



POLITECNICO DI TORINO

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA MECCANICA E AEROSPAZIALE

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

EZECHIELE-2517 UNMANNED AERIAL VEHICLE

SQUADRA A2

Docenti:

Carrera Erasmo

Pagani Alfonso

ANNO ACCADEMICO 2020 – 2021

Sommario

1	Missione	4
1.1	Definizione	4
1.2	Missione Tipo	4
2	Requisiti.....	6
3	Architettura dei Sistemi	7
3.1	Sensori e Computer di Bordo.....	7
3.2	Telecomunicazioni	8
4	Aerodinamica.....	10
4.1	Requisiti	10
4.2	Calcolo efficienza massima.....	10
4.3	Matching chart	10
4.4	Scelta profilo.....	11
4.5	Configurazione 3D ala	11
4.6	CFD dell'Ala	12
4.7	Superfici di coda.....	14
4.8	Stabilità statica longitudinale	15
4.9	Decollo e atterraggio	16
5	Propulsione	17
5.1	Scelta tipo di propulsione	17
5.2	Dimensionamento e scelta dell'elica	17
5.3	Dimensionamento motore.....	18
5.4	Dimensionamento e scelta batterie	20
5.5	Prestazioni in volo	22
6	Strutture	24
6.1	CAD	24
6.2	Materiali.....	25
6.3	Analisi ala	26
6.4	Conclusioni dell'Ottimizzazione	28
7	Analisi costi e rischi	29
8	Considerazioni finali	29
9	Appendice 1 - Studio dei materiali	31
9.1	Superfici Portanti.....	31
9.2	Fusoliera e Sostegni	32
9.3	Carrello e Rinforzi	33
9.4	Cupola Anteriore	34

9.5	Costo Materiali.....	36
10	Appendice 2 - Analisi strutturale	37
10.1	Modello di ottimizzazione topologica dell'ala.....	37
10.2	Definizione della geometria.....	37
10.3	Definizione dei materiali e delle proprietà degli elementi	38
10.4	Definizione della mesh.....	38
10.5	Definizione dei carichi	39
10.6	Impostazione dell'analisi	41
11	Appendice 3 - Trasporto ed assemblaggio UAV	43
12	Appendice 4 - Render Ezechiele2517	47
12.1	Viste quotate di Ezechiele-2517	49
13	Appendice 5 - Sistemi.....	50
13.1	Calcolo stima peso payload	50
13.2	Link Margin	51
13.3	Sensori payload	52
13.4	Trade off sensori payload	53
13.5	Avionica.....	54
14	Appendice 6 - Aerodinamica	55
14.1	Costruzione del Matching Chart.....	55
14.2	Grafici coefficienti aerodinamici profilo alare	56
14.3	Simulazione CFD tramite il software STAR CCM+	57
15	Appendice 7 - Analisi dei costi	65
15.1	Descrizione importanza stima costi.....	65
15.2	Processo logico di lavoro.....	65
16	Appendice 8 - Propulsione	69
16.1	Tabelle e immagini	69
16.2	Calcoli	71
17	Appendice 9 - Risk Analysis Report	74
18	Appendice 10 - Popolazione statistica	79
19	Bibliografia e sitografia.....	80
20	Autori	80

Di seguito è riportata la mappa concettuale dove viene mostrata la procedura adoperata per il lavoro svolto in questa trattazione. Si nota come dopo le fasi iniziali di scelta di missione e definizione dei requisiti il gruppo si è suddiviso in quattro sotto squadre per uno studio più specifico riguardante le quattro macroaree essenziali che definiscono il progetto di un velivolo.

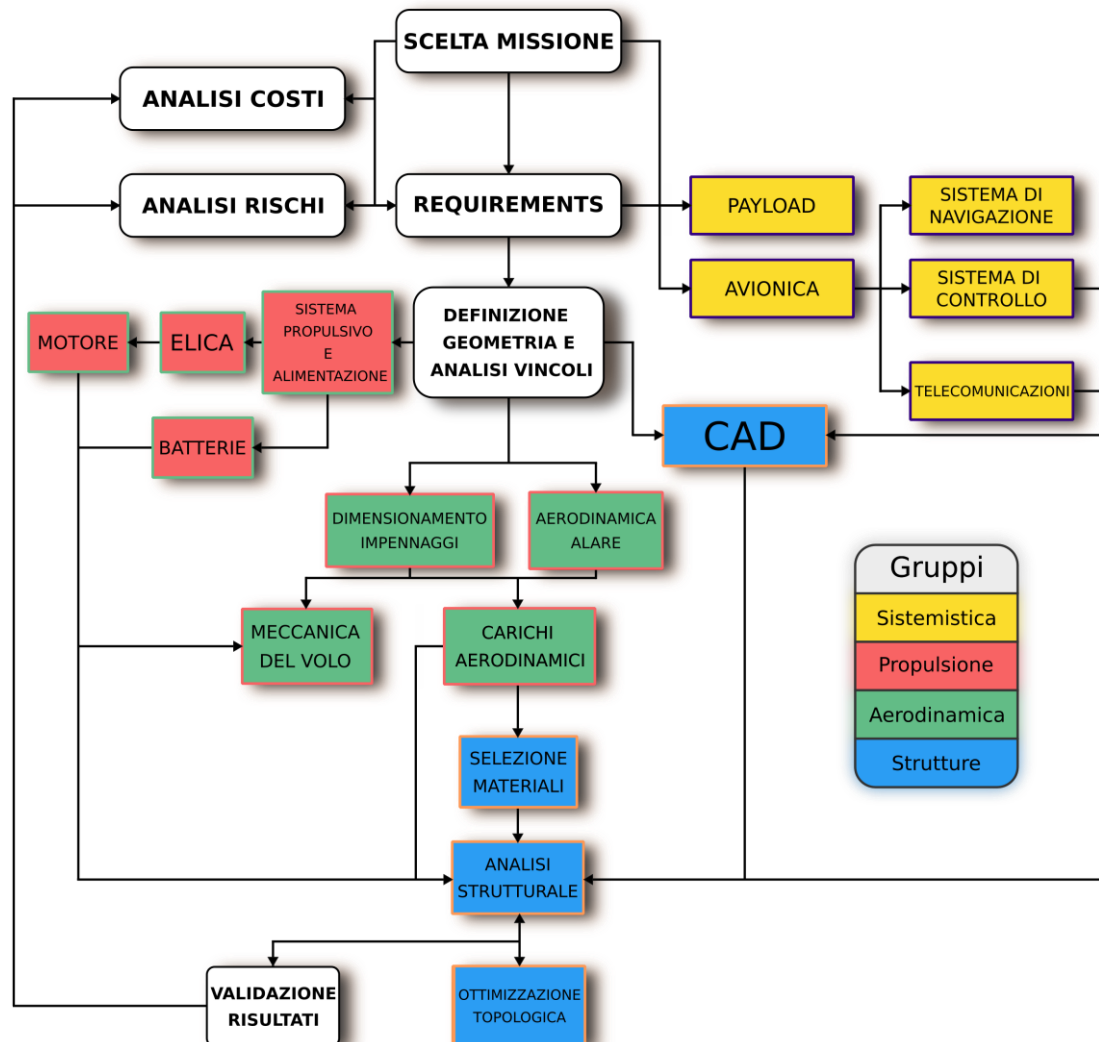


Figura 1: Study Work Logic

1 Missione

1.1 Definizione

In passato, gli *UAV* (Unmanned Aerial Vehicle) erano utilizzati esclusivamente per applicazioni militari, in missioni troppo rischiose per l'intervento diretto dell'uomo.

Oggi, invece, velivoli pilotati di ogni tipo trovano spazio in un ampio range di applicazioni civili, da quelle legate alle operazioni di prevenzione e pronto intervento o alla ricerca scientifica, fino all'industria dell'intrattenimento, come il cinema, la fotografia e molto altro, in una miriade di configurazioni e fasce di mercato.

Lo scopo di questo lavoro di ricerca e design è la progettazione concettuale di uno *UAV* ad ala fissa, battezzato col nome di ***Ezechiele***. Si parte proprio dagli obiettivi di missione (con i requisiti che conseguentemente ne scaturiscono) e dal *payload* che consente di svolgere tali missioni. In particolare, si è optato per missioni di:

- ***Sorveglianza e ricognizione***

In generale, questa categoria di missione è finalizzata al raccoglimento di informazioni, riguardanti ambienti ostili, prima dell'entrata in azione di operatori umani, al fine di ridurre i rischi e i tempi d'intervento. L' *UAV* verrà quindi adoperato in ambienti ostili e colpiti da disastri di vario tipo, per i quali l'intervento non adeguatamente pianificato di personale umano via terra o a bordo di un elicottero è sicuramente più rischioso, oltre che meno rapido e potenzialmente molto più costoso. Basti considerare che si corre il rischio di mobilitare personale umano non sufficientemente preparato o in sovrannumero, incidendo negativamente sui costi dei mezzi di trasporto e degli stessi operatori umani, nonché sulla loro incolumità e sul rateo di successo delle missioni. Un punto di forza dell' *UAV* sarà proprio quello di pattugliare determinate aree con un vasto arsenale di sensori, puntando alla prevenzione e al riconoscimento nelle fasi iniziali di eventi come vasti incendi, in modo da inoculare in maniera molto mirata ed efficace il giusto numero di operatori, veicoli e, più in generale, risorse, dando la possibilità di intervenire prima che la propagazione del disastro sia in fase troppo avanzata.

- ***Mappatura/ Osservazione del territorio***

Qualora un disastro naturale (spesso, nonostante gli sforzi, imprevedibile) non venga contenuto sul nascere, è fondamentale elaborare un piano d'azione, una volta valutata l'entità dei danni: l' *UAV* permetterà di localizzare accuratamente le aree colpite, fornendo in tempo reale del feedback sulla scala e sull'irreversibilità del disastro. In questo modo, si potrà pianificare adeguatamente, nei limiti del possibile, un risanamento del territorio, sia economico che sociale e, soprattutto, ambientale. Anche in questo caso, il punto di forza dell' *UAV* è proprio la raccolta di dati mirata al più adeguato e tempestivo intervento umano, con lo scopo di salvare più vite e territorio possibile, riducendo inutili sprechi di risorse.

1.2 Missione Tipo

Alla luce di tutto ciò, si illustra un'ipotetica missione tipo, ispirata ai tragici incendi devastanti che hanno colpito le vaste zone boschive dell'Australia. Vengono effettuate delle rilevazioni nell'area di Sidney, in

particolare la distribuzione degli incendi che si sono verificati nei boschi del *Blue Mountains National Park*, per i quali era stata stimata una perdita di circa l'80% della vegetazione.

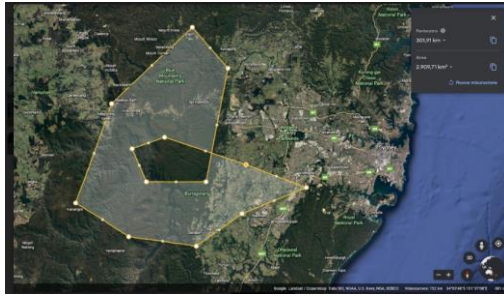


Figura 3: Rappresentazione grafica missione



Figura 2: Stazione dei vigili del fuoco e visualizzazione della strada adibita al decollo dell'UAV

Procedura attivazione servizio Fire-Monitoring:

1. Richiesta di pattugliamento dell'UAV *Ezechiele*, in dotazione alla centrale operativa dei Vigili del Fuoco di *Glenfield (SY)*.
2. Pronto intervento della squadra di pilotaggio che predispone la chiusura temporanea della strada per permettere il decollo in sicurezza.
3. Attivazione delle attrezzature di terra nella centrale operativa e controllo del drone.
4. Via libera del controllo del traffico aereo e decollo entro il tempo limite di entrata in servizio pari, nel peggiore dei casi, a 15 minuti.
5. In pochi minuti l'UAV raggiunge la quota e la velocità prevista dalla missione.
6. Attivazione one-way del sensore *EO* che rimane attivo per tutte le fasi della missione, fornendo in tempo reale un proxy-clip della zona filmata.



Figura 4: Fronte degli incendi



Figura 5: Immagine IR degli incendi

In un successivo waypoint il fumo potrebbe rendere impossibile la distinzione del fronte dell'incendio. Per questo motivo la *Camera* comincia ad operare nel campo dell'infrarosso, mappando l'estensione dell'incendio.

7. Prosegue l'analisi del fronte degli incendi. Il video in full resolution viene trasmesso alle squadre di terra e aeree con una certa latenza rispetto al proxy-clip, ma permettendo di analizzarlo in maniera più dettagliata e quindi consolidare o rivalutare le pianificazioni fatte col filmato in diretta.

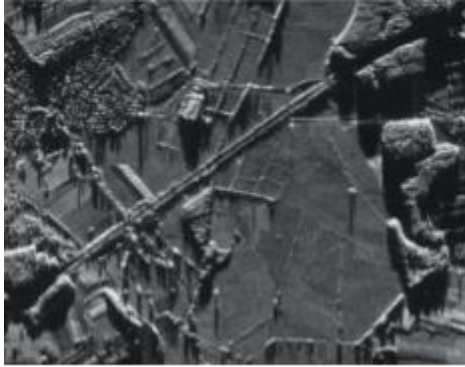


Figura 6: Immagine ottenuta attraverso sensore SAR

8. Terminata la ricognizione sul fronte dell'incendio comincia l'analisi dei danni riportati sul territorio. Per questo motivo viene attivato il sensore *SAR*, che permette un'analisi di dettaglio sulla morfologia. Viene individuata una frana in prossimità della sponda Nord del fiume Coxs. Il sensore *SAR*, infatti, fornisce una ricostruzione bidimensionale del territorio, utilissima in condizioni di scarsa visibilità per il sensore ottico, a causa di fumo e vapore o di scarsa visibilità del sensore a infrarossi, a causa del calore delle fiamme diffuso su un'area troppo vasta.

9. L'*UAV* si dirige verso la zona interessata dalla frana per eseguire rilevamenti più precisi e viene attivato il *LIDAR*, che genera una mappatura tridimensionale della zona interessata per la messa in sicurezza della zona turistica. Il percorso ottimale per eseguire la mappatura (attraverso 8 tratti rettilinei paralleli della lunghezza di 3 km), viene sviluppato da un algoritmo implementato nella suite di software del computer di bordo.



Figura 7: Mappatura effettuata dal sensore LIDAR

10. Conclusa la missione tutti i sensori vengono spenti e il velivolo si dirige verso il luogo dell'atterraggio, previsto normalmente sulla stessa pista del decollo.

2 Requisiti

MISSION REQUIREMENTS & CONSTRAINTS	
ID	Requirement Text
MIS - 010	Project shall be completed before second meeting
MIS - 020	The operative altitude shall be 800 m
MIS - 030	Maximum altitude shall be 3000 m
MIS - 040	Take-off distance shall be less than 100 m
MIS - 050	MTOW shall be less than 20 kg
MIS - 060	Endurance shall be at least 2-8 hour
MIS - 070	Range shall be at least 250 - 720 km
MIS - 080	Speed shall be at least 25 m/s
MIS - 090	Stall speed shall be at most 15.5 m/s
MIS - 100	UAV shall operate day/night hours
MIS - 110	UAV shall be able to map
MIS - 120	UAV shall be able to record videos
MIS - 130	UAV image resolution shall be ##### p
MIS - 140	Propeller shall be optimized for cruise speed
MIS - 150	Battery specific energy shall stay between 150 - 250 J/kg

CONFIGURATION REQUIREMENTS	
ID	Requirement Text
CON - 010	UAV shall possesses at least ## batteries/ batteries capacity
CON - 020	UAV shall possesses a GPS tracker

3 Architettura dei Sistemi

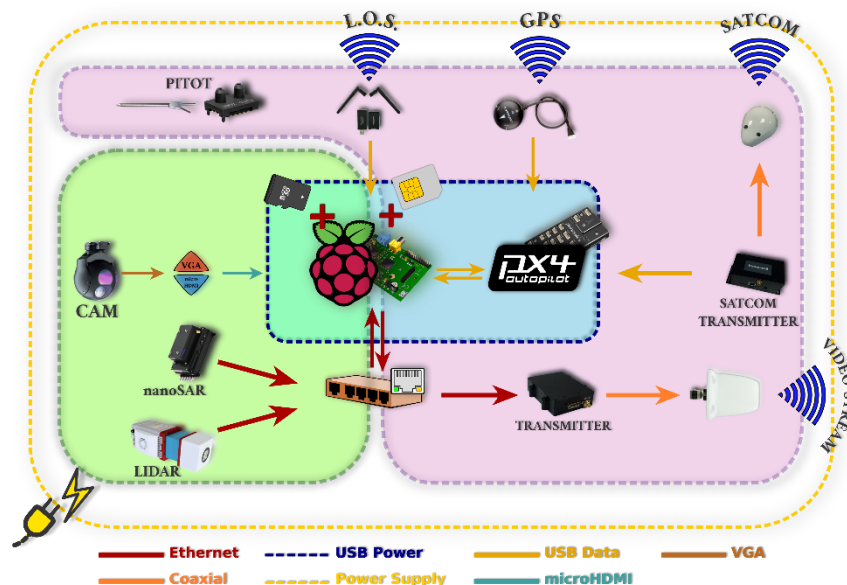


Figura 8: Architettura dei sistemi

3.1 Sensori e Computer di Bordo

Le varie operazioni svolte dall'UAV necessitano di alcuni sensori fondamentali, di un sistema di auto pilotaggio e di un computer di bordo con sistema operativo in grado di gestirne gli output. Sono stati selezionati dei modelli in grado di fornire ottime prestazioni e, allo stesso tempo, compatibilità e integrazione con l'architettura complessiva tra payload, computer e telecomunicazioni.

In particolare, si è optato per scegliere:

- **Raspberry Pi 4 (8 GB RAM):** Mini computer versatile integrabile con innumerevoli sistemi e infrastrutture hardware, che gestisce tramite un processore di architettura ARM a basso consumo.

Sullo storage interno (*microSD* card ad alte prestazioni) si installa una delle tante distribuzioni *GNU/Linux* ad hoc per le funzioni a cui è deputato.

In particolare, esistono numerose distribuzioni per la gestione di droni tramite

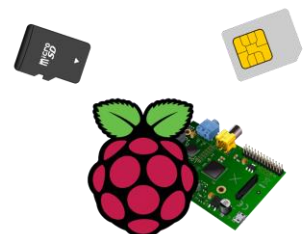


Figura 9: Raspberry Pi 4

Raspberry Pi, caratterizzate da un kernel Linux custom di tipo real-time e sistema operativo immutable o unbreakable.

- **PixHawk 4:** Modulo autopilota interamente Open Hardware e Open Source e standardizzato dalla *Dronecode Foundation*, interfacciato al Raspberry Pi tramite *USB*. Attraverso il software open-source *ArduPilot*, l'autopilota interagisce col computer di bordo, formando un vero e proprio *FMS* (Flight Management System).



Figura 10: Pixhawk 4

- **Octopus E140:** Camera per visualizzazione in campo ottico e campo infrarosso (real time streaming via proxy-clip, full quality via storage), interfacciata al Raspberry Pi tramite protocollo *HDMI* ($VGA_{CAM} \rightarrow miniHDMI_{RasPi}$).



Figura 11: Octopus E140

- **Imsar-Nanosar:** *SAR* per la mappatura 2D, interfacciato al Raspberry Pi tramite protocollo *Ethernet*, attraverso uno switch.



Figura 12: Imsar-Nanosar

- **Riegl Minivux-2UAV:** *LIDAR* per mappatura e ricostruzione tridimensionale del territorio scansionato (lavora in parallelo col *SAR*), anch'esso interfacciato al computer di bordo attraverso *Ethernet* switch.



Figura 13: Riegl Minivux 2UAV

3.2 Telecomunicazioni

Si è dunque passati alla definizione del sottosistema di telecomunicazioni. In particolare, per separare flussi di dati codificati in maniera sostanzialmente diversa, è stata effettuata una distinzione fra comunicazioni di missione, riguardanti i soli dati di missione e comunicazioni di comando, che rappresentano invece le varie informazioni riguardanti lo stato del velivolo. La distinzione è stata implementata tramite due sottosistemi occupanti bande di frequenze diverse, in modo da non sovrappopolare la stessa banda, come ulteriore beneficio.

Comunicazione dei dati di missione

Considerando i dati ottenuti dalla missione tipo, che prevede una distanza percorsa massima (dal punto di decollo) di 80 km, si è deciso di definire una distanza massima di 150 km per il range delle comunicazioni.

Facendo testo alla letteratura, quindi, si è optato per comunicare nella banda di 2.4 GHz. Infatti, le bande libere per comunicazioni di tipo industriale-scientifico e medico senza la necessità di licenze sono le seguenti: 902-928-MHz, 2400-2483.5-MHz e 5725-5850-MHz. Dopo aver effettuato ricerche sui principali fornitori di sistemi di telecomunicazione e valutando la possibilità di diverse architetture, si è deciso di mettere a bordo per un'antenna a medio guadagno, collegata ad un modulatore-trasmettitore.



Figura 15: Transmitter-Modulator-Advanced-AMLS



Figura 14: Antenna-5dBi-UVW-0827

Entrambi i device sono in grado di operare nelle frequenze prestabilite. È stato quindi valutato in prima approssimazione un *Link Budget*, da cui si ottiene un Link Margin di 16 dB, risultato ben al di sopra del limite di 10 dB standard, per il quale la connessione viene considerata stabile. Per un approfondimento sul calcolo del Link Margin si può consultare l'appendice 5.

Si fa presente che nel caso in cui il velivolo si dovesse allontanare dalla stazione di terra di oltre 150 km, si perderebbe la visualizzazione dei proxy-clips in tempo reale, ma i contenuti filmati sono comunque immagazzinati sullo storage del *Raspberry Pi*.

Inoltre, scegliendo il protocollo *TCP*, la gestione dei pacchetti dati è tale da non avere perdite dovute a collisioni, attraverso una gestione tramite coda di pacchetti e conferma di ricezione, prima della trasmissione di nuovi dati. In questo modo, oltretutto, è possibile riprendere immediatamente la trasmissione, non appena si rientra nel range di comunicazione. Scegliendo invece il protocollo *UDP*, pur avendo una trasmissione molto più rapida poiché non c'è latenza dovuta al meccanismo di coda-conferma, si presentano numerose perdite di pacchetti dati, dovuti a collisione.

A seconda delle necessità, il protocollo può essere cambiato immediatamente durante le operazioni.

Comunicazione dei comandi

Per quanto riguarda la comunicazione dei comandi, a differenza del caso precedente, non è stato possibile considerare un range massimo in quanto, qualora questo venisse superato, si ricadrebbe nella perdita del controllo del velivolo ed una conseguente perdita del velivolo stesso, eventualità da evitare nel modo più assoluto.

Si è quindi suddiviso il sistema in due sottosistemi in parallelo: il primo *LOS* (Line Of Sight), l'altro, per ridondanza, *BLOS* (Beyond Line Of Sight) tramite comunicazione satellitare. In particolare, il sottosistema *LOS* è costituito da una coppia di antenne a guadagno unitario che lavorano nello spettro della comunicazione cellulare, gestita attraverso una expansion card per *Raspberry Pi* (Waveshar Hat) in grado di ospitare una o più *SIM card*, attraverso le quali il sistema comunica con la stazione di terra. La ridondanza del numero di sim è a discrezione dell'acquirente, ma è comunque consigliata, in quanto il sistema operativo è in grado di effettuare autonomamente passaggi di banda, in modo da rendere la comunicazione costante. In ogni caso, qualora le bande telefoniche fossero eccessivamente cariche, impedendo quindi la comunicazione cellulare, o nel caso in cui la distanza del velivolo dalla stazione di terra superi la linea di vista, è stato implementato a bordo il sistema il sistema *Honeywell SFF Gen 3*, composto di antenna e trasmettitore. Lo spettro di comunicazione è quello della banda L (1-2GHz) e si appoggia alla costellazione di satelliti geostazionari *Inmarsat*.

4 Aerodinamica

4.1 Requisiti

I requisiti considerati per l'analisi aerodinamica qui riportata sono:

- Massimo peso al decollo MTOW = 20 kg;
- Quota operativa = 800 m;
- Velocità di crociera = 25 m/s;
- Velocità di stallo = 15.5 m/s.

Molti dei dati riportati di seguito sono stati in parte stimati attraverso grafici e tabelle presenti in bibliografia e in parte mediati tra i valori di UAV della stessa categoria attualmente esistenti.

4.2 Calcolo efficienza massima

Il primo valore calcolato per l'UAV in studio è stato $E_{\max} = L/D = 27.6984$ coincidente con E_{cruise} come suggerito dal Raymer per velivoli a propulsione elettrica.

4.3 Matching chart

Successivamente si è andato a tracciare il matching chart per il calcolo dei rapporti T/W e W/S scrivendo uno in funzione dell'altra attraverso le seguenti equazioni della dinamica del volo:

- Stall speed
- Maximum speed
- Maximum rate of climb
- Take-off distance
- Ceiling altitude

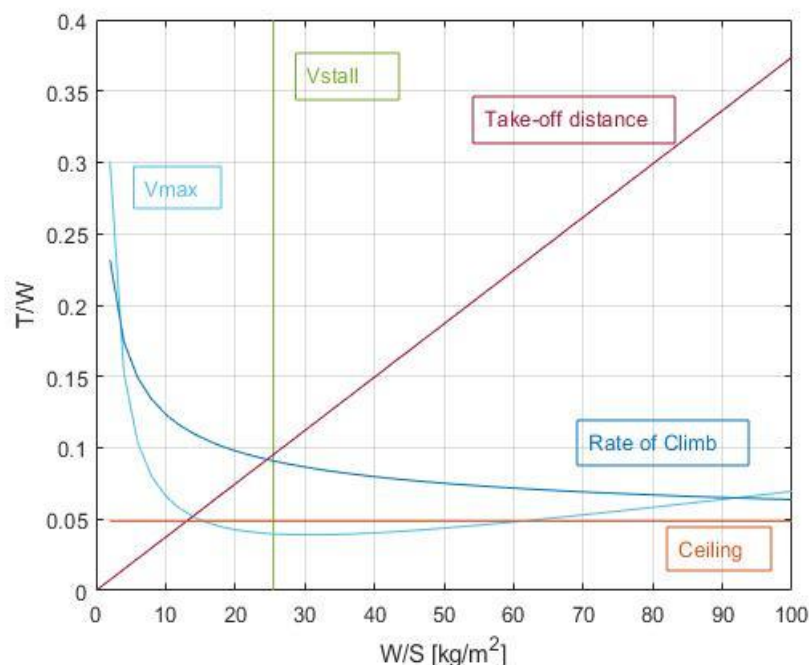


Figura 16: Matching Chart

Tra le varie opzioni possibili, il design point è stato scelto nell'ottica di massimizzare il rapporto W/S (minimizzando quindi la superficie alare) al minimo valore di T/W (intersezione delle rette della Take-

off distance e della Stall speed). Le coordinate del punto sono: $W/S = 25.5 \text{ kg/m}^2$; $T/W = 0.0954$. Da questi valori si è stimata una superficie alare $S = 0.7843 \text{ m}^2$ una spinta $T = 18.7175 \text{ N}$.

4.4 Scelta profilo

I dati aerodinamici ottenuti nel conceptual design sono:

- Coefficiente ideale di portanza dell'UAV: $C_{L_c} = 0.7061$
- Coefficiente di portanza dell'ala: $C_{L_{cw}} = 0.7432$
- Coefficiente di portanza ideale del profilo: $C_{l_i} = 0.8258$
- Coefficiente di portanza massima dell'UAV: $C_{L_{max}} = 1.7$
- Coefficiente di portanza massima dell'ala: $C_{L_{maxW}} = 1.7895$
- Coefficiente di portanza lorda massima del profilo: $C_{l_{maxGross}} = 1.9883$
- Coefficiente di portanza massima degli ipersostentatori (considerando plain flap): $\Delta C_{L_{HLD}} = 0.7$
- Coefficiente di portanza netta massima del profilo: $C_{l_{max}} = 1.2883$
- Coefficiente di resistenza a portanza nulla del velivolo: $C_{D_0} = 0.0098$
- Coefficiente di resistenza a portanza nulla (dunque con calettamento negativo) del profilo alare ricavato attraverso airfoil tools: $C_{D_{0p}} = 0.0106$
- Coefficiente di resistenza ideale del velivolo: $C_D = 0.0263$
- Coefficiente di resistenza del profilo alare calcolato a 4° di calettamento: $C_{D_p} = 0.00812$
- Fattore di Oswald: $e = 0.7$

Sono stati selezionati due profili con valori di Cl plausibili con i risultati del conceptual design: SELIG 3002-099-83 e SELIG 2091-101-83. Per entrambi i profili è stato individuato un angolo di calettamento di 4° per ottenere il coefficiente di portanza ricavato precedentemente. Dopo un'attenta analisi delle rispettive caratteristiche aerodinamiche, si è scelto il secondo poiché garantisce, ad un angolo pari a 4° , un'autonomia oraria maggiore rispetto al primo ($(E\sqrt{C_L})_{\max}$ più alto). Nella condizione di bassa velocità si è ipotizzato in via preliminare di installare degli ipersostentatori al bordo di fuga della tipologia plain flap che garantiscano la portanza sufficiente nelle fasi a bassa velocità (decollo, atterraggio, ricognizione di dettaglio, ecc.). In appendice 6 sono presenti i grafici relativi ai coefficienti dell'ala.

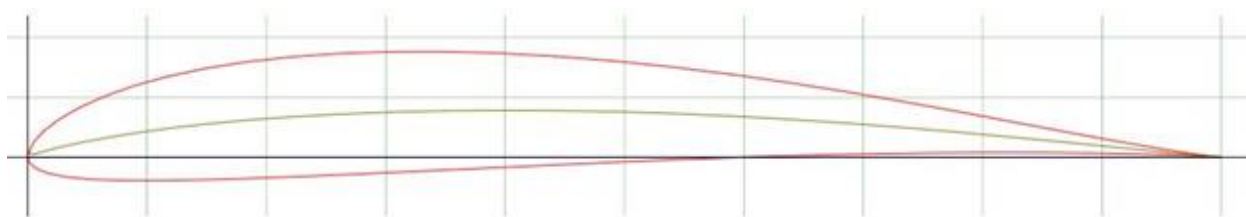


Figura 17: Profilo SELIG 2091-101-83

Dati profilo:

- Massimo spessore 10.1% al 26% della corda;
- Massima curvatura 3.7% al 39.5% della corda.

4.5 Configurazione 3D ala

Per l'ala in 3D sono stati stimati attraverso iterazioni e ricerche statistiche i seguenti dati:

Parametro	dimensione/informazione	aggiornamento
Configurazione	ala alta	
Geometria	rettangolare + trapezia	trapezia

calettamento dell'ala rispetto alla fusoliera	4°	
Aspect Ratio (AR)	13.7	
Sweep angle Λ	0° (assunzione da indagine statistica)	
Taper Ratio λ	0.3	0.8
Angolo di diedro: Γ	-4° (assunzione preliminare)	0° (semplicità costruttiva, confronto con UAV simili)
Corda di radice: C_{root}	0.3681 m	0.2648 m
Corda di estremità: C_{tip}	0.1104 m	0.2118 m
Corda media C_{mean}		0.2393 m
Apertura alare b	3.2779 m	

Tabella 1: Configurazione dell'ala

Distribuzione di portanza

Dopo diverse iterazioni, mediante l'uso di uno script basato sulla legge della Linea Portante di Prandtl e attraverso un confronto tra diverse geometrie alari tratte da UAV della stessa categoria, è stato possibile definire una geometria finale per l'ala in grado di garantire una distribuzione di portanza più vicina possibile a quella ellittica. Rispetto all'ala immaginata inizialmente sono state apportate delle modifiche, riportate nella tabella precedente alla colonna "aggiornamento dimensione". La distribuzione di portanza è rappresentata nel grafico a lato¹.

Attraverso il codice utilizzato, è stato ricavato il $C_{L_{wing}} = 0.7183$, che risulta maggiore di quello ipotizzato in fase preliminare in crociera $C_{L_{wing}} > K (W/S_{wing}) / (0.5\rho_{cruise}V_{cruise}^2)$, in cui il coefficiente $K = 0.9$ rappresenta il contributo percentuale dell'ala nella generazione della portanza totale. Questo risultato convalida le scelte fatte precedentemente in merito alla geometria dell'ala.

4.6 CFD dell'Ala

Attraverso l'uso del software STAR CCM+® è stato possibile eseguire una analisi CFD preliminare sull'ala 3D, ricercando in questo modo un riscontro numerico sulla bontà del dimensionamento eseguito e potendo ricavare una distribuzione di carichi utile per eventuali analisi strutturali future. Le simulazioni sono state eseguite a 2 differenti velocità e hanno dato risultati a convergenza coerenti con quanto stimato preliminarmente; in particolare il coefficiente di portanza ottenuto con la CFD ad una velocità di 25 m/s è pari a circa 0.69, molto prossimo a 0.7183 ottenuto con la teoria della linea

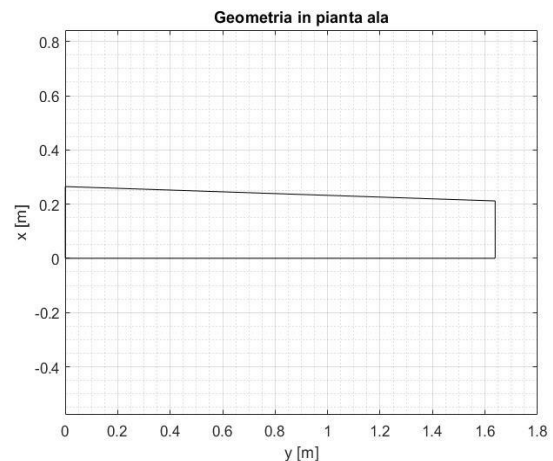


Figura 18

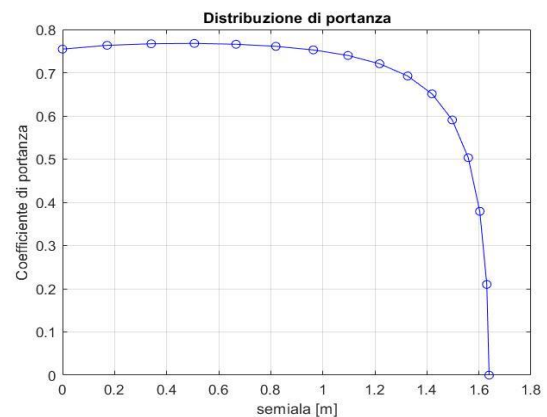


Figura 19

¹ Vedi Appendice

portante (differenza ~4%). Dai valori ricavati si può ipotizzare che in fasi di progetto più avanzate potrebbe essere necessario aumentare di 1-2 m/s la velocità di crociera oppure incrementare leggermente la superficie portante per garantire un esubero di portanza anche nell'eventualità di un aumento della massa dell'intero velivolo dovuto ai materiali, alle batterie e al payload imbarcato. Le condizioni di simulazione e i dati ottenuti sono riportati nelle seguenti tabelle (le immagini sottostanti si riferiscono rispettivamente al campo di pressioni e a quello di velocità per il caso $V = 25$ m/s). Dettagli maggiori sono presenti in Appendice 6.

Condizioni ambiente		
pressione (relativa ad una quota di 800 m)		0.0920764 [MPa]
Densità aria		1.13364 [kg/m^3]
Coordinate e riferimenti geometrici		
Origine assi		[0.0, 0.0, 0.0] corrispondente al bordo d'attacco dell'ala, sezione di radice
Superficie di riferimento		0.7843 [m^2] (superficie alare)
Raggio di riferimento per il C_m		0.2393 [m] (corda media)
Dato	Velocità di volo: 25 m/s	Velocità di volo: 27 m/s
C_L	0.6873	0.8024
C_D	0.0352	0.0409
Lift [N]	190.9822	222.9649
Drag [N]	9.8051	11.3663
C_M (beccheggio)	-0.2449	-0.2859

Tabella 2: Parametri e risultati della CFD

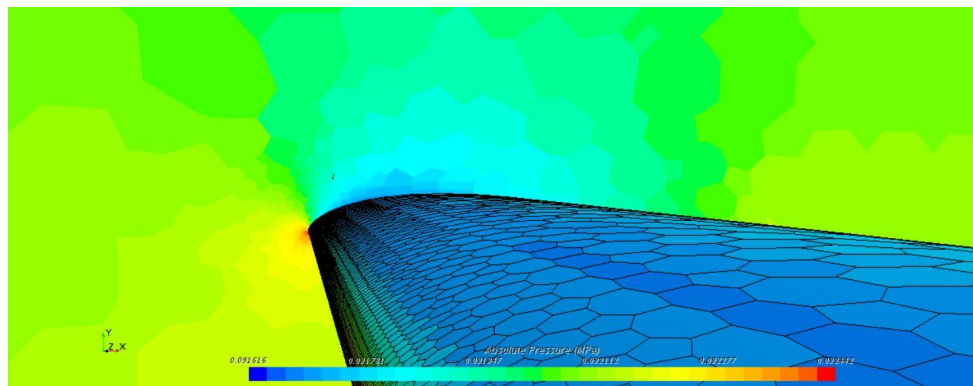


Figura 20: Scalar Scene relativa alla Absolute pressure

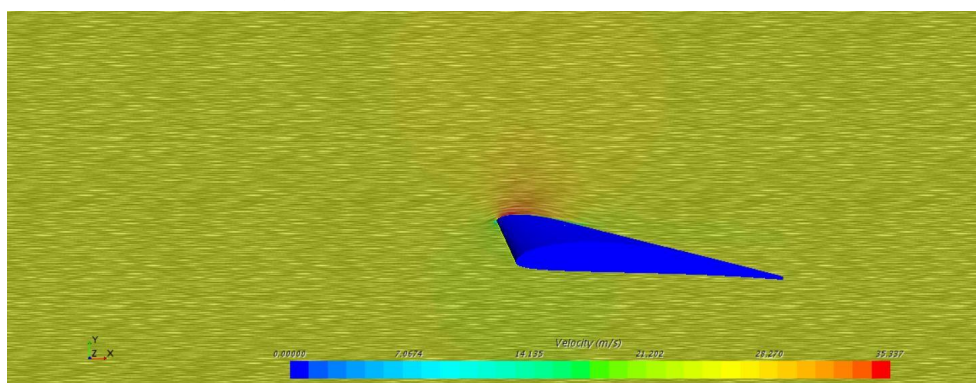


Figura 21: Vector Scene relativa alla velocity

4.7 Superfici di coda

Il dimensionamento degli impennaggi è stato effettuato grazie al metodo descritto dal libro “Aircraft Design: A system engineering approach” di Mohammad H.Sadrey e i risultati ottenuti sono stati confrontati con le geometrie di small UAV presenti sul mercato.

Il primo passo eseguito per la progettazione dell'impennaggio orizzontale è stato fissare il valore del rapporto volumetrico di coda $V_H = 0.5$ (tipico per la categoria homebuilt). Utilizzando questo parametro è stata calcolata la distanza ottimale tra il centro aerodinamico dell'impennaggio e il centro aerodinamico dell'ala $l_{opt} = \sqrt{(4C_{mean}S_wV_H)/(\pi d_{fus})} = 0.9184 \text{ m}$ (equazione che contiene alcuni dati ricavati precedentemente per l'ala e il diametro della fusoliera). Successivamente è stata determinata la superficie dell'impennaggio di coda $S_H = \frac{V_H S_w}{l_{opt}} = 0.1226 \text{ m}^2$.

Le equazioni della meccanica del volo, ipotizzando la posizione del baricentro avanti al centro aerodinamico dell'ala di 5 cm , hanno permesso di calcolare il coefficiente di portanza del tail $C_{L_H} = -0.3589$.

Ipotizzando per l'impennaggio orizzontale un aspect ratio pari a due terzi di quello dell'ala e un taper ratio $\lambda = 1$ è stato possibile ricavare l'apertura alare $b_h = 1.0583 \text{ m}$ e le corde al tip e al root $C_{tip} = C_{root} = 0.1159 \text{ m}$. Si è scelto un profilo NACA 0010 con sweep angle e twist angle nulli.

Seguendo un procedimento simile è stata definita la geometria degli impennaggi verticali: due superfici, entrambe di dimensione 0.056 m^2 collocate ortogonalmente alle estremità del piano di coda orizzontale, per le quali è stato imposto che le loro corde al tip fossero coincidenti con la corda dell'impennaggio orizzontale (tale scelta è dettata da una maggiore semplicità costruttiva e una forma dell'impennaggio più pulita). Ipotizzando $AR_V = 1.7$, $\lambda = 0.47$ e sweep angle $\Lambda = 21^\circ$ sono stati ottenuti l'apertura alare del singolo impennaggio $b = 0.3085 \text{ m}$ e le corde di radice e estremità, rispettivamente $C_{root} = 0.2469 \text{ m}$ e $C_{tip} = 0.1159 \text{ m}$. Anche in questo caso è stato utilizzato per i due piani verticali un profilo NACA 0010 ed è stato fissato un twist angle uguale a zero gradi.

Impennaggio orizzontale	
profilo alare	NACA0010
$S_H \text{ [m}^2\text{]}$	0.1226
$b_h \text{ [m]}$	1.0583
$C_{tip} \text{ [m]}$	0.1159
$C_{root} \text{ [m]}$	0.1159
$l_{opt} \text{ [m]} = \text{braccio tra i fuochi ala-impennaggio}$	0.9184
sweep angle $[\circ]$	0.0000
alpha twist $[\circ]$	0.0000
$C_{m_af} = \text{wing airfoil pitching moment}$	-0.0777
$C_{m0_wf} = \text{wing-fuselage pitching moment}$	-0.0678
$C_{L_h} = \text{coefficiente di portanza coda}$	-0.3589
$AR_H = (2/3)*AR$	9.1333
$h-h_0 \text{ [m]}$	0.0500

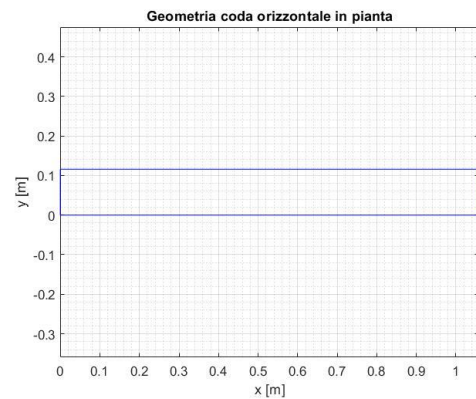


Figura 22

λ_H	1.0000
Impennaggio verticale	
Profilo alare	NACA0010
S_v [m ²] totale impennaggi verticali	0.1120
S_v [m ²] superficie singolo impennaggio	0.0560
b_v [m]	0.3085
C_{tip} [m]	0.1160
C_{root} [m]	0.2469
AR_v	1.7000
sweep angle [°]	21.000
λ_{dv}	0.4700
$l_v = l_{opt}$ [m]	0.9184

Tabella 3: Dimensioni degli impennaggi

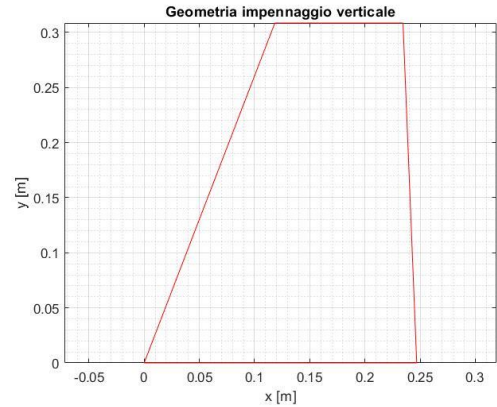


Figura 23

4.8 Stabilità statica longitudinale

Per effettuare un'analisi preliminare della stabilità statica longitudinale, è stato necessario calcolare il calettamento che dovrebbe avere l'impennaggio orizzontale di coda. Dalla curva $Cl-\alpha$ del profilo alare scelto, attraverso il Curve Fitting Toolbox, è stato possibile ricavare il coefficiente angolare del profilo: $C_{l\alpha} = 6.374 \frac{1}{rad}$.

Il passo successivo è stato il calcolo del coefficiente angolare dell'impennaggio orizzontale: $C_{l\alpha h} = \frac{C_{l\alpha}}{1 + C_{l\alpha} \pi AR_H} = 5.2154 \frac{1}{rad}$.

Da qui è stato possibile stimare un primo angolo di incidenza del tail: $\alpha_h = \frac{CL_h}{C_{L\alpha h}} = -3.9428^\circ$

A questo punto, è stata sfruttata la teoria della linea portante per verificare che il CL_h calcolato con l'incidenza appena ricavata, sia pari al $C_{L_H} = -0.3589$ stimato nella fase di progetto del tail. Applicando la teoria della linea portante è stato ricavato $CL_h = -0.2930$. Pertanto, è stato ritenuto opportuno procedere in modo iterativo per trovare un angolo di incidenza del tail che permettesse di andare a convergenza. L'angolo individuato è pari a: $\alpha_h = -4.83^\circ$

Si è andati avanti con il calcolo del fattore di downwash a 0° (ϵ_0) di incidenza e della pendenza della curva di downwash $\left(\frac{\delta\epsilon}{\delta\alpha}\right)$: $\epsilon_0 = \frac{2CL_w}{\pi AR} = 1.9124^\circ$, $\frac{\delta\epsilon}{\delta\alpha} = 0.2580$

Il downwash factor, pertanto, è stato calcolato come segue: $\epsilon = \epsilon_0 + \frac{\alpha_w \delta\epsilon}{\delta\alpha} = 2.9444^\circ$

A questo punto si hanno tutti i dati per il calcolo del calettamento dell'impennaggio orizzontale: $i_h = \alpha_h - \alpha_f + \epsilon = -2.8856^\circ$

Come ultima verifica è stato ritenuto opportuno calcolare la derivata della stabilità statica longitudinale:

$$C_{m\alpha} = CL_{awf}(h - h_0) - \left(\frac{CL_{\alpha H} \eta_H S_H}{S}\right) \left(\frac{l_{opt}}{C_{mean}} - \frac{h}{C_{mean}}\right) \left(1 - \frac{\delta\epsilon}{\delta\alpha}\right) = -3.6660 \frac{1}{rad}$$

Dove $CL_{awf} = 5.4$ (è stata ricavata dal grafico $CL-\alpha$ del profilo dell'ala), $\eta_H = 0.9$. Inoltre: $h = \frac{0.25}{C_{mean}} + (h - h_0) = 0.0410m$ è la distanza tra il centro aerodinamico e il bordo d'attacco dell'ala. Il fatto che $C_{m\alpha} < 0$ dimostra che il velivolo possiede stabilità statica longitudinale. Inoltre, poiché il $C_{m\alpha} = a((x_G - x_N)/C_{mean})$ è negativo, il baricentro è in posizione avanzata rispetto al punto neutro.

4.9 Decollo e atterraggio

Il passo successivo nella progettazione del velivolo è stata la valutazione delle performance al decollo. In particolare, sono state calcolate la *ground roll*, la *lift off distance* e la distanza totale di decollo.

Ground roll: corrisponde alla distanza coperta dal velivolo dal momento in cui inizia a muoversi sulla pista ($V=0$ m/s), fino a quando raggiunge la velocità di lift off ($V=V_{\text{lift-off}}$) ed è pari a $d_r = 0.5b(\ln(a) - \ln(a - bV_2^2))$, dove i coefficienti a , b e la velocità $V_2 = 1.2V_S$ sono definiti dalla normativa CS-23 e V_S è la velocità di stallo (15.5 m/s). *Lift-off distance*: distanza percorsa durante la rotazione dell'UAV. Essa vale $d_{LO} = t_{LO}V_2$, con $t_{LO} = 1\text{sec}$.

Take-off distance: corrisponde alla distanza totale di decollo ed è data dalla somma delle distanze precedenti.

Per il calcolo effettivo della distanza di decollo è stata assunta la spinta massima erogata dal motore da fermo, pari a 64.7 N.

La distanza totale ottenuta rispetta il requisito di 100 m preventivato all'inizio del progetto.

d_R	71.53 m
d_{LO}	18.60 m
d_{TO}	90.13 m

Tabella 4: Decollo

Sempre facendo riferimento alla CS-23, si individuano tre fasi distinte per l'atterraggio, ovvero:

d_R corrispondente al tratto finale della fase di richiamata e ottenuto mediante la corrispondente equazione.

$d_N = 1.3V_S t_3$ calcolata come la distanza fra il punto in cui il velivolo tocca terra e il momento in cui si attivano i dispositivi frenanti ($t_3 = 3\text{sec}$).

$d_S = 0.5(1.3V_S)^2 / (9.81n_x)$ distanza compresa tra la fine della d_N e il momento in cui il velivolo si ferma, con n_x fattore di contingenza lungo l'asse di rollio. Si ottiene una distanza complessiva 121.74 m.

d_R	2.16 m
d_N	60.45 m
d_S	59.13 m
d_{LA}	121.74 m

Tabella 5: Atterraggio

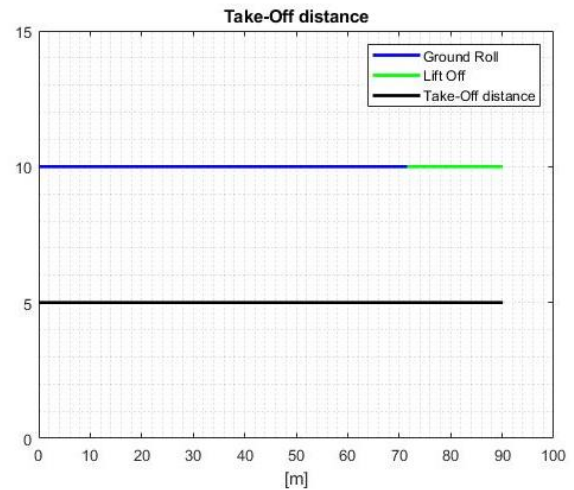


Figura 24

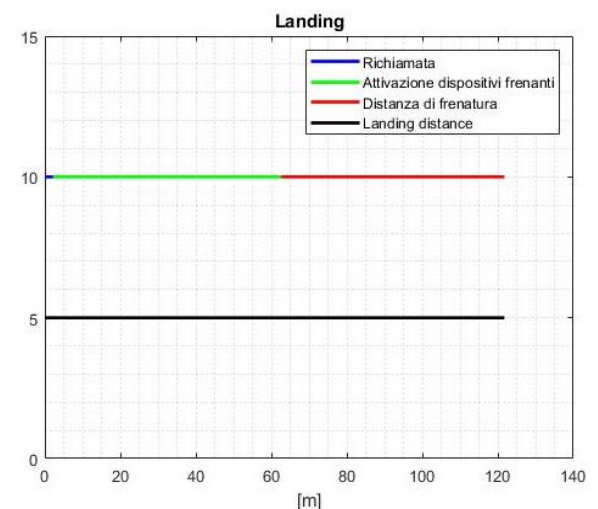


Figura 25

5 Propulsione

5.1 Scelta tipo di propulsione

Primo punto che è stato affrontato per il design del sistema propulsivo, è stata la scelta del tipo di propulsione. È stata preferita la propulsione elettrica, piuttosto che chimica, data la tipologia di velivolo e di missione, in quanto questo essa garantisce i seguenti vantaggi:

- Semplicità costruttiva e manutentiva
- Costi e reperibilità sul mercato
- Affidabilità e basse vibrazioni
- Modulazione della spinta attraverso il numero di giri
- Minor impatto sull'aerodinamica

Tale soluzione tuttavia comporta altre criticità, prima tra tutte la minor endurance in paragone ai motori ciclici, e un dover tener conto dell'usura delle batterie.

Presa questa prima scelta, il design del sistema propulsivo si è sviluppato andando a dimensionare i tre principali elementi che lo compongono: elica, motore e batterie.

5.2 Dimensionamento e scelta dell'elica

L'unico dato di partenza è quello fornito dall'analisi dei vincoli, la quale ha permesso di costruire il matching chart e ricavare il punto di progetto e dunque il carico di spinta (0,1). Dato ciò, si è derivato, nota la massa al decollo, il requisito di spinta richiesta, vero dato di partenza del sistema propulsivo. Non potendo legare questo parametro direttamente al motore elettrico, il processo di design è partito dal dimensionamento dell'elica, che successivamente ha fornito la potenza da richiedere al motore.



Figura 19: Esempio di elica

Nelle fasi iniziali del progetto, dall'analisi del matching chart, la spinta richiesta in fase di cruise risultava il requisito più stringente ($T = 19 \text{ N}$), dunque si era scelto di prenderla come riferimento per il design e ottimizzazione del sistema propulsivo, considerando la velocità di crociera di 25 m/s . Da successive verifiche, tenuto conto del requisito sulla distanza di decollo, è risultato che 19 N non fossero sufficienti per garantire una distanza di ground roll accettabile, da ciò è derivato un aumento del requisito di spinta a 50 N . Inoltre, è stata cambiata anche velocità di cruise (27 m/s), rendendo ovviamente necessario ripetere il dimensionamento del propulsore.

In appendice 8.2 sono riportati i risultati del primo dimensionamento.

Procedimento:

Conoscendo la velocità di crociera dell'UAV, noto l'ingombro massimo di 27 cm (11 inch) di diametro e avendo imposto un Mach limite al tip dell'elica (necessario a evitare l'insorgere di onde d'urto e fenomeni legati al campo sonico di velocità) pari a $M=0,75$, è stato possibile da questi ottenere il valore ideale di RPM e il rateo di avanzamento J a cui il propulsore doveva operare. Questi due valori sono stati usati per la consultazione dei database disponibili online dal [sito APC](#), da cui sono stati ricavati i dati sperimentali sulle caratteristiche prestazionali necessari per la scelta del passo adatto dell'elica.

Come si può notare dalla tabella riportata in appendice 8.1, vi è una relazione diretta tra il rapporto diametro/passo e il rateo di avanzamento di massimo rendimento. Tenendo a mente questa caratteristica si è pensato ad un metodo iterativo per il raggiungimento del pitch ottimale, facendo di volta in volta variare il numero di giri fino all'ottenimento di un J effettivo il più vicino possibile a quello massimo.

Il procedimento completo è riportato in appendice 8.2 .

Nonostante la spinta al decollo sia costante per tutta la fase di accelerazione a terra, ed essendo nota la velocità di lift-off del velivolo (velocità fino alla quale dovrebbero essere garantiti 50N), in via precauzionale si è valutata la condizione peggiore possibile imponendo che la spinta venisse garantita fino anche alla velocità di crociera (aggiornata a 27 m/s).

Il primo approccio adottato è stato quello di scegliere l'elica in modo che fosse ottimizzata per un funzionamento in crociera, tuttavia ciò non è stato possibile in quanto, tenendo conto del rapporto D/P ottimale, per garantire la spinta richiesta, il diametro supererebbe il limite sugli ingombri disponibili sul velivolo, rendendo inoltre difficoltosa la reperibilità di un motore da accoppiare.

Dopo qualche tentativo, aiutandosi con i datasheet sui motori descritti poi in seguito, si è scelta un'elica 15x8 in grado di garantire i seguenti valori:

J cruise	0.4
Margine inferiore di spinta	3%
T effettiva	54.6375N
RPM	11 000

Tabella 6: Dati dimensionamento elica

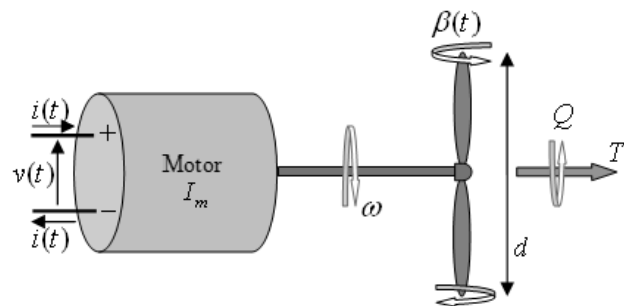


Figura 20: Schema motore-elica

5.3 Dimensionamento motore

Il dimensionamento del motore ha come input i requisiti in termini di potenza dell'elica, essendo questa l'utilizzatore associato. La potenza meccanica è definita come prodotto tra coppia e numero di giri; tra questi valori l'incognita è la coppia necessaria all'elica per raggiungere la condizione di equilibrio nella generazione della spinta.

Il primo approccio, per farsi un'idea approssimativa delle dimensioni del motore, può essere rappresentato dalla consultazione dei datasheet disponibili dai produttori (come riportato nell'immagine in appendice 8.1). In questi sono spesso forniti i dati di spinta relativi all'accoppiamento elica-motore, ottenuti da test eseguiti dai produttori stessi. Imponendo ad esempio la spinta richiesta da requisito, si può ottenere la dimensione minima da cui partire per valutazioni più approfondite.

Va notato però che i dati disponibili coprono solamente la condizione statica, non fornendo informazioni sui regimi di spinta e consumo del propulsore investito da un flusso, ad esempio quando il velivolo è in moto.

Modello Matematico DC

Per svincolarsi almeno parzialmente dai datasheet e valutare il funzionamento del motore in qualsiasi regime di volo, si è proceduto realizzando un modello matematico capace di accoppiare i dati ottenibili dai database delle eliche, valutando così la coppia richiesta all'albero motore e l'erogazione di questa in funzione della manetta.

Per far ciò il modello doveva essere in grado, al variare del numero dei giri, di generare le curve di:

- Coppia
- Potenza Meccanica
- Efficienza
- Corrente

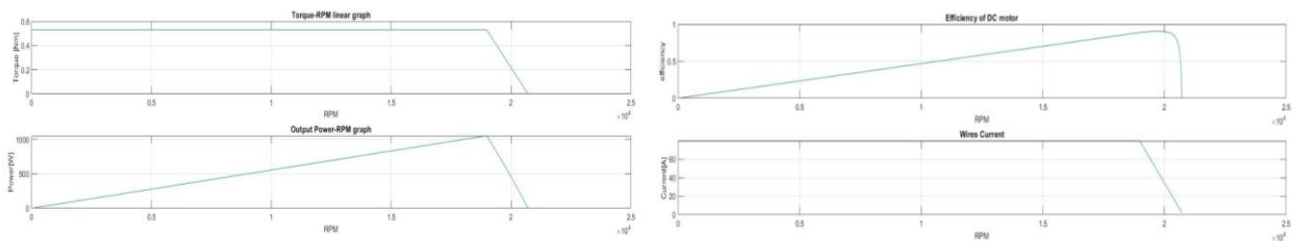


Figura 21: Andamenti grandezze caratteristiche del motore

Sul grafico di coppia è possibile dunque riportare il punto di funzionamento richiesto dall'elica e inoltre:

- verificare se il motore è in grado di funzionare a tale regime;
- ottenere il voltaggio (dunque la manetta) da applicare per funzionare in quel punto;
- ottenere una stima della potenza elettrica (consumo) attraverso il valore di efficienza.

Gli input necessari al modello sono: la resistenza interna [ohm], il valore di corrente di "no-load" e di corrente massima [A] e il KV [RPM/V]; tutti dati reperibili nei datasheet pubblici.

Una volta inseriti i dati, il modello traccia le curve attraverso formule tipiche dei motori DC spazzolati. Le differenze tra DC e il BLDC utilizzato sono solamente costruttive, infatti i due motori funzionano secondo gli stessi principi. La presenza di un ESC (Electronic Speed Control), che differenzia i 2 tipi di motori, non ne influenza il comportamento. Tale componente è necessario per alimentare la batteria in corrente continua, in quanto si occupa di realizzare elettronicamente la commutazione delle tensioni che alimentano il motore non spazzolato.

Riassumendo dunque, per la scelta del motore si è seguito il processo descritto di seguito:

- Selezione del produttore e valutazioni approssimative

Allo scopo di districarsi tra l'infinita disponibilità di marche e modelli, sono stati individuati dal web due produttori in particolare, Tmotor e SunnySky, selezionati per la vasta scelta di prodotti e per l'ampia documentazione in termini di datasheet. Tra i due, i modelli del secondo presentavano caratteristiche e performance migliori e dunque la ricerca è stata ristretta a questi. Avendo dal punto precedente le informazioni di diametro, dell'elica un primo calcolo approssimativo per indirizzare le ricerche riguarda l'ottenimento del KV [rpm/V]. Tale numero può essere estrapolato dalla seguente formula:

$$KV = 1.1 * RPM_{cruise} / V_{Batteria}$$

Questa formula si basa sull'ipotesi che i motori BLDC presentano il punto di ottimo all'intorno del 90% della velocità di no-load, ipotesi confermata anche dal modello MATLAB elaborato durante il progetto. Inoltre, diventa necessario stimare anticipatamente una tensione di alimentazione che può essere supposta notando i valori tipici a cui vengono alimentati i motori in catalogo, che generalmente si aggirano tra i 10.8 - 21.6 V (espresso nei motori dal numero S, che indica le celle in serie del pacco batterie).

$$KV = 1.1 * 11000 / 21.6 = 560$$

Valutato il KV approssimativo, prima che sia possibile iniziare a cercare tra i modelli in catalogo è bene verificare una potenza elettrica massima approssimativa, poiché motori di dimensioni molto differenti possono comunque essere realizzati in modo da presentare KV identici. Tale potenza può arrivare moltiplicando la Potenza Meccanica richiesta dall'elica per una stima iniziale di 0.8 dell'efficienza del motore.

$$Coppia = 1.833 \text{ Nm}$$

$$N \text{ giri} = 1152 \text{ rad/s}$$

$$P_{Elet} = 2640 \text{ W}$$

Da questi parametri si nota subito come viene a delinearsi una dimensione minima, al di sotto della quale i motori non riescono a gestire le potenze in gioco. La ricerca del candidato più adatto riguarda ora la valutazione dei datasheet, tramite cui si prende nota delle eliche più appropriate per i motori in esame.

- Calcolo delle curve da modello MATLAB e punto di funzionamento dell'elica

I datasheet però non per forza rispecchiano le condizioni necessarie, tipicamente per due motivi:

- le eliche testate sono del diametro corretto ma non del pitch voluto
- la condizione più stringente non è quella statica

Si reperiscono dunque i dati di input necessari e si generano le curve su un range di tensioni che rappresentano la mappa del motore a vari regimi di manetta:

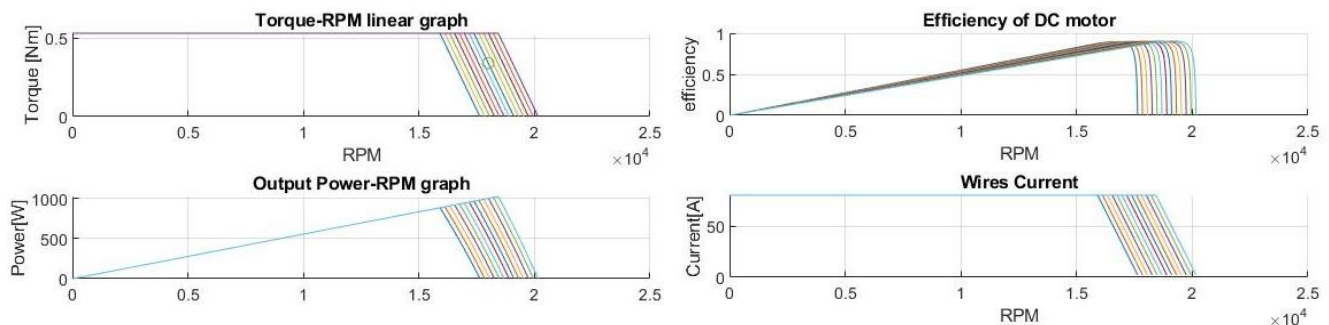


Figura 22: Analisi parametrica

Sul grafico Coppia-RPM è sufficiente applicare il punto di funzionamento ottenuto per l'elica, se questo risulta al di fuori dell'area sottesa all'ultima curva di destra (caratterizzata dalla tensione di alimentazione massima) il motore non è in grado di erogare tale Coppia a tale numero di giri.

- Manetta

Se il punto ricade all'interno dell'area dell'ultima curva, basterà variare il valore di tensione applicato al motore e far traslare le curve fino a interpolare il punto. Tutti i grafici successivi dovranno essere letti guardando la curva relativa alla tensione determinata sul primo. Di particolare interesse risultano i grafici di:

- Efficienza, per calcolare la Potenza Elettrica consumata.
- Corrente, per valutare i ratei di scarica delle batterie.

Il nuovo valore di potenza così calcolato, se riferito alla condizione di potenza massima può di nuovo essere verificato con i limiti definiti dal produttore.

Il motore scelto è il SunnySky X Series V3 X4120 V3 (650 KV) alimentato a 6S = 21,6V, le cui specifiche sono riportate in appendice 8.1.

Analizzando il datasheet del motore, si può notare come il valore di potenza meccanica di input sia poco al di sotto dei suoi limiti, considerate le stime approssimative e la condizione conservativa di generare 50N alla velocità di cruise (sicuramente non raggiunta in fase di Take-off) si può considerare il motore adatto allo scopo.

5.4 Dimensionamento e scelta batterie

Come primo approccio si è ricercato il tipo di chimica più adatta ad equipaggiare il velivolo e la percentuale in peso da dedicare al sistema propulsivo.

Non avendo inizialmente dati precisi circa le potenze in gioco, si era indecisi tra celle NCM o tipologia LiPo (differenti sostanzialmente per le energie specifiche e potenze erogabili).

Per tale motivo si sono inizialmente investigate entrambe le soluzioni, confrontandole attraverso un grafico che ne evidenziasse l'andamento dell'autonomia in funzione della percentuale in massa del pacco batteria (considerando solo quest'ultimo in quanto il componente preponderante sul peso del sistema propulsivo) usando una formula ricavata dal testo di riferimento e i dati stimati in fase preliminare riportati nella tabella:

$$MF_{Batt} = \frac{E \cdot g}{E_{Spec} \cdot \prod \eta \cdot \eta_{Batt} \cdot f_{Usable} \cdot C_L^{3/2} / C_D} \cdot \sqrt{\frac{W_{TO} / S_w}{1/2 \cdot \rho}}$$

MTOW	20 kg
S	0.78 m ²
Cd	0.03
Cl	0.7
z	1500 m
η totale	~ 0.6

Tabella 7: Dati preliminari dimensionamento batterie

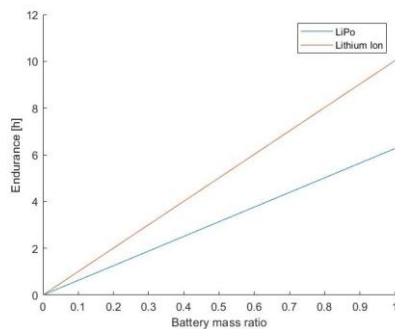


Figura 23: confronto chimiche

Analizzando la popolazione statistica e le diverse batterie esistenti, la scelta è ricaduta su celle a **ioni di litio a chimica NMC**:

1. Energia specifica: 224 Wh/kg;
2. Rateo di Scarica: circa 2C;

Nelle fasi più avanzate del progetto, una volta scelti elica e motore, si è passati al design nel dettaglio. Sempre analizzando la popolazione statistica, per il calcolo della capacità totale della batteria e dunque dell'autonomia approssimativa, si è considerata una percentuale in peso rispetto al peso totale dell'UAV del 40%. Dove, noto il peso massimo al decollo di 20kg imposto nei requisiti, si approssimano **8 kg di massa totale del pacco batterie**.

Il secondo passo è l'individuazione delle condizioni di alimentazione del motore in fase di crociera. Per ottenere tali valori, si ricorre nuovamente al modello matematico del motore, grazie al quale, data la Torque e gli RPM necessari (ricavati dal database previamente menzionato) si ricava:

- V_{cruise} [Volt]=14.4 V;
- Efficienza = 0.9;
- $P_{elettrica, cruise} = 648 \text{ W} / 0.9 = 720 \text{ W}$;
- $i_{cruise} = 34 \text{ A}$;

In seguito, si sono individuate sul mercato tre possibili modelli di celle acquistabili, le cui caratteristiche sono riportate nella tabella seguente (considerando la configurazione di sei celle in serie richiesta dal secondo motore dimensionato).

	Samsung 30Q	Samsung 30B	LG MJ1
V nominale	3.6 V	3.78 V	3.65 V
Scarica (continua)	5 C	2 C	2.86 C
Carica	1.33 C	1 C	0.97 C
Ah/Kg (6S)	10.41 Ah/kg	10.41 Ah/kg	11.9 Ah/kg
Prezzo	3 -5 €	3 -5 €	3 -5 €
Massa	48 g	48 g	49 g

Tabella 8: confronto modelli 1/2

La scelta finale valuta le caratteristiche di scarica alla massima potenza dichiarata dal motore, che non dovrà ovviamente superare il limite della cella, e l'autonomia attesa applicando la corrente assorbita

durante la fase di cruise. Seguendo il procedimento riportato in appendice 8.2, si ottengono i seguenti risultati:

	Samsung 30Q	Samsung 30B	LG MJ1
Capacità	83.3 Ah	83.3 Ah	95.2 Ah
Energia	1798.84 Wh	1889.24 Wh	2056.32 Ah
C max di scarica take-off	1.55 C	1.55 C	1.36 C
Autonomia solo motore	2 ore 30 minuti	2 ore 41 minuti	2 ore 51 minuti
Autonomia motore + avionica	2 ore 12 minuti	2 ore 18 minuti	2 ore 30 minuti

Tabella 9: confronto modelli 2/2

Dai risultati ottenuti, notando che nessuna delle tre celle supera il limite C di scarica, si conclude che potrebbero rappresentare tutte una valida opzione per il pacco batteria del velivolo. Le LG MJ1 risultano dunque la scelta migliore in caso si decida di massimizzare l'autonomia. Le Samsung 30Q invece risulterebbero le più affidabili, in quanto il ridotto sforzo rispetto alle scariche sostenibili permetterebbero di prolungare la vita operativa del pacco degradandole più lentamente.

Allo scopo della ottimizzazione topologica, si sono ricavate le dimensioni precise dell'intero pacco:

- 28 blocchi parallelo (blocchi da 6 celle in serie)
(totale di 168 celle = 8.064 kg)
- altezza cella = 65 mm
- diametro cella = 18.4 mm

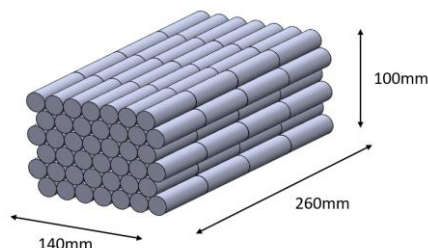


Figura 24: pacco batteria

Il CAD, qui rappresentato, ha solamente scopo illustrativo: la configurazione finale del pacco batteria potrebbe essere modificata cablando le celle secondo la necessità.

5.5 Prestazioni in volo

Dal punto di vista del profilo di missione, è possibile ricavare i livelli di potenza richiesti nelle fasi più importanti (decollo, salita e crociera) applicando al modello matematico le informazioni sulle richieste di coppia nei database delle eliche.

Questa operazione ha aiutato a rafforzare l'ipotesi che il secondo motore fosse adatto al velivolo e permetterebbe (affiancato ad ulteriori ricerche sperimentali) di impostare una mappa del controllore di volo in grado di realizzare un decollo automatizzato.

Per ogni fase si sono presi in considerazione i range di velocità cercando, a vari RPM, le condizioni di coppia che garantissero determinati livelli di spinta:

- Decollo: da 0 m/s a 18.8 m/s (velocità di lift off) , 50 N;

Velocità	Coppia	Spinta	RPM
0 m/s	1.5081 Nm	44.8 N	8000
13 m/s	1.5123 Nm	50 N	9000
22.48 m/s	1.5829 Nm	50 N	10000

Tabella 10: Fase decollo

- Salita: da 18 m/s a 27 m/s , 25 N;

Velocità	Coppia	Spinta	RPM
13.5 m/s	0.7854 Nm	25 N	7000
21.28 m/s	0.8811 Nm	25 N	8000
28.8 m/s	0.9503 Nm	25 N	9000

Tabella 11: Fase salita

- Crociera: 27 m/s , 20 N;

Velocità	Coppia	Spinta	RPM
25.66 m/s	0.7459 Nm	20 N	8000
31.78 m/s	0.8047 Nm	20 N	9000

Tabella 12: Fase crociera

Si è così potuto ricavare il valore di efficienza del motore nei tre casi dal grafico riportato in appendice 8.1:

- $\eta=0.73$ in Take-off (alla massima potenza);
- $\eta=0.9$ in climb e cruise;

Osservazione: la curva relativa alla fase di decollo ha un andamento diverso in quanto per la condizione a punto fisso si è considerato un funzionamento dell'elica che generasse una spinta leggermente inferiore al valore richiesto, in quanto tali erano i dati a disposizione sul database che più si avvicinavano a esso. Avendo la possibilità con un'elica reale di far variare gli rpm in modo più graduale, è plausibile ottenere 50 N a punto fisso con una coppia richiesta inferiore al valore riportato in tabella. Ciò risulterebbe in una curva al di sotto della curva di coppia massima per quanto riguarda l'intervallo di rpm relativo alle velocità assunte durante il decollo.

Ottenute le efficienze, si calcolano le Potenze elettriche richieste nelle varie fasi:

Fase	Potenza elettrica [W]	V [m/s]
<i>Take-off ($\eta=0.73$)</i>		
F44V0	1815.32	0
F50V13	1805.12	13
F50V22	2118.86	22.48
<i>Climb ($\eta=0.9$)</i>		
F25V13	633.30	13.5

F25V21	811.96	21.8
F25V28	985.20	28.8
<i>Cruise ($\eta=0.9$)</i>		
F20V25	687.37	25.66
F20V31	834.25	31.78

Tabella 13: Riassunto fasi

Con tali dati è possibile tracciare il seguente grafico che evidenzia la potenza elettrica richiesta dal motore nelle diverse fasi della missione.

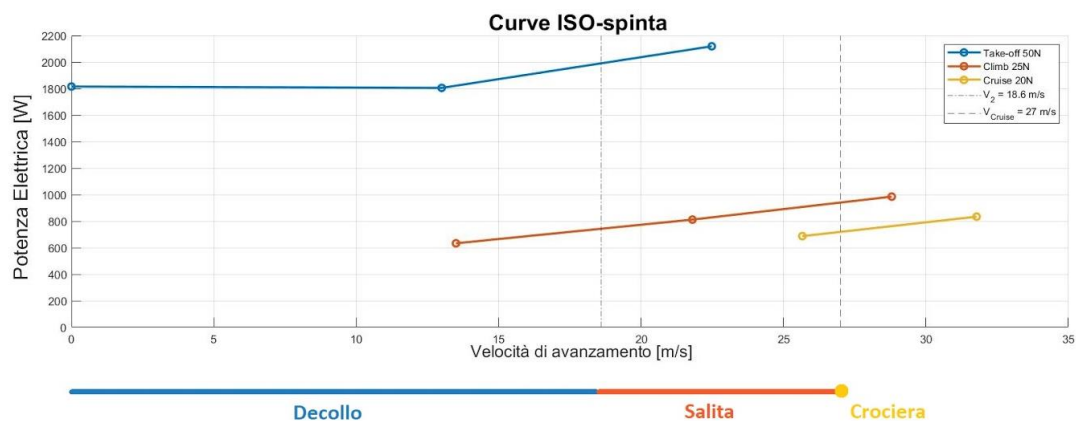


Figura 25: curve delle fasi

Come prevedibile, la fase più tassante sul sistema propulsivo è il decollo, mentre la crociera è caratterizzata dai minimi consumi. Ciò è ottimale in quanto la fase di crociera rappresenta la maggior parte della missione dell'UAV.

6 Strutture

6.1 CAD

Uno degli obiettivi che ci si era preposti era quello di permettere l'intercambiabilità dei vari componenti e a tal fine si è pensato di disegnare un carrello di atterraggio smontabile. Dopo un lungo processo ricorsivo, durante il quale il modello è stato più volte adattato ai risultati ottenuti dai vari gruppi, si è arrivati al *concept* definitivo del UAV: "EZECHIELE-2517":

Le dimensioni dell'ala e degli *impennaggi di coda* sono quelle ricavate dai risultati di analisi aerodinamiche, compresa la distanza del centro aerodinamico dell'ala con quello della parte orizzontale della coda stessa per favorire la *stabilità del velivolo*. Ove vi era la necessità di non ostruire la vista di *sensore EO/IR, SAR e LIDAR* sono state introdotte superfici trasparenti in PS.



Figura 26 - CAD Ezechiele-2517

La disposizione dei componenti interni è stata pensata in modo da sfruttare nella maniera più intelligente possibile il volume della fusoliera tenendo anche conto dei vincoli da rispettare. Il *transmitter*, ad esempio, necessitava di essere posizionato il più possibile vicino all'antenna per ridurre le perdite di segnale nei cavi. Il *radar ad apertura sintetica (SAR)* e il *LIDAR* dovevano essere rivolti al terreno sottostante e il campo visivo dei sensori non doveva essere in alcun modo ostruito. Ogni componente è dotato di una sua densità che, se nel caso della struttura coincide con quella del materiale scelto, per il *payload* è stata ricavata in modo da ottenere una massa coerente con la letteratura. Nel caso delle superfici aerodinamiche, la massa è stata assegnata basandosi sulla geometria disegnata e dagli spessori definiti in fase di ottimizzazione strutturale. In questo modo si è stimato il peso del velivolo con una precisione adeguata alla fase di avamprogetto. Inoltre, si è anche definita in maniera univoca la posizione del *centro di massa complessivo*, in modo da garantire la stabilità statica longitudinale del UAV. In fasi più avanzate di progetto si potrà rendere il CAD più dettagliato, disegnando ad esempio le superfici mobili e i supporti dei componenti interni. In *Appendice 4* sono disponibili le viste quotate del UAV oltre a immagini dettagliate delle varie parti.

6.2 Materiali

Scelta dei materiali

Per la scelta dei materiali è stata eseguita un'analisi per mezzo del software GRANTA.

L'analisi stata divisa in quattro step:

1. Individuazione della funzione che deve svolgere il componente;
2. Analisi degli eventuali vincoli di progetto in base alla funzione;
3. Scelta degli obiettivi, ovvero caratteristiche del materiale da massimizzare o minimizzare;
4. Scelta del materiale dal database GRANTA.

Proprietà/Componente	Carrello d'atterraggio	Superfici portanti	Fusoliera	Specchio
Materiale	Alluminio 2024 T3	PARA GF50	PA66 CF40	PS (Heat Resistant)
Densità	$2,75 \frac{g}{cm^3}$	$1,75 \frac{g}{cm^3}$	$1,35 \frac{g}{cm^3}$	$1,45 \frac{g}{cm^3}$
Modulo di Young	75 GPa	19 GPa	20,4 GPa (Compressione)	3,4 GPa (Compressione)
Modulo Flessionale	20 GPa	20 GPa	28 GPa	3,3 GPa
Energia di processo	$14 \frac{MJ}{kg}$	$6 \frac{MJ}{kg}$	$22,6 \frac{MJ}{kg}$	$17 \frac{MJ}{kg}$
σ_R	450 MPa	310 MPa	260 MPa	50 MPa
Max T service	200 °C	199 °C	127 °C	95 °C
Robustezza (Charpy)	$70 \frac{kJ}{m^2}$	$80 \frac{kJ}{m^2}$	$55 \frac{kJ}{m^2}$	$0,3 \frac{kJ}{m^2}$
Prezzo	$2,4 \frac{€}{kg}$	$5,29 \frac{€}{kg}$	$19,10 \frac{€}{kg}$	$1,40 \frac{€}{kg}$

Tabella 14: Materiali implementati con relative caratteristiche

Per ulteriori approfondimenti si può consultare l'appendice 1.

6.3 Analisi ala

Analisi dei risultati

Per alleggerire la struttura, ma allo stesso tempo per rinforzare le zone maggiormente sollecitate, si è deciso di effettuare un'ottimizzazione topologica dell'ala inserendo dei vincoli da rispettare (vedi appendice 2).

Di seguito sono riportati i confronti sui risultati ricavati dall'analisi strutturale prima dell'ottimizzazione e quelli ricavati dopo.

Freccia

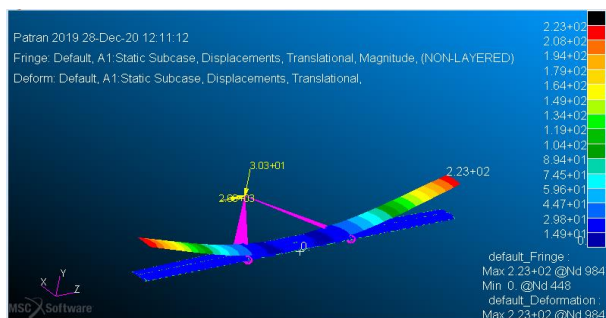


Figura 28 - Freccia Pre-analisi

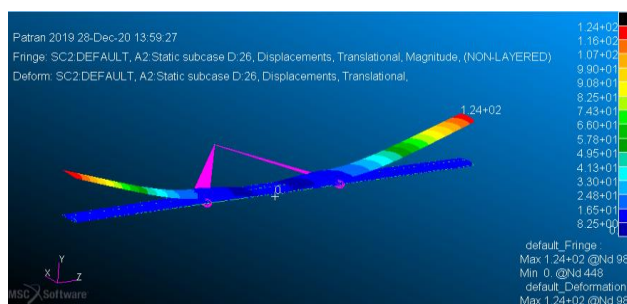


Figura 27 - Freccia Post

Sulla freccia si nota un netto miglioramento, infatti, se prima il vincolo del 10% non era rispettato, dopo l'ottimizzazione è ampiamente sotto tale soglia.

Stress

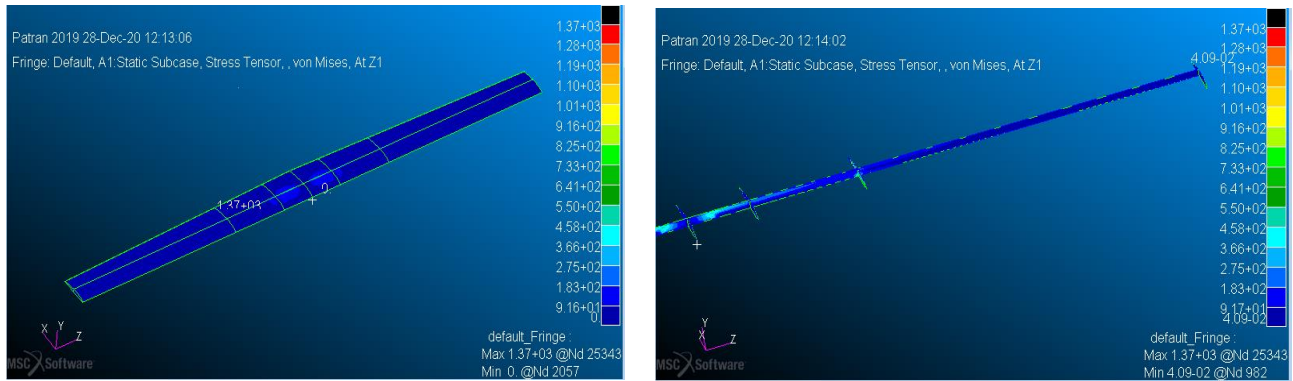


Figura 29 - Stress skin e rinforzi Pre

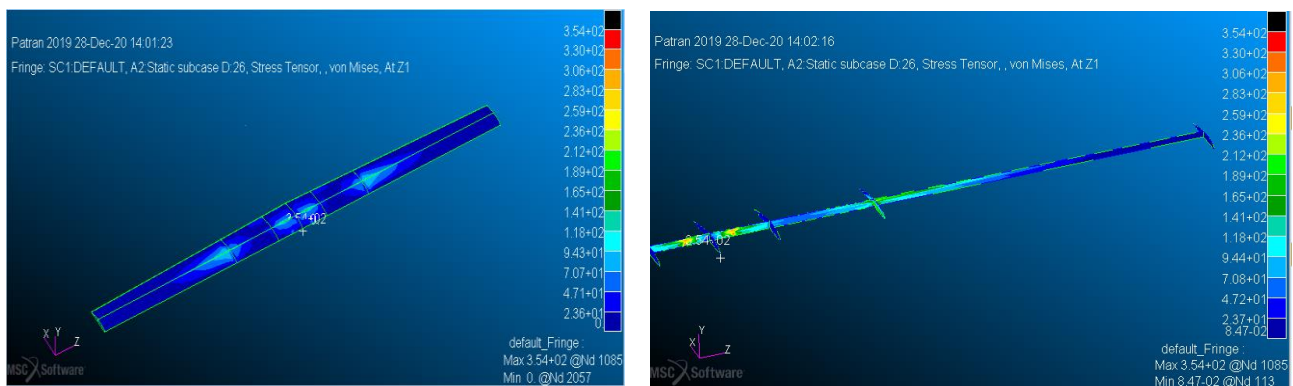


Figura 30 - Stress skin e rinforzi Post

Per quanto riguarda lo stress si nota che rispetto a prima vi è un leggero aumento dello stato di sollecitazione. Ciò è dovuto ad una riduzione degli spessori rispetto ai valori di default. Nonostante ciò, vengono rispettati i limiti di snervamento di entrambi i materiali.

Buckling

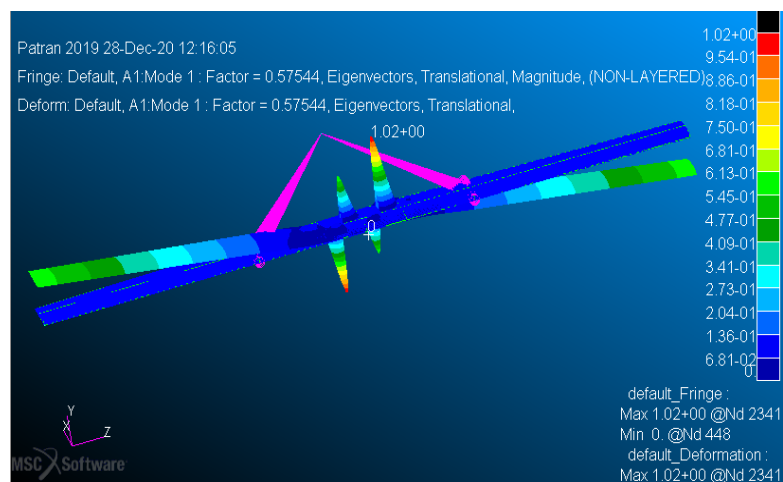


Figura 31 - Analisi pre Buckling

Post:

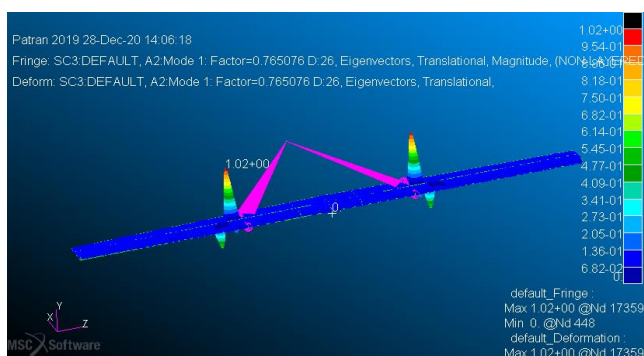


Figura 32 - Buckling skin Post

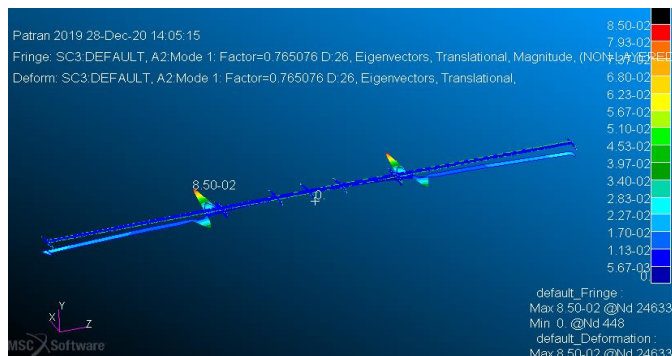


Figura 33 - Buckling rinforzi Post

Nel caso del buckling si nota un miglioramento del BLF, ma che non è sufficiente affinché la stabilità a carico di punta venga rispettata. Si nota inoltre che dopo l'ottimizzazione l'instabilità si verifica in una differente zona dell'ala e, precisamente, dove l'ala è meno rinforzata. Questo comportamento suggerisce che in uno studio successivo, per non ispessire troppo i pannelli di quella zona, appesantendo eccessivamente l'ala, vengano implementate più centine.

6.4 Conclusioni dell'Ottimizzazione

Grazie all'ottimizzazione si è passati da un peso complessivo di 5,395 kg ad un peso di 4,927 kg.

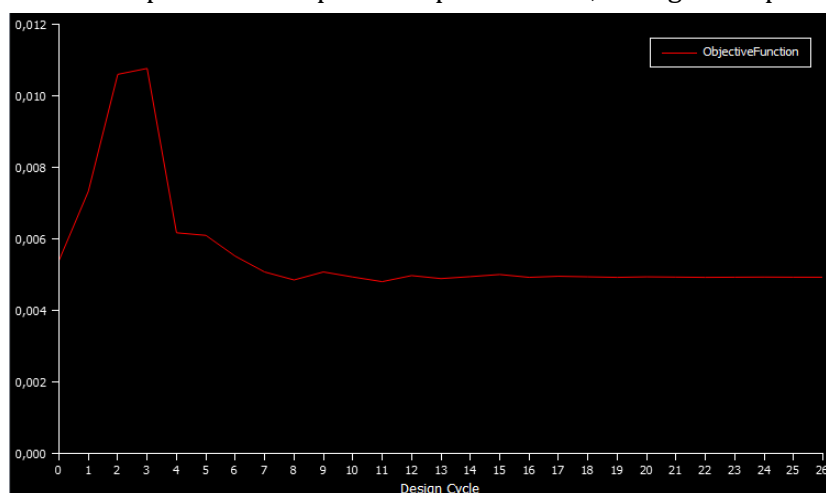


Figura 34 - Andamento della massa

Tale riduzione di peso è stata possibile grazie alla riduzione dello spessore della maggior parte degli elementi strutturali.

----- DESIGN VARIABLES -----						
INTERNAL ID	DESVAR ID	LABEL	LOWER BOUND	VALUE	UPPER BOUND	
1	1	CENTINE_	1.0000E-03	9.6715E-01	1.0000E+20	
2	2	LONGHERO	1.0000E-03	1.1889E+00	1.0000E+20	
3	3	SKIN_MID	1.0000E-03	1.6206E+00	1.0000E+20	
4	4	SKIN_ROO	1.0000E-03	1.4774E+00	1.0000E+20	
5	5	SKIN_TIP	1.0000E-03	1.9198E+00	1.0000E+20	
6	6	LONGHERO	1.0000E-03	6.3149E-01	1.0000E+20	
7	7	CENTINE2	1.0000E-03	1.1302E+01	1.0000E+20	

Figura 35 - Aggiornamento degli spessori

Si nota infatti un aumento dello spessore solo nelle centine più sollecitate della struttura, tutti gli altri elementi risultano avere uno spessore minore del valore di default (vedi appendice 2).

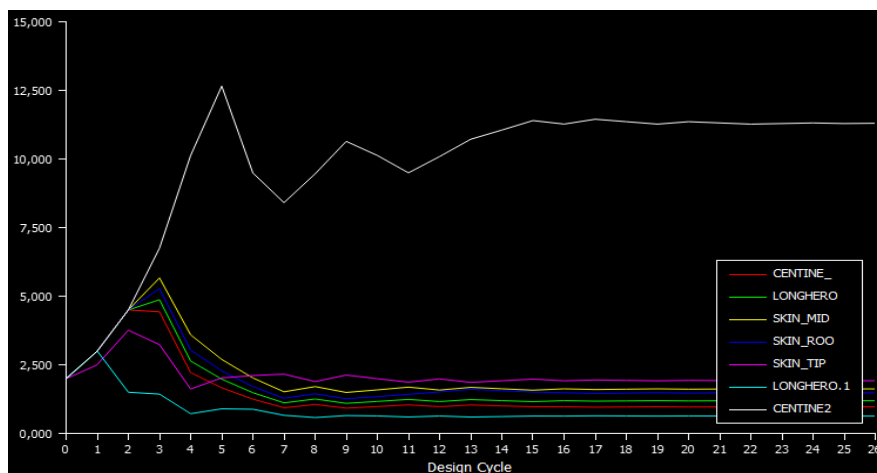


Figura 36 - Figura 12 Andamento degli spessori

In conclusione, nonostante vi sia un guadagno, seppur minimo, in termini di peso e la struttura rispetta i requisiti statici imposti, il numero di rinforzi non è sufficiente a prevenire il fenomeno del buckling. Pertanto, come detto precedentemente, in fasi successive bisognerà tener conto di ciò, inserendo nuove centine nella zona dell'ala dove si verifica la failure oppure cambiando utilizzando un materiale con rigidità maggiore per i pannelli.

7 Analisi costi e rischi

Sono state anche effettuate analisi relative ai costi complessivi del velivolo ed ai rischi che potranno riguardare il progetto nella sua interezza. Per non distogliere l'attenzione dagli aspetti più tecnici ed ingegneristici sono state riportate entrambe complete rispettivamente in appendice 7 e 9.

8 Considerazioni finali

Raggiunti questi risultati ora è necessario ricominciare il processo iterativo al fine di eliminare le criticità osservate che sono da risolvere per poi procedere con la verifica e la qualifica del progetto. Di seguito si riportano alcuni punti su cui ritornare.

Dall'analisi FEM risulta che il tip dell'ala va in buckling per carichi inferiori al carico nominale. Per risolvere il problema si studieranno in una fase successiva:

1. L'aggiunta di centine nella zona del tip alare così da ridurre la lunghezza massima del pannello e ritardare il fenomeno di buckling;
2. Adottare un materiale più rigido. Il materiale individuato è il PA66CF40 utilizzato per la fusoliera il quale garantirebbe prestazioni migliori e un peso minore a fronte di un costo più elevato.

Per ridurre ulteriormente il peso si potrebbe modificare il materiale della fusoliera passando da un componente rigido a una fusoliera fatta da tessuto intrecciato e collegato ad alcuni elementi strutturali quali ordinate e longheroni di fusoliera.

Questa soluzione farebbe perdere la funzione strutturale alla fusoliera e bisognerebbe ristudiare i collegamenti con cupola anteriore e motore.

Il materiale consigliato in prima analisi è lo Spectra 1000 (fibra di polietilene).

Oggetto di analisi future sarà:

1. Valutazione della velocità di volo: al fronte di un cambio nel materiale della struttura sarà necessario rivalutare la velocità necessaria per garantire la giusta portanza all'UAV e di conseguenza verrà poi rivalutato il motore. Si preventiva di riuscire a ridurre il peso grazie all'adozione di tessuti e della poliammide, il motore risulterebbe quindi sovradimensionato.
2. Analisi CFD e FEM di dettaglio sugli impennaggi e sulla fusoliera;
3. Analisi CFD e FEM di assieme sull'intero UAV;
4. Analisi del Link Budget: dovrà essere effettuata per tutti i sistemi di trasmissione e ricezione.

9 Appendice 1 – Studio dei materiali

9.1 Superfici Portanti

Funzione: Generare portanza

Vincoli:

- **Resistenza all'acqua** in quanto non si vuole che il materiale ossidi per via della pioggia o dell'umidità;
- **Resistenza alle fiamme** in quanto l'UAV è progettato per lavorare in presenza di incendi e si vuole evitare che il drone precipiti nel caso fosse investito da un fronte di fiamma;
- **Rigidezza flessionale**, il carico più importante a cui deve resistere l'ala è la forza di portanza e relativo momento flettente e bisogna evitare che l'ala si rompa o si deformi troppo variando così le caratteristiche aerodinamiche del velivolo;
- **Resistenza a fatica**, le superfici devono poter reggere a diversi cicli di volo.

Obiettivi:

- **Minima densità**, si è cercato di ridurre al minimo il peso per poter garantire il decollo con un motore più piccolo e per poter rimanere nella categoria di peso decisa da requisito.
- **Minimo costo**, si cerca di usare materiali più economici per ridurre il costo ed essere competitivi sul mercato;
- **Massima rigidezza flessionale**

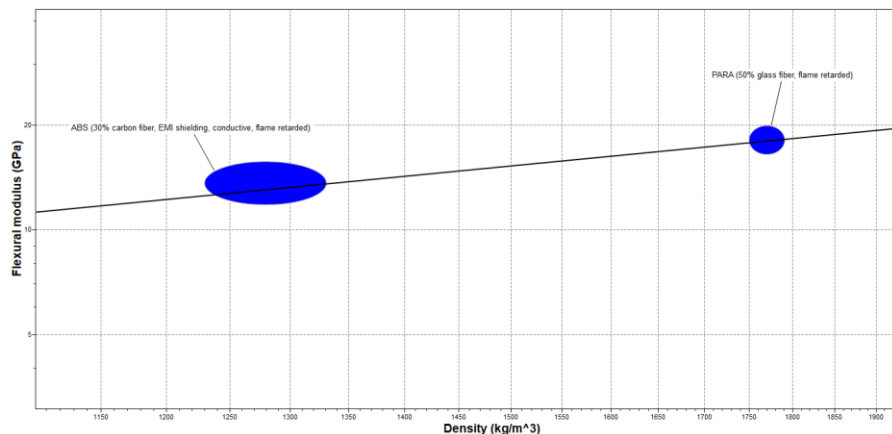


Figura 37: Relazione tra Flexural Modulus e Densità

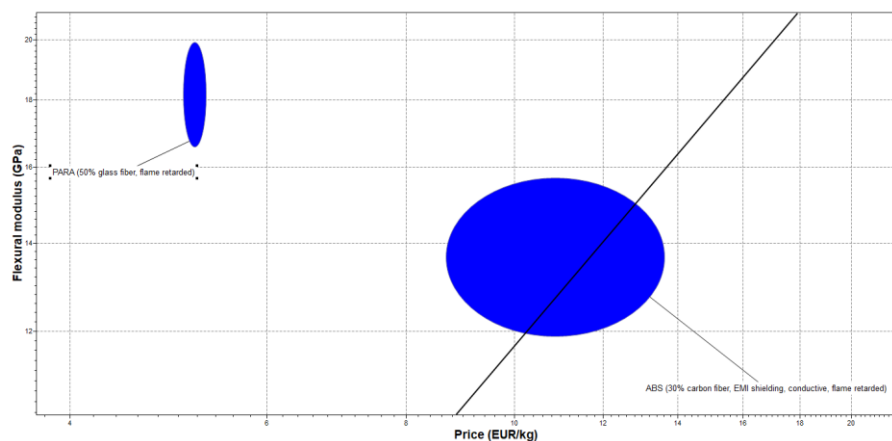


Figura 38: Relazione tra Flexural Modulus e Prezzo

Materiale scelto: PARA GF50.

9.2 Fusoliera e Sostegni

Funzione: Sostegno strutturale

Vincoli:

- **Resistenza all'acqua** in quanto non si vuole che il materiale ossidi per via della pioggia o dell'umidità;
- **Resistenza alle fiamme** in quanto l'UAV è progettato per lavorare in presenza di incendi e si vuole evitare che il drone precipiti nel caso fosse investito da un fronte di fiamma;
- **Resistenza a compressione**, la fusoliera deve poter resistere al carico di compressione dato dalla spinta del motore e la resistenza aerodinamica del velivolo;

Obiettivi:

- **Minima densità**, si è cercato di ridurre al minimo il peso per poter garantire il decollo con un motore più piccolo e per poter rimanere nella categoria di peso decisa da requisito.
- **Minimo costo**, si cerca di usare materiali più economici per ridurre il costo ed essere competitivi sul mercato;
- **Massima robustezza**, la fusoliera deve poter resistere senza rompersi a impatti accidentali con piccola fauna locale o detriti

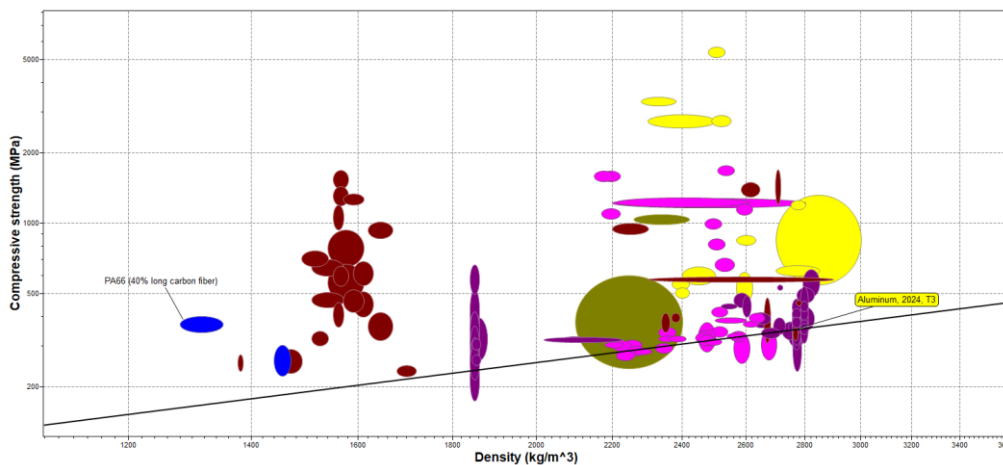


Figura 39: Relazione tra Rigidezza a Compressione e Densità

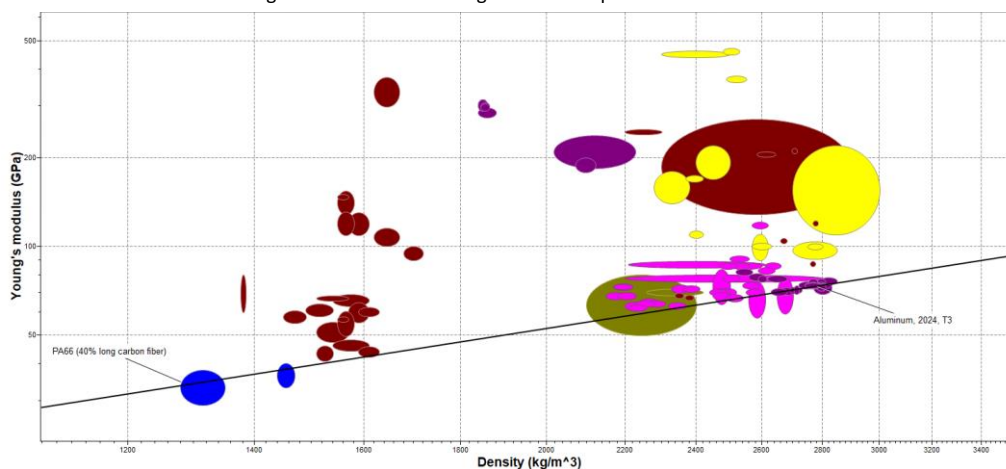


Figura 40: Modulo di Young e Densità

Materiale scelto: PA66 CF40.

9.3 Carrello e Rinforzi

Funzione: Resistenza ad impatto e sostegno strutturale

Vincoli:

- **Resistenza all'acqua** in quanto non si vuole che il materiale ossidi per via della pioggia o dell'umidità;
- **Resistenza alle fiamme** in quanto l'UAV è progettato per lavorare in presenza di incendi e si vuole evitare che il drone precipiti nel caso fosse investito da un fronte di fiamma;

Obiettivi:

- **Massima Rigidezza:** Bisogna poter irrigidire il più possibile l'ala per evitare il fenomeno di instabilità.
- **Massima Robustezza:** Il carrello deve poter resistere all'impatto col terreno senza rompersi
- **Minor Costo:** si cerca di usare materiali più economici per ridurre il costo ed essere competitivi sul mercato;

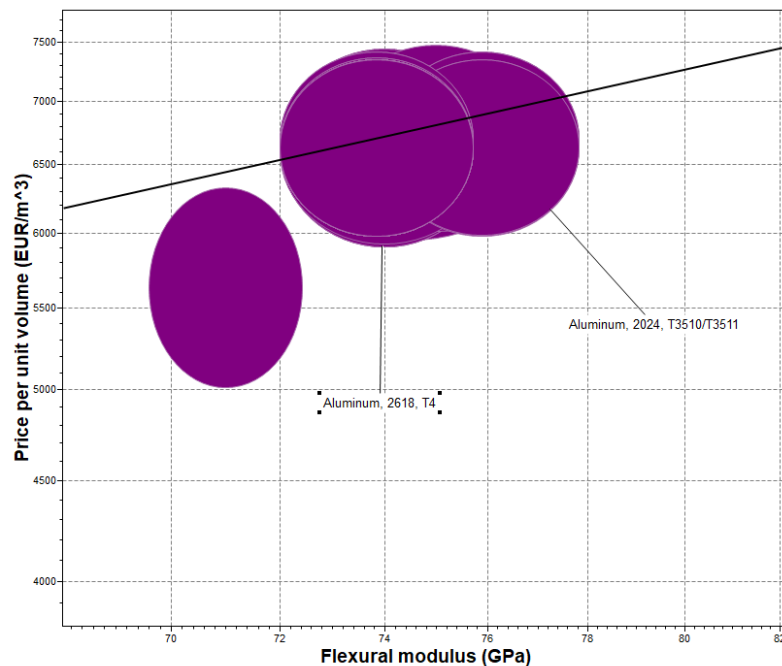


Figura 41: Relazione tra Prezzo per Unità di Volume e Flexural Modulus

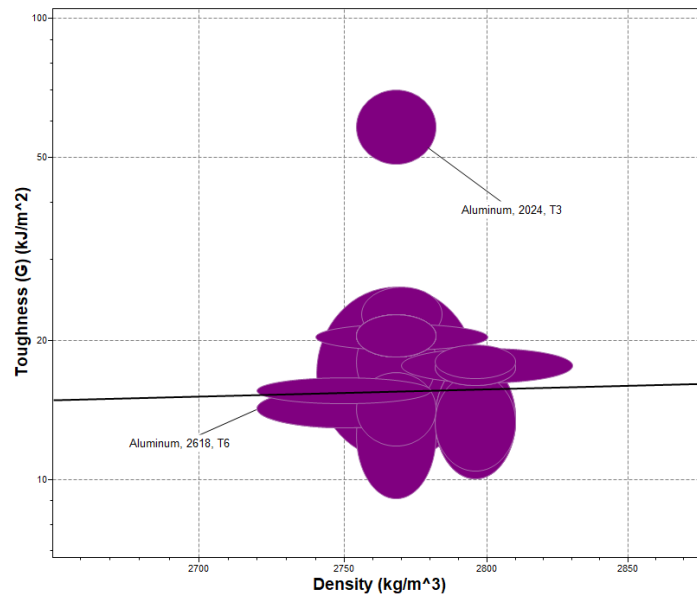


Figura 42: Relazione tra Tenacità e Densità

Materiale scelto: Alluminio 2024T3.

9.4 Cupola Anteriore

Funzione: Protezione telecamera

Vincoli:

- **Resistenza all'acqua** in quanto non si vuole che il materiale ossidi per via della pioggia o dell'umidità;
- **Resistenza a compressione**, la fusoliera deve poter resistere al carico di compressione dato dalla spinta del motore e la resistenza aerodinamica del velivolo;
- **Trasparenza**; la telecamera deve essere in grado di operare in presenza della cupola

Obiettivi:

- **Minima densità**, si è cercato di ridurre al minimo il peso per poter garantire il decollo con un motore più piccolo e per poter rimanere nella categoria di peso decisa da requisito.
- **Minimo costo**, si cerca di usare materiali più economici per ridurre il costo ed essere competitivi sul mercato;
- **Massima robustezza**, la cupola deve poter resistere senza rompersi a impatti accidentali con piccola fauna locale o detriti.
- **Migliore rigidità a compressione**: non si vuole che la cupola si deformi durante il volo.

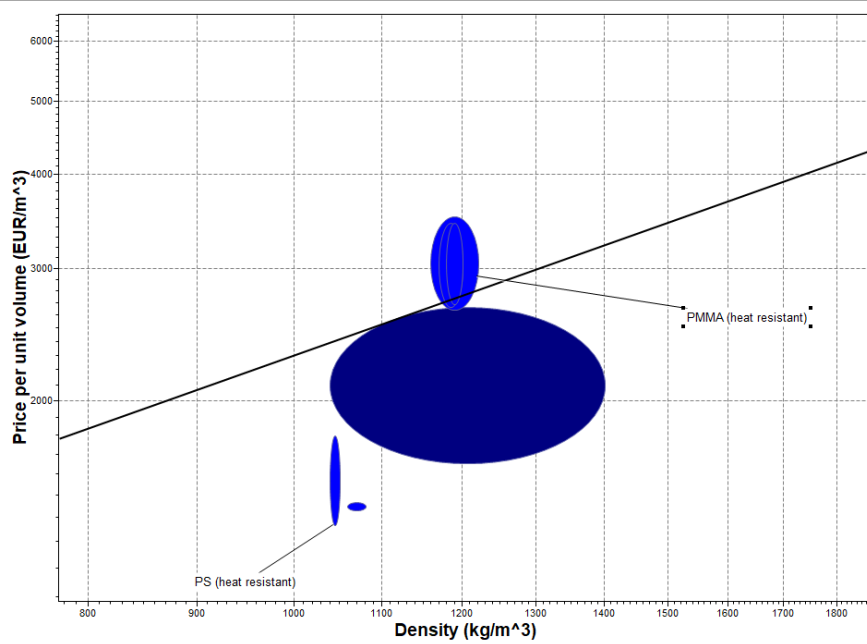


Figura 43: Relazione tra Prezzo per Unità di Volume e Densità

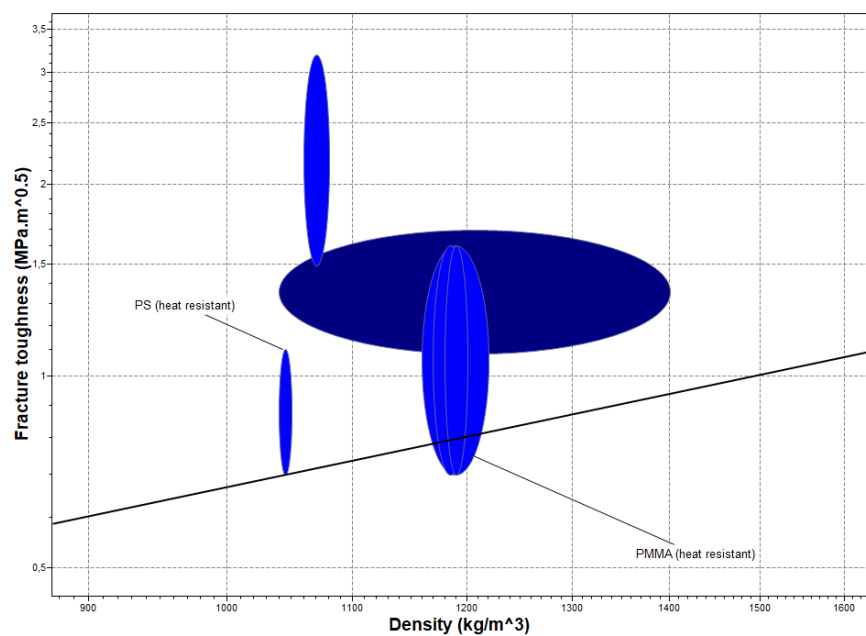


Figura 44: Relazione tra Tenacità a Frattura e Densità

Materiale scelto: PS (heat resistant).

9.5 Costo Materiali

Si conoscono e vengono riportati i costi di approvvigionamento per i materiali usati nell'UAV:

Si conoscono inoltre i pesi dei vari componenti da cui si può ricavare il peso suddiviso per materiale impiegato:

MATERIALE	COSTO	Quantità
PA66 CF40	$19.1 \frac{\text{€}}{\text{kg}}$	$\cong 1.43\text{kg}$
PARA GF50	$5.3 \frac{\text{€}}{\text{kg}}$	$\cong 4.9\text{kg}$
Alluminio 2024T3	$2.4 \frac{\text{€}}{\text{kg}}$	$\cong 1\text{kg}$
PS (heat resistant)	$1.4 \frac{\text{€}}{\text{kg}}$	$\cong 0.1\text{kg}$

Tabella 14 Prezzi e peso dei materiali

Moltiplicando la quantità di ogni materiale per il suo prezzo di mercato si riesce ad ottenere il costo materiale per l'UAV. Questa stima viene poi moltiplicata per 1.25 per considerare il materiale perso in fase di produzione.

$$Costo_{Materiale} = (1.43 * 19.1 + 5.3 * 4.9 + 2.4 * 1 + 1.4 * 0.1) * 1.25 \cong 70\text{€}$$

Questa stima non considera però il costo energetico per la produzione dei pezzi, l'ammortamento per stampi e macchinari specifici, il costo macchina e il costo del personale.

10 Appendice 2 – Analisi strutturale

10.1 Modello di ottimizzazione topologica dell'ala

Il modello di ottimizzazione topologica dell'ala è stato realizzato con il codice commerciale di analisi FEM MSC Patran/Nastran.

Lo scopo dell'ottimizzazione è stato quello di ridistribuire gli spessori nei punti dove si sono evidenziate le failure nell'analisi strutturale eseguita prima dell'ottimizzazione, ma allo stesso tempo, alleggerire quanto più possibile la struttura. Per far ciò sono stati parametrizzati sette spessori relativi agli elementi strutturali, di cui si parlerà in maniera più approfondita in seguito.

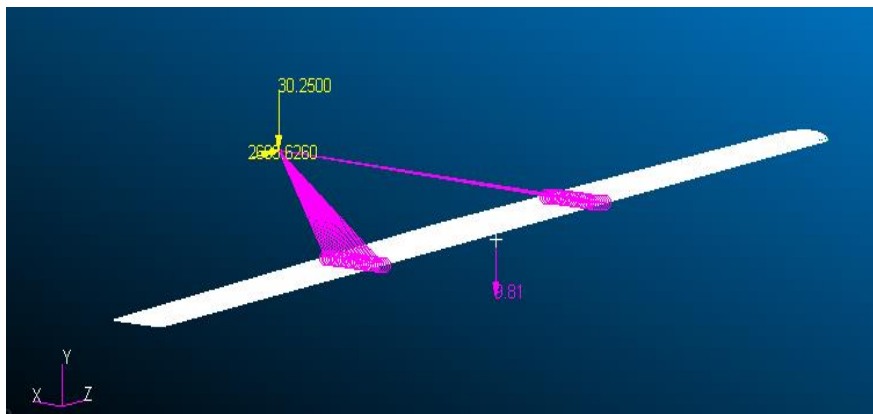


Figura 45 - Modello FEM ala

Le fasi che si sono susseguite per la definizione di tale modello sono le seguenti:

- Definizione della geometria;
- Definizione dei materiali e delle proprietà degli elementi;
- Definizione della mesh;
- Definizione dei carichi;
- Impostazione dell'analisi;
- Analisi dei risultati (vedi report).

10.2 Definizione della geometria

La geometria dell'ala è stata importata direttamente dal CAD. In particolare, sono state importate le curve di costruzione da dove successivamente si sono ricavate le superfici.

È stata quindi realizzata una geometria esterna composta dalla skin e dalle centine finali dell'ala, ma sono anche stati aggiunti internamente dei rinforzi in quanto, da analisi precedenti si è evinto che non era possibile farne a meno. In totale sono state implementate sette centine ed un longerone che percorre tutta l'ala. In particolare, è stata posizionata una centina per semiala vicino al root per rinforzare il rivestimento esterno in quella zona e in corrispondenza del collegamento ala-impennaggio, entrambe zone con forti sollecitazioni. Il longerone invece è servito a garantire alla struttura livelli di freccia e di stress tollerabili.

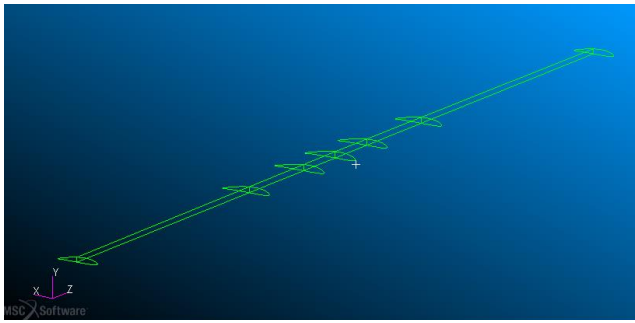


Figura 47 Geometria rinforzi

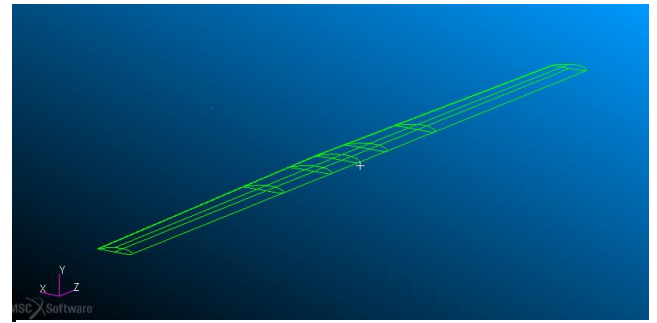


Figura 46 Geometria skin

10.3 Definizione dei materiali e delle proprietà degli elementi

I materiali utilizzati sono due: l'alluminio 2024 T3 ed il PARA GF50.

Property Name	Value
Elastic Modulus =	75000.
Poisson Ratio =	0.33000001
Shear Modulus =	
Density =	2.75E-09
Thermal Expan. Coeff =	
Structural Damping Coeff =	
Reference Temperature =	

Figura 49 - Valori Al 2024 T3

Property Name	Value
Elastic Modulus =	19000.
Poisson Ratio =	0.34900001
Shear Modulus =	
Density =	1.65E-09
Thermal Expan. Coeff =	
Structural Damping Coeff =	
Reference Temperature =	

Figura 48 Valori PARA GF50

Il primo materiale è un materiale isotropo, utilizzato per definire le centine ed il longherone.

Il secondo materiale invece è un materiale termoplastico rinforzato al 50% da fibra di vetro utilizzato per il rivestimento esterno dell'ala. Il rinforzo è però costituito da fibre corte dirette in maniera randomica, pertanto il materiale è stato implementato come materiale isotropo.

Infine, sono state conferite le proprietà 2D Shell a tutti gli elementi strutturali, dando loro uno spessore di default di 2 mm. Come detto precedentemente, sono state realizzate sette proprietà a cui sono stati assegnati sette spessori, in modo che in fase di ottimizzazione si è potuta snellire una zona senza che fosse snellita anche una zona dove invece serviva più materiale per resistere agli stati tensionali presenti. Nello specifico, il longherone è stato diviso in due sezioni, la prima sezione è quella vicina al root, la seconda è la parte che va verso il tip dell'ala; le centine sono state divise in due gruppi, tre più sollecitate, al root e negli attacchi con i supporti dell'impennaggio, e le restanti meno sollecitate e che quindi saranno snellite; infine il rivestimento esterno è stato diviso in tre settori: al root, al tip e nella zona intermedia.

10.4 Definizione della mesh

È stata realizzata sia per la skin che per gli elementi di rinforzo una Isomesh con elementi Quad4 opportunamente posizionati, in modo che successivamente è stato possibile fondere i nodi coincidenti nell'ala, in corrispondenza dell'attacco tra centine e longherone con la skin, tramite il comando "Equivalence" con un livello di tolleranza molto basso, che ha garantito un'analisi realistica.

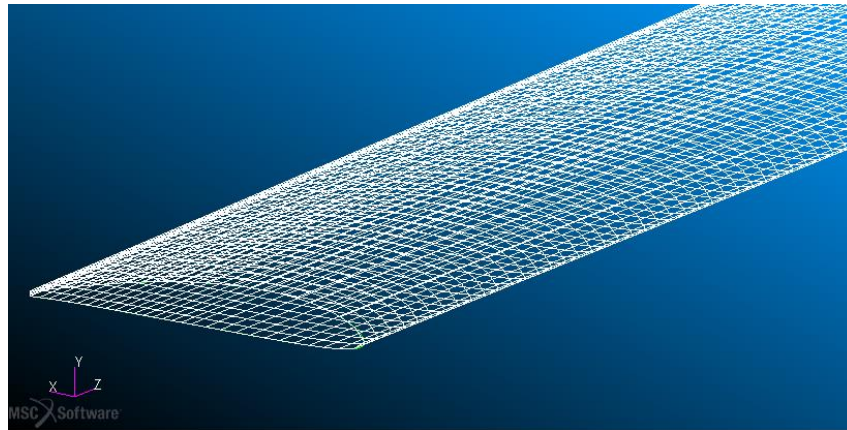


Figura 50 Mesh skin

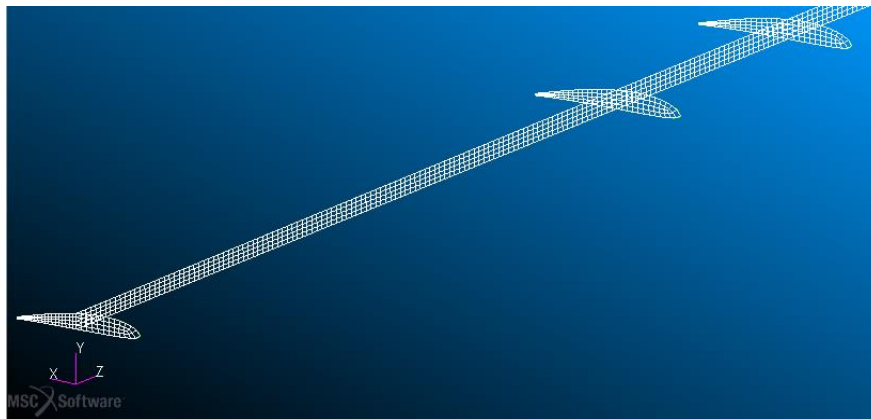


Figura 51 Mesh rinforzi

10.5 Definizione dei carichi

Prima di procedere con i carichi veri e propri è stato definito il vincolo di incastro tra il ventre dell'ala e la fusoliera, selezionando gli elementi finiti interessati.

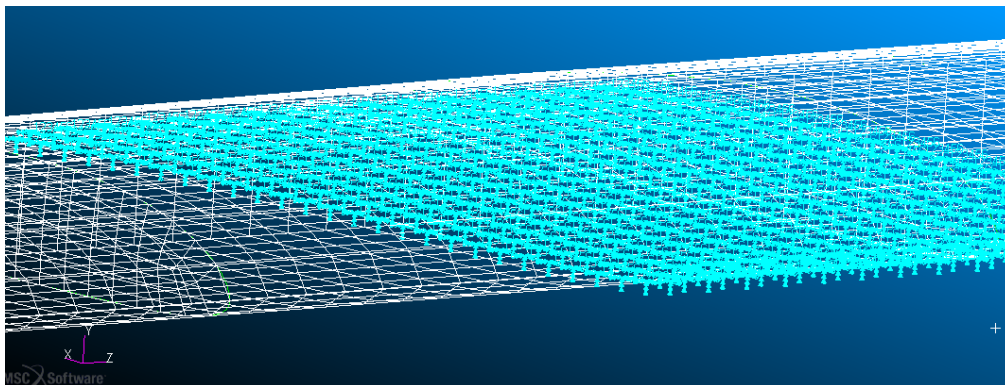


Figura 52 Incastro ala-fusoliera

Il primo carico inserito è stato un carico inerziale pari all'accelerazione di gravità. Esso è stato inserito in quanto in questo modo è stato possibile tener conto del peso statico della struttura, dato che quando sono stati definiti i materiali sono state inserite anche le densità.

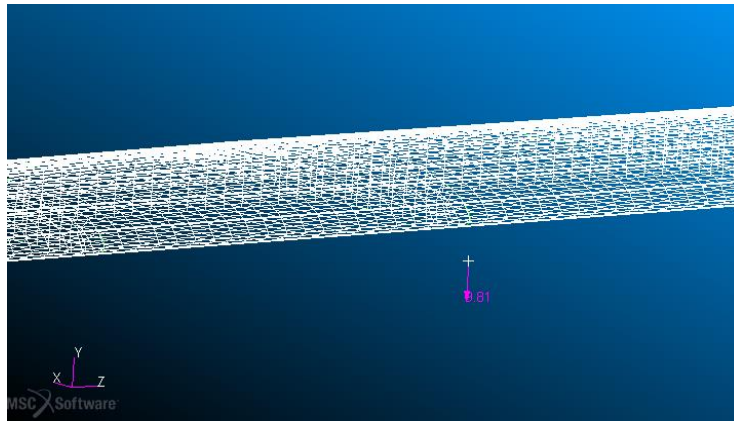


Figura 53 Carico inerziale

Il secondo carico inserito è stata la distribuzione di portanza lungo l'ala. In primis è stato creato un "field" dove sono stati inseriti i valori di portanza forniti dai calcoli aerodinamici, quindi è stato realizzato il carico vero e proprio sotto forma di distribuzione di pressione.

-1.6389000E+03	0.0000000E+00
-1.5302000E+03	2.2322279E-03
-1.4209000E+03	4.0272968E-03
-1.3116000E+03	5.3458130E-03
-1.2023000E+03	6.2753749E-03
-1.0930000E+03	6.9171148E-03
-9.8370001E+02	7.3568271E-03
-8.7440002E+02	7.6569631E-03
-7.6509998E+02	7.8610564E-03
-6.5579999E+02	7.9976283E-03
-5.4650000E+02	8.0856988E-03
-4.3720001E+02	8.1365136E-03
-3.2789999E+02	8.1572533E-03
-2.1860001E+02	8.1490213E-03
-1.0930000E+02	8.1101544E-03
0.0000000E+00	8.0167949E-03
1.0930000E+02	8.1101544E-03
2.1860001E+02	8.1490213E-03
3.2789999E+02	8.1572533E-03
4.3720001E+02	8.1365136E-03
5.4650000E+02	8.0856988E-03
6.5579999E+02	7.9976283E-03
7.6509998E+02	7.8610564E-03
8.7440002E+02	7.6569631E-03
9.8370001E+02	7.3568271E-03
1.0930000E+03	6.9171148E-03
1.2023000E+03	6.2753749E-03
1.3116000E+03	5.3458130E-03
1.4209000E+03	4.0272968E-03
1.5302000E+03	2.2322279E-03
1.6389000E+03	0.0000000E+00

Figura 54 Campo di pressioni

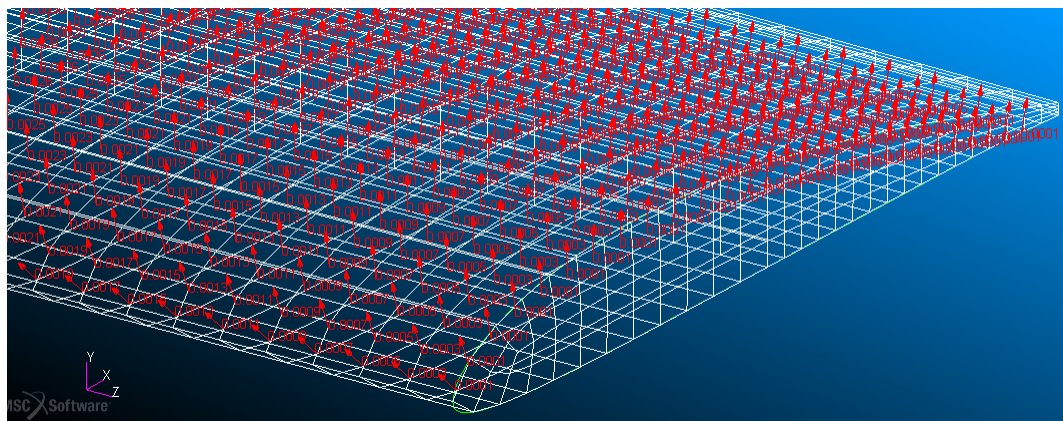


Figura 55 Distribuzione di portanza

Infine, è stato implementato il carico equivalente rappresentante gli impennaggi ed i supporti. In primo luogo, è stato realizzato un nodo RBE2 in corrispondenza del baricentro del sistema impennaggi-supporti, che è stato collegato ai nodi appartenenti alla struttura dell'ala, precisamente in corrispondenza delle centine poste a un terzo di ogni semiala. Quindi è stata applicata una forza su tale nodo corrispondente alla risultante tra il peso del sistema precedentemente menzionato e la portanza generata dall'impennaggio orizzontale. È stata inoltre aggiunta una coppia di trasporto in quanto per ricavare la risultante delle forze, la portanza è stata applicata nel baricentro invece che sul centro di pressione.

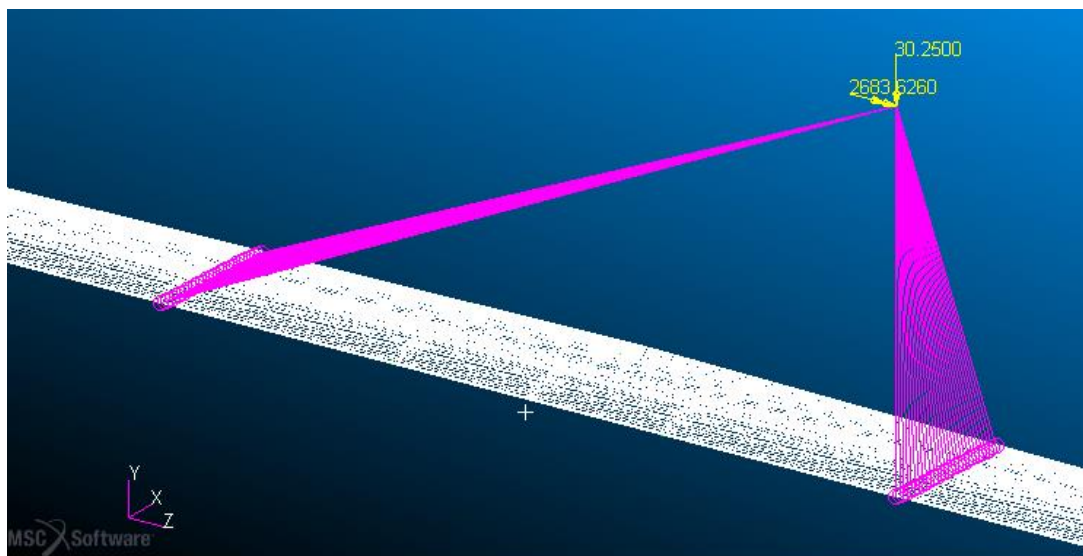


Figura 56 Carico equivalente del sistema impennaggi-supporti

10.6 Impostazione dell'analisi

Prima di procedere con l'ottimizzazione topologica dell'ala sono state eseguite un'analisi statica con SOL 101 ed un'analisi modale con SOL 105 per valutare il comportamento della struttura con il valore di default degli spessori. Quindi è stata preparata l'ottimizzazione.

Per impostare un'ottimizzazione SOL 200, per prima cosa è stata definita una funzione obiettivo, ovvero la minimizzazione del peso. Successivamente sono state definite le variabili da ottimizzare, cioè gli

spessori precedentemente definiti. Infine, sono stati definiti i vincoli, ovvero quei parametri entro i quali i valori ricavati dall'analisi devono stare. I vincoli definiti sono tre:

- Vincolo di freccia: la freccia non deve mai superare il 10% della semiapertura alare;
- Vincolo di stress: le sollecitazioni non devono mai superare i valori di snervamento dei materiali definiti (450 MPa per l'alluminio e 310 MPa per il PARA);

Vincolo di Buckling: il Buckling Load Factor non deve essere inferiore all'unità.

11 Appendice 3 - Trasporto ed assemblaggio UAV

L' UAV viene trasportato sul luogo di partenza smontato nelle principali parti: fusoliera, semiali, piani di coda e booms. In questa configurazione, con un ingombro totale di circa 1470x420x680mm, il trasporto del velivolo risulta pratico.

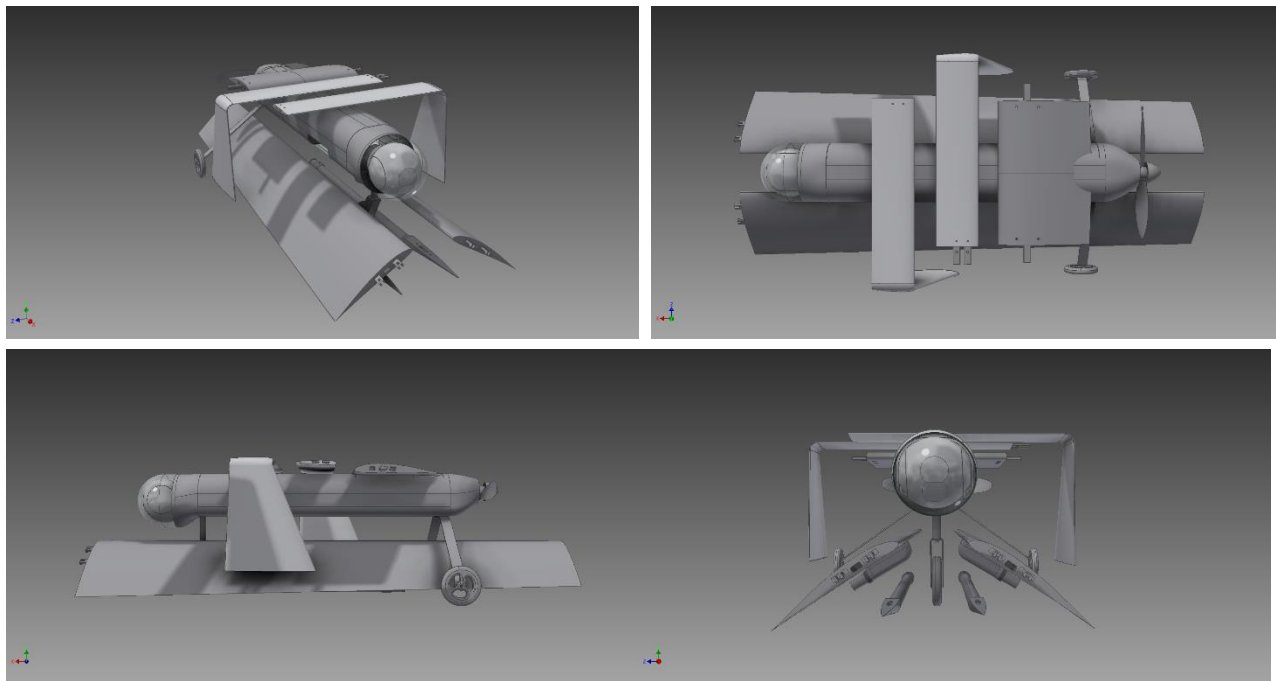


Figura 57 - Viste UAV in configurazione di trasporto

Semiali:

Le semiali vengono collegati al tronco di ala centrale, solidale alla fusoliera, inserendole su un mezzo longherone a sezione rettangolare, sporgente dal tronco centrale e fissati in posizione tramite due viti per semiala che chiudono il sistema di bloccaggio. Il meccanismo imprime un precarico, trazionando le semiali contro il tronco di ala centrale, riducendo al minimo il gioco di montaggio.



Figura 58: Particolare meccanismo di bloccaggio semiali

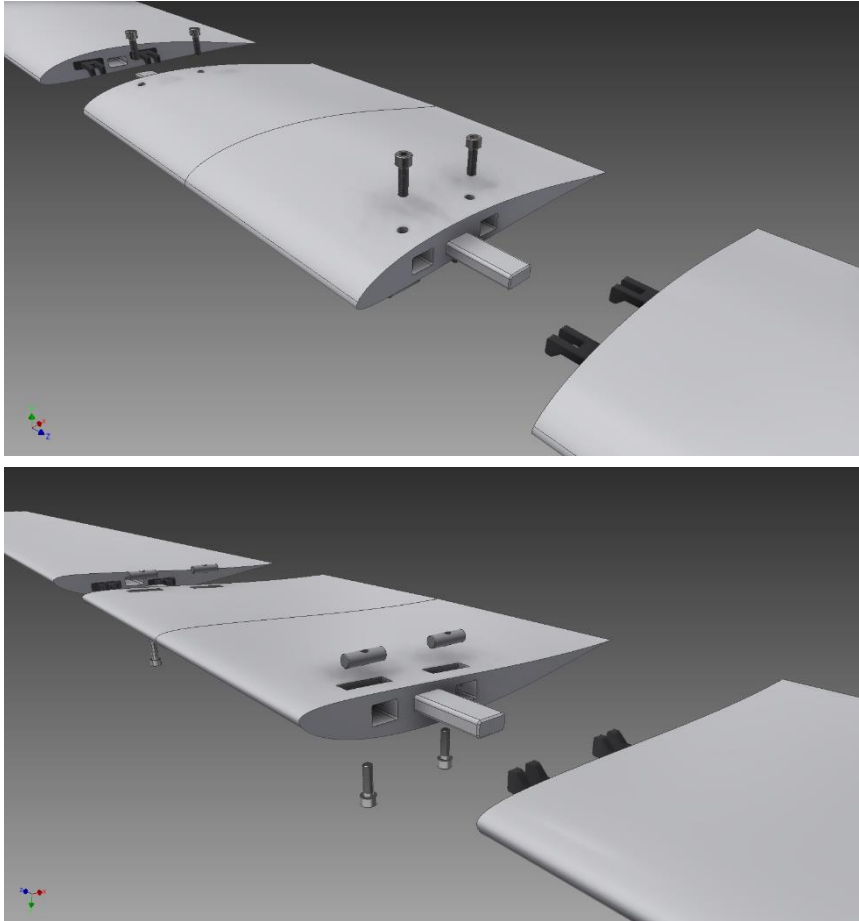


Figura 59: Viste fasi assemblaggio semiali

Piani di coda e booms:

I piani di coda vengono uniti scorrendo su due mezzi longheroni e fissati in posizione tramite 4 viti; in questo caso non vi è un meccanismo di tensionamento poiché i carichi a cui sono sottoposti i piani di coda sono inferiori rispetto a quelli a cui sono soggette le semiali. Successivamente si procede collegando i cavi di segnale degli impennaggi e collegando i booms e i piani di coda tramite le apposite viti (come riportato in figura). A questo punto l'intero assieme di coda viene collegato al velivolo cablando i cavi di segnale inserendo i booms sugli attacchi posti sotto l'ala, e fissati in posizione tramite due ghiera filettate bloccate poi in posizione con una vite passante.

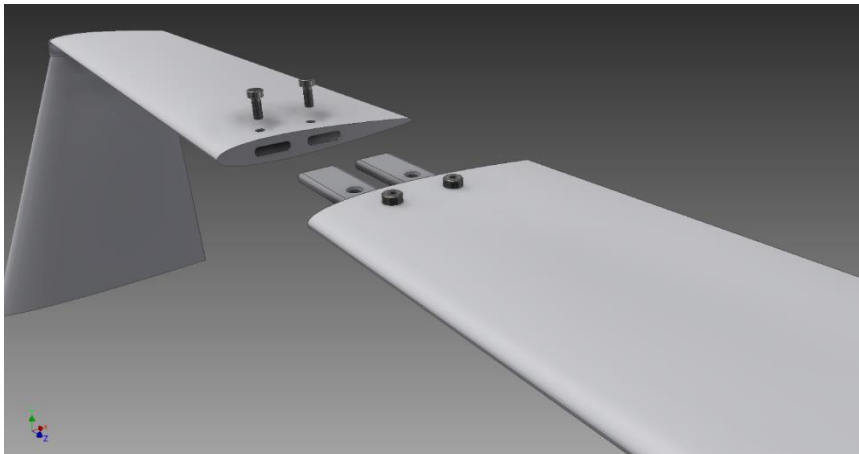


Figura 60: Vista assemblaggio piani di coda

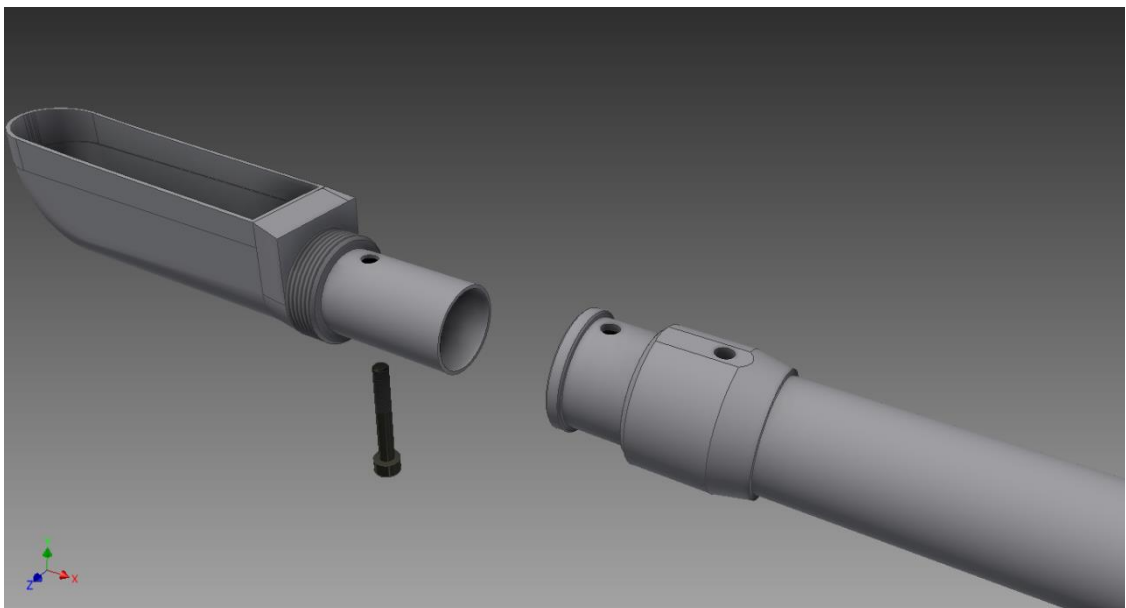
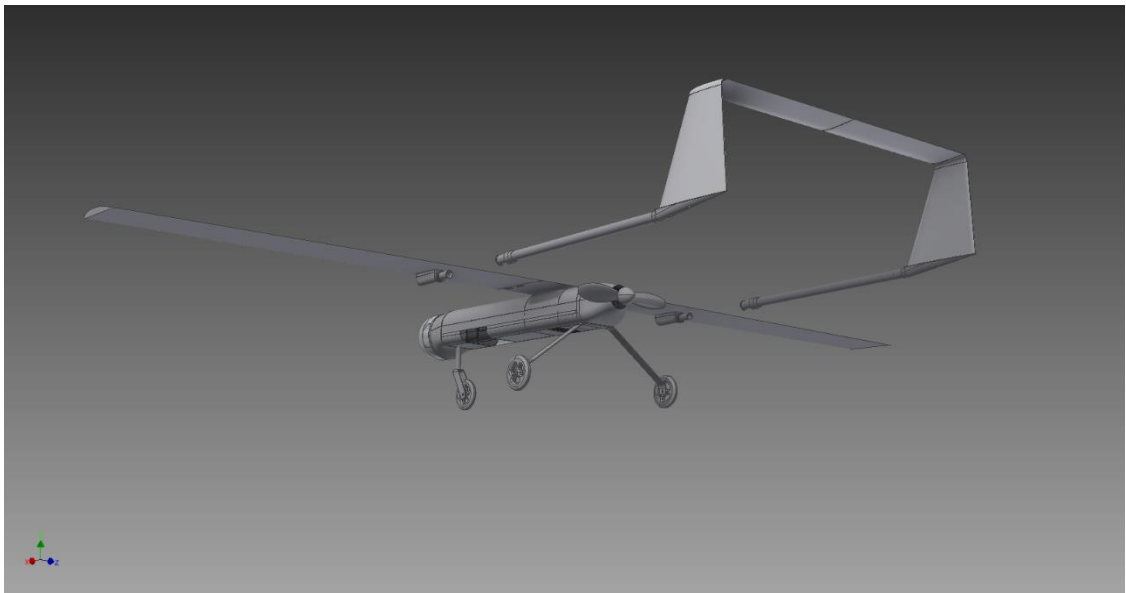
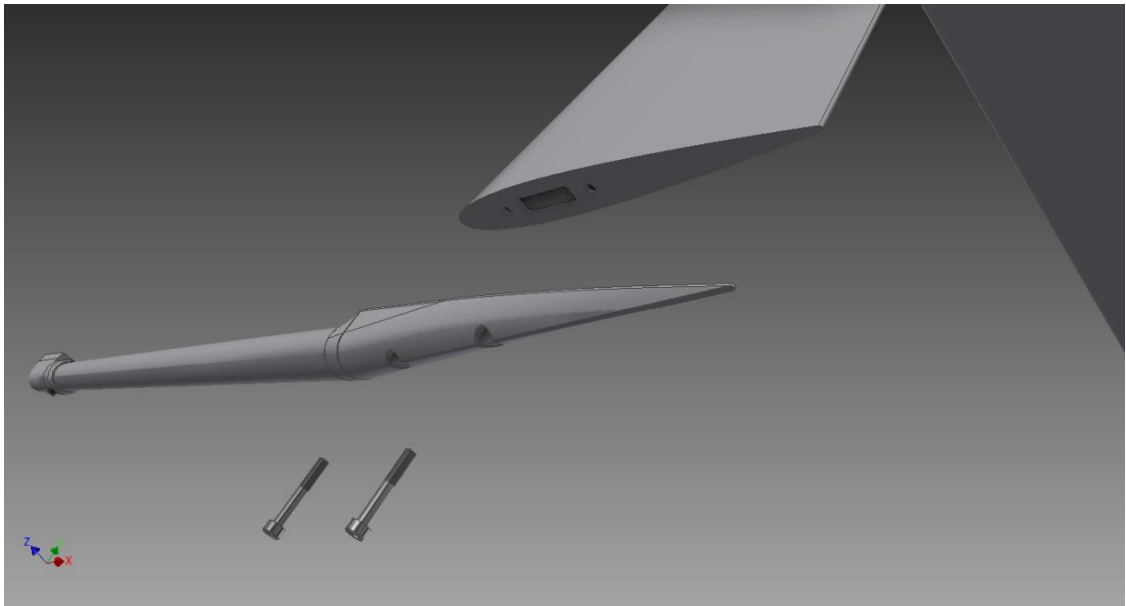


Figura 61: Viste montaggio sostegni di coda

Pacco batteria:

Il pacco batteria sarà accessibile da un pannello posto sul ventre del velivolo. Per la ricarica si potrebbe scegliere di rimuoverla dal velivolo; questo per evitare di danneggiare l'uav in caso di malfunzionamento ed incendio durante la ricarica.

Carrello:

Il carrello di atterraggio è montato in modo da poter essere sostituito facilmente in caso di deformazione a seguito di un atterraggio brusco.

Ruote:

In base al terreno su cui si opera, asfalto/cemento o sterrato, è possibile scegliere la ruota con il battistrada più adatto per garantire il controllo nelle fasi di atterraggio e decollo.

12 Appendice 4 – Render Ezechiele2517

Render



Figura 62: Vista dal basso dell'UAV



Figura 63: Vista Frontale dell'UAV



Figura 64: Vista posteriore dell'UAV



Figura 65: Vista sui sensori dell'UAV



Figura 66: Vista disposizione interna dell'UAV

12.1 Viste quotate di Ezechiele-2517

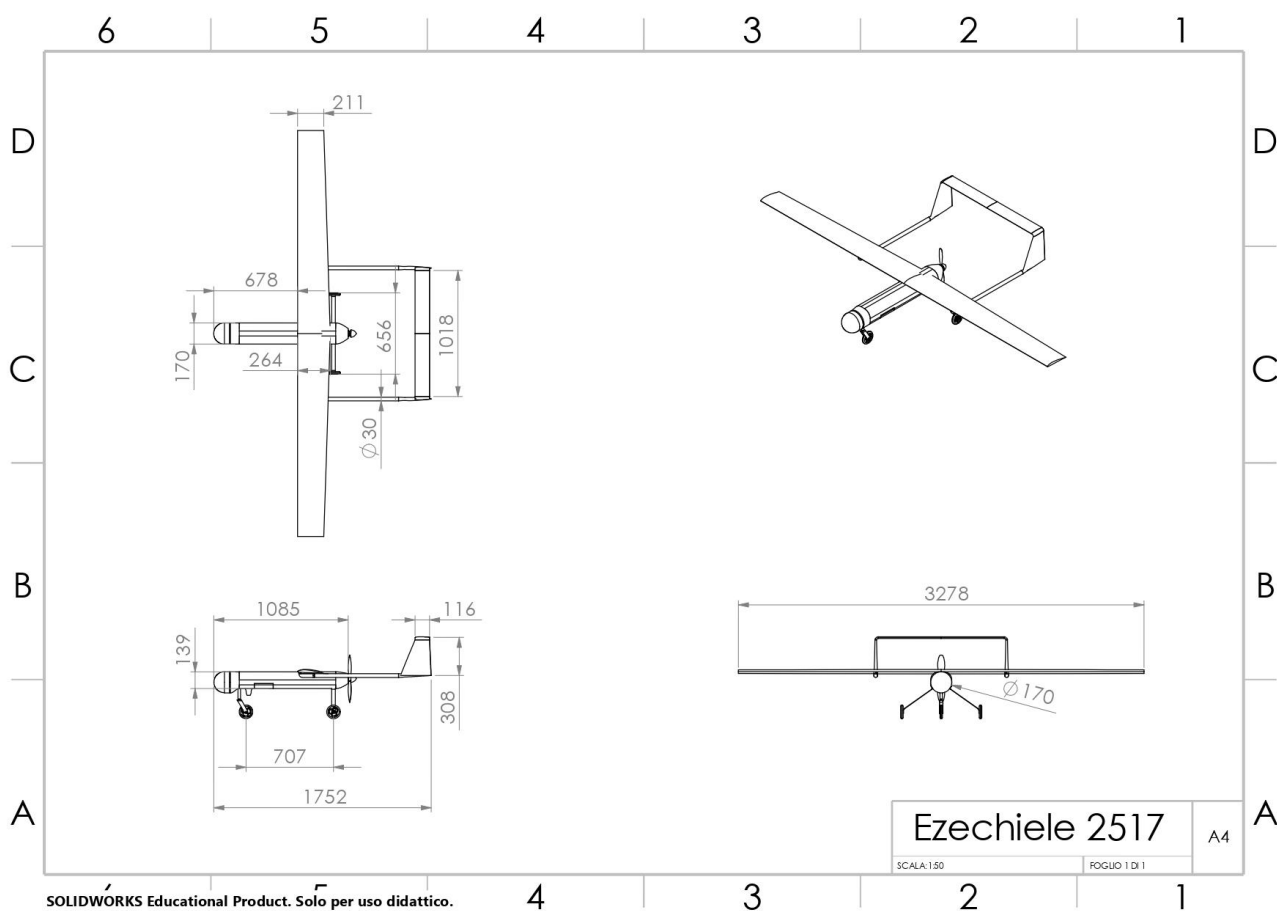


Figura 67: Vista quotata dell'UAV

13 Appendice 5 - Sistemi

13.1 Calcolo stima peso payload

I requisiti per delimitare la massa del *payload* provengono da un'analisi preliminare di tipo statistico, su alcuni competitor con caratteristiche simili. In particolare, è stato preso in considerazione il diagramma *Max Payload-MTOW*.

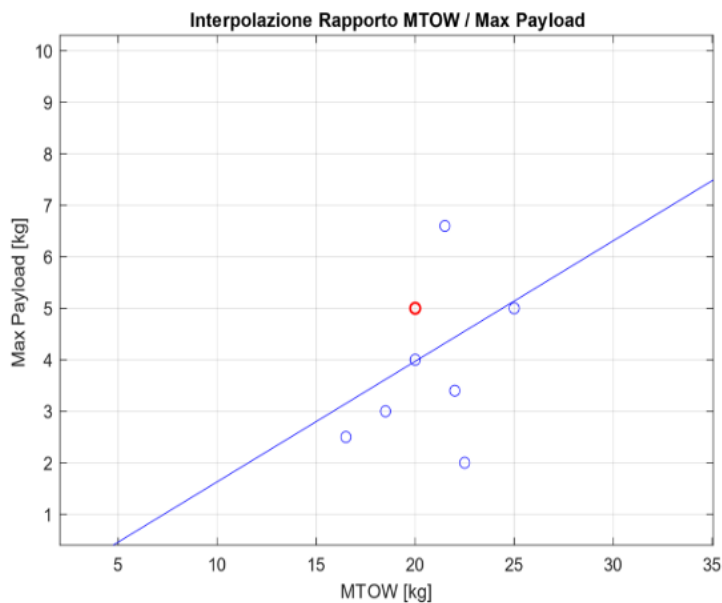


Figura 68

I seguenti modelli considerati hanno una massa totale compresa tra 15 e 25 kg, con una configurazione ad ala fissa, propulsione elettrica, dedicati a missione *S&R* e per uso civile:

UAV	MTOW	M_payload
Ion Tiger	16.5	2.5
DT 26	18.5	3
Borey 20	20	4
Penguin BE	21.5	6.6
Scan Eagle	22	3.4
Survey Cop	22.5	2
Boreal	25	5

Tabella 15 1

I risultati hanno evidenziato una massa relativa del payload pari **circa al 23%** rispetto alla massa totale.

13.2 Link Margin

Per quanto concerne la trasmissione di dati relativi al *payload* si è stimato un *link budget* preliminare, in modo da assicurare adeguate performance per la trasmissione su un range massimo di 150km. Il calcolo ha richiesto la determinazione di varie voci che concorrono a favorire o meno la trasmissione.

$\frac{E_b}{N_0} [dB] = EIRP + L_{tls} + G_r - (-228.6) - 10 \log(T_s) - 10 \log(R)$		
$EIRP$	$P_t + G_t - L_{link}$	17dB
L_{tls}	$-(L_{point} + L_{path} + L_{atm} + L_{rain})$	-149dB
G_r	$20.4 + 20 \log(D) + 20 \log(f[GHz])$	28dB
$10 \log(T_s)$	$10 \log(270)$	24.3dB
$10 \log(R)$	$10 \log(10^7)$	70dB

Tabella 16

Il Link Margin è calcolato dalla sottrazione del Signal To Noise Ratio $\frac{E_b}{N_0}$ necessario rispetto a quello richiesto. **$EIRP$: Equivalent Isotropic radiated power:** misura della potenza radio irradiata dal sistema trasmittente, calcolato a sua volta attraverso la potenza della ricetrasmittente, il guadagno dell'antenna e le perdite del collegamento tra i due.

- **L_{tls} : Perdite atmosferiche:** assorbimento da parte dell'atmosfera dell'energia emessa. I contributi sono: perdite per mancato puntamento, perdite dipendenti dalla distanza trasmittente/ricevente, perdite per fattori atmosferici e infine le possibili perdite dovute a precipitazioni.
- **G_r :** Guadagno dell'antenna ricevente, considerando una geometria parabolica.
- **$10 \log(T_s)$: System Noise Temperature**, che raggruppa le perdite dell'impianto di ricezione
- **$10 \log(R)$ Data Rate**, velocità di trasmissione dei dati.

• Quantità	• Valore
• P_t	• 20W
• G_t	• 5dB
• L_{link}	• 1dB
• L_{point}	• 1dB
• L_{path}	• 143dB
• L_{atm}	• 0.5dB
• L_{rain}	• 4.5dB

• D	• 1m
• f [GHz]	• 2.4
• T_s	• 270K
• R	• 10^7 bit/s
• $\frac{E_b}{N_0}$ <i>required</i>	• 14dB

Tabella 17

L' $\frac{E_b}{N_0}$ *required* è, invece, determinato dal tipo di modulazione scelta per la trasmissione. Per assicurare una trasmissione senza errori si è deciso di applicare come requisito un *Bit Error Rate* di 10^{-8} . Ciò comporta l'utilizzo di una modulazione del tipo *D-QPSK*. Ne risulta un $\frac{E_b}{N_0}$ *required* = 14dB.

Per avere un link chiuso che assicuri la trasmissione in ogni condizione operativa il Link Margin deve avere un valore maggiore di 10dB.

$$\frac{E_b}{N_0} - \frac{E_b}{N_0} \text{required} = \text{Link Margin} = 30 - 14 = 16 \text{ dB}$$

Il valore di 16 dB rispetta il requisito imposto.

13.3 Sensori payload

La seguente tabella riporta le principali caratteristiche dei componenti del payload. I nomi dei componenti, inoltre, riportano i collegamenti ipertestuali ai datasheet.

Nome elemento	Tipologia	Peso(g)	Consumo (W)	Dimensioni(mm)	Costo(euro)	Volume(mm^3)
Raspberry Pi CASE	accessori hardware	100		60 × 90 × 15	5,95	81000
Raspberry Pi 4 8 GB	computer	50	15	case	83,99	
Pixhawk	hardware	37		69 x 45 x 16	60	49680
Scheda MicroSD 128 GB Samsung	hardware			dentro al Raspberry	21,95	
Epsilon 140	EO+IR (LWIR)	1570	17	140 diametro x 189		2909428
Nanosar	SAR	907	15	157 x 190,5 x 114		3409569

RIEGL miniVUX-2UAV	lidar	1550	18	111 x 85 x 243		2292705
Commtact AMLS	trasmettitor e + modulatore	300	23	27 x 95 x 115		294975
UVW-0827	antenna LS	45,5		5.6 x 4.3 x 5.6 (esterno)		
Ethernet Switch	---	80		14.1 x 7.5 x 2.43	12.39	12,39
Adattatore HDMI to microHDMI	---	20		12 x 6.5 x 1.2		93,6
Cavo VGA to HDMI	---	60		24 x 10.2 x 2.4	11.59	587,52
TOTALE		4719,5	88			9038050,51

Tabella 18

13.4 Trade off sensori payload

Rispetto alle prime scelte presentate vi è stato un aggiornamento della componente sensoristica di bordo relativa al payload, che ha tenuto conto della sempre maggiore definizione dei requisiti della missione. I due strumenti coinvolti sono presentati di seguito.

➤ Sensore EO/IR

Camera EO/IR	Potenza picco	Peso [g]	On board memory	Grado protezione ambientale	Temperatura operativa	Rotation limits
Octopus Epsilon 140	40	1570	Si 35 GB backup	IP 64	-25° +50° C	360 -90° +45°
Ascent Vision CM 142	80	1270	NO	IP 66	-10° +50 °C	360 -120° +120°

Tabella 19

Il trade off tra i due modelli selezionati ha fatto emergere che l'equipaggiamento migliore per svolgere la missione è rappresentato dal sensore Octopus Epsilon 140. I motivi della scelta sono:

Minore potenza di picco, possibilità di memorizzazione autonoma della camera e resistenza ad un più ampio range di temperature.

I limiti di rotazione sono a vantaggio della seconda, ma risultano comunque eccessivi rispetto al posizionamento della camera all'interno della struttura dell'UAV. Il grado di protezione ambientale è, invece pressoché simile, così come anche il peso.

➤ Sensore LIDAR

LIDAR	Potenza picco	Peso [g]	Precisione [mm]	Memoria	Temperatura operativa	FOV
RIEGL miniVUX- 2UAV	18	1550	10	32GB + 64 GB	-10° +40° C	360°
RIEGL VUX-1UAV	60	3750	5	120 GB + 256GB	-10° +40 °C	330°

Tabella 20

In questo caso la scelta è ricaduta sul componente meno pensante e con il consumo più basso. Infatti, nonostante una precisione più fine le prestazioni sono soddisfacenti anche per il primo. Per quanto riguarda la memoria il problema è ovviato attraverso un trasferimento dei dati nello slot di memoria del computer di bordo.

13.5 Avionica

Nome elemento	Tipologia	Peso(g)	Dimensioni(mm)
<u>Sensirion SDP33</u>	sensore Pitot	10	5mm x 8mm x 5mm
<u>SIM wave share (for Raspberry Pi)</u>	ricevitore telefonia	100	186 x 132 x 48
<u>PH PX4 GPS</u>	antenna GPS del Pixhawk (posiz)	32	60 x 10
<u>SFF Gen 3</u>	Small UAV SATCOM (controllo e com)	1000	129 x 74 x 48

Tabella 21

Il sistema avionico è fortemente integrato con il payload. Il consumo arriva a 50 W in caso di comunicazione satellitare, quindi in caso di comunicazione BLOS. Il consumo in LOS non supera i 7 W. I nomi dei componenti, anche in questo caso, riportano i collegamenti ipertestuali ai datasheet.

14 Appendice 6 - Aerodinamica

14.1 Costruzione del Matching Chart

1. Stall Speed equation: rappresenta la minima velocità possibile e identifica il massimo valore di W/S .

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho_{SL} C_{L_{Max}} V_S^2 / g$$

- $\rho_{SL} = 1.225 \text{ kg/m}^3$: valore della densità al livello del mare secondo l'Atmosfera Standard;
- $C_{L_{Max}} = 1.7$: ottenuto facendo un trade-off fra quello dei velivoli home built, very light e sailplane trovato in letteratura e dei principali competitors, ossia Penguin BE e Albatross.
- $V_S = \frac{V_{approach}}{1.3} = 15.5 \text{ m/s}$: ottenuto dai competitors citati precedentemente;
- $g = 9.81 \text{ m/s}^2$: accelerazione di gravità.

2. Maximum speed equation: rappresenta la massima velocità raggiungibile in crociera.

$$\frac{T}{W} = \frac{\rho_{SL} V_{max}^2 C_{D0}}{2 \left(\frac{W}{S} \right)} + \frac{2K}{\rho \sigma V_{max}^2} \left(\frac{W}{S} \right)$$

- $V_{max} = 31.25 \text{ m/s}$: velocità massima;
- $C_{D0} = \frac{\pi A R e}{4 L_{Dmax}^2} = 0.0098$: coefficiente di resistenza a incidenza nulla;
- $e = 0.7$: fattore di Oswald²;
- $AR = 13.7$: allungamento alare ottenuto facendo riferimento ai principali competitors;
- $K = \frac{1}{\pi e * AR} = 0.0332$;
- $\sigma = \frac{\rho}{\rho_{SL}} = 0.9255$: fattore moltiplicativo che tiene conto della quota di crociera.

3. Take-off distance equation: identifica i parametri necessari per il decollo.

$$\frac{W}{S} = TOP * \sigma * C_{L_{TO}} * \left(\frac{T}{W} \right)$$

- $TOP = 190.4241 \text{ kg/m}^2$;
- $C_{L_{TO}} = \frac{C_{L_{max}}}{1.21} = 1.4050$: coefficiente di portanza massimo al decollo, stima presente in letteratura³;
- $\sigma = \frac{\rho}{\rho_{SL}} = 1$: si ipotizza il decollo dalla quota sea level.

4. Rate of Climb equation: rappresenta il rateo di salita.

$$\frac{T}{W} = \frac{ROC}{\sqrt{\left(\frac{2W}{S} \right) \sqrt{\rho \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}}}} + \frac{1}{\left(\frac{L}{D} \right)_{max}}$$

- $ROC = 1.5 \text{ m/s}$: Rate Of Climb⁴;

² Valore suggerito dal Gundlach 2012, pagina 75.

³ Raymer 2018, Sadraey 2013, Roskam 1985.

⁴ Valore ricavato dalla pubblicazione "Flight performance of various blended wing-body small UAV designs, Rizal E. M. Nasir".

- $\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = k_{LD} \sqrt{\frac{AR}{\frac{s_w}{s_{ref}}}} = 27.6984$: efficienza massima, dove $k_{LD} = 14$ coefficiente valido per velivoli dall'alto AR⁵, $\frac{s_w}{s_{ref}} = 3.5$ preso in riferimento al Cessna Skyhawk 172 e ad alcuni fra gli UAV di riferimento.

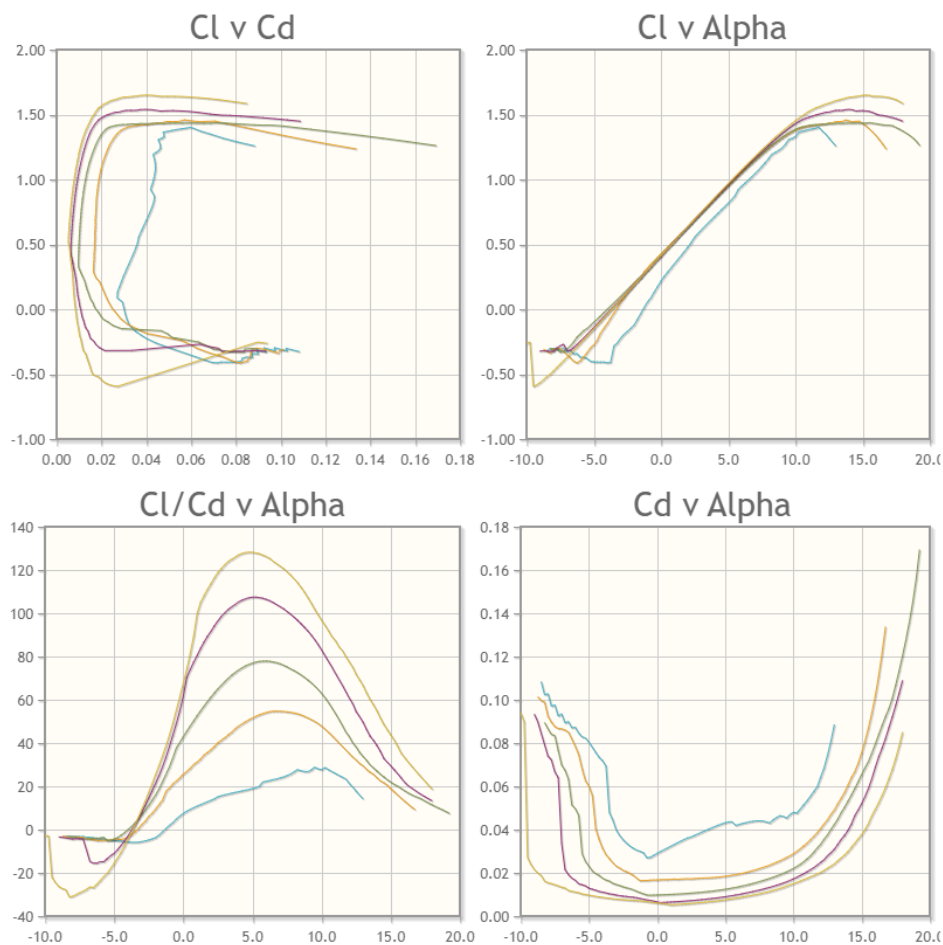
5. Ceiling equation: identifica la massima altitudine che l'aeroplano può raggiungere.

$$\frac{T}{W} = \frac{ROC_{ceiling}}{\sqrt{\left(\frac{2W}{S}\right) \frac{1}{\rho \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}}}} + \frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)_{max}}$$

- $ROC_{ceiling} = 0 \text{ m/s}$: alla quota di tangenza si impone un Rate Of Climb nullo.

14.2 Grafici coefficienti aerodinamici profilo alare

Vengono ora riportati i grafici contenenti gli andamenti dei coefficienti aerodinamici per il profilo alare scelto, ossia il SELIG S091-101-83:



⁵ Raymer 2018.

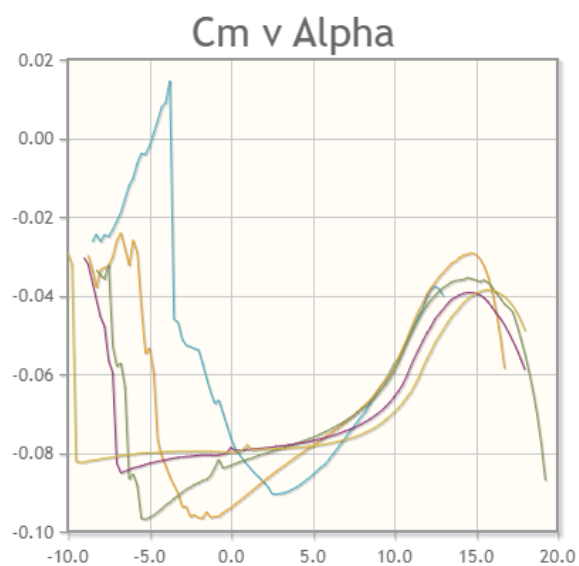


Figura 69: grafici coefficienti aerodinamici profilo

14.3 Simulazione CFD tramite il software STAR CCM+

Volumi di controllo:

- Cylinder (lunghezza 20 m, raggio 5 m)
- Block (lunghezza 6 m, larghezza 4 m, altezza 1 m)

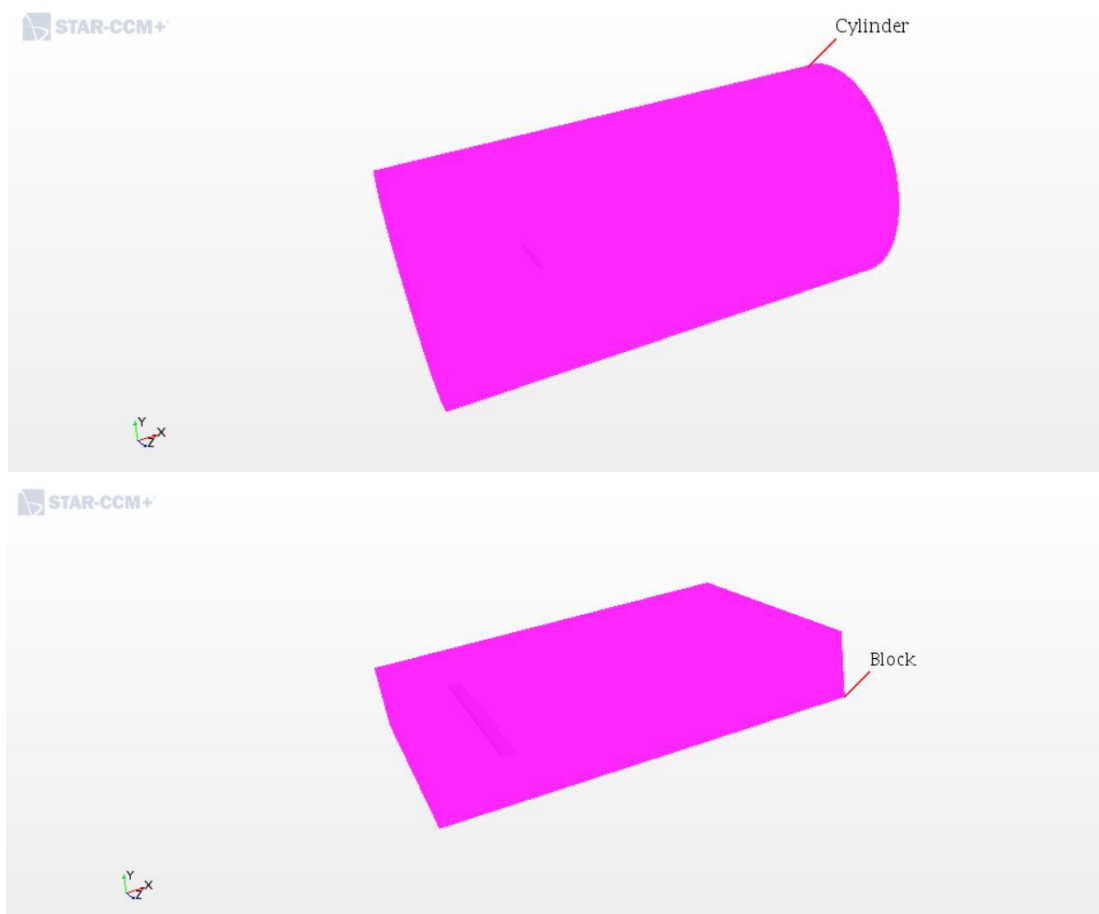
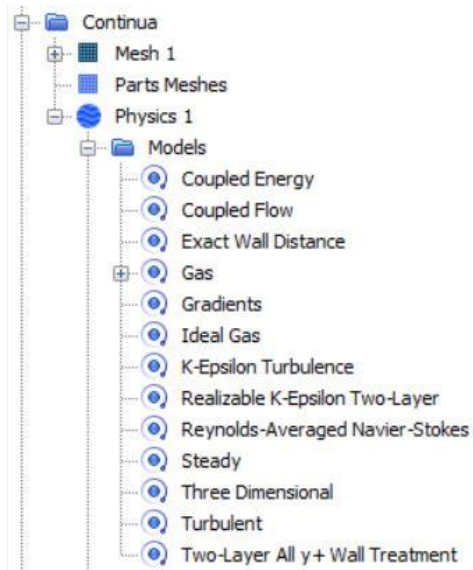
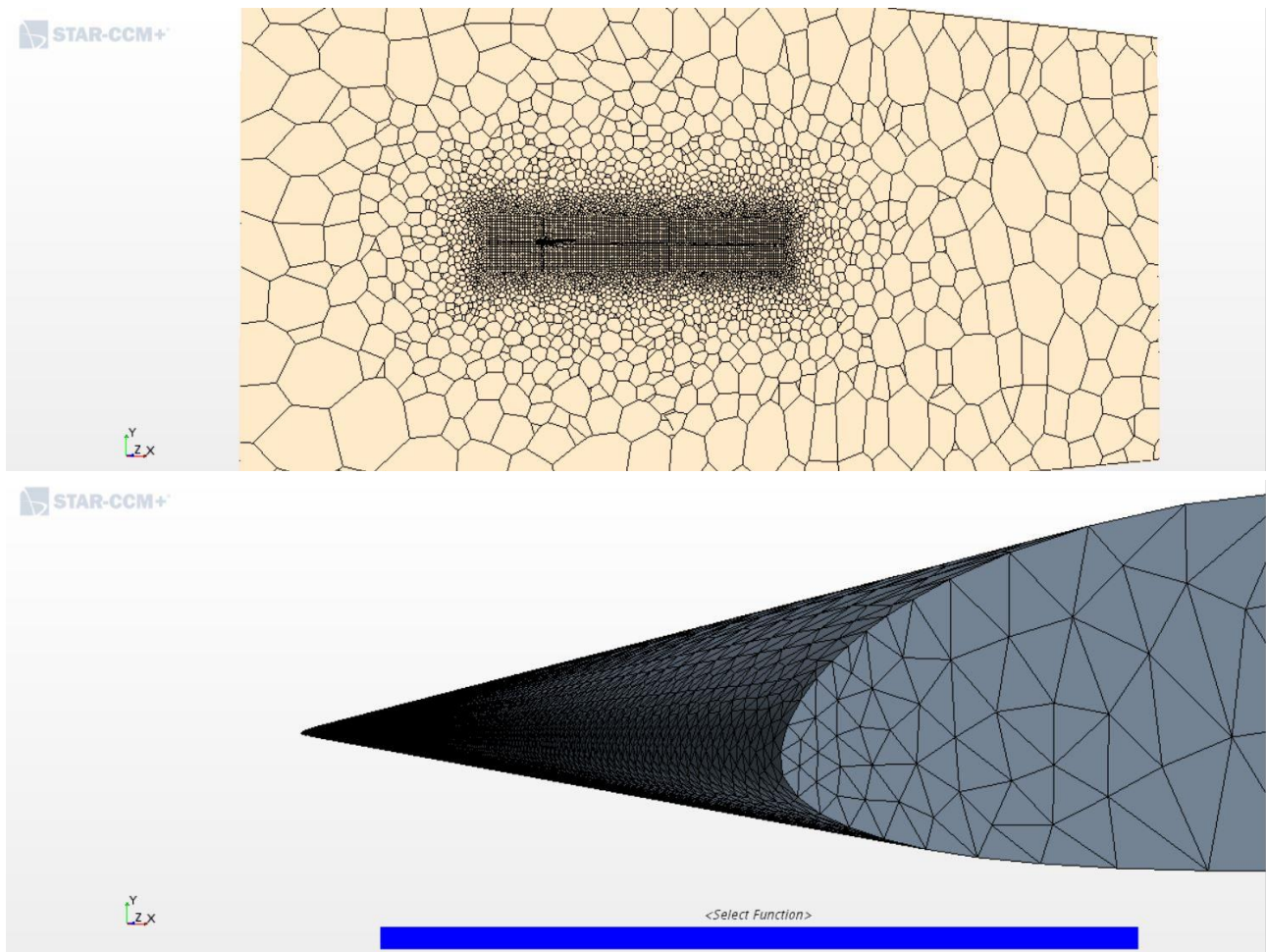


Figura 70: volumi di controllo

Modello fisico della simulazione:



Mesh adottata:



Condizioni al contorno e riferimenti:

- Coordinate system: Laboratory
- Cylinder inlet: velocity inlet
- Cylinder lateral: wall (slip condition)
- Cylinder outlet: pressure outlet

- Reference altitude: 800 [m] (quota di crociera)
- Reference pressure: 92076.4 [Pa] = 0.0920764 [MPa]
- Reference temperature: 282.95 [K]
- Axis origin: [0.0, 0.0, 0.0] = bordo d'attacco dell'ala, sezione centrale (la sezione di radice)
- Reference density: 1.13364 [kg/m³]
- Reference area: 0.7843 [m²] (superficie alare in pianta)
- Reference radius: 0.2393 [m] (corda media, raggio di riferimento per adimensionalizzare i momenti)

Sono state eseguite due simulazioni per due velocità differenti:

1. Velocità di crociera 25 m/s (assunzione da requisito)
2. Velocità di crociera 27 m/s (ipotesi di aumento della velocità)

Di seguito sono riportati i risultati relativi alle due simulazioni:

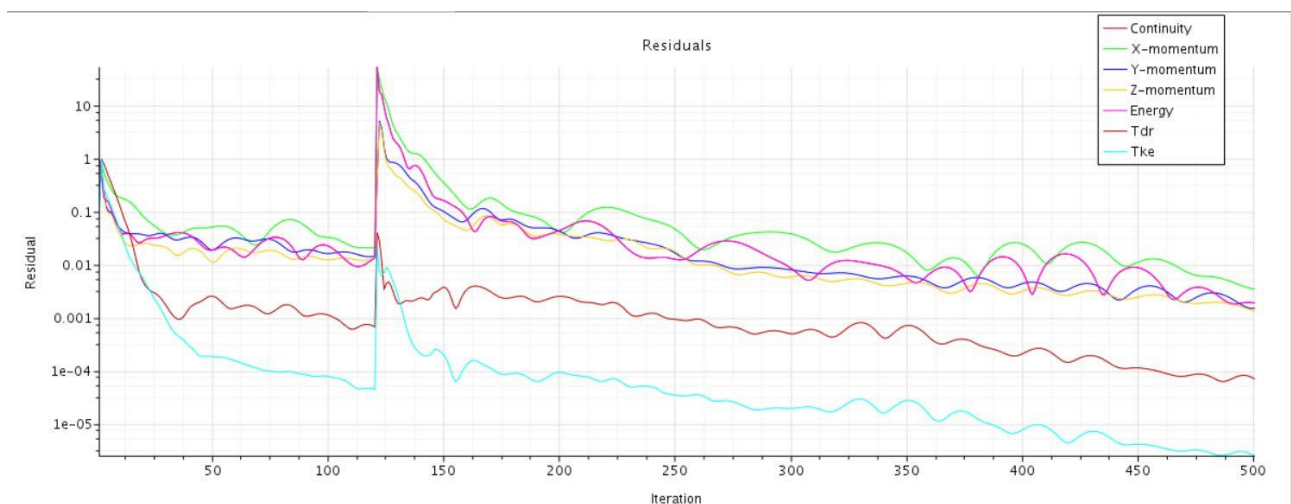
Velocity [m/s]	25
Cl	0.687361978394896
Cd	0.035289676353290486
Lift [N]	190.98220510282084
Drag [N]	9.805168774471069
Cm_pitch	-0.24492514929577813

Velocity [m/s]	27
Cl	0.8024707837330239
Cd	0.040908491849093134
Lift [N]	222.96496551322744
Drag [N]	11.366345864830562
Cm_pitch	-0.28595558329762555

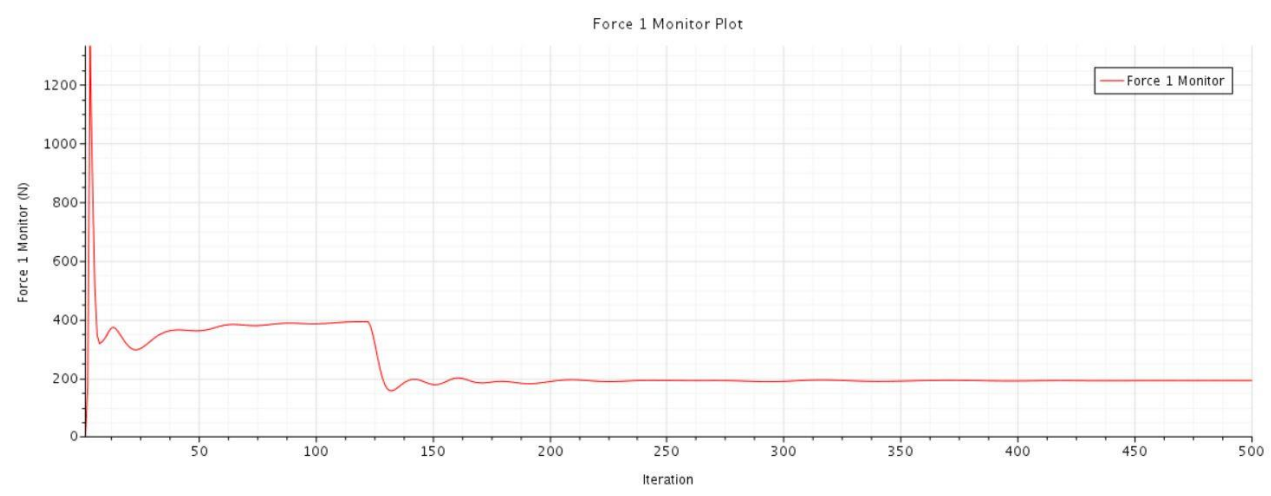
Di seguito sono riportati i plot e le immagini relative alle due simulazioni:

1. La simulazione va a convergenza; il gradino presente nei plot è dovuto ad una variazione di un coefficiente di adimensionalizzazione corretto manualmente durante la simulazione.

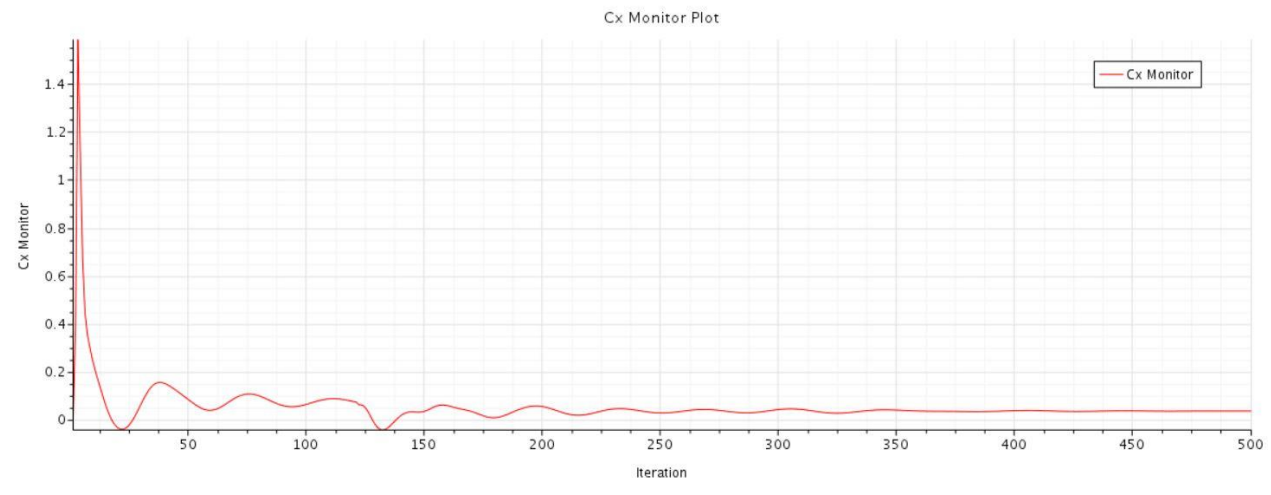
Residui:



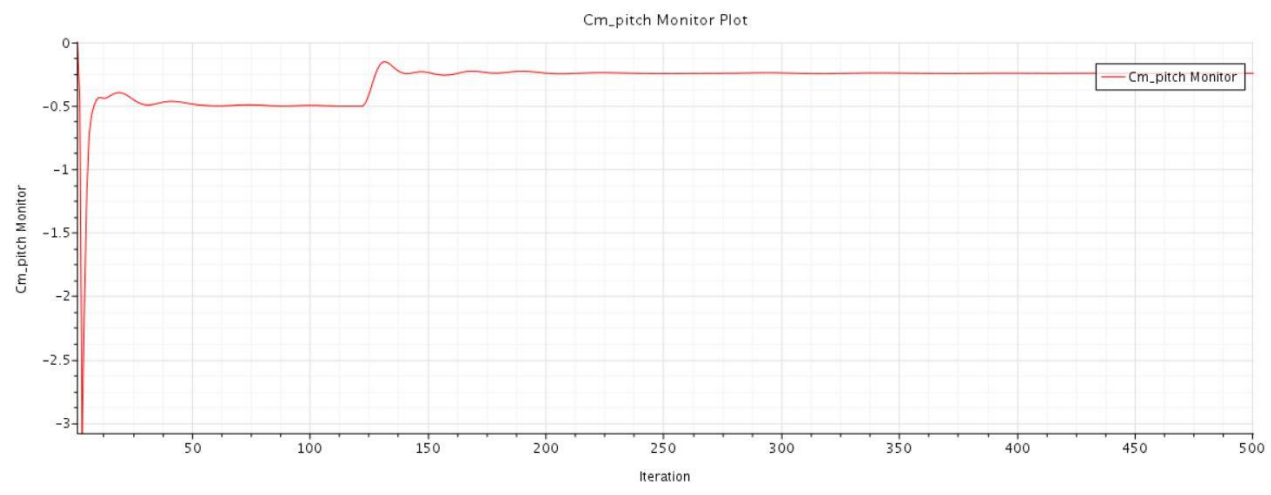
Lift:



Cd:

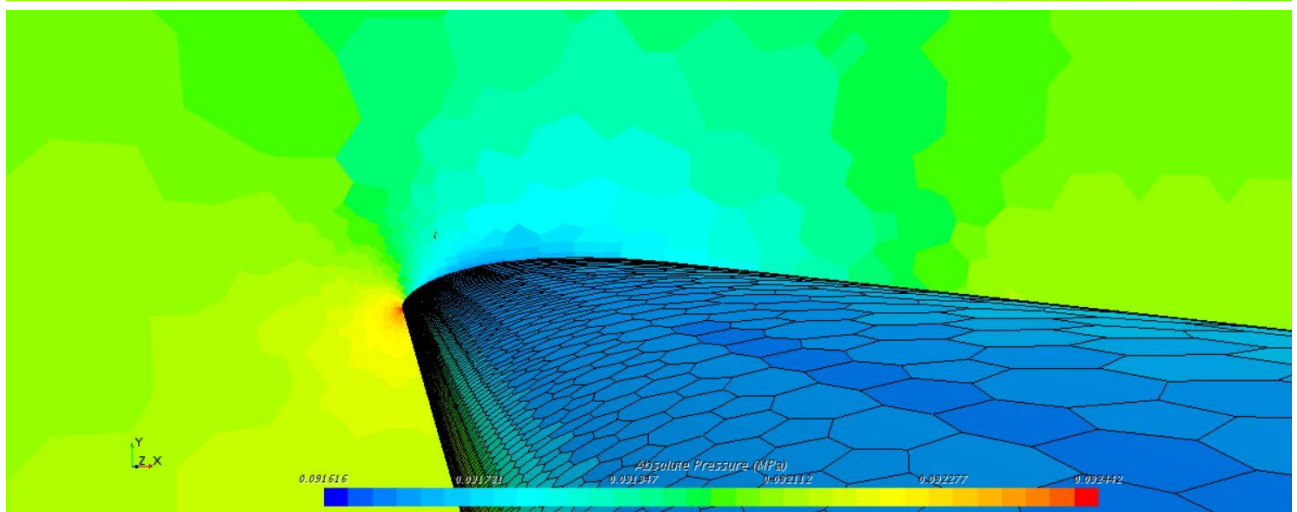
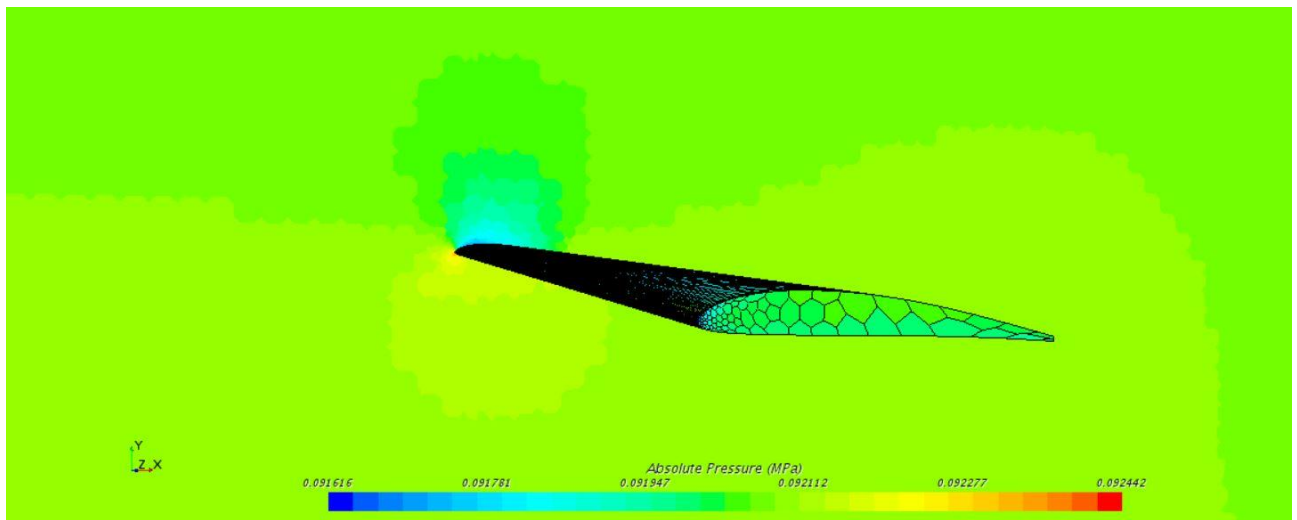
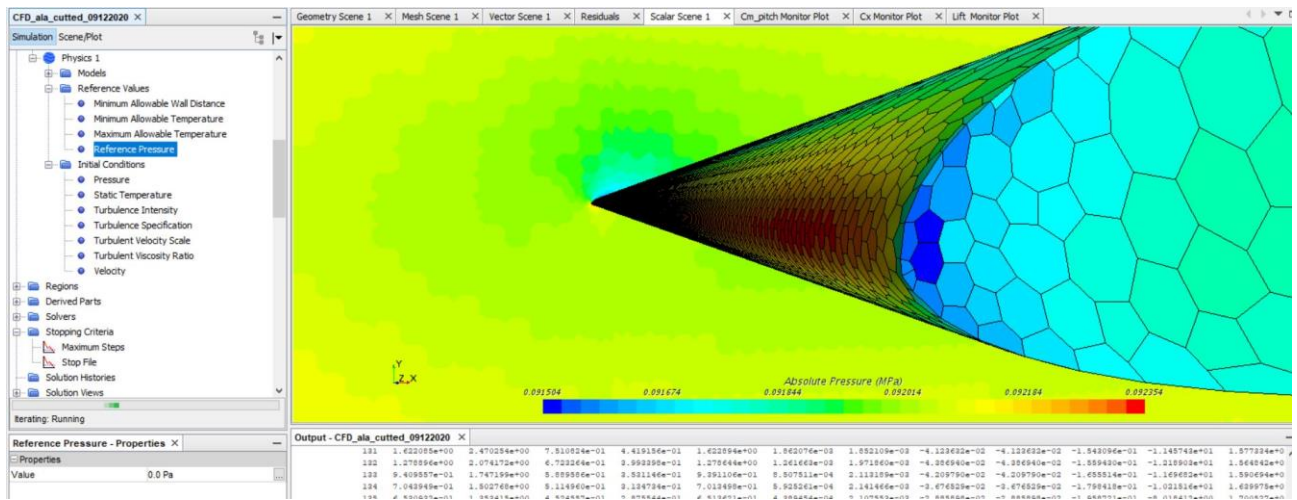


Cm:

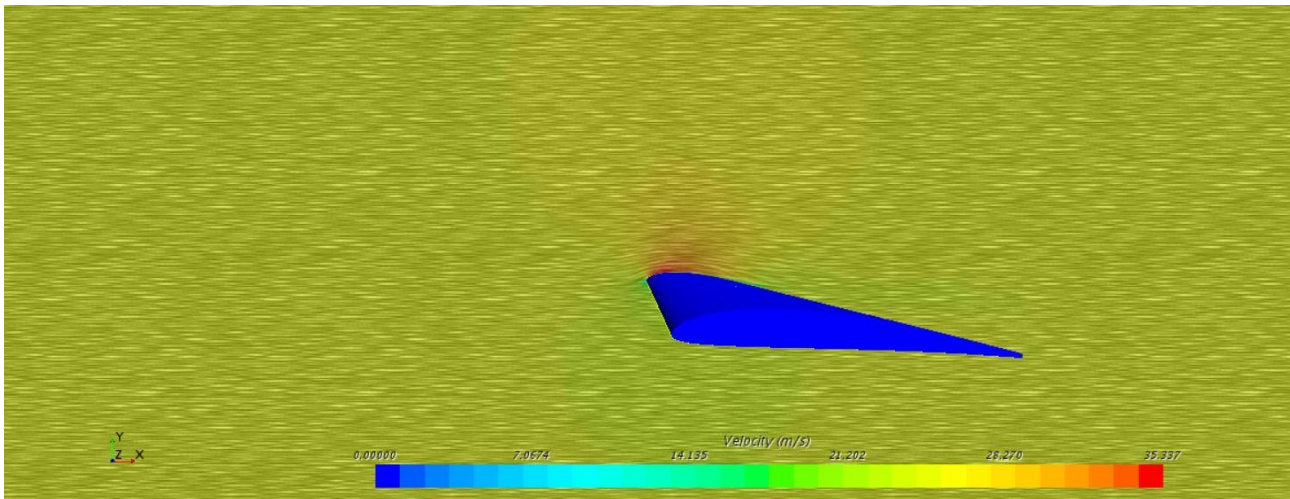


Scalar scene e vector scene:

Campo di pressioni:

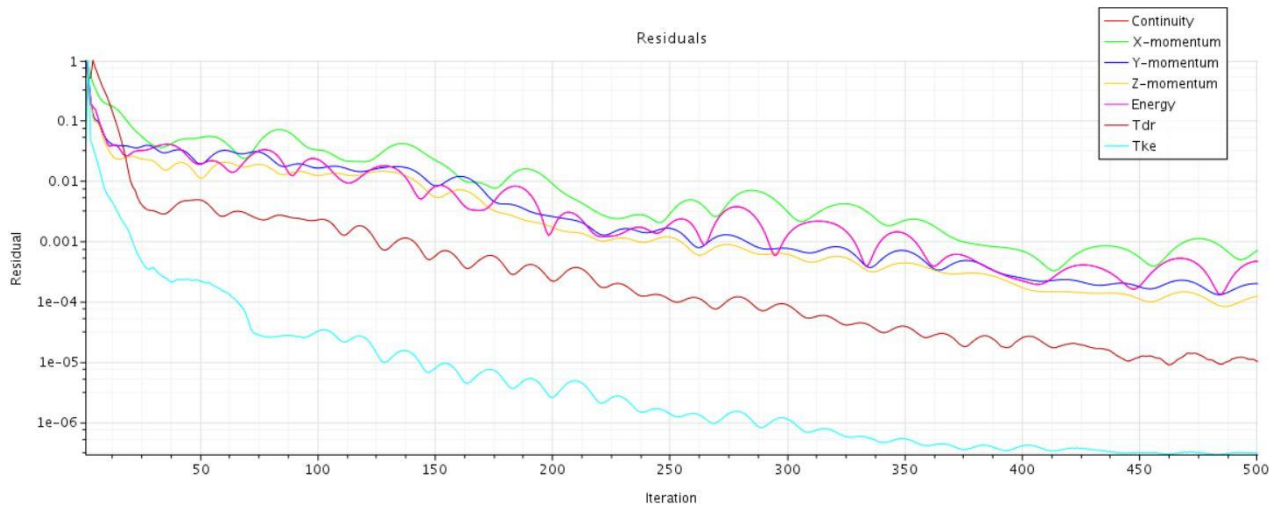


Campo di velocità:

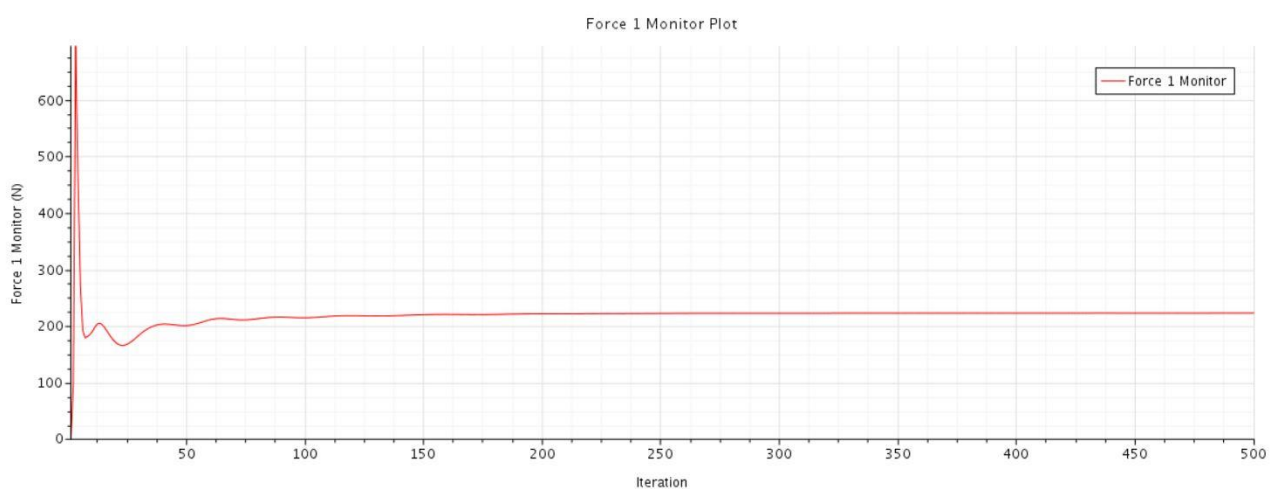


2. La simulazione va a convergenza (si devono osservare i plot relativi alle grandezze e ai coefficienti ricercati).

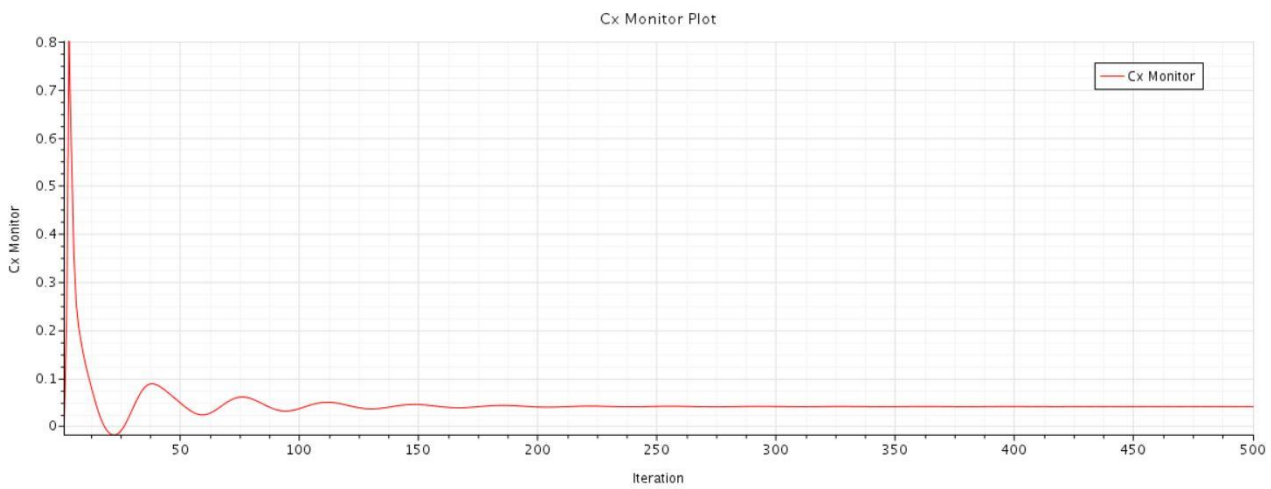
Residui:



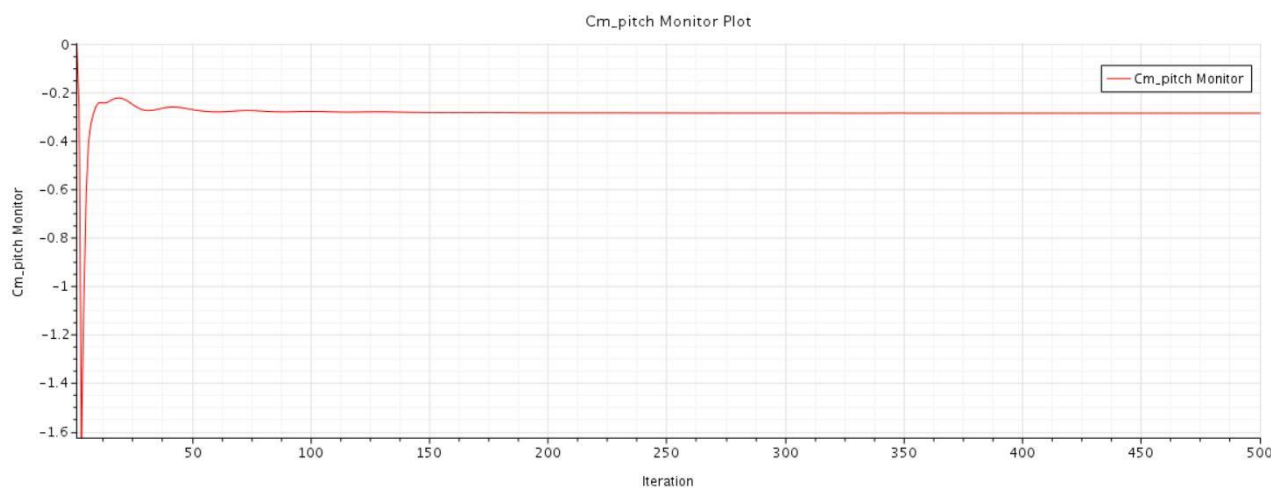
Lift:



Cd:

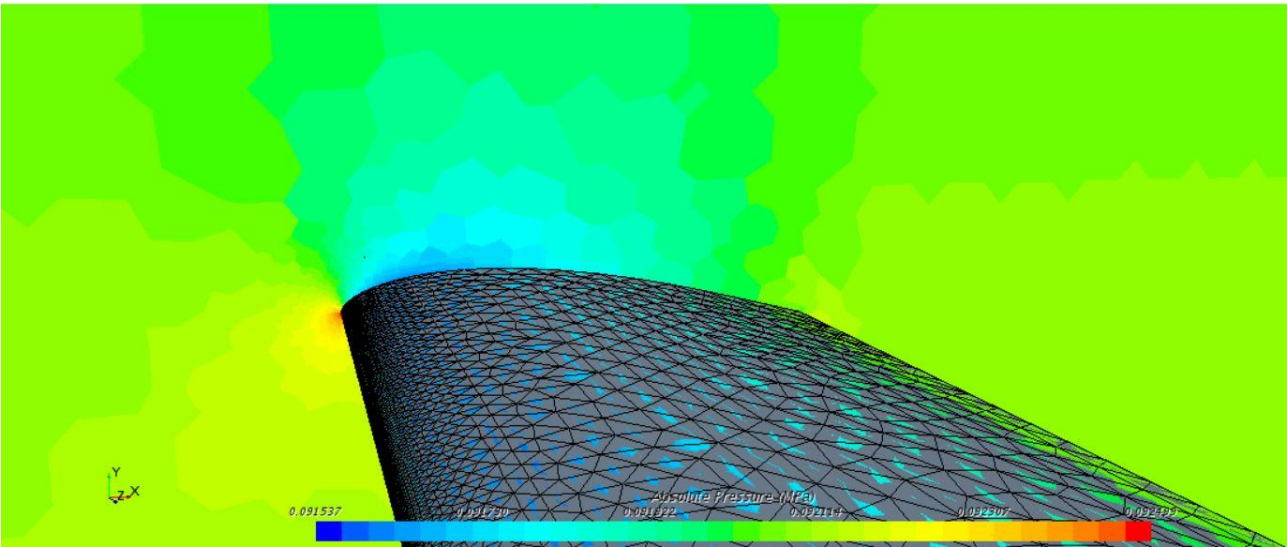


Cm:

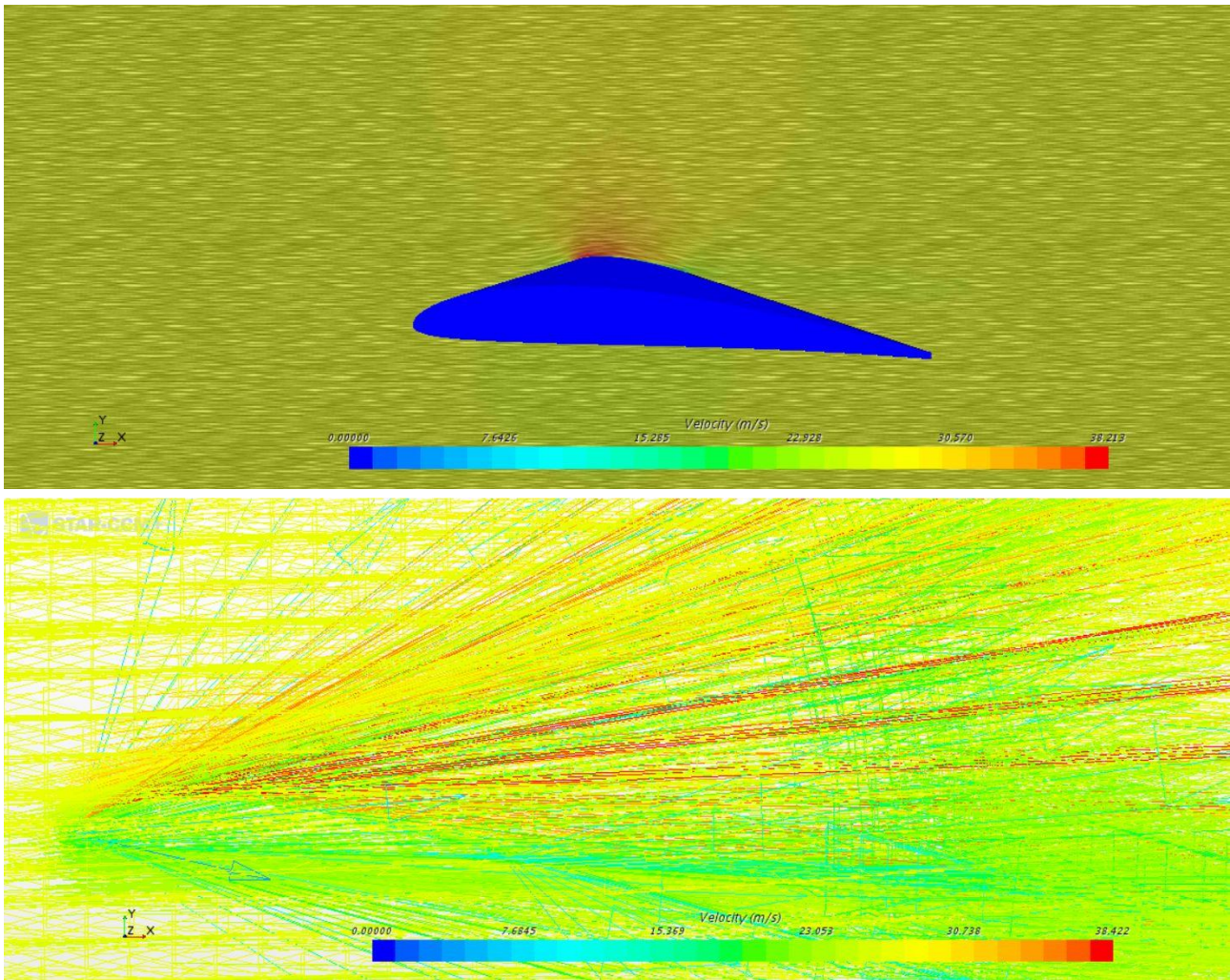


Scalar scene e vector scene:

Campo di pressioni:



Campo di velocità, visualizzazione continua e tramite vettori:



I risultati ottenuti sono compatibili con quelli calcolati tramite dalla teoria della linea portante, in particolare considerando le condizioni di crociera ad una velocità di 25 m/s:

	linea portante	CFD
Cl (ala)	0.7183	0.6873

La differenza percentuale è del 4.3157 %.

15 Appendice 7 - Analisi dei costi

15.1 Descrizione importanza stima costi

Un processo fondamentale di tutti i progetti ingegneristici è la stima degli aspetti economici intrinsecamente legati al lato industriale, dove i costi del progetto riguardano il lavoro di sviluppo, la produzione del prodotto e l'obiettivo di profitto a cui l'azienda fa riferimento. Come qualsiasi lato del progetto, la stima dei costi cerca di adottare un procedimento obiettivo per raggiungere dei dati di output a partire dagli input posseduti.

Nel nostro caso il procedimento adottato si è limitato ad una stima di massima del prezzo di vendita attraverso l'uso della popolazione statistica iniziale. La stima statistica permette di ottenere un valore di costo in funzione di un Cost Driver quale parametro di input da imporre. Individuare un Cost Driver non è un'impresa semplice, poiché esso racchiude la stima del costo di un sistema complesso in un solo parametro che non è sempre in grado riassumere tale sistema.

15.2 Processo logico di lavoro

- La prima fase è stata quella di reperire i prezzi di vendita dei velivoli della popolazione di partenza: tale operazione è stata particolarmente difficile a causa della scarsità di informazioni relative ai prezzi di vendita dei singoli velivoli presi in considerazione (molti dati di prezzo reperibili online sono tra loro discordanti, molti UAV sono venduti in lotti di un certo numero di esemplari con relativa logistica a terra, ecc.);
- La seconda fase è stata quella di selezionare i soli velivoli di cui si aveva una ragionevole sicurezza sui dati (riscontri sul prezzo in siti diversi, rispetto dei trend verificabili in letteratura); questa fase ha portato a selezionare una ristretta cerchia di velivoli (Appendice), mentre molti altri sono stati scartati per lacune nei dati reperibili;
- La terza fase è stata quella di scegliere dei Cost Driver e tracciare dei fit in funzione di essi per individuare un possibile andamento di costo; le variabili scelte sono state la MTOW e la massa del payload, poiché erano dati a nostra disposizione;
- La quarta e ultima fase è stata quella di individuare un possibile trend di costo in funzione dalla MTOW attraverso i dati reperibili in letteratura (testo di riferimento: Gundlach) per poter verificare entro un certo margine di errore la ragionevolezza della stima fatta attraverso i dati reperiti.

Il lavoro svolto è riportato nelle tabelle e nei grafici sotto riportati. Il costo stimato adottando come Cost Driver la MTOW e utilizzando la nostra base statistica è 232776,2 \$, mentre utilizzando i dati di costo dei velivoli reperibili sul testo di riferimento si ottiene 239442 \$, molto vicino al valore calcolato. Risulta doveroso segnalare prima di tutto che i velivoli reperiti in letteratura sono di diverse categorie (da small a heavy) rispetto a quelli adottati (tutti small UAV), per cui l'interesse maggiore era poter individuare un andamento comune nella relazione (in questo caso lineare) tra la massa al decollo e il prezzo di vendita dell'UAV (notare che per i dati da letteratura le masse sono espresse in libbre); in secondo luogo i dati tratti dalla letteratura erano obsoleti (relativi all'anno 2004), per cui si è deciso di aggiornarli al 2018 (data più recente riportata) attraverso un grafico relativo alla variazione dei prezzi per i prodotti aerospaziali.

Velivolo	Costo singolo velivolo [\$]	MTOW [Kg]	massa payload [kg]
RQ-11B Raven	50000	2,18	0,20

Boeing ScanEagle 2	245000	23,50	3,40
AAI Aerosonde Fixed Wing	123000	9,10	2,70
Lehmann Aviation Ltd LP960	40000	1,25	0,34
Vrabac Mini UAV	80000	7,00	1,50
Boeing Insitu ScanEagle	300000	22,00	3,50

Tabella 22

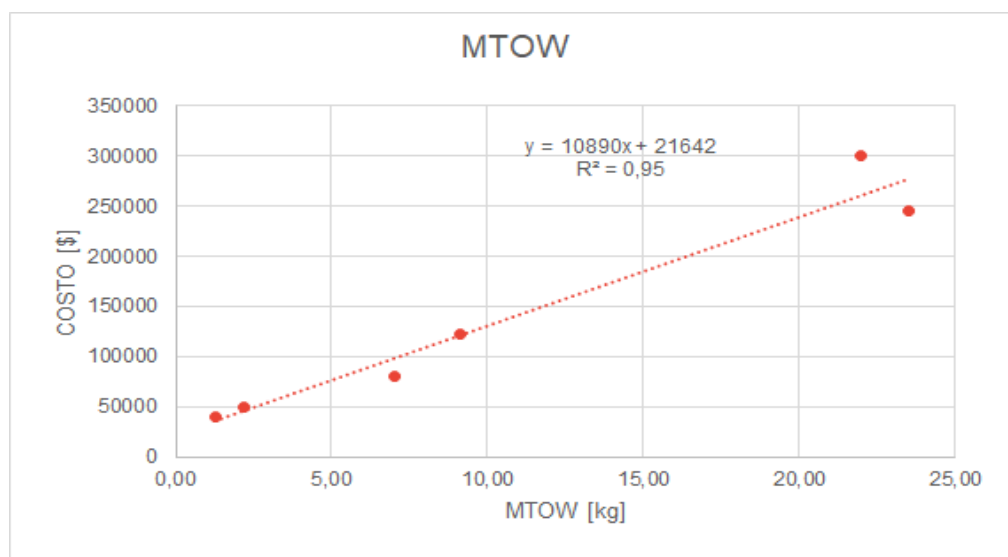


Figura 71: andamento costo in funzione dalla MTOW

Come secondo Cost Driver si è scelta la massa del payload, ma in questo caso, nonostante sia stato individuato un andamento esponenziale ragionevole e con un buon valore di R^2 (indice dell'errore relativo), il valore di costo ottenuto si aggira intorno a 563170 \$, più del doppio rispetto a quanto calcolato con la MTOW: si è deciso di ignorare questo valore poiché non è stato possibile ottenere dei riscontri in letteratura. Certamente per questo tipo di velivoli, in cui il payload è costituito da strumenti elettronici più o meno costosi e performanti, il vero cost driver non è tanto la massa dell'apparato elettronico quanto le sue caratteristiche: tali informazioni richiedono una lunga e laboriosa ricerca statistica, complicata dalla frammentarietà delle informazioni che si possono reperire comunemente online.

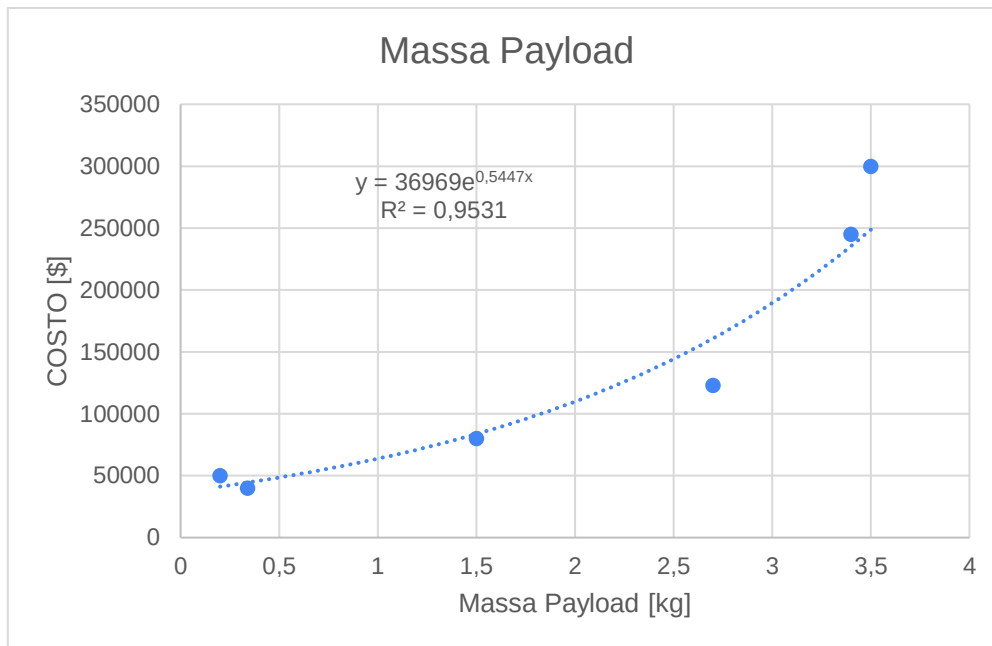


Figura 72: andamento costo in funzione della massa del payload

Si riportano di seguito i dati su UAV reperiti in letteratura.

UAV	Name	Aircraft cost FY18 [k\$]	Aircraft weight [lb]
Dragon	Eye	41.45	3.5
RQ-7A	Shadow	567.27	216
RQ-2B	Pioneer	945.45	307
RQ-8B	Fire Scout	5963.64	1,765
RQ-5A	Hunter	1745.45	1,170
MQ-1B	Predator	3927.27	1,680
MQ-9A	Predator	7563.64	3,050
RQ-4	Global Hawk (Block 10)	27636.36	9,200
RQ-4	Global Hawk (Block 20)	38545.45	15,400

Tabella 22: costi UAV presenti nel Gundlach 2012

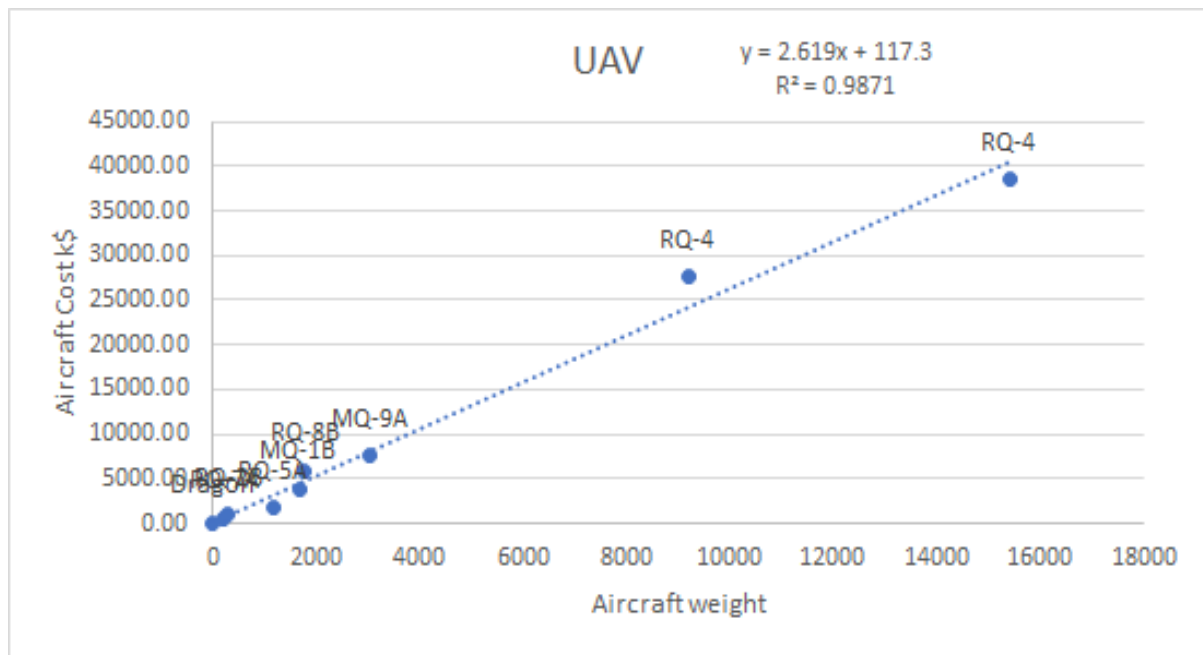


Figura 73: andamento costo in funzione della MTOW (Gundlach 2012)

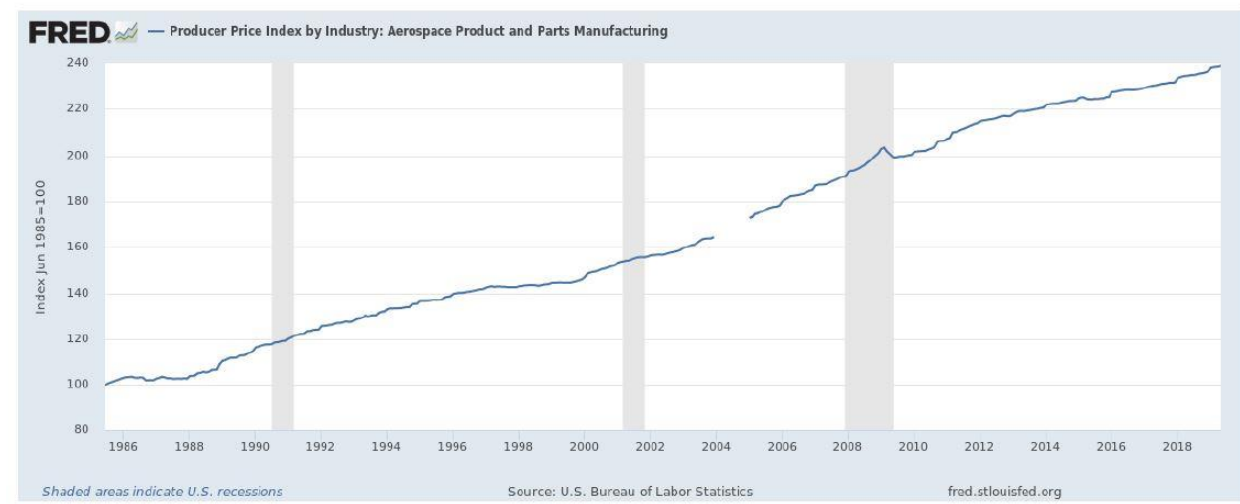


Figura 74: indice dei prezzi nel tempo

Sicuramente si può ragionare sul fatto che un singolo Cost Driver non può rappresentare una buona stima di costo ed è necessario adattare metodi più raffinati della semplice indagine statistica con i pochi dati qui riportati, magari adoperando le formule riportate in letteratura coadiuvate da una più vasta e raffinata collezione di dati statistici sugli UAV attualmente esistenti.

16 Appendice 8 - Propulsione

16.1 Tabelle e immagini

D	P	D/P	J_Eta max	Eta max
8	4	2	0,47	0,62
9	4,5	2	0,46	0,62
10	5	2	0,5	0,65
11	5,5	2	0,43	0,61
			0,465	
8	6	1,333333	0,7	0,7
9	6	1,5	0,59	0,7
10	7	1,428571	0,6	0,7
11	7	1,571429	0,59	0,7
			0,62	
8	8	1	0,8	0,7
9	9	1	0,8	0,7
11	10	1,1	0,68	0,75
			0,76	

Tabella 24: Relazione tra il rapporto D/p e il J di efficienza massima

Prop(inch)	Voltage(V)	Amps(A)	Thrust(gf)	Watts(W)	Efficiency(g/W)	RPM	Load temperature in 100% throttle
EOLO 13*7	22.77	3.00	463	68.31	6.77	3697	120°C 3min
	22.69	4.92	735	111.63	6.58	4609	
	22.63	7.05	1002	159.47	6.28	5235	
	22.73	9.82	1317	223.11	5.9	5962	
	22.7	12.09	1558	274.53	5.67	6406	
	22.32	14.23	1781	317.63	5.6	6750	
	22.36	16.58	1972	370.66	5.32	7177	
	22.41	19.77	2245	443.11	5.06	7607	
	22.31	23.33	2531	520.58	4.86	8034	
	22.2	26.43	2716	586.63	4.63	8332	
	22.33	30.31	3011	676.82	4.44	8695	
	21.99	37.89	3466	833.15	4.16	9314	
	21.81	47.91	4053	1044.93	3.87	9940	
	21.04	83.63	5391	1759.49	3.06	11399	
	25	2.83	460	70.85	6.49	3825	
	25.06	4.49	743	112.44	6.61	4546	

Figura 75: Esempio di datasheet di motore

OVERVIEW

KV480

KV550

KV650

Stator Diameter	41mm	Rotor Diameter	49.7mm
Stator Thickness	20mm	Body Length	49mm
No.of Stator Slots	12	Max Lipo Cell	5-6S
No.of Rotor Poles	14	ESC	100-120A
Motor Kv	650	Recommended Prop(inc h)	5S(EOLO15*8/15*10) 6S(EOLO13*7/14*7)
No-load current	2.1A/10V		
Motor Resistance	11.7mΩ		
Max Continuous Current	100A/30s		
Max Continuous Power	2750W		
Weight	290g		

Figura 76: Panoramica delle specifiche del motore scelto

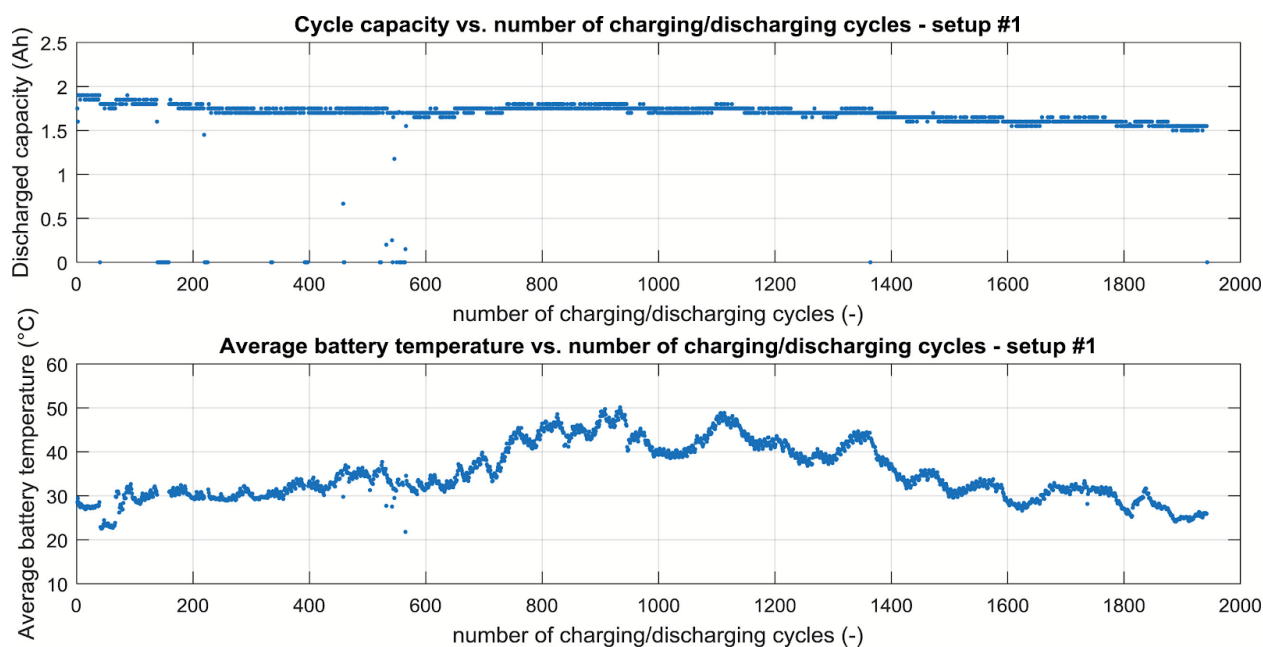


Figura 77: Capacità della batteria in funzione dei cicli di carica/scarica eseguiti ad 1A(<1C) per le batteria Samsung 18650

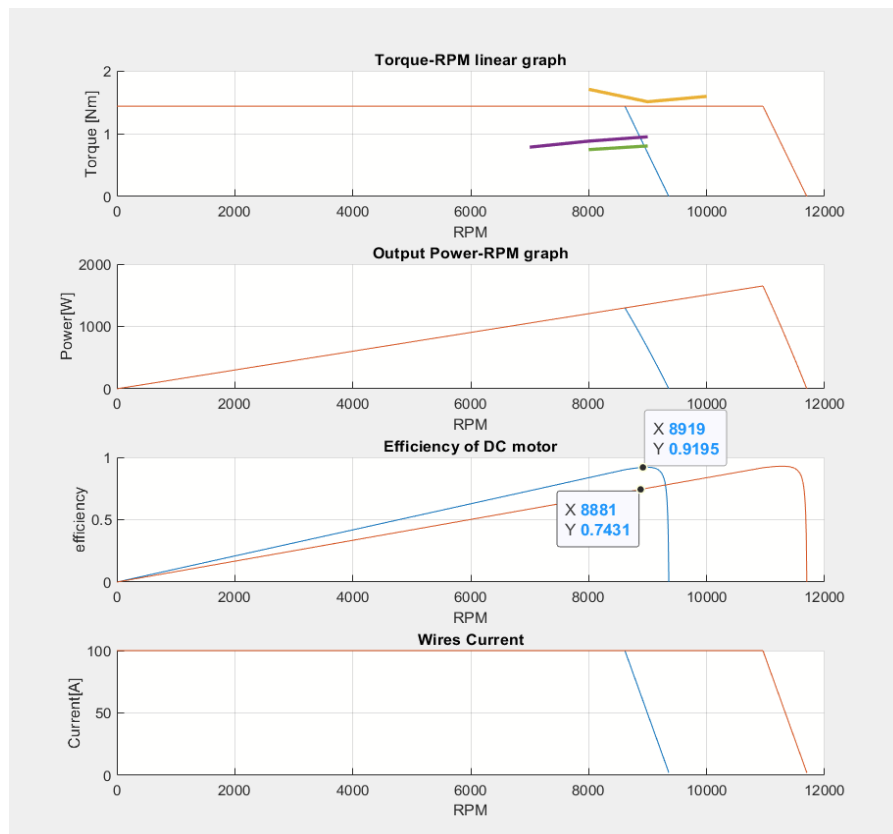


Figura 78: Grafici output modello matematico (Motore SunnySky X Series V3 X4120 V3 (650 KV)) con applicazione delle curve di funzionamento iso-spinta per ricavare le efficienze correlate.

16.2 Calcoli

Procedimento iterativo per il dimensionamento dell'elica

Dati di partenza:

- D massimo installabile
- V cruise da requisito
- Mach critico al tip limite: 0.75 (valore maggiorato rispetto alla reference per profilo sottile adatto al motore elettrico)
- Thrust necessaria

1. Ricavare il numero di giri n , che mantiene il tip al Mach critico
2. Calcolare il rateo di avanzamento J di funzionamento in cruise
3. Verificare il rapporto D/P che corrisponde all'efficienza massima per il J calcolato
4. Ricavati D e P ottenere da database APC i valori di C_t , C_p ecc della specifica elica
5. Ricavare la Thrust ottenuta a n e V di cruise
 - Se la Thrust ottenuta è uguale a quella necessaria il dimensionamento è terminato
 - Se la Thrust è maggiore ridurre il D e ripetere da punto 1
 - Se la Thrust è minore:
 - Se possibile, aumentare P
 - Se non possibile aumentare P , è necessario aumentare D

Se nessuna di queste opzioni raggiunge la convergenza è necessario aumentare il numero di giri, n .

Questa operazione è stata eseguita cercando quindi di mantenere il J effettivo il più vicino possibile a quello massimo.

Procedimento per il dimensionamento del pacco batteria

Conoscendo il peso complessivo massimo del pacco batterie, a partire dal valore di Ah/kg si calcola la capacità complessiva della batteria e da essa, conoscendo il voltaggio nominale e il numero di celle in serie, si calcola l'energia complessiva in Wh:

$$\text{Capacità} = \text{Ah/kg} \cdot \text{massa} \text{ [Ah]}$$

$$\text{Energia} = \text{Capacità} \cdot \text{Voltaggio} \cdot nS \text{ [Wh]}$$

Il dato di Ah è calcolato poiché parametro standard di valutazione delle capacità di immagazzinamento delle batterie, inoltre è necessario per confrontare lo stress a cui vengono sottoposte le celle durante l'erogazione di corrente in carica e scarica.

Con tali valori si ricavano rispettivamente i C di scarica e l'autonomia, conoscendo la corrente erogata al motore in crociera e la potenza elettrica richiesta al motore (tenendo anche conto di 100 W per alimentare l'avionica di bordo):

$$C \text{ di scarica} = i / \text{Capacità} \text{ [h]}$$

$$\text{Autonomia} = \text{Energia} / \text{Potenza} \text{ [h]}$$

Dimensionamento del primo sistema propulsivo

1. Elica

Come primo risultato si è ottenuta un'elica di **dimensioni 10x3 ottimizzata in cruise**, da cui sono stati reperiti i valori dei coefficienti di spinta e potenza a varie combinazioni di RPM e velocità di avanzamento.

J cruise	0.3132
Margine inferiore di spinta	3%
T effettiva	18.5037N
RPM	18000

Tabella 26

2. Motore

$$KV1 = 1.1 \cdot 18000 / 14.4 = 1250$$

$$\text{Coppia} = 0.34290897 \text{ Nm}$$

$$N \text{ giri} = 1885 \text{ rad/s}$$

$$PE_{\text{let}} = 810 \text{ W}$$

A seguito dei parametri riportati, è stato scelto il motore SunnySky X Series V3 X2814 V3 (1250 KV) alimentato a 4S = 14,4V

3. Batteria

Sono date le seguenti condizioni di alimentazione del motore in fase di cruise:

- $V_{\text{cruise}} [\text{Volt}] = 13.64 \text{ V}$;
- Efficienza = 0.9;
- $P_{\text{elettrica, cruise}} = 639.9 \text{ W} / 0.9 = 711 \text{ W}$;
- $i_{\text{cruise}} = 52 \text{ A}$;

Sono date le specifiche delle tre celle prese in considerazione per una configurazione 4S:

	Samsung 30Q	Samsung 30B	LG MJ1
V nominale	3.6 V	3.78 V	3.65 V
Scarica (continua)	5 C	2 C	2.86 C
Carica	1.33 C	1 C	0.97 C
Ah/Kg (4S)	15.34 Ah/kg	15.34 Ah/kg	17.85 Ah/kg
Prezzo	3 -5 €	3 -5 €	3 -5 €

Tabella 27

Si ottengono i seguenti risultati:

	Samsung 30Q	Samsung 30B	LG MJ1
Capacità	122.92 Ah	122.92 Ah	142.8 Ah
Energia	1770 Wh	1858.55 Wh	2084.88 Ah
C di scarica	2.36 C	2.36 C	2.75 C
Autonomia solo motore	2 ore 29 minuti	2 ore 37 minuti	2 ore 54 minuti
Autonomia motore + avionica	2 ore 11 minuti	2 ore 18 minuti	2 ore 32 minuti

Tabella 28

Sono state scelte le batterie LG MJ1 che garantiscono la massima autonomia, ottenendo il seguente pacco batteria:

- 42 blocchi parallelo (blocchi da 4 celle in serie) (totale di 168 celle = 8.232 kg);
- altezza cella = 65 mm;
- diametro cella = 18.4 mm;

17 Appendice 9 - Risk Analysis Report

Obiettivo di questo report è di condurre un'iniziale analisi al fine di identificare e studiare i possibili eventi negativi e le failure cui il sistema UAV può andare incontro. L'obiettivo è introdurre, dove possibile, azioni preventive o mitigative con lo scopo di ridurre l'impatto di tali rischi.

I rischi sono potenziali eventi che possono avere un impatto negativo sul successo della missione, da un punto di vista delle performance, dei costi, ecc. Considerato che i rischi sono inevitabili (non esiste il rischio zero), è necessario almeno gestirli in modo da ridurre l'impatto negativo.

Non tutti i rischi interessano le stesse aree del progetto e non tutti hanno lo stesso impatto e le stesse conseguenze, sia dal punto di vista dell'entità che della tipologia. Al fine di gestirli e analizzarli meglio, è stata sviluppata una prima classificazione, individuando quali aspetti ognuno andrà ad interessare.

CLASSIFICAZIONE DEI RISCHI	
Operativi	Rischi che portano a difficoltà nell'operare il velivolo in condizione nominale
Prestazionali	Rischi che portano ad una non ottemperanza dei prerequisiti richiesti o ad un degrado delle prestazioni
Sicurezza	Rischi che portano a pericoli per la salute delle persone coinvolte
Tecnici	rischi che portano a difficoltà tecniche/tecnologiche, failure dei sottosistemi
Economici	rischi che portano a costi non previsti
Programmatici	rischi che portano a ritardi o cambiamenti nella missione nel lungo periodo
Logistici	rischi che portano a difficoltà o imprevisti durante la gestione a terra dell'UAV
Sostenibilità	rischi che portano a difficoltà nella gestione e manutenzione durante le fasi non operative
Legali	rischi che portano a possibili infrazioni di normative e azioni legali

Figura 79: Classificazione dei Rischi

La risk analysis è poi continuata con l'identificazione dei rischi per mezzo della seguente Risks Breakdown Structure:

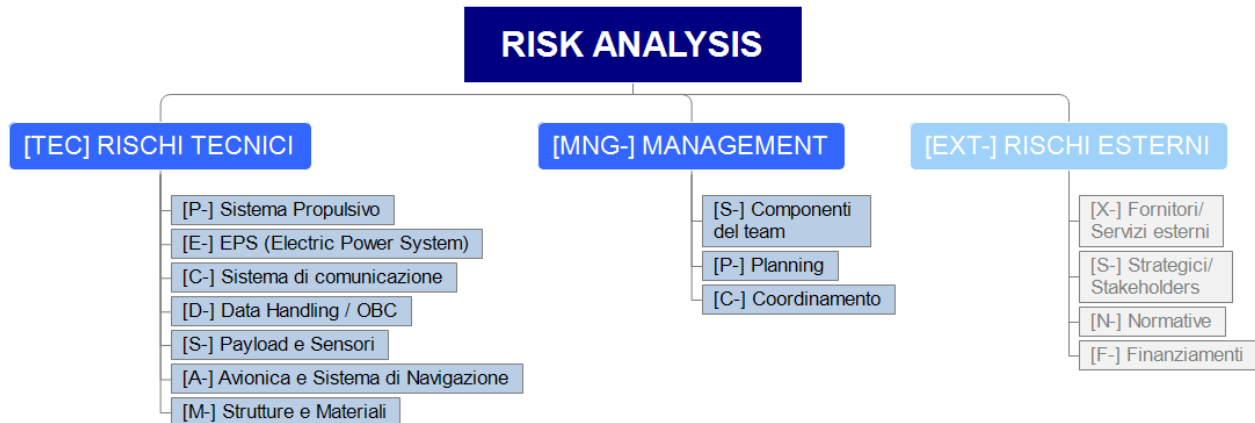


Figura 80: Risk Breakdown Structure

Come mostrato dalla RBS, sono state individuate 3 principali aree di rischio, ciascuna poi ulteriormente estesa. Per le finalità del progetto e per le tempistiche a disposizione la parte relativa ai rischi esterni non è stata approfondita (anche vista la difficoltà nell'ottenere informazioni utili e l'impossibilità di controllare processi esterni non strettamente inerenti alla fase di progetto).

Prima dell'identificazione dei vari rischi e della loro conseguente gestione, è stata studiata una classica analisi qualitativa, partendo da basi di teorie FMEA, con lo scopo di caratterizzare l'entità di ciascuno scenario di rischio. Come tipico per questa tipologia di studi, la caratterizzazione è stata affrontata secondo due parametri, uno di probabilità che si verifichi un certo evento indesiderato, ed uno di gravità (intesa come gravità delle conseguenze che tale evento porta nel momento in avviene). Nella figura seguente sono mostrate le scale utilizzate:

PUNTEGGIO DI SEVERITÀ	Impatto sulle performance	Impatto sulla pianificazione	Impatto sui costi
5	Massima: non accettabile, gli obiettivi tecnici non possono essere raggiunti, non sono possibili alternative	Massimo: Non è possibile raggiungere le scadenze principali del progetto	Massimo: costi aumentati > 15%
4	Alto: riduzioni significative nelle performance tecniche, degradazione della missione. Alternative e compensazioni potrebbero essere possibili	Alto: scadenze posticipate considerevolmente, strategia di progetto in pericolo	Alto: costi aumentati >10%
3	Medio: riduzioni moderate delle performance tecniche, alternative e compensazioni sono possibili	Medio: scadenze posticipate di molto	Medio: costi aumentati >5%
2	Basso: riduzioni moderate, performance per lo più mantenute	Basso: necessario attivare alcune strategie aggiuntive in modo da riuscire ad incontrare le scadenze per tempo	Basso: costi aumentati <5%
1	Minimo: effetto scarso o assente	Minimo: effetto scarso o assente	Minimo: effetto scarso o assente

Figura 82: Scala della severità

SCALA	Probabilità dell'evento	
E	Massima	Quasi certezza che avvenga
D	Alta	Alta probabilità
C	Media	Probabile
B	Bassa	Poco probabile
A	Minima	Veramente improbabile

Figura 81: Scala della probabilità

Considerata la soggettività e l'incertezza dell'assegnazione di probabilità e severità del rischio, la sua effettiva gravità può essere ricavata da delle curve di iso-gravità, le quali possono essere approssimate e semplificate in una matrice di rischio la quale fornisce un metodo semi-oggettivo per la definizione di tale gravità. In particolare, vengono identificate 25 zone della matrice, divise in tre livelli di rischio. Obiettivo della gestione dei rischi sarà cercare di limitare se non addirittura eliminare completamente i rischi alti e in parte anche quelli medi.

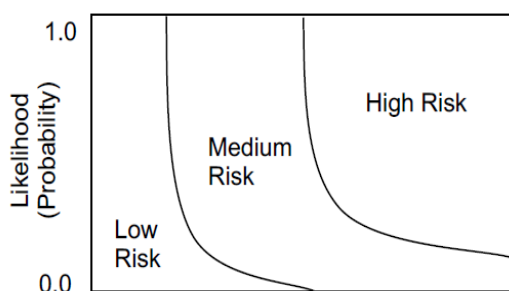


Figura 84: Curva di Probabilità

Matrice di Rischio					
Probabilità	E	D	C	B	A
	1	2	3	4	5
	1	2	3	4	5
	1	2	3	4	5
	1	2	3	4	5
Conseguenze dell'evento (severità)					

Figura 83: Matrice di rischio

LIVELLO DI RISCHIO	AZIONI PROPOSTE	
ALTO RISCHIO	rischio inaccettabile	Successo della missione in pericolo, richiede azioni immediate: necessaria l'implementazione di nuove strategie
MEDIO RISCHIO	il rischio può essere sia accettabile che non accettabile, la decisione compete alla leadership del progetto	Se accettabile, necessari controlli periodici, monitoraggio della situazione; se non accettabile, necessaria una gestione più aggressiva, presa in considerazione di un cambio di strategia, previsione di azioni importanti se la situazione non migliora
BASSO RISCHIO	rischio accettabile	Controlli e revisioni periodiche

Figura 85: Livelli di criticità

Una volta concluse queste attività preliminari, è stata iniziata la vera Risk Analysis, attraverso l'identificazione di tutti i possibili fattori che potrebbero influire negativamente sul corretto svolgimento della missione e sul suo successo. Questa fase si è svolta per lo più tramite brain storming e analisi degli scenari di rischio, analisi delle cause e delle conseguenze e in parte con metodologie FMEA (Failure Mode & Effects Analysis). La divisione fornita dalla RBS vista precedentemente è stata

fondamentale per compartimentalizzare e analizzare le varie aree di interesse in un modo più preciso, completo e sistematico, portando all'individuazione del maggior numero possibile di rischi.

Si è quindi provveduto all'assegnazione di un dominio di appartenenza, un codice identificativo utile per eventuali richiami successivi, una tipologia di rischio (tra quelle viste in precedenza) che ne identifichi le conseguenze principali ed un referente (tipicamente il team leader del sottosistema in questione) responsabile per quel particolare campo di applicazione. Infine, ad ogni voce di rischio sono stati assegnati dei valori di probabilità e di severità, ottenendone così, grazie alla matrice, il livello di rischio, in modo da identificare immediatamente quelle voci che necessitavano di maggiore controllo e permettendo quindi una prioritizzazione. Punto fondamentale dello studio è stata l'identificazione di azioni preventive e/o mitigative atte a diminuire l'entità del rischio, attraverso la descrizione di possibili strategie da prendere in considerazione per minimizzare l'impatto delle conseguenze. In figura è mostrato come a seguito di ciò i vari rischi si sono spostati verso un minor livello complessivo di rischio. Nessun livello rosso (rischio alto) è rimasto.

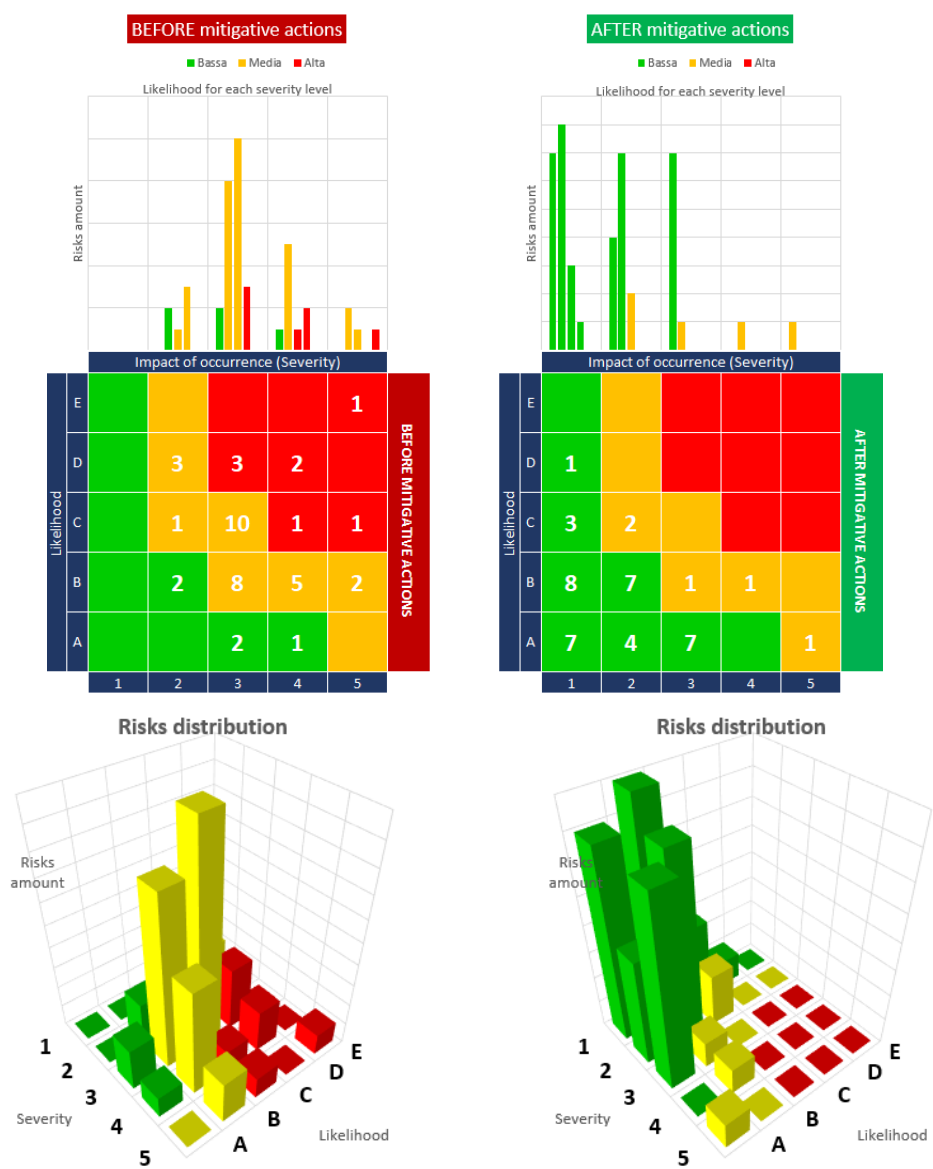


Figura 86: Matrice di rischio pre e post mitigazione

L'analisi completa con tutte le voci di rischio può essere consultata nella seguente tabella.

RISKS ANALYSIS

Domain		ID	Descrizione dello scenario di rischio	In assenza di azioni mitigative					A seguito di azioni mitigative					Tipologia/Conseguenze del rischio	Responsabile	Azioni preventive/mitigative						
				Gravità	Probabilità	ENTITA' DEL RISCHIO			Gravità	Probabilità	ENTITA' DEL RISCHIO											
				1	2	3	4	5	A	B	C	D	E	LEV 1	LEV 2	LEV 3						
				Sens	Medio	Alto			Sens	Medio	Alto											
Propulsive System	TEC-P01		Fornitura di potenza elettrica non sufficiente		3				B							X					Propulsion/Electric team leader, Destro Edoardo	Degradazione delle performance (riduzione velocità di volo / quota, shutdown dei sistemi non essenziali...), routine di prioritizzazione delle risorse, protocolli per il rientro anticipato
	TEC-P02		Instabilità, stress addizionali dovuti a errata installazione di elica e motore			3				C						X					Propulsion/Electric team leader, Destro Edoardo	Implementazione di strategie di controllo della qualità durante la produzione; programmazione di attività di manutenzione periodiche; architettura che faciliti la manutenzione
	TEC-P03		Disallineamento, allineamento dell'albero														X				Propulsion/Electric team leader, Destro Edoardo	Implementazione di strategie di controllo della qualità durante la produzione; programmazione di attività di manutenzione periodiche; architettura che faciliti la manutenzione
	TEC-P04		Usura dei componenti meccanici			2					C					X					Propulsion/Electric team leader, Destro Edoardo	Implementazione di strategie di controllo della qualità durante la produzione; programmazione di attività di manutenzione periodiche; introduzione di margini di sicurezza nei calcoli
	TEC-P05		Interruzione dell'alimentazione				4					D						X			Propulsion/Electric team leader, Destro Edoardo	Protocolli per il rientro anticipato; protocolli per il controllo del volo pianato
	TEC-P06		Failure generica di motore / elica					4			A						X				Propulsion/Electric team leader, Destro Edoardo	Progettazione safe life e introduzione di margini di sicurezza; protocolli per il rientro anticipato; protocolli per il controllo del volo pianato; architettura che ne faciliti la sostituzione
EPS (Electric Propulsion System)	TEC-E01		Scarica delle batterie troppo veloce			2					D					X					Propulsion/Electric team leader, Destro Edoardo	Routine di diagnostica e avviso per accorgersi del problema; introduzione di modalità alternative di funzionamento (safe mode); possibilità di degradazione delle performance; shutdown dei sistemi non essenziali; protocolli per il rientro anticipato
	TEC-E02		Suriscaldamento delle batterie									D				X					Propulsion/Electric team leader, Destro Edoardo	Routine di diagnostica e avviso per accorgersi del problema; introduzione di modalità alternative di funzionamento (safe mode); possibilità di degradazione delle performance; shutdown dei sistemi non essenziali; protocolli per il rientro anticipato
	TEC-E03		Deterioramento delle batterie									D				X					Propulsion/Electric team leader, Destro Edoardo	Routine di diagnostica e avviso per accorgersi del problema per tempo; applicazione di margini di sicurezza; architettura che ne faciliti la sostituzione
	TEC-E04		Fluttuazioni nel voltaggio, sovraccarichi, alimentazione non regolare										C				X				Propulsion/Electric team leader, Destro Edoardo	Applicazione di margini di sicurezza durante la progettazione; installazione di protezioni contro sovraccarichi, picchi e irregolarità del voltaggio
	TEC-E05		Fornitura di potenza elettrica non sufficiente											C			X				Propulsion/Electric team leader, Destro Edoardo	Degradazione delle performance (riduzione velocità di volo / quota, shutdown dei sistemi non essenziali...), routine di prioritizzazione delle risorse; immagazzinamento dei dati di missione (payload) anche tramite protocolli per il rientro anticipato
	TEC-E06		Failure generica delle batterie											B			X				Propulsion/Electric team leader, Destro Edoardo	Progettazione fail safe; routine di diagnostica e avviso per accorgersi del problema; introduzione di modalità alternative di funzionamento (safe mode); possibilità di degradazione delle performance; shutdown dei sistemi non essenziali; protocolli per il rientro anticipato
Communication system	TEC-C07		Failure generica dei collegamenti elettrici													X					Propulsion/Electric team leader, Destro Edoardo	Implementazione di strategie di controllo della qualità durante la produzione; programmazione di attività di manutenzione periodiche; architettura che faciliti la manutenzione
	TEC-C01		Suriscaldamento dei componenti													X					Payload/Airframe team leader, Fiolotto Vittorio	Routine di diagnostica; protocolli di ridond; introduzione di modalità alternative di funzionamento (safe mode); protocolli di immagazzinamento dei dati di missione (payload) anche tramite; monitoraggio spegnimento del componente / sistema
	TEC-C02		Link budget non corretto o impreciso - Dati di missione													X					Payload/Airframe team leader, Fiolotto Vittorio	Introduzione di margini di sicurezza durante i calcoli; sovraincrementi e ridondanze dove possibile; ridond dei sistema
	TEC-C03		Link budget non corretto o impreciso - Dati di controllo													X					Payload/Airframe team leader, Fiolotto Vittorio	Introduzione di margini di sicurezza durante i calcoli; sovraincrementi e ridondanze dei sistemi di comunicazione di controllo; ridond e tentativo di riconnessione; protocolli automatici per il rientro anticipato
	TEC-D01		Failure del software a causa di bug														X				Payload/Airframe team leader, Fiolotto Vittorio	Routine di diagnostica; possibilità di aggiornamento del software
	TEC-D02		Output errati a causa di errori nella gestione degli input														X				Payload/Airframe team leader, Fiolotto Vittorio	Possibilità di eseguire debug a terra; ridondanza dei sensori dove possibile; protocolli di override del software da terra; possibilità di riallavorazione dei sensori
Data Handling/OBC	TEC-D03		Failure generica dell'hardware													X					Payload/Airframe team leader, Fiolotto Vittorio	Compensazione da lato software se possibile; ridondanze
	TEC-D04		Esaurimento della memoria													X					Payload/Airframe team leader, Fiolotto Vittorio	Protocolli di prioritizzazione dei dati di missione da memorizzare; protocolli per cancellare dati meno importanti nel caso non fosse possibile trasferirli
	TEC-D05		Malfunzionamento dei clock													X					Payload/Airframe team leader, Fiolotto Vittorio	Routine di auto-diagnostica; possibilità di aggiornamento del software; possibilità di eseguire debug a terra e compensazione se necessario

18Appendice 10 - Popolazione statistica

Nome UAV	Categoria (small, tactical)	Missione	Propulsione	MTOW	Apertura alare [l]	Quota operativa [ft]	Quota max [l]	Autonomia oraria [minuti]	Range comunicazioni [km]	Velocità di crociera [m]
Bayraktar A Mini UAV	Small UAV	Ricognizione e sorveglianza	Elettrica	3.50	1.60	1,000.00	12,000.00	60.00	10.00	20.00
RQ-11B Raven	Small UAV	Ricognizione e sorveglianza	Elettrica	2.18	1.37	1,000.00	15,000.00	90.00	10.00	11.62
Boeing ScanEagle 2	Small UAV	Ricognizione e sorveglianza	Combustibile	23.50	3.11	19,500.00		1,440.00		30.00
AAI Aerosonde "Lalima" (1998)	Small UAV	Ricognizione e sorveglianza	Combustibile	13.10	2.90		15,000.00	840.00		20.00
Applied Aeronautics Albatross UAV	small UAV	Ricognizione e sorveglianza	Elettrica	10.00	3.00	2,500.00	9,000.00	240.00	60.00	18.80
Elbit Skylark I-Lex	small UAV	Ricognizione e sorveglianza	Elettrica	7.50	2.40	15,000.00		120.00	40.00	20.00
Raven	small UAV	Ricognizione e sorveglianza	Elettrica	1.91	1.37	500.00		90.00	10.00	9.00
AAI Aerosonde Fixed Wing	Small UAV	Ricognizione e sorveglianza	Combustibile	9.10	3.70		15,000.00	840.00		30.00
FMT Aladin	Small UAV	Ricognizione e sorveglianza	Elettrica	3.20	1.46	900.00	14,763.78	60.00	15.00	25.00
Aerovironment RQ-20 Puma	Small UAV	Ricognizione e sorveglianza	Elettrica	5.90	2.80			120.00	15.00	23.00
Bird-Eye 500	Small UAV	Ricognizione e sorveglianza	Elettrica	5.00	2.00	500.00		120.00	10.00	23.15
Penguin C UAV	Small UAV	Ricognizione e sorveglianza Flight training Ricoognizione e	Combustibile	23.00	3.30		15,000.00	1,200.00	100.00	32.00
Lehmann Aviation Ltd L.P960	Small UAV	sorveglianza, Mapping.	Elettrica	1.25	0.92			30.00	8.00	20.00
Vrbac Mini UAV	Small UAV	Ricognizione e sorveglianza	Elettrica	7.00	2.80	1,300.00		60.00		33.00
Penguin B UAV (versione motore terrestre)	Small UAV	Ricognizione e sorveglianza	Combustibile	21.50	3.30		15,000.00	1,590.00		36.00
Aerovironment RQ-14A Dragon Eye	Small UAV	Ricognizione e sorveglianza	Elettrica	2.70	1.14	500.00	1,000.00	60.00	10.00	18.00
Penguin BE UAV (versione motore ELET)	Small UAV	Ricognizione e sorveglianza	Elettrica	21.50	3.30		6,000.00	110.00		36.00
DVF 2000	Small UAV	monitoring, search and Ricoognizione e sorveglianza	Elettrica	1.00	3.00	500.00	8,200.00	120.00		27.00
DVF 2000 ER	Small UAV	monitoring, search and Ricoognizione e sorveglianza	Elettrica	22.50	3.30	1,300.00	10,000.00	420.00		33.00
Desert Hawk (Lockheed Martin)	Small UAV	Ricoognizione recupero	Elettrica	3.50	1.32	300.00		60.00		
Desert Hawk III (Lockheed Martin)	Small UAV	sorveglianza	Elettrica	4.00	1.20	3,400.00		90.00	15.00	25.00
Boeing Insitu ScanEagle	Small UAV	Ricognizione e sorveglianza	Elettrica	22.00	3.11	19,500.00		1,440.00	100.00	31.00

Figura 87: Dati Popolazione Statistica

19 Bibliografia e sitografia

- Aircraft Design: A Conceptual Approach, Sixth Edition, Daniel P. Raymer, 2018
- Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach, Jay Gundlach, 2012
- Aircraft design: A systems engineering approach, MH Sadraey, 2012
- SMALL UNMANNED FIXED-WING AIRCRAFT DESIGN, Andrew J. Keane, Andreas Sobester, James P. Scanlan, 2017
- Slide lezioni di Conceptual Design, prof.sa Roberta Fusaro, 2020
- Handbook of Unmanned Aerial Vehicles, K. P. Valavanis, G. J. Vachtsevanos.
- Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012.
- Payload Design of Small UAVs, Scott Gruber, Hyukseong Kwon, George York, and Daniel Pack.
- APC Propellers Database
- Battery university
- <http://airfoiltools.com/>
- [https://www.materialdatacenter.com/ms/it/tradenames/Akroloy/Akro-Plastic+GmbH/AKROLOY%C2%AE+PARA+GF+50+1+natural+\(5750\)/d1ea83d5/5512](https://www.materialdatacenter.com/ms/it/tradenames/Akroloy/Akro-Plastic+GmbH/AKROLOY%C2%AE+PARA+GF+50+1+natural+(5750)/d1ea83d5/5512)
- <https://www.materialdatacenter.com/ms/it/Akroloy/Akro-Plastic+GmbH/AKROLOY%C2%AE+PA+GF+40+black+%286416%29/2eff075c/5512>
- <https://www.materialdatacenter.com/ms/it/tradenames/Styrolution%20PS/INEOS+Styrolution+Europe+GmbH/Styrolution+PS+158N/aa0f4e82/6541>

20 Autori

Ciuffreda Samuele

D'Agostino Simona

De Iuliis Davide

De Trane Giorgio

Delpiano Davide

Desai Giulia

Destro Edoardo

Di Donna Arsenio Maria

Di Felice Pierpaolo

Di Martino Giuseppe

Di Michele Vincenzo Alberto

Dinolfo Giuseppe

Dorin Andrea

Fabro Davide

Facente Flavia

Fanton Francesco

Favia Alessandro

Ferragina Daniele

Friolotto Vittorio

Girardi Matteo

Grasso Davide