tot}} + P_{landing} \cdot \frac{t_{landing}}{t_{tot}} \quad (4.9)$$

con  $t_{tot} = t_{T/O} + t_{cruise} + t_{landing}$ .

Infine, si calcola l'endurance, espressa in ore, che le due batterie sono in grado di garantire. Il valore è determinato mediante l'Eq.4.10 fornita dal produttore delle batterie stesse (*EnovBattery*), che è funzione delle caratteristiche elettriche del pacco batterie e della potenza richiesta lungo la missione.

$$Endurance = n_{batt} \cdot \frac{C \cdot DoD}{P_{tot}/V} \quad (4.10)$$

con  $C$  la capacità della batteria e  $V$  la sua tensione nominale.

#### 4.3.4 Pesì caratteristici

L'ultimo step da effettuare è quello di ricavare il peso di ciascun sistema del velivolo, la cui somma consente di stimare l'*MTOW* corrente da utilizzare per il processo di convergenza. Esso è pari alla somma dell'*Operating Empty Weight (OEW)*, ossia il peso dell'UAV nella condizione in cui è pronto al volo ma privo di payload e batterie a bordo, e del peso di questi ultimi. Nello specifico, il payload è definito da requisito ed ha un valore pari a  $W_{pay} = 5 \text{ kg}$ . Dal datasheet del produttore della batteria utilizzata si ottiene invece un peso complessivo di  $W_{batt} = 2 \cdot 3.68 \text{ kg}$ , corrispondente alle due unità impiegate a bordo.

Il primo contributo dell'*OEW* è la *Structural mass*, costituita a sua volta dal peso delle ali, della coda e della fusoliera. Il  $W_{wing}$  si determina a partire dalla seguente relazione empirica derivata da dati sperimentali:

$$W_{wing} = 4.24 \cdot I_w + 0.57 \cdot S \quad (4.11)$$

in cui  $I_w$  è il *Wing Geometry Index* (Eq.4.12), ossia un fattore che è funzione di diversi parametri quali l'allungamento alare, il taper ratio, lo spessore percentuale (supposto pari  $\frac{t}{c} = 0.12$ ) e il carico alare.

$$I_w = \frac{n_{ult} \cdot AR^{1.5} \cdot \left(\frac{W_{zb}}{MTOW}\right)^{0.5} \cdot (1 + 2\lambda) \cdot \frac{W}{S} \cdot S^{1.5} \cdot 1e^{-6}}{\frac{t}{c} \cdot (\cos\Lambda_{25})^2 \cdot (1 + \lambda)} \quad (4.12)$$

dove  $W_{zb} = MTOW - W_{battery} = \text{Zero Battery Weight}$  e  $n_{ult} = SF \cdot n_{lim}$ , con  $SF = 1.5$  il *Safety Factor* e  $n_{lim} = 3.8$  il *Limit Load Factor*.

In Fig.4.6 sono illustrati i vari andamenti del *Wing Geometry Index* in funzione dei 4 parametri che definiscono una geometria alare. In particolare:

- $I_w$  cresce quasi linearmente col taper ratio. Se  $\lambda$  aumenta, infatti, vuol dire che l'ala è meno rastremata, pertanto, il suo momento flettente cresce. Dunque è necessario irrobustire la sua struttura, il che comporta aumento di peso.
- $I_w$  decresce con lo spessore percentuale. Aumentando il  $\frac{t}{c}$ , aumenta il momento d'inerzia, si riducono gli stress, e di conseguenza si può ridurre il peso strutturale.

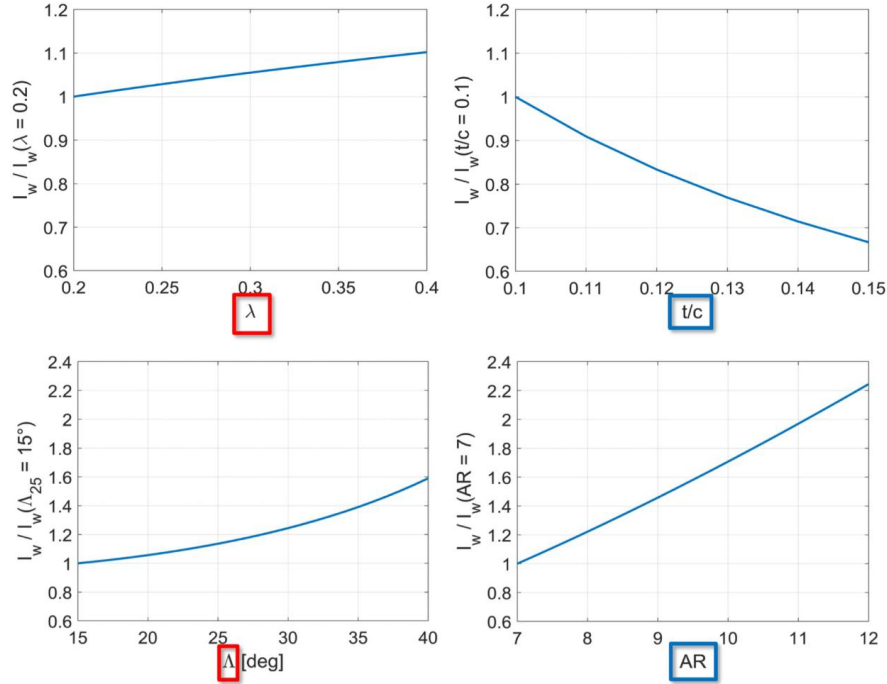


Figura 4.6: Andamento del *Wing Geometry Index*  $I_w$

- $I_w$  cresce con l'angolo di freccia. Al crescere di  $\Lambda$ , infatti, aumenta il momento torcente, per cui è necessario rinforzare la struttura.
- $I_w$  cresce con l'Aspect Ratio. Aumentando l'AR, l'ala diventa più snella e allungata, pertanto poichè il momento flettente sollecita maggiormente la sezione d'incastro con la fusoliera, s'incrementa la robustezza strutturale.

Per la coda, non si conduce alcuna ipotesi sulla tipologia (convenzionale, a T, a V, H-tail), e si utilizza unicamente la relazione  $W_{tail} = 0.07 \cdot MTOW$ , ricavata a partire da un progetto sull'UAV fixed-wing VTOL *Prometheus* con  $MTOW \approx 24 \text{ kg}$  con coda ad H twin-tail boom, sviluppato dal DLR (*Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt*).

Infine, per la fusoliera è stata realizzata una prima bozza CAD su SolidWorks, caratterizzata da dimensioni coerenti con i requisiti progettuali (*Fig.4.7*). Il peso stimato della struttura è calcolato mediante la seguente relazione empirica:  $W_{fus} = 1.35 \cdot (L_f \cdot D_f)^{1.28}$ , dove  $L_f = 2 \text{ m}$  rappresenta la lunghezza della fusoliera e  $D_f \approx 30 \text{ cm}$  il diametro nella sezione massima.

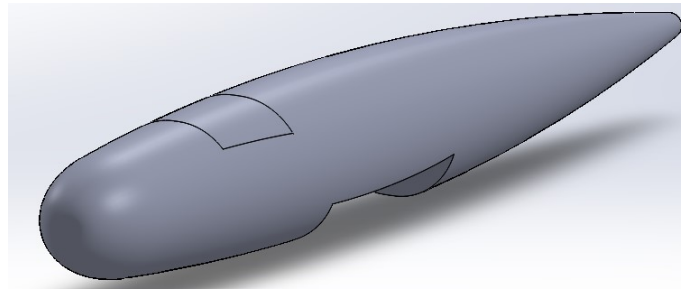


Figura 4.7: Bozza della fusoliera

Il secondo contributo dell'*OEW* è dato dal sistema propulsivo, ed in particolare dal peso delle eliche, dei motori e degli *ESC* del sistema multirottore VTOL e delle due turboventole per il volo orizzontale. Dunque, esso è pari a:

$$W_{propulsione} = n_{VTOL} \cdot (W_{propVTOL} + W_{motorVTOL} + W_{ESC_{VTOL}}) + n_{cruise} \cdot (W_{propcruise} + W_{motorcruise} + W_{ESC_{cruise}}) \approx 3 \text{ kg} \quad (4.13)$$

Infine, l'*Operating Empty Weight* include anche la massa dei principali sistemi di bordo, quali gli impianti idraulici, elettrici, strumentali e avionici. Tuttavia, al fine di semplificare il modello di calcolo, si considera un contributo aggiuntivo di 1 *kg*, attribuito alla sola presenza del *Flight Control Computer (FCC)*.

Ricavato, dunque, l'*OEW*, lo si somma a  $W_{batt}$ , determinata precedentemente, e alla massa di payload, così da ottenere l'*MTOW*.

Se la differenza tra il peso massimo al decollo calcolato all'*i*-esima iterazione e quello calcolato alla (*i*-1)-esima iterazione è minore della tolleranza  $\epsilon = 0.1$ , allora  $MTOW_i$  è proprio il peso definitivo di quella specifica configurazione di UAV. In caso contrario, è necessario effettuare nuovamente tutti i passaggi all'interno del ciclo, fin quando quest'ultimo non andrà a convergenza.

### 4.3.5 Configurazione ottimale

Portato a convergenza il ciclo per ciascuna configurazione, si ottiene una grande matrice ( $R^{216 \times 19}$ ), in cui ogni riga rappresenta una specifica architettura, generata dalla combinazione dei singoli valori delle *Design Variables*. Ciascuna colonna riporta invece le diverse proprietà di ogni prototipo, come la geometria alare, i pesi e le prestazioni aerodinamiche e propulsive.

Per determinare la configurazione ottimale dell'UAV è necessario analizzare le singole architetture. Tuttavia, poiché il numero di configurazioni è elevato e non tutte soddisfano i requisiti progettuali, si procede innanzitutto con una scrematura basata sui seguenti criteri:

- ***MTOW* > 25 *kg***: tutte le configurazioni con massa massima al decollo superiore a 25 *kg* vengono scartate, in quanto non rispettano il vincolo progettuale imposto;
- ***Endurance* < 2 *h***: le configurazioni le cui batterie non garantiscono un'autonomia oraria minima di 2 *h* vengono eliminate;
- ***C<sub>L</sub>* > 0.7**: si escludono le architetture con coefficiente di portanza troppo elevato, poiché, in seguito all'analisi di diversi profili alari, è stato ritenuto opportuno fissare tale valore come limite massimo, in modo da mantenere il  $C_L$  sufficientemente distante dal valore massimo ( $C_{L,max}$ ) corrispondente all'angolo di stallo individuato dalla polare aerodinamica.

In seguito all'applicazione di questi vincoli, il numero delle papabili configurazioni scende da 216 a 24 (*Fig.4.8*).

Sebbene risulti difficile individuare relazioni univoche tra i vari parametri, si osserva comunque una certa dipendenza tra gli stessi negli andamenti dei valori riportati in *Fig.4.8*.

In particolare, si nota che all'aumentare della superficie alare si riduce il carico alare.

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19
	S [m <sup>2</sup> ]	b [m]	AR	$\lambda$	$\Lambda_{25}$ [°]	W/S [kg/m <sup>2</sup> ]	MTOW [kg]	OEW [kg]	W <sub>batt</sub> [kg]	W <sub>pay</sub> [kg]	P <sub>tot</sub> [W]	T <sub>cruise</sub> [kg]	T <sub>T/O</sub> [kg]	V <sub>cruise</sub> [m/s]	Endurance [h]	Range [km]	C <sub>L</sub> [l]	C <sub>D</sub> [d]	E
1	1.4000	3.2000	7.3143	0.4000	3.3533	17.0672	23.7943	18.7943	7.3600	5	643.2411	3.1296	28.6729	20	2.5816	185.8717	0.6976	0.0765	9.1223
2	1.4000	3.2000	7.3143	0.5000	2.6093	17.0779	23.8098	18.8098	7.3600	5	643.5403	3.1309	28.6908	20	2.5804	185.7853	0.6981	0.0765	9.1240
3	1.4000	3.2000	7.3143	0.6000	1.9576	17.0873	23.8234	18.8234	7.3600	5	643.8041	3.1321	28.7066	20	2.5793	185.7092	0.6984	0.0765	9.1256
4	1.5000	3.5000	8.1667	0.4000	3.0040	16.1765	24.1951	19.1951	7.3600	5	643.5699	3.1263	29.1177	20	2.5802	185.7767	0.6612	0.0713	9.2736
5	1.5000	3.5000	8.1667	0.5000	2.3373	16.1887	24.2146	19.2146	7.3600	5	643.8898	3.1277	29.1397	20	2.5790	185.6844	0.6617	0.0713	9.2764
6	1.5000	3.5000	8.1667	0.6000	1.7534	16.1995	24.2317	19.2317	7.3600	5	644.1715	3.1289	29.1591	20	2.5778	185.6032	0.6622	0.0714	9.2789
7	1.5000	3.8000	9.6267	0.4000	2.5491	16.2716	24.3471	19.3471	7.3600	5	618.4926	2.9940	29.2888	20	2.6849	193.3092	0.6651	0.0683	9.7403
8	1.5000	3.8000	9.6267	0.5000	1.9831	16.2873	24.3725	19.3725	7.3600	5	618.8541	2.9955	29.3172	20	2.6833	193.1963	0.6657	0.0683	9.7447
9	1.5000	3.8000	9.6267	0.6000	1.4876	16.3012	24.3949	19.3949	7.3600	5	619.1720	2.9969	29.3422	20	2.6819	193.0971	0.6663	0.0684	9.7485
10	1.5000	4	10.6667	0.4000	2.3008	16.3439	24.4641	19.4641	7.3600	5	604.9824	2.9222	29.4190	20	2.7448	197.6261	0.6681	0.0666	10.0237
11	1.5000	4	10.6667	0.5000	1.7899	16.3624	24.4942	19.4942	7.3600	5	605.3731	2.9239	29.4523	20	2.7430	197.4986	0.6688	0.0667	10.0293
12	1.5000	4	10.6667	0.6000	1.3426	16.3786	24.5206	19.5206	7.3600	5	605.7163	2.9254	29.4815	20	2.7415	197.3867	0.6695	0.0667	10.0343
13	1.5000	4.2000	11.7600	0.4000	2.0871	16.4238	24.5947	19.5947	7.3600	5	593.4928	2.8609	29.5629	20	2.7979	201.4520	0.6713	0.0652	10.2888
14	1.5000	4.2000	11.7600	0.5000	1.6236	16.4453	24.6300	19.6300	7.3600	5	593.9139	2.8626	29.6016	20	2.7960	201.3092	0.6722	0.0653	10.2959
15	1.5000	4.2000	11.7600	0.6000	1.2178	16.4641	24.6611	19.6611	7.3600	5	594.2837	2.8642	29.6354	20	2.7942	201.1839	0.6730	0.0653	10.3022
16	1.6000	3.8000	9.0250	0.4000	2.7188	15.4031	24.6095	19.6095	7.3600	5	650.2460	3.1558	29.5739	20	2.5537	183.8694	0.6296	0.0675	9.3307
17	1.6000	3.8000	9.0250	0.5000	2.1152	15.4169	24.6335	19.6335	7.3600	5	650.5870	3.1573	29.6005	20	2.5524	183.7730	0.6302	0.0675	9.3348
18	1.6000	3.8000	9.0250	0.6000	1.5867	15.4291	24.6547	19.6547	7.3600	5	650.8869	3.1586	29.6239	20	2.5512	183.6883	0.6307	0.0675	9.3383
19	1.6000	4	10	0.4000	2.4540	15.4667	24.7201	19.7201	7.3600	5	636.3587	3.0822	29.6960	20	2.6095	187.8820	0.6322	0.0659	9.5929
20	1.6000	4	10	0.5000	1.9092	15.4829	24.7485	19.7485	7.3600	5	636.7272	3.0838	29.7271	20	2.6080	187.7732	0.6329	0.0659	9.5981
21	1.6000	4	10	0.6000	1.4321	15.4971	24.7735	19.7735	7.3600	5	637.0511	3.0851	29.7544	20	2.6066	187.6778	0.6334	0.0660	9.6027
22	1.6000	4.2000	11.0250	0.4000	2.2261	15.5369	24.8436	19.8436	7.3600	5	624.5364	3.0192	29.8309	20	2.6589	191.4385	0.6351	0.0646	9.8376
23	1.6000	4.2000	11.0250	0.5000	1.7318	15.5557	24.8768	19.8768	7.3600	5	624.9337	3.0209	29.8670	20	2.6572	191.3168	0.6358	0.0646	9.8441
24	1.6000	4.2000	11.0250	0.6000	1.2990	15.6250	24.9156	19.9156	7.3600	5	626.3983	3.0269	30.0000	20	2.6510	190.8695	0.6387	0.0647	9.8681

Figura 4.8: Configurazioni conformi ai vincoli prefissati

Tuttavia, l'aumento di  $S$  risulta meno rilevante rispetto a quello dell'apertura alare. Infatti, pur crescendo entrambi, l'allungamento alare  $AR = \frac{b^2}{S}$ , tende ad aumentare, il che si traduce in un maggiore peso strutturale e, di conseguenza, in un incremento dell'OEOW e dell'MTOW, nonché in una riduzione del  $C_D$ , poiché diminuisce la resistenza indotta. L'andamento della potenza e delle relative spinte è invece difficile da prevedere, in quanto queste dipendono dalla somma delle singole potenze nelle varie fasi di missione, influenzate da fattori differenti e talvolta con tendenze opposte. Infine, all'aumentare della potenza richiesta lungo il profilo di missione, tende a diminuire l'endurance garantita dalle batterie e, di conseguenza, anche il range chilometrico.

Per la scelta della configurazione ottimale si adotta come *Figure of Merit (FoM)* l'autonomia oraria, individuando quindi l'architettura che ne massimizza il valore. Poiché essa è fortemente influenzata dall'efficienza aerodinamica, quest'ultima deve mantenersi al di sopra di una soglia minima, così da assicurare una crociera efficiente e con basse perdite aerodinamiche.

Le proprietà dell'architettura selezionata sono riportate in *Tab.4.11*.

<i>Geometria alare</i>	<i>Pesi caratteristici</i>	<i>Prestazioni propulsive</i>	<i>Performance aerodinamiche</i>
$S = 1.5 \text{ m}^2$	$MTOW = 24.59 \text{ kg}$	$P_{tot} = 593.5 \text{ W}$	$C_L = 0.67$
$b = 4.2 \text{ m}$	$OEOW = 12.23 \text{ kg}$	$T_{cruise} = 2.86 \text{ kg}$	$C_D = 0.065$
$AR = 11.76$	$W_{batt} = 7.36 \text{ kg}$	$T_{T/O} = 29.56 \text{ kg}$	$E = 10.3$
$\lambda = 0.4$	$W_{pay} = 5 \text{ kg}$	$v_{cruise} = 20 \text{ m/s}$	
$\Lambda_{25} = 2.08^\circ$		$Endurance = 2.8 \text{ h}$	
$\frac{W}{S} = 16.42 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$		$Range = 201.5 \text{ km}$	

Tabella 4.11: Configurazione ottimale

In *Fig.4.9* è illustrato il *Payload-range Diagram* dell'UAV individuato.

Il grafico mostra le prestazioni operative dell'aeromobile, in particolare la relazione

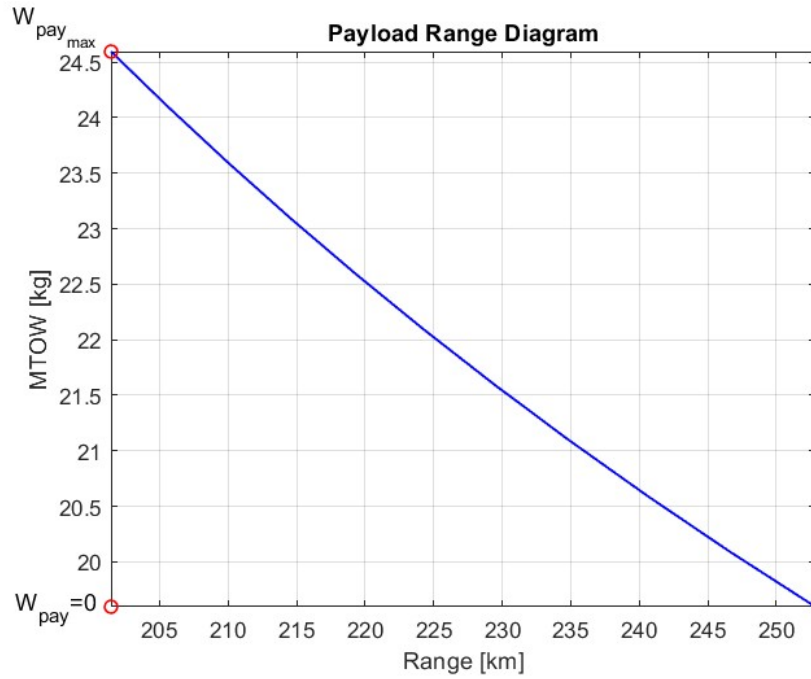


Figura 4.9: Payload-Range Diagram

tra il range chilometrico e il carico utile installato a bordo. Essendo un velivolo elettrico, l'autonomia chilometrica dipende esclusivamente dalle batterie, il cui peso rimane costante durante la missione. La curva, quasi lineare con concavità verso l'alto appena accennata, mostra come il range aumenti progressivamente al diminuire della massa di payload dal valore massimo fino a quello nullo.

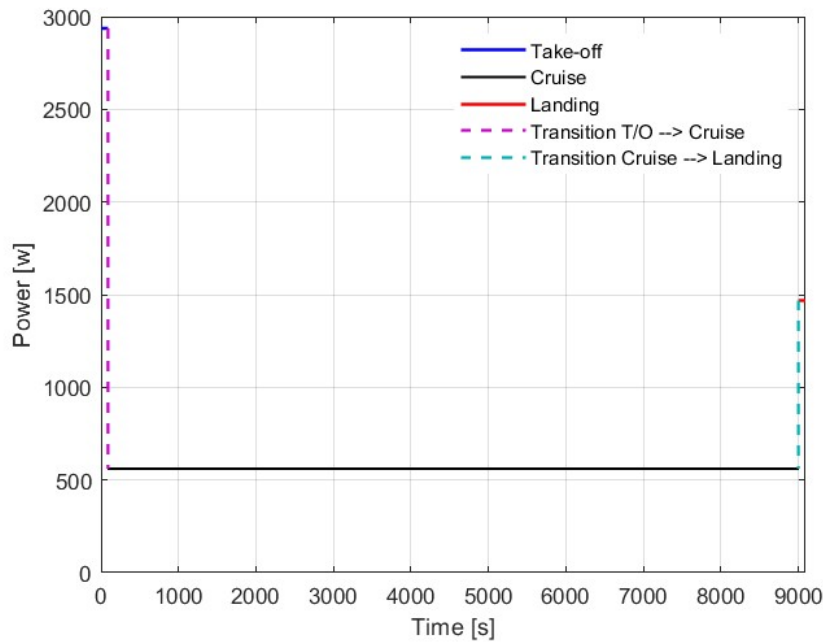


Figura 4.10: Potenza richiesta lungo il profilo di missione

Infine, in *Fig.4.10* è riportato l'andamento della potenza richiesta dal sistema propulsivo durante le varie fasi della missione. In particolare, durante il decollo verticale

si osserva un picco di potenza, necessario per generare la spinta sufficiente al sollevamento e alla transizione iniziale. Segue una fase di crociera in volo orizzontale, caratterizzata da una potenza pressoché costante e notevolmente inferiore rispetto a quella richiesta nelle fasi verticali, evidenziando l'efficienza aerodinamica del volo ad ala fissa. Nella parte finale, durante la transizione e l'atterraggio verticale, la potenza cresce nuovamente, per poi ridursi rapidamente fino a zero a missione completata.

In questa fase preliminare, tuttavia, sono state introdotte alcune semplificazioni: la potenza nelle fasi di decollo e di atterraggio, infatti, è assunta costante, sebbene nella realtà essa dovrebbe presentare un'evoluzione più graduale. In particolare, durante il decollo la potenza dovrebbe raggiungere il valore massimo all'inizio della manovra, per poi ridursi progressivamente al raggiungimento della quota target; allo stesso modo, all'atterraggio si dovrebbe osservare un andamento inverso, con un incremento di potenza nella fase finale di discesa controllata. Anche la rappresentazione delle transizioni risulta semplificata: nella realtà, infatti, la potenza non varia bruscamente tra decollo e crociera (e crociera e atterraggio), ma mostra un andamento continuo dovuto al progressivo bilanciamento tra i motori verticali del sistema VTOL, che riducono la spinta, e quelli orizzontali, che entrano gradualmente in funzione.

Tuttavia, nonostante tale rappresentazione sia idealizzata, consente comunque di evidenziare in modo chiaro le diverse fasi operative e il relativo ordine di grandezza della potenza richiesta.

# Capitolo 5

## Preliminary Design Phase

Questa fase prende avvio dalla configurazione ottimale definita durante il *Conceptual Design*, la quale soddisfa i requisiti di specifica stabiliti. L'obiettivo è quello di sviluppare e maturare ulteriormente il progetto, conducendo analisi parametriche e studi di fattibilità.

In questa fase, un ruolo centrale è svolto dalle attività di *lofting* e dalla realizzazione di *Mock-up digitali*, attraverso lo strumento di modellazione CAD tridimensionale *Solidworks*. Queste permettono di ottenere una rappresentazione geometrica, dimensionata e dettagliata delle superfici e delle forme esterne del velivolo, come la fusoliera, le ali, gli impennaggi, ecc...

La natura iterativa di questa fase comporta un notevole impegno analitico e progettuale: vengono esplorate diverse soluzioni e configurazioni, molte delle quali non conducono necessariamente ai risultati attesi. Lo scopo finale è quello di consolidare la configurazione selezionata, raggiungendo il massimo livello di dettaglio possibile e garantendone la stabilità mediante un'accurata analisi di *Weight & balance* tra i vari sottosistemi. In tal modo si cercherà di ottenere un progetto coerente, maturo e pronto per essere trasferito alla fase successiva di *Detailed design*, in cui andranno condotti studi più dettagliati sui singoli componenti.

In questa fase iniziale del *Preliminary Design*, come anticipato nei capitoli precedenti, si sceglie di progettare unicamente le parti strettamente necessarie, soffermandosi in particolare sulla fusoliera, sulle ali e sugli impennaggi di coda. Per gli altri sottosistemi, quali motori VTOL, batterie e sistema propulsivo per il volo orizzontale, si decide di adottare componenti già disponibili sul mercato, selezionando le soluzioni più efficienti e coerenti con i requisiti progettuali.

Nei capitoli successivi verranno illustrate le diverse iterazioni progettuali condotte per la definizione dell'architettura ottimale dell'UAV, fino al raggiungimento della configurazione finale.

### 5.1 Iterazione 1

Con la prima iterazione progettuale si procede all'individuazione delle principali proprietà geometriche della fusoliera e dei componenti selezionati sul mercato, ponendo così le basi per una stima preliminare delle masse caratteristiche del velivolo. Tale analisi ha lo scopo, infatti, di verificare che la massa massima al decollo rispetti il

vincolo di  $MTOW < 25 \text{ kg}$ , imposto come requisito di progetto.

A tal proposito, sulla base dei vincoli e dei risultati ottenuti nella fase di *Conceptual Design*, si esegue una prima progettazione della fusoliera, caratterizzata dalle seguenti dimensioni:

- Lunghezza  $l = 2000 \text{ mm}$ ;
- Larghezza massima  $w = 320 \text{ mm}$ ;
- Altezza massima  $h = 300 \text{ mm}$ ;

La sua sezione segue in realtà la forma di un'asola, le cui dimensioni sono, però, approssimabili a quelle di una circonferenza di diametro variabile lungo la lunghezza dell'intera fusoliera.

Inoltre, al fine di ospitare la baia avionica e consentire l'installazione del payload proprietario, è stato ricavato un incavo nella pancia della fusoliera, le cui dimensioni soddisfano i requisiti di payload definiti in precedenza. In realtà, per tener conto degli ingombri dovuti ai supporti e alle piastre dei sensori, si preferisce adottare un approccio conservativo, sfruttando al massimo lo spazio disponibile in fusoliera, ed ottenendo, così, un vano di carico con le seguenti dimensioni:

- Lunghezza vano di carico  $l_{vano} = 400 \text{ mm}$ ;
- Larghezza vano di carico  $w_{vano} = 280 \text{ mm}$ ;
- Altezza vano di carico  $h_{vano} = 180 \text{ mm}$ ;

Eventuali sensori più alti rispetto allo spazio disponibile nel vano, possono comunque sporgere dalla fusoliera, senza problemi, grazie al fatto che l'UAV, a terra, risulta rialzato di circa una quindicina di centimetri dai piedini su cui poggia, che fungono anche da carrello d'atterraggio.

In *Fig.5.1*, *Fig.5.2*, *Fig.5.3* e *Fig.5.4* sono rappresentate rispettivamente la vista frontale, laterale, dal basso e isometrica del primo modello di fusoliera realizzato in ambiente *Solidworks*.

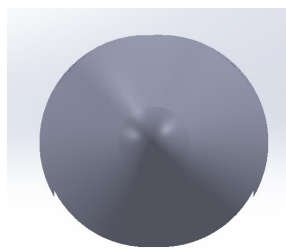


Figura 5.1: Vista frontale

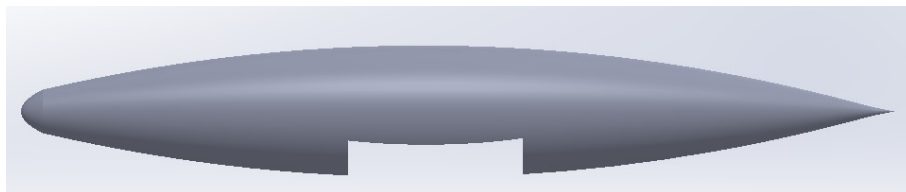


Figura 5.2: Vista laterale



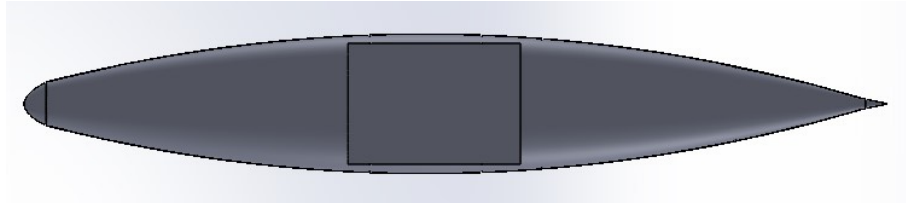


Figura 5.3: Vista dal basso

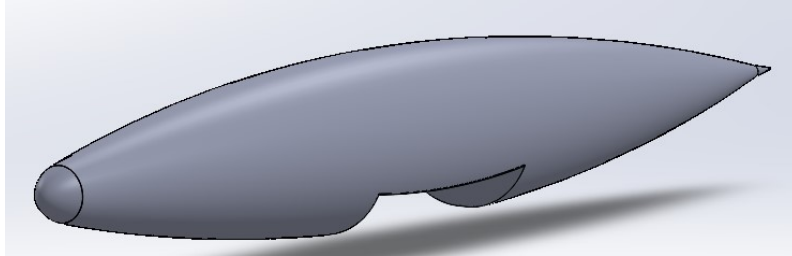


Figura 5.4: Vista isometrica

Dal punto di vista strutturale, si decide di rendere cava la struttura con un involucro di spessore pari a  $t_f = 0.5 \text{ mm}$  in lega d'alluminio 2024 – T3 Al, ossia lo stesso materiale di cui è rivestito il *Tecnam P92 JS* in dotazione di *Digisky*. Tale materiale consiste in una lega Alluminio-Rame della serie 2024 di densità  $\rho_{Al} = 2.78 \text{ g/cm}^3$  e modulo di elasticità  $E_{Al} = 72 \text{ GPa}$ , molto utilizzata in campo aeronautico per via della buona lavorabilità, durabilità ed elevata resistenza a fatica e alle alte temperature conferitegli dal trattamento termico T3.

Per rinforzare tale involucro, mantenerne intatta la forma e distribuire i carichi locali, è necessario inserire al suo interno le ordinate di forza. A tal proposito, per determinarne il numero e il posizionamento, si consulta il libro *Airframe Structural Design* di *Michael Chun-Yung Niu*. Qui, per un velivolo da trasporto generale, si prescrive una distanza tipica tra le ordinate di circa  $d = 20 \text{ in} \approx 50 \text{ cm}$ . Inoltre, in prossimità dei punti critici, quali attacco alare, attacco motori e chiusura del cono di coda, dove sono presenti carichi concentrati, è suggerita la presenza delle bulkhead.

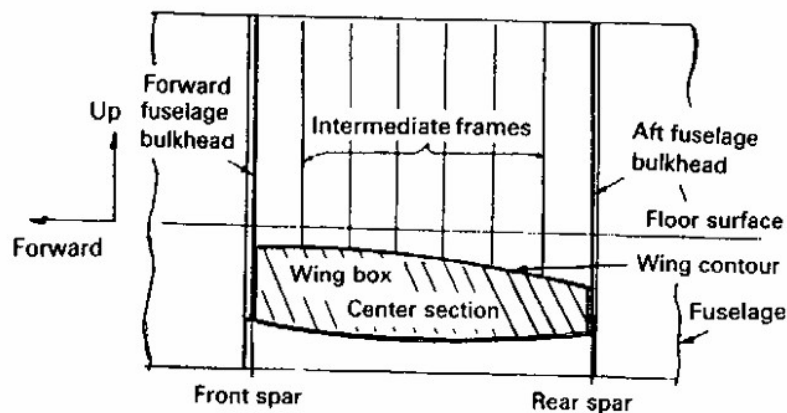


Figura 5.5: Rinforzo strutturale incastro ala-fusoliera

In particolare, per l'incastro ala-fusoliera, è convenzione disporre le ordinate subito

prima e dopo la wingbox (*Fig. 5.5*), cosicchè assorbono i carichi a fatica dovuti al continuo momento flettente dell'ala. In questo modo le bulkhead e i longeroni alari sono connessi rigidamente insieme, agendo come fossero un'unica entità.

Secondo uno studio condotto su un UAV ipersonico elettrico, le ordinate sono, invece spaziate di circa  $300\text{ mm}$  e hanno uno spessore di  $1\text{ mm}$ . In questo contesto, inoltre, il numero di correnti tra un'ordinata e l'altra è pari a 8.

Sulla base dei due paper analizzati, si opta per una spaziatura costante di circa  $400\text{ mm}$  tra le ordinate, con l'aggiunta delle due bulkhead al bordo d'attacco e di fuga della wingbox, con uno spessore di  $t = 1\text{ mm}$ , e l'inserimento di 8 correnti che si sviluppano a partire dalla circonferenza di ciascuna ordinata.

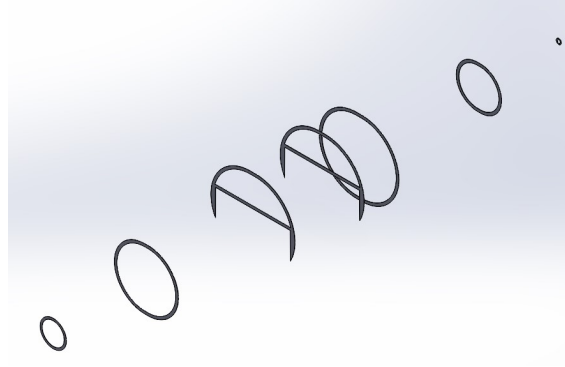


Figura 5.6: Disposizione ordinate

Per ridurre peso strutturale si fa coincidere la bulkhead anteriore con un'ordinata di forza. Inoltre, per lo stesso motivo, si decide di realizzare tali elementi strutturali in resina epossidica rinforzata con fibra di carbonio di densità pari a  $\rho_{rc} = 1.42 \frac{g}{cm^3}$  (valore determinato a partire da una lastra presente nell'hangar dell'azienda). In termini di frazione massica, tale materiale è, dunque, costituito da un 40.4 % di resina e un 59.6 % di fibra.

A questo punto è possibile eseguire una prima stima del peso della fusoliera. In particolare, per il rivestimento e per le ordinate, di cui è stato realizzato il modello CAD, il volume viene ricavato direttamente dal modello e moltiplicato per la densità del rispettivo materiale di cui sono costituiti. Per quanto riguarda invece i correnti, la stima viene effettuata in modo analitico, approssimando ciascun elemento ad un parallelepipedo di lunghezza variabile (pari alla distanza tra due ordinate consecutive) e con sezione rettangolare di larghezza  $w = 3\text{ cm}$  e altezza  $h = 2\text{ cm}$ .

In *Tab. 5.1* sono riassunti i risultati ottenuti a partire dai ragionamenti sopradescritti.

Elemento	Volume [ $cm^3$ ]	Densità [ $\frac{g}{cm^3}$ ]	Peso [kg]
Rivestimento	888.2	2.78	2.47
Ordinate	171.83	1.42	0.244
Correnti	845	1.42	1.2
Fusoliera	1905	2.78 1.42	4

Tabella 5.1: Prima stima peso fusoliera

### 5.1.1 Sistema VTOL

I primi componenti ricercati sul mercato sono quelli destinati a costituire il sistema VTOL, ossia i quattro motori con i relativi ESC ed eliche. L'unico requisito imposto per la selezione di tali elementi è che il sistema complessivo sia in grado di generare una spinta totale superiore all'MTOW dell'UAV. In particolare, facendo riferimento alla configurazione ottimale individuata nella fase di *Conceptual Design*, deve essere soddisfatta la condizione  $T \geq 29.56 \text{ kg}$ , in modo da garantire il sollevamento del velivolo durante la fase di decollo verticale.

Le due soluzioni individuate attraverso la ricerca di mercato sono le seguenti:

1. Il motore **HobbyWing V6215-210 KV** rappresenta una soluzione compatta e leggera, con dimensioni pari a  $68 \times 39.3 \text{ mm}$  ed un peso contenuto di  $W_{mot} = 354 \text{ g}$ . È in grado di erogare una spinta continuativa compresa tra  $T = 6 \div 8 \text{ kg}$  (per un totale di circa  $30 \text{ kg}$  considerando i quattro motori), con picchi di spinta che possono raggiungere i  $13.8 \text{ kg}$ . Tra le principali caratteristiche elettriche si riportano una corrente a vuoto di  $2.6 \text{ A}$  e una corrente massima di  $81 \text{ A}$ . La potenza nominale in ingresso è pari a  $740 \text{ W}$ , utile per il dimensionamento della batteria, mentre la potenza in uscita raggiunge  $629 \text{ W}$ , con picchi fino a  $3733 \text{ W}$ . Il motore è compatibile con batterie LiPo 12s e, secondo quanto riportato nel datasheet ufficiale, risulta adatto per impieghi su UAV con MTOW compreso tra  $20 \div 25 \text{ kg}$ .

A tale motore è consigliato l'abbinamento con l'**Elica MV 22.1  $\times$  7.4**, realizzata in resina epossidica rinforzata con fibra di carbonio. Essa presenta un peso di  $W_{elica} = 52 \text{ g}$  e dimensioni pari a  $56.1 \times 18.8 \text{ cm}$ . Gli rpm ottimali sono compresi tra  $3400 \div 4800$ , corrispondenti a una spinta generata di  $3 \div 6 \text{ kg}$ .

Il regolatore di velocità **ESC XRotor H80A 14s BLDC IPC**, associato al motore, opera con un voltaggio in ingresso compreso tra  $6 \div 14\text{s}$  ( $18 \div 65 \text{ V}$ ) e presenta un peso di  $W_{ESC} = 87 \text{ g}$ . La funzionalità *IPC (Intelligent Propeller Control)* consente di applicare una coppia controllata al motore durante l'arresto (ad esempio in fase di crociera), bloccando l'elica in un angolo predefinito (tipicamente parallelo al flusso d'aria), al fine di ridurre la resistenza aerodinamica in crociera ed incrementare l'autonomia del velivolo.

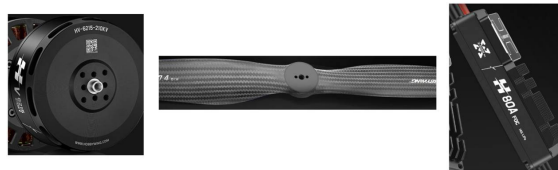


Figura 5.7: Sistema VTOL HobbyWing

2. **Motore VL7015** della **T-Motor** di dimensioni pari a  $79.2 \times 44.4 \text{ mm}$  e peso  $W_{mot} = 540 \text{ g}$ . La spinta massima erogabile è di  $15.8 \text{ kg}$ , con una potenza continuativa di  $1600 \text{ W}$  e una corrente massima di  $85 \text{ A}$ . Il motore è progettato per l'utilizzo con *LiPo 12s* e risulta idoneo per UAV con MTOW compreso tra  $22$  e i  $24 \text{ kg}$ , secondo le indicazioni del produttore.

L'elica consigliata in abbinamento è la **P24 X 7.2**, anch'essa realizzata in resina epossidica rinforzata con fibra di carbonio. Essa presenta un peso totale di  $W_{elica} = 112 \text{ g}$ , dimensioni pari a  $60.96 \times 18.3 \text{ cm}$  e thrust massima di  $15 \text{ kg}$ .

Infine l'**ESC V80A 14s** impiegato nel sistema ha un peso di  $W_{ESC} = 110 \text{ g}$  e supporta un voltaggio in ingresso compreso tra  $6 \div 14 \text{ s}$  ( $18 \div 60 \text{ V}$ ).



Figura 5.8: Sistema VTOL T-Motor

Tra le due soluzioni analizzate, si decide di adottare il primo sistema, in quanto risulta più leggero e compatto. Inoltre, la presenza della funzionalità intelligente dell'ESC, che consente il blocco controllato delle eliche in fase di crociera, rappresenta un vantaggio in termini di efficienza aerodinamica. Un'ulteriore motivazione alla scelta risiede nel fatto che il secondo sistema, prodotto da una casa costruttrice cinese, potrebbe comportare criticità di certificazione secondo la normativa EASA, rendendo quindi la prima opzione preferibile anche dal punto di vista normativo. Per quanto riguarda la configurazione di montaggio di tale sistema, si considerano due possibili soluzioni: *elica pusher (spingente) downstream* ed *elica puller (traente) upstream*. Secondo alcuni studi condotti sui multicotteri, in condizione di hovering, la prima architettura risulta più efficiente di almeno il 3% rispetto alla seconda.

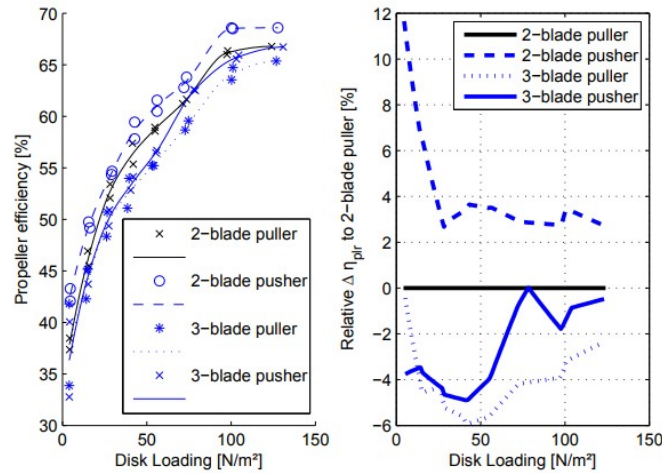


Figura 5.9: Efficienza propulsiva VTOL

Determinato il *Disk loading* dell'elica selezionata  $DL = \frac{MTOW}{4 \cdot A_{elica}} = \frac{24.59 \cdot 9.81}{4 \cdot (\pi \cdot \frac{0.561}{2})^2} = 77.66 \text{ N/m}^2$ , si entra nel grafico a sinistra in Fig.5.9, utilizzando tale valore sull'asse delle ascisse. Intersecando le quattro curve relative alle diverse configurazioni, si osserva che, sia per l'elica a due pale sia per quella a tre pale, la configurazione pusher risulta infatti più efficiente rispetto a quella puller.

Gli unici svantaggi associati a questa soluzione riguardano la ridotta altezza da terra delle eliche e la possibile interferenza con i piedini d'appoggio, che fungono da carrello d'atterraggio.

Infine, noto il diametro delle eliche selezionate, è possibile procedere con la definizione del loro posizionamento reciproco e rispetto alla fusoliera. La configurazione

adottata prevede due braccetti longitudinali disposti ai lati della fusoliera, ciascuno dei quali sostiene due motori VTOL. Per determinare la distanza laterale delle eliche dalla fusoliera e dimensionare tali braccetti di supporto, si conduce un'analisi comparativa basata su configurazioni già esistenti. In particolare, mediante l'utilizzo di *Solidworks*, si misura, per ciascuna architettura di riferimento, il valore di distanza laterale elica-fusoliera e di distanza longitudinale elica-elica, in relazione al raggio dell'elica stessa.

<i>Modello</i>	$\frac{d_{laterale}}{r_{elica}}$	$\frac{d_{longitudinale}}{r_{elica}}$
Mugin UAV 4-PRO	1.25	4.88
Avy Aera	1.15	5.13
G25 MotioNew	1.59	4.43
DT46 Lidar	2.42	4.95
SkyLane 320	1.45	3.8
VA-32 FW-VTOL	1.46	3.7
CW-25E JOUAV	1.4	3.15
Yandga FW-320	1.76	3.4

Tabella 5.2: Posizionamento eliche sugli UAV esistenti

Facendo la media dei valori riportati in *Tab.5.2*, si ricava  $\frac{d_{lat}}{r_{elica}} = 1.59$  e  $\frac{d_{lon}}{r_{elica}} = 3.83$ . Per cui considerando il raggio dell'elica individuata  $r_{elica} = 0.281 \text{ m}$  si ottiene:  $d_{laterale} \approx 44.5 \text{ cm}$  e  $d_{longitudinale} \approx 107.5 \text{ cm}$ .

Si può pertanto procedere con il dimensionamento dei braccetti destinati al supporto dei motori VTOL, ipotizzandoli di sezione circolare e cavi, con diametro esterno della corona  $d_e = 5 \text{ cm}$ , diametro interno  $d_i = 4.5 \text{ cm}$  e lunghezza  $l = 107.5 \text{ cm} \approx 110 \text{ cm}$ . Supponendo che i braccetti siano realizzati nello stesso materiale delle ordinate e dei correnti della fusoliera, ossia resina epossidica rinforzata con fibra di carbonio ( $\rho = 1.42 \text{ g/cm}^3$ ), si ottiene una massa totale per singolo braccetto pari a  $W_{braccetto} \approx 0.6 \text{ kg}$ . Dal momento che i braccetti sono due, la massa complessiva da considerare corrisponde al doppio di questo valore.

Dimensionati tutti i componenti del sistema VTOL, si conduce la seconda stima del peso caratteristico di questa prima iterazione del *Preliminary Design* (*Tab.5.3*).

Elemento	Peso [kg]
Motore	$4 \cdot 0.354$
Elica	$4 \cdot 0.052$
ESC	$4 \cdot 0.087$
Braccetti	$2 \cdot 0.6$
Sistema VTOL	3.2

Tabella 5.3: Stima peso sistema VTOL

### 5.1.2 Ala

A partire dai due parametri fondamentali individuati nella fase di *Conceptual Design* per la descrizione della geometria alare, ossia l'apertura alare  $b = 4.2 \text{ m}$  e la superficie alare  $S = 1.5 \text{ m}^2$ , si procede ora con un'analisi più approfondita di tale sottosistema.

Il punto di partenza della progettazione alare è la definizione del  $C_L$ , il quale attraverso la polare aerodinamica del profilo di riferimento, consente di determinare l'alpha corrispondente. Pertanto, il requisito iniziale da soddisfare è quello di mantenere il coefficiente di portanza sufficientemente distante dal valore massimo, associato all'angolo di stallo  $\alpha_{stall}$ .

Dopo un'analisi comparativa dei valori di  $C_{L_{max}}$  e  $\alpha_{stall}$  per diversi profili alari, si impone come vincolo di progetto la condizione  $C_L < 0.85$ , al fine di garantire un adeguato margine di sicurezza rispetto allo stallo. Per rispettare tale requisito, si considera il volo in equilibrio orizzontale ( $L = W$ ), da cui si ricava la seguente relazione:

$$C_L = \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot v_{cruise}^2} \quad (5.1)$$

Da quest'ultima si ottiene che la superficie alare deve essere non inferiore a  $1.3 \text{ m}^2$ . Tuttavia, per evitare un incremento eccessivo del peso strutturale, si introduce anche un limite superiore, fissando  $S \leq 1.6 \text{ m}^2$ .

N.B: nella relazione sopra riportata, i valori di massa massima al decollo e velocità sono quelli emersi dalla prima fase del design, ossia  $MTOW = 24.59 \text{ kg}$  e  $v_{cruise} = 20 \text{ m/s}$ . La densità dell'aria, valutata alla quota di  $h = 1000 \text{ ft}$ , è assunta pari a  $\rho \approx 1.2 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$ . Per velocizzare il processo di progettazione e ridurre i tempi di un'eventuale produzione, si decide, in questa fase preliminare, di non sviluppare un'ala ex novo, ma di optare per l'acquisto di ali già disponibili nei cataloghi di aeromodellismo. Tali componenti soddisfano anche il secondo vincolo progettuale relativo al materiale costruttivo: esso deve essere leggero e realizzato in materiale composito o in schiumone, evitando l'impiego di legno, compensato o balsa.

Tuttavia, dopo un'analisi approfondita dei principali siti di modellismo, è emersa una certa difficoltà nell'individuare una geometria alare conforme al requisito di superficie, dotata al contempo di un'apertura alare che rispettasse i limiti stabiliti. In particolare, molte delle ali reperite, tipicamente destinate a modelli di alianti, presentano un elevato allungamento alare ma una superficie portante insufficiente. Pertanto per raggiungere il valore minimo richiesto  $S \geq 1.3 \text{ m}^2$  si decide di realizzare un troncone di radice alare, solidale con la fusoliera, avente dimensioni tali da permettere il rispetto del vincolo di superficie complessiva. Al termine di tale troncone (in corrispondenza della corda di radice  $C_r$  in *Fig.5.10*) viene innestata l'ala individuata da catalogo. In questa stessa sezione sono inoltre installati i braccetti di supporto per i motori VTOL.

Dunque, poiché, come determinato nella sezione precedente, la distanza laterale tra le eliche e la fusoliera deve risultare non inferiore a  $45 \text{ cm}$ , si opta per un'apertura del semitroncone pari a  $50 \text{ cm}$ . Considerando le due semiali e la porzione centrale di attraversamento della fusoliera, l'apertura totale risulta pertanto:  $b_T = 500 + 320 + 500 = 1320 \text{ mm}$ .

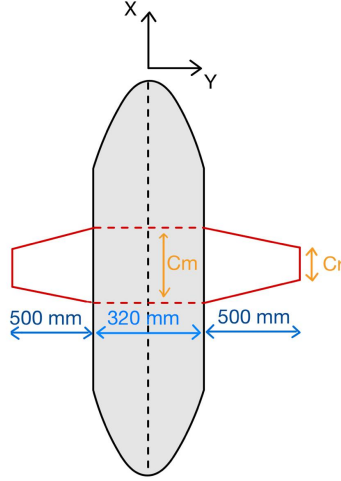


Figura 5.10: Struttura del Troncone alare

Il modellino individuato è il *TOP RC P-51D Old Crew 89" ARF (Almost ready to fly)*, con  $MTOW \approx 12.25 \text{ kg}$ , apertura alare  $b_w = 2260 \text{ mm}$  e superficie  $S_w = 0.902 \text{ m}^2$ , figlio del velivolo americano *Mustang P-51D*, in cui la lettera *D*, indica una versione specifica della serie, ossia quella con tettuccio a bolla (bubble canopy).

La costruzione di tale modellino è interamente composita, in materiale *Airex*, ossia una schiuma polimerica termoplastica a celle chiuse, dalle ottime proprietà meccaniche, con una straordinaria resistenza alla fatica e con un eccellente rapporto peso/prestazioni.



Figura 5.11: P-51D Old Crew

Per procedere con il dimensionamento complessivo dell'ala, si parte dal valore di apertura alare del modellino selezionato. Da tale misura si sottrae la porzione centrale corrispondente alla sezione di fusoliera che, nel presente progetto, viene rimossa, a favore invece dell'aggiunta del troncone alare precedentemente determinato, di apertura pari a  $b_T = 1320 \text{ mm}$ . Per cui si ricava un'apertura alare complessiva prevista di:

$$b = b_w + b_T = 3398.16 \text{ mm} \quad (5.2)$$

La superficie alare del modellino, aggiornata anch'essa in seguito alla rimozione della sezione portante inglobata nella fusoliera, risulta pari a  $S_w = 0.829 \text{ m}^2$ .

Per definire le proprietà geometriche del troncone è necessario conoscere le dimensioni caratteristiche dell'ala del modellino: la corda alare al tip e alla radice risultano rispettivamente  $c_T = 233.5 \text{ mm}$  e  $c_R = 496.5 \text{ mm}$ , mentre gli angoli di freccia al bordo d'attacco e al bordo d'uscita sono  $\Lambda_{LE} = 4.2^\circ$  e  $\Lambda_{TE} = 10.2^\circ$ .

Assumendo di mantenere la stessa rastremazione alare lungo i  $500 \text{ mm}$  di semiapertura del troncone, da  $c_r$  fino al punto di tangenza con la fusoliera, è possibile, mediante semplici relazioni trigonometriche, determinare la corda di radice del troncone  $c_M = 623.77 \text{ mm}$ . Tale valore viene mantenuto costante all'interno della fusoliera, in quanto in questa zona si assume una sezione del troncone di tipo rettangolare.

Sulla base di queste ipotesi geometriche, si realizza uno schizzo preliminare in SolidWorks, dal quale è stata calcolata l'area totale del troncone. Esso è stato approssimato come un rettangolo con due estremità a forma di trapezio isoscele, ottenendo così un valore pari a  $S_T \approx 0.76 \text{ m}^2$ . Sommando tale contributo alla superficie del modellino, si ottiene una superficie alare complessiva pari a:

$$S = S_w + S_T = 1.59 \text{ m}^2 \quad (5.3)$$

da cui ne deriva un'allungamento alare  $AR = 7.27$ , una rastremazione totale  $\lambda = \frac{c_T}{c_M} \approx 0.4$  e una corda media aerodinamica:

$$MAC = \frac{2}{3} \cdot c_M \cdot \left( \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right)^2 = 458.25 \text{ mm} \quad (5.4)$$

Si sottolinea che questo non è stato l'unico modellino considerato nel processo di analisi; tuttavia, esso è stato selezionato poiché soddisfa in maniera ottimale i requisiti geometrici stabiliti. Gli altri modellini esaminati sono stati:

- *FMS Fox*: realizzato in propilene espanso ed *Elapor* (una schiuma rigida ad alta densità). In seguito all'aggiunta del troncone, il modello ha raggiunto una superficie alare complessiva pari a  $S = 1.15 \text{ m}^2$ , risultando tuttavia inferiore al requisito minimo previsto dal progetto.
- *Pilatus B4*: modellino in scala 1:5 dell'omonimo velivolo reale, caratterizzato da una struttura *sandwich* in fibra di carbonio ad alta resistenza. La superficie alare totale, pari a  $S = 0.8 \text{ m}^2$ , risulta anch'essa al di sotto del valore richiesto.
- *TopModel CZ Swift S1*: modello in scala 1:4, con ali e piano di coda realizzati in polistirene rinforzato con inserti in fibra di carbonio. Anche in questo caso, nonostante l'inserimento del troncone, la superficie alare complessiva raggiunge soltanto  $S = 1.08 \text{ m}^2$ , valore non conforme alle specifiche di progetto.

Per la configurazione individuata si procede ora alla determinazione dell'angolo d'attacco di riferimento al quale installare il troncone in fusoliera. Come primo passo, si calcola il numero di Reynolds, definito come il rapporto tra le forze d'inerzia e le forze viscosi:

$$Re = \frac{\rho \cdot v_{cruise} \cdot MAC}{\mu} \approx 5.60 \cdot 10^5 \quad (5.5)$$

dove  $\rho = 1.2 \text{ kg/m}^3$ ,  $v_{cruise} = 20 \text{ m/s}$  e  $\mu = 1.8 \cdot 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$  la viscosità dinamica dell'aria.

Il profilo alare relativo al modellino in analisi è il *NACA 45-100*, caratterizzato da



uno spessore relativo massimo  $t/c = 0.145$  e da un camber massimo del 4.1% posto al 29.8% della corda. Attraverso il portale *Airfoil Tools* si consulta la polare aerodinamica del profilo corrispondente al numero di Reynolds calcolato. In particolare, si analizza la curva  $C_L - \alpha$  per  $Re = 500000$  e  $N_{crit} = 5$ , ossia il valore che indica quanto il flusso laminare è stabile prima di diventare turbolento. Esso è un parametro del software *XFOil*, introdotto per simulare l'ambiente reale ( $N_{crit} = 9$ : galleria del vento e flusso molto pulito;  $N_{crit} = 7$ : flusso realistico per alianti;  $N_{crit} = 5$ : ambiente reale con superficie più ruvida).

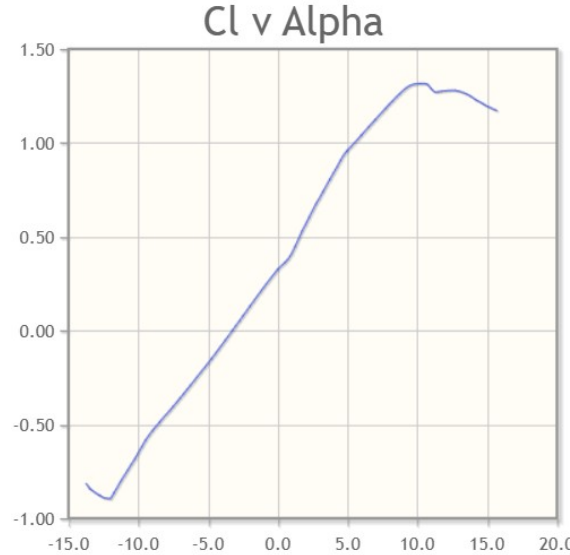


Figura 5.12: Polare aerodinamica

I punti chiave della curva in Fig.5.12 sono:

- *Angolo di portanza nulla*:  $\alpha_0 \approx -3^\circ$ .
- *Coefficiente di portanza ad incidenza nulla*:  $C_{L_0} \approx 0.35$ .
- *Angolo di stallo*:  $\alpha_{stall} \approx 10^\circ$ , oltre il quale il flusso d'aria si separa dal dorso del profilo e la portanza diminuisce drasticamente.
- *Coefficiente di portanza massimo*:  $C_{L_{max}} \approx 1.3$ .

Pertanto, si può ora stimare il coefficiente di portanza in condizioni di volo di crociera, pari a:

$$C_L = \frac{2 \cdot MTOW \cdot g}{\rho \cdot S \cdot v_{cruise}^2} = \frac{2 \cdot 24.59 \cdot 9.81}{1.2 \cdot 1.59 \cdot 20^2} \approx 0.7 \quad (5.6)$$

Tracciando tale valore sulla polare  $C_L - \alpha$ , si ottiene un angolo d'attacco corrispondente pari a circa  $\alpha \approx 3^\circ$ .

Questo valore risulta significativamente distante dall'angolo di stallo, garantendo quindi un adeguato margine di sicurezza aerodinamica. In tal modo, l'ala mantiene un comportamento stabile anche in presenza di moderate raffiche di vento, evitando il rischio di ingresso in stallo accidentale.

Passando all'aspetto strutturale, per valutare l'eventuale inserimento e posizionamento di centine e longheroni all'interno del troncone alare, sono stati consultati

diversi studi presenti in letteratura.

In particolare, un'analisi pubblicata sul *Journal of Aviation* ha esaminato la deformazione totale, la deformazione elastica massima e la resistenza a fatica dell'ala di un UAV caratterizzata da un'apertura alare di  $b = 2\text{ m}$  e corda costante pari a  $200\text{ mm}$ . Il rivestimento, in lega di alluminio, presenta uno spessore variabile tra  $0.5$  e  $1\text{ mm}$ . Lo studio confronta cinque differenti configurazioni strutturali, realizzate sia in composito epossidico rinforzato con fibra di carbonio sia in alluminio:

- 5 centine ed 1 longherone;
- 3 centine ed 1 longherone;
- 2 centine ed 1 longherone;
- 2 centine;
- 1 centina.

Le simulazioni sono state condotte applicando diversi carichi aerodinamici, quali  $80\text{ N}$ ,  $150\text{ N}$  e  $250\text{ N}$ . Come prevedibile, all'aumentare del carico cresce la deformazione elastica massima, che risulta inoltre maggiore per spessori di rivestimento più ridotti. In particolare, la configurazione con 5 centine e 1 longherone evidenzia la massima deformazione elastica. La resistenza a fatica risulta invece minima per rivestimenti di spessore pari a  $0.5\text{ mm}$  con carichi di  $250\text{ N}$  (valore paragonabile al carico effettivo  $L = W$  previsto per l'UAV in progetto), mentre raggiunge i valori più elevati per carichi di  $80\text{ N}$  e spessori di  $1\text{ mm}$ . La deformazione totale è risultata massima nella configurazione con una sola centina. Nel complesso, lo studio conclude che l'alluminio offre prestazioni meccaniche migliori rispetto ai materiali compositi analizzati.

Un secondo studio (*Aerodynamic Design and Structural Optimization of a Wing for an Unmanned Aerial Vehicle (UAV)*), condotto presso un'università indiana, evidenzia invece che, per un'ala con apertura alare di  $1200\text{ mm}$ , due longheroni e rivestimento di spessore  $1\text{ mm}$ , è possibile ridurre il peso e migliorare le prestazioni aerodinamiche diminuendo il numero di centine da 7 a 5 e sostituendo l'alluminio con resina epossidica rinforzata con fibra di carbonio, materiale caratterizzato da bassa densità e alta resistenza meccanica.

Infine secondo un'ultimo studio condotto presso un'altro dipartimento d'ingegneria indiano, la migliore configurazione di rinforzi strutturali su un'ala di apertura pari a  $2000\text{ mm}$  è quella con 5 centine e due longheroni realizzati in carbon fiber reinforced polymer (CFRP), materiale che fornisce il miglior rapporto performance/peso.

Sulla base delle analisi riportate in letteratura, si opta per la seguente configurazione strutturale del troncone alare:

- Rivestimento in lega d'alluminio 2024-T3 Al, la stessa impiegata per l'involucro della fusoliera, con spessore pari a  $0.5\text{ mm}$ .
- Cinque centine con anima di  $3\text{ mm}$  e solette di  $10\text{ mm}$  di spessore realizzate in resina epossidica rinforzata con fibra di carbonio. Esse sono collocate alle due estremità del troncone alare, in corrispondenza delle sezioni di incastro con la fusoliera, e nella sezione mediana di quest'ultima.
- Due longheroni con sezioni a doppia T, con proprietà identiche a quelle della centina. Il primo è disposto al 25% della corda, ossia a circa  $155\text{ mm}$  dal bordo

d'attacco (parallelo ad esso con  $\Lambda_{LE} = 4.2^\circ$ ), mentre il secondo immediatamente a monte dell'inizio degli alettoni, posizione che, da misurazioni effettuate su Solidworks, risulta situata a circa  $150\text{ mm}$  dal bordo di fuga dell'ala (parallelo ad esso con  $\Lambda_{TE} = 10.2^\circ$ ).

Per comprendere al meglio l'idea alla base della progettazione del troncone, s'immagina di suddividere, tramite la presenza dei longheroni stessi, la centina in tre sezioni differenti A, B, C (*Fig.5.13*).

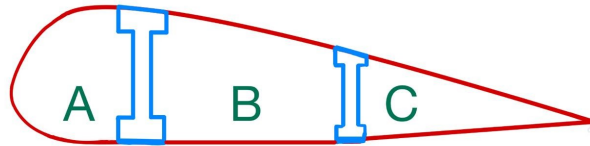


Figura 5.13: Suddivisione centina

Per la sezione centrale del troncone s'ipotizza la presenza della wingbox, ossia della scatola alare rettangolare, caratterizzata dalla sola presenza della sezione centrale B della centina di lunghezza pari a circa  $320\text{ mm}$ , delimitata anteriormente e posteriormente dai longheroni, come raffigurato in *Fig.5.14* e *Fig.5.15*.

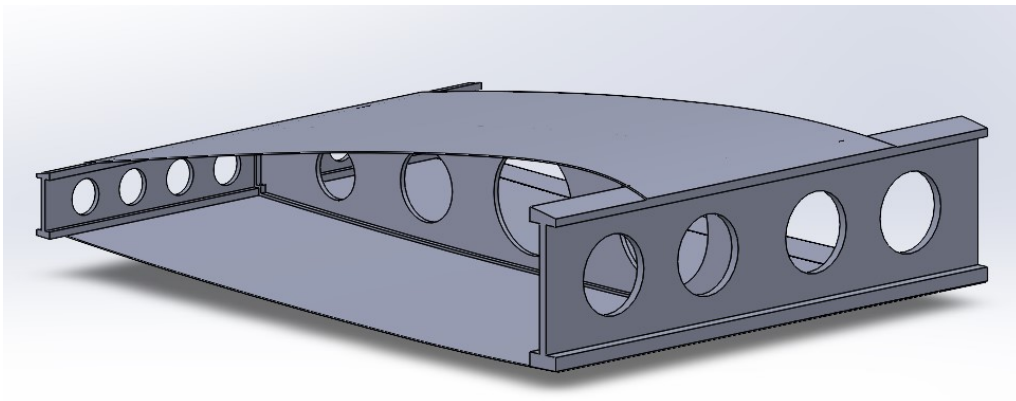


Figura 5.14: Vista isometrica wingbox

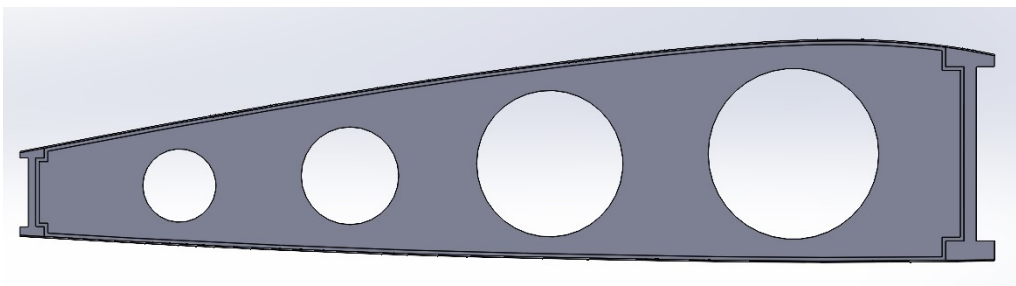


Figura 5.15: Vista laterale wingbox

Per le due sezioni laterali rastremate del troncone, invece, s'inseriscono le rimanenti 4 centine (due per lato, in prossimità della corda  $c_r$  e dell'intersezione con la fusoliera), questa volta costituite da tutte e tre le sezioni A, B, C.

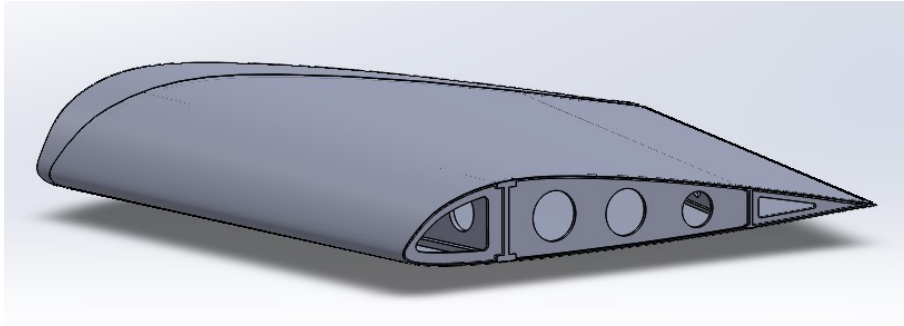


Figura 5.16: Vista isometrica troncone rastremato con rivestimento

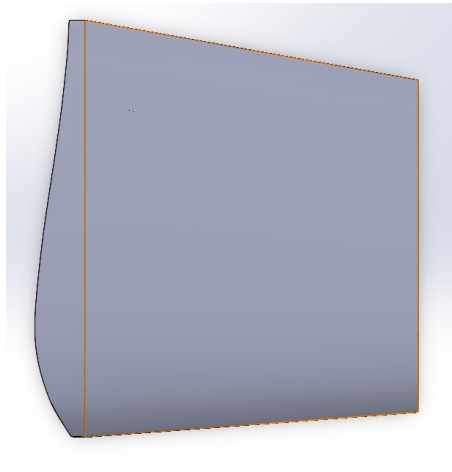


Figura 5.17: Vista dall'alto troncone rastremato con rivestimento

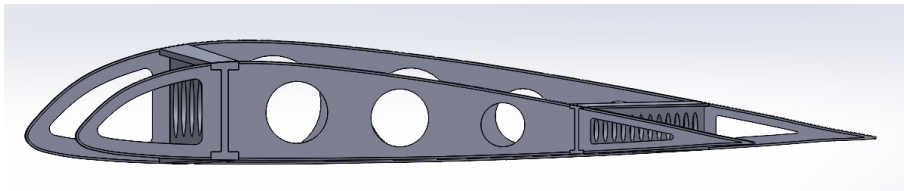


Figura 5.18: Vista laterale troncone rastremato

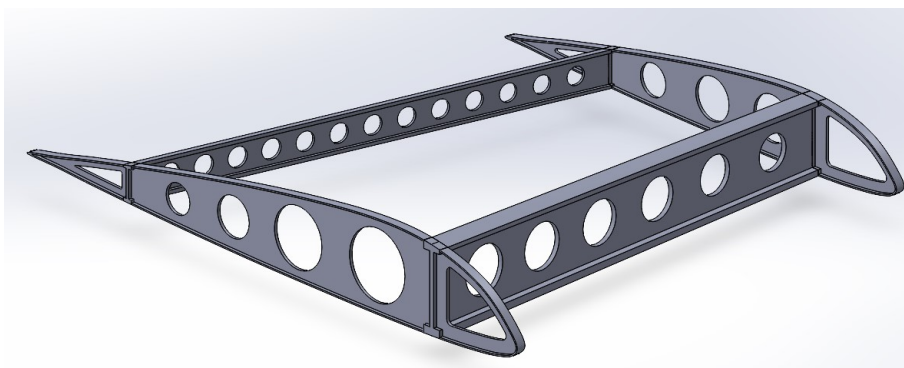


Figura 5.19: Vista isometrica troncone rastremato senza rivestimento

Infine, la sezione centrale e quelle laterali, sono unite tramite vincolo di tangenza tra le rispettive facce d'estremità dei longheroni e del rivestimento.

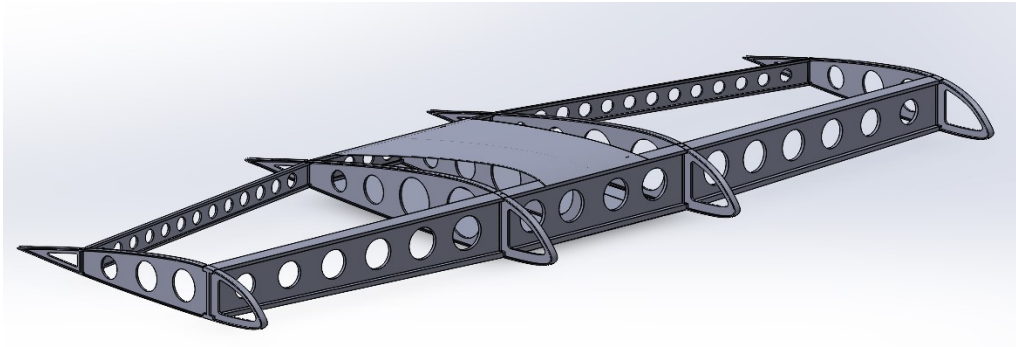


Figura 5.20: Vista isometrica troncone alare

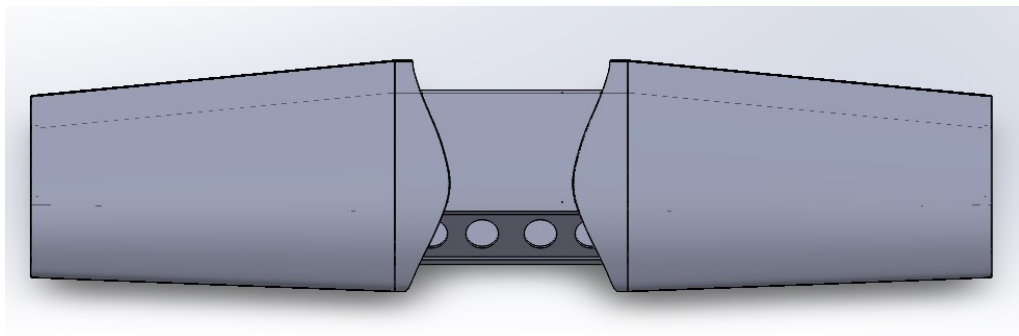


Figura 5.21: Vista dall'alto troncone alare

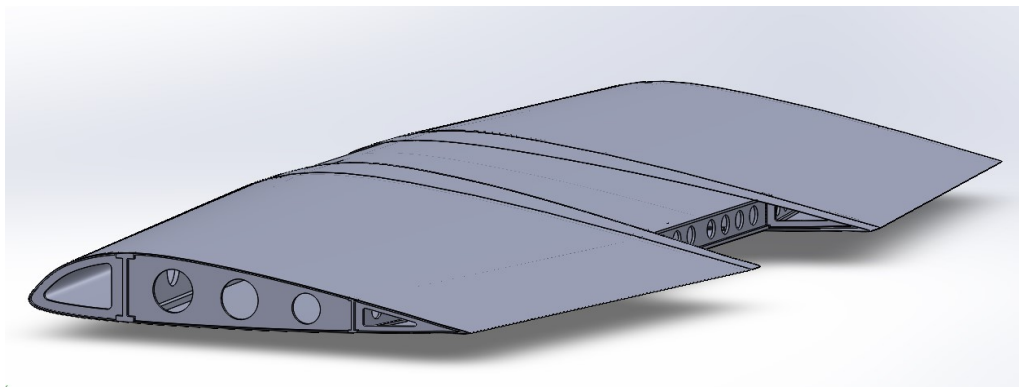


Figura 5.22: Vista laterale troncone alare

Definita a questo punto l'intera architettura del troncone alare, con i relativi volumi (ricavati da Solidworks) e le densità dei materiali impiegati, è possibile procedere con la stima dei pesi caratteristici, al fine di valutare il contributo massico complessivo dell'ala.

Si ricorda che il peso delle ali del modellino è stato fornito direttamente dal sito di modellismo a seguito di una richiesta inviata via e-mail, ed è pari a  $W_w \approx 2 \text{ kg}$ . I risultati ottenuti sono riassunti in *Tab.5.4*.

Elemento	Volume [ $cm^3$ ]	Densità [ $\frac{g}{cm^3}$ ]	Peso [kg]
Longheroni troncone rastremato	$2 \cdot 310.56$	1.42	0.882
Centine troncone rastremato	$2 \cdot 139.3$	1.42	0.396
Rivestimento troncone rastremato	$2 \cdot 318.1$	2.78	1.77
Longheroni sezione centrale troncone	215.96	1.42	0.307
Centina sezione centrale troncone	51.44	1.42	0.073
Rivestimento sezione centrale troncone	0.102	2.78	0.284
Ali modellino	-	-	2
Ali + Troncone	$\approx 1805$	1.42 2.78	5.7

Tabella 5.4: Stima peso ala + troncone

### 5.1.3 Piani di coda

Poiché, con i componenti già definiti, ossia fusoliera, sistema VTOL e ali, e con il requisito di payload pari a  $W_{pay} = 5 \text{ kg}$ , si raggiunge già un peso complessivo prossimo ai  $20 \text{ kg}$ , e considerando che devono ancora essere dimensionati elementi rilevanti come le batterie, le turboventole per il volo orizzontale e la coda del velivolo, si sceglie di non procedere oltre con la modellazione CAD di quest'ultima. In questa fase, infatti, risulterebbe poco significativo sviluppare nel dettaglio una geometria ancora soggetta a possibili variazioni dovute all'incertezza progettuale attuale.

Gli impennaggi, pertanto, vengono trattati solo in modo teorico, mantenendo coerenza con l'approccio adottato nella fase di *Conceptual Design*, secondo cui il loro peso è calcolato attraverso la seguente relazione:

$$W_{tail} \approx 0.07 \cdot 24.59 = 1.72 \text{ kg} \quad (5.7)$$

### 5.1.4 Turboventole

Non disponendo di una stima precisa della spinta necessaria in fase di crociera, si fa riferimento al risultato approssimativo ottenuto nella precedente fase di progettazione.

Sulla base di tale valore, è stata condotta un'indagine di mercato al fine di individuare le turboventole più idonee, selezionando come soluzioni ammissibili esclusivamente quelle in grado di garantire almeno la spinta minima richiesta ( $T_{cruise} \geq 2.86 \text{ kg}$ ).

Le tre opzioni considerate sono riportate in *Tab.5.5*.

Per la stima del peso caratteristico di questo componente, in assenza di una scelta progettuale definitiva, si procede a calcolare la media dei valori relativi alle tre alternative individuate. Considerando inoltre che, per ragioni di ridondanza propulsiva, il velivolo prevede l'installazione di due turboventole, il peso complessivo risulta pari a:

$$W_{prop} = 2 \cdot \left( \frac{0.55 + 0.440 + 0.256}{3} \right) = 0.83 \text{ kg} \quad (5.8)$$

Modello	Materiale	Diametro [mm]	Peso [g]	Numero blade	$T_{max}$ [kg]	$RPM_{max}$
a. <i>JP Hobby (HobbyKing)</i>	lega d'alluminio	120	550	12	7.5	75600
b. <i>Dr Mad HobbyKing</i>	lega d'alluminio	94	440	12	3.8	37000
c. <i>Dr Mad HobbyKing</i>	lega d'alluminio	72	256	10	2.3	48000

Tabella 5.5: Turboventole disponibili sul mercato

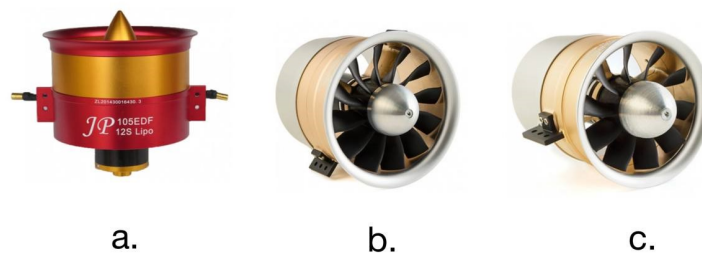


Figura 5.23: Turboventole per volo orizzontale

### 5.1.5 Stima MTOW

Allo stesso modo, in assenza di una stima accurata della potenza richiesta dai sistemi propulsivi dedicati al volo orizzontale, non si ritiene opportuno procedere al dimensionamento di un pacco batterie specifico. Si preferisce mantenere, invece, come riferimento, la soluzione già adottata nella fase di *Conceptual Design*, costituita da due batterie semisolidi di peso complessivo pari a 7.36 kg.

A questo punto, definiti tutti i principali sottosistemi che compongono l'UAV, si procede con la stima del peso massimo al decollo derivante dalla prima iterazione di *Preliminary Design*, i cui risultati sono riassunti in *Tab.5.6*.

Componente	Peso [kg]
Fusoliera	4
Sistema VTOL	3.2
Ala	5.7
Payload	5
Piani di coda	1.72
Turboventole	0.83
Pacco batterie	7.36
MTOW UAV	27.8

Tabella 5.6: Prima stima MTOW

Come evidenziato dalla tabella, l'MTOW risultante dalla prima iterazione del *Preliminary design* non soddisfa il vincolo progettuale iniziale, fissato a  $MTOW \leq 25$  kg. I principali contributi al peso complessivo del drone derivano dalla fusoliera, dalle ali e dal sistema VTOL. Quest'ultimo risulta particolarmente difficile da ottimizzare, poiché i componenti sono stati selezionati sul mercato e i braccetti di supporto dei motori presentano margini limitati di alleggerimento. Pertanto, nelle iterazioni successive si concentrerà l'attenzione principalmente sulla fusoliera e sulle ali, esplorando nuove configurazioni e ottimizzazioni strutturali, con l'obiettivo di ridurre il peso complessivo mediante l'eliminazione di elementi superflui.

## 5.2 Iterazione 2

Per la seconda iterazione del *Preliminary Design* si procede con una nuova modellazione della fusoliera, con l'obiettivo principale di ridurre il peso complessivo. In particolare, si decide di accorciare la lunghezza di 500 mm, passando dai 2000 mm della prima iterazione agli attuali 1500 mm. Le altre due dimensioni, quella trasversale e l'altezza, vengono mantenute invariate per soddisfare i requisiti di alloggiamento del payload. Anche il vano di carico, infatti, conserva le dimensioni precedenti, ed è posizionato idealmente in prossimità del centro della fusoliera.

In questa fase, s'interviene inoltre sulla forma geometrica, sostituendo la precedente configurazione cilindrica con una morfologia più vicina a quella di una fusoliera reale. Si mantiene una sezione di tipo ad asola, con diametro massimo approssimabile a 320 mm, ma si riduce progressivamente il volume in coda, dove la struttura assume una forma conica (Fig.5.24, Fig.5.25).

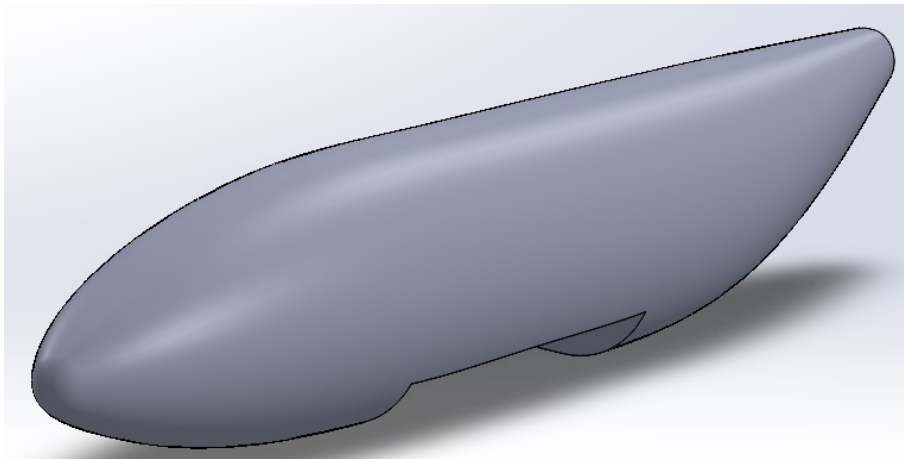


Figura 5.24: Vista isometrica fusoliera

Per semplificare la modellazione, si ipotizza in questa fase di troncare la parte terminale della fusoliera, rimandando la progettazione del cono di coda a una fase successiva. Tale componente potrà essere modellato separatamente in SolidWorks oppure sostituito con una coda standard, opportunamente adattata tra quelle comunemente impiegate nei modellini di velivoli.

Dal punto di vista strutturale, viene confermata l'assunzione della fusoliera come un involucro cavo, realizzato in lega d'alluminio *2024-T3 Al*, caratterizzato da uno spessore uniforme pari a 0.5 mm.



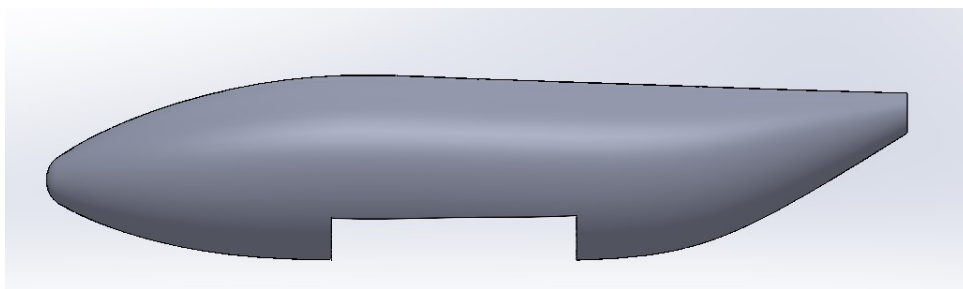


Figura 5.25: Vista laterale fusoliera

In questa fase del progetto si raggiunge un livello di dettaglio superiore nell'analisi dell'intersezione ala-fusoliera. Nella prima iterazione è stata ipotizzata la presenza di un troncone d'innesto dell'ala, solidale con la fusoliera e dotato di una sezione centrale rettangolare. Si rende ora necessario modellare l'incavo destinato ad accogliere la wingbox (scatola alare). Come illustrato in *Fig. 5.26*, la struttura della fusoliera viene rinforzata mediante l'aggiunta di pareti di spessore pari a 5 mm, realizzate in resina epossidica rinforzata con fibra di carbonio, che costituiscono una cornice strutturale per il fissaggio della wingbox tramite rivettatura.

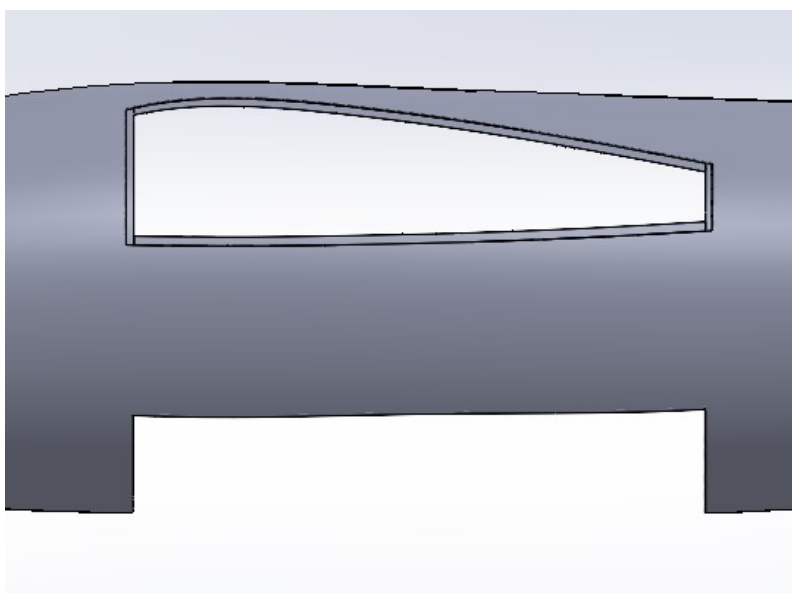


Figura 5.26: Zoom su cornice per fissaggio wingbox

Come si può osservare anche in figura, l'incavo ricavato nella fusoliera presenta la stessa lunghezza del vano di carico. Tale scelta deriva dall'esigenza di ottimizzare la massa complessiva: si decide infatti di distanziare longitudinalmente i due longheroni della sezione centrale del troncone alare, estendendo di conseguenza la wingbox. In questo modo, a differenza della prima iterazione, si evita l'inserimento di due ordinate di forza dedicate all'inizio e alla fine del vano di carico, nonché di due bulkhead in corrispondenza del bordo d'attacco e di quello di fuga della wingbox, facendo invece coincidere le ordinate anteriori e posteriori. Inoltre, le pareti di rinforzo dell'incavo anteriore e posteriore vengono concepite come parte integrante delle rispettive ordinate di forza, garantendo così una maggiore continuità strutturale.

Per quanto riguarda le restanti ordinate, si sceglie di collocarle in corrispondenza dei principali punti di discontinuità geometrica della fusoliera, in modo da ottimizzare l'assorbimento dei carichi. Nello specifico, è prevista un'ordinata in prossimità della prua, una intermedia tra quest'ultima e quella d'attacco della wingbox, una in corrispondenza della troncatura del cono di coda, e una ulteriore ordinata intermedia tra quest'ultima e quella posteriore del vano di carico, posizionata esattamente nella zona in cui la pancia della fusoliera varia inclinazione, richiudendosi verso l'alto (Fig.5.27, Fig.5.28).

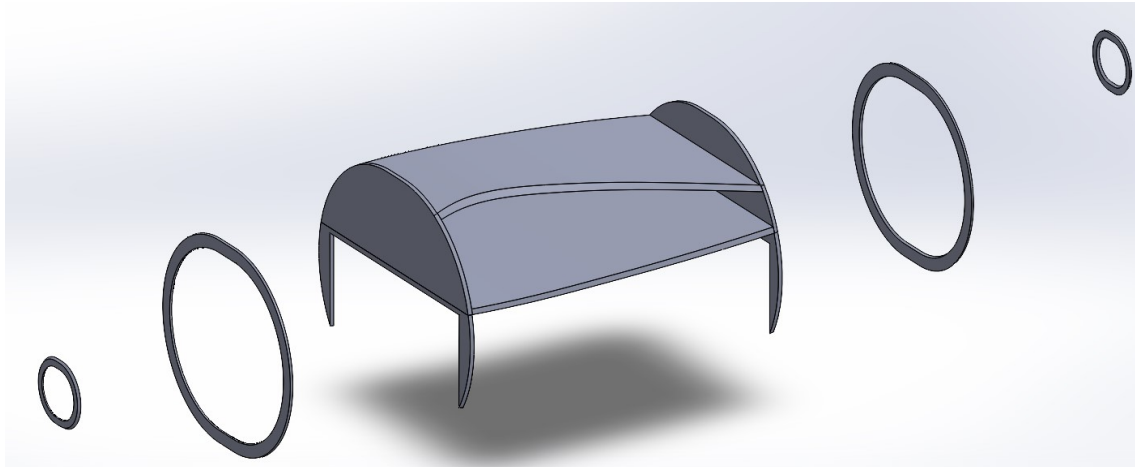


Figura 5.27: Vista isometrica disposizione ordinate

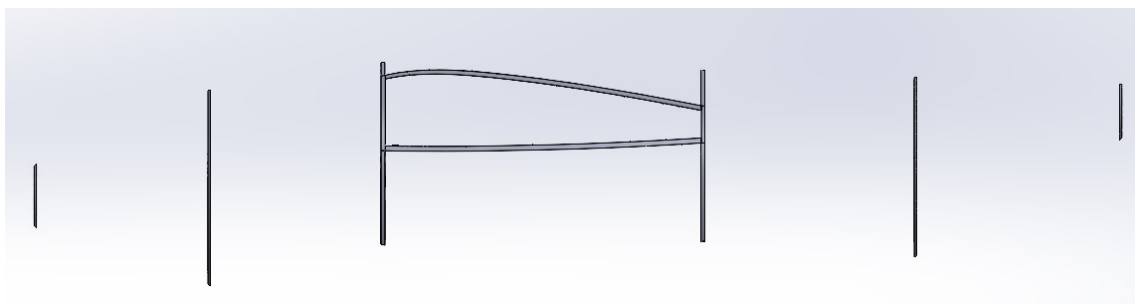


Figura 5.28: Vista laterale disposizione ordinate

In questa configurazione, poiché il numero complessivo di ordinate è stato ridotto rispetto alla prima iterazione, si rende necessario incrementarne lo spessore rispetto al valore inizialmente ipotizzato ( $t \approx 1$  mm). In particolare, per le bulkhead anteriori e posteriori al vano di carico/wingbox si adotta uno spessore pari a  $t = 5$  mm, mentre per le restanti ordinate si impiega uno spessore di  $t = 3$  mm.

Infine per i correnti rimane invariata l'approssimazione adottata nella prima versione della fusoliera, ossia quella di trattarli come parallelepipedi di sezione  $3 \times 2$  cm e lunghezza variabile in base alla distanza tra un'ordinata e l'altra.

Sulla base di tali assunzioni geometriche è possibile procedere con la seconda stima del peso caratteristico della fusoliera, riportata in Tab.5.7.

Elemento	Volume [ $cm^3$ ]	Densità [ $\frac{g}{cm^3}$ ]	Peso [kg]
Rivestimento	727.2	2.78	2.02
Cornice wingbox	1426	1.42	2.02
Ordinate	179.8	1.42	0.255
Correnti	460.4	1.42	0.654
Fusoliera	2793.4	1.42 2.78	4.95

Tabella 5.7: Seconda stima peso fusoliera

Dalla stima effettuata risulta che il peso della fusoliera è aumentato di circa 1 kg rispetto a quanto ottenuto nella prima iterazione. Tale incremento è dovuto principalmente all'introduzione della cornice di rinforzo della wingbox che, nonostante sia realizzata in materiale composito, comporta da sola un aumento di massa di circa 2 kg.

Il contributo massiccio degli altri elementi, invece, risulta favorevole alla riduzione del peso complessivo: il rivestimento mostra un lieve alleggerimento, le ordinate mantengono una massa pressoché costante rispetto alla prima iterazione (poiché, pur essendo diminuito il loro numero, ne è stato aumentato lo spessore), mentre i correnti presentano un peso quasi dimezzato, conseguenza diretta della riduzione della distanza relativa tra le ordinate.

Poiché l'obiettivo di questa iterazione era la riduzione del peso complessivo della fusoliera, ma i risultati ottenuti mostrano un incremento, si decide di interrompere il processo in questa fase e avviare una nuova iterazione progettuale, orientata alla ricerca di una configurazione più vantaggiosa dal punto di vista strutturale e massiccio.

## 5.3 Iterazione 3

### 5.3.1 Processo produttivo

Per procedere con la terza iterazione, si parte da un'analisi del processo di produzione dell'UAV. In particolare, si ipotizza di realizzare i vari moduli strutturali tramite stampa 3D in PETG (Polietilene Tereftalato Glicol-modificato). I diversi blocchi stampati vengono successivamente assemblati longitudinalmente, in modo da riprodurre la geometria complessiva del velivolo.

Su questa struttura di base viene quindi eseguita una laminazione in materiale composito, utilizzando resina epossidica rinforzata con fibre di carbonio. Tale rivestimento ha la funzione di aumentare la rigidità e la resistenza meccanica dell'UAV, garantendo al contempo una migliore integrità strutturale.

Una volta completata la polimerizzazione, ossia l'indurimento del composito, si procede con la rimozione dello stampo interno in PETG, che fungeva da supporto temporaneo. Successivamente, si effettua la rifinitura superficiale, che in ordine sequenziale comprende:

- rimozione del film di rilascio o del gel coat residuo;

- carteggiatura per ottenere una superficie liscia e uniforme;
- eventuale stuccatura delle imperfezioni;
- verniciatura finale, sia per motivi estetici sia per protezione da agenti esterni (raggi UV, umidità, abrasione).

### 5.3.2 Fusoliera

Sulla base del processo produttivo precedentemente descritto, si introduce un nuovo vincolo geometrico derivante dalle caratteristiche della stampante 3D in dotazione presso l'azienda *Digisky*.

La stampante dispone infatti di un piatto di stampa quadrato con dimensioni pari a  $25 \times 25$  cm. Per garantire che i blocchi della fusoliera debbano essere assemblati esclusivamente in direzione longitudinale, evitando giunzioni trasversali, si impone che le dimensioni massime della sezione trasversale (larghezza e altezza) non superino quelle del piatto di stampa.

Di conseguenza, le nuove dimensioni complessive della fusoliera risultano:

- Lunghezza  $l = 1500$  mm;
- Larghezza massima  $w = 250$  mm;
- Altezza massima  $h = 250$  mm

Questo comporta di conseguenza anche una riduzione delle dimensioni del vano di carico. La sua lunghezza rimane invariata a  $400$  mm, mentre le altre due dimensioni vengono ridotte, pur mantenendo la capacità necessaria a soddisfare i requisiti di payload definiti nelle prime fasi del *Design Process*.

In particolare, considerata la larghezza minima richiesta di  $200$  mm, è possibile ottenere una baia di carico larga  $220$  mm, sufficiente ad ospitare tutti i sensori previsti a bordo. Per quanto riguarda l'altezza, invece, si limita volutamente a circa  $132$  mm, in quanto un valore superiore avrebbe comportato interferenze con la zona d'innesto dell'ala alta. Questo non rappresenta un limite significativo, poiché il sensore più ingombrante presenta un'altezza di  $180$  mm: esso può infatti sporgere di circa  $5$  cm verso l'esterno, senza rischio di danneggiamenti, grazie alla presenza dei piedini d'atterraggio (di altezza pari a circa  $15$  cm) che garantiscono il necessario margine dal suolo.

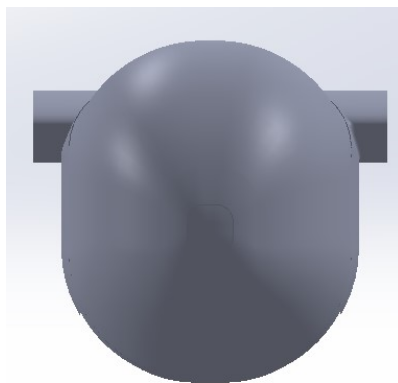


Figura 5.29: Vista frontale fusoliera

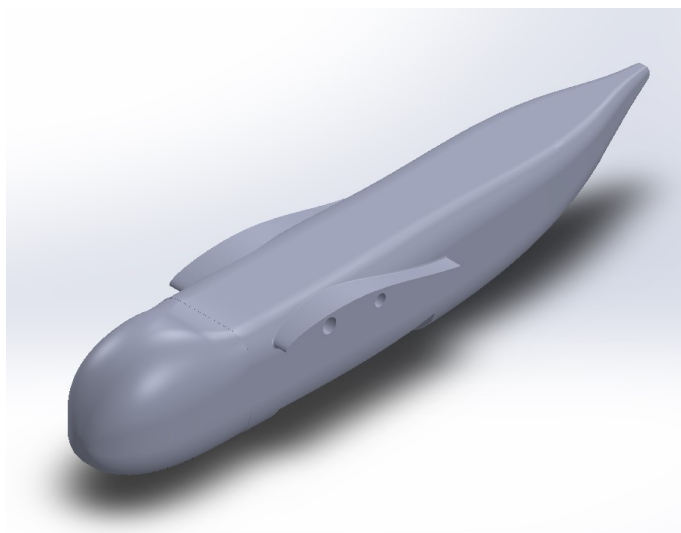


Figura 5.30: Vista isometrica fusoliera

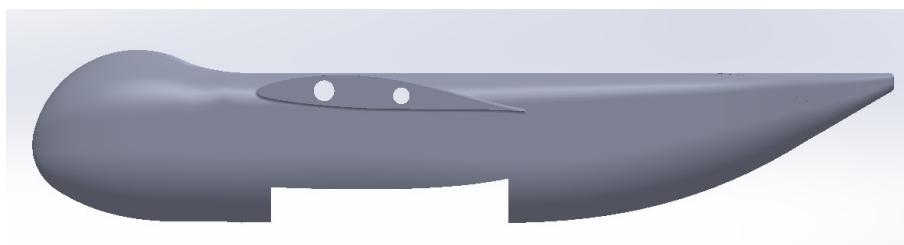


Figura 5.31: Vista laterale fusoliera

Come si osserva in Fig.5.29, a seguito della riduzione delle dimensioni complessive, si adotta una nuova sezione della fusoliera, differente rispetto a quella delle iterazioni precedenti. La sezione presenta una forma più rettangolare con bordi arrotondati, così da sfruttare al massimo lo spazio disponibile, sia per l'alloggiamento del payload, sia per l'innesto dell'ala.

A tal proposito, quest'ultimo è qui ipotizzato come un corpo solidale alla fusoliera, con un'apertura complessiva pari a  $300\text{ mm}$  (ulteriori dettagli sull'ala sono riportati nella sezione successiva). Tale dimensione supera il limite imposto dal piatto della stampante 3D; tuttavia, il problema può essere risolto stampando separatamente la fusoliera e i due innesti alari, che verranno successivamente assemblati. Si ricorda, infatti, che lo stampo ha la sola funzione di definire la forma esterna dell'UAV, poiché esso verrà poi rivestito con materiale composito. Una volta completata la polimerizzazione, lo stampo interno verrà rimosso.

Longitudinalmente, la fusoliera mantiene una configurazione simile a quella della precedente iterazione, con un cono di coda che si restringe verso l'alto per ridurre il peso, ma con una prua notevolmente più arrotondata. Quest'ultima eccede il limite di altezza massima di  $250\text{ mm}$ , ma ciò non costituisce un problema, poiché è stata modellata soltanto a scopo illustrativo, per fornire un'idea della forma complessiva del velivolo. In realtà, la prua è concepita per essere divisa verticalmente in due parti:

- una inferiore, integrata nella struttura della fusoliera;
- una superiore, progettata come radome trasparente in fibra di vetro, destinato

ad accogliere un'antenna orientabile (tiltante), capace di puntare dinamicamente verso il satellite durante il volo.

Infine, dal punto di vista strutturale, l'impiego di resina epossidica rinforzata con fibra di carbonio, avente densità minore rispetto alla lega 2024-T3 Al, ha permesso di incrementare lo spessore del rivestimento da  $0.5\text{ mm}$  della vecchia iterazione a  $1.5\text{ mm}$ , migliorando la rigidezza complessiva senza aumentare il peso. Questo consente di eliminare le ordinate di forza e i correnti interni, mantenendo solo rinforzi localizzati nelle aree più sollecitate, come ad esempio nella zona d'innesto dell'ala. A questo punto, per effettuare la terza stima del peso della fusoliera, si moltiplica la densità del composito per il volume dell'intera struttura, ricavato da Solidworks, ottenendo così:

$$W_{fus} = (V_{involucro} + V_{innesti}) \cdot \rho = (1715.15 + 2 \cdot 87.06) \cdot 1.42 \frac{g}{cm^3} \approx 2.7\text{ kg} \quad (5.9)$$

### 5.3.3 Ala

In questa fase si decide di modificare la configurazione alare rispetto a quella del *P-51 Old Crew* adottata nella prima iterazione. Avendo infatti ridotto la lunghezza della fusoliera da  $2000\text{ mm}$  a  $1500\text{ mm}$ , mantenere una corda alare in fusoliera pari a  $c_M = 623.77\text{ mm}$  avrebbe comportato che la sezione alare rappresentasse quasi la metà dell'intera fusoliera. Ciò avrebbe determinato una sproporzione geometrica e un conseguente incremento della resistenza aerodinamica.

Dopo un'approfondita indagine di soluzioni alari preesistenti compatibili con i nuovi vincoli dimensionali, non è stato possibile individuare alcuna alternativa adeguata. Pertanto, in questa iterazione si sceglie di progettare integralmente una nuova ala, realizzandola da zero. In particolare, si procede definendo teoricamente i principali parametri geometrici, quali profilo aerodinamico, corda e rastremazione, per poi modellare l'ala in ambiente CAD e fornire i relativi dati al modellista, che la realizzerà su misura seguendo lo stesso processo produttivo della fusoliera, ma impiegando una stampante 3D di prestazioni superiori, non soggetta a vincoli dimensionali di piatto. Per quanto riguarda la struttura interna, al fine di ridurre il peso complessivo, si opta per l'eliminazione del concetto di wingbox rettangolare, sostituita dall'inserimento dei due soli innesti alari, aventi già la forma del profilo alare.

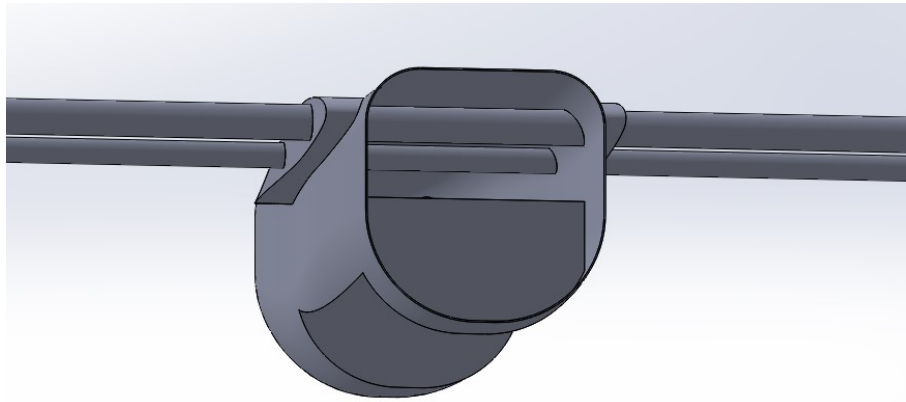


Figura 5.32: Vista interna sezione centrale ala

Nella sezione centrale della fusoliera vengono integrati soltanto due tubi cavi in fibra

di carbonio, disposti trasversalmente ad essa, di spessore pari a 1 mm: essi fuoriescono dai tronconi laterali e fungono contemporaneamente da elementi di innesto e da longheroni principali per le ali, garantendo rigidezza e continuità strutturale (Fig.5.32, Fig.5.33).

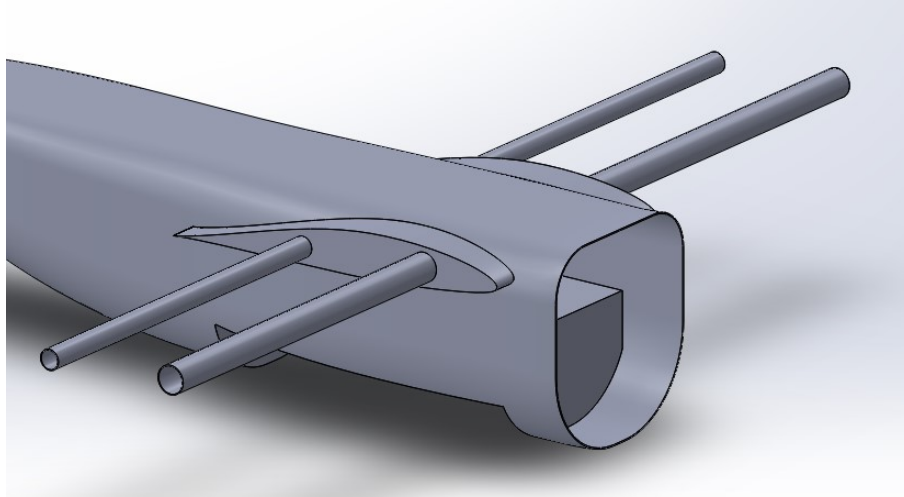


Figura 5.33: Vista esterna sezione centrale ala

Come si può notare chiaramente dalle figure soprariportate, l'ala ipotizzata è di tipo alto. Rispetto a un'ala bassa, questa configurazione conferisce una stabilità laterale intrinseca, sfruttando l'effetto pendolo: poiché il baricentro dell'UAV si trova al di sotto del centro di portanza, il velivolo tende naturalmente a riallinearsi in posizione di equilibrio stabile durante il volo.

Inoltre, grazie alla minore interferenza con la fusoliera, l'ala alta garantisce una maggiore efficienza aerodinamica e, dal punto di vista delle sollecitazioni, è principalmente soggetta a carichi di trazione, più facili da gestire strutturalmente.

Infine, la scelta dell'ala alta è motivata soprattutto da vincoli volumetrici: la posizione ribassata non sarebbe stata possibile a causa della presenza del vano di carico, che ne limita lo spazio disponibile in fusoliera.

Per la scelta del profilo alare, si decide di seguire una strada basata su dati consolidati, ossia quella di utilizzare un profilo per il quale sono disponibili diverse informazioni dovute ad analisi precedenti. Tale profilo è quello dello *Swift S1*, il *NACA 64-412*, appartenente alla serie 6, ottimizzata per mantenere il flusso laminare su gran parte della corda alare. Esso presenta un massimo spessore pari  $t/c = 12\%$  e un camber massimo del  $2,7\%$  al  $43,79\%$  della corda. Tale valore di curvatura massima rappresenta un buon compromesso tra la necessità di ottenere un'adeguata portanza e quella di mantenere un angolo d'attacco di stallo il più elevato possibile. Un incremento della curvatura, infatti, comporterebbe un'accelerazione maggiore del flusso sul dorso del profilo, con conseguente aumento della depressione e, quindi, della portanza generata. Tuttavia, tale effetto determinerebbe anche un incremento della pendenza della curva  $C_l - \alpha$  e una riduzione significativa dell'angolo di stallo, rendendo il profilo più sensibile alle variazioni di incidenza.

Per la scelta del design alare, si fa riferimento al paper *Parametric Analysis of Wing Planforms to Determine an Optimal Wing Design*, realizzato da un gruppo di ricercatori dell'*Amity University (India)*, nel quale viene condotta un'analisi comparativa tra diverse configurazioni alari al fine di individuare la più efficiente per un UAV. Lo

studio considera un'ala con apertura alare  $b = 6 \text{ m}$ , corda alla radice pari a  $c_r = 1 \text{ m}$  e velocità di volo di  $v_{cruise} = 10 \text{ m/s}$ . In particolare, vengono analizzate le seguenti planform alari:

- *Rectangular wing*: ala caratterizzata da un carico alare relativamente ridotto e da un corrispondente valore di  $C_l$  in crociera più basso. Presenta perdite d'estremità significative, che comportano un incremento della resistenza indotta. Tuttavia, come si osserva in Fig.5.35, la distribuzione del coefficiente di portanza locale lungo l'apertura mostra il seguente andamento: il suo valore massimo si registra in prossimità della radice, la quale sarà, quindi, la zona che tenderà a entrare in stallo per prima. Tale comportamento risulta desiderabile dal punto di vista della sicurezza, poiché lo stallo inizia lontano dalle estremità alari dove sono generalmente collocati gli alettoni; ciò consente di mantenere un margine di controllo del velivolo anche nelle fasi critiche.



Figura 5.34: Ala rettangolare

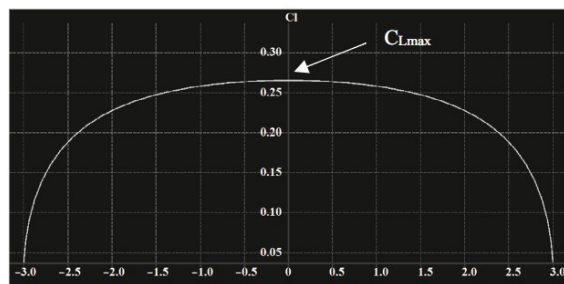


Figura 5.35: Distribuzione di portanza

- *Moderate tapered wing* ( $\lambda = 0.5$ ): ala caratterizzata da valori di  $W/S$  e  $C_{l_{cruise}}$  superiori rispetto a quelli dell'ala rettangolare. Essa presenta una distribuzione di portanza più equilibrata e aerodinamicamente più efficiente, tendenzialmente prossima a quella ellittica. Tuttavia, come si osserva in Fig.5.37, il valore locale di  $C_{l_{max}}$  tende a spostarsi progressivamente verso l'estremità alare, con il rischio che lo stallo inizi in prossimità del tip. Ciò comporta una riduzione della stabilità e della controllabilità in prossimità dello stallo, rendendo la configurazione leggermente meno sicura rispetto a quella rettangolare.



Figura 5.36: Moderate tapered wing

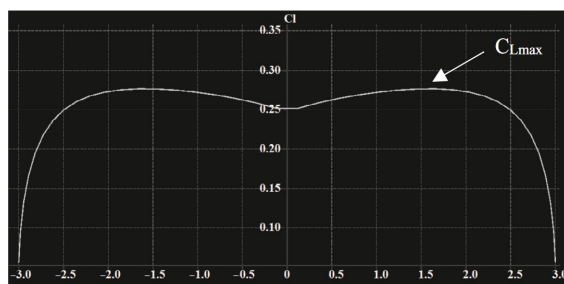


Figura 5.37: Distribuzione di portanza

- *Highly tapered wing* ( $\lambda = 0.3$ ): ala caratterizzata da una rastremazione più marcata rispetto ai casi precedenti. Al diminuire del valore di taper ratio (ovvero all'aumentare del grado di rastremazione), il valore locale del coefficiente



di portanza massimo  $C_{l_{max}}$  tende a spostarsi progressivamente verso l'estremità alare. Di conseguenza, la regione di stallo si avvicina ai tip, dove sono generalmente alloggiati gli alettoni, con un effetto negativo sulla controllabilità del velivolo.

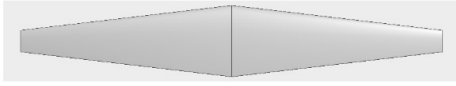


Figura 5.38: Highly tapered wing

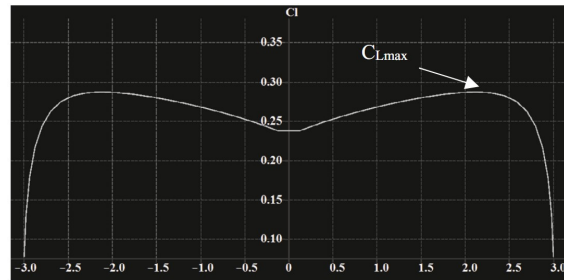


Figura 5.39: Distribuzione di portanza

- Semi tapered wing ( $\lambda = 0.5$ ): ala con una distribuzione di portanza analoga a quella della *Moderate tapered wing* e molto prossima a quella teoricamente ottimale. A differenza di quest'ultima, non richiede modifiche ai tip alari per ridurre le perdite d'estremità. In questo caso, il valore massimo di coefficiente di portanza locale si concentra in prossimità della radice, analogamente a quanto accade per l'ala rettangolare. Di conseguenza, lo stallo ha inizio lontano dalla zona degli alettoni, consentendo al velivolo di mantenere una buona controllabilità.



Figura 5.40: Semi tapered wing

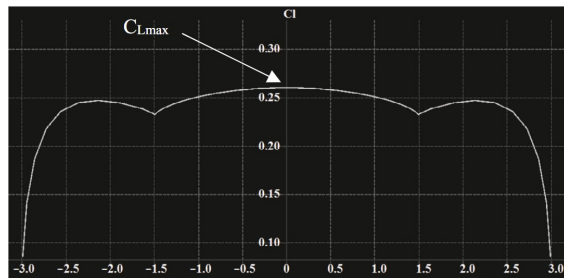


Figura 5.41: Distribuzione di portanza

In conclusione, le ali fortemente rastremate, così come quelle con taper ratio moderato, vengono scartate poiché, sebbene consentano di sfruttare in modo più uniforme la portanza lungo l'apertura alare, risultano meno efficienti nelle condizioni prossime allo stallo. L'ala rettangolare, al contrario, garantisce ottime caratteristiche di comportamento allo stallo, ma presenta una minore capacità di generare portanza rispetto alle configurazioni rastremate.

Pertanto, la scelta ricade sull'ala semirastremata, che rappresenta un compromesso ottimale tra le diverse tipologie: essa combina la capacità di generare portanza tipica delle ali rastremate con la buona efficienza e controllabilità allo stallo proprie delle ali rettangolari, assicurando così un comportamento aerodinamico più stabile e sicuro nelle varie fasi di volo.

Per la progettazione di tale geometria alare, si procede con l'imposizione di 3 vincoli:

- Superficie alare  $S = 1.5 \text{ m}^2$ . Come visto nelle precedenti iterazioni, questo valore consente di ricavare un  $C_L$ , tale per cui si ha un buon margine di sicurezza tra  $\alpha$  e  $\alpha_{stall}$ .
- Taper ratio  $\lambda = 0.4$ . Dai ragionamenti di cui sopra, tale valore rappresenta un buon compromesso tra le ali moderatamente rastremate e quelle altamente rastremate.
- Apertura alare  $b_w = 4200 \text{ mm}$ . Esso è pari al limite massimo fissato dai requisiti iniziali.

Pertanto, approssimando la *Semi-tapered wing* di allungamento alare  $AR = \frac{b^2}{S} = 11.76$  come un'ala composta da tre sezioni, una centrale rettangolare e due estremità rastremate di forma trapezoidale isoscele, è possibile procedere alla definizione delle dimensioni delle corde, a partire dal valore della superficie alare totale. In particolare, ricordando che la fusoliera ha una larghezza di  $250 \text{ mm}$ , e che le eliche devono essere poste ad una distanza di  $500 \text{ mm}$  da essa, si ottiene per la sezione centrale un'apertura complessiva pari a  $b_{centrale} = 500 + 250 + 500 = 1250 \text{ mm}$ . A questo punto, per determinare le dimensioni delle corde alari si utilizza l'eq.5.10, in cui il primo termine rappresenta la superficie della porzione centrale rettangolare, mentre il secondo tiene conto dell'area delle due estremità rastremate.

$$S = (c_r b_c) + 2 \frac{(c_r + c_t) \left( \frac{b_w - b_c}{2} \right)}{2} = (c_r \cdot 1250) + (c_r + \lambda c_r) \left( \frac{4200 - 1250}{2} \right) = 1.5 \text{ m}^2 \quad (5.10)$$

Invertendo l'equazione, si ricava la corda alla radice  $c_r = 452.5 \text{ mm} \approx 450 \text{ mm}$ , che moltiplicata per il taper ratio  $\lambda = 0.4$ , restituisce la corda al tip  $c_t = 180 \text{ mm}$ . Infine, è possibile stimare l'angolo di freccia al bordo d'attacco, coincidente con quello al bordo d'uscita in quanto si considera un'ala simmetrica, tramite la relazione:

$$\Lambda_{LE} = \Lambda_{TE} = \arctan \left( \frac{(c_r - c_t)/2}{(b_w - b_{centrale})/2} \right) = 5.23^\circ \quad (5.11)$$

In Fig.5.42 è riportata una visione schematica della geometria alare definita.

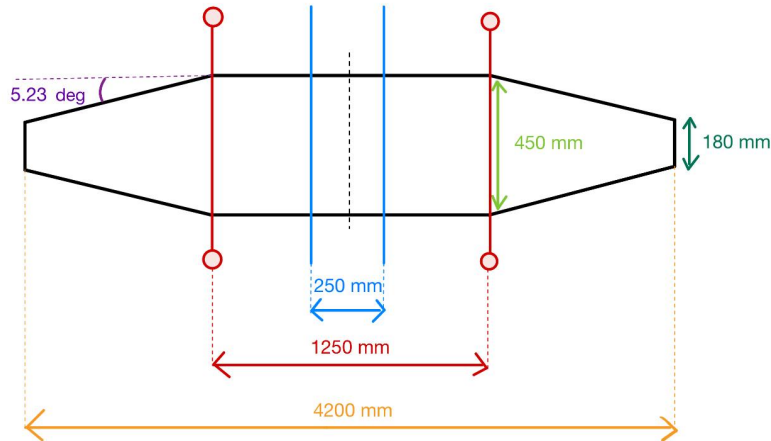


Figura 5.42: Schema ala

L'ultimo step consiste nella valutazione dell'angolo d'incidenza  $\alpha$  a cui installare l'ala. Per determinare tale valore è necessario passare per il numero di *Reynolds*:

$$Re = \frac{\rho \cdot v_{cruise} \cdot MAC}{\mu} = \frac{1.2 \cdot 20 \cdot 0.378}{1.8 \cdot 10^{-5}} = 504000 \quad (5.12)$$

Pertanto, anche in questo caso si analizza la polare  $C_L - \alpha$  corrispondente a  $Re = 500000$  per il profilo *NACA 64-412*, scaricabile dal sito *BigFoil*.

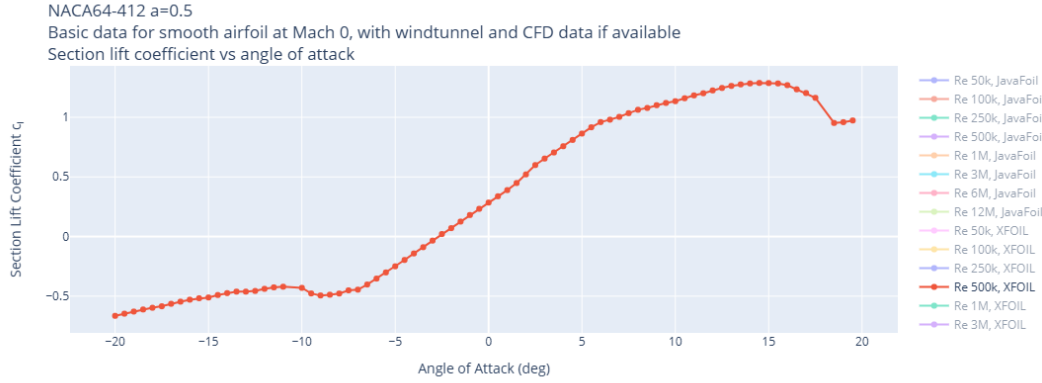


Figura 5.43: Polare  $C_L - \alpha$  per  $Re = 5 \cdot 10^5$  del profilo NACA 64-412

I punti chiave della curva sono:

- Angolo di portanza nulla  $\alpha_0 = -2.5^\circ$ .
- Coefficiente di portanza ad incidenza nulla  $C_{L_0} = 0.285$ .
- Angolo di stallo  $\alpha_{stall} = 14.5^\circ$ .
- Coefficiente di portanza massimo  $C_{L_{max}} = 1.29$ .

Riprendendo, ora, la stima di massa massima al decollo emersa dalla fase di *Conceptual Design*  $MTOW = 24.59 \text{ kg}$ , si valuta il coefficiente di portanza dell'ala in analisi, tramite la seguente relazione:

$$C_L = \frac{2 \cdot MTOW}{\rho \cdot S \cdot v_{cruise}^2} = \frac{2 \cdot 24.59 \cdot 9.81}{1.2 \cdot 1.5 \cdot 20^2} = 0.67 \quad (5.13)$$

Entrando nella curva  $C_L - \alpha$ , a tale valore di coefficiente di portanza corrisponde un angolo d'attacco di circa  $3^\circ$ . Tale valore garantisce un adeguato margine di sicurezza rispetto all'angolo di stallo: infatti, per raggiungere condizioni critiche di flusso sarebbe necessario un disturbo o una raffica che incrementi l'incidenza dell'UAV di oltre  $10^\circ$ .

Infine, dal punto di vista strutturale, l'ala è concepita come un involucro cavo, con spessore pari a  $1.5 \text{ mm}$ , realizzato in resina epossidica rinforzata con fibra di carbonio. La rigidità complessiva della struttura è garantita dalla presenza di centine di spessore  $2 \text{ mm}$ , disposte in corrispondenza delle giunzioni tra le diverse sezioni alari.

Per agevolare le operazioni di trasporto, l'ala è, infatti, progettata per essere smontabile in due parti per ciascuna semiala:

- una sezione interna, di forma rettangolare, compresa tra i motori VTOL e l'innesto con la fusoliera;
- una sezione esterna rastremata, avente una semiapertura di 1475 *mm*.

Al fine di prevenire fenomeni di buckling del rivestimento e d'incrementare ulteriormente la rigidità complessiva, all'interno della sezione rastremata s'inserisce un'ulteriore centina, posta a metà della sua apertura.

In ultimo, come descritto nel paragrafo precedente dedicato alla progettazione della fusoliera, dagli innesti alari si diramano due tubi cavi in fibra di carbonio, aventi lunghezza pari a quella della sezione rettangolare. Essi svolgono la duplice funzione di longheroni principali e di elementi di collegamento tra ala e fusoliera. La sezione alare più esterna si innesta a sua volta su due tubi, prolungamento di quelli provenienti dalla fusoliera. In linea con il requisito di modularità e trasportabilità dell'UAV, anche questi tubi devono poter essere smontabili. A tal fine, si adotta una soluzione basata su tubi concentrici: i tubi esterni anteriori e posteriori vengono inseriti rispettivamente all'interno dei corrispondenti tubi principali e bloccati mediante un perno di fissaggio. Tale configurazione consente un accoppiamento rigido e affidabile, garantendo al contempo la possibilità di rapido montaggio e smontaggio dell'ala.

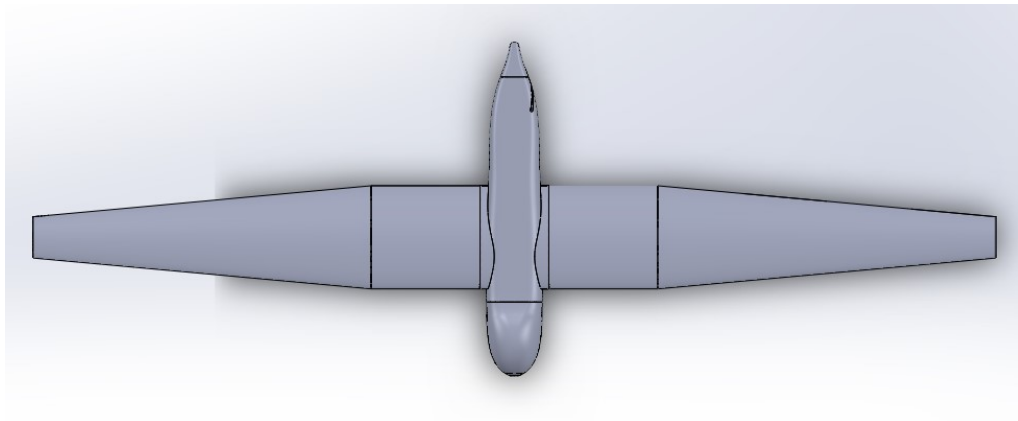


Figura 5.44: Semi tapered wing

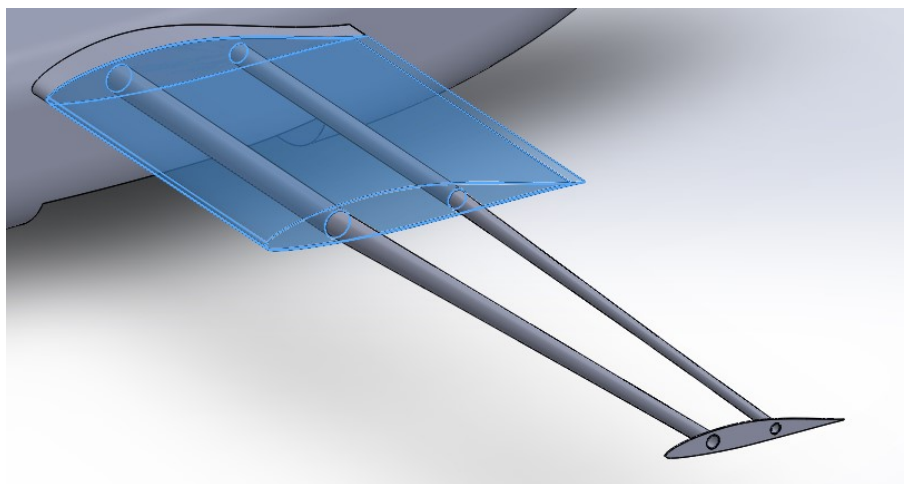


Figura 5.45: Sezione rettangolare in trasparenza

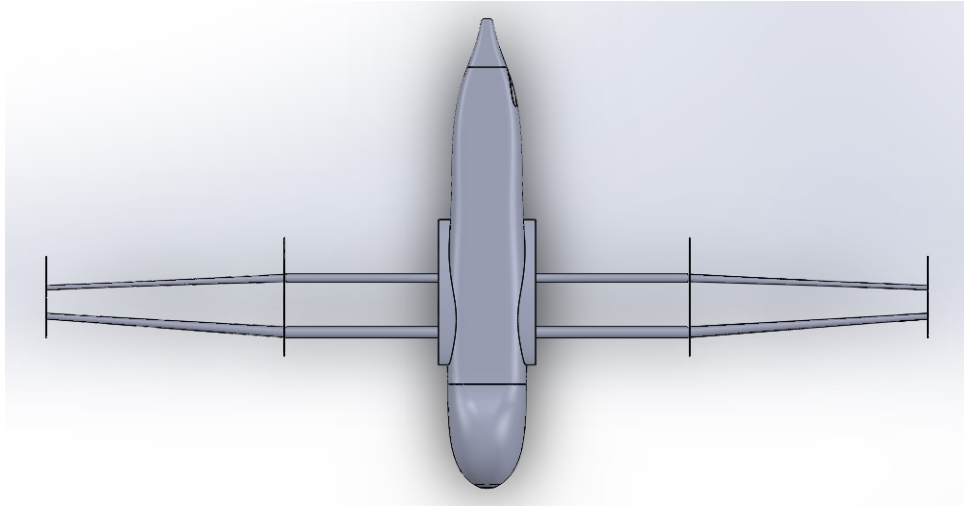


Figura 5.46: Scheletro semi tapered wing

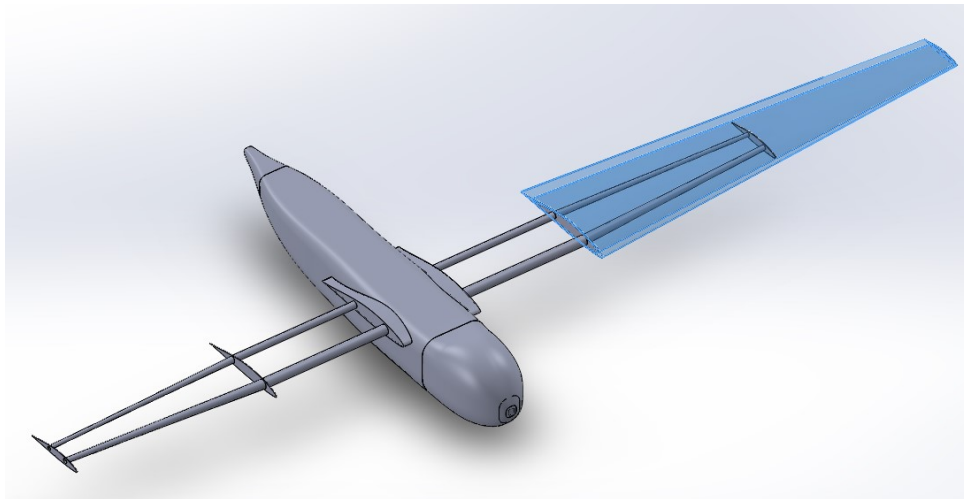


Figura 5.47: Vista isometrica in trasparenza

Di seguito è riportata la stima dei pesi caratteristici.

Elemento	Volume [ $cm^3$ ]	Densità [ $\frac{g}{cm^3}$ ]	Peso [kg]
Involucro	3516.8	1.42	5
Tubi	447	1.42	0.635
Centine	74.1	1.42	0.105
Ala	4037.9	1.42	5.74

Tabella 5.8: Stima peso ala

### 5.3.4 Piani di coda

In questa fase progettuale si decide di abbandonare la relazione empirica utilizzata nella prima iterazione per la stima del peso dei piani di coda, procedendo invece con

una modellazione tridimensionale accurata su SolidWorks.

Facendo riferimento al lavoro di *Helmut Stettmaier*, pubblicato per l'associazione sportiva di aeromodellismo *Flug Modell Sport Gruppe (FMSG) Alling e. V.*, situata a ovest di Monaco di Baviera, si sceglie di adottare una configurazione di coda a V, in alternativa alla tradizionale configurazione con stabilizzatore orizzontale e deriva verticale separati. La coda a V, costituita da due superfici inclinate denominate ruddervators, combina, infatti, in un'unica soluzione le funzioni di stabilizzatore orizzontale (per il controllo del beccheggio) e di timone verticale (per il controllo dell'imbardata). Tale configurazione offre numerosi vantaggi rispetto a quella convenzionale, tra cui:

- Riduzione della resistenza aerodinamica, grazie alla diminuzione del numero di superfici e delle relative intersezioni;
- Semplificazione strutturale, con conseguente riduzione di peso;
- Maggiore efficienza aerodinamica, poiché le superfici non sono investite da flussi disturbati provenienti dall'ala o dai bracci di supporto;
- Migliore resistenza al danno e manutenzione semplificata, per via della minore complessità.

Tuttavia, la coda a V presenta anche alcune criticità: per garantire la stessa efficacia di controllo e stabilità della configurazione convenzionale, essa richiede superfici di maggiore estensione ed, inoltre, mostra una ridotta efficienza a elevati angoli d'attacco  $\alpha$  o di Sideslip  $\beta$ , a causa della tendenza alla separazione del flusso.

Il lavoro di *Stettmaier* sottolinea inoltre come in letteratura siano disponibili poche indicazioni pratiche per i modellisti e i progettisti che intendono realizzare una coda a V. Per questo motivo, il paper, basandosi sui risultati sperimentali riportati nel *NACA Report 823*, ossia una delle poche pubblicazioni che analizzano in dettaglio, tramite prove in galleria del vento, il comportamento aerodinamico di superfici di coda a V, fornisce una metodologia per il dimensionamento di tale coda derivata da una configurazione convenzionale equivalente.

A tal proposito, ai fini del presente progetto, si adotta come configurazione di riferimento la coda standard dell'aeromodello in scala 1:4 *Swift S1*, del quale sono disponibili diverse informazioni geometriche, ricavate da precedenti indagini sperimentali. Tali dati, utilizzati come base per la successiva modellazione della coda a V, sono riportati in *Tab.5.9*.

Come primo step, il paper di riferimento suggerisce di valutare l'inclinazione delle superfici di coda rispetto al piano orizzontale, determinando il cosiddetto angolo diedro equivalente secondo la relazione:

$$\Gamma = \arctan \sqrt{\frac{S_{vt} \cdot c_{vt \rightarrow v}}{S_{ht}}} \quad (5.14)$$

dove il termine  $c_{vt \rightarrow v} = 1.4 \cdot \left( \frac{AR_{vt}}{2 + AR_{vt}} \right) / \left( \frac{AR_v}{2 + AR_v} \right)$  rappresenta il fattore di correzione che tiene conto del passaggio dalla deriva verticale convenzionale al piano di coda inclinato della configurazione a V.

Partendo da tale formulazione, il paper fornisce dei valori tipici di  $C_{vt \rightarrow v}$ , dipendenti dall'allungamento alare del piano verticale di riferimento e di quello della futura coda a V (*Fig.5.48*).

Airfoil	NACA 63012
Superficie orizzontale	$S_{ht} = 0.103 \text{ m}^2$
Superficie verticale	$S_{vt} = 0.056 \text{ m}^2$
Apertura stabilizzatore	$b_{ht} = 0.75 \text{ m}$
Apertura deriva	$b_{vt} = 0.346 \text{ m}$
$AR$ stabilizzatore	$AR_{ht} = 5.5$
$AR$ deriva	$AR_{vt} = 2.15$
Rastremazione deriva	$\lambda_{vt} = 0.6$
Inclinazione stabilizzatore rispetto all'orizzontale	$\alpha_{ht} = 7^\circ$
Angolo di freccia al bordo d'attacco della deriva	$\Lambda_{vtLE} = 6.5^\circ$

Tabella 5.9: Proprietà coda standard Swift S1

$AR_v \rightarrow$ $AR_s \downarrow$	4	5	6	8
2	1.1	1.0	1.0	0.9
3		1.2	1.1	1.1
4			1.2	1.2

Figura 5.48: Fattore di correzione  $c_{vt \rightarrow v}$

Pertanto, assumendo un fattore di correzione unitario ( $C_{vt \rightarrow v} = 1$ ), e conoscendo il valore di allungamento alare della deriva convenzionale ( $AR_{vt} = 2.15$ ), si ottiene un allungamento alare della coda a V compreso tra 5 e 6. Per semplicità e coerenza con le relazioni successive, si sceglie di adottare  $AR_v = 5$ , valore che consente di mantenere anche il fattore di correzione tra stabilizzatore e coda a V  $C_{ht \rightarrow v}$  prossimo all'unità:

$$C_{ht \rightarrow v} = \left( \frac{AR_{ht}}{2 + AR_{ht}} \right) / \left( \frac{AR_v}{2 + AR_v} \right) = \left( \frac{5.5}{2 + 5.5} \right) / \left( \frac{5}{2 + 5} \right) = 1.02 \approx 1 \quad (5.15)$$

Determinati i fattori di equivalenza, si procede con il calcolo dell'angolo diedro equivalente, che risulta pari a  $\Gamma = \arctan \sqrt{\frac{S_{vt}}{S_{ht}}} = 36.4^\circ$ .

A partire da tale valore, è possibile stimare la superficie complessiva della coda a V:

$$S_v = \frac{S_{ht}}{\cos^2(\Gamma)} = \frac{S_{vt}}{\sin^2(\Gamma)} = S_{ht} + S_{vt} = 0.159 \text{ m}^2 \quad (5.16)$$

Successivamente, si determina il valore di apertura effettiva del singolo piano di coda, ossia l'altezza di quest'ultimo secondo l'inclinazione dell'angolo diedro.

$$b_v = \sqrt{\frac{AR_v}{2} \cdot \frac{S_v}{2}} = 0.446 \text{ m} \quad (5.17)$$

da cui si determina l'altezza verticale effettiva  $h_v = b_v \cdot \sin(\Gamma) = 0.265 \text{ m}$  e l'apertura orizzontale  $w_v = 2 \cdot b_v \cdot \cos(\Gamma) = 0.718 \text{ m}$ .

L'angolo di freccia al bordo d'attacco e l'inclinazione delle superfici rispetto all'orizzontale sono poi ricalcolati in funzione dell'angolo diedro, ottenendo rispettivamente:

$$\Lambda_{vLE} = \frac{\Lambda_{vtLE}}{\sin(\Gamma)} = 10.95^\circ \text{ e } \alpha_v = \frac{\alpha_{ht}}{\cos(\Gamma)} = 8.7^\circ.$$

Infine per determinare i valori di corda alla radice e corda al tip del singolo piano di coda, si approssima quest'ultimo come un trapezio rettangolo, la cui superficie è data quindi dalla somma di un rettangolo di lati  $c_t$  e  $b_v$ , e di un triangolo rettangolo di cateti  $c_r - c_t$  e  $b_v$ , con angolo compreso tra quest'ultimo cateto e l'ipotenusa pari al valore di freccia del leading edge appena definita  $\Lambda_{vLE} = 10.95^\circ$ .

$$\frac{S_v}{2} = (c_t \cdot b_v) + \left( \frac{(c_r - c_t) \cdot b_v}{2} \right) \quad (5.18)$$

dove  $c_r - c_t = b_v \cdot \tan(\Lambda_{vLE}) = 0.086 \text{ m}$ .

Per cui noti tutti i valori, s'inverte la formula e si ricava un valore di corda al tip pari a  $c_t = 0.135 \text{ m}$ , da cui ne scaturisce una  $c_r = 0.221 \text{ m}$ .

Infine, definiti i parametri geometrici, e supposto di voler realizzare la *V-tail* secondo le stesse modalità dell'ala, ossia un'involucro cavo di spessore pari a  $1.5 \text{ mm}$  in resina epossidica rinforzata con fibra di carbonio, si può procedere con la modellazione CAD (*Fig.5.49*, *Fig.5.50*, *Fig.5.51*).

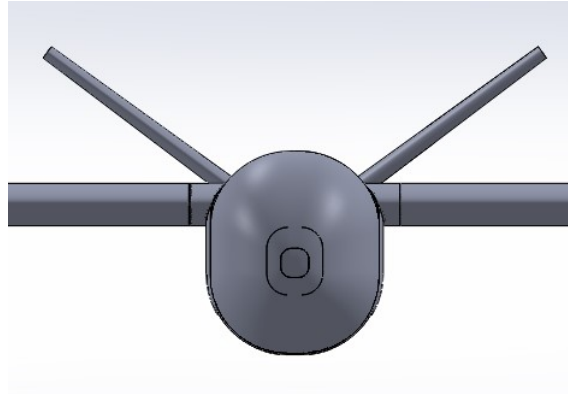


Figura 5.49: Vista frontale V-Tail

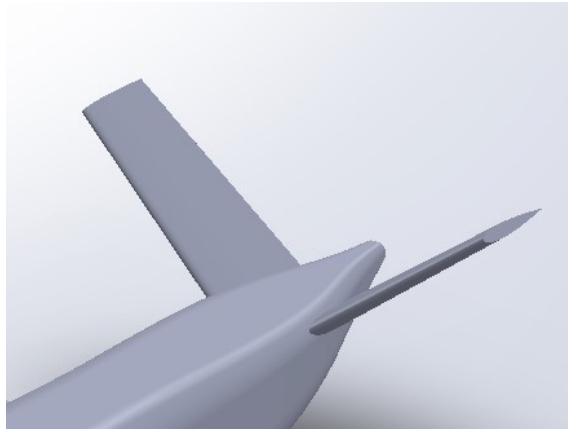


Figura 5.50: Vista isometrica V-Tail



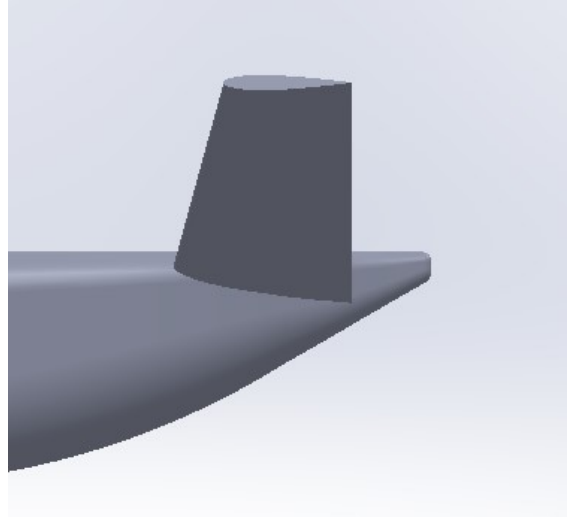


Figura 5.51: Vista laterale V-Tail

Tramite la funzionalità *Valutare* di *Solidworks*, si ricava un volume totale di  $481.9 \text{ cm}^3$ , da cui si ottiene una massa della coda pari a:

$$W_{V\text{-tail}} = V_{V\text{-tail}} \cdot \rho = 481.9 \cdot 1.42 = 0.684 \text{ kg} \quad (5.19)$$

### 5.3.5 Stima MTOW

Una volta definiti i tre componenti principali dell'UAV, fusoliera, ala e piani di coda, è possibile procedere con la terza stima del peso massimo al decollo MTOW.

Prima di eseguire tale valutazione, è opportuno ricordare che per i rimanenti sottosistemi si mantengono inalterate le ipotesi assunte nelle precedenti iterazioni, in particolare per quanto riguarda il pacco batteria fornito da *EnovBattery*, i bracci di supporto dei motori VTOL e la stima analitica delle turboventole.

Componente	Peso [kg]
Fusoliera	2.7
Sistema VTOL	3.2
Ala	5.74
Payload	5
Piani di coda	0.68
Turboventole	0.83
Pacco batterie	7.36
MTOW UAV	25.5

Tabella 5.10: Terza stima MTOW

Come mostrato in *Tab.5.10*, il peso massimo al decollo risulta ridotto di circa  $2 \text{ kg}$  rispetto alle stime ottenute nelle iterazioni precedenti. Tale diminuzione è principalmente attribuibile all'alleggerimento della fusoliera e del piano di coda. L'ala,

nonostante in questa fase sia stata sviluppata secondo un concept differente rispetto alle versioni precedenti, mantiene una massa pressoché invariata. Tuttavia, l'M-TOW continua a non soddisfare pienamente il requisito iniziale, superando ancora il limite di 25 kg previsto. Pertanto, nella successiva iterazione si cercherà di raggiungere la convergenza, concentrando gli sforzi soprattutto su una nuova configurazione geometrica dell'ala. A differenza della fusoliera, che sembra ormai aver raggiunto un livello di alleggerimento prossimo al minimo, l'ala rappresenta infatti l'elemento con maggiore potenziale di ottimizzazione in termini di peso.

## 5.4 Iterazione 4

L'obiettivo di quest'ultima iterazione è quello di soddisfare il vincolo primario imposto sul peso massimo al decollo, ovvero  $MTOW < 25$  kg, intervenendo in particolare sull'architettura alare. Infatti, nonostante l'abbandono della soluzione con wingbox centrale e l'introduzione di una nuova configurazione alare con parametri geometrici inalterati, basata su due tubi cavi in fibra di carbonio aventi la duplice funzione di longheroni strutturali e punti di innesto per le diverse sezioni alari, la massa complessiva dell'ala è rimasta comunque elevata.

Di conseguenza, l'ultima strada percorribile per ridurre il peso risiede nella modifica della superficie alare  $S$ . In particolare, mantenendo valido il ragionamento esposto nelle sezioni precedenti circa la necessità di limitare il coefficiente di portanza  $C_L$  al di sotto di una certa soglia, così da evitare angoli d'attacco prossimi allo stallo, si può ipotizzare un incremento della velocità di crociera, pur mantenendola in un intervallo compreso tra  $20 \div 30$  m/s. Tale scelta consentirebbe di ridurre la superficie alare richiesta.

Infatti, assumendo la condizione di equilibrio del volo orizzontale, per cui  $L = W$ , e considerando il valore di  $C_L = 0.67$  ottenuto nell'iterazione precedente, che garantisce un adeguato margine di sicurezza e controllabilità, fissando la velocità di crociera a  $v_{cruise} = 25$  m/s si ottiene una superficie alare pari a:

$$S = \frac{2 \cdot MTOW}{C_L \cdot \rho \cdot v_{cruise}^2} = \frac{2 \cdot 24.59 \cdot 9.81}{0.67 \cdot 1.2 \cdot 25^2} = 0.96 \text{ m}^2 \quad (5.20)$$

Una volta variata la superficie alare, è necessario procedere con la modifica dell'intera geometria dell'ala. Per quanto riguarda la forma in pianta e la rastremazione, si mantiene l'ipotesi di un'ala *Semi-tapered*, caratterizzata da un fattore di rastremazione pari a  $\lambda = 0.4$ . Per l'apertura alare si considera invece il limite di  $b = 3000$  mm imposto dallo scenario operativo standard *STS-02*, previsto per i droni appartenenti alla classe di marcatura C6. Sebbene l'UAV oggetto di analisi non sia destinato ad operare in tale scenario, poiché è progettato per missioni a lungo raggio (a differenza dell'*STS-02* che prevede operazioni limitate a pochi chilometri dal pilota), è comunque utile tenere conto di questi vincoli. In questo modo, qualora in futuro si volesse modificare l'operatività del velivolo e ricondurlo all'interno di tale classe di certificazione, ciò sarebbe possibile senza interventi progettuali significativi sulla configurazione alare.

Pertanto, partendo dai parametri noti o fissati, ossia:

- Superficie alare  $S = 0.96 \text{ m}^2$ .

- Rapporto di rastremazione  $\lambda = 0.4$ .
- Apertura alare  $b = 3000 \text{ mm}$ .

è possibile determinare le restanti caratteristiche geometriche dell'ala. In particolare, partendo dalla formula della superficie alare:

$$S = (c_r b_c) + 2 \frac{(c_r + c_t) \left( \frac{b_w - b_c}{2} \right)}{2} = (c_r \cdot 1250) + (c_r + \lambda c_r) \left( \frac{3000 - 1250}{2} \right) = 0.96 \text{ m}^2 \quad (5.21)$$

in cui il primo termine rappresenta la superficie della porzione centrale rettangolare dell'ala, mentre il secondo tiene conto dell'area delle due estremità rastremate, è possibile ricavare il valore dell'unico fattore incognito, ossia la corda alla radice pari a  $c_r = 388 \text{ mm}$ . Quest'ultima, moltiplicata per il taper ratio  $\lambda = 0.4$ , restituisce un valore di corda al tip di  $c_t = 155 \text{ mm}$ .

In ultimo, è possibile stimare l'angolo di freccia al bordo d'attacco, coincidente con quello al bordo di fuga, in quanto si considera un'ala simmetrica, tramite la relazione:

$$\Lambda_{LE} = \Lambda_{TE} = \arctan \left( \frac{(c_r - c_t)/2}{(b_w - b_{centrale})/2} \right) = 7.58^\circ \quad (5.22)$$

Dal punto di vista strutturale, si mantiene l'impostazione adottata nelle iterazioni precedenti: un involucro con spessore pari a  $1.5 \text{ mm}$ , rinforzato da centine di  $2 \text{ mm}$  posizionate in corrispondenza delle giunzioni tra le varie sezioni e al centro della parte rastremata esterna, con l'utilizzo di tubi cavi in fibra di carbonio per l'innesto tra le sezioni alari. Infine, poiché il coefficiente di portanza  $C_L$  è stato mantenuto costante e si è ipotizzato l'utilizzo dello stesso profilo alare dell'iterazione precedente, anche l'angolo d'attacco d'installazione rimane invariato e pari a circa  $3^\circ$ .

Di seguito sono illustrate alcune immagini riassuntive della nuova geometria alare.

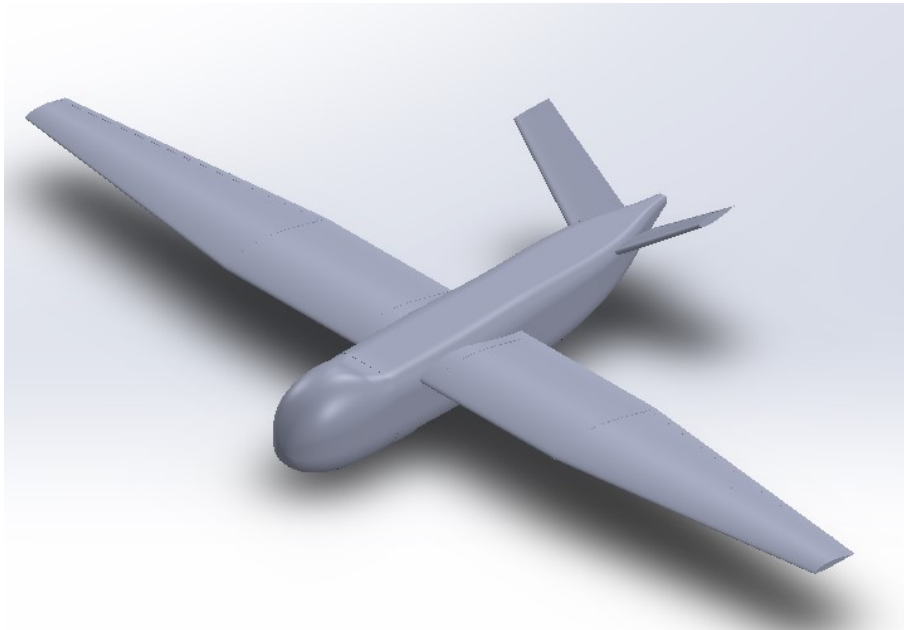


Figura 5.52: Vista isometrica Semi tapered wing

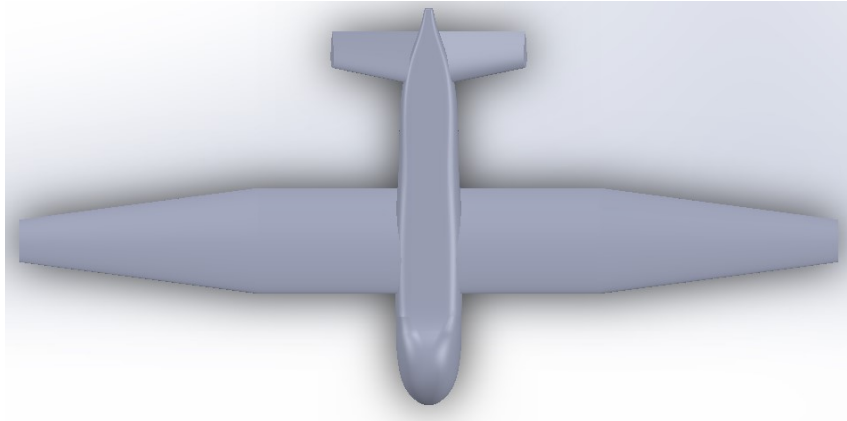


Figura 5.53: Vista dall'alto Semi tapered wing

Infine in *Tab.5.12*, sono riportati i pesi caratteristici ottenuti a partire dalla valutazione dei volumi in *Solidworks*.

Elemento	Volume [ $cm^3$ ]	Densità [ $\frac{g}{cm^3}$ ]	Peso [kg]
Involucro	1661.30	1.42	2.35
Tubi	302.96	1.42	0.430
Centine	56.88	1.42	0.081
Ala	2021.14	1.42	2.86

Tabella 5.11: Stima peso ala

### 5.4.1 Sistema VTOL

Avendo pressoché dimezzato il peso dell'ala in questa iterazione, si prevede che, al termine della stessa, la stima del peso massimo al decollo risulterà finalmente inferiore al valore limite di 25 *kg* imposto dal requisito di progetto.

Pertanto, si decide di approfondire il livello di dettaglio dei restanti componenti, il cui peso, nelle fasi precedenti, era stato stimato mediante relazioni empiriche approssimative.

In particolare, noto il sistema propulsivo VTOL della *HobbyWing* definito sin dalla prima iterazione, costituito da un motore di dimensioni 68 x 39.3 *mm* e da un'elica di diametro circa pari a 560 *mm*, si può procedere alla modellazione dei bracci di supporto dedicati.

A tal proposito, in una prima ipotesi progettuale, si era previsto di realizzare un tubo circolare cavo che attraversasse l'ala lungo la direzione della corda, dal bordo d'attacco al bordo d'uscita, incanalato all'interno di appositi binari guida ricavati nella struttura interna dell'ala stessa. Tuttavia, la presenza dei due longheroni circolari, necessari per l'innesto tra le diverse sezioni alari, impedisce la realizzazione di un unico braccetto continuo lungo la corda alare.

Per questo motivo si adotta una nuova configurazione. All'interno della sezione rettangolare dell'ala vengono inseriti due longheroni di base rettangolare (altezza  $\approx 32$  mm, spessore 2 *mm*), disposti rispettivamente a monte del tubo d'innesto

anteriore e a valle di quello posteriore. Entrambi si estendono per l'intera apertura della sezione e risultano vincolati alle centine terminali. In questo modo, si crea un'interruzione del braccio di supporto nella porzione centrale della corda alare: la parte anteriore del braccetto viene quindi fissata al longherone rettangolare anteriore, mentre quella posteriore è collegata al corrispondente longherone posteriore.

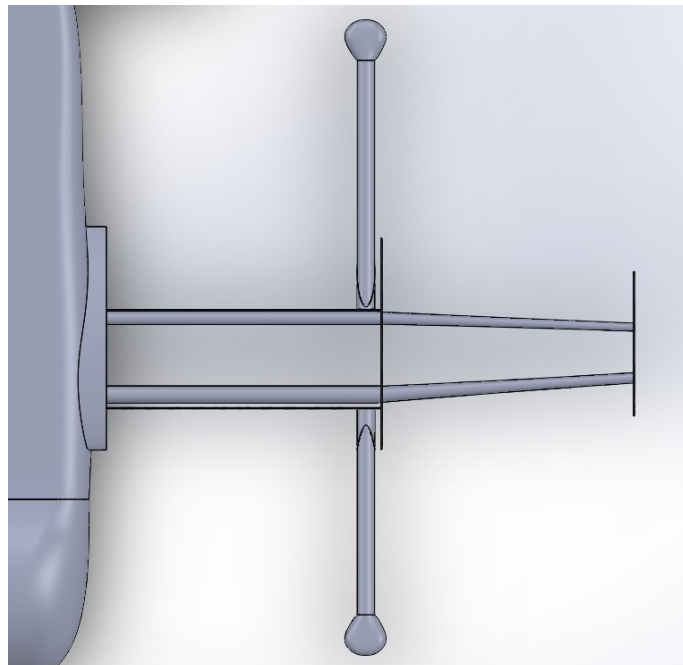


Figura 5.54: Vista dall'alto braccetti supporto VTOL

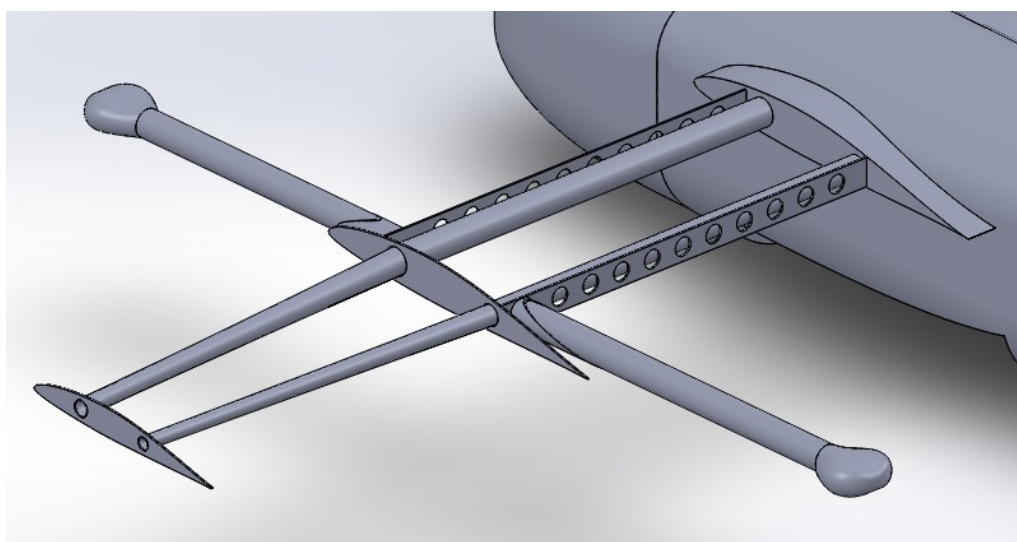


Figura 5.55: Longheroni d'innesto

Dal punto di vista dimensionale, considerando che l'altezza massima dei longheroni è pari a 32 mm (limite imposto dallo spessore dell'ala), il diametro esterno del braccetto di supporto non può superare 30 mm. Di conseguenza, esso è stato ridotto di circa 20 mm rispetto alla stima preliminare effettuata nelle prime fasi progettuali. Il braccetto è realizzato in resina epossidica rinforzata con fibra di carbonio, con

configurazione cava e spessore della parete pari a  $3\text{ mm}$ . Le estremità anteriore e posteriore, distanti in totale  $1100\text{ mm}$ , terminano con dischetti estrusi di diametro  $70\text{ mm}$ , dimensionati per alloggiare il motore del sistema VTOL, che, come già descritto, presenta un diametro di  $68\text{ mm}$ . Come mostrato in *Fig. 5.54*, l'idea dei binari guida integrati all'interno dell'ala è stata mantenuta, al fine di consentire un agevole incanalamento dei braccetti di supporto durante le operazioni di montaggio e fissaggio ai longheroni, in vista dell'inizio di una nuova missione.

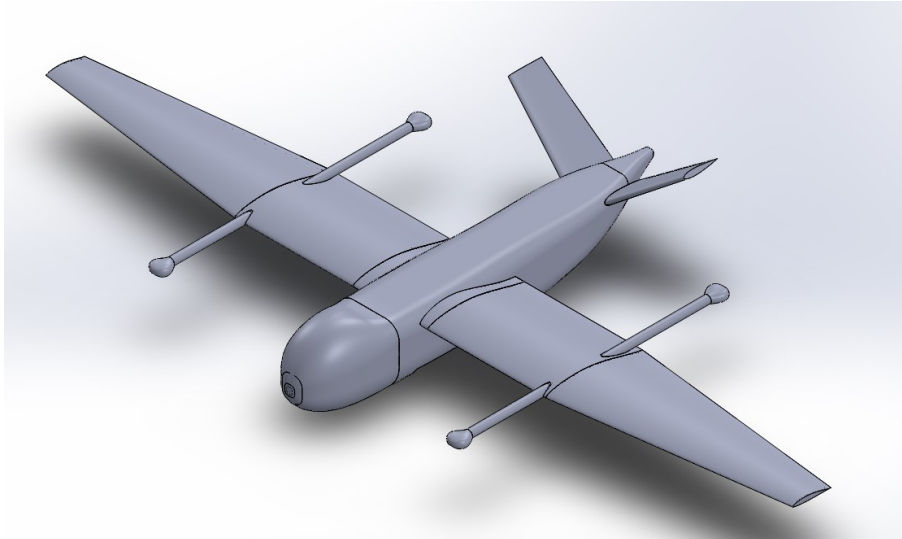


Figura 5.56: Vista isometrica braccetti supporto VTOL

Di seguito è riportata la stima dei pesi caratteristici dell'intero sistema VTOL, condotta sulla base dei volumi ricavati da *Solidworks*, e dei pesi effettivi dei componenti individuati sul mercato.

Elemento	Volume [ $\text{cm}^3$ ]	Densità [ $\frac{\text{g}}{\text{cm}^3}$ ]	Peso [kg]
Motore	-	-	$4 \cdot 0.354$
Elica	-	-	$4 \cdot 0.052$
ESC	-	-	$4 \cdot 0.087$
Braccetti	$2 \cdot 360$	1.42	$2 \cdot 0.512$
Longheroni di supporto	$2 \cdot 47.16$	1.42	$2 \cdot 0.067$
Binari guida	$2 \cdot 10.28$	1.42	$2 \cdot 0.015$
Sistema VTOL	834.88	1.42	3.2

Tabella 5.12: Stima peso ala

Pertanto, nonostante la riduzione del diametro del braccetto e l'eliminazione della parte centrale, che ne determina un'interruzione strutturale, il peso complessivo risulta pressoché invariato rispetto alla stima preliminare ottenuta mediante semplici relazioni geometriche nella prima iterazione. Tale comportamento è imputabile all'aggiunta dei longheroni di fissaggio e dei binari guida necessari per garantirne il corretto incanalamento.

### 5.4.2 Stima della spinta richiesta in crociera

Prima di procedere con la definizione del sistema propulsivo destinato al volo orizzontale, è necessario valutare con maggiore accuratezza la spinta richiesta dall'UAV in condizioni di crociera. Fino a questo punto, infatti, le analisi si sono basate sul valore di riferimento  $T = 2.86$  kg, ottenuto in via preliminare durante la fase di *Conceptual Design*. L'obiettivo ora è quello di stimare in modo più dettagliato i contributi di resistenza indotta e resistenza parassita associati ai diversi componenti dell'UAV, così da determinare il drag totale e, assumendo la condizione di equilibrio di volo orizzontale ( $D = T$ ), ricavare il valore di spinta totale richiesta.

Definita la geometria alare, ed in particolare l'allungamento alare  $AR = \frac{b^2}{S} = \frac{3^2}{0.96} = 9.375$  è possibile stimare sin da subito il coefficiente di resistenza indotta come:

$$C_{D_i} = k \cdot C_L^2 = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} = \frac{0.67^2}{\pi \cdot 9.375 \cdot 0.8} = 0.019 \quad (5.23)$$

Considerate le dimensioni ridotte della V-tail rispetto all'ala principale, il suo contributo alla resistenza indotta viene trascurato.

Per quanto riguarda invece la resistenza parassita, si adotta la formulazione proposta da *Raymer*, secondo la quale:

$$C_{D_0} = \frac{\sum_i c_{F_i} \cdot FF_i \cdot Q_i \cdot S_{w_i}}{S} \quad (5.24)$$

in cui:

- $c_{F_i}$  è il coefficiente di attrito equivalente del singolo elemento;
- $FF_i$  il fattore di forma;
- $Q_i$  il fattore d'interferenza;
- $S_{w_i}$  la superficie bagnata;
- $S$  la superficie alare di riferimento.

Cominciando dalla fusoliera, si determina il valore di coefficiente d'attrito equivalente mediante la relazione empirica per flusso completamente turbolento su lastra piana:

$$C_{F_f} = \frac{0.455}{\log(Re)^{2.58} \cdot (1 + 0.144 \cdot Mach^2)^{0.65}} = 0.0038 \quad (5.25)$$

dove il numero di *Reynolds* risulta pari a:

$$Re = \frac{\rho \cdot v_{cruise} \cdot l_{fus}}{\mu} = \frac{1.2 \cdot 25 \cdot 1.5}{1.8 \cdot 10^{-5}} = 2.5 \cdot 10^6 \quad (5.26)$$

Il secondo termine al denominatore è trascurabile, poiché il numero di Mach in crociera risulta molto basso.

Il fattore di forma è stimato come:

$$FF_f = (1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400}) = 1.293 \quad (5.27)$$

dove  $f = \frac{l_{fus}}{d_{max}} = \frac{1.5}{0.25} = 6$  è il fattore di snellezza della fusoliera.

Dalle tabelle riportate nel *Raymer*, il fattore d'interferenza per la fusoliera è assunto pari a  $Q_f = 1$ , mentre la superficie bagnata, ricavata direttamente dalla modellazione CAD, risulta  $S_{w_f} = 2.27 \text{ m}^2$ . Pertanto il contributo di resistenza parassita associato alla fusoliera è  $C_{D_{0_f}} = 0.011$ .

Analogamente per l'ala il numero di *Reynolds* è calcolato come:

$$Re = \frac{\rho \cdot v_{cruise} \cdot MAC}{\mu} = \frac{1.2 \cdot 25 \cdot 0.33}{1.8 \cdot 10^{-5}} = 5.5 \cdot 10^5 \quad (5.28)$$

da cui si ottiene il rispettivo coefficiente di attrito equivalente:

$$C_{F_w} = \frac{0.455}{\log(Re)^{2.58}} = 0.005 \quad (5.29)$$

Il Form Factor dell'ala si determina tramite la seguente equazione:

$$FF_w = \left[ 1 + \frac{0.6}{(x/c)_m} \cdot \left( \frac{t}{c} \right) + 100 \cdot \left( \frac{t}{c} \right)^4 \right] \cdot [1.34 \cdot Mach^{0.18} \cdot \cos(\Lambda_m)^{0.28}] = 0.973 \quad (5.30)$$

mentre il fattore d'interferenza è assunto pari a  $Q_w = 1$ . La superficie bagnata, stimata da Solidworks, è pari a  $S_{w_w} = 3.58 \text{ m}^2$ . Da questi dati si ottiene un contributo di resistenza parassita alare pari a  $C_{D_{0_w}} = 0.018$ .

Per quanto riguarda la V-tail si ricava un contributo complessivo di  $C_{D_0} = 0.003$ , con coefficiente d'attrito equivalente  $C_{F_{V-tail}} = 0.0057$ , fattori di forma e d'interferenza unitari e una superficie bagnata di  $S_{w_{V-tail}} = 0.46 \text{ m}^2$ .

Infine, per il sistema propulsivo di crociera (turboventole), si stima il numero di *Reynolds*  $Re = 1.67 \cdot 10^5$ , assumendo un diametro caratteristico di  $d = 0.1 \text{ m}$ , rappresentativo della media dei modelli reperiti sul mercato, da cui ne deriva un  $C_{f_{propulsion}} = 0.0064$ .

Il fattore di forma risulta:

$$FF_{propulsion} = 1 + \frac{0.35}{f} = 1.1 \quad \text{con } f = \frac{l}{d} \quad (5.31)$$

mentre quello d'interferenza vale  $Q_{propulsion} = 1.3$ .

La superficie bagnata della singola turboventola è pari a  $S_{w_{propulsion}} = \pi \cdot d \cdot l = 0.0157 \text{ m}^2$ . Considerando la presenza di due unità propulsive, il contributo del sistema propulsivo alla resistenza parassita risulta  $C_{D_{0_{propulsion}}} = 0.0003$ .

Per la valutazione della resistenza parassita associata alle eliche VTOL e ai relativi bracci di supporto, si fa riferimento ad uno studio individuato in letteratura sul design optimization di un UAV Fixed Wing VTOL. In particolare, tale studio considera le eliche orientate parallelamente al flusso in crociera e propone l'espressione  $C_{D_0} = 0.1 \cdot \sigma_{propVTOL}$  per il contributo parassita di una singola elica, dove:

$$\sigma_{propVTOL} = \frac{N_{blades} \cdot c_{blade}}{\pi \cdot r_{prop}} \quad (5.32)$$

è il *Solidity ratio* dell'elica, con  $N_{blades}$  il numero di pale,  $c_{blade}$  la corda media della pala e  $r_{prop}$  il raggio dell'elica.



Pertanto, determinata la corda della singola pala dell'elica individuata già nella fase preliminare del progetto, e considerando quattro eliche VTOL, si ottiene il contributo totale del sistema VTOL:

$$C_{D_{0VTOL}} = 4 \cdot \left( 0.1 \cdot \frac{2 \cdot 3.44 \text{ cm}}{\pi \cdot 28 \text{ cm}} \right) = 0.031 \quad (5.33)$$

Per valutare la resistenza di forma e d'attrito dovuta ad eventuali sensori che possono sbordare al di fuori del vano di carico, si utilizza la seguente relazione:

$$C_{D_{0pay}} = \frac{C_{d_p} \cdot A_p}{S} \quad (5.34)$$

dove  $C_{d_p}$  è un coefficiente di forma adimensionale, che per un oggetto squadrato ha un valore compreso tra 1.5 e 2,  $A_p$  è l'area frontale sporgente e  $S$  la superficie alare di riferimento.

Per essere il più conservativi possibile, si considera il sensore più ingombrante da installare sull'UAV, ossia la camera ottica 2 e si valuta un'altezza sbordante pari a  $h = h_{sensor} - h_{vano} = 185 - 132 = 53 \text{ mm}$ . La larghezza di tale sensore è pari a  $107 \text{ mm}$  circa, pertanto l'area frontale risulta  $A_p = 0.00567 \text{ m}^2$ . Poichè esso ha una forma rettangolare, si assume un  $C_{d_p} = 1.7$ , ottenendo così:

$$C_{D_{0pay}} = \frac{1.7 \cdot 0.00567}{0.96} = 0.01 \quad (5.35)$$

Infine, si considera il contributo dovuto ai tre piedini d'atterraggio, disposti con una configurazione a tre punti, uno anteriore e due posteriori. A differenza di quanto avviene negli aeromobili di aviazione generale, nel presente velivolo non è prevista l'installazione di un carrello retrattile, poiché tale soluzione risulterebbe inattuabile sia per motivi di ingombro volumetrico all'interno della fusoliera, sia per ragioni di natura strutturale.

Si ipotizza pertanto la presenza di tre piedini fissi, che inevitabilmente contribuiscono ad incrementare la resistenza parassita in crociera. Per stimare tale contributo, ciascuna gamba d'appoggio è approssimata come un cilindro circolare liscio di raggio  $r = 0.02 \text{ m}$  e lunghezza  $l = 0.15 \text{ m}$ , disposto trasversalmente al flusso (ossia con il flusso parallelo alle superfici di base). Il numero di Reynolds risulta pertanto:

$$Re = \frac{\rho \cdot v_{cruise} \cdot d}{\mu} = \frac{1.2 \cdot 25 \cdot 0.04}{1.8 \cdot 10^{-5}} = 6.67 \cdot 10^4 \quad (5.36)$$

Tale valore corrisponde a un regime subcritico, per il quale, in base ai dati sperimentali disponibili, il coefficiente di resistenza di un cilindro liscio assume valori compresi tra  $C_{D_0} = 1.1 \div 1.2$ . Considerando tuttavia un rapporto di snellezza pari a  $\frac{l}{d} = \frac{0.15}{0.04} = 3.75$ , ossia un cilindro non infinito ma nemmeno particolarmente corto, si può tenere conto di un lieve effetto di riduzione del coefficiente dovuto alle interazioni con le estremità, assumendo quindi un valore effettivo pari a  $C_{D_{0eff}} = 1.0$ .

Ai fini del progetto, risulta opportuno valutare la resistenza dei piedini non come corpi isolati, ma come elementi solidali alla fusoliera, normalizzando quindi il loro contributo rispetto alla superficie alare di riferimento  $S$ , in modo coerente con quanto fatto per gli altri componenti. Per cui si calcola l'area frontale di riferimento del

singolo cilindro, approssimata come un rettangolo  $A = l \cdot d = 0.006 \text{ m}^2$ , da cui si determina poi la drag area complessiva dei tre cilindri:  $f_{cyl} = 3 \cdot A \cdot C_{D_{0_{eff}}} = 0.018 \text{ m}^2$ . Rapportando quest'ultimo valore alla superficie alare dell'UAV, si determina:

$$C_{D_{0_{piedini}}} = \frac{f_{cyl}}{S} = \frac{0.018}{0.96} = 0.01875 \quad (5.37)$$

In *Tab.5.13* sono riepilogati i valori di ciascun contributo, e il conseguente valore di resistenza parassita complessiva dell'UAV.

Contributo	Resistenza parassita $C_{D_0}$
Fusoliera	0.011
Ala	0.018
V-tail	0.003
Sistema propulsivo per il volo orizzontale	0.0003
Sistema VTOL	0.031
Payload	0.01
Piedini d'appoggio	0.01875
UAV	0.092

Tabella 5.13: Coefficiente di resistenza parassita complessiva

Infine, assumendo volo rettilineo uniforme orizzontale ( $T = D$ ), si calcola un valore di spinta complessiva richiesta in crociera pari a:

$$T = \frac{\rho S v^2 (C_{D_0} + C_{D_i})}{2} = \frac{1.2 \cdot 0.96 \cdot 25^2 \cdot (0.092 + 0.019)}{2} = 39.98 \text{ N} \approx 4 \text{ kg} \quad (5.38)$$

### 5.4.3 Sistema propulsivo per il volo orizzontale

Sulla base della spinta richiesta complessiva appena individuata, si può procedere con la scelta ed il dimensionamento del sistema propulsivo per la crociera. Tra le turboventole prese in considerazione nella prima iterazione, anche la soluzione più conservativa data dalla turboventola *Dr. Mad di HobbyKing* a 10 pale, sarebbe teoricamente in grado di fornire la spinta richiesta ( $\approx 2 \cdot 2.3 \text{ kg}$  ipotizzando di montarne due). Tuttavia, considerata la natura teorica dei calcoli e l'incertezza che spesso distingue prestazioni previste e misurate, si opta per una scelta più cautelativa, ossia la versione *Dr. Mad* a 12 pale. Questa soluzione ha diametro pari a  $94 \text{ mm}$ , massa di  $440 \text{ g}$  e una spinta nominale di  $3.8 \text{ kg}$  per singola turboventola, fornendo quindi un margine operativo maggiore.

Per quanto riguarda la loro disposizione a bordo, è necessario effettuare uno studio specifico per l'architettura V-tail adottata. Infatti, l'unica possibilità di disporre queste due turboventole in coda, è data dalla loro applicazione sopra la fusoliera, tra i due piani di coda inclinati. Tuttavia, la distanza orizzontale tra questi due piani, ottenuta direttamente dal CAD, è pari a  $140 \text{ mm}$  circa. Le due turboventole

insieme, poste una di fianco all'altra, occuperebbero, visto il loro diametro, almeno 200 mm, pertanto la loro installazione sarebbe impossibile.

Si decide allora di passare ad un'approccio tipico e consolidato emerso dalla letteratura e dalle soluzioni applicate in aeromobili con coda a V: l'adozione di un'unica elica pusher in coda. Di conseguenza si abbandona la soluzione basata su due turboventole intubate e si ricerca sul mercato un sistema motore + elica pusher in grado di garantire la spinta richiesta.

Come soluzione compatibile con il fornitore del sistema VTOL (*LigPower*) s'individua il motore *AT5330A KV220 25–30 cc*, ossia un motore tail-pusher dal peso di 685 g, concepito per velivoli FW-VTOL outdoor di grandi dimensioni, con MTOW indicativo compreso tra 18 e 24 kg. Abbinato a un'elica composita 19 x 10 ( $\approx 48.2 \times 25.4$  cm) dal peso di 45 g circa, il sistema è in grado di erogare una spinta massima di 11.9 kg per 180 s circa con potenza richiesta di 3500 W. La spinta raccomandata per un'endurance di crociera di almeno 150 minuti è compresa tra 4 e 6 kg, con una potenza in ingresso di 1177 W al 70% di throttle. L'ESC associato è l'*AT115A* (peso 182 g e corrente di picco 120 A).

Il peso complessivo del nuovo sistema propulsivo per il volo orizzontale risulta quindi:

$$W_{propulsion} = W_{motor} + W_{propeller} + W_{ESC} = 0.685 + 0.045 + 0.182 = 0.912 \text{ kg} \quad (5.39)$$

#### 5.4.4 Stima MTOW

A questo punto, grazie al livello di dettaglio raggiunto nella modellazione del sistema VTOL e del sistema propulsivo dedicato al volo orizzontale, è possibile procedere ad una nuova e più accurata stima del peso massimo al decollo dell'UAV, riportata in *Tab.5.14*.

In questa iterazione, a differenza delle precedenti, si tiene conto anche del contributo massico dei piedini d'atterraggio, per i quali è stata in precedenza calcolata la resistenza parassita. Essi sono approssimati come cilindri cavi realizzati in resina epossidica rinforzata con fibra di carbonio ( $\rho = 1.42 \text{ g/cm}^3$ ), di lunghezza  $l = 0.15 \text{ m}$ , raggio esterno  $r_e = 0.02 \text{ m}$  e raggio interno  $r_i = 0.01 \text{ m}$ .

Componente	Peso [kg]
Fusoliera	2.6
Sistema VTOL	3.2
Ala	2.86
Payload	5
Piani di coda	0.68
Sistema propulsivo	0.912
Pacco batterie	7.36
Piedini d'appoggio	0.6
MTOW UAV	23.2

Tabella 5.14: Quarta stima MTOW

Come auspicato all'inizio dell'iterazione, questa fase consente finalmente di raggiungere un MTOW inferiore a 25 kg, soddisfacendo così uno dei principali requisiti progettuali imposti. Tale risultato rappresenta un traguardo significativo, raggiunto soprattutto grazie alla notevole riduzione del peso dell'ala, che in questa iterazione è stata ripensata in termini di superficie e apertura alare. La conseguente diminuzione delle dimensioni geometriche ha infatti comportato un alleggerimento strutturale sensibile, dimezzando sostanzialmente il contributo apportato dall'ala al peso complessivo del velivolo.

Al contrario, il peso della coda e della fusoliera risulta pressoché invariato rispetto alla stima precedente. Tuttavia, si osserva un leggero alleggerimento di quest'ultima, pari a circa 100 grammi, dovuto principalmente alla riduzione del volume degli innesti alari, passati da 87 cm<sup>3</sup> a 67 cm<sup>3</sup>. Tale variazione è conseguenza diretta della diminuzione della corda alla radice della sezione rettangolare dell'ala, che è stata ridotta da 450 mm a 388 mm.

Nonostante il risultato ottenuto sia pienamente soddisfacente dal punto di vista del rispetto dei requisiti di massa, l'attuale architettura del velivolo presenta ancora alcune criticità legate alla sicurezza operativa. In particolare, il sistema propulsivo destinato al volo orizzontale è basato su una singola elica pusher, priva di qualunque forma di ridondanza. Tale configurazione, sebbene semplice e leggera, espone il sistema a un rischio significativo: in caso di guasto del motore o della relativa elica, l'UAV perderebbe completamente la capacità di generare spinta orizzontale, risultando pertanto fuori uso.

Per garantire una maggiore affidabilità e sicurezza del velivolo, risulta quindi necessario studiare una nuova configurazione di coda che consenta l'installazione di almeno due eliche pusher. Questa modifica strutturale permetterebbe di introdurre un certo grado di ridondanza nel sistema propulsivo, migliorando la resilienza del mezzo in caso di guasti e assicurando al contempo una distribuzione più equilibrata delle forze propulsive durante il volo orizzontale.

#### 5.4.5 Progettazione Twin Boom H-Tail

Al fine di soddisfare il requisito progettuale relativo alla ridondanza del sistema propulsivo per il volo orizzontale, necessario per incrementare il livello di *Safety* dell'UAV, si conduce un trade-off tra i benefici introdotti da tale ridondanza e l'incremento di peso strutturale ad essa associato. Quest'ultimo deriva non solo dall'installazione della doppia turboventola elettrica (o doppia elica), ma anche dai relativi sistemi di supporto e integrazione.

In questo contesto, si scartano le configurazioni di coda più classiche quali quella convenzionale, a T e cruciforme, così come la soluzione a V invertita. Queste architetture richiederebbero infatti un sistema di supporto delle turboventole robusto, esteso dalla fusoliera verso l'alto e con una specifica inclinazione, al fine di evitare che il flusso turbolento da esse generato investa direttamente le superfici di controllo di coda.

La configurazione che risulta invece più idonea è la *Twin-boom H-tail*, caratterizzata da uno stabilizzatore orizzontale collegato a due piani di coda verticali, sorretti dai prolungamenti dei due bracci di supporto del sistema VTOL. Tale architettura consente l'installazione di due eliche in configurazione pusher, collocate dietro le derive e leggermente al di sotto dello stabilizzatore. I principali vantaggi di tale

configurazione sono:

- le derive sono investite da un flusso aerodinamico non perturbato dalla fusoliera;
- le derive fungono da winglet per lo stabilizzatore, riducendo così i vortici d'estremità.
- l'altezza delle derive risulta inferiore rispetto a quella di una coda convenzionale.

L'unico svantaggio significativo della configurazione *Twin-boom H-tail* è l'aumento di peso rispetto a una coda standard. Ciò, tuttavia, non costituisce necessariamente un limite, a condizione che il peso massimo al decollo rimanga al di sotto del valore soglia  $MTOW < 25 \text{ kg}$ .

Definita dunque tale architettura, si può passare alla relativa modellazione in *Solidworks*. In primis, l'ala mantiene la stessa identica struttura della configurazione precedente, mentre la fusoliera subisce una riduzione della sua estensione, con conseguente alleggerimento in termini massici. Non rappresentando più la base d'innesto dei piani di coda, infatti, essa può essere accorciata nella parte posteriore, consentendo così di ridurre la sua lunghezza da  $l_{fus} = 1.5 \text{ m}$  a  $l_{fus} \approx 1 \text{ m}$ .

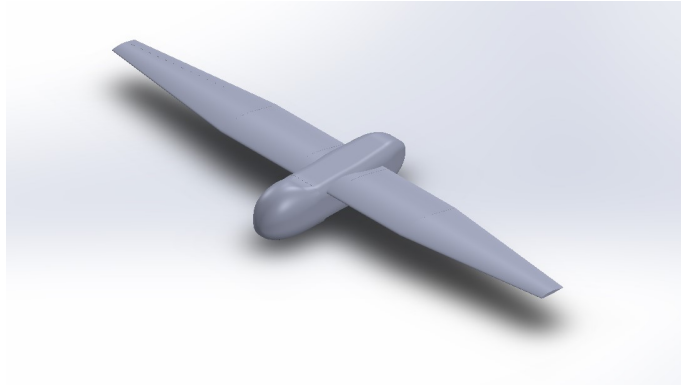


Figura 5.57: Vista isometrica fusoliera accorciata

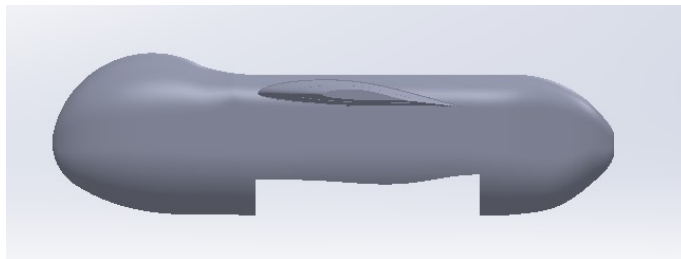


Figura 5.58: Vista laterale fusoliera accorciata

Ricavato il volume della fusoliera e degli innesti alari direttamente dal CAD si ottiene il seguente peso aggiornato:

$$W_{fus} = (V_{fus} + V_{innesti}) \cdot \rho = (1320 + 2 \cdot 69) \cdot 1.42 = 2100 \text{ g} = 2.1 \text{ kg} \quad (5.40)$$

Delineata la nuova architettura della fusoliera, e mantenuti invariati gli altri componenti, non resta che procedere con la progettazione della *Twin-boom H-tail*.

Il primo vincolo imposto da tale configurazione riguarda la distanza trasversale tra i due braccetti di supporto del sistema VTOL, approssimabile a circa  $1.15 \text{ m}$ . Poichè le derive, infatti, sono installate sui prolungamenti di tali tubi circolari in materiale composito, risulta necessario che l'apertura dello stabilizzatore sia quantomeno paragonabile alla distanza tra quest'ultimi. Una possibile alternativa che consente di ridurre la  $b_{ht}$  è quella rappresentata in *Fig.5.59*, in cui la distanza tra i braccetti viene progressivamente ridotta fino a raggiungere il valore desiderato.

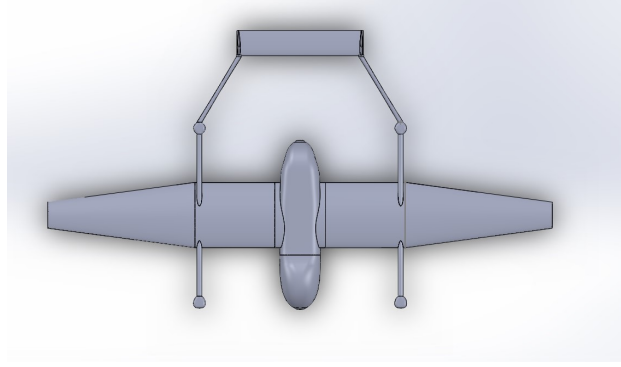


Figura 5.59: Vista dall'alto soluzione alternativa H-tail

Tuttavia, quest'architettura viene scartata sin da subito per via dei punti di fragilità strutturale localizzati in prossimità della variazione di sezione dei braccetti.

Pertanto, scelta la prima soluzione, si consulta il paper *Development of a toolchain for the conceptual design of fixedwing VTOL UAVs* sviluppato dal DLR, che offre una guida alla progettazione della *Twin-boom H-tail*. In particolare, esso utilizza i metodi di *Gudmundsson* e di *Sadraey* concepiti per una coda convenzionale, opportunamente modificati per tale architettura.

In primo luogo, partendo dalle proprietà note della geometria alare  $S = 0.96 \text{ m}^2$ ,  $b = 3 \text{ m}$  e  $MAC = 0.32 \text{ m}$  e assumendo come coefficiente di volume di coda orizzontale e verticale i valori corrispondenti alla categoria della *General Aviation*, rispettivamente pari a  $\bar{V}_{ht} = 0.7$  e  $\bar{V}_{vt} = 0.04$ , si ricava tramite l'*eq.5.41* la lunghezza di coda  $l_{tail}$ , espressa come la distanza tra il 25% della corda media aerodinamica alare e quello della corda dello stabilizzatore  $c_{ht}$ .

$$l_{tail} = \sqrt{\frac{2S \cdot (\bar{V}_{ht} \cdot c + \bar{V}_{vt} \cdot b)}{\pi \cdot R_{fus_{max}}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 0.96 \cdot (0.7 \cdot 0.32 + 0.04 \cdot 3)}{\pi \cdot 0.25}} \approx 0.9 \text{ m} \quad (5.41)$$

Successivamente, tramite le seguenti relazioni si determina il valore di superficie del piano di coda orizzontale e di quelli verticali.

$$S_{ht} = \bar{V}_{ht} \cdot \frac{S \cdot MAC}{l_{tail}} = 0.7 \cdot \frac{0.96 \cdot 0.32}{0.9} = 0.239 \text{ m}^2 \quad (5.42)$$

$$S_{vt} = \bar{V}_{vt} \cdot \frac{S \cdot b}{l_{tail}} = 0.04 \cdot \frac{0.96 \cdot 3}{0.9} = 0.128 \text{ m}^2 \quad (5.43)$$

A questo punto, ipotizzando lo stabilizzatore di forma rettangolare, e nota la sua apertura, pari alla distanza tra i due boom di coda  $b_{ht} = 1.15 \text{ m}$ , si ricava la corda relativa pari a  $c_{ht} = \frac{S_{ht}}{b_{ht}} = 0.21 \text{ m}$  e il rispettivo allungamento  $AR_{ht} = b_{ht}/c_{ht} = 5.5$ .

Per quanto riguarda i piani verticali, essendo simmetrici rispetto all'asse longitudinale del velivolo, si decide di fare un'analisi sulla singola deriva, la cui superficie è pari a  $S_{der} = S_{vt}/2 = 0.064 \text{ m}^2$ . In particolare, imponendo un allungamento  $AR_{der} = 1.5$ , si ricava un'apertura di  $h_{der} = \sqrt{AR_{der} \cdot S_{der}} = 0.3 \text{ m}$  (corrispondente all'altezza della deriva). Sulla base di quanto individuato in letteratura e anche all'interno dello stesso paper del *DLR*, con l'UAV *Prometheus* da loro sviluppato, s'ipotizza di estendere la deriva sia sopra che sotto lo stabilizzatore orizzontale. Ciò consente infatti di aumentare la stabilità direzionale, di sfruttare maggiormente l'effetto winglet, per la riduzione dei vortici d'estremità, e di avere una parte della deriva che opera in una zona di flusso diversa, non soggetta alle interferenze dell'ala e del sistema VTOL.

A tal proposito si decide di estendere la deriva per 20 cm verso l'alto e 10 cm verso il basso. Mantenendo tale proporzionalità, si ottengono i seguenti valori di superficie:

$$S'_{der} = S_{der} \frac{h'_{der}}{h_{der}} = 0.064 \cdot \frac{0.2}{0.3} = 0.0427 \text{ m}^2 \quad S''_{der} = S_{der} \frac{h''_{der}}{h_{der}} = 0.0213 \text{ m}^2 \quad (5.44)$$

Ipotizzato che sia lo stabilizzatore ad attraversare le derive, e non il contrario, e noto il valore  $c_{ht} = 0.21 \text{ m}$ , si assume un valore di corda alla radice della deriva pari a  $c_{R_{der}} = 0.25 \text{ m}$ .

Per cui approssimando la parte superiore della deriva come un trapezio rettangolo, la cui area equivalente è:

$$S'_{der} = (c_{T_{der'}} \cdot h'_{der}) + \frac{(c_{R_{der}} - c_{T_{der'}}) \cdot h'_{der}}{2} \quad (5.45)$$

si ricava una corda al tip della deriva superiore pari a  $c_{T_{der'}} = 0.18 \text{ m}$ . Procedendo allo stesso modo per la parte inferiore, si ottiene  $c_{T_{der''}} = c_{T_{der'}} = 0.18 \text{ m}$ .

Definite le proprietà geometriche della coda, si riportano di seguito le principali caratteristiche strutturali. Tutti i componenti dell'impennaggio sono realizzati in resina epossidica rinforzata con fibra di carbonio, con densità pari a  $\rho = 1.42 \text{ g/cm}^3$ . In particolare, lo stabilizzatore orizzontale è definito come un involucro cavo con spessore pari a 1.5 mm, irrigidito centralmente da una centina di spessore 2 mm che, interrompendo la grande apertura del pannello, ne previene il fenomeno di buckling. Le derive presentano, invece, uno spessore maggiore, pari a 2 mm, in quanto soggette a carichi laterali più elevati, a perturbazioni aerodinamiche e a gradienti di pressione significativi durante manovre quali virate e imbardate. Infine, i due boom di coda mantengono la stessa struttura cava dei braccetti di supporto delle eliche VTOL, con spessore di 3 mm.

Componente	Volume [ $\text{cm}^3$ ]	Densità [ $\text{g/cm}^3$ ]	Peso [kg]
Stabilizzatore + centina	735.95 + 4.4	1.42	1.05
Derive	2 · 268.63	1.42	0.763
Boom	2 · 50.71	1.42	0.144
<i>Twin-boom H-tail</i>	1374.63	1.42	1.96

Tabella 5.15: Stima peso *Twin-boom H-tail*

In *Tab.5.15* sono riportati i relativi pesi caratteristici, stimati a partire dai volumi

ricavati da *Solidworks*.

Come già anticipato nell'incipit, ai vantaggi offerti dalla configurazione di coda adottata, è associato un incremento di peso. In particolare, rispetto alla soluzione a *V-tail*, la *Twin-boom H-tail* comporta un aumento di massa di circa 1.2 kg. Per tale motivo è stata valutata la possibilità di adottare un'ulteriore architettura, ossia la *Twin-boom V-inverted tail*, caratterizzata dalla presenza dei due boom di coda sui quali sono montate esclusivamente due superfici a V invertita, sviluppate verso l'alto. Questa configurazione permetterebbe, in linea teorica, di ridurre la superficie bagnata e quindi la resistenza aerodinamica complessiva. Tuttavia, essa trova impiego quasi esclusivamente su UAV dotati di un'unica elica pusher collocata in coda alla fusoliera, in modo da evitare che il flusso perturbato dal sistema propulsivo, investa l'eventuale presenza dello stabilizzatore. Oltre a questa considerazione, già di per sé sufficiente ad escludere tale configurazione, si aggiunge l'esito di un rapido dimensionamento derivato dalla *Twin-boom H-tail*: la soluzione a V invertita richiederebbe, infatti, un'altezza verticale complessiva eccessiva, tale da compromettere la stabilità longitudinale del velivolo.

Pertanto, si adotta come configurazione definitiva la *Twin boom H-tail*, il cui trittico è raffigurato in *Fig.5.60*, *5.61*, *Fig.5.62*, *5.63*.

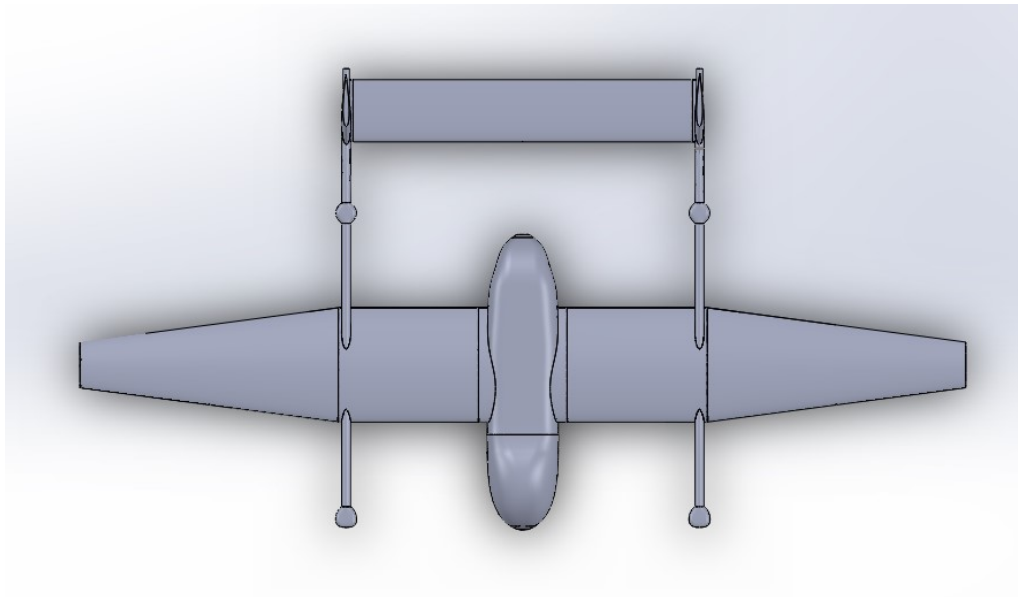


Figura 5.60: Vista dall'alto architettura definitiva

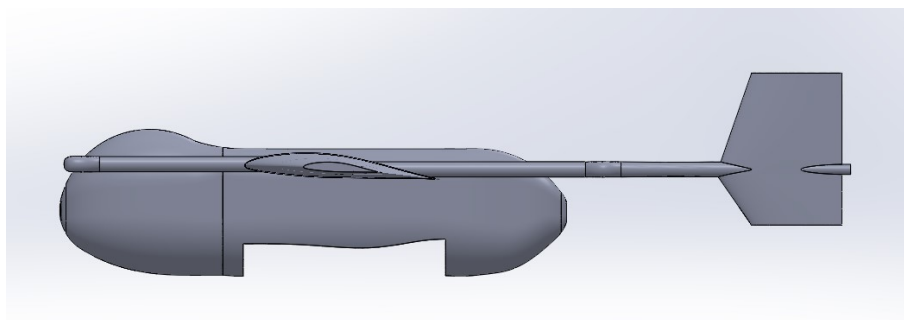


Figura 5.61: Vista laterale architettura definitiva



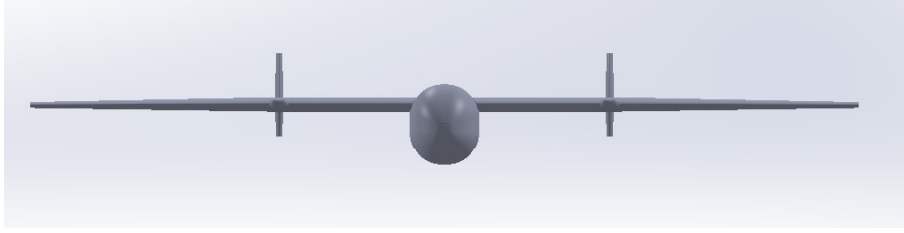


Figura 5.62: Vista frontale architettura definitiva

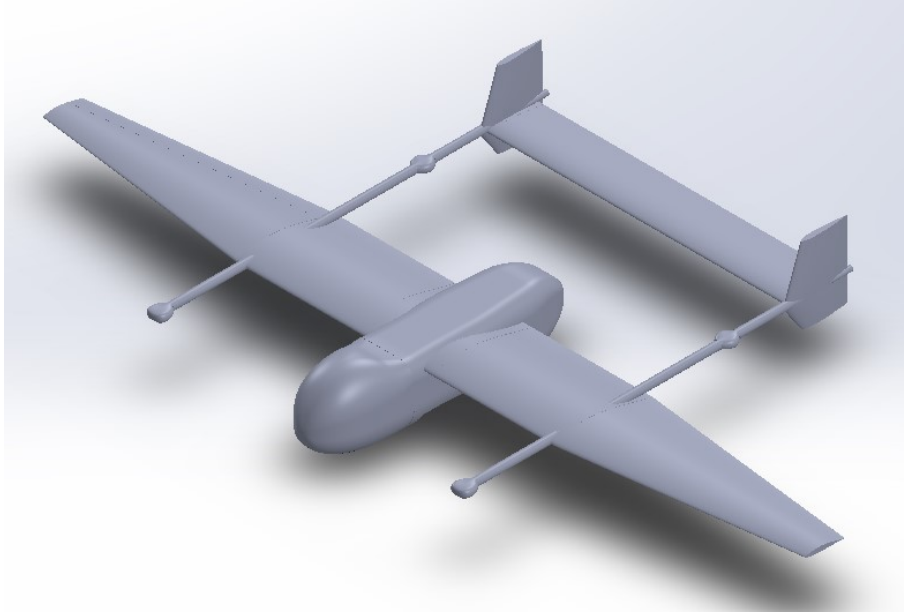


Figura 5.63: Vista isometrica architettura definitiva

Tale architettura consente l'installazione di due eliche pusher in coda, montate sul prolungamento dei braccetti che oltrepassano le derive verticali. La presenza di entrambi i propulsori risulta determinante in caso di avaria di uno di essi. Inoltre, considerato il braccio significativo che entrambi hanno rispetto alla sezione centrale della fusoliera, s'ipotizza che mediante un adeguato impiego dei timoni, sia possibile compensare l'effetto imbardante generato dalla spinta del solo motore funzionante. Per svolgere valutazioni più precise tramite analisi di stabilità laterale, è necessario, tuttavia, effettuare dapprima il dimensionamento delle superfici mobili.

A questo punto, verificato che la *Twin boom H-tail*, in combinazione con la lunghezza della fusoliera, rimane al di sotto dei 2 m imposti da requisito, (raggiungendo infatti circa 1.5 m), resta da valutare la conformità al vincolo massico. Per procedere con tale verifica bisogna, tuttavia, definire preliminarmente le nuove eliche pusher da installare in coda.

Poiché l'architettura dell'UAV ha subito modifiche sia nella fusoliera sia nella configurazione di coda, è necessario ricalcolare la spinta richiesta in crociera, a partire dalla nuova resistenza aerodinamica totale. In particolare, adottando la metodologia di *Raymer* descritta in precedenza si ottiene  $C_{D_0_{fus}} = 0.014$  e  $C_{D_0_{tail}} = 0.0146$ , da cui risulta un coefficiente parassita complessivo per l'intero UAV pari a:  $C_{D_0} = 0.1063$ . Assumendo l'equilibrio del volo orizzontale rettilineo uniforme  $T = D$ , si ottiene:

$$T = \frac{1}{2} \rho S v^2 (C_{D_0} + C_{D_i}) = \frac{1}{2} \cdot 1.2 \cdot 0.96 \cdot 25^2 \cdot (0.1063 + 0.025) = 47.27 \text{ N} = 4.8 \text{ kg} \quad (5.46)$$

La spinta richiesta risulta quindi aumentata di circa mezzo chilogrammo rispetto alla stima precedente, a causa dell'incremento della superficie bagnata della coda e della maggiore resistenza indotta.

Tuttavia, poiché tale spinta deve ora essere fornita da due eliche anziché da una sola, è possibile orientarsi verso soluzioni commerciali leggermente meno performanti, beneficiando così di una riduzione del peso. Pertanto, la scelta ricade sul sistema proposto da *T-Motor*, composto da:

- *Elica in carbonio 15 x 8 in* (38 x 20 cm) di massa  $W_{elica} = 0.0218 \text{ kg}$  e spinta erogabile  $T = 2 \div 4.2 \text{ kg}$ , con picchi che possono raggiungere i 5.5 kg.
- *Motore AT4120 KV250* da  $W_{mot} = 304 \text{ g}$ , che lavora a una tensione nominale di 44.14 V circa (12s) ed in grado di generare fino a 3 kg di spinta al 65% del regime massimo.
- *ESC AT115A* dal peso pari a  $W_{ESC} = 0.182 \text{ kg}$ , che supporta una tensione 6 – 12s.

Considerando la necessità di garantire la ridondanza propulsiva, si raddoppia il peso di ciascun componente, ottenendo così un peso complessivo pari a:

$$W_{prop} = 2 \cdot (W_{elica} + W_{prop} + W_{ESC}) \approx 1 \text{ kg} \quad (5.47)$$

In conclusione, sebbene il numero di componenti sia raddoppiato rispetto alla versione con coda a V, il peso del sistema propulsivo è cresciuto di soli circa 100 g, risultando pienamente compatibile con il requisito massico.

Poiché le eliche adibite al volo orizzontale e al decollo/atterraggio verticale sono state selezionate, è ora possibile, sulla base della potenza da loro assorbita, determinare l'energia totale richiesta, utile per il dimensionamento delle batterie, e la successiva individuazione sul mercato delle stesse. Fino ad ora, infatti, non avendo raggiunto la configurazione di UAV definitiva, si è deciso di assumere l'utilizzo del pacco batterie della *EnovBattery* selezionato nelle fasi iniziali del *Conceptual Design*. Con la disponibilità delle specifiche tecniche dei motori e delle eliche effettivamente adottati, l'obiettivo diventa ora quello d'individuare il pacco batterie reale, in grado di soddisfare la richiesta di potenza lungo l'intero profilo di missione.

In particolare, per garantire la spinta necessaria in fase di crociera, s'ipotizza un funzionamento del singolo motore al 65% della manetta. Tale condizione consente di generare una spinta di circa 3 kg per propulsore (per un totale di 6 kg), con un assorbimento di 435 W e un'efficienza pari a 6.24 g/W. Mantenendo l'obiettivo di realizzare una fase di crociera della durata di  $t_{cruise} = 2.5 \text{ h}$ , si procede dunque alla determinazione dell'energia complessiva richiesta in questa fase di missione.

$$E_{totcruise} = P_{totcruise} \cdot t_{cruise} = 2 \cdot 435 \cdot 2.5 = 2175 \text{ Wh} \quad (5.48)$$

Per i motori VTOL si prevede un regime di funzionamento differenziato tra la fase di decollo e quella di atterraggio. Durante il decollo è infatti necessario generare una spinta complessiva superiore al peso dell'UAV, mentre nella fase di atterraggio i motori devono garantire una discesa stabile e controllata. A tal proposito, nel primo

caso si assume un funzionamento al 70% della manetta, condizione che consente a ciascun motore di erogare una spinta di circa 8 kg ( $x4 \approx 32 \text{ kg} > MTOW$ ), con una potenza assorbita pari a 1467.4 W e un'efficienza di 5.4 g/W. Nel secondo, invece, s'ipotizza un funzionamento al 45% della manetta, che si traduce in una spinta di circa 4 kg per motore (per un totale di 16 kg), a fronte di un assorbimento di 534 W e un'efficienza pari a 7.4 g/W.

Assumendo che entrambe le fasi abbiano una durata approssimativa di un minuto, è quindi possibile determinare i corrispondenti valori di energia richiesta.

$$E_{tot_{T/O}} = 4 \cdot 1467.4 \cdot \frac{60}{3600} = 97.83 \text{ Wh} \quad e \quad E_{tot_{land}} = 4 \cdot 534 \cdot \frac{60}{3600} = 35.6 \text{ Wh} \quad (5.49)$$

Ipotizzando come massimo grado di scarica un  $DoD = 0.85$  e un'efficienza totale del sistema di  $\eta = 0.95$ , s'ottiene la seguente energia richiesta effettiva complessiva lungo l'intero profilo di missione:

$$E_{tot_{eff}} = \frac{E_{tot}}{DoD \cdot \eta} = \frac{E_{cruise} + E_{T/O} + E_{land}}{DoD \cdot \eta} = \frac{2308.43}{0.85 \cdot 0.95} = 2858.74 \text{ Wh} \quad (5.50)$$

da cui la capacità richiesta al pacco batterie, ipotizzate con tensione nominale 12s (44.4 V):  $C = \frac{E_{tot_{eff}}}{V_{nom}} = 64.4 \text{ Ah}$ .

Riconsiderando gli UAV emersi dall'indagine di mercato condotta nella fase iniziale per la stesura dei requisiti, si osserva che l'unico sistema in grado di soddisfare un'autonomia di 3 ore con un payload complessivo di 5 kg è il VA-32 prodotto da T-Drones. Tale piattaforma presenta caratteristiche particolarmente affini all'UAV oggetto di studio, tra cui un MTOW pari a 25 kg, un'apertura alare di 3200 mm, una velocità di crociera di 22 m/s e una struttura realizzata in materiale composito rinforzato con fibra di carbonio.

Il sistema di alimentazione del VA-32 è costituito da quattro batterie ARES agli ioni di litio ad elevata densità energetica (BED), caratterizzate da peso contenuto e dimensioni compatte. Le relative specifiche tecniche sono riportate in Tab.5.16.

<i>Tensione nominale</i>	6s (21.9 V)
<i>Capacità</i>	36000 mAh
<i>BED</i>	313 Wh/kg
<i>Energia</i>	788.4 Wh
<i>Cicli di carica e scarica</i>	$\geq 500$
<i>Peso</i>	2.5 kg
<i>Dimensioni (L x W x H)</i>	215 x 88 x 65

Tabella 5.16: Specifiche Ares battery

Decidendo, pertanto, d'impiegare tali batterie (tra le più performanti sul mercato in termini di densità d'energia) sull'UAV in progetto, è possibile stimarne il numero necessario confrontando l'energia totale richiesta con l'energia fornita da ciascun modulo. Il numero di batterie risulta quindi:

$$n_{batt} = \frac{E_{tot_{eff}}}{E_{batt}} = \frac{2858.74}{788.4} = 3.6 \approx 4 \quad (5.51)$$

Conoscendo il peso di ciascuna unità, si ottiene un peso complessivo del pacco pari a:  $W_{batt} = 4 \cdot 2.5 \text{ kg} = 10 \text{ kg}$ . Tale valore, se confrontato con i  $7.34 \text{ kg}$  del pacco inizialmente ipotizzato, risulta eccessivo e comporterebbe il superamento del requisito massico imposto, ossia  $MTOW < 25 \text{ kg}$ .

Poiché risulta complesso individuare sul mercato batterie con una  $BED$  significativamente superiore a quella offerta dalla batteria ARES, l'unica soluzione praticabile per ridurre il numero di moduli, e quindi il peso complessivo, è diminuire la richiesta di autonomia in crociera di 30 minuti, portandola a  $t_{cruise} = 2 \text{ h}$ . In questo modo, ad una velocità costante di  $v_{cruise} = 25 \text{ m/s}$ , il velivolo sarebbe in grado di coprire un range approssimativo di  $180 \text{ km}$ .

Eseguendo i calcoli precedenti, si ricava, dunque, la nuova energia richiesta in crociera  $E_{tot_{cruise}} = 1740 \text{ Wh}$ , da cui quella effettiva complessiva pari a  $E_{tot_{eff}} = 2320 \text{ Wh}$ . Dividendo tale valore per l'energia fornita da una singola batteria ARES, si ricava un pacco batterie costituito da 3 moduli, con peso complessivo:  $W_{batt} = 7.5 \text{ kg}$ , praticamente coincidente con il valore assunto nel *Conceptual Design*.

A questo punto, definiti gli aspetti strutturali di fusoliera, ala e coda e individuati tutti i componenti commerciali da integrare, sono disponibili tutte le informazioni necessarie per effettuare l'ultima stima del peso massimo al decollo dell'UAV, relativa alla configurazione ottimale definitiva.

Componente	Peso [kg]
Fusoliera	2.1
Sistema VTOL	3.2
Ala	2.86
Payload	5
Piani di coda	1.96
Sistema propulsivo	1
Pacco batterie	7.5
Piedini d'appoggio	0.6
MTOW UAV	24.2

Tabella 5.17: Quinta stima MTOW

Come si osserva in *Tab.5.17*, nonostante il peso complessivo risulti aumentato rispetto alla configurazione con  $V - tail$ , il requisito massico è comunque soddisfatto. L'incremento di peso dovuto alla coda, ai motori di crociera e al pacco batterie è infatti compensato da una riduzione del peso della fusoliera, ottenuta grazie alla diminuzione della sua lunghezza. Inoltre, il margine residuo di circa  $800 \text{ g}$  risulta particolarmente utile, in quanto consente di prevedere l'integrazione del *Flight Control Computer (FCC)* e di altri dispositivi non ancora inclusi nella stima attuale.

# Capitolo 6

## Analisi di stabilità statica

Definita l'architettura ottimale dell'UAV, è necessario effettuare un'analisi di stabilità statica per decretare il corretto bilanciamento delle masse dei rispettivi componenti lungo la direzione longitudinale del drone. Quest'ultimo deve essere infatti staticamente stabile, ossia la sommatoria delle forze e dei momenti agenti su esso deve essere nulla ( $L = W$ ,  $T = D$  e  $M = 0$ ).

Dalle leggi della meccanica del volo, un velivolo si definisce stabile staticamente se, in seguito a un disturbo che provoca una variazione dell'angolo d'attacco, esso ha una tendenza naturale a ritornare nella condizione iniziale d'equilibrio. Nel caso del beccheggio, la stabilità statica richiede che un incremento dell'angolo d'attacco  $\alpha$  produca un momento aerodinamico picchiante (negativo), che tende a ridurre tale incremento. Questo comportamento si traduce con l'espressione  $\frac{dM}{d\alpha} < 0$ , da cui il rispettivo coefficiente:

$$C_{m_\alpha} = a \cdot \frac{x_G - x_N}{MAC} < 0 \quad (6.1)$$

in cui  $a = \frac{dC_L}{d\alpha}$  è il coefficiente di portanza angolare, ossia il valore che indica di quanto aumenta la portanza per ogni grado d'incremento di  $\alpha$ , mentre  $x_N$  indica la posizione del punto neutro, ossia quel punto del velivolo rispetto al quale non cambia il momento delle forze che agiscono su di esso. In altre parole esso è il punto sul piano longitudinale in cui si concentrano le variazioni di portanza dovute alla perturbazione dell'angolo d'attacco. Se il baricentro si trovasse in  $x_N$ , allora  $C_{m_\alpha} = 0$ . In tale condizione si ha stabilità neutra, ovvero a seguito di una perturbazione dell'incidenza, il velivolo non risponde con un momento di beccheggio nè a cabrare nè a picchiare.

Pertanto, fissando l'asse x longitudinale al velivolo crescente verso coda, è possibile introdurre una nuova grandezza, ossia il margine statico:

$$SM = \frac{x_N - x_G}{MAC} \quad (6.2)$$

Se  $SM > 0$ , allora l'UAV è staticamente stabile. Infatti se il punto neutro è situato più a poppa rispetto al baricentro, allora il piano di coda stabilizza il velivolo, da cui prende il nome lo stabilizzatore (parte fissa). La formulazione della posizione del punto neutro relativa alla corda alare è la seguente:

$$\frac{x_N}{c} = \frac{x'_a}{c} + \bar{V}_{h_t} \cdot \frac{a_t}{a_w} \cdot \eta \left( 1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) - \frac{C_{m_\alpha}}{a} \quad (6.3)$$

Analizzando tale relazione:

- Il primo termine indica la posizione del centro aerodinamico, ossia il punto di un profilo alare (o di un'ala) nel quale il momento aerodinamico rimane praticamente costante al variare dell'angolo d'attacco. Esso è solitamente situato al 25% della corda media aerodinamica. Inoltre, si distingue dal centro di pressione, il quale, invece, corrisponde al punto in cui agisce la risultante delle forze aerodinamiche. In particolare, in condizione d'equilibrio, il centro di pressione deve coincidere con l' $x_G$ . A tal proposito, poichè durante una missione, il baricentro di un velivolo si sposta (ad esempio per via del combustibile consumato, anche se non è il caso dell'UAV oggetto d'analisi), è necessario che il centro di pressione lo segua istante per istante, così da soddisfare sempre il trim.
- Il secondo termine è costituito dal coefficiente adimensionale di volume di coda orizzontale  $\bar{V}_{ht} = 0.7$ , dall'efficienza della coda stessa assunta pari a  $\eta = 0.85$ , dal *downwash factor*  $\frac{d\epsilon}{d\alpha} = 0.3$ , ossia un'indice dell'aumento della deviazione del flusso che vede lo stabilizzatore a causa della presenza davanti a se dell'ala quando aumenta l'angolo d'attacco, e in ultimo dal rapporto tra lo slope della curva di portanza della coda e quello dell'ala.
- Il terzo e ultimo termine é, infine, trascurabile poichè il momento aerodinamico dell'ala valutato nel proprio centro aerodinamico è pressochè costante.

Per determinare  $x_N$ , non resta dunque che valutare il coefficiente di portanza angolare dell'ala e della coda tramite la seguente relazione:

$$a = \frac{a_0}{1 + \frac{a_0}{\pi \cdot AR \cdot e}} \quad (6.4)$$

in cui lo slope della curva di portanza 2D  $a_0$  si ricava tramite una regressione lineare sulla polare aerodinamica  $C_L - \alpha$  del rispettivo profilo. In particolare:

- Per l'ala, noto il profilo alare, ossia il *NACA 64-412* e il  $Re = 5 \cdot 10^5$ , si determina l'inclinazione della retta nella parte centrale della curva tra  $\pm 5^\circ$ :

$$a_{0_w} = \frac{C_{L_2} - C_{L_1}}{\alpha_2 - \alpha_1} = \frac{0.864 - (-0.249)}{5 - (-5)} \cdot \frac{180}{\pi} = 6.38 \text{ rad}^{-1} \quad (6.5)$$

A questo punto noto l'allungamento alare  $AR_w = 9.38$ , si ottiene  $a_w = 5.1 \text{ rad}^{-1}$ .

- Per lo stabilizzatore, si esegue la stessa regressione, nello stesso range di angoli d'attacco, lungo la curva del profilo selezionato *NACA 63-012* per un  $Re = 4 \cdot 10^5$ , ottenendo  $a_{0_t} = 5.73 \text{ rad}^{-1}$ , da cui con un  $AR_{ht} = 5.5$  si ricava  $a_t = 4 \text{ rad}^{-1}$ .

Di conseguenza si ottiene la seguente posizione del punto neutro:

$$x_N = 0.25 \cdot MAC + 0.7 \cdot \frac{4}{5.1} \cdot 0.85 \cdot (1 - 0.3) = 0.58 \cdot MAC \quad (6.6)$$

## 6.1 Weight and Balance

Per determinare la posizione del baricentro dell'UAV si fissa il datum in posizione coincidente con la prua del velivolo. Esso rappresenta un sistema di riferimento fisso rispetto al quale calcolare la distanza longitudinale di ciascun componente. Quest'ultima, infatti, ricavata da *Solidworks*, viene moltiplicata per la rispettiva massa, in modo tale da ottenere il centro di massa complessivo tramite la seguente relazione:

$$x_G = \frac{\sum_i W_i \cdot x_i}{MTOW} \quad (6.7)$$

Le posizioni di tutti i componenti sono definite, eccetto quella del pacco batterie. In prima battuta, conoscendo la dimensione di ciascun modulo, e verificando che ci sia spazio sufficiente a disposizione, si decide di disporre due batterie anteriori al vano di carico e una posteriore a quest'ultimo, come raffigurato in *Fig.6.1* e *Fig.6.2*.

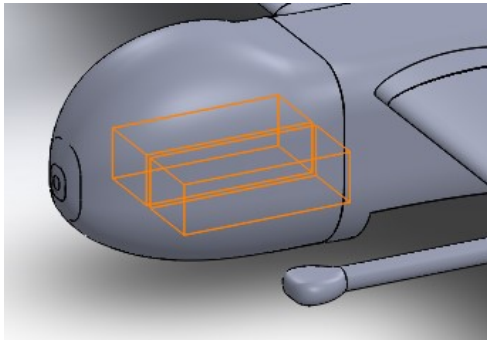


Figura 6.1: Disposizione batterie anteriori

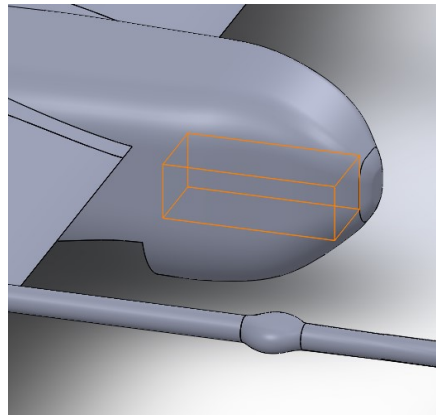


Figura 6.2: Disposizione batteria posteriore

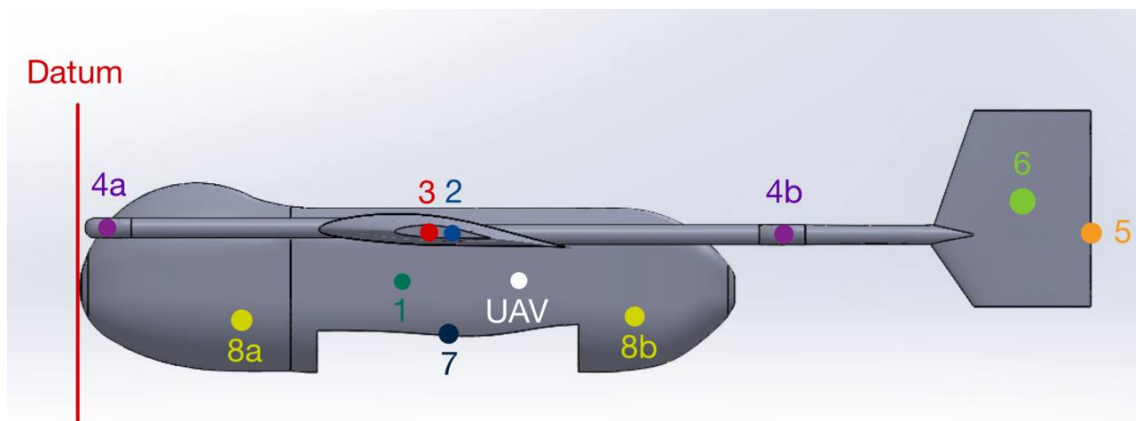


Figura 6.3: Posizione baricentro dei singoli componenti

In *Fig.6.3* è illustrata la posizione del baricentro di ciascun componente. Tali valori, nonchè quello finale dell'UAV, sono riportati in *Tab.6.1*.

<b>Elemento</b>	<b>Massa [kg]</b>	<b>Baricentro [mm]</b>
<i>1. Fusoliera</i>	2.1	502.8
<i>2. Ala:</i>		
Involucro	2.35	562.4
Centine	0.08	523.9
Tubi	0.43	526.3
<i>3. Braccetti VTOL:</i>		
Braccetti	1.02	546.5
Longheroni	0.13	524.9
Guide	0.03	513.2
<i>4a. Motori+eliche VTOL anteriori</i>	0.986	40.5
<i>4b. Motori+eliche VTOL posteriori</i>	0.986	1073.4
<i>5. Motori+eliche cruise</i>	1	1550
<i>6. H-tail:</i>		
Stabilizzatore	1.05	1416.1
Derive	0.763	1432.5
Braccetti	0.144	1212.5
<i>7. Payload</i>	5	562.9
<i>8a. Batterie anteriori</i>	5	232
<i>8b. Batteria posteriore</i>	2.5	864.9
<i>UAV</i>	24.2	612.87

Tabella 6.1: Posizione baricentro UAV

Al fine di valutare il margine statico, è necessario rapportare la posizione del baricentro appena individuata rispetto alla corda media aerodinamica. Utilizzando la seguente relazione s'ottiene:

$$x_{GLE} = \frac{x_G - x_{LE}}{MAC} = \frac{612.87 - 395}{320} = 0.68 \cdot MAC \quad (6.8)$$

in cui  $x_{LE} = 395 \text{ mm}$  è la distanza del bordo d'attacco dell'ala, in corrispondenza della corda media aerodinamica, rispetto alla prua dell'UAV.

Pertanto, poichè il baricentro si trova in posizione arretrata rispetto al punto neutro, infatti  $0.68 \cdot MAC > 0.58 \cdot MAC$ , il velivolo è staticamente instabile.

Gli unici componenti su cui è possibile intervenire per riequilibrare il velivolo sono le batterie. Per questo motivo si decide di installare anche la terza batteria nella sezione anteriore dell'aeromobile, posizionandola sopra le altre due, come mostrato in *Fig.6.4*.

In questo modo il peso complessivo del pacco batterie pari a  $W_{batt} = 7.5 \text{ kg}$  è concentrato in unico punto, posto a una distanza di circa  $232 \text{ mm}$  dal datum fissato. Di conseguenza, applicando l'*eq.6.7*, s'ottiene la nuova stima della posizione del baricentro  $x_G = 547.5 \text{ mm}$ , che rapportato alla MAC diventa  $x_{GLE} = 0.48 \cdot MAC$ . Il margine statico risulta, pertanto, positivo e pari a:

$$SM = \frac{x_{GLE} - x_N}{MAC} = \frac{0.58 - 0.48}{MAC} = 10\% \cdot MAC \quad (6.9)$$



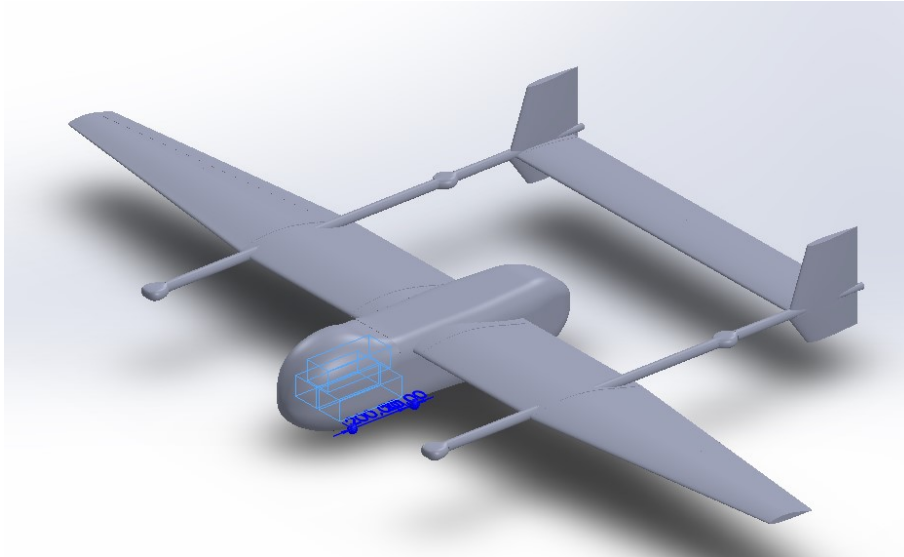


Figura 6.4: Disposizione definitiva pacco batterie

Un *SM* di tale entità è generalmente considerato un compromesso ottimale per velivoli a pilotaggio remoto. Tipicamente, infatti, si ha la seguente suddivisione:

- Buona manovrabilità:  $4\% \div 8\% \cdot MAC$ .
- Buona stabilità:  $8\% \div 12\% \cdot MAC$ .
- Ottima stabilità:  $12\% \div 16\% \cdot MAC$ .

Un margine statico del 10% garantisce, dunque, un adeguato livello di stabilità naturale in beccheggio, tale da consentire al velivolo di ristabilire spontaneamente l'assetto dopo una piccola perturbazione. Tale stabilità intrinseca consente di ridurre il carico di lavoro richiesto al sistema di controllo automatico, il quale non necessita, infatti, di continui interventi correttivi per mantenere l'assetto di volo desiderato.

## 6.2 AVL

A conferma del risultato precedentemente ottenuto, si esegue una verifica mediante il software open-source *AVL* (*Athena Vortex Lattice*), sviluppato al MIT dal ricercatore *Mark Drela*. Si tratta di un programma basato sul *Vortex Lattice Method* (*VLM*), un metodo numerico utile per condurre analisi aerodinamiche e di dinamica del volo su velivoli rigidi con configurazione geometrica arbitraria. In tale formulazione, l'ala viene discretizzata in pannelli vorticosi a “ferro di cavallo” distribuiti lungo l'apertura alare e suddivisa in tanti intervalli lungo la corda tramite una legge uniforme, sinusoidale, cosinusoidale o ibrida, al fine di determinare la distribuzione di portanza e la resistenza indotta. Il modello trascura gli effetti dovuti allo spessore dei profili e alla viscosità, coerentemente con l'ipotesi di flusso potenziale.

Il software consente inoltre di eseguire analisi di stabilità tramite la linearizzazione attorno a una specifica condizione di volo, fornendo le principali derivate aerodinamiche associate ai moti caratteristici del velivolo.

Per poter compilare, AVL ha bisogno di tre file d'input, che descrivono rispettiva-

mente la geometria delle superfici portanti, la distribuzione massica del velivolo e la condizione di volo di riferimento.

Nel caso dell'UAV oggetto d'analisi, i tre file sono i seguenti:

- *uav.avl*: contiene le caratteristiche principali dell'ala e della coda, quali la superficie alare, la corda e l'apertura alare. Il file segue una struttura gerarchica: si parte dalla definizione di ciascuna superficie, all'interno della quale vengono specificati il numero di intervalli in cui discretizzare la corda e la relativa legge di distribuzione (nel presente caso sono stati adottati 8 intervalli con discretizzazione cosinusoidale, ovvero quella predefinita dal software), nonché l'eventuale simmetria rispetto a un'asse predefinito. All'interno di ogni superficie (ala, stabilizzatore, deriva) s'inseriscono le varie sezioni che la compongono, ciascuna definita tramite le coordinate  $x$ ,  $y$ ,  $z$ , la lunghezza della corda locale e il file .dat relativo al profilo aerodinamico di riferimento. In questa analisi, oltre a trascurare lo spessore dei profili, in accordo con le limitazioni imposte dal software, si decide di trascurare la presenza di eventuali superfici di controllo quali alettoni, equilibratore o timoni.

In Fig.6.5 è illustrata la geometria ottenuta.

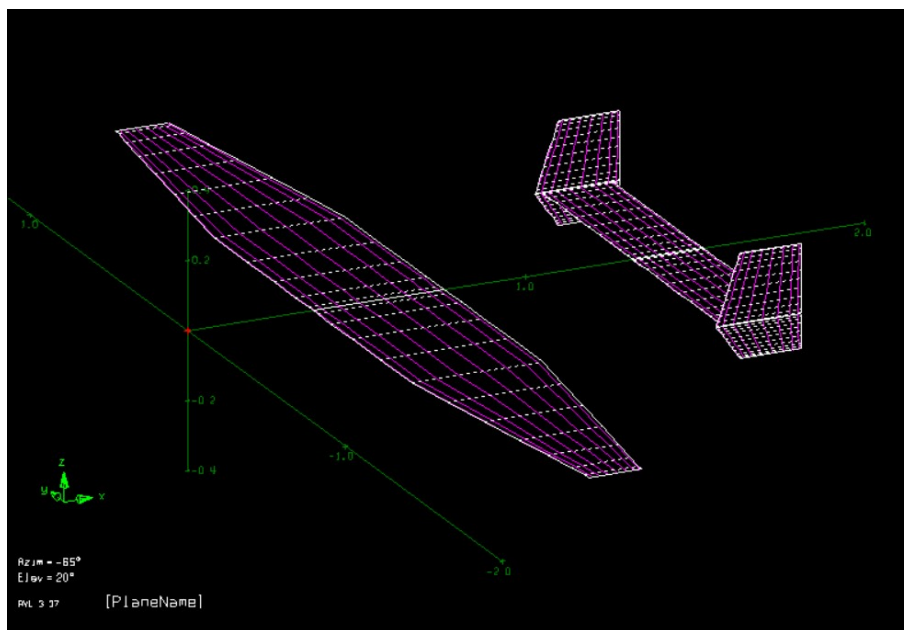


Figura 6.5: Geometria superfici portanti su AVL

- *uav.mass*: presenta la densità dell'aria alla quota di riferimento pari a 1000 *ft* e i valori delle masse associate ad ala, fusoliera e impennaggi, distribuiti secondo quanto emerso dal modello CAD. In particolare, per la fusoliera s'inseriscono tre punti concentrati, posizionati rispettivamente al 25%, al 50% e al 75% della sua lunghezza, e che comprendono anche la massa delle batterie e del payload massimo previsto. Per ciascuna semiala, invece, si colloca un punto nel centro della sezione rettangolare e uno nel centro della sezione rastremata. Allo stesso modo, si tracciano i rispettivi punti per lo stabilizzatore e le derive.
- *uav.run*: indica la condizione d'equilibrio in crociera in cui si trova ad operare l'UAV. Per semplicità, si specifica al suo interno unicamente l'angolo d'attacco

$\alpha = 3^\circ$ , la velocità di volo  $v_{cruise} = 25 \text{ m/s}$  e il relativo numero di Mach  $M = 0.074$ .

Una volta aperto l'eseguibile di *AVL*, si caricano i tre file rispettivamente con i comandi *load uav.avl*, *mass uav.mass* e *case uav.run* e si fa partire l'analisi digitando la lettera *X*. I primi output forniti sono:

- la posizione del baricentro di coordinate  $x_G = [0.51, 0, 0.0016] \text{ m}$ ;
- il coefficiente di portanza  $C_{L_{tot}} = 0.31$ ;
- il coefficiente di resistenza  $C_{D_{tot}} = 0.0033$ , che comprende solo la componente indotta, in quanto *AVL* è un codice potenziale, per cui non è in grado di valutare quella viscosa;
- il coefficiente di momento  $C_m = -0.0609$ , che indica una tendenza naturale stabilizzante a picchiare dell'aeromobile;
- il fattore di Oswald  $e = 0.76$ , che esprime l'efficienza della semi-tapered wing nella generazione di portanza rispetto ad un'ala ellittica (modello ideale).

Di conseguenza, cliccando sulla lettera *T* è possibile avere una visualizzazione del *Trefftz plane*, ossia un piano immaginario 2D posto a valle del velivolo, ortogonale alla direzione del moto, con asse orizzontale parallelo all'apertura dell'ala e dello stabilizzatore (*Fig.6.6*).

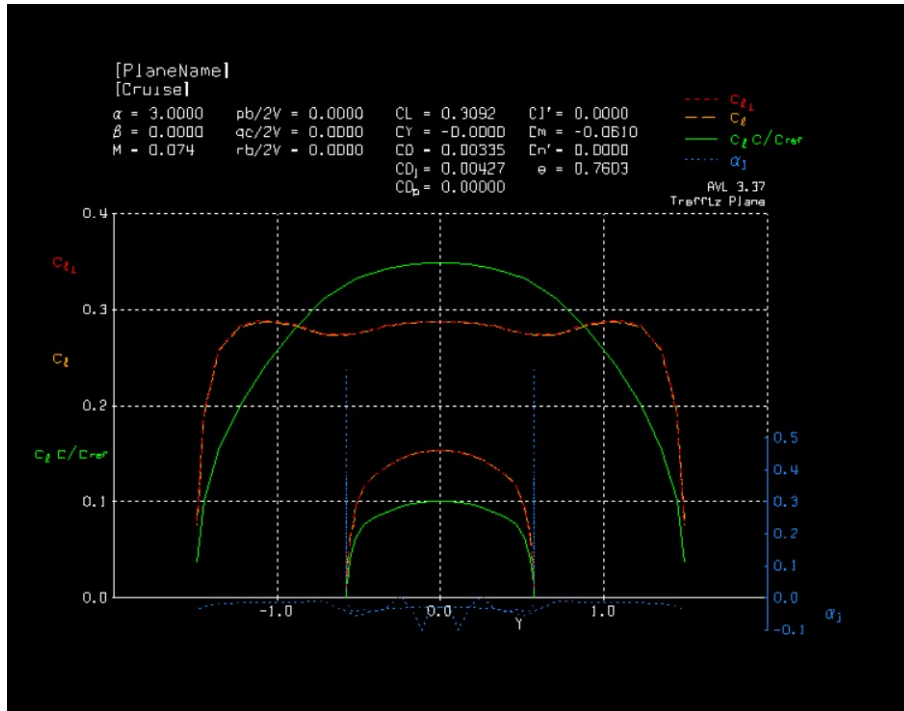


Figura 6.6: Trefftz plane

L'andamento del coefficiente di portanza locale evidenziato in rosso mostra gli stessi risultati emersi dal paper utilizzato per la scelta della forma alare. La semi-tapered wing combina, infatti, la capacità di generare portanza tipica delle ali rastremate con la buona efficienza e controllabilità allo stallo proprie delle ali rettangolari. Questo è ancor più evidente dal confronto con l'andamento del  $C_L$  locale dello stabilizzatore

rettangolare, il quale presenta il massimo in prossimità della radice, la quale sarà, dunque, la zona che per prima entrerà in stallo.

In verde, invece, è riportata la distribuzione di portanza pesata sulla corda locale, e normalizzata rispetto al coefficiente di portanza complessivo, utile per il confronto con la distribuzione ideale ellittica, che minimizza la resistenza indotta.

In blu è presentato l'angolo d'incidenza indotto dalla scia vorticosa.

In ultimo, ai fini della valutazione della stabilità statica in beccheggio, è necessario digitare la sigla  $ST$ , grazie alla quale è possibile calcolare le derivate di stabilità. I risultati salienti sono i seguenti:

- Variazione del coefficiente di momento rispetto all'angolo d'attacco  $C_{m_\alpha} = -1.168$ , la cui negatività è sintomo della stabilità del velivolo.
- Variazione del coefficiente di momento rispetto alla velocità di beccheggio  $C_{m_q} < 0$ , che evidenzia un buon comportamento smorzante dell'UAV.
- Posizione del punto neutro  $x_N = 0.578$ , il cui valore corrisponde a quello individuato in precedenza con le relazioni empiriche.

Da quest'ultima informazione è possibile verificare la positività del margine statico dell'UAV, e dunque la sua stabilità statica longitudinale.

$$SM = \frac{x_N - x_G}{MAC} = \frac{0.58 - 0.51}{MAC} = 7\% \cdot MAC > 0 \quad (6.10)$$

# Capitolo 7

## Analisi SORA

Per poter operare nella categoria *Specific*, l'UAV progettato deve essere in possesso dell'autorizzazione EASA. Per ottenerla, è necessario che il richiedente conduca un'analisi del rischio *SORA: Specific Operations Risk Assessment*, corredata dal manuale delle operazioni e dalla documentazione di supporto. Il drone in analisi, infatti, rispetta i requisiti di massa e dimensione massima ( $MTOW < 25\text{ kg}$  e  $b \leq 3\text{ m}$ ) previsti dallo scenario operativo standard *STS-02* relativo ai sistemi con classe di marcatura C6, ma non soddisfa il vincolo che impone distanza massima di  $2\text{ km}$  dal supervisore dell'operazione in volo *BVLOS*.

A tal proposito, di seguito è proposta a scopo esemplificativo un'analisi *SORA* di una missione specifica caratterizzata da un livello di dettaglio commisurabile alla fase di design raggiunta. In particolare ci si rifà alla versione aggiornata 2.5, che rispetto alla precedente, fornisce un approccio più quantitativo che qualitativo, oltre che una serie di *Annex* di supporto aggiuntivi. Essa affronta i rischi legati alla *Safety*, al fine di garantire protezione dai cosiddetti *fatal injuries* di terze parti in aria e a terra, mentre non considera i rischi ambientali e quelli legati alla privacy e alla *Security*.

### 7.1 SORA Main Body

Il primo step da effettuare consiste nel definire all'interno del manuale operativo la missione prevista, ossia ciò che l'UAV deve fare e dove deve volare.

Considerando il range chilometrico massimo raggiungibile dal drone pari a  $180\text{ km}$ , e ipotizzando di lasciarne un 25% come margine di sicurezza, tale per cui esso si riduce a circa  $135\text{ km}$ , si decide di eseguire un'attività di mappatura con payload costituito dal *sensore multispettrale* e dalla *camera ottica 2* sul territorio della Capitanata in Puglia. La provincia di Foggia, oltre ad essere la terra natia del sottoscritto, si estende lungo il Tavoliere delle Puglie, la seconda pianura più grande d'Italia, dopo quella Padana, e tranne che per qualche centro urbano più popoloso come lo stesso capoluogo e Cerignola, Andria e Barletta, essa è caratterizzata da ampie distese poco antropizzate. Pertanto, tale territorio rappresenta un buon punto di partenza per condurre una prima analisi del rischio. Per semplificarla ulteriormente, e ridurre di conseguenza al minimo i rischi di collisione aerea, si opta per la rotta riportata in *Fig.7.1*, che evita di sorvolare le zone in prossimità degli unici aeroporti della

provincia, ossia quello civile *Gino Lisa* e quello militare *Amendola*.



Figura 7.1: Missione di riferimento per l'analisi SORA

Tale missione, il cui punto di partenza e di fine è evidenziato con un bollino rosso, è costituita, dunque, da un volo *BVLOS* (*Beyond Visual Line of Sights*) in senso orario, della durata di circa un'ora e mezza per un range di 132 km, a una velocità di crociera di 25 m/s e un'altitudine massima di 1000 ft  $\approx$  300 m, svolta in modo totalmente autonomo dall'UAV attraverso i seguenti componenti:

- Autopilota: legge il percorso caricato e segue gli waypoints comandando i motori e le superfici mobili.
- Ricevitore *GNSS* (*Global Navigation Satellite Systems*): valuta posizione, velocità e timing tramite segnali provenienti da satelliti di navigazione come il Galileo.
- *IMU* (*Inertial Measurement Unit*): costituito da accelerometri e giroscopi che forniscono orientamento nello spazio.
- Microcontrollore embeddato: consente ai sensori di eseguire scatti automatici nei punti d'interesse.

Tuttavia, anche nelle operazioni totalmente autonome, la normativa prevede la presenza di un supervisore responsabile dell'operazione, in grado d'intervenire in caso di anomalia.

## 7.2 Ground Risk

In questa fase si stima la dimensione del footprint (*Fig. 7.2*), ossia l'impronta comprendente il *Volume operativo*, costituito da *Geografia del volo* e *Volume di contingenza*, e il *Ground Risk buffer*, al fine di valutare il relativo *iGRC*, ossia il valore di

classe di rischio a terra intrinseco.

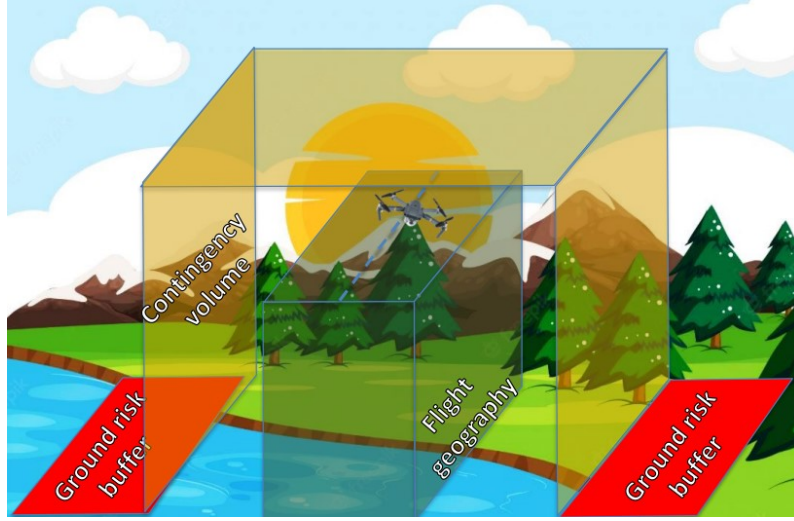


Figura 7.2: Schematizzazione del Footprint

Consultando le linee guida riportate nell'*Annex A*, è possibile procedere al dimensionamento dei diversi volumi.

1. *Flight Geography*: dove il drone dovrebbe volare in condizioni normali. Per la dimensione longitudinale si segue la rotta della missione, per quella verticale si prende il range di altitudine fissato in fase di progettazione  $V_{FG} = 0 \div 1000 \text{ ft}$ , mentre per quella laterale si utilizza la seguente relazione:

$$H_{FG} \geq 3 \cdot dimension_{max} = 3 \cdot b \approx 10 \text{ m} \quad (7.1)$$

2. *Volume di contingenza*: dove il drone può volare in caso di condizioni anormali, immediatamente dopo le quali bisogna attuare le rispettive procedure di contingenza per riportare l'UAV sulla rotta di volo. Esso è funzione del tempo di reazione del sistema e del tempo necessario per eseguire la manovra di contingenza. In particolare, seguendo la metodologia semplificata riportata nell'*Annex A*, per la dimensione orizzontale si hanno i seguenti contributi:

- GNSS Accuracy:  $H_{GNSS} = 3 \text{ m}$  (valore standard).
- Errore di mantenimento della posizione:  $H_{pos} = 3 \text{ m}$  (valore tabulato).
- Errore di mappa:  $H_k = 1 \text{ m}$  (valore standard).
- Reaction distance:  $H_r = v_{cruise} \cdot t_r = 25 \text{ m}$  (per essere conservativi è suggerito assumere un tempo di reazione pari a un secondo).
- Manovra di contingenza: per un'ala fissa tale procedura consiste in una virata di  $180^\circ$  con angolo di rollio assunto pari a  $\Phi_{max} = 30^\circ$ . In questo modo si ottiene:

$$H_{cm} = \frac{v_{cruise}^2}{g \cdot \tan(\Phi)} \approx 110 \text{ m} \quad (7.2)$$

La somma dei contributi soprariportati restituisce un'estensione orizzontale del volume di contingenza pari a  $H_{CV} \approx 150 \text{ m}$ . Allo stesso modo, i contributi di quella verticale sono:



- Errore di misurazione dell'altitudine basata su GNSS:  $V_{GNSS} = 4 \text{ m}$  (valore standard).
- Distanza di reazione:  $V_r = v_{cruise} \cdot \cos(\alpha) \cdot t_r \approx 18 \text{ m}$  (con  $\alpha = 45^\circ$  l'angolo di beccheggio risultante).
- Manovra di contingenza: per un'ala fissa s'ipotizza di uscire dal Flight Geography con un pitch angle di  $45^\circ$ , per poi volare su un percorso circolare costante di raggio  $r$  a velocità  $v_{cruise}$ , fin quando non si raggiunge il level flight. Definito  $r = \frac{v_{cruise}^2}{g} \approx 64 \text{ m}$ , si valuta l'altezza della manovra di contingenza approssimativa:

$$V_{CM} = r \cdot (1 - \sin\alpha) \approx 20 \text{ m} \quad (7.3)$$

Sommando i tre contributi alla dimensione verticale del Flight Geography si ottiene un'altezza del volume di contingenza pari a  $V_{CV} \approx 350 \text{ m}$

3. *Ground Risk Buffer*: costituito solo dalla dimensione orizzontale, determinata tramite la seguente regola del 1 : 1:

$$H_{GRB} = V_{CV} + \frac{1}{2} \cdot dimension_{max} \approx 350 \text{ m} \quad (7.4)$$

In *Fig. 7.3* sono riassunti i valori sopra ottenuti.

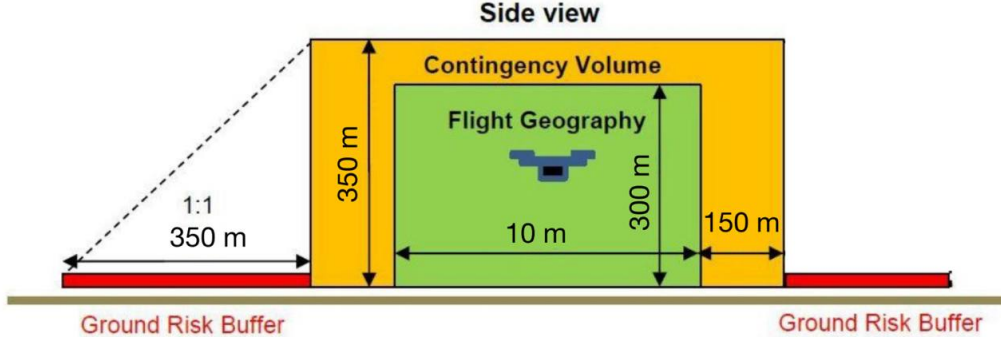


Figura 7.3: Side View footprint dimensionato

A questo punto, per determinare l'*iGRC* si fa riferimento alle indicazioni riportate in *SORA 2.5*, che a differenza della versione precedente, ha bisogno della massima velocità raggiungibile, invece dell'energia d'impatto al suolo (difficile da pronosticare), e di una valutazione più precisa della massima densità abitativa dell'intero footprint considerato. Per quest'ultima, si utilizza il *Global Human Settlement Visualisation European Commission*, dal quale è possibile ricavare la mappa raffigurata in *Fig. 7.4*.

In rosso sono rappresentati i centri urbani, mentre in giallo/marroncino quelli suburbani. Sovrapponendo questa mappa e quella che descrive la rotta (*Fig. 7.1*), si evince come l'UAV non sorvoli alcun'area urbana, fatta eccezione per il blocchetto giallo compreso tra Margherita di Savoia e San Ferdinando di Puglia, corrispondente a un piccolo paesino con densità abitativa di circa  $100 \frac{\text{abitanti}}{\text{km}^2}$ .





Figura 7.4: Densità abitativa del Footprint

Intrinsic UAS Ground Risk Class						
Maximum dimension	UA characteristic	1m / approx. 3ft	3m / approx. 10ft	8m / approx. 25ft	20m / approx. 65ft	40m / approx. 130ft
Maximum cruise speed		25 m/s	35 m/s	75 m/s	150 m/s	200 m/s
Maximum population density (ppl/km <sup>2</sup> )	Controlled ground area	1	2	3	4	5
	< 25	3	4	5	6	7
	< 250	4	5	6	7	8
	< 2,500	5	6	7	8	9
	< 25,000	6	7	8	9	10
	< 250,000	7	8	9	10	11
	> 250,000	7	9	Not part of SORA		

Figura 7.5: Intrinsic UAS Ground Risk Class

Pertanto, poichè l'UAV ha dimensione massima pari all'apertura alare  $b = 3 \text{ m}$  e  $v_{cruise} = 25 \text{ m/s}$ , e il suo footprint ricopre un'area *Sparsely Populated* ( $< 250 \frac{\text{abitanti}}{\text{km}^2}$ ), si entra nella tabella riportata in Fig.7.5 e si ricava un valore di classe di rischio a terra intrinseco pari a  $iGRC = 5$ .

Infine, si stima la dimensione dell'area adiacente, ossia quella in cui l'UAV accede se i sistemi di emergenza falliscono e che si estende a partire dalla fine del volume operativo in poi. Essa deve essere compresa nel range  $5 \div 35 \text{ km}$  e per determinarla si considerano tre minuti di volo alla velocità di crociera  $v_{cruise}$ , ottenendo così  $x_{adiacente} = 4.5 \text{ km}$ , che per rispettare il margine minimo viene arrotondata a  $5 \text{ km}$ .

## 7.3 Riduzione dell'iGRC

Definito l'*iGRC*, è possibile studiare l'applicazione d'interventi mirati che possono ridurre il valore, ottenendo, così, un rischio finale di coinvolgere persone terze inferiori.

L'*Annex B* fornisce i criteri di valutazione dell'*integrity* (cioè guadagno in sicurezza) e dell'*assurance* (il metodo di dimostrazione) delle mitigazioni proposte. Queste valgono all'interno del volume operativo e nell'area di buffer, e si suddividono in:

- $M_1(a)$  Mitigazioni strategiche basate sul concetto di copertura: queste sono, infatti, legate all'ipotesi che le persone trascorrono in media una quantità di tempo molto ridotta all'aperto senza la protezione di una struttura (es. un edificio). Pertanto gli operatori di UAV si possono aspettare di avere un'ampia percentuale di popolazione al riparo da un'impatto.

Questo concetto presenta un livello di *robustness* (*integrity* x *assurance*) basso in quanto rappresenta una mitigazione generalmente applicabile, dipendente dalle caratteristiche dell'ambiente in cui si vola, senza l'aggiunta di restrizioni operative.

La *Medium Robustness* riguarda invece interventi attuati sul tempo, ossia sul momento della giornata in cui si verifica la missione. Di notte, infatti le persone dormono, pertanto sono tutte al riparo dentro casa.

Nel caso della missione in analisi, poichè l'UAV si trova perlopiù a sorvolare zone rurali attraversate unicamente da campagne e strade, si ritiene inefficace l'applicazione di una mitigazione simile.

- $M_1(b)$  Mitigazioni strategiche basate su restrizioni operative: sono applicate pre-volo e hanno l'obiettivo di ridurre la probabilità di causare fatal injuries alle persone a terra, a prescindere dalla presenza o meno di coperture. Esse, pertanto sono caratterizzate da combinazioni di limitazioni di tempo e spazio al fine di ridurre il numero di persone a rischio.

La rotta della missione di riferimento si sviluppa già in zone rurali, pertanto diventa complesso definire ulteriori limitazioni territoriali. Tuttavia, si può decidere di condurre la missione all'alba, in un week-end invernale, quando le persone non affollano le strade per raggiungere la propria sede di lavoro e le campagne sono prive di lavoratori.

Tale intervento presenta una robustezza media, e non alta, poichè viene applicato in una missione dove la densità urbana è già bassa di per sé.

- $M_1(c)$  Mitigazioni tattiche: prevedono che l'equipaggio remoto o il sistema setaccino la maggior parte delle aree sorvolate, consentendo il rilevamento di persone non coinvolte e manovrando l'UAV in modo da evitarle durante l'operazione.

Ciò non è possibile nella missione in esame, per via dei limiti tecnologici attuali dell'UAV, che non gli consentono di eseguire deviazioni dagli waypoints del percorso predefinito.

- $M_2$  Mitigazioni che riducono gli effetti dell'impatto al suolo dell'UAV una volta perso il controllo dell'operazione. Ciò avviene riducendo la probabilità di letalità di un impatto con un UAV e/o riducendo l'estensione dell'area critica prevista, ossia quella occupata dal drone una volta impattato il suolo. Tra le

soluzioni suggerite vi è quella del paracadute balistico certificato, per il quale, però, bisogna studiare il possibile alloggiamento e l'eventuale apporto massiccio che comporta.

Pertanto, sfruttando le tecnologie a bordo dell'UAV progettato, si può pensare di far attivare le eliche VTOL ad una potenza minima (es. quella prevista per l'atterraggio) in caso di qualsiasi malfunzionamento o anomalia. Queste genererebbero una spinta verso l'alto che contrasterebbe la forza di gravità, riducendo così l'energia d'impatto al suolo e di conseguenza anche l'area critica. A tale intervento si associa per il momento una robustezza media, e non massima, in quanto è necessario condurre prima uno studio di fattibilità che confermi la maturità di tale soluzione tecnologica, attualmente puramente teorica.

Pertanto, considerando le due mitigazioni sopracitate, ossia quella temporale e quella tecnologica riguardante le eliche VTOL, è possibile entrare nella tabella raffigurata in *Fig. 7.6* e ricavare gli indici da sottrarre al valore di rischio a terra intrinseco  $iGRC = 5$ .

Ground risk mitigation	Level of Robustness		
	Low	Medium	High
M1(A) – Strategic mitigations - Sheltering	-1	-2	N/A
M1(B) – Strategic mitigation – Operational restrictions	N/A	-1	-2
M1(C) – Tactical mitigations – Ground observation	-1	N/A	N/A
M2 – Effects of UA impact dynamics are reduced	N/A	-1	-2

Figura 7.6: Effetto delle mitigazioni per il GRC residuo

Dunque, le due mitigazioni applicate consentono di ridurre il valore di rischio a terra iniziale di due punti, ottenendo così una classe di rischio residua pari a  $GRC_{res} = 3$ .

## 7.4 Air Risk

Per *Air risk* s'intende la probabilità che l'UAV ha d'incontrare un velivolo con persone a bordo nell'area operativa. Le quattro classi di rischio aereo sono le seguenti:

- *ARC-a*: Negligible encounter rate;
- *ARC-b*: Low encounter rate, valido per voli sotto i 150 *m* d'altitudine su aree rurali.
- *ARC-c*: Medium encounter rate, valido per voli sopra i 150 *m* d'altitudine su aree rurali o in prossimità dei centri urbani.
- *ARC-d*: High encounter rate, valido nelle vicinanze degli aeroporti.

Utilizzando la mappa fornita da EASA, si determina che la missione dell'UAV oggetto d'analisi ricade nella categoria *ARC – c*, tipica dei voli a quote comprese tra 500 *ft* e 600 *FL* (ossia 60000 *ft*), in uno spazio aereo non controllato sopra aree ru-

rali. In una scala crescente di *Airspace density rating* che va da 1 a 5, tale condizione assume un indice pari a 2.

## 7.5 Riduzione dell'iARC

Come per la classe di rischio a terra, anche per quella d'aria si possono applicare degli interventi mirati che ne riducono il valore iniziale. In particolare si possono attuare:

- Mitigazioni strategiche applicate prima del volo che si dividono a loro volta in quelle di restrizioni operative e quelle di common structure.  
Le prime, controllate dall'UAV operator, prevedono restrizioni dello spazio aereo o temporali al fine di volare in momenti della giornata in cui il cielo è meno affollato.  
Le seconde, che non possono essere controllate dall'UAS operator, consistono nel stabilire delle regole di volo comuni a tutti gli aeromobili, così da regolamentare il traffico aereo, un pò come accade con il codice stradale.
- Mitigazioni tattiche applicate dopo il decollo che possono riguardare la semplice azione del vedere ed evitare nel caso di voli *VLOS*, o la presenza di sistemi di rilevamento ed evitamento a terra e/o in aria per i voli *BVLOS*, per i quali, dunque, si applica il concetto analogo di *Detect and Avoid (DAA)*.

Seguendo l'esempio mostrato da EASA per un UAV di  $ARC_i - c$ , è possibile ridurre il livello di classe aereo, passando alla  $ARC - b$ , svolgendo le missioni in un momento della giornata in cui c'è meno traffico aereo, ad esempio all'alba.

## 7.6 SAIL

A questo punto, non resta che valutare il *SAIL (Specific Assurance and Integrity Level)*, ossia un valore che va da 1 a 6, che indica il livello di rigore e robustezza delle misure di mitigazione da attuare in un'operazione.

GRC finale	ARC residuo			
	a	b	c	d
$\leq 2$	I	II	IV	VI
3	II	II	IV	VI
4	III	III	IV	VI
5	IV	IV	IV	VI
6	V	V	V	VI
7	VI	VI	VI	VI
$> 7$	Categoria <i>Certified</i>			

Figura 7.7: Valutazione dello Specific Assurance and Integrity Level

Entrando nella tabella riportata in *Fig. 7.7* con i valori di classe di rischio di terra e d'aria residuo appena calcolati, si ricava un livello di SAIL pari a *II*.  
Esso è utile per determinare il livello di robustezza (Low, Medium o High) che il

richiedente deve garantire quando deve dimostrare la compliance ai 24 *Operational Safety objective (OSO)* predefiniti. Questi riguardano i requisiti tecnici dell'UAV, il training della crew, le procedure operative e le condizioni operative avverse.

OSO number (in line with Annex E)		SAIL					
		I	II	III	IV	V	VI
OSO#13	External services supporting UAS operations are adequate for the operation	L	L	M	H	H	H

Figura 7.8: Esempio dell'Operational Safety objective

Nel requisito riportato in *Fig. 7.8* a scopo esemplificativo, il SAIL *II* implica che la dimostranza della conformità al requisito stesso debba essere svolta con un basso livello di robustezza.

## 7.7 Step conclusivi

Gli step sin qui condotti valutano il rischio e garantiscono la *Safety* nel volume operativo. Lo step successivo, invece, prevede di effettuare le stesse valutazioni nel volume adiacente.

Tuttavia, in questo caso è necessario svolgere dapprima un'analisi *RAMS* per determinare la probabilità di guasto di ciascun componente e i vantaggi apportati dalla presenza di eventuali ridondanze. Poichè la fase di progettazione dell'UAV raggiunta, non consente di eseguire tali valutazioni, si decide di terminare qui l'analisi del rischio *SORA*.

Nonostante, essa sia stata condotta solo a titolo illustrativo e d'esempio, è stato raggiunto comunque un buon livello di dettaglio ed è stata praticamente completata. L'ultimo passaggio da effettuare, riguarda infatti, la compilazione del *Comprehensive Safety Portfolio*, ossia una checklist che serve a revisionare tutti gli step svolti, prima d'inoltrare la domanda ad EASA.

# Capitolo 8

## Conclusioni

Il lavoro fin qui svolto ha l'obiettivo di illustrare l'evoluzione del *Design process* dell'UAV, che, talvolta, può essere esteso, con le dovute analogie, anche ad altri sistemi ingegneristici. Esso rappresenta un esempio di come, partendo da una richiesta del cliente (in questo caso Digisky), e traducendo tale richiesta in requisiti di alto livello che costituiscono i vincoli fondamentali del progetto, sia possibile, attraverso l'analisi di piattaforme simili già presenti nella stessa fascia di mercato, sviluppare progressivamente un concept iniziale fino al raggiungimento di una configurazione progettuale matura.

Nel corso del lavoro è emersa più volte la natura complessa e articolata del processo di progettazione, in cui non esiste un unico modo corretto di procedere né una sola strada percorribile. Al contrario, si tratta di un processo fortemente multidisciplinare e di natura iterativa. Spesso è stato necessario abbandonare soluzioni inizialmente promettenti perché incompatibili con i requisiti definiti, a dimostrazione di come esso rappresenti un vero e proprio processo di ottimizzazione. In questo contesto risultano fondamentali la pazienza, la capacità di rivedere criticamente le proprie scelte e il confronto con persone esperte, in grado di offrire soluzioni alternative.

Ovviamente, il livello di dettaglio raggiunto rappresenta soltanto un punto di partenza per una serie di ragionamenti e analisi future.

Lo step successivo potrebbe riguardare, infatti, il dimensionamento delle superfici di controllo, dei vari sottosistemi e l'integrazione dell'elettronica di bordo, con particolare attenzione all'installazione e all'alloggiamento dei componenti sensibili, quali ad esempio il *Flight Control Computer*. A questo punto diventerebbe fondamentale condurre analisi strutturali e CFD, necessarie per validare la configurazione finale prima di "congelarla" e procedere all'ultima fase del progetto, ossia il *Detail Design*. In questa fase è necessario concentrare gli sforzi sulla riprogettazione completa del vano di carico, includendo i sistemi di fissaggio delle piastre di supporto dei sensori del payload e il meccanismo di basculamento, cruciale per garantire un'acquisizione fotogrammetrica precisa e priva di distorsioni. Un altro aspetto rilevante da approfondire riguarda la portabilità del sistema: occorre infatti studiare in modo più accurato il sistema di aggancio delle varie sezioni alari, affinché il montaggio e lo smontaggio risultino rapidi, affidabili e sicuri.

Successivamente si potrebbero effettuare stime più accurate delle performance dell'UAV, come il calcolo della potenza richiesta e della spinta necessaria lungo l'intero

profilo di missione, dedicando particolare attenzione alla fase di transizione dalla propulsione verticale a quella orizzontale, che, per semplicità, in questo lavoro è stata trascurata. In tale contesto, mantenendo invariato il numero di batterie, sarebbe utile analizzare come varia la potenza richiesta al variare della massa del payload, ipotizzando ad esempio l'utilizzo di un solo sensore. Ciò permetterebbe di valutare anche l'incremento del range chilometrico conseguente alla riduzione del peso trasportato.

Prima di ultimare l'architettura, sarebbe inoltre necessario rieseguire le analisi di stabilità statica longitudinale e latero-direzionale e approfondire la stabilità dinamica tramite lo studio dei modi propri dell'UAV.

Infine, prima di procedere alla stampa dei primi prototipi, risulterebbe utile effettuare una stima dei costi di produzione, così da valutare la convenienza di progettare da sé l'intera architettura oppure orientarsi verso soluzioni già disponibili sul mercato, sulle quali eseguire solo le modifiche necessarie per l'installazione del payload proprietario.

Superati tutti questi step, e ottenute le autorizzazioni ENAC/EASA attraverso analisi SORA più approfondite e specifiche per ciascuna tipologia di missione, il traguardo finale rimane quello di vedere l'UAV prendere realmente il volo.

# Bibliografia

- [1] Wan Abdul Aziz Wan Mohd Akib Norhadija Darwin Anuar Ahmad. *The Potential of Low Altitude Aerial Data for Large Scale Mapping*. 2014. URL: [https://www.researchgate.net/publication/287719725\\_The\\_Potential\\_of\\_Low\\_Altitude\\_Aerial\\_Data\\_for\\_Large\\_Scale\\_Mapping](https://www.researchgate.net/publication/287719725_The_Potential_of_Low_Altitude_Aerial_Data_for_Large_Scale_Mapping).
- [2] Daniele Sarazzi Fabio Remondino Francesco Nex. *Piattaforme UAV per applicazioni geomatiche*. 2012. URL: [https://www.researchgate.net/publication/279683164\\_Piattaforme\\_UAV\\_per\\_applicazioni\\_geomatiche](https://www.researchgate.net/publication/279683164_Piattaforme_UAV_per_applicazioni_geomatiche).
- [3] *Ala fissa o elicottero: quale usare per il rilevamento?* DJI store. URL: <https://www.dji-store.it/ala-fissa-o-elicottero-quale-usare-per-il-rilevamento/>.
- [4] *Le 3 Categorie e le Classi di Marcatura dei Droni secondo EASA*. DVISIONS. 2025. URL: <https://www.dvisions.it/le-3-categorie-e-le-classi-di-marcatura-dei-droni-secondo-easa/>.
- [5] Pierfrancesco C. Fasano. *Droni: Diritto e pratica*. 2025. URL: <https://www.cfnews.it/societa%3C%A0-e-impresa/droni-diritto-e-pratica/>.
- [6] *Marcatura di classe dell'UAS*. EUDronePort. URL: <https://eudroneport.com/it/blog-it/marcatura-di-classe-del-uas/>.
- [7] *Scenari standard STS-02*. EUDronePort. URL: <https://eudroneport.com/it/notizie/scenari-standard-sts-02/>.
- [8] *Come operare in Categoria Specifica*. ENAC. 2024. URL: <https://www.enac.gov.it/sicurezza-aerea/droni/categoria-specifica-specific-category/come-operare-in-categoria/>.
- [9] *Categoria specifica — Droni civili*. EASA. URL: <https://www.easa.europa.eu/en/domains/drones-air-mobility/operating-drone/specific-category-civil-drones>.
- [10] *SORA: Specific Operation risk assessment*. EASA. URL: [https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/sora\\_workshop\\_feb\\_2023\\_-\\_2\\_sora.pdf](https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/sora_workshop_feb_2023_-_2_sora.pdf).



- [11] *Cos'è lo Specific Operation risk assessment (SORA)*. dronespectremag. 2021. URL: <https://dronespectremag.com/cose-lo-specific-operations-risk-assessment-sora/>.
- [12] *Metodologia SORA*. EUDronePort. URL: <https://eudroneport.com/it/blog-it/metodologia-sora/>.
- [13] *Sandbox*. ENAC. 2023. URL: [https://www.enac.gov.it/app/uploads/2024/04/LG20Sandbox\\_230301.pdf](https://www.enac.gov.it/app/uploads/2024/04/LG20Sandbox_230301.pdf).
- [14] *Mugin 4-PRO*. MuginUAV. URL: <https://www.muginuav.com/product/mugin-4-pro-4000mm-h-tail-full-carbon-fiber-vtol-uav-platform/>.
- [15] *CK23VE*. CavokUAS. URL: <https://cavok-uas.com/en/solutions.html>.
- [16] *AVY Aera*. AVY. URL: <https://5163717.fs1.hubspotusercontent-na1.net/hubfs/5163717/Sales%20Files/Avy%20Brochure%202025.pdf>.
- [17] *FireFly+*. International Armour. URL: <https://www.armour.gr/catalogues/Brochures/UAV-VTOL-FIREFLY-PLUS.pdf>.
- [18] *Adler M32*. MotioNew. URL: <https://www.motionew.com/blog/drones/adler-m32-vtol-uav/>.
- [19] *Sparrow M25-PRO*. MotioNew. URL: <https://www.motionew.com/shop/vtol-and-fixed-wing-drone/m-series-vtols/vtol-drone-m25-long-endurance-fixed-wing/>.
- [20] *FlyVTOL*. MotioNew. URL: <https://www.motionew.com/shop/vtol-and-fixed-wing-drone/fly-vtol-drone/>.
- [21] *G25VTOL*. MotioNew. URL: <https://www.motionew.com/shop/vtol-and-fixed-wing-drone/g25-vtol-uav-drone/>.
- [22] *SkyLane-320*. SkyDrones. URL: <https://sky-drones.com/downloads/SkyDrones-Skylane-Datasheet.pdf>.
- [23] *VA32 FW-VTOL*. T-Drones. URL: [https://www.t-drones.com/product/VA32.html?utm\\_source=unmannedsystemstechnology.com&utm\\_medium=referral](https://www.t-drones.com/product/VA32.html?utm_source=unmannedsystemstechnology.com&utm_medium=referral).
- [24] *Extra High Energy Semi-Solid Battery (EXE)*. EnovBattery. URL: <https://www.enovbattery.com/extre-high-energy-semi-solid-battery-exe/>.
- [25] Daniel P. Raymer. *Aircraft Design: A conceptual approach*. American Institute of Aeronautics e Astronautics, Inc., 1992.
- [26] Reg Austin. *Unmanned Aircraft Systems*. John Wiley e Sons, Ltd., 2010.
- [27] Giuseppe Palaia Karim Abu Salem. *Dispense di Progettazione dei Veicoli Aerospaziali*. Politecnico di Torino, 2024.

- [28] *Development of a toolchain for the conceptual design of fixedwing VTOL UAVs*. DLR. URL: [https://elib.dlr.de/206234/1/DLR-IB-2024-106\\_Geschw%5C%C3%5C%A4rzt.pdf](https://elib.dlr.de/206234/1/DLR-IB-2024-106_Geschw%5C%C3%5C%A4rzt.pdf).
- [29] *Scheda prodotto LEGA 2024*. Airoidi Metalli SPA. URL: <https://www.airoidimetalli.it/wp-content/uploads/2018/02/2024T00.pdf>.
- [30] Michael Chun-Yung Niu. *Airframe Structural Design*. Conmilit Press Ltd, 1988.
- [31] *Motore V6215-210KV*. HobbyWing. URL: <https://www.hobbywing.com/en/products/hv6215>.
- [32] *CF22174 Propellers*. HobbyWing. URL: <https://www.hobbywingdirect.com/products/eps-prop-22174>.
- [33] *XRotor H80A 14S BLDC*. HobbyWing. URL: <https://www.hobbywing.com/en/products/xrotorh80a14sbldc>.
- [34] *T-MOTOR VL7015*. LIGPOWER. URL: <https://www.ligpower.com/product/vl7015-large-brushless-motor-for-uavs.html>.
- [35] *T-MOTOR P24\*7.2 Prop*. LIGPOWER. URL: <https://www.ligpower.com/product/24x7-2-10mm-hole-polish-carbon-fiber-propeller.html>.
- [36] *T-MOTOR V80A 14S*. LIGPOWER. URL: <https://www.ligpower.com/product/v80a-bldc-foc-drone-esc.html>.
- [37] Ella Atkins Prashin Sharma. *Experimental Investigation of Tractor and Pusher Hexacopter Performance*. 2019. URL: [https://www.researchgate.net/publication/333578958\\_Experimental\\_Investigation\\_of\\_Tractor\\_and\\_Pusher\\_Hexacopter\\_Performance](https://www.researchgate.net/publication/333578958_Experimental_Investigation_of_Tractor_and_Pusher_Hexacopter_Performance).
- [38] Cees Bil D. Felix Finger Carsten Braun. *A Review of Configuration Design for Distributed Propulsion Transitioning VTOL Aircraft*. 2017. URL: [https://www.researchgate.net/publication/320617037\\_A\\_Review\\_of\\_Configuration\\_Design\\_for\\_Distributed\\_Propulsion\\_Transitioning\\_VTOL\\_Aircraft](https://www.researchgate.net/publication/320617037_A_Review_of_Configuration_Design_for_Distributed_Propulsion_Transitioning_VTOL_Aircraft).
- [39] Hendrick Theys Dimitriadis. *Influence of propeller configuration on propulsion system efficiency of multi-rotor Unmanned Aerial Vehicles*. 2016. URL: <https://scispace.com/papers/influence-of-propeller-configuration-on-propulsion-system-2t38teti9q>.
- [40] *P-51D Mustang Scale RC Plane 89' ' .* TopRCModel-USA. URL: <https://www.toprcmodel-usa.com/p-51.html>.
- [41] *TOPRC P-51D Old crow 89' ' ARF*. FlybestModel. URL: <https://shop.flybestmodel.com/prodotto/toprc-p-51d-old-crow-89-arf/>.
- [42] *P-51D Mustang 89' ' .* TopRCModel-USA. URL: <https://www.toprcmodel-usa.com/uploads/5/5/5/8/55581447/p-51-manual-new.pdf>.

- [43] *FMS FMS107P FOX Aliante elettrico PNP*. Berlinski Modellismo. URL: <https://www.modellbau-berlinski.de/aerei-rc-e-accessori/alianti/fox-aliante-elettrico-pnp---300-cm>.
- [44] *Pilatus-B4 3m*. Composite RCgliders. URL: <https://composite-rc-gliders.com/en/p/pilatus-b4-3m>.
- [45] *TopmodelCZ Swift S1 ARF 314cm*. Jonathan Modellismo. URL: <https://shop.jonathan.it/it/topmodelcz-swift-s1-arf-314cm>.
- [46] *EASA.A.038 - Swift S-1*. EASA. URL: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/type-certificates/aircraft-cs-25-cs-22-cs-23-cs-vla-cs-lsa/easaa038-swift-s-1>.
- [47] *USA 45 AIRFOIL*. Airfoil Tools. URL: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=usa45-il#polars>.
- [48] Abdullah Kocamer Metin Uzunl Hasan Çınar e Sezer Çoban. *Structural and Fatigue Analysis of a UAV Wing*. 2024. URL: <https://dergipark.org.tr/en/download/article-file/3713125>.
- [49] *JP Hobby 105mm 12 Blades EDF Ducted Fan 12S CW*. HobbyKing. URL: [https://hobbyking.com/en\\_us/jp-hobby-105mm-edf-12s-cw-ccw.html?\\_\\_\\_store=en\\_us](https://hobbyking.com/en_us/jp-hobby-105mm-edf-12s-cw-ccw.html?___store=en_us).
- [50] *Dr. Mad Thrust 90mm 12-Blade Alloy EDF 1600KV Motor - 2100W (6S)*. HobbyKing. URL: [https://hobbyking.com/en\\_us/dr-mad-thrust-90mm-12-blade-alloy-edf-1600kv-motor-2100w-6s.html?\\_\\_\\_store=en\\_us](https://hobbyking.com/en_us/dr-mad-thrust-90mm-12-blade-alloy-edf-1600kv-motor-2100w-6s.html?___store=en_us).
- [51] *Dr. Mad Thrust 70mm 10-Blade Alloy EDF 3000KV Motor - 1200W (4S)*. HobbyKing. URL: [https://hobbyking.com/en\\_us/dr-mad-thrust-70mm-10-blade-alloy-edf-3000kv-motor-1200w-4s.html?\\_\\_\\_store=en\\_us](https://hobbyking.com/en_us/dr-mad-thrust-70mm-10-blade-alloy-edf-3000kv-motor-1200w-4s.html?___store=en_us).
- [52] Università di Napoli. *WING DESIGN*. URL: [http://wpage.unina.it/fabrnico/DIDATTICA/PGV\\_2012/MAT\\_DID\\_CORSO/09\\_Progetto\\_Ala/Wing\\_Design\\_Sadraey.pdf](http://wpage.unina.it/fabrnico/DIDATTICA/PGV_2012/MAT_DID_CORSO/09_Progetto_Ala/Wing_Design_Sadraey.pdf).
- [53] Srinivasa Rao GORREPATI Manish Kumar CHAUHAN Mayur ZOPE. *PARAMETRIC ANALYSIS OF WING PLANFORMS TO DETERMINE AN OPTIMAL WING DESIGN*. 2024. URL: <https://journals.vilniustech.lt/index.php/Aviation/article/view/23126/12713>.
- [54] *NACA64-412 a=0.5*. BigFoil. URL: [https://bigfoil.com/B/58084c9b-f036-4dc4-a176-0a156ceae02a\\_infoB1.php](https://bigfoil.com/B/58084c9b-f036-4dc4-a176-0a156ceae02a_infoB1.php).
- [55] Helmut Stettmaier. *V-Tails for Aeromodels*. 2001. URL: <https://www.fmsg-alling.de/wp-content/uploads/2013/09/V-Leitwerke.pdf>.
- [56] John Campbell Paul Pussms. *REPORT No. 823: EXPERIMENTAL VERIFICATION OF A SIMPLIFIED VEE-TAIL THEORY AND ANALYSIS OF AVAILABLE DATA ON COMPLETE MODELS WITH VEE TAILS*. URL:

<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930091901/downloads/19930091901.pdf>.

- [57] Vassilis Kostopoulos Eleftherios Nikolaou. *Vee-Tail Preliminary Design Methodology for Class I mini- UAV*. 2024. URL: [https://www.researchgate.net/publication/378958466\\_Vee-Tail\\_Preliminary\\_Design\\_Methodology\\_for\\_Class\\_I\\_mini-\\_UAV](https://www.researchgate.net/publication/378958466_Vee-Tail_Preliminary_Design_Methodology_for_Class_I_mini-_UAV).
- [58] *NACA 63012A AIRFOIL*. Airfoil Tools. URL: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n63012a-il>.
- [59] Scott Delbecq Félix Pollet. *A COMMON FRAMEWORK FOR THE DESIGN OPTIMIZATION OF FIXED-WING, MULTICOPTER AND VTOL UAV CONFIGURATIONS*. 2022. URL: [https://icas.org/icas\\_archive/ICAS2022/data/papers/ICAS2022\\_0383\\_paper.pdf](https://icas.org/icas_archive/ICAS2022/data/papers/ICAS2022_0383_paper.pdf).
- [60] *T-MOTOR AT5330A 25-30CC KV220*. LIGPOWER. URL: <https://www.ligpower.com/product/at5330-a-fixed-wing-motor.html>.
- [61] *ESC per ala fissa VTOL T-MOTOR AT115A 6-14S*. LIGPOWER. URL: <https://www.ligpower.com/product/at-115a-14s-fixed-wing-esc.html>.
- [62] *Design Of Structural Components - Wing, Fuselage and Tail*. ACS College of Engineering. URL: <https://www.acsce.edu.in/acsce/wp-content/uploads/2020/03/15AE82-2.pdf>.
- [63] *TF15\*8 Glider e UAV Carbon Propeller*. T-Motor. URL: <https://store.tmotor.com/product/tf15-8-prop-polymer-folding.html>.
- [64] *AT4120 VTOL Fixed Wing Airplane Long Shaft Motor-KV250*. T-Motor. URL: <https://store.tmotor.com/product/at4120-long-shaft-fixed-wing-motor.html>.
- [65] *AT 115A 6-14S VTOL Fixed Wing ESC*. T-Motor. URL: <https://store.tmotor.com/product/at-115a-14s-fixed-wing-esc.html>.
- [66] *New Solid LI-ION Battery*. T-DRONES. URL: <https://www.t-drones.com/goods-1192-6S+36Ah+Battery.html>.
- [67] Angelo Lerro. *Dispense di Meccanica del volo*. Politecnico di Torino, 2023.
- [68] Mark Drela. *AVL (Athena Vortex Lattice) Overview*. MIT. URL: <https://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>.
- [69] Dittrich. *Annex A: Guidelines on collecting and presenting system and operation information for a specific UAS operation*. Jarus. 2024. URL: [http://jarus-rpas.org/wp-content/uploads/2024/06/SORA-v2.5-Annex-A-Release.JAR\\_doc\\_26-pdf.pdf](http://jarus-rpas.org/wp-content/uploads/2024/06/SORA-v2.5-Annex-A-Release.JAR_doc_26-pdf.pdf).
- [70] *Global Human Settlement Layer*. GHSL. URL: <https://human-settlement.emergency.copernicus.eu/visualisation.php>.

## Ringraziamenti

Al termine di questa esperienza formativa ed entusiasmante, ma al tempo stesso complessa e non priva di momenti di difficoltà, desidero esprimere la mia più sincera gratitudine a tutte le persone che hanno reso possibile questo percorso e che mi hanno accompagnato in questi sei mesi.

In primo luogo, un sentito ringraziamento va al mio relatore accademico, **Prof. Paolo Maggiore**, per essere sempre stato un punto di riferimento costante, non solo durante l'elaborazione di questa tesi, ma lungo tutti i cinque anni di studio universitario. Le sue competenze, la passione infinita per l'aerospazio e la disponibilità al confronto hanno rappresentato per me un esempio sia dal punto di vista accademico che umano.

Desidero inoltre ringraziare **Paolo Pari**, mio relatore aziendale, e **Daniele Santini**, corelatore, insieme all'intera azienda *Digisky* per avermi accolto e guidato durante questo progetto. Grazie a loro ho avuto modo di sviluppare un nuovo approccio al lavoro, che sono certo sarà prezioso per il mio futuro professionale. Un ringraziamento particolare va a Daniele, che mi ha affiancato quotidianamente con grande disponibilità, anche oltre l'orario di lavoro, fornendomi consigli e indicazioni preziose, ma soprattutto offrendo un confronto scientifico stimolante e paritario.

Vorrei ora ringraziare tutti coloro che, durante questo percorso universitario e non solo, mi hanno supportato, e, in molti casi, soprattutto sopportato.

In primis, un grazie infinito va ai miei **genitori**, persone determinate e tenaci, che mi hanno sempre dato la forza di andare avanti anche nei momenti più difficili. Non sempre riesco a dirvelo, ma vi amo più di ogni altra cosa al mondo. Il mio sogno più grande è potervi un giorno ripagare di tutti gli sforzi e i sacrifici che avete fatto per me.

Un ringraziamento speciale va a **mia madre**, che con il suo amore e il suo affetto quotidiano è riuscita, con un semplice "buongiorno" su WhatsApp e con le nostre chiamate giornaliere, a ridurre l'enorme distanza geografica che ci separa. In questi cinque anni lontano da casa è sempre stata pronta ad ascoltarmi, in qualunque momento, senza mai giudicare e con una dolcezza capace di trasformare ogni difficoltà in forza. Oltre alla sua grinta, alla sua forza di volontà e alla sua straordinaria capacità di amare, ciò che più la contraddistingue è l'empatia: sa sempre trovare le parole giuste al momento giusto, sia per confortarmi sia per darmi la spinta necessaria ad affrontare le situazioni con una prospettiva diversa. Le devo un grazie speciale per non aver mai mollato con me sin da bambino, da quei tempi in cui, alle elementari, doveva rincorrermi per casa o farmi scendere a forza dal tavolo per farmi studiare. Credo sia soprattutto grazie alla sua determinazione se oggi sono riuscito a raggiungere questo traguardo. E, in ultimo, come non ringraziare le sue doti culinarie e tutti i "pacchi da giù" che, negli ultimi anni, si sono trasformati in valigie piene di viveri che mi accompagnavano nei miei viaggi notturni della speranza.

A **mio padre** va il ringraziamento più sincero, quello che forse non ho mai avuto modo di esprimere abbastanza. Per me sei la roccia della famiglia, la persona su cui poter contare ogni volta che si presenta una difficoltà. In tutti questi anni non ricordo un solo momento in cui tu mi abbia dato un consiglio sbagliato o mi abbia indirizzato verso una scelta che non fosse giusta per me. Mi scuso se a volte, nel presente, faccio fatica a comprenderti e finisco per scontrarmi con te, senza rendermi conto che ogni tua parola e ogni tuo gesto nascono sempre dall'esperienze che la vita

ti ha donato e dal desiderio di fare il bene della nostra famiglia. Sto imparando, giorno dopo giorno, a leggere i tuoi silenzi e a capire le tue giornate “no”, e, anche se non te l’ho mai detto esplicitamente, vorrei un giorno diventare come te: una persona stimata e rispettata nel proprio ambito lavorativo, ma che è sempre riuscita a mettere la famiglia al primo posto. Infine, voglio prometterti che continuerò a impegnarmi per vivere con più leggerezza, godendomi il presente senza preoccuparmi troppo del futuro, e, come mi ripeti sempre, cercherò di credere di più nelle mie capacità e di acquisire maggiore fiducia in me stesso.

A concludere la mia famiglia, ma non certo per importanza, c’è mia **sorella Alessia**. Cosa potrei desiderare di più dalla vita, se mi è già stata donata una figura come la tua? Sei da sempre la mia più grande fonte d’ispirazione, colei che ha tracciato la strada in ogni situazione e che, con il suo esempio, ha reso ogni mia esperienza un po’ più semplice. Sei la prima persona che stimo nella vita (tranne per il disordine), per la tua determinazione, la tua voglia di farcela a ogni costo e il tuo coraggio nel prendere decisioni importanti, come quella di partire a soli diciott’anni per studiare lontano da casa. Grazie a te anche la mia scelta di venire a studiare a Torino è stata più naturale e meno spaventosa. Sei sempre stata la mia spalla in tutto: nello studio, nelle esperienze, nei momenti di sfogo. Non smetterò mai di ringraziarti per tutte le volte in cui hai organizzato un compleanno, la festa di laurea o una semplice sorpresa per me. Non ti sei mai arrabbiata, nemmeno quando per giorni sparivo senza farmi sentire. Hai sempre saputo comprendere i miei momenti di difficoltà e mi hai accolto con la stessa dolcezza anche dopo giorni di silenzio. Ti prometto che mi farò sentire più spesso. Mi manca non averti più vicino, perché sapere di poterti raggiungere in un paio d’ore di treno mi dava una sicurezza enorme. Ma sono felice per il percorso che hai scelto e voglio che tu sappia che sarò sempre il tuo primo sostenitore in ogni nuova avventura.

Rimanendo sulla stessa scia di nome, voglio ringraziare una persona che in poco tempo è riuscita a donarmi un amore immenso: la mia **ragazza, Alessia**. A te va un grazie enorme per aver saputo comprendere il mio carattere complesso, fatto di momenti di gioia e leggerezza, ma anche, e soprattutto, di pesantezza e di sconforto. Ricordo ancora i nostri primi battibecchi durante la prima sessione d’esame da fidanzati, quando tu avevi bisogno di vedermi e io, preso dallo studio, chiedevo spazio e concentrazione. Sin da allora hai dimostrato una maturità e una comprensione straordinarie, sapendo sempre quando avvicinarti e quando lasciarmi respirare. Di te amo tutto: la tua giocosità, il tuo essere imprevedibile e piena di vita, la tua determinazione che emerge nei momenti giusti, e la tua capacità di unire leggerezza e serietà con naturalezza. Persino quando ti arrabbi con me, riesco a vedere quanto ci tieni davvero. In questo percorso non potevo desiderare accanto a me una persona migliore. Sei riuscita a rendere la mia esperienza da studente fuorisede meno solitaria, riempiendo le domeniche di allegria e facendomi sentire il calore di casa anche a chilometri di distanza. Hai aggiunto colore alla mia vita, colmando le mie mancanze e aiutandomi a limare gli angoli più spigolosi del mio carattere. Mi sproni a credere di più in me stesso, e sei la mia prima tifosa in ogni cosa che faccio. Non vedo l’ora di festeggiare con te nuove avventure, tagliare insieme nuovi traguardi e continuare a costruire, passo dopo passo, tutto ciò che di bello ci aspetta.

Un ringraziamento speciale va ai miei nonni **Massimo e Rosalba**, con i quali sono cresciuto, ai quali voglio un bene infinito e dai quali, lo ammetto, sono anche un po’ viziato. Come non ricordare le telefonate di questi cinque anni: chiamavo mia nonna

e, dopo il suo saluto, compariva la voce squillante di mio nonno, come una voce fuori campo, a dire «Ciao Francesco!!», per poi passare alle immancabili domande iconiche: «Com'è il tempo?» e «Hai già mangiato?». Il loro amore ha accompagnato le mie giornate, rendendole più leggere anche nei momenti più impegnativi, facendomi sentire meno la distanza da casa.

Un pensiero speciale va anche ai nonni che non ho mai conosciuto: nonna **Rita** e nonno **Attilio**, che porto sempre con me. Mi accompagnano silenziosamente, guidando le mie scelte e dandomi il coraggio di affrontare le sfide che la vita mi pone davanti.

Non posso dimenticare le mie zie **Stefania e Patrizia**, e i miei zii **Carlo e Lucio**, che con i loro consigli esperti mi hanno aiutato a prendere decisioni più consapevoli. Mi dispiace non riuscire a chiamarvi spesso, ma ogni volta che ci vediamo, soprattutto a Natale e ancora di più d'estate quando siamo tutti insieme, recupero con gioia tutto l'affetto che mi donate.

A completamento della nostra famiglia così unita, voglio ringraziare **Elena**, che, anche se cresciuta, rimarrà per me sempre la mia cuginetta, i miei cugini **Andrea, Nicola e Marco**, e coloro che, pur non essendo legati da sangue, rappresentano un legame molto stretto: **Francesco**, ossia la persona migliore che potesse esserci al fianco di mia sorella, e le mie cugine ormai acquisite **Erica e Siria**.

Infine, un ringraziamento caloroso va a **Valeria, Massimo ed Elisa**, che fin dal primo momento mi hanno accolto con grande affetto, facendomi sentire subito parte della famiglia. Ogni volta con voi mi sento davvero a casa, e per il futuro spero di riuscire a condividere sempre più momenti insieme.

Passando agli amici, vorrei ringraziare innanzitutto una persona che per me è come un fratello: il mio migliore amico **Renato**. Con te ho vissuto tutti i ricordi più preziosi della mia adolescenza e continuo tutt'oggi a condividere ogni nuova esperienza. So che il nostro legame è indissolubile e che potremo sempre contare l'uno sull'altro. Ti voglio un mondo di bene e spero che il nostro rapporto rimanga sempre così: autentico, sincero e profondamente fraterno. Tra gli amici di vecchia data desidero ringraziare anche **Claudia, Chiara e Vincenzo**: nonostante la lontananza e il poco tempo per sentirci, ogni volta che ci rivediamo è come se il tempo non fosse mai passato.

A Torino ho avuto la fortuna di conoscere persone straordinarie, che sono state per me uno stimolo costante che mi ha permesso di raggiungere questo traguardo. In particolare i miei compagni di corso **Tommaso, Andrea, Gabriele, Antonio, Roberta e Keka**, con i quali ho vissuto momenti bellissimi e spensierati. Con voi anche le lezioni diventavano un'occasione per sorridere, alleggerire la tensione e staccare per un attimo la testa dal caos dell'università. E come potrei dimenticare **Lelluccio**, con i suoi saluti mattutini "Casaluu" e le sue interminabili ore trascorse a guidare camion.

Un ringraziamento va anche ai miei coinquilini storici **Marco, Alessio e Angelo**, con i quali mi scuso per essere stato forse un po' pesante a volte, ma grazie ai quali ho potuto sentirmi davvero a casa. Siete stati una seconda famiglia, con cui condividere la quotidianità e la routine.

In conclusione, un grazie speciale va a tutte le persone che ho incontrato durante i miei tre anni di residenza in collegio e a chi, anche solo con piccoli gesti come una battuta, una serata a ridere e ballare o una confidenza al momento giusto, ha contribuito a rendere questo percorso indimenticabile.