

POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale



**Progetto preliminare di un convertiplano a pilotaggio remoto e
disegno dettagliato della fusoliera**

Relatore

Prof. Paolo Maggiore

Candidato

Gabriele Costa

5 Dicembre 2019

Indice

Introduzione	7
Capitolo 1: Normative vigenti per APR	9
1.1 Regolamento europeo.....	9
1.1.1 Categorie di operazioni UAS.....	10
1.1.2 Classi UAS	10
1.1.3 Immatricolazione operatori UAS	11
1.1.4 Età minima per i piloti remoti	11
1.2 Circolare ATM-09	12
Capitolo 2: Profilo di missione	15
2.1 Modalità VTOL	15
2.2 Modalità multirottore.....	16
2.3 Considerazioni finali	17
Capitolo 3: Progetto preliminare	19
3.1 Requisiti	19
3.2 Aeromobili di riferimento	20
3.3 Skywalker X8	26
3.4 Determinazione delle grandezze caratteristiche dell'APR	33
3.4.1 Dimensionamento ala	33
3.4.2 Dimensionamento piano di coda	34
3.4.3 Dimensionamento bracci sostegno motori	36
3.4.4 Dimensionamento fusoliera.....	36
3.5 Pianta preliminare dell'intero APR	37
3.6 Modello 3D preliminare dell'intero APR.....	38
3.7 Trasporto in valigia	40
Capitolo 4: Motorizzazione	43
4.1 Confronto configurazioni	43
4.2 Dimensionamento motori ed eliche.....	45
4.2.1 Dimensionamento motori ed eliche per trazione verticale	45
4.2.2 Dimensionamento motore ed elica per volo in modalità ala fissa	48
Capitolo 5: Profilo alare	51
5.1 Calcolo dei numeri di Reynolds	51

5.2	Profili alari low Reynolds.....	52
5.2.1	Selig 7055.....	53
5.2.2	Selig 4310.....	53
5.2.3	Selig/Donavon 7080.....	54
5.2.4	Martin Hepperle 42	54
5.2.5	Eppler 374	55
5.2.6	David Fraser 101	55
5.2.7	Scelta del profilo	56
Capitolo 6: Pacco batterie.....		57
6.1	Confronto tipologie celle.....	57
6.2	Architettura pacco batteria	60
6.3	Considerazioni sulle celle agli ioni di litio	65
Capitolo 7: Payload		69
7.1	MicaSense RedEdge-MX.....	69
7.2	Next Vision Colibri 2	70
7.3	Sony QX1	71
Capitolo 8: Modello CAD della fusoliera		73
8.1	Materiali utilizzati	73
8.1.1	Tecnologia FDM	73
8.1.2	Tecnologia SLS	75
8.1.3	Tecnologia a resina.....	76
8.1.4	Considerazioni finali	76
8.2	Fusoliera	77
8.2.1	Corpo principale.....	78
8.2.2	Prua.....	83
8.2.3	Giunzione ala-fusoliera	86
8.2.4	Cassoni alari	88
8.3	Posizione del baricentro	89
Capitolo 9: Stima costi		91
9.1	Componenti avionici	91
9.2	Componenti stampati in 3D.....	92
Conclusioni.....		95
Bibliografia e Sitografia.....		99

Introduzione

Ad oggi sono fondamentalmente due le famiglie di aeromobili maggiormente diffuse, che si distinguono per la modalità con cui esse generano quella forza quasi magica che consente ai corpi di contrastare la forza di gravità, permettendo ad essi di “levitare”. Mi sto certamente riferendo alla portanza, che ha reso possibile nel 1903 l’inizio della rivoluzione tecnologica da parte dei fratelli Wright con il primo volo a bordo di un mezzo motorizzato nella storia dell’uomo. Non potendo dilungarmi sulla storia dell’aviazione, trasferiamoci immediatamente nel nuovo millennio, e facciamo tesoro delle innumerevoli sperimentazioni compiute nel corso dell’ultimo secolo, grazie alle quali oggi si conoscono le soluzioni che hanno permesso di raggiungere performance inimmaginabili fino a poche decine di anni fa. È proprio mediante tale esperienza che possiamo oggi identificare le due categorie di aeromobili più diffuse di cui ho accennato a inizio capitolo. Senza entrare in particolari tecnicismi, distinguiamo gli aeromobili a velatura fissa e gli aeromobili a velatura mobile. Nel primo caso la portanza è generata da un’ala solidale alla fusoliera, mentre nel secondo tale forza è prodotta dalla rotazione di una superficie portante, che risulta per tale ragione in moto relativo rispetto al corpo dell’aeromobile. Volendo essere precisi, all’interno di questa seconda grande classe rientrano anche gli aeromobili a velatura battente, su cui Leonardo condusse numerosi studi cercando di imitare l’elegante sistema di sustentazione tipico del mondo animale, forse spinto dalla volontà di replicare i fatti narrati nella leggenda di Dedalo e Icaro. Tale sistema si rivelò un fallimento, e ancora oggi non esistono veri e propri oggetti volanti dotati di velatura battente in grado di garantire prestazioni competitive.

Scopo della presente tesi è quello di sviluppare un aeromobile a pilotaggio remoto in grado di sfruttare i vantaggi tipici delle due categorie di aeromobili sopra citate. L’obiettivo è perciò garantire elevate autonomie chilometriche ed orarie tipiche degli aeromobili a velatura fissa, e allo stesso tempo offrire le capacità di decollo e atterraggio in ambienti ristretti e di volo a punto fisso che caratterizzano gli aeromobili a velatura rotante.

Capitolo 1

Normative vigenti per APR

1.1 Regolamento europeo

L'EASA (*European Aviation Safety Agency*) l'11 giugno 2019 ha pubblicato in gazzetta ufficiale il “Regolamento di esecuzione 2019/947 relativo a norme e procedure per l'esercizio di aeromobili senza equipaggio” e il “Regolamento delegato 2019/945 relativo a sistemi aeromobili senza equipaggio e agli operatori di paesi terzi di sistemi aeromobili senza equipaggio”. Tali documenti hanno il compito di fornire le linee guida per la regolamentazione delle attività relative alla produzione e all'utilizzo di UAS (*unmanned aircraft system*), garantendo di fatto l'uniformità legislativa all'interno degli stati membri dell'Unione Europea.

L'articolo 23 del regolamento di esecuzione dichiara che il regolamento entra in vigore il ventesimo giorno successivo alla pubblicazione nella *Gazzetta ufficiale dell'Unione europea* ed esso dovrà essere applicato dal 1° luglio 2020. Ciò comporta che gli stati membri avranno a disposizione un anno per l'aggiornamento del proprio sistema legislativo. L'ENAC (Ente nazionale per l'aviazione civile) ha recepito le direttive e stabilito un programma per il progressivo aggiornamento normativo che verrà portato a termine probabilmente entro febbraio 2020, anticipando di fatto la scadenza di circa quattro mesi.

Nel presente capitolo verranno dunque evidenziati i punti chiave che definiscono il nuovo regolamento europeo, sapendo tuttavia che gli stati membri avranno la possibilità di gestire in modo autonomo gli spazi aerei nazionali. A tal proposito dal 1° luglio è entrata in vigore la circolare ATM-09, che si occupa di ridisegnare gli spazi aerei dedicati al volo di APR su territorio italiano.

1.1.1 Categorie di operazioni UAS

L'articolo 3 del regolamento di esecuzione 2019/947 individua tre differenti categorie di operazioni UAS

- Categoria aperta: non sono soggette ad autorizzazione operativa preventiva né ad una dichiarazione operativa da parte dell'operatore UAS prima che l'operazione abbia luogo
- Categoria specifica: necessitano di un'autorizzazione operativa rilasciata dall'autorità competente a norma dell'articolo 12 o di un'autorizzazione ricevuta conformemente all'articolo 16 o, nelle circostanze di cui all'articolo 5, paragrafo 5, di una dichiarazione che deve essere presentata da un operatore UAS
- Categoria certificata: necessitano della certificazione dell'UAS a norma del regolamento delegato (UE) 2019/945, della certificazione dell'operatore e, se del caso, della licenza del pilota remoto

Gli articoli 4, 5 e 6 del regolamento di esecuzione 2019/947 definiscono per ciascuna categoria le caratteristiche che devono essere rispettate affinché l'operazione in questione possa rientrare in una delle tre categorie.

La categoria aperta è ulteriormente suddivisa in tre sottocategorie (A1, A2 e A3), in base alle limitazioni operative, ai requisiti per i piloti remoti e requisiti tecnici per gli UAS. Tali requisiti sono contenuti all'interno della parte A dell'allegato del regolamento di esecuzione 2019/947.

1.1.2 Classi UAS

Il regolamento delegato 2019/945 definisce le nuove classi di APR (C0, C1, C2, C3, C4) all'interno dell'allegato (parti da 1 a 5). I nuovi APR commercializzati a partire dal 1° luglio 2022 dovranno rispettare le specifiche riportate all'interno di tale documento.

L'articolo 22 del regolamento di esecuzione 2019/947 contiene le disposizioni transitorie per l'utilizzo di UAS nella categoria aperta che non siano conformi alla classificazione appena descritta. Tale norma avrà validità di due anni a decorrere da un anno dalla data di entrata in vigore del regolamento di esecuzione 2019/947 (ovvero dal 1° luglio 2020 fino al 1° luglio 2022). Tutti i droni non dotati di una certificazione CE così come descritta nel regolamento delegato 2019/945, dal 1° luglio 2022 potranno continuare ad essere utilizzati in sottocategoria A3.

1.1.3 Immatricolazione operatori UAS

L'articolo 14 del regolamento di esecuzione 2019/947 prevede che gli operatori UAS che operano nella categoria aperta debbano essere registrati nel caso in cui utilizzino aeromobili senza equipaggio aventi MTOM pari o superiore a 250 g o che, in caso di impatto, possono trasferire al corpo umano un'energia cinetica superiore a 80 Joule. Dovranno essere registrati anche nel caso in cui utilizzino aeromobili senza equipaggio dotati di un sensore in grado di rilevare dati personali. Per gli operatori che operano nella categoria specifica la registrazione sarà obbligatoria per il pilotaggio di UAS di qualsiasi massa.

1.1.4 Età minima per i piloti remoti

L'articolo 9 del regolamento di esecuzione 2019/947 stabilisce che l'età minima per i piloti remoti che operano nella categoria aperta e specifica è di 16 anni. Inoltre non è richiesta un'età minima per i piloti remoti che

- operano nella sottocategoria A1 con UAS di classe C0
- utilizzano UAS costruiti da privati con una massa massima al decollo inferiore ai 250 g

Gli stati membri possono abbassare l'età minima di un massimo di 4 anni per i piloti che operano nella categoria aperta e di un massimo di 2 anni per i piloti che operano nella categoria specifica.

1.2 Circolare ATM-09

La circolare rilasciata da ENAC (e di cui si è accennato al paragrafo 1.1) ha lo scopo di ridefinire le aree destinate al sorvolo da parte di aeromobili a pilotaggio remoto su territorio italiano. In particolare vengono ridisegnate le ATZ, ovvero gli spazi aerei intorno agli aeroporti per la protezione del traffico di aerodromo. Esse non saranno più in ogni caso definite da aree circolari, come viene mostrato nelle immagini seguenti.

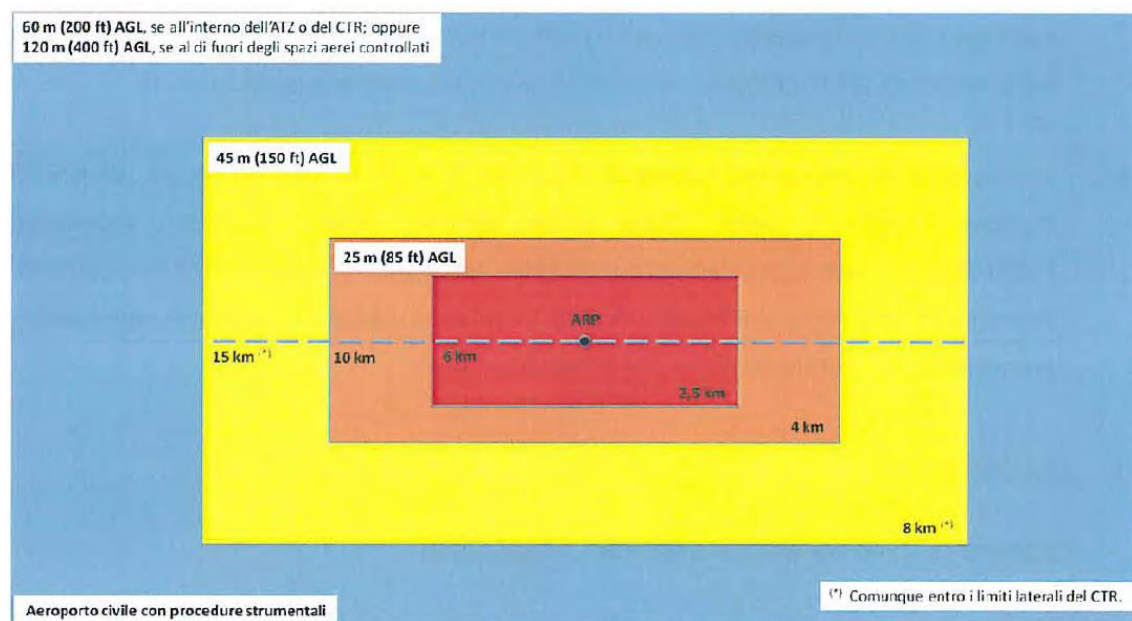


Figura 1.1 – ATZ Aeroporto civile con procedure strumentali

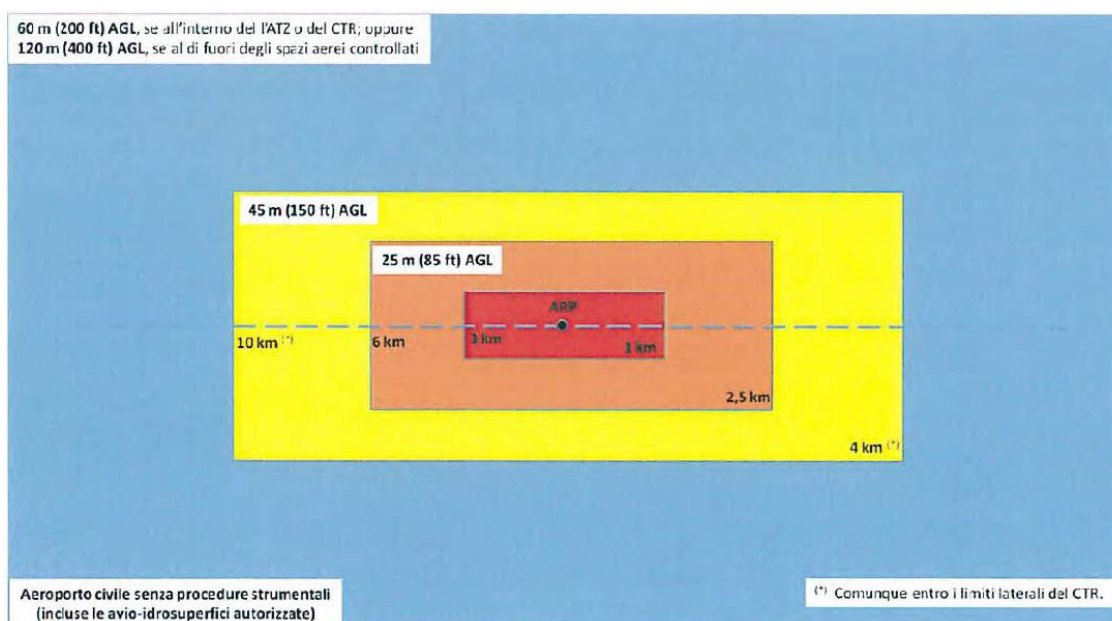


Figura 1.2 – ATZ aeroporto civile senza procedure strumentali

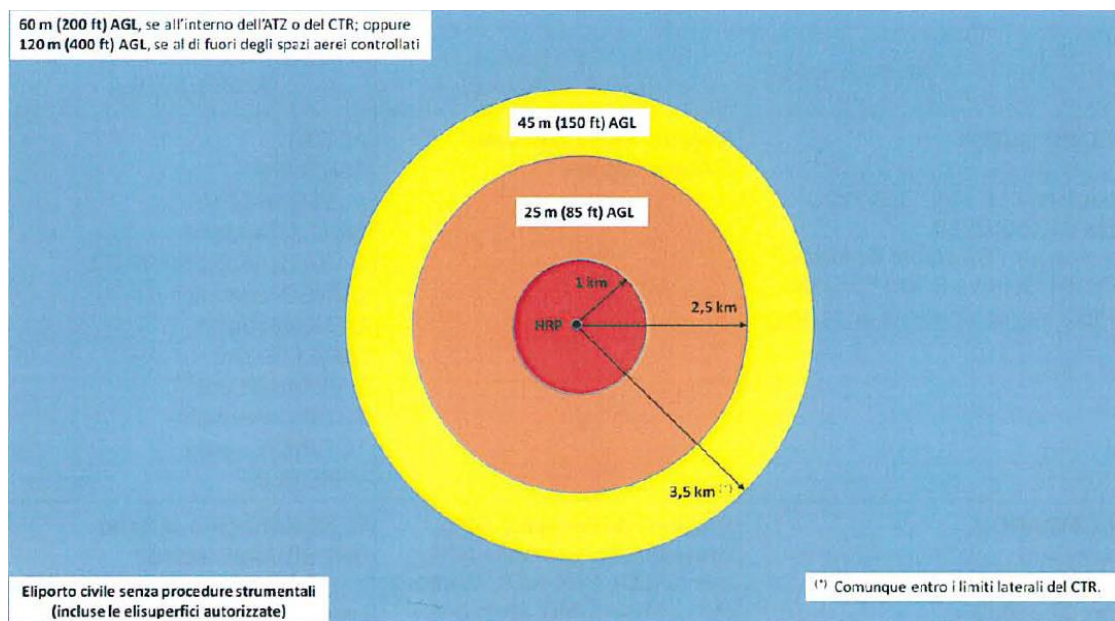


Figura 1.3 – ATZ eliporto civile senza procedure strumentali

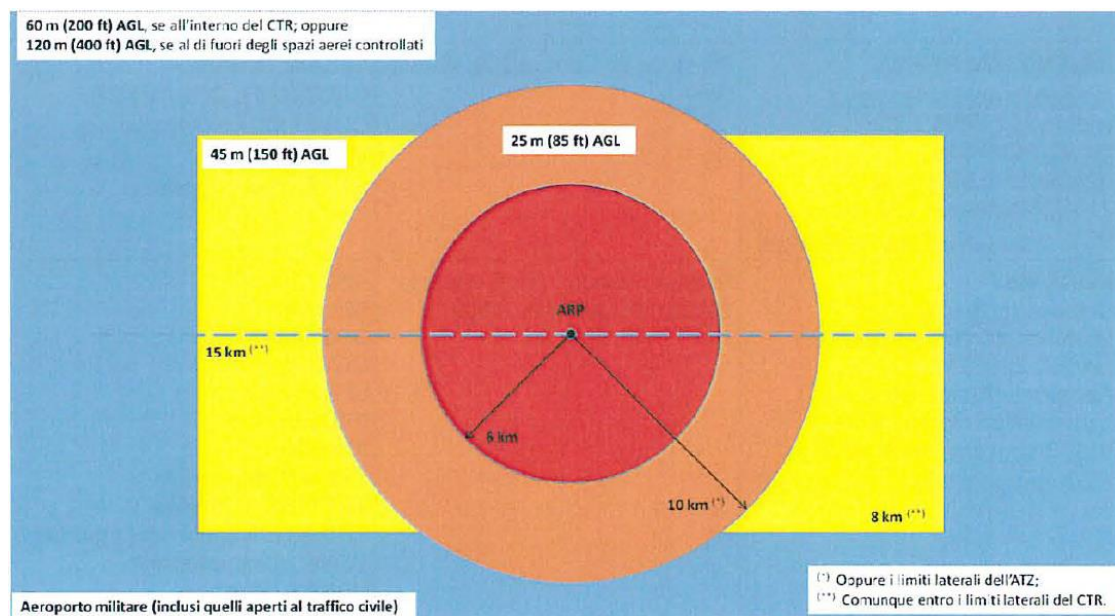


Figura 1.4 – ATZ aeroporto militare

È possibile consultare la cartina sulla quale sono evidenziate le limitazioni per il volo di APR su territorio italiano sul sito *d-flight.it*. Nella figura seguente è mostrata la porzione di cartina che include la città di Torino e dintorni.

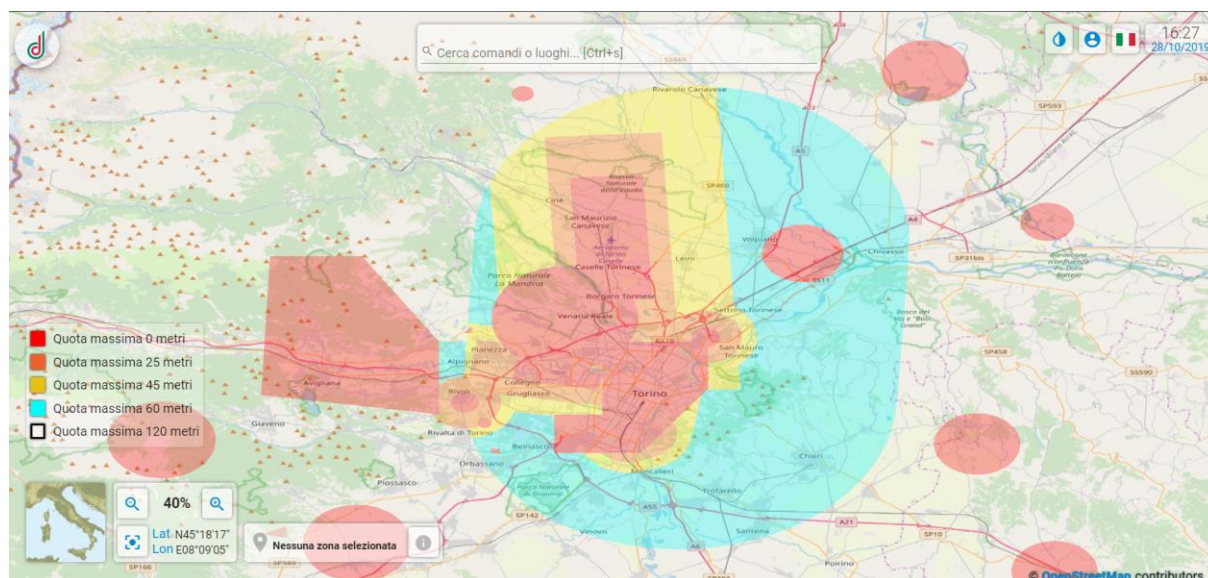


Figura 1.5 – Cartina di Torino e dintorni sul sito *d-flight.it*

Capitolo 2

Profilo di missione

2.1 Modalità VTOL

Il profilo di missione tipico per un convertiplano è composto dalle fasi riassunte nell'immagine seguente. Tale modalità consente di ottenere la maggiore autonomia, grazie all'elevata efficienza garantita dalla fase di crociera condotta in modalità ala fissa.

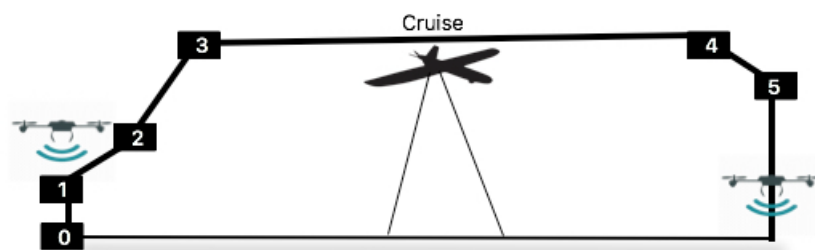


Figura 2.1 – Profilo di missione in modalità VTOL

- Fase 0 - Il volo viene condotto mediante la sola propulsione derivata dai motori a trazione verticale. L'APR raggiunge la quota target alla quale avviene la transizione.
- Fase 1 - Anche chiamata fase di transizione prevede l'accensione del motore utilizzato per il volo condotto in modalità ala fissa. In alternativa, per le configurazioni sprovviste di motore dedicato alla sola modalità ala fissa, durante tale fase avviene la rotazione dei motori (attraverso opportuni servi). Durante la fase di transizione i motori utilizzati per la sustentazione in modalità quadricottero dovranno rimanere accesi ed eviteranno la

perdita di quota dell'APR fino al momento in cui la velocità non sarà sufficientemente elevata da garantire un adeguato valore di portanza in grado di garantire il sostentamento.

- Fase 2 - I motori utilizzati per la sustentazione in modalità quadricottero vengono spenti e in modalità ala fissa si raggiunge la quota di crociera.
- Fase 3 - La fase di crociera avrà una durata massima di circa due ore e sarà condotta interamente in modalità ala fissa per garantire la massima autonomia. Durante tale fase saranno raccolti i dati mediante i payload installati a bordo.
- Fase 4 - La seconda fase di transizione prevede l'accensione dei motori dedicati al volo in modalità quadricottero, utilizzati per contrastare l'inerzia dell'APR. L'aeromobile viene condotto in prossimità della posizione alla quale si vuole eseguire l'atterraggio.
- Fase 5 - Il motore dedicato al volo in modalità ala fissa viene spento e l'APR si trova in condizione di *hovering*. Viene gradualmente diminuita la quota fino a raggiungere il contatto con il suolo.

2.2 Modalità multirottore

In caso di necessità il convertiplano potrà anche essere utilizzato in modalità quadricottero durante la fase di crociera, diminuendo drasticamente l'autonomia. Durante lo svolgimento dell'intera missione il motore dedicato alla modalità di volo ad ala fissa è spento. In tal caso il profilo di missione è descritto nell'immagine seguente.



Figura 2.2 – Profilo di missione in modalità multirottore

- Fase 0 – L’APR viene fatto decollare e portato alla quota target alla quale può iniziare la fase di crociera.
- Fase 1 - Inizia la fase di crociera, durante la quale avviene la raccolta delle informazioni mediante i payload installati a bordo.
- Fase 2 - Viene individuata una posizione che consenta un atterraggio sicuro. L’APR viene condotto sopra tale punto e mantenuto in *hovering* prima di comandare una graduale discesa verso il suolo
- Fase 3 – L’APR effettua l’atterraggio nel punto prestabilito.

2.3 Considerazioni finali

Si prevede che la fase di atterraggio avverrà sempre in modalità quadricottero, poiché l’APR non sarà dotato di carrello adatto ad un atterraggio in modalità ala fissa. Per quanto riguarda la fase di decollo sono valide le stesse considerazioni, escludendo a priori la possibilità di utilizzare una catapulta, dal momento che aumenterebbe la complessità e il costo del sistema senza garantire un reale vantaggio.

Si osservi che i profili di missione proposti rappresentano solo i due esempi più significativi, ma sarà possibile condurre operazioni che si discostano da quanto visto. Ad esempio sarà possibile programmare profili di missione in cui la fase di crociera verrà condotta in parte in modalità quadricottero e in parte in modalità ala fissa.

Si prevede inoltre che l’autonomia oraria dell’APR in modalità multirottore (intera fase di crociera condotta in modalità quadricottero) si riduca di circa sei - sette volte rispetto a quella garantita in modalità VTOL (intera fase di crociera condotta in modalità ala fissa). Per ulteriori considerazioni si rimanda al capitolo riguardante la motorizzazione e il pacco batterie.

Capitolo 3

Progetto preliminare

3.1 Requisiti

L'APR (aeromobile a pilotaggio remoto) sarà utilizzato per rilevazioni di fotogrammetria e dovranno per tale ragione essere predisposte baie per l'alloggiamento del payload. Il carico utile sarà costituito da sensori di varie tipologie, in base alle esigenze specifiche del cliente. Si tratta fondamentalmente di macchine fotografiche, camere multispettrali e termiche tipicamente di dimensioni e pesi contenuti.

L'architettura sarà di tipo *full electric*, saranno perciò escluse motorizzazioni a combustione interna.

L'UAV dovrà essere in grado di effettuare le fasi di decollo e atterraggio in volo verticale e la fase di crociera utilizzando la velatura fissa.

Il pacco batterie dovrà essere dimensionato affinché venga garantita una autonomia oraria di circa due ore considerando un profilo di missione composto da decollo verticale, fase di crociera effettuata completamente in modalità ala fissa e atterraggio verticale. Si consideri che è possibile prevedere durante la fase di crociera periodi più o meno lunghi di volo a punto fisso o traslato utilizzando l'APR come quadricottero classico; in tal caso è ammesso che l'autonomia oraria decresca notevolmente.

L'apertura alare non dovrà eccedere i 3 m di lunghezza per esigenze di trasporto. L'UAV deve prevedere un opportuno sistema di smontaggio affinché il trasporto dello stesso possa avvenire tramite valigia di dimensioni contenute. Si prevede una lunghezza massima della valigia di circa 1 m.

La massa massima al decollo non dovrà eccedere la soglia di 8 kg e la velocità di stallo dovrà essere non superiore a 15 m/s, al fine di garantire passaggi sufficientemente lenti per la raccolta delle immagini in modo accurato.

La configurazione dell'APR dovrà essere di tipo tradizionale, quindi dotata di fusoliera con piano di coda a V o ad H.

Il vano di accesso alla baia batteria deve essere facilmente accessibile. La sostituzione del pacco batterie deve avvenire in modo agevole e veloce, per accelerare le operazioni sul campo.

La fusoliera dovrà essere realizzata mediante tecnologia di stampa 3D. La struttura portante utilizzerà tubi di carbonio, piastre di carbonio lavorate mediante processo di fresatura e piccoli componenti in alluminio anch'essi ottenuti attraverso fresatura.

3.2 Aeromobili di riferimento

Sebbene si tratti di un progetto dotato di un certo livello di innovazione, è possibile effettuare una ricerca statistica sui convertiplani a pilotaggio remoto già presenti sul mercato. La ricerca è stata condotta prendendo in esame gli aeromobili a propulsione prettamente elettrica e ignorando tutte le soluzioni a propulsione ibrida, che tipicamente utilizzano configurazioni a cinque motori (quattro elettrici in fase di decollo-atterraggio e uno a combustione interna in grado di generare spinta parallela all'asse longitudinale del velivolo). Le soluzioni ibride aumentano la complessità del sistema poiché necessitano di componenti aggiuntivi ma consentono di estendere notevolmente l'autonomia. I requisiti assegnati in fase di progetto preliminare impediscono di effettuare una valutazione di *trade-off* tra le due configurazioni, dal momento che il velivolo dovrà essere caratterizzato da architettura *full electric*.

Lo studio prende in esame dodici differenti APR già in commercio la cui caratteristica in comune è quella di essere *all electric* e di tipo convertiplano. In *Tabella 3.1*, *Tabella 3.2*, *Tabella 3.3*, *Tabella 3.4* sono riassunti i dati raccolti e ritenuti più significativi per il dimensionamento e la progettazione dell'aeromobile.

Nome APR	Apertura alare [m]	Lunghezza totale [m]	Superficie alare [m²]
Mugin 2	2.930	1.900	0.900
Mugin 3	3.530	2.420	1.320
Mugin 4	4.000	1.900	1.220
Cobalt 55 E-VTOL	2.900	1.900	-
Deltaquad	2.350	0.900	0.900
Tron F9	3.500	-	-
Trinity F9	2.394	-	-
VTOL Savant	3.580	1.700	-
Avy	2.720	0.950	-
Ewatt E2V	3.000	2.000	1.000
EOS mini VTOL UAS	3.500	1.600	-
Foxtech baby shark	2.500	-	-

Tabella 3.1

Nome APR	Peso massimo al decollo [Kg]	Peso massimo payload [Kg]	Autonomia oraria [Ore]
Mugin 2	25.000	6.000	1.500
Mugin 3	35.000	8.000	3.000
Mugin 4	30.000	8.000	2.000
Cobalt 55 E-VTOL	25.000	2.300	1.500
Deltaquad	6.000	1.000	2.000
Tron F9	13.500	2.000	1.500
Trinity F9	4.500	0.550	1.000
VTOL Savant	18.000	3.100	1.500
Avy	6.500	-	1.500
Ewatt E2V	12.000	2.000	1.500
EOS mini VTOL UAS	9.000	-	1.500
Foxtech baby shark	12.000	3.000	2.500

Tabella 3.2

Nome APR	Carico alare [g/dm ²]	Velocità di stallo [m/s]	Velocità massima [m/s]
Mugin 2	278	14.0	33.0
Mugin 3	265	11.1	44.0
Mugin 4	246	14.0	31.0
Cobalt 55 E-VTOL	-	-	-
Deltaquad	67	12.0	28.0
Tron F9	-	-	-
Trinity F9	-	-	-
VTOL Savant	-	-	-
Avy	-	-	27.0
Ewatt E2V	120	-	-
EOS mini VTOL UAS	-	16.0	28.0
Foxtech baby shark	-	-	-

Tabella 3.3

Nome APR	Configurazione motori	Configurazione
Mugin 2	4 SV + 1 SO	Tradizionale con coda ad H
Mugin 3	4 SV + 1 SO	Tradizionale con coda ad H
Mugin 4	4 SV + 1 SO	Tradizionale con coda ad H
Cobalt 55 E-VTOL	4 SV + 1 SO	Tradizionale con coda ad H
Deltaquad	4 SV + 1 SO	Tuttala
Tron F9	4 TM	Tradizionale con coda a V
Trinity F9	3 TM (2 su ala + 1 su coda)	Tradizionale
VTOL Savant	4 SV + 1 SO	Tradizionale con coda a T
Avy	4 SV + 1 SO	Tuttala
Ewatt E2V	2 SV + 2 TM	Tradizionale con coda a V
EOS mini VTOL UAS	4 SV + 1 SO	Tradizionale con coda a V
Foxtech baby shark	4 SV + 1 SO	Tradizionale con coda a H

Tabella 3.4 (SV: spinta verticale, SO: spinta orizzontale, TM: tilt motor)

Si osserva che la configurazione motori maggiormente utilizzata prevede l'installazione di cinque motori, quattro dei quali vengono utilizzati solamente in fase di decollo e atterraggio e spenti in fase di crociera, durante la quale viene impiegato solamente il motore che fornisce spinta parallela all'asse longitudinale dell'aeromobile. Tale configurazione è certamente la soluzione più semplice da un punto di vista progettuale, dal momento che esclude l'utilizzo di servi per l'orientamento dei motori. Il *Trinity F9* utilizza una configurazione unica nel suo genere, che prevede tre motori orientabili, due calettati alla struttura alare ed il terzo posizionato sulla coda. Tale configurazione consente un notevole risparmio di peso; per contro il volo a punto fisso risulterà con molta probabilità meno stabile e dovranno dunque essere accettati compromessi dal punto di vista della qualità di volo. Il *Tron F9* utilizza una configurazione dotata di quattro motori orientabili, due dei quali sono utilizzati anche in fase di crociera per la propulsione del volo in modalità ad ala fissa; i rimanenti due sono invece orientati opportunamente in modo tale da minimizzare la resistenza aerodinamica durante la crociera. Sono dunque impiegati quattro servi per la movimentazione dei motori. Per ultimo l'*Ewatt E2V* sfrutta quattro motori, due dei quali orientabili e utilizzati anche in fase di crociera. Tale configurazione diminuisce la complessità del sistema, poiché vengono usati solamente due servi per l'orientamento dei motori, ma non consente di ridurre la resistenza aerodinamica prodotta dall'esposizione diretta al flusso d'aria dei motori spenti in fase di crociera.

Vengono di seguito proposte quattro immagini che chiariscono le configurazioni appena illustrate.



Figura 3.1 - Foxtech baby shark

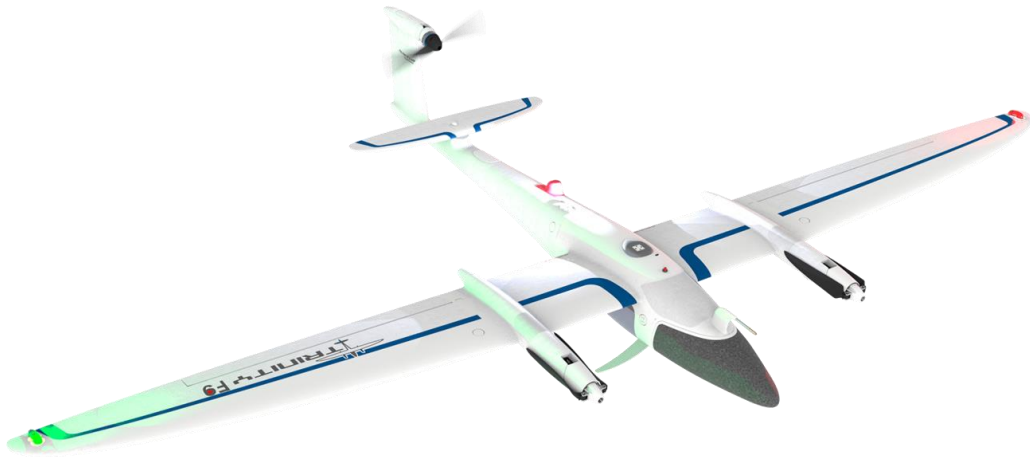


Figura 3.2 - Trinity F9

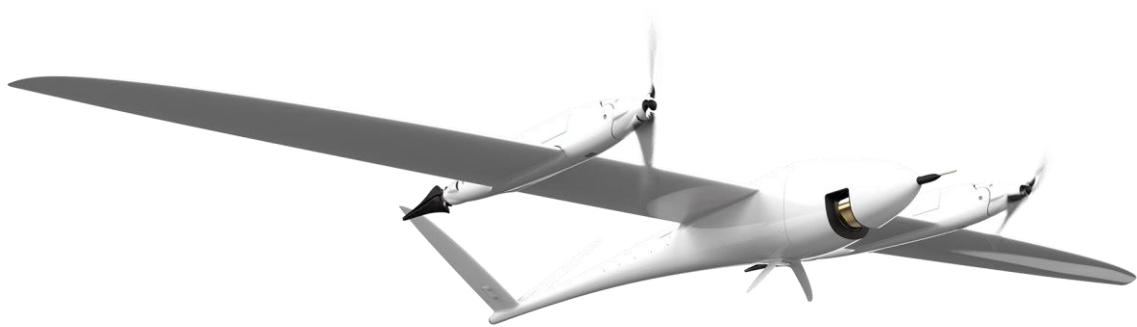


Figura 3.3 - Tron F9



Figura 3.4 - Ewatt E2V

Per quanto riguarda la configurazione della struttura (contenuta nell'ultima colonna di *Tabella 3.4*) si noti che la soluzione maggiormente utilizzata prevede il piano di coda ad H, che consente l'installazione del motore dedicato al volo in modalità ala fissa in coda alla fusoliera. Tale architettura consente di vincolare il piano di coda ai prolungamenti dei bracci che sostengono i motori dedicati al volo verticale.

Il piano di coda a V, ancorato tramite struttura tubolare alla poppa della fusoliera, impedisce per ovvie ragioni l'installazione del motore in coda alla fusoliera, e sarà in tal caso opportuno vincolarlo sulla prua alla fusoliera, come nel caso dell'*EOS mini VTOL UAS*, come è possibile osservare nella *Figura 3.5*. In alternativa tale soluzione costruttiva impone l'utilizzo di una configurazione a quattro motori, di cui almeno due dovranno essere orientabili.



Figura 3.5 - EOS mini VTOL UAS

Per ultima troviamo la configurazione tuttala, che consente di eliminare il piano di coda, riducendo al minimo il numero di superfici di controllo. Saranno sufficienti due alettoni (uno per semiala), i quali assolveranno contemporaneamente la funzione di gestione dell'assetto longitudinale e latero-direzionale. Per una analisi più approfondita si rimanda al capitolo dedicato allo *Skywalker X8*.

3.3 Skywalker X8

L'azienda Pro S3 presso cui è stato svolto il lavoro di tesi ha sviluppato un aeromobile a pilotaggio remoto utilizzando la fusoliera dello *Skywalker X8* (Figura 3.6). L'APR in questione è di particolare interesse poiché rappresenta il principale modello a cui è stato fatto riferimento, nonostante sia caratterizzato da una configurazione tuttala. Il corpo principale è realizzato in schiuma espansa, che consente di ottenere ottimi risultati in termini di peso e buon comportamento in caso di eventuali urti.



Figura 3.6 – Fusoliera Skywalker X8

Lo *Skywalker X8* nasce come APR ad ala fissa con singolo motore posto nella parte terminale della fusoliera. Esso consente di effettuare riprese aeree mediante opportuni payload. Il progetto di conversione a convertiplano dello *Skywalker X8* prevede l'installazione di ulteriori quattro motori destinati alla propulsione in modalità quadricottero che consentono il decollo e l'atterraggio verticale. Essi sono installati su due bracci ancorati alla struttura alare attraverso l'utilizzo di opportuni elementi di giunzione progettati ad hoc. Non è stato previsto un cinematismo che consenta la rotazione dei motori. Di seguito in tabella sono riassunte le specifiche principali dello *Skywalker VTOL*.

Apertura alare	2120 mm
Lunghezza fusoliera	790 mm
Superficie alare	80 dm ²
MTOW	6 kg
Autonomia oraria	75 min
Velocità di stallo	15 m/s
Velocità di crociera	65 km/h
Velocità massima	90 km/h
Batteria	Lipo 10 Ah

Tabella 3.5 – Specifiche Skywalker X8 VTOL

Di seguito sono proposte le viste in pianta, laterale, frontale, e di scorcio del modello CAD del convertiplano.

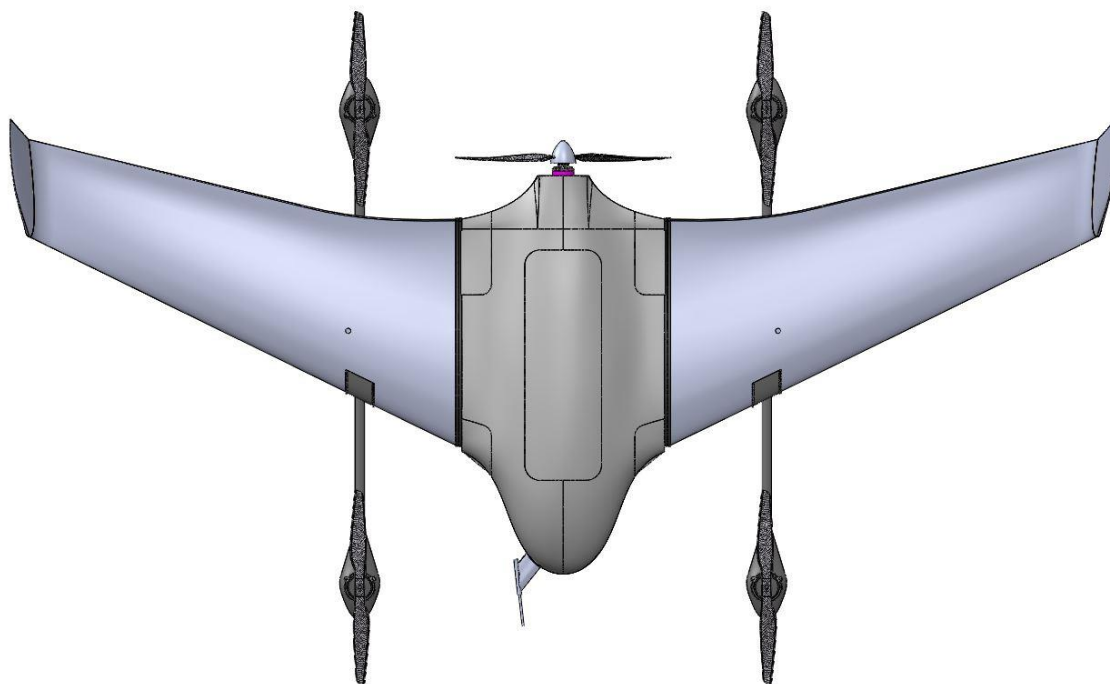


Figura 3.7 – Vista in pianta Skywalker X8 VTOL

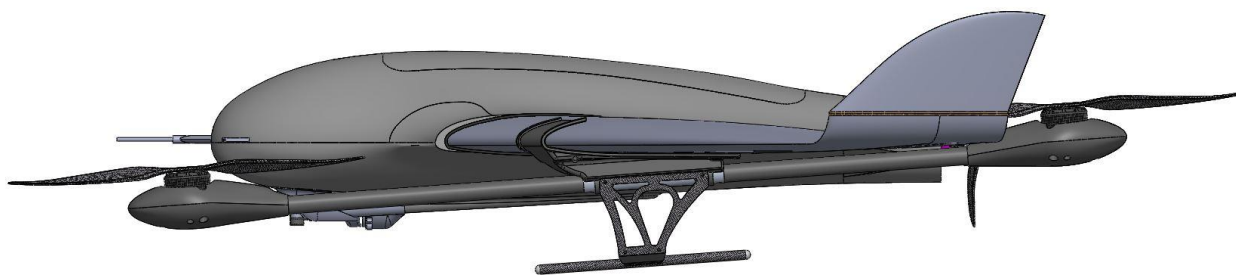


Figura 3.8 – Vista laterale Skywalker X8 VTOL

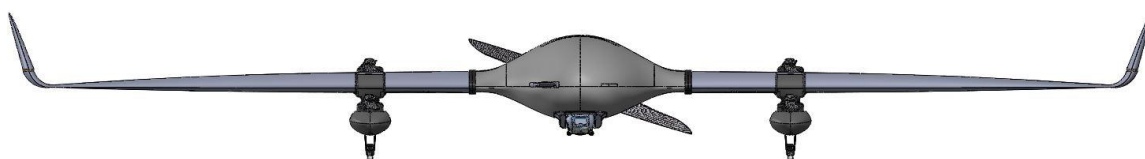


Figura 3.9 – Vista frontale Skywalker X8 VTOL

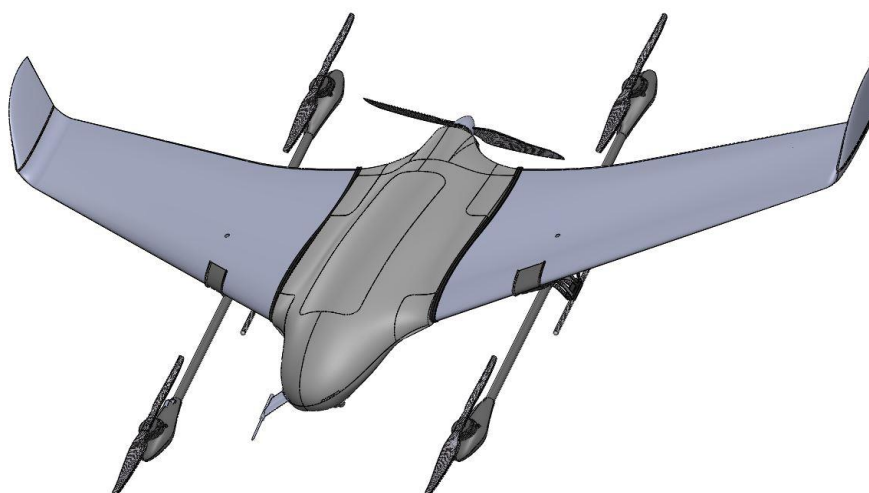


Figura 3.10 – Vista di scorcio Skywalker X8 VTOL

Nella figura seguente è proposta una vista esplosa del sistema di sostegno dei motori dedicati alla trazione verticale, in cui sono evidenziati i seguenti elementi:

1. Elica
2. Motore brushless
3. Piastrina di alluminio per fissaggio motore
4. ESC
5. Componente di giunzione (stampato con tecnologia SLS) incollati all'ala
6. Componente per il sostegno e copertura del motore (stampato con tecnologia SLS)
7. Tubo in carbonio

Gli elementi 8 – 9 – 10 – 11 costituiscono il carrello fisso dell'aeromobile.

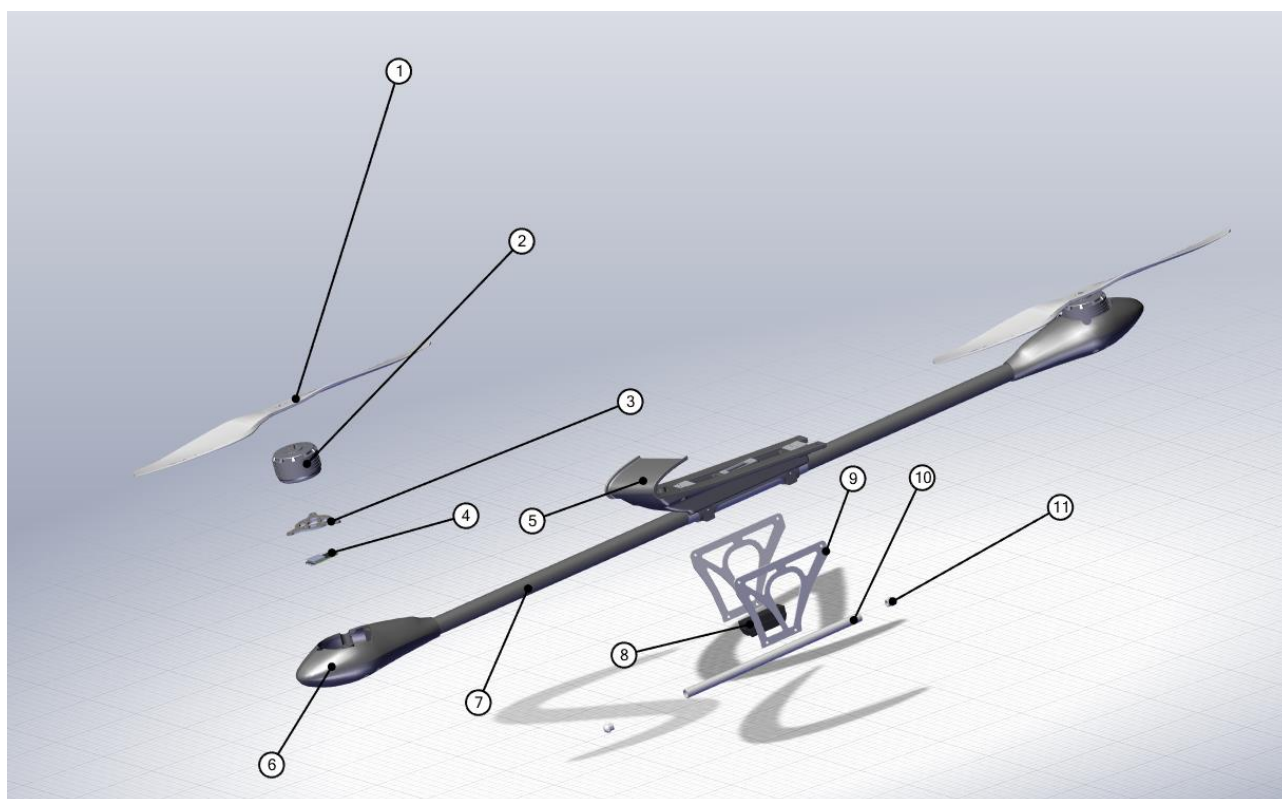


Figura 3.11 – Struttura di sostegno per i motori a trazione verticale

Viene infine proposta una vista esplosa dell'intero APR, in cui è possibile osservare le parti di cui è composto.

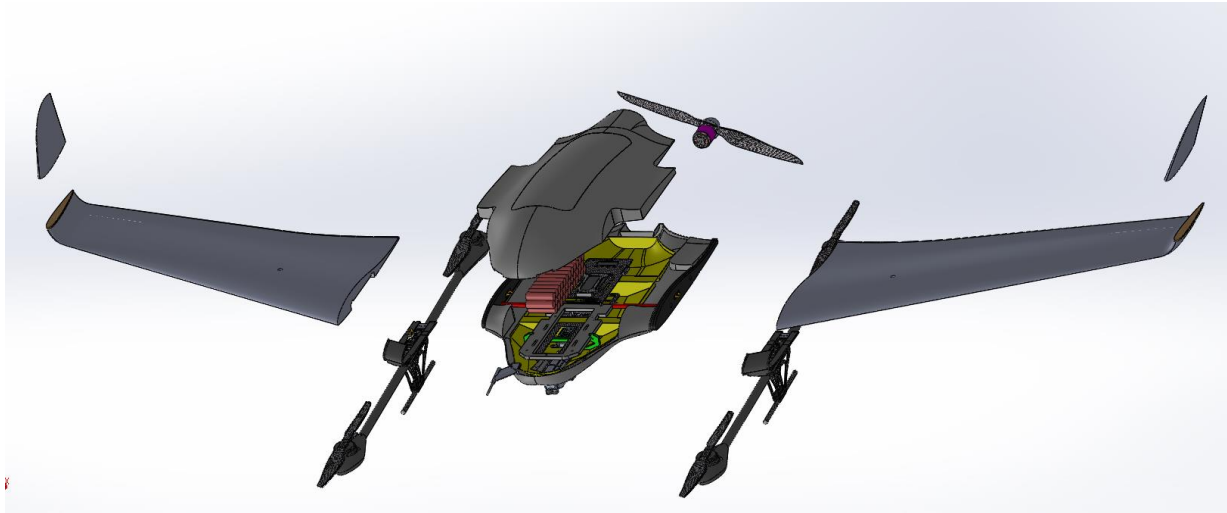


Figura 3.12 – Vista esplosa Skywalker X8

È infine di notevole interesse lo studio dei data log raccolti durante i test svolti presso il campo volo di Castellamonte (in provincia di Torino), che consentono, come si vedrà in seguito, di effettuare alcune stime preliminari sui consumi tipici durante le varie fasi di volo. A tal proposito si analizza una missione composta dalle seguenti fasi, la cui durata complessiva è di circa sette minuti

1. Decollo verticale
2. Prima transizione
3. Crociera condotta in modalità automatica (attraverso l'inserimento di opportuni *waypoint* su mappa) a quota e velocità costante
4. Seconda transizione
5. Atterraggio verticale

Nella cartina seguente è possibile individuare i *waypoint* inseriti (identificati dai segnaposto azzurri) e la traiettoria dell'APR durante l'intera missione.

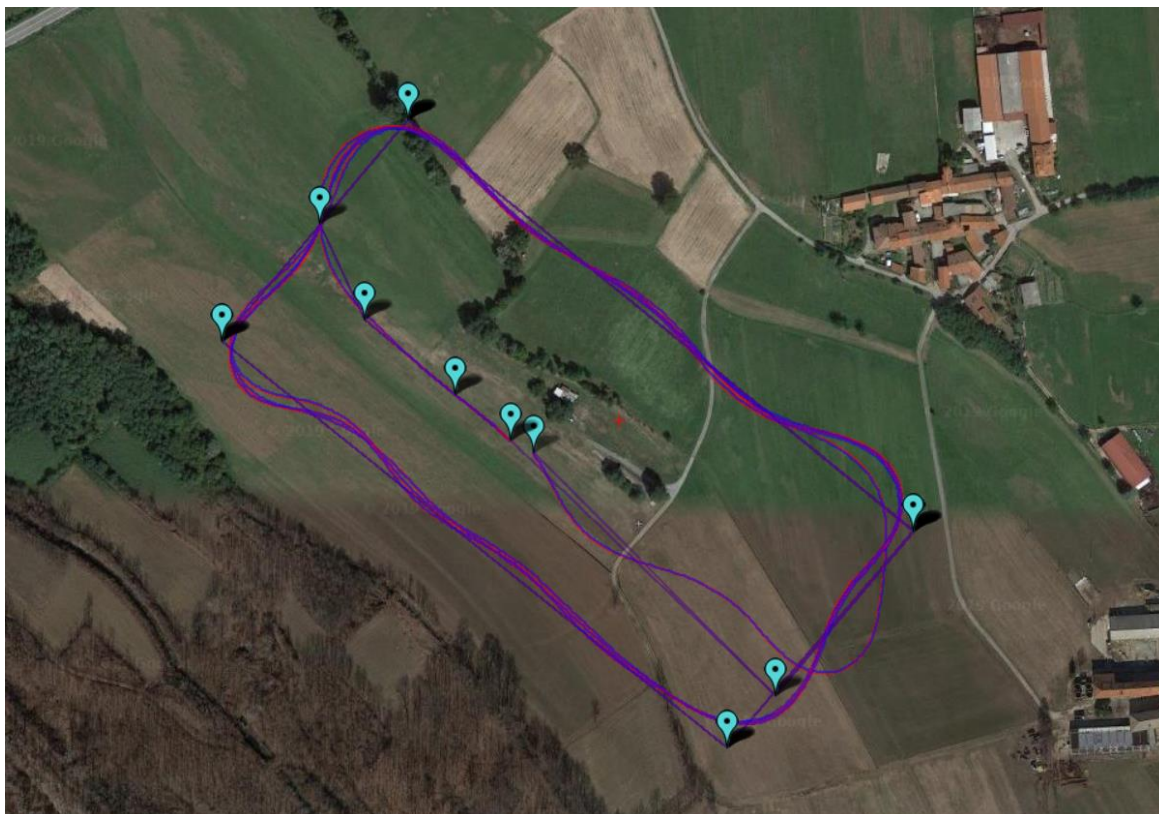


Figura 3.13 – Missione di test dello Skywalker

Risulta particolarmente utile l'analisi del grafico che riporta la quota, la velocità e il consumo di corrente durante lo svolgimento della missione. Le informazioni riguardanti il consumo di corrente in fase di crociera saranno in seguito utilizzate per il dimensionamento del pacco batterie del convertiplano; risulta infatti di notevole complessità, durante la fase preliminare di progetto, stimare con precisione la spinta necessaria per contrastare la resistenza aerodinamica durante il volo.

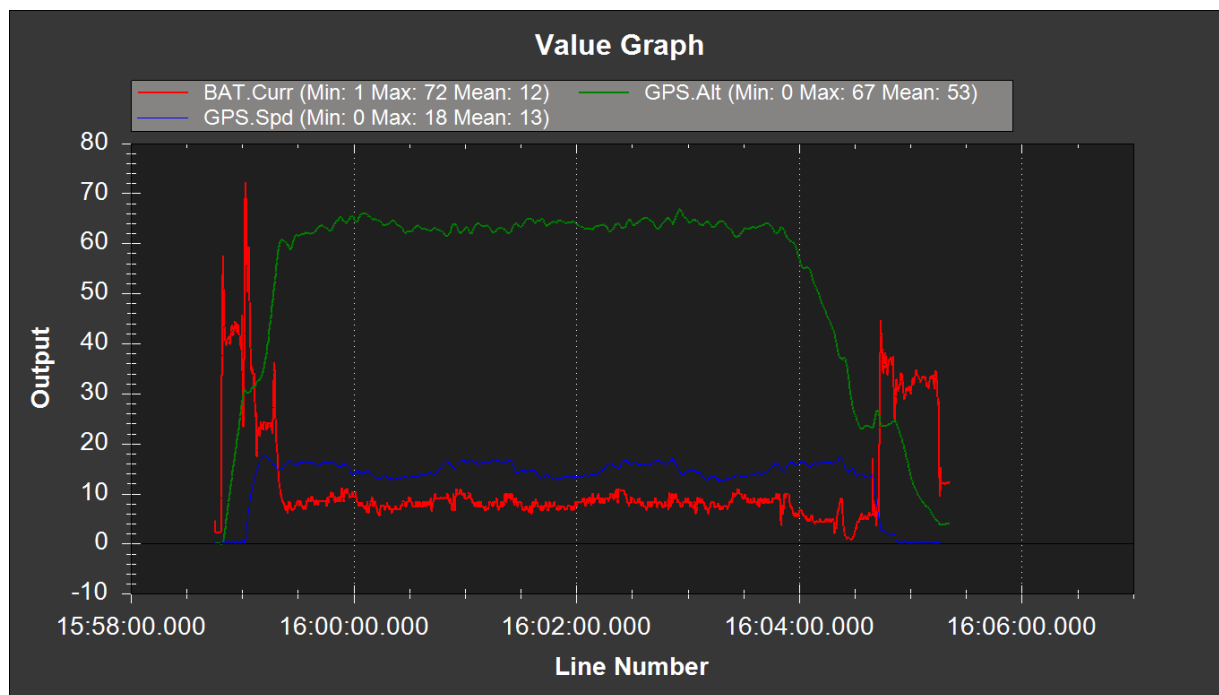


Figura 3.14 – Data log di corrente (rosso), quota (verde) e velocità (blu)

Fintanto che la velocità risulta pressoché nulla, il volo è condotto in modalità quadricottero. In fase di decollo si osservi come, escludendo il picco iniziale di corrente di spunto, il consumo è di circa 45 A. In corrispondenza dell'incremento repentino di velocità avviene la transizione, durante la quale viene acceso il motore dedicato al volo in modalità ala fissa e vengono gradualmente disattivati i motori a trazione verticale; è questa la fase che richiede, seppur per un limitato arco temporale di alcuni secondi, il maggior consumo di corrente (il picco è di 72 A). Raggiunta la quota di crociera e conducendo il volo ad altezza e velocità costante, che nel caso specifico risultano essere rispettivamente 62 m e 15 m/s, il consumo di corrente si assesta su 8 A con leggere oscillazioni attorno a tale valore. Successivamente l'APR viene gradualmente portato a 20 m di quota in modalità ala fissa riducendo il numero di giri motore (motivo per cui in tale fase il consumo di corrente diminuisce). Raggiunta la quota target prefissata per la transizione, vengono accesi i motori a trazione verticale, e si registra per tale ragione un incremento di corrente assorbita che raggiunge picchi di 45 A. Durante la fase di discesa in modalità quadricottero la velocità torna ad essere nulla e il consumo di corrente si assesta su 30 A.

3.4 Determinazione delle grandezze caratteristiche dell'APR

Nel corrente paragrafo saranno determinate tutte le grandezze caratteristiche necessarie per la realizzazione di una pianta dell'APR. Si osservi che i seguenti risultati derivano da un processo iterativo, che ha consentito di affinare i risultati ottenuti.

3.4.1 Dimensionamento ala

Si inizi con il dimensionamento dell'ala, di cui si conosce l'apertura pari a 3 m, coincidente con quella massima imposta dai requisiti. Il rapporto di rastremazione (ottenuto come rapporto tra la corda di profilo all'estremità alare e quella alla radice) sarà circa pari a 0.8, in accordo con quanto misurato su APR di simili dimensioni e caratteristiche già presenti in commercio. Si scelgono le seguenti corde

$$corda_{radice} = 0.320 \text{ m}$$

$$corda_{estremità} = 0.250 \text{ m}$$

Da cui si ottiene il rapporto di rastremazione e la superficie alare esatta del modello

$$rapporto \text{ di rastremazione} = 0.78$$

$$superficie \text{ alare} = (corda_{radice} + corda_{estremità}) \cdot apertura \text{ alare} = 0.855 \text{ m}^2$$

Operando in modo conservativo si considera un peso pari a quello massimo imposto dai requisiti (8 kg) e si determina il carico alare

$$carico \text{ alare} = \frac{MTOW}{superficie \text{ alare}} = 9.35 \frac{kg}{m^2} = 93.5 \frac{g}{dm^2}$$

Si stima un valore di coefficiente di portanza massimo dell'APR di circa 1.2, e si determina l'ipotetica velocità di stallo, che rappresenta una semplice stima preliminare in grado di fornire utili informazioni riguardo il corretto dimensionamento dell'ala

$$V_{stallo} = \sqrt{\frac{MTOW \cdot g}{0.5 \cdot \rho \cdot C_{L_{max}} \cdot superficie \text{ alare}}} = 11.18 \frac{m}{s}$$

in cui g rappresenta il valore assunto dall'accelerazione gravitazionale e ρ il valore della densità dell'aria, in questo caso imposto pari a 1.225 kg/m^3 (valore tipico a livello del mare). Segue che a quote maggiori la velocità di stallo deve essere ricalcolata poiché la densità dell'aria diminuisce, provocando di fatto un incremento della velocità di stallo dell'aeromobile.

È facile determinare i valori assunti da alcuni parametri caratteristici

$$\text{corda media geometrica} = \frac{\text{superficie alare}}{\text{apertura alare}} = 0.285 \text{ m}$$

$$\text{corda media aerodinamica} = \frac{2}{3} \cdot \frac{\text{corda}_{\text{radice}}^2 + \text{corda}_{\text{radice}} \cdot \text{corda}_{\text{estremità}} + \text{corda}_{\text{estremità}}^2}{\text{corda}_{\text{radice}} + \text{corda}_{\text{estremità}}} = 0.286 \text{ m}$$

$$\text{allungamento alare} = \frac{\text{apertura alare}^2}{\text{superficie alare}} = 10.5$$

Si ricordi che la formula utilizzata per ricavare la corda media aerodinamica appena utilizzata è valida per semiali a pianta trapezoidale.

3.4.2 Dimensionamento piano di coda

I parametri che determinano il dimensionamento del piano di coda in pianta sono la sua superficie e il braccio di leva.

Si sceglie di utilizzare un piano di coda a V con apertura di 120° e si stabilisce che il rapporto tra la superficie in pianta dell'impennaggio verticale e la superficie alare sia pari a 0.2. Ciò consente di determinare la superficie in pianta dell'impennaggio verticale, che sarà pari a 0.171 m^2 . Si opta per un rapporto di rastremazione unitario, così che la corda alla radice e quella all'estremità siano uguali. Considerazioni di tipo geometrico che verranno approfondite meglio nel seguito impongono di disporre i quattro motori utilizzati per il volo verticale sui vertici di un quadrato di lato 0.9 m. Supponendo di utilizzare un piano di coda ancorato ai prolungamenti dei bracci che sostengono tali motori, è lecito imporre che l'apertura alare di coda sarà proprio pari a 0.9 m. Si può adesso determinare la corda del piano di coda

$$\text{corda coda} = \frac{\text{superficie coda}}{\text{apertura alare coda}} = 0.190 \text{ m}$$

Si ricava facilmente il suo allungamento alare

$$\text{allungamento alare coda} = \frac{\text{apertura alare coda}^2}{\text{superficie coda}} = 4.74$$

Il braccio di leva, ovvero la distanza tra il terzo anteriore della corda media aerodinamica dell'ala e il quarto anteriore della corda media aerodinamica della coda, è determinato scegliendo un opportuno valore di rapporto volumetrico di coda

$$\text{rapporto volumetrico di coda} = \frac{\text{braccio di leva} \cdot \text{superficie coda}}{\text{corda media aerodinamica ala} \cdot \text{superficie ala}}$$

Si nota che tanto più è elevato il valore assunto dal rapporto volumetrico di coda, tanto più l'effetto della coda sulla dinamica longitudinale sarà accentuato. In letteratura si trovano valori tipici derivati da studi teorici ed empirici, che consentono di scegliere un opportuno valore di rapporto volumetrico di coda in base alla tipologia di aeromobile che si vuole progettare. Si osservi inoltre che aeromobili veloci dovranno utilizzare rapporti volumetrici di coda più piccoli, in quanto velocità relative più alte del flusso determinano un aumento delle forze sviluppate dal piano di coda. Viene in questo caso scelto il valore 0.7, da cui è possibile determinare il valore del braccio di leva

$$\text{braccio di leva} = \frac{\text{rapporto volumetrico di coda} \cdot \text{corda media aerodinamica ala} \cdot \text{superficie ala}}{\text{superficie coda}} =$$

$$1.003 \text{ m}$$

In fase di test dell'APR, nel caso in cui non siano raggiunte le performance desiderate, sarà sufficiente modificare il braccio di leva per agire sul valore assunto dal rapporto volumetrico di coda. Tale operazione risulta relativamente semplice in quanto sarà sufficiente utilizzare strutture tubolari di collegamento tra fusoliera e piano di coda più o meno lunghe. Non sarà perciò necessario modificare la geometria del piano di coda agendo sulla sua superficie, che costituirebbe una operazione ben più macchinosa.

Le quote del piano di coda visto di profilo possono essere ricavate da semplici considerazioni geometriche. Si ricava:

$$\text{altezza coda (profilo)} = 0.260 \text{ m}$$

$$\text{superficie coda (profilo)} = 0.0494 \text{ m}^2$$

3.4.3 Dimensionamento bracci sostegno motori

Al fine di garantire ottime performance di volo in modalità quadricottero, i motori di sostentamento dovranno essere disposti sui vertici di un quadrato. Inoltre il punto di intersezione delle diagonali del quadrato dovrà trovarsi il più vicino possibile al baricentro dell'APR. Tale accorgimento consentirà di avere velocità di rotazione dei motori pressoché identiche in fase di volo verticale, eliminando il pericolo di sovraccarico di singoli motori. In fase di progetto preliminare sarà necessario disporre il quarto anteriore della corda media aerodinamica dell'ala in prossimità del baricentro dell'APR per poter garantire un opportuno margine di stabilità statica. Si ricordi infatti che affinché un aeromobile sia staticamente stabile sarà necessario che il suo baricentro sia posizionato anteriormente al fuoco dell'intero velivolo. Si consideri infine che i motori utilizzati in fase di volo verticale utilizzeranno eliche da diciotto pollici, e che esse non devono interferire con l'ala, la fusoliera e l'elica utilizzata dall'ipotetico motore posto sulla parte terminale della fusoliera. L'insieme di queste considerazioni portano a determinare la dimensione del lato del quadrato sui cui vertici verranno disposti i motori di cui abbiamo precedentemente parlato.

3.4.4 Dimensionamento fusoliera

In questa fase preliminare di progetto è possibile approssimare la forma della fusoliera ad un cilindro, o un volume dalle forme sufficientemente semplici, in modo tale da semplificare la proiezione in pianta della stessa. La fusoliera dovrà essere dimensionata in modo tale da garantire l'alloggiamento del pacco batterie, di tutta l'elettronica di controllo, dell'eventuale motore installato nella parte terminale di fusoliera (che utilizzerà un'elica da sedici pollici di diametro) e del payload. È possibile consultare volume e pesi dei componenti appena citati nei relativi capitoli che trattano il funzionamento degli stessi.

Da tali considerazioni vengono derivate le dimensioni del cilindro utilizzato per la schematizzazione del corpo di fusoliera. Esso sarà caratterizzato da una altezza circa pari a 800 mm e un diametro di 140 mm.

3.5 Pianta preliminare dell'intero APR

Utilizzando le quote precedentemente determinate è ora possibile disegnare una pianta approssimata dell'intero APR, grazie alla quale sarà facile avere idea degli ingombri dei vari componenti. Il risultato ottenuto è proposto nella figura sottostante, in cui le quote sono espresse in millimetri. L'intero progetto sarà basato sulla pianta ottenuta, ricordando che sarà possibile in fase avanzata di progetto apportare delle modifiche in base alle necessità del caso. Ad esempio, come precedentemente illustrato, sarà possibile agire sulla lunghezza della struttura tubolare che sorregge la coda per modificare il rapporto volumetrico di coda. O ancora potrebbe essere modificata l'apertura alare per applicazioni ad alta quota, in cui la velocità di stallo potrebbe risultare eccessivamente elevata. Per le stesse ragioni potrebbe essere utile modificare il diametro delle eliche utilizzate, al fine di garantire i medesimi valori di spinta anche in presenza di aria rarefatta. Si potrebbe inoltre agire sulla lunghezza della fusoliera per la realizzazione di versioni dello stesso APR a lungo raggio, aumentando la capacità della batteria, e di conseguenza le sue dimensioni.

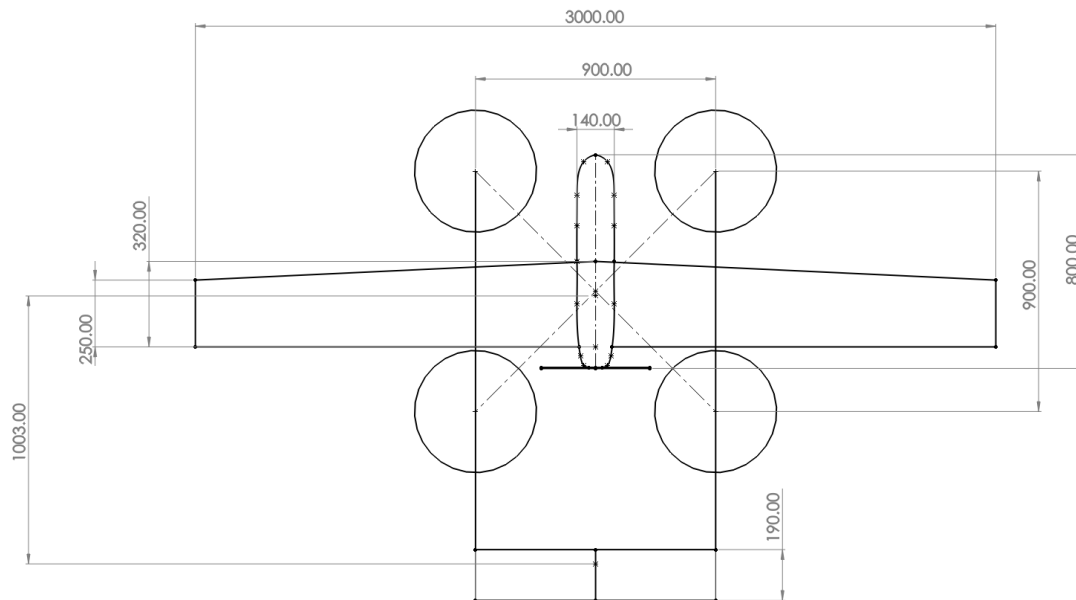


Figura 3.15 – Pianta preliminare APR

3.6 Modello 3D preliminare dell'intero APR

Utilizzando la pianta sopra riportata come riferimento, è possibile realizzare un modello tridimensionale in grado di mostrare gli ingombri sulle tre dimensioni spaziali. In particolare sarà possibile osservare la configurazione della coda a V, le cui informazioni sulle quote verticali si perdono consultando la semplice pianta. Il profilo alare utilizzato per la creazione del seguente modello preliminare è stato scelto senza indagini aerodinamiche approfondite, ma semplicemente utilizzando un profilo dotato di spessore confrontabile con quello definitivo; a tal proposito si rimanda al capitolo dedicato alla scelta del profilo alare. Per contro il piano di coda è stato approssimato mediante l'utilizzo di semplici lamine piane.

Di seguito sono proposte la vista di scorcio, superiore, laterale e frontale.

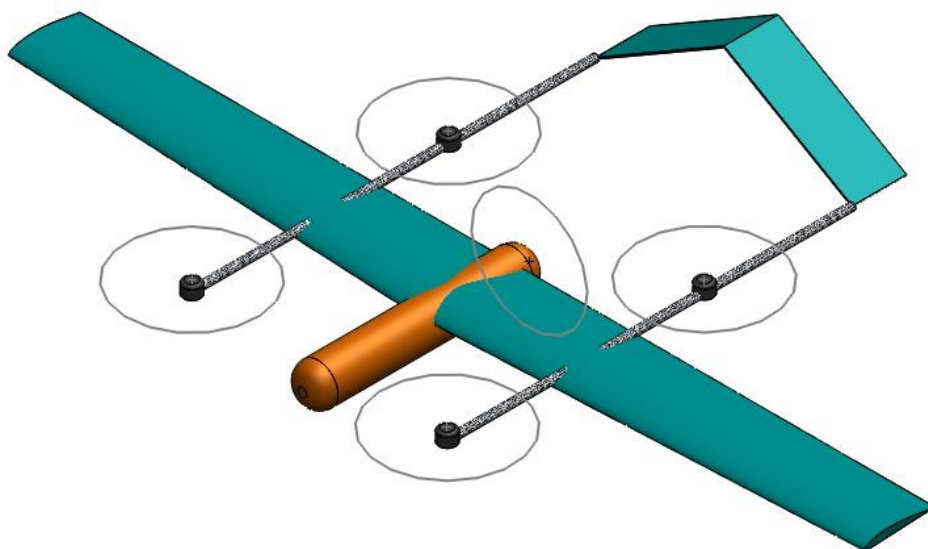


Figura 3.16 – Vista di scorcio

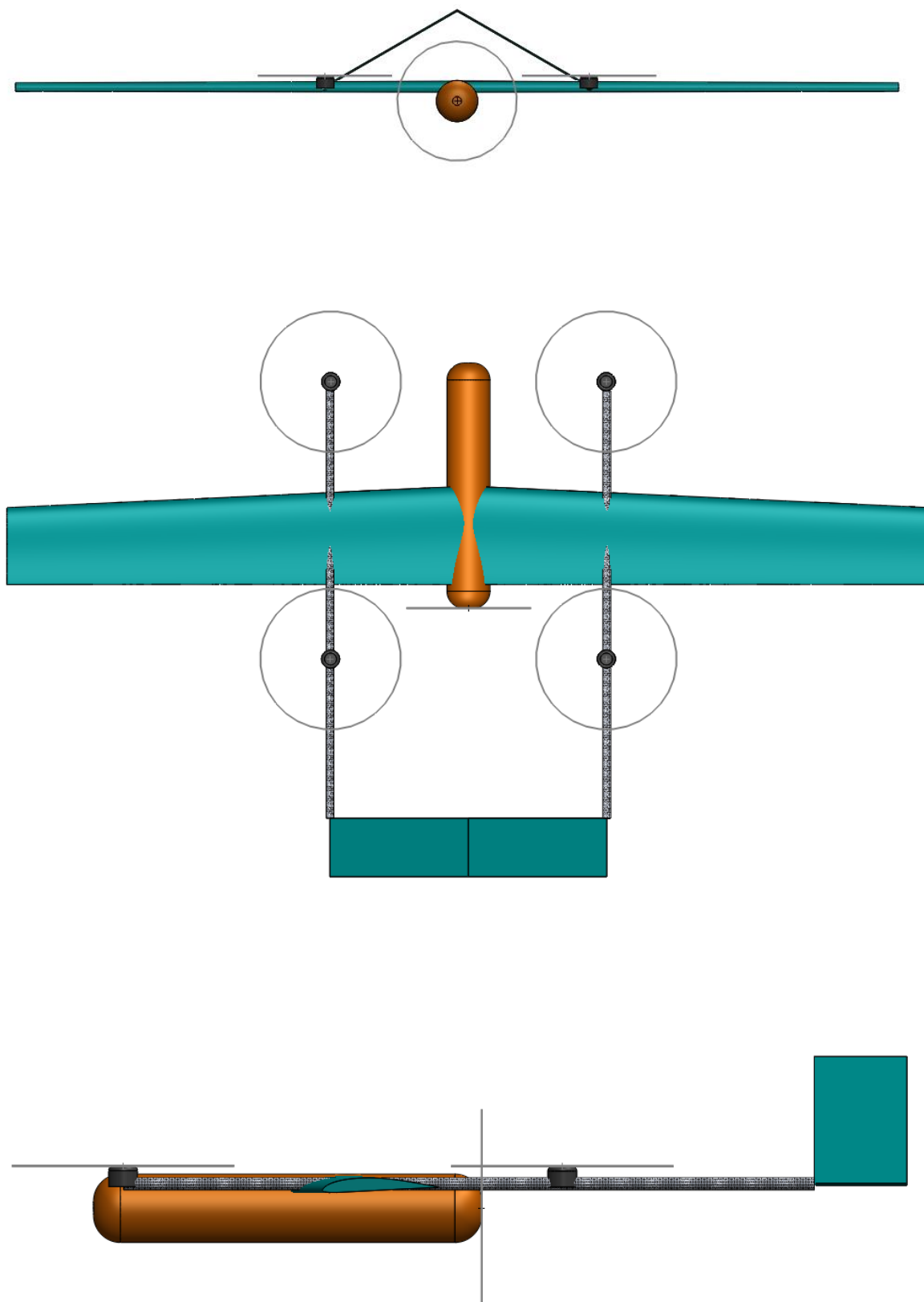


Figura 3.17 – Viste frontale, superiore e laterale

3.7 Trasporto in valigia

Per il trasporto dell'APR verrà utilizzata una valigia, che come prescritto dai requisiti dovrà avere lunghezza non superiore ad un metro. Dovranno essere perciò previsti opportuni sistemi di giunzione meccanici che consentano l'assemblaggio dell'aeromobile nel minor tempo possibile. Saranno utilizzati appositi connettori elettrici che velocizzano il processo di collegamento dei componenti e riducono al minimo la possibilità di errore da parte dell'operatore sul campo.

Si è scelto di suddividere l'ala in tre parti di lunghezza circa uguale. Il tronco centrale sarà dotato di opportuni attacchi che consentono il collegamento dei bracci che sorreggono i motori. La coda presenterà un meccanismo di giunzione in corrispondenza del piano di simmetria dell'aeromobile e la struttura tubolare per il sostegno dei motori sarà anch'essa divisa in due parti.

Di seguito le immagini chiariscono quanto appena descritto.

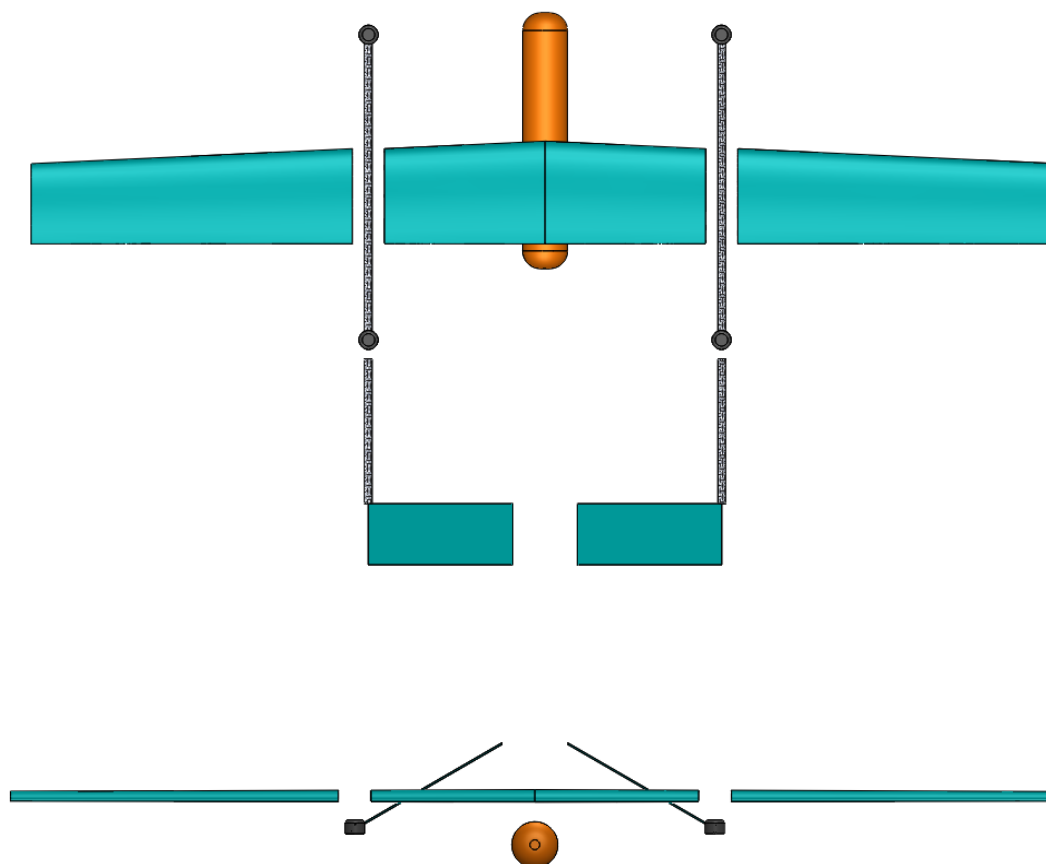


Figura 3.18 – Vista in pianta e frontale

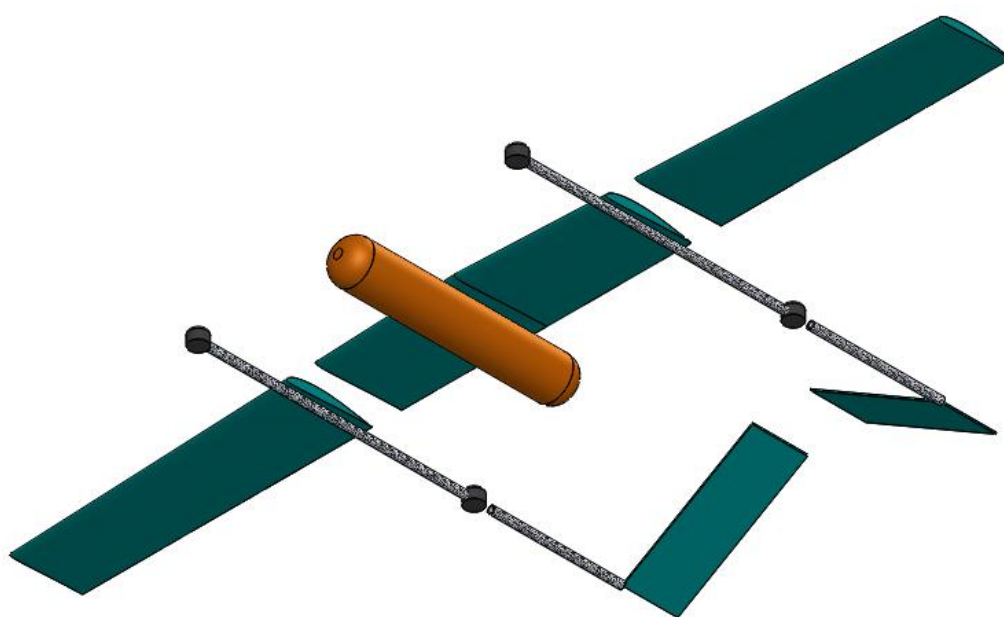


Figura 3.19 – Vista di scorcio

Infine viene mostrato nella seguente figura che le dimensioni delle componenti di cui è composto l'APR sono confrontabili e non eccedono il metro di lunghezza. Tale accorgimento consente di utilizzare valigie per il trasporto di dimensioni contenute e l'ottimizzazione dei suoi spazi interni. Si osservi infatti che la lunghezza dei tre tronchi alari in figura misurano un metro di lunghezza.

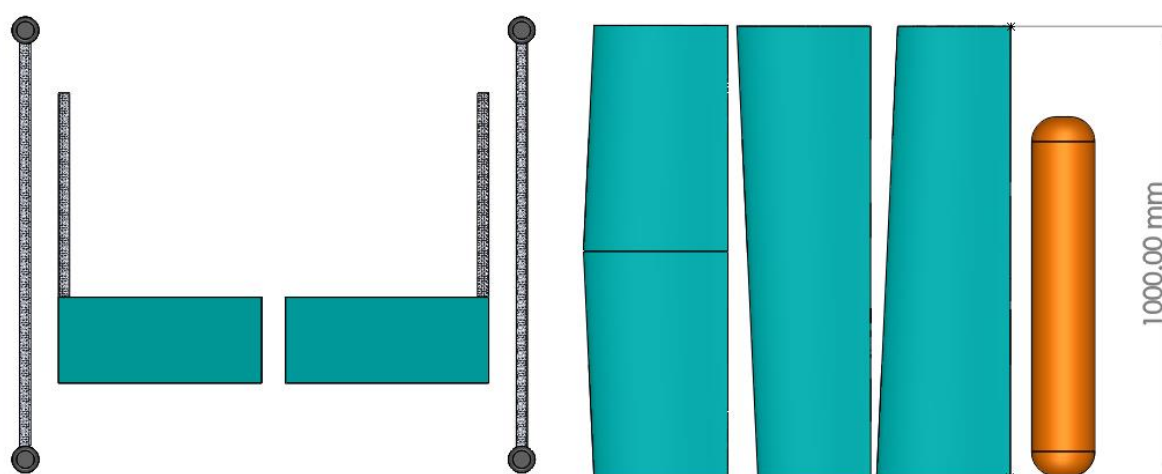


Figura 3.20 – Componenti disassemblati

Capitolo 4

Motorizzazione

4.1 Confronto configurazioni

Da requisiti la motorizzazione dovrà essere completamente elettrica. L'utilizzo di un motore a combustione interna durante la fase di crociera consentirebbe di estendere notevolmente l'autonomia, ma contemporaneamente aumenterebbe la complessità del sistema, dal momento che sarebbe necessario aggiungere diversi componenti dedicati all'alimentazione del motore a scoppio. A tal proposito è di notevole interesse analizzare due delle configurazioni proposte dell'azienda statunitense *Spektreworks*. Si tratta del Cobalt 55 E-VTOL (preso in considerazione nell'analisi proposta nel paragrafo 2.2) e del Cobalt 55 G-VTOL. Costruiti utilizzando il medesimo frame, si differenziano per la tipologia di motorizzazione utilizzata. Nel primo caso l'APR è dotato di cinque motori elettrici (quattro utilizzati per il volo verticale e uno per la fase di crociera), mentre il secondo prevede l'installazione di quattro motori elettrici e uno a combustione interna usato per il volo condotto in modalità ala fissa. Come è possibile osservare dalle schede tecniche messe a disposizione dalla ditta (visibili in *Figura 4.1* e *Figura 4.2*), le performance dichiarate differiscono esclusivamente in termini di autonomia chilometrica e oraria. La versione dotata di motore a scoppio infatti consente di raggiungere autonomie chilometriche dieci volte maggiori e autonomie orarie fino a quattro volte superiori.

Vengono inoltre confrontate configurazioni completamente elettriche che si differenziano per il numero di motori utilizzati. Dall'analisi statistica effettuata sugli APR di riferimento le configurazioni maggiormente diffuse prevedono l'utilizzo di quattro o cinque motori. Nel primo caso la complessità del sistema aumenta notevolmente, in quanto dovranno essere predisposti opportuni servi elettrici per l'orientamento dei motori. Tale configurazione consente

tuttavia un risparmio di peso notevole, derivato non solo dall'assenza di un motore aggiuntivo, ma anche dall'eliminazione del relativo ESC necessario per l'alimentazione dello stesso. La scelta del numero di motori coinvolge direttamente anche la struttura di supporto della coda dell'aeromobile. Una configurazione dotata di cinque motori (con motore usato in fase di crociera montato sulla parte terminale della fusoliera) impedisce l'uso di un tubo di carbonio posizionato in corrispondenza del piano di simmetria dell'APR (come accade invece nell'*Ewatt E2V* visibile in *Figura 3.4*), in quanto esso entrerebbe in conflitto con il moto dell'elica. Segue che tale configurazione di struttura di sostegno della coda rende necessario il posizionamento del motore usato in fase di crociera sulla prua dell'APR. In alternativa sarà necessario prevedere l'installazione di soli quattro motori, di cui almeno due dovranno essere orientabili.

In base alle precedenti osservazioni si è scelto di utilizzare il prolungamento dei bracci di sostegno dei motori come supporto per il piano di coda. Tale soluzione consente di scegliere una configurazione a cinque motori, ma contemporaneamente non esclude la possibilità di adattare l'aeromobile per il funzionamento a soli quattro motori, mediante l'installazione di opportuni servi. Il progetto sarà dunque basato su una configurazione a cinque motori, ma presenterà caratteristiche tali da garantire un facile riadattamento dello stesso in seguito all'eventuale eliminazione del motore di coda.



Figura 4.1 – Scheda tecnica Cobalt 55 G-VTOL



Figura 4.2– Scheda tecnica Cobalt 55 E-VTOL

4.2 Dimensionamento motori ed eliche

4.2.1 Dimensionamento motori ed eliche per trazione verticale

In volo verticale l'aeromobile verrà sostenuto dall'azione di quattro motori elettrici identici. I quadricotteri usati per applicazioni di fotogrammetria utilizzano di norma motori in grado di fornire al 50% della manetta una spinta complessiva circa pari al peso dell'APR (si ricordi che si è fissato il peso massimo al decollo a 8 kg). A manetta massima i motori dovranno invece garantire una spinta pari a 3 o 4 volte il peso massimo al decollo dell'aeromobile.

Il costruttore a cui faremo affidamento è *T-motor*, azienda conosciuta per l'elevato grado di affidabilità dei motori da essa costruiti. La consultazione delle schede tecniche sul sito del produttore ha reso possibile l'individuazione del motore e delle eliche in grado di soddisfare i requisiti enunciati a inizio capitolo. Il modello in questione è denominato *MN5212 KV420*, sul quale verranno montate eliche 18x6.1 di tipo pieghevole per minimizzare l'ingombro in fase di trasporto.

Nelle tabelle seguenti è possibile consultare le specifiche.

Resistenza interna	69 mΩ
Diametro albero	4 mm
Diametro statore	52 mm
Altezza statore	12 mm
Dimensioni cavi di alimentazione	16 AWG
Peso (esclusi i cavi)	205 g
Numero di celle (Lipo)	4S-8S

Tabella 4.1 - Specifiche T-motor MN5212 KV420

Manetta	Corrente [A]	Potenza [W]	Spinta [g]	RPM	Efficienza [g/W]	Coppia [Nm]
50%	12.4	296.6	2110	4558	7.11	0.45
55%	15.3	366.5	2468	4908	6.73	0.528
60%	18.6	446.9	2820	5276	6.31	0.608
65%	22.9	549.1	3215	5612	5.86	0.703
75%	32.5	779.5	4142	6226	5.31	0.881
85%	41.9	1006.1	4885	6785	4.86	1.044
100%	59.9	1436.6	5918	7440	4.12	1.278

Tabella 4.2 – Specifiche T-motor MN5212 KV420 con tensione di alimentazione di 24 V ed elica 18x6.1 (la temperatura operativa dopo 10 min di funzionamento al massimo della manetta sarà pari a 84 °C)

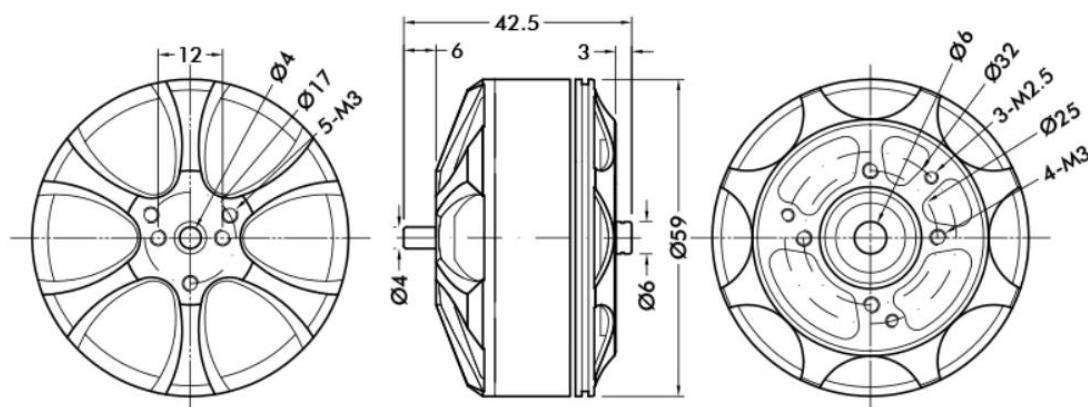


Figura 4.3 – Disegni quotati T-motor MN5212 KV420

Come si evince dalla seconda tabella, al 50% di manetta la spinta generata dai quattro motori sarà pari a 8440 g, mentre a manetta massima verrà prodotta una spinta pari a 23672 g (il rapporto spinta massima – MTOW sarà dunque pari a 2.96).

Il dimensionamento del pacco batterie dovrà tenere in considerazione i valori di corrente consumata contenuti nella seconda tabella. In particolare si dovrà garantire che la corrente di scarica in fase di salita non ecceda i valori massimi di scarica continua delle celle prescritti dal costruttore. Si suppone ad esempio che in fase di salita si usi una manetta pari al 55% (che garantisce 9872 g di spinta totale); in tal caso il consumo di corrente sarà pari a circa 60 A. Il

pacco batterie dovrà essere in grado di erogare tale intensità di corrente costante. Data l'importanza delle correnti di scarica in funzione della manetta si propone un grafico ottenuto mediante interpolazione dei dati forniti dal costruttore del motore. Per chiarezza viene anche riportato lo script Matlab mediante il quale è stata ottenuta la curva interpolante.

```
close all
clear all
clc

manetta = [50 55 60 65 75 85 100];
corrente = [12.4 15.3 18.6 22.9 32.5 41.9 59.9]*4;

y_interpolati = interp1(manetta,corrente,50:0.01:100,'makima');

plot(50:0.01:100, y_interpolati)
hold on
plot(manetta, corrente,'bo')
grid on
xlabel('Manetta [%]')
ylabel('Corrente [A]')
title('Corrente di scarica in funzione della manetta (modalità quadricottero)')
```

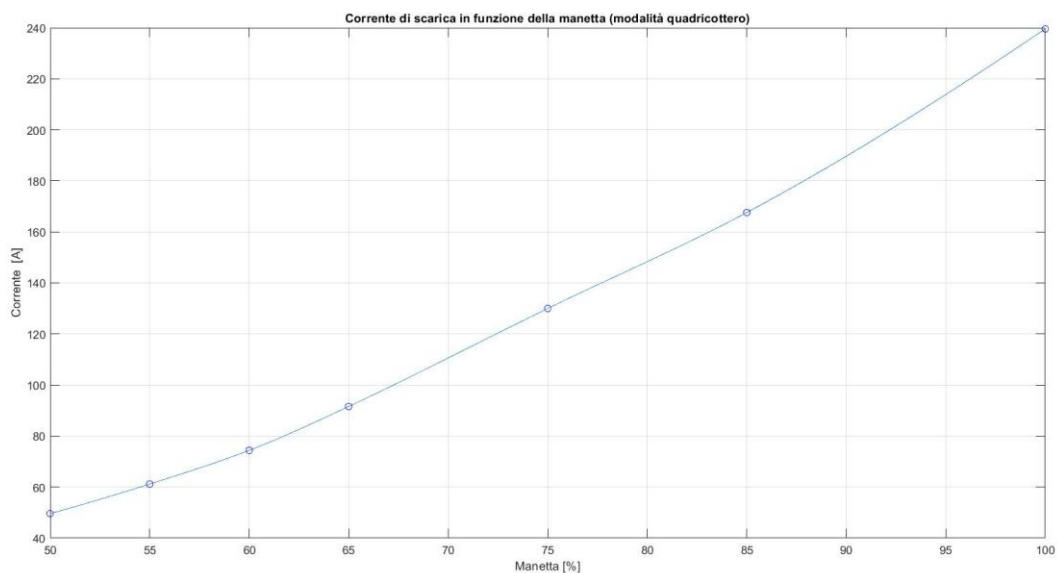


Figura 4.4 – Corrente di scarica totale in funzione della manetta in modalità quadricottero

4.2.2 Dimensionamento motore ed elica per volo in modalità ala fissa

Il motore e l'elica per il volo in modalità ala fissa devono garantire un rapporto spinta/MTOW circa pari a 0.25 al 50% della manetta. *T-motor* propone diverse alternative, tra le quali è stato selezionato il motore *AT4120 KV500* con elica 16x8.

Nelle seguenti tabelle è possibile consultare le relative specifiche.

Resistenza interna	21 mΩ
Diametro albero	6 mm
Dimensioni	Φ50x69 mm
Peso (inclusi i cavi)	305 g
Numero di celle (Lipo)	6S

Tabella 4.3 – Specifiche *T-motor AT4120 KV500*

Manetta	Corrente [A]	Potenza [W]	Spinta [g]	RPM	Efficienza [g/W]	Coppia [Nm]
40%	8.73	195.81	1518	4294	7.75	0.314
45%	10.71	240.02	1765	4636	7.35	0.364
50%	13.87	309.84	2123	5071	6.85	0.440
55%	17.61	392.29	2550	5499	6.50	0.528
60%	22.03	489.30	2979	5927	6.09	0.622
65%	27.16	600.86	3427	6334	5.70	0.719
70%	32.72	720.93	3885	6715	5.39	0.824
75%	38.56	845.96	4305	7075	5.09	0.922
80%	45.23	986.96	4742	7405	4.80	1.024
90%	62.33	1342.79	5801	8035	4.32	1.270
100%	65.44	1406.23	5967	8108	4.24	1.318

Tabella 4.4 – Specifiche *T-motor AT4120 KV500* con tensione di alimentazione di 24 V ed elica 16x8 (la temperatura operativa dopo 10 min di funzionamento al massimo della manetta sarà pari a 98 °C)

Di seguito la messa in tavola quotata in millimetri.

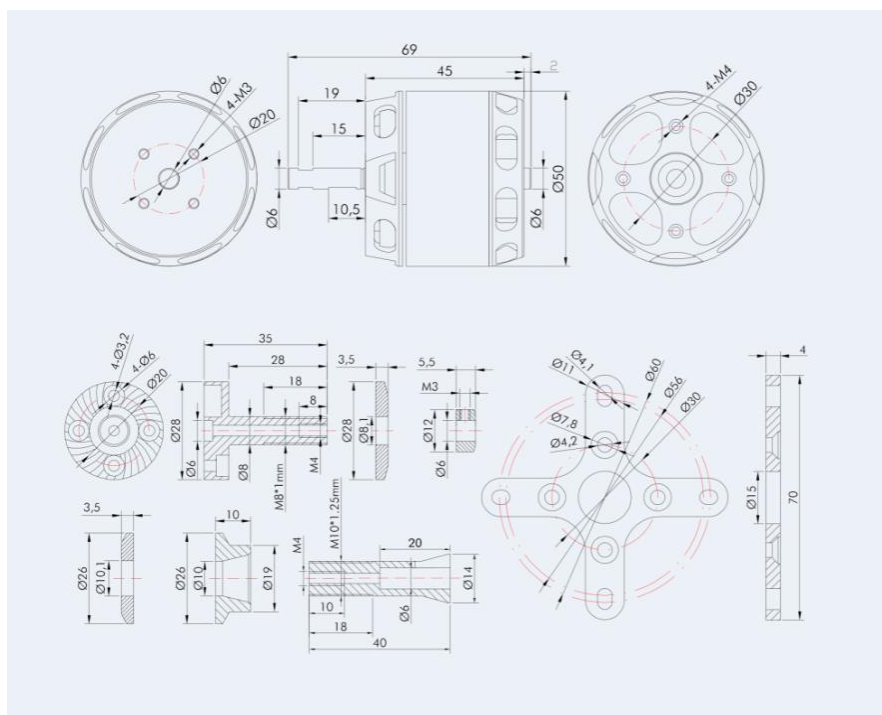


Figura 4.5 – Disegni quotati T-motor AT4120 KV500

Anche in questo caso viene proposta la curva di interpolazione della corrente in funzione della manetta, ottenuta mediante script Matlab del tutto analogo a quello precedentemente proposto.

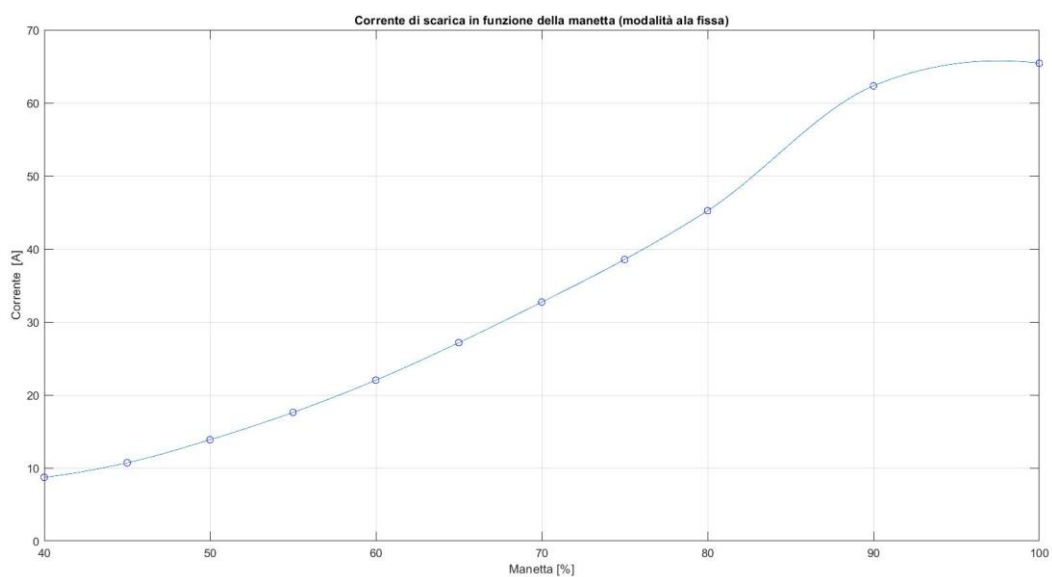


Figura 4.6 – Corrente di scarica totale in funzione della manetta in modalità ala fissa

Capitolo 5

Profilo alare

5.1 Calcolo dei numeri di Reynolds

Si ricordi la formula per la determinazione del numero di Reynolds per i profili alari.

$$Re = \frac{\rho V c}{\mu} = \frac{V c}{\nu}$$

In cui

ρ : densità dell'aria [kg/m³]

V : velocità [m/s]

c : corda [m]

μ : viscosità dinamica [kg/(m·s)]

ν : diffusività cinematica [m²/s]

Vengono di seguito mostrati i dati tabellati per l'atmosfera standard a livello del mare e a 5000 m di quota

$$\rho_{sl} = 1.225 \frac{kg}{m^3}$$

$$\mu_{sl} = 1.80 \cdot 10^{-5} \frac{kg}{m \cdot s}$$

$$v_{sl} = 1.47 \cdot 10^{-5} \frac{m^2}{s}$$

$$\rho_{5000\ m} = 0.736 \frac{kg}{m^3}$$

$$\mu_{5000\ m} = 1.63 \cdot 10^{-5} \frac{kg}{m \cdot s}$$

$$v_{5000\ m} = 2.21 \cdot 10^{-5} \frac{m^2}{s}$$

Il calcolo del numero di Reynolds verrà eseguito utilizzando i valori di corda media geometrica. Verranno inoltre calcolati i numeri di Reynolds per velocità di stallo e velocità massima (quest'ultima imposta pari a 30 m/s e dedotta dalle velocità massime dichiarate per gli APR già in commercio di dimensioni paragonabili).

La combinazione che consente di ottenere numero di Reynolds maggiore è quella che utilizza velocità massima di volo e dati relativi all'aria a livello del mare. Per tali condizioni si ricava

$$Re_{max} = 5.82 \cdot 10^5$$

Il numero di Reynolds minimo (supponendo che la quota massima raggiungibile dall'APR è di 5000 m) viene calcolato utilizzando la velocità di stallo alla quota prestabilita (supponiamo essere 15 m/s) e i dati relativi all'aria a 5000 m di quota

$$Re_{min} = 1.93 \cdot 10^5$$

5.2 Profili alari low Reynolds

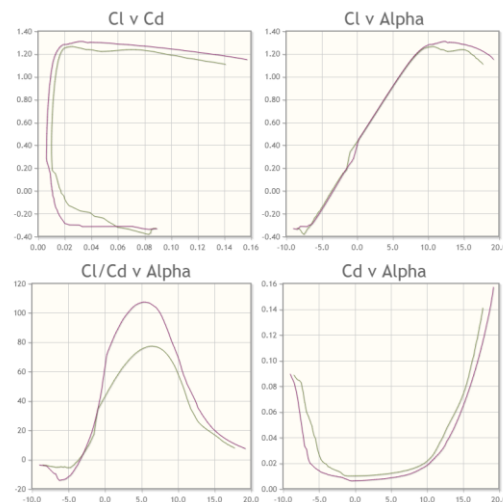
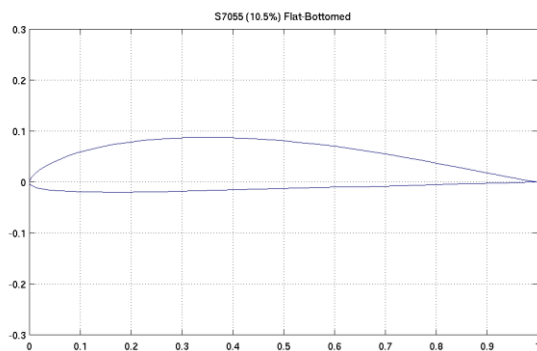
La ricerca del profilo alare è stata condotta sul sito del dipartimento di ingegneria aerospaziale dell'Illinois, grazie al quale è possibile ottenere in modo rapido le polari e le caratteristiche aerodinamiche dei profili selezionati in funzione del numero di Reynolds.

Utilizzando l'elenco dei profili alari presenti sul sito internet sopra citato è possibile selezionare i profili studiati per la massimizzazione delle performance aerodinamiche per bassi numeri di Reynolds. Tra questi sono stati individuati profili dotati di spessori percentuali tra il 9% e

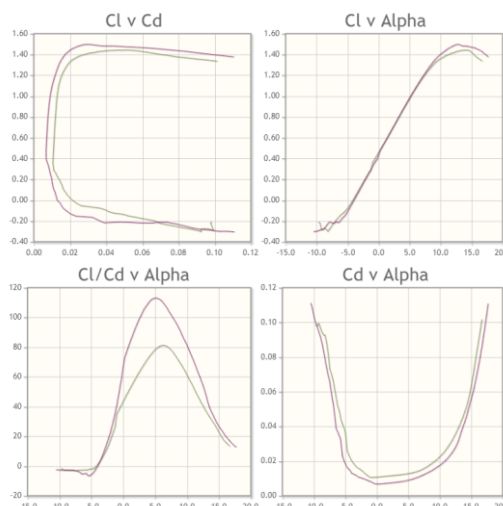
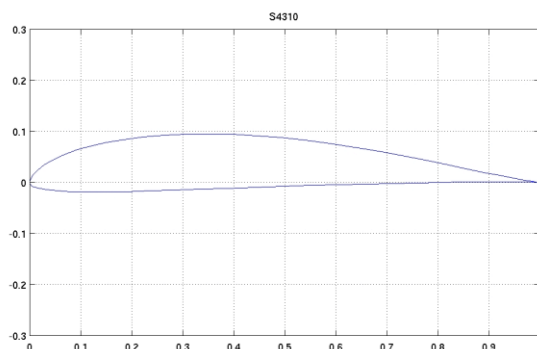
l'11%, in grado di ospitare longheroni alari a sezione circolare con diametro esterno pari a 12 mm.

Per ciascun profilo selezionato è proposta la curva che lo definisce e quattro grafici che ne descrivono il comportamento aerodinamico per due Reynolds fissati e circa pari a quello massimo e minimo determinati nel paragrafo precedente (linea verde riferita a Reynolds pari a $2 \cdot 10^5$, e linea viola riferita a Reynolds pari a $5 \cdot 10^5$).

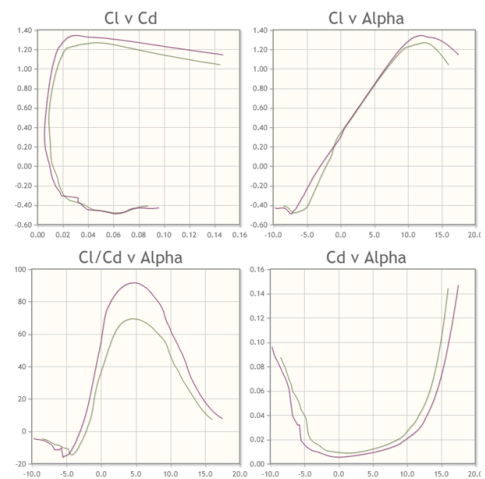
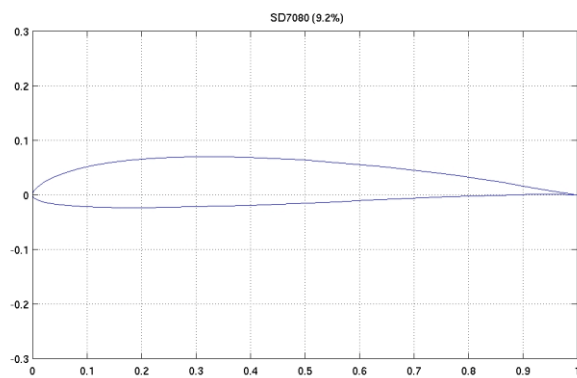
5.2.1 Selig 7055



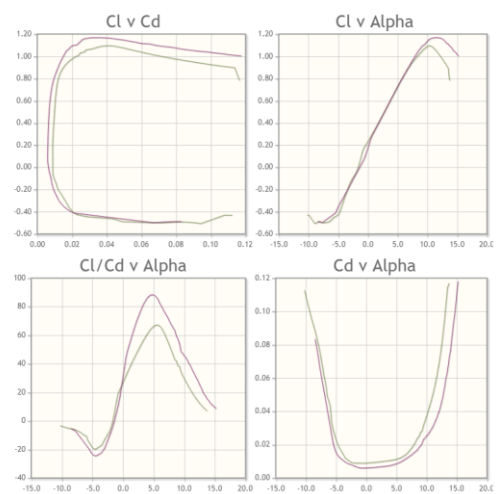
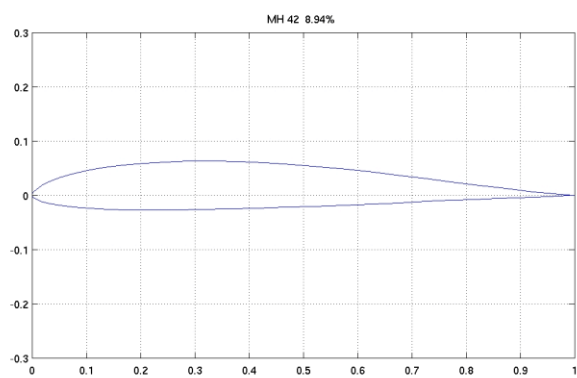
5.2.2 Selig 4310



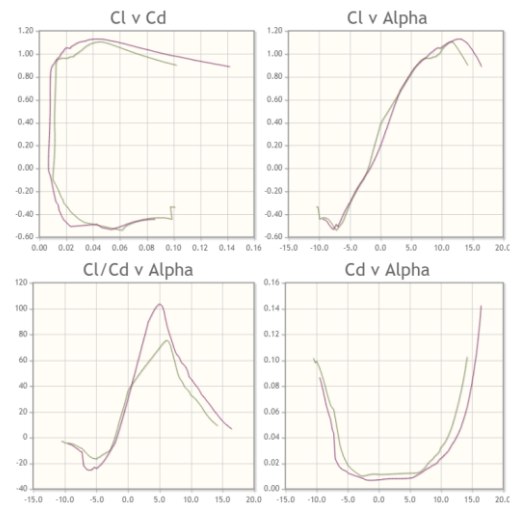
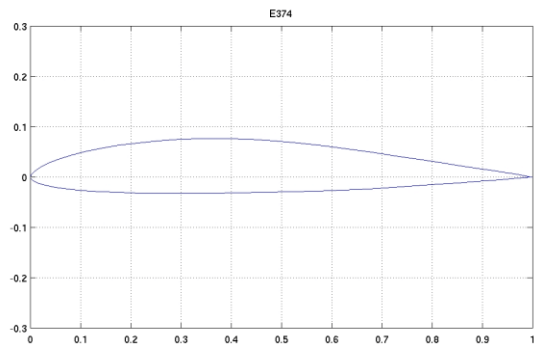
5.2.3 Selig/Donavon 7080



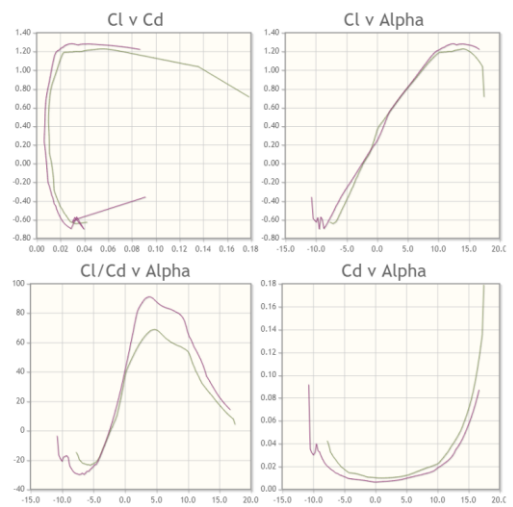
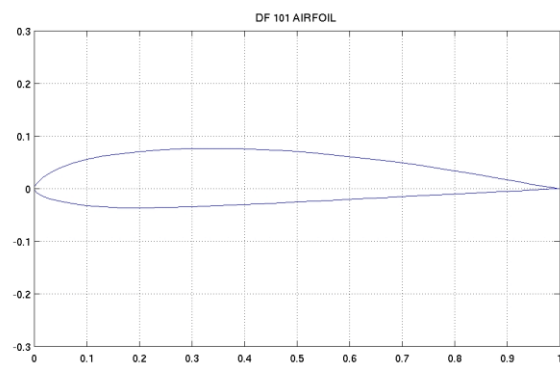
5.2.4 Martin Hepperle 42



5.2.5 Eppler 374



5.2.6 David Fraser 101



5.2.7 Scelta del profilo

Lo studio del profilo alare che verrà utilizzato si limita ad una analisi bidimensionale di prima approssimazione, dal momento che l'argomento della presente tesi non riguarda direttamente lo studio aerodinamico del modello in questione. Per tale ragione non saranno indagate le proprietà aerodinamiche del modello tridimensionale (ad esempio attraverso la teoria della linea portante di Prandtl, in grado di tenere in considerazione gli effetti dovuti ai vortici di estremità e alla resistenza indotta tipici di ali ad allungamento finito).

Chiarite le premesse, che evidenziano l'importanza di analisi successive e maggiormente approfondite, si è scelto di utilizzare il valore di efficienza del profilo come parametro principale di confronto tra le varie alternative. Si noti che all'interno dell'intervallo di numeri di Reynolds considerati, il profilo che mostra efficienze maggiori al variare dell'angolo di incidenza è il Selig 4310, motivo per cui è stato ritenuto il più idoneo.

Per i numeri di Reynolds considerati, il Selig 4310 mostra angoli di incidenza di stallo compresi tra i 12 deg e 14 deg e coefficienti di portanza massimi compresi tra 1.45 e 1.5. L'efficienza massima del profilo per Reynolds pari a $2 \cdot 10^5$ risulta essere 80 per angolo di incidenza di 6 deg, mentre per Reynolds pari a $5 \cdot 10^5$ l'efficienza massima sale al valore 110 ad angolo di incidenza di 5 deg.

Capitolo 6

Pacco batterie

6.1 Confronto tipologie celle

Le tecnologie oggi utilizzate per l'alimentazione delle utenze elettriche a bordo degli APR prevedono l'installazione di un pacco batterie, all'interno del quale viene immagazzinata l'energia necessaria per la propulsione, per l'alimentazione dei dispositivi avionici e la movimentazione delle superfici mobili. Di seguito è proposto un grafico che mette a confronto le tecnologie maggiormente diffuse sul mercato

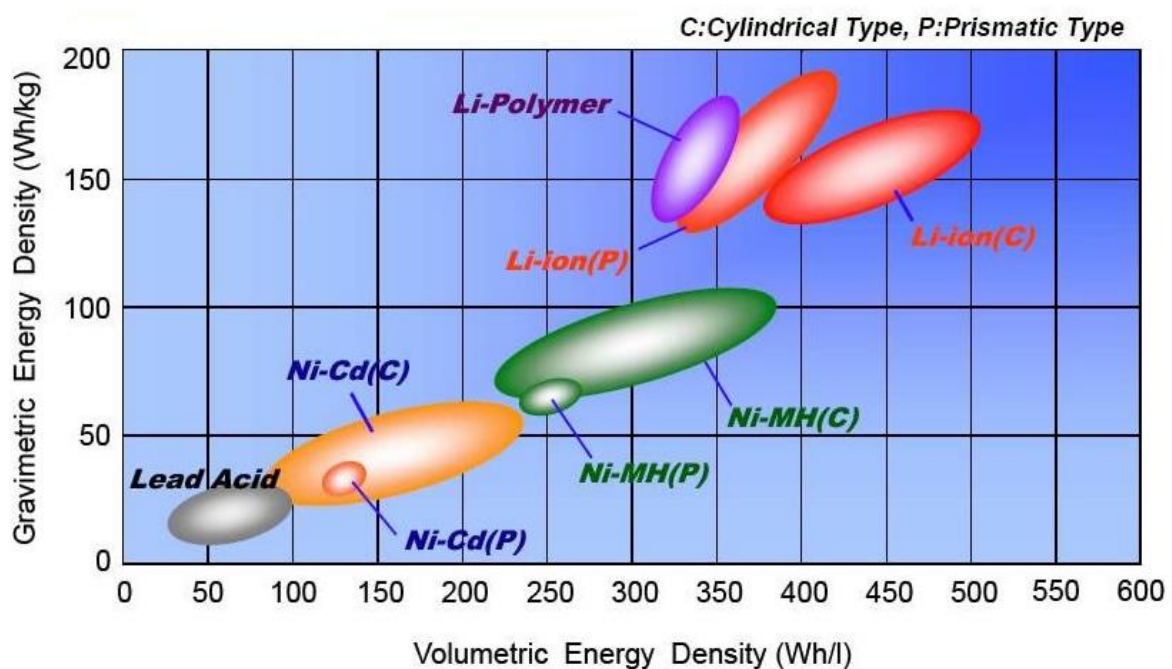


Figura 6.1 – Confronto batterie in base alla densità energetica

Dal grafico proposto è immediato capire il motivo per cui in campo aeronautico, nello specifico a bordo di APR, la tecnologia al litio ha preso il sopravvento sulle altre. Ci si riferisce certamente all'importanza di scegliere componenti caratterizzati da un peso contenuto e allo stesso tempo di garantire ottime performance. In questo caso specifico si nota come le celle ai polimeri di litio e agli ioni di litio consentano di immagazzinare grandi quantità di energia in volumi e pesi contenuti rispetto alle batterie al piombo, nichel cadmio e nichel-metallo idruro. Escludiamo per tali ragioni le celle caratterizzate da chimiche diverse da quelle al litio.

Viene infine proposta una tabella che evidenzia le differenze tra le principali chimiche disponibili sul mercato.

	Piombo	Nichel cadmio	Nichel-metallo idruro	Ioni di litio
Densità energetica [Wh/kg]	30-50	45-80	60-120	150-190
Vita operativa [cicli]	200-300	1000	300-500	500-1000
Tempo di ricarica [ore]	8-16	1	2-4	2-4
Scarica a riposo/mese	5%	20%	30%	<10%
Voltaggio nominale [V]	2	1.2	1.2	3.7
Tossicità	Molto alta	Molto alta	Bassa	Bassa
In uso da	Fine XIX secolo	1950	1990	1991

Tabella 6.1 – Confronto tipologie batterie

È quindi opportuno determinare la tipologia di cella al litio che consente di massimizzare il rapporto performance – peso. Ricordiamo inoltre che le celle ai polimeri di litio hanno forma di parallelepipedo, e di conseguenza i pacchi saranno composti da una serie di parallelepipedi sovrapposti. Le celle agli ioni di litio sono più comunemente caratterizzate da forma cilindrica

(come testimonia la *Figura 6.1* esistono anche a forma prismatica, ma sono dotate di densità energetica inferiore). Le celle a forma cilindrica sono identificate da una serie di cifre che ne identificano il diametro e l'altezza in millimetri. Ad esempio le celle 18650 hanno un diametro che misura 18 mm e una altezza di 65 mm; analogamente le celle 21700 avranno un diametro di 21 mm e una altezza di 70 mm. I formati più diffusi sono i seguenti: 18350, 18490, 18500, 18650, 20700, 21700, 26650.



Figura 6.2 – Pacco batteria ai polimeri di litio



Figura 6.3 – Cella agli ioni di litio

Le celle ai polimeri di litio sono tipicamente caratterizzate da correnti di scarica più elevate, motivo per cui sono preferibilmente utilizzate in applicazioni in cui i carichi sulle batterie sono particolarmente elevati (si pensi ad esempio a droni racing o acrobatici, in cui le manovre particolarmente rapide richiedono elevate intensità di corrente). Apparentemente, sarebbe quindi preferibile utilizzare celle di tipo lipo, che garantiscono maggiori correnti di scarica. Tuttavia la possibilità di mettere in parallelo le celle, consente (a parità di carico) di ridurre drasticamente le correnti che attraversano le singole celle e di moltiplicare la capacità totale del pacco batteria. Ad esempio si supponga di utilizzare una cella dotata di 2000 mah di capacità e in grado di sopportare 10 A di scarica continua; mettendo una cella identica in parallelo a quella appena descritta, si ottiene un pacco batteria dalla capacità totale raddoppiata (4000 mah) e in grado di alimentare utenze che richiedono 20 A continui. Tali considerazioni rendono le celle agli ioni di litio ideali per applicazioni in cui le autonomie orarie devono essere elevate e le correnti di scarica non eccessive. Il profilo di missione di APR dedicati alla fotogrammetria rende le celle agli ioni di litio particolarmente indicate per tali applicazioni. Questo il motivo per cui il pacco batterie installato a bordo del convertiplano in fase di progettazione sarà composto da celle agli ioni di litio (in particolare celle nel formato 18650, che risultano essere le più diffuse).

6.2 Architettura pacco batteria

Il pacco batteria dovrà essere dimensionato in modo tale da garantire due ore di volo prescritte dai requisiti; tale autonomia oraria dovrà essere raggiunta ipotizzando un profilo di missione standard composto da decollo verticale fino al raggiungimento della quota target, fase di crociera in modalità ala fissa (con motori per trazione verticale completamente spenti) e atterraggio verticale.

La configurazione del pacco batterie, e quindi il numero di celle disposte in serie e in parallelo tra loro, è solitamente definita mediante una sigla del tipo $xSyP$, in cui x indica il numero di celle disposte in serie e y il numero di celle in parallelo. Ad esempio una pacco batterie 3S5P sarà composto da 15 celle in totale così strutturato

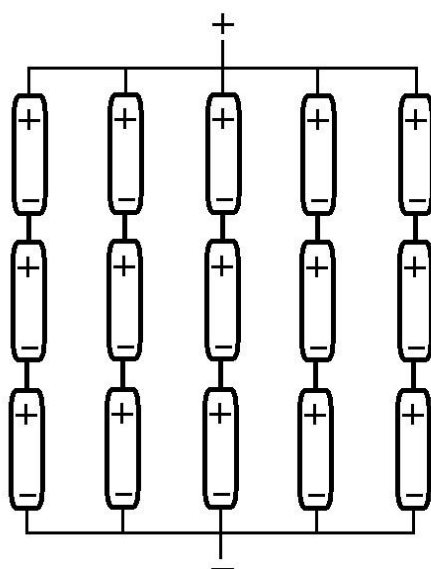


Figura 6.4 – Configurazione 3S5P

Si supponga che ciascuna cella abbia una tensione pari a 3.7 V, capacità pari a 3000 mah e in grado di sopportare una corrente di scarica continua di 20 A. La tensione ai capi del pacco batterie (a circuito aperto) sarà pari a $3.7 \text{ V} \times 3 = 11.1 \text{ V}$, la capacità totale sarà $3000 \text{ mah} \times 5 = 15000 \text{ mah}$ e sarà in grado di garantire $20 \text{ A} \times 5 = 100 \text{ A}$ di scarica continua. Si noti allora che la tensione ai capi del pacco batterie è strettamente legata al numero di celle disposte in serie, mentre il numero di celle disposte in parallelo influenza la capacità totale e l'intensità di corrente di scarica massima.

Nel caso specifico in analisi, per la determinazione del numero di celle da disporre in serie si osservino le specifiche dei motori scelti (all'interno del *Capitolo 4*). In particolare il motore *T-motor AT4120 KV500* (utilizzato per la propulsione in modalità ala fissa) è in grado di operare con tensioni di alimentazione derivate da pacchi batterie costituiti da serie di sei celle al litio. Rimane dunque da determinare il numero di celle disposte in parallelo. A tal fine si ipotizzi che in fase di crociera il consumo di corrente sarà di circa 10 A (che corrisponde ad una potenza di circa $10\text{ A} \times 24\text{ V} = 240\text{ W}$); tale consumo è stato stimato conoscendo il consumo tipico in fase di crociera dello *Skywalker X8* (nell'intorno di 8 A), dotato di un peso massimo al decollo di 6 kg e di cui si conoscono i valori tipici di corrente consumata in seguito all'analisi dei *log data* ricavati in fase di test sul campo. Si consideri inoltre una durata della fase di salita in modalità quadricottero di circa 30 s, in cui la manetta viene mantenuta al 55%, garantendo una spinta totale pari a 10 kg con un consumo di corrente pari a 60 A (come è possibile evincere dalla *Tabella 4.2*). In fase di atterraggio si ipotizzi una manetta mantenuta al 50% per altri 30 s, per la quale è prevista un consumo di circa 50 A. Si noti che i consumi previsti tengono in considerazione solo la propulsione, che costituisce certamente il contributo di maggior importanza. Di seguito la tabella che riassume le varie fasi del profilo di missione e le stime dei relativi consumi.

Fase	Durata	Corrente	Consumo
Decollo	30 s	60 A	500 mah
Crociera	2 h	10 A	20000 mah
Atterraggio	30 s	50 A	415 mah

Tabella 6.2 – Stima dei consumi durante le fasi di volo

La batteria dovrà dunque essere in grado di offrire una capacità di circa 21 Ah e correnti di scarica continua di 60 A. A tal proposito è stata condotta una indagine di mercato che mette a confronto diverse celle agli ioni di litio in formato 18650 messe in commercio dalle aziende maggiormente conosciute, e che quindi garantiscono un grado di qualità del prodotto finale elevato. Si consideri che il peso di ciascuna cella è di circa 50 g.

Cella	Capacità [mah]	Corrente massima di scarica continua [A]	Costo* [€]
Sony VTC5	2600	30	3.75
Sony VTC5A	2600	35	3.95
Sony VTC6	3120	30	6.25
Samsung INR 18650-35E	3450	10	3.95
Sanyo NCR 18650 GA	3350	10	4.25
Panasonic NCR 18650 G	3600	4.87	7.95
LG INR 18650 M36	3600	5	3.39
LG INR 18650 MJ1	3500	10	3.75

Tabella 6.3 – Confronto celle agli ioni di litio (sono stati presi come riferimento i prezzi presenti sul sito eu.nkon.nl)*

Dalla tabella è facile notare che tanto più è elevata la capacità della batteria, tanto più è bassa la corrente di scarica continua. Nella tabella sottostante è possibile consultare la configurazione del pacco batteria consigliato, ovvero la più piccola configurazione che consente di rispettare i requisiti in termini di capacità totale (21 Ah). Si osservi che a tali configurazioni proposte è possibile aggiungere celle in parallelo per estendere ulteriormente l'autonomia oraria e aumentare la corrente di scarica continua; non è invece possibile modificare il numero di celle in serie in quanto il motore utilizzato in modalità ala fissa è vincolato al funzionamento a 6S.

Cella	Configurazione pacco batteria consigliato	Capacità totale [mah]	Corrente di scarica continua totale [A]	Peso pacco batteria [kg]	Costo totale [€]
Sony VTC5	6S8P	20800	240	2.400	180.0
Sony VTC5A	6S8P	20800	280	2.400	189.6
Sony VTC6	6S7P	21840	210	2.100	262.5
Samsung INR 18650-35E	6S6P	20700	60	1.800	142.2
Sanyo NCR 18650 GA	6S6P	20100	60	1.800	153.0
Panasonic NCR 18650 G	6S6P	21600	30	1.800	286.2
LG INR 18650 M36	6S6P	21600	30	1.800	122.0
LG INR 18650 MJ1	6S6P	21000	60	1.800	135

Tabella 6.4 – Confronto caratteristiche pacchi batteria

Dai risultati tabellati vengono escluse le configurazioni che utilizzano celle Sony, dal momento che il peso del pacco batterie è fino al 33% superiore ed il costo particolarmente elevato (115 % in più rispetto ad una configurazione che utilizza celle LG INR 18650 M36). Le grandi correnti di scarica massima continua (fino a 280 A usando VTC5A) non giustificano né il costo né il peso maggiore di tali configurazioni, in quanto si ricorda che le correnti continue massime che il sistema deve essere in grado di erogare sono pari a 60 A.

Le rimanenti configurazioni proposte (tutte 6S6P) sono caratterizzate da pesi identici tra loro e capacità del tutto confrontabili. Viene esclusa a priori la cella Panasonic NCR 18650 G, caratterizzata da un prezzo unitario eccessivamente superiore rispetto alle celle Samsung, Sanyo e LG. Si esclude provvisoriamente il pacco costituito da celle LG INR 18650 M36, caratterizzate da correnti di scarica continua di soli 30 A, a fronte dei 60 A necessari. Delle tre alternative rimanenti la migliore, dal punto di vista di capacità e costo è sicuramente la configurazione composta da celle LG INR 18650 MJ1, seguita da quella che prevede l'utilizzo di celle Samsung INR 18650-35E e per ultima la Sanyo NCR 18650 GA.

Si conclude che il pacco batterie sarà del tipo 6S6P e composto da celle LG INR 18650 MJ1. La capacità totale sarà di 21 Ah caratterizzato da corrente massima di scarica continua di 60 A e peso di 1.800 kg. Il costo totale delle celle per la composizione del pacco batterie sarà di 135 euro.

Viene infine considerata la possibilità di utilizzare la configurazione 6S6P composta da celle LG INR 18650 M36, che si distingue per essere la meno costosa (122 euro) e dotata di capacità pari a 21600 mah. La problematica relativa alla massima corrente di scarica di soli 30 A può essere risolta affiancando al pacco batterie principale una batteria ai polimeri di litio (chimica che consente di ottenere alte correnti di scarica) da utilizzare durante le fasi di decollo e atterraggio, ovvero durante le fasi che richiedono correnti di scarica maggiori. Considerando la stima dei consumi proposta in *Tabella 6.2*, tale batteria dovrà avere capacità di almeno 1000 mah, ma che per questioni di sicurezza dovrà essere sovradimensionata. Si opta dunque per un pacco 6S1P dotato di 2000 mah e che garantisca almeno 30 C di scarica continua (che corrispondono a 60 A), dal costo indicativo di 30 euro. Per tale configurazione il costo complessivo per l'acquisto dei due pacchi batteria sarà perciò di circa 150 euro.

Si consideri infine che manette pari o superiori al 60 % in modalità quadricottero comportano un consumo superiore a quella massima continua consentita dal pacco batteria scelto. Ciò

significa che tali valori di manetta dovranno essere utilizzati per periodi limitati di tempo. Tipicamente la cella sarà in grado di sopportare correnti di scarica superiori a quella massima continua dichiarata, ma per periodi di tempo tanto minori tanto più è elevata la corrente.

In modalità ala fissa la manetta può essere mantenuta in posizione fissa al 90% (che corrisponde ad un consumo circa pari a 60 A) senza sovraccarico delle celle che compongono la batteria. Il consumo massimo per tale modalità, ottenuto per una manetta impostata al 100%, è pari a 65 A; tale valore di corrente non eccede considerevolmente il valore di corrente di scarica continua massima dichiarata dal costruttore delle celle. Per tale ragione la manetta può essere mantenuta al valore massimo per tempi sufficientemente lunghi.

6.3 Considerazioni sulle celle agli ioni di litio

Nel presente paragrafo verranno analizzate le curve di scarica della cella Sanyo NCR 18650 GA, per la quale il costruttore ha reso facilmente reperibile il *data sheet*. Le considerazioni che verranno fatte saranno valide per tutte le celle agli ioni di litio, dal momento che la chimica che le caratterizza sarà la medesima.

Si ricordi che la cella considerata è caratterizzata da un valore di corrente di scarica continua massima pari a 10 A e una capacità di 3350 mAh. Di seguito sono riportati i grafici contenuti nella scheda tecnica fornita dal produttore.

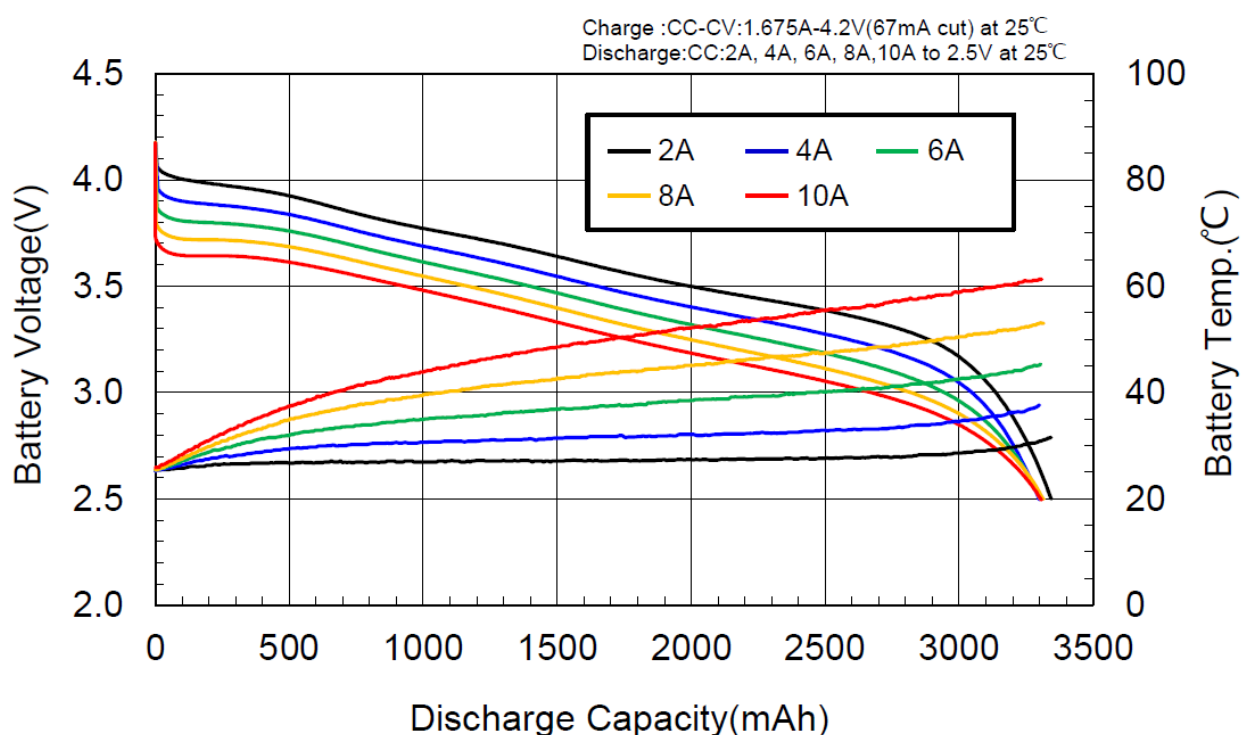


Figura 6.5 – Tensione e temperatura cella in funzione della corrente di scarica

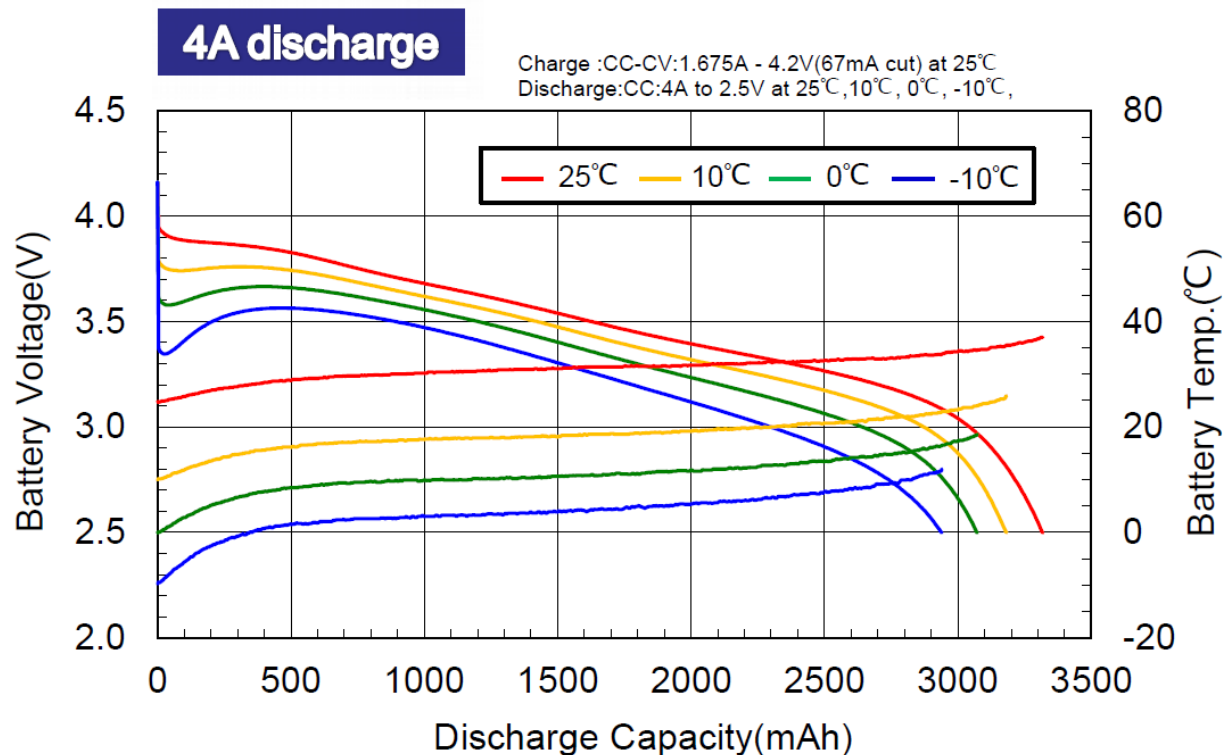


Figura 6.6 – Tensione e temperatura cella in funzione della temperatura ambientale

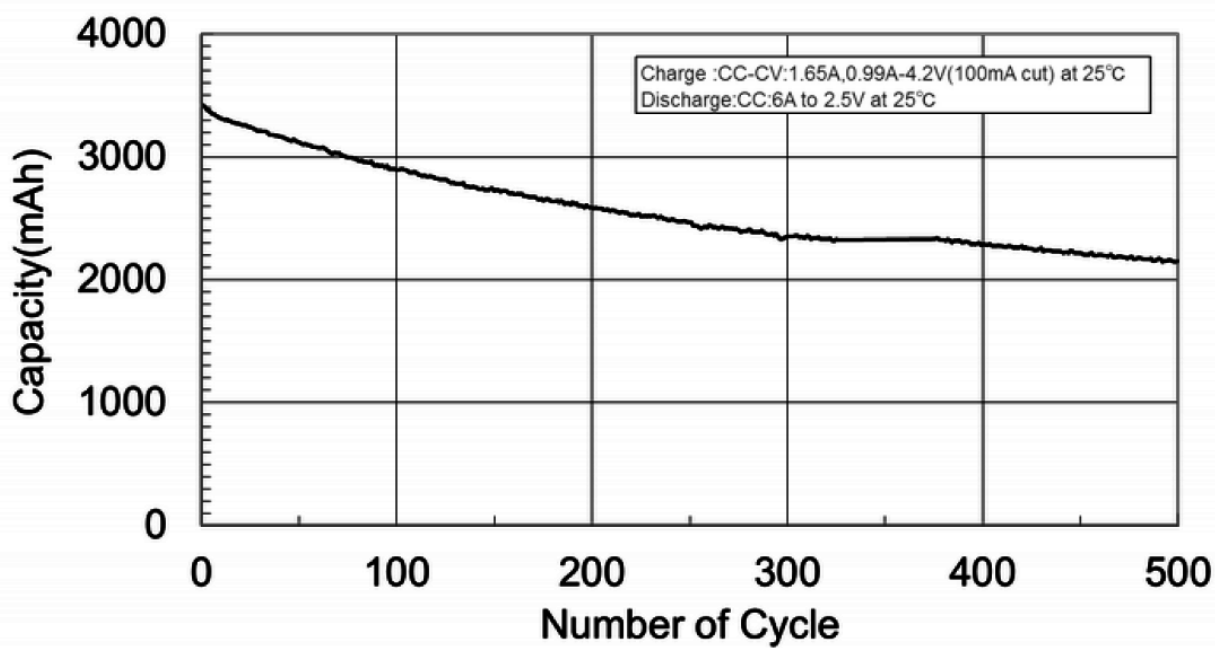


Figura 6.7 – Capacità cella in funzione dei cicli

Nel primo grafico sono riportate le curve di scarica della batteria a corrente costante (per diversi valori di intensità di corrente). La scarica è effettuata portando la cella da 4.2 V a 2.5 V. Dai risultati viene evidenziato che correnti di scarica più elevate comportano temperature della cella maggiori; il fenomeno è da ricondurre all'effetto Joule, che provoca la dissipazione di parte dell'energia chimica contenuta nella batteria sotto forma di calore. Si noti inoltre che la tensione ai capi dei poli della cella diminuisce tanto più la corrente di scarica è elevata; il fenomeno è chiamato *battery sag*, e deve essere ricondotto alla resistenza interna della cella. Tanto più la resistenza interna della batteria è elevata, tanto maggiore sarà la caduta di tensione ai capi della cella nel momento in cui viene chiuso il circuito.

Nel secondo grafico sono riportate le curve di scarica della cella a corrente costante (4 A) al variare della temperatura ambientale. Si osserva subito che temperature prossime allo zero provocano un abbassamento della tensione ai capi della cella, causando una diminuzione della capacità (si registra una diminuzione del 15% della capacità passando da 25°C a -10°C)

L'ultimo grafico mostra la diminuzione della capacità della cella in funzione del numero di cicli a cui essa è stata sottoposta (in questo caso specifico per ciclo si intende il processo di carica fino a 4.2 V e di scarica condotto a 6 A fino al raggiungimento di 2.5 V). Si osservi che dopo 500 cicli la capacità presenta una diminuzione del 35%.

Capitolo 7

Payload

7.1 MicaSense RedEdge-MX

RedEdge-MX prodotta da *MicaSense* è una camera multispettrale caratterizzata da dimensione e peso contenuto. Tale sensore consente di valutare lo stato fisiologico della vegetazione attraverso la registrazione delle radiazioni da essa riflesse. Le lunghezze d'onda nel campo del visibile che consentono di raccogliere tali informazioni sono principalmente la rossa, la verde e la blu, alle quali si affiancano il *red edge* e il vicino infrarosso. Tale tecnologia permette la raccolta dati attraverso un processo non distruttivo e consente di svolgere rilevazioni in modo rapido.

Di seguito si riassumono le caratteristiche principali del *RedEdge-MX*.

Peso	232 g (incluso DLS e cavi)
Dimensioni	8.7 cm x 5.9 cm x 4.5 cm
Alimentazione	4.2 V DC – 15.8 V DC
Consumo	4 W (8 W di picco)
Frequenza di cattura immagini	1 scatto al secondo
FOV	47.2°
Ground sample distance (GSD)	8 cm per pixel a 120 m
Costo	5500 USD

Tabella 7.1 – Specifiche MicaSense RedEdge-MX

Di seguito sono riassunte le bande spettrali catturate dalla camera

Blu	475 nm (larghezza di banda: 20 nm)
Verde	560 nm (larghezza di banda: 20 nm)
Rosso	668 nm (larghezza di banda: 10 nm)
Red edge	717 nm (larghezza di banda: 10 nm)
Vicino infrarosso	840 nm (larghezza di banda: 40 nm)

Tabella 7.2 – Bande spettrali catturate



Figura 7.1 - MicaSense RedEdge-MX (camera e DLS)

7.2 Next Vision Colibri 2

Colibri 2 prodotta da *Next Vision* è una camera elettro-ottica e ad infrarossi (EO-IR) in grado perciò di operare sia di giorno sia di notte. È dotata di gimbal, attraverso cui avviene la stabilizzazione e con cui è possibile orientare la camera nella direzione desiderata. Lo zoom ottico 20X utilizzabile durante le missioni diurne garantisce ingrandimenti fino a 40X se accoppiato con lo zoom digitale 2X. Il software di gestione della camera consente inoltre il tracking di oggetti e persone. Grazie a tali caratteristiche la *Colibri 2* offre ottime performance durante operazioni di ricerca e soccorso, monitoraggio ambientale e sorveglianza.

Di seguito si riassumono le caratteristiche principali di *Colibri 2*.

Peso	180 g
Dimensioni	53 mm x altezza=81 mm
Risoluzione camera termica	640x480
FOV	60°
Pitch	Da -45° fino a 90°
Roll	Da -180° fino a 180°
Costo	15000 USD

Tabella 7.3 – Specifiche Next Vision Colibri 2



Figura 7.2 - Next Vision Colibri 2

7.3 Sony QX1

QX1 prodotta da *Sony* è una fotocamera dotata di sensore CMOS in grado di catturare immagini da 20.1 megapixel. È dotata di zoom digitale 2X e ottica intercambiabile, caratteristica che rende il dispositivo estremamente flessibile. L'alimentazione può essere fornita mediante batteria integrata (che consente di eseguire fino a 440 scatti) o esterna, aumentando di fatto il numero di scatti che la fotocamera è in grado di eseguire. Grazie alle dimensioni compatte (è infatti sprovvista di schermo) risulta particolarmente indicata all'installazione su APR anche di piccole dimensioni.

Di seguito si riassumono le caratteristiche principali di Sony QX1.

Peso	160 g (senza batteria)
Dimensioni	74 mm x 69.5 mm x 52.5 mm
Risoluzione camera termica	20.1 MP
Costo (solo corpo)	300 USD

Tabella 7.4 - Specifiche Sony QX1



Figura 7.3 – Sony QX1

Capitolo 8

Modello CAD della fusoliera

8.1 Materiali utilizzati

La struttura portante della fusoliera sarà realizzata mediante lastre in fibra di carbonio (spesse 1.5 mm) opportunamente fresate e tubi cavi in fibra di carbonio (dal diametro esterno di 10 mm). I pannelli di rivestimento della fusoliera e parte dell'ala saranno invece realizzati mediante stampa 3D. Tale processo produttivo consente di realizzare componenti caratterizzati da geometrie particolarmente complesse senza elementi di giunzione come viti, incollaggi o saldature. Inoltre la stampa 3D permette la realizzazione di prototipi a basso prezzo mediante macchine dal costo contenuto, rendendo di fatto possibile l'abbattimento dei costi di prototipazione. Si analizzano nel seguito le tecnologie di stampa 3D maggiormente diffuse sul mercato, al fine di scegliere quale tra esse è la migliore per la realizzazione del convertiplano.

8.1.1 Tecnologia FDM

La tecnologia FDM (*fused deposition modeling*) è una tecnologia di produzione additiva che consente la deposizione di filamento fuso per strati. Il filamento è comunemente costituito da materiale plastico, ma è possibile trovare in commercio stampanti 3D FDM in grado di utilizzare rocchetti di filamento metallico. Per la realizzazione della fusoliera del convertiplano verranno tuttavia presi in considerazione i soli materiali non metallici, al fine di contenere il più possibile i costi.

Gli svantaggi tipici derivati dall'utilizzo di tale tecnologia sono i seguenti

- Resistenza meccanica ridotta lungo l'asse z. Tale limite deriva dal metodo di lavoro della stampante, che depone uno strato sopra l'altro. L'interfaccia di giunzione tra gli strati è infatti caratterizzato da scarsa resistenza meccanica a trazione, rendendo di fatto molto semplice la divisione dei layer
- Limiti di precisione
- Necessità di supporti per la stampa di parti a sbalzo. In caso di materiale non sorretto dal corpo stesso sarà necessario l'utilizzo di supporti rimovibili che degradano la qualità di stampa

Le caratteristiche dei materiali plastici maggiormente diffusi per la stampa FDM sono contenute nella seguente tabella.

	Densità [g/cm ³]	Temperatura di transizione vetrosa [°C]	Grado di difficoltà delle stampe
PLA	1.24	60	Basso
PETG	1.27	88	Medio
ABS	1.07	105	Alto

Tabella 8.1 – Confronto delle proprietà fondamentali di PLA, PETG, ABS

L'ultima colonna presentata nella tabella è frutto dell'esperienza diretta di stampa con tali materiali. A tal proposito sono state raccolte le seguenti considerazioni, che consentono di identificare il materiale più indicato per la realizzazione dei componenti montati a bordo dell'APR.

Il PLA è caratterizzato da basse temperature di estrusione (200 °C – 210 °C) e non presenta difficoltà di adesione al piano di stampa, il quale dovrà essere riscaldato ma a temperature contenute (30 °C – 40 °C); risulta in generale facile da stampare, ma la temperatura di transizione vetrosa di soli 60 °C rende il materiale poco indicato alla realizzazione di componenti che saranno esposti alla luce solare per lunghi periodi.

Il PETG è caratterizzato da temperatura di estrusione più elevate (220 °C – 240 °C) e necessita obbligatoriamente di stampanti dotate di piano riscaldato (70 °C). La temperatura di transizione vetrosa relativamente elevata rende tale materiale adatto alla realizzazione di componenti sottoposti a luce solare. Si sconsiglia tuttavia la realizzazione di componenti a diretto contatto

con motori ed ESC, che possono avere temperature di esercizio superiori rispetto a quelle sopportabili dal materiale.

L'ABS è caratterizzato da temperature di estrusione elevate (250 °C – 260 °C) ed è obbligatorio l'utilizzo di un piano riscaldato (80 °C). Risulta il materiale più difficile da stampare dei tre proposti ed è stato spesso riscontrato il fenomeno di *warping* (distacco parziale del pezzo dal piano di stampa) durante la stampa, che compromette la funzionalità del componente. L'elevata temperatura di transizione vetrosa e la bassa densità rendono tale materiale particolarmente adatto alla realizzazione di piccoli componenti sottoposti ad alte temperature di esercizio (ad esempio supporti per motori).

8.1.2 Tecnologia SLS

La tecnologia SLS (*selective laser sintering*) è anch'essa una tecnologia di produzione additiva, mediante la quale un raggio laser consente la sinterizzazione di polveri di varia natura (ad esempio termoplastiche o metalliche). Tale tecnologia consente di ottenere livelli di precisione molto più elevati rispetto a quelli garantiti dalla stampa FDM ed elimina la problematica relativa alla creazione dei supporti per le parti a sbalzo. Per contro non sono disponibili stampanti SLS economiche sul mercato, e sarà dunque necessario rivolgersi ad aziende esterne che si occupino della realizzazione di prototipi sinterizzati mediante stampanti professionali.

Gli svantaggi tipici derivati dall'utilizzo di tale tecnologia sono i seguenti

- Costi per la realizzazione dei prototipi elevati
- Impossibilità di realizzazione di oggetti cavi (la tecnologia FDM consente invece la produzione di oggetti cavi o dotati di riempimento a densità variabile a seconda delle esigenze)

Il solo materiale che si prende in considerazione, per ragioni di costo, per la realizzazione di componenti sinterizzati è il PA 2200 (o PA12), un particolare tipo di nylon. Esso è caratterizzato da una densità pari a 0.93 g/cm³ e dotato di temperatura massima di esercizio di 163 °C. Le caratteristiche meccaniche sono sufficientemente buone per la realizzazione di componenti strutturali.

8.1.3 Tecnologia a resina

Tale tecnologia consente l'indurimento di una resina allo stato liquido mediante l'emissione di radiazioni dotate di lunghezza d'onda specifica che è tipica per ciascuna resina. Le stampanti a resina sono ora disponibili sul mercato a prezzi contenuti ed è quindi possibile realizzare prototipi a basso costo. Il livello di dettaglio dei componenti che è possibile raggiungere attraverso l'impiego di tale tecnologia è ben superiore a quello garantito dalle stampanti FDM. Inoltre i supporti non degradano eccessivamente la qualità finale del pezzo stampato.

Gli svantaggi tipici derivati dall'utilizzo di tale tecnologia sono i seguenti

- Volumi di stampa piccoli
- Scarsa resistenza meccanica dei componenti
- Costo elevato delle resine, se paragonato a quello dei filamenti usati sulle stampanti FDM

8.1.4 Considerazioni finali

Grazie alle considerazioni contenute nei paragrafi precedenti è possibile individuare la tecnologia che consente di ottenere risultati migliori per la realizzazione del convertiplano.

Si esclude a priori l'utilizzo di stampanti a resina, perché dotate di volumi di stampa piccoli rispetto alle dimensioni caratteristiche dei componenti di cui si vogliono realizzare i prototipi. Inoltre le scarse caratteristiche meccaniche delle resine rendono tali materiali sconsigliati per applicazioni di questo genere.

La tecnologia SLS in definitiva risulta la più idonea per la realizzazione dei componenti dotati di complessità maggiore, dal momento che essa consente la stampa di parti a sbalzo senza supporti. A tal proposito l'azienda Pro S3 si appoggia ai servizi messi a disposizione da *Weerg* e *Shapeways*, i cui relativi siti consentono di ottenere preventivi immediati dei componenti. I volumi massimi di stampa garantiti da *Shapeways* sono pari a 700 x 380 x 580 mm.

I componenti di più facile realizzazione (che quindi richiederanno un numero limitato di supporti) potranno invece essere prodotti tramite tecnologia FDM, abbattendo i costi e consentendo la produzione di prototipi in modo rapido. Saranno utilizzate stampanti dotate di

volume massimo di stampa circa pari a 300 x 300 x 400 mm. Si prevede la realizzazione di componenti anche mediante tecnologia FDM a doppio estrusore, attraverso cui è possibile la costruzione di supporti con materiale solubile (PVA), aumentando notevolmente la qualità di stampa.

8.2 Fusoliera

La fusoliera sarà composta principalmente dai seguenti tre corpi

- corpo principale, nel quale saranno contenuti tutti i dispositivi avionici, la batteria e il motore utilizzato per la propulsione in modalità ala fissa
- prua, utilizzata per l'installazione del payload e facilmente rimovibile per l'inserimento della batteria
- giunzione ala-fusoliera, contenente il sistema di collegamento tra ala e fusoliera

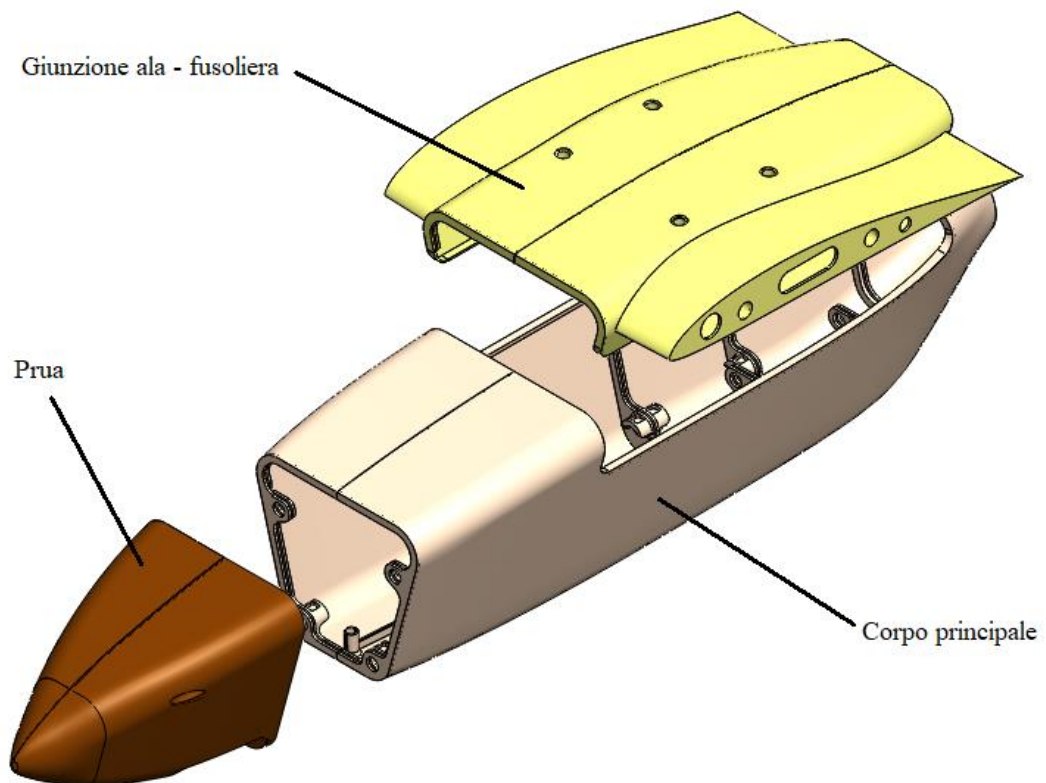


Figura 8.1 – Parti di cui è composta la fusoliera

8.2.1 Corpo principale

Come già detto, il corpo principale conterrà al suo interno la strumentazione avionica, il pacco batterie e il motore utilizzato per la propulsione in modalità ala fissa. Dovrà inoltre essere dotato di opportuni sistemi di giunzione per l'assemblaggio con i due corpi citati nel paragrafo precedente.

La struttura portante è composta da lamine di carbonio fresate (spessore 1.5 mm) e sette longheroni, costituiti da tubi cavi in fibra di carbonio (diametro esterno 10 mm e spessore di parete 1 mm). Di seguito viene illustrata la procedura per il montaggio del corpo principale.

Il primo passo consiste nell'assemblaggio delle due parti simmetriche di cui è composto il corpo principale (realizzate mediante stampa 3D). Sono state previste delle linguette utilizzate per l'incollaggio dei due componenti simmetrici. Vengono inoltre inserite le ordinate di carbonio nelle opportune sedi e anch'esse incollate.

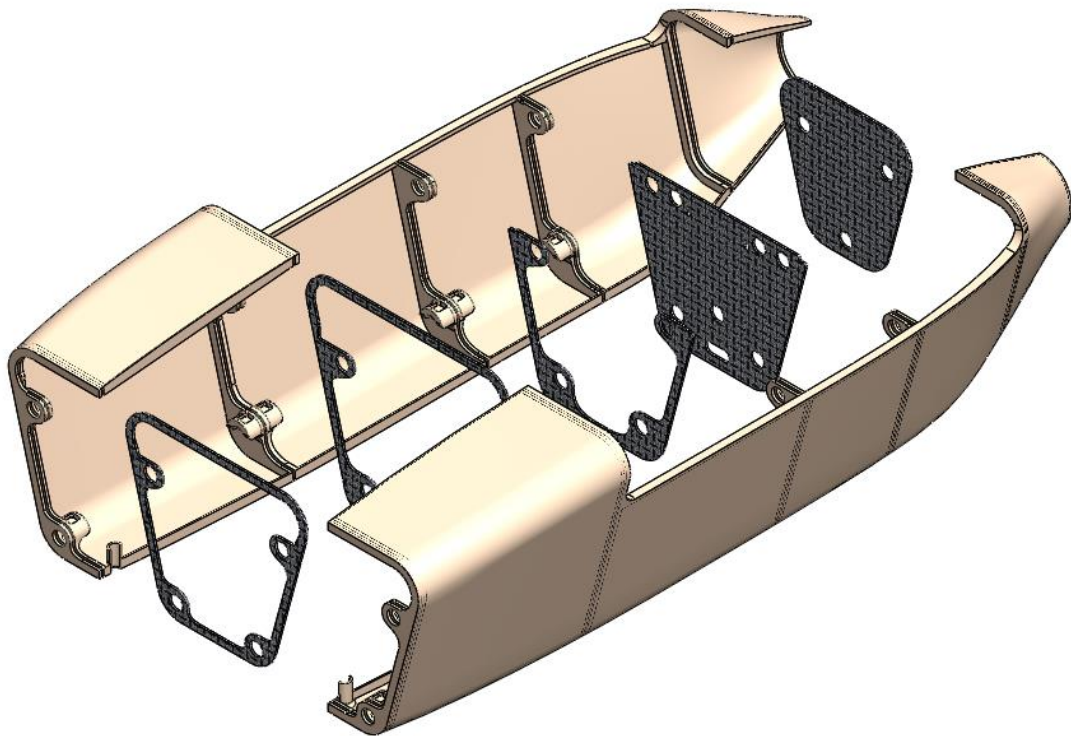


Figura 8.2 – Vista esplosa delle ordinate di fusoliera

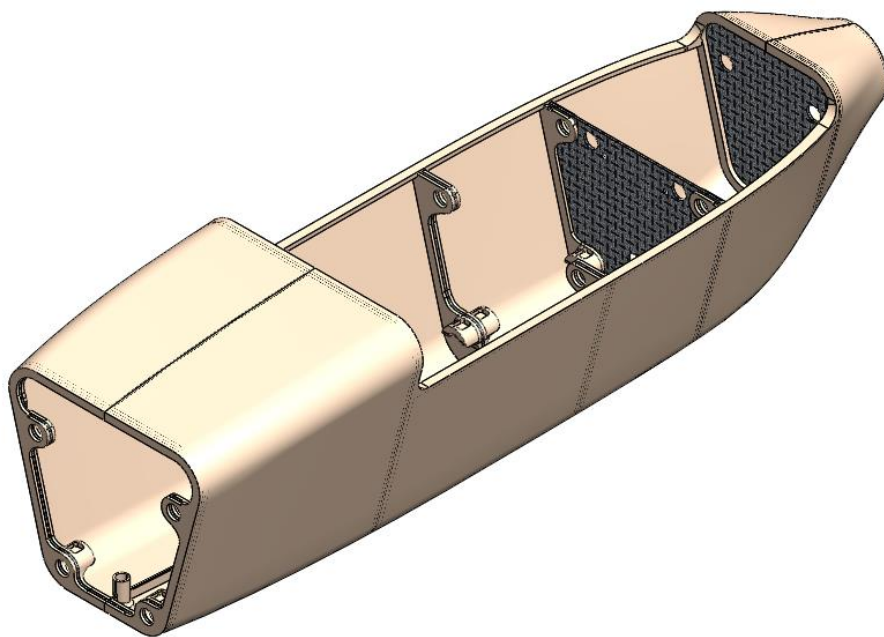


Figura 8.3 – Ordinate di fusoliera e skin del corpo principale

Vengono montati i sette tubi in carbonio che fungono da longheroni della fusoliera, ricordando che durante tale procedura devono essere inseriti i supporti per il pianetto in carbonio (sul quale verranno ancorati i componenti avionici) e la struttura dedicata al collegamento ala-fusoliera, che verrà approfondita nel seguito.

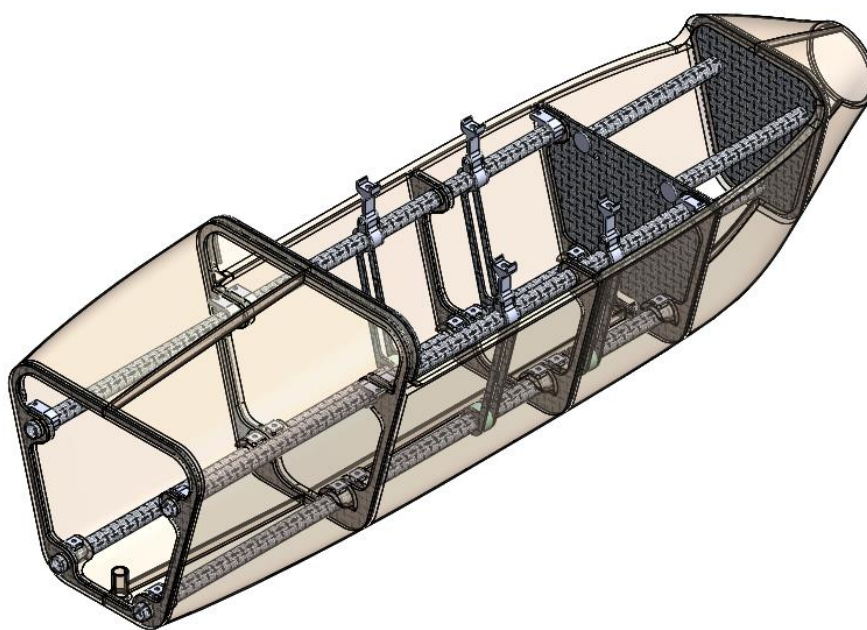


Figura 8.4 – Inserimento dei longheroni di fusoliera e del sistema di giunzione dell'ala

Vengono inseriti i pianetti in carbonio e ancorati attraverso viti alle piastrine in alluminio dotate di fori filettati montate durante il passo precedente. Ciascun piano in carbonio è diviso in due parti, al fine di rendere possibile l'inserimento degli stessi all'interno della fusoliera. È stato inoltre sagomato il foro per l'alloggiamento dell'autopilota, il quale dovrà essere posizionato in prossimità del baricentro dell'APR. Si osservi che in figura è stato sovrapposto lo schizzo in pianta (già mostrato nel terzo capitolo) alla fusoliera, e che l'autopilota è stato posto in corrispondenza dell'intersezione delle diagonali del quadrato ai cui vertici si trovano i motori per il volo in modalità quadricottero. Si prevede il posizionamento di numerosi altri fori sulle piastre in carbonio, mediante i quali sarà possibile mantenere in posizione i componenti avionici.

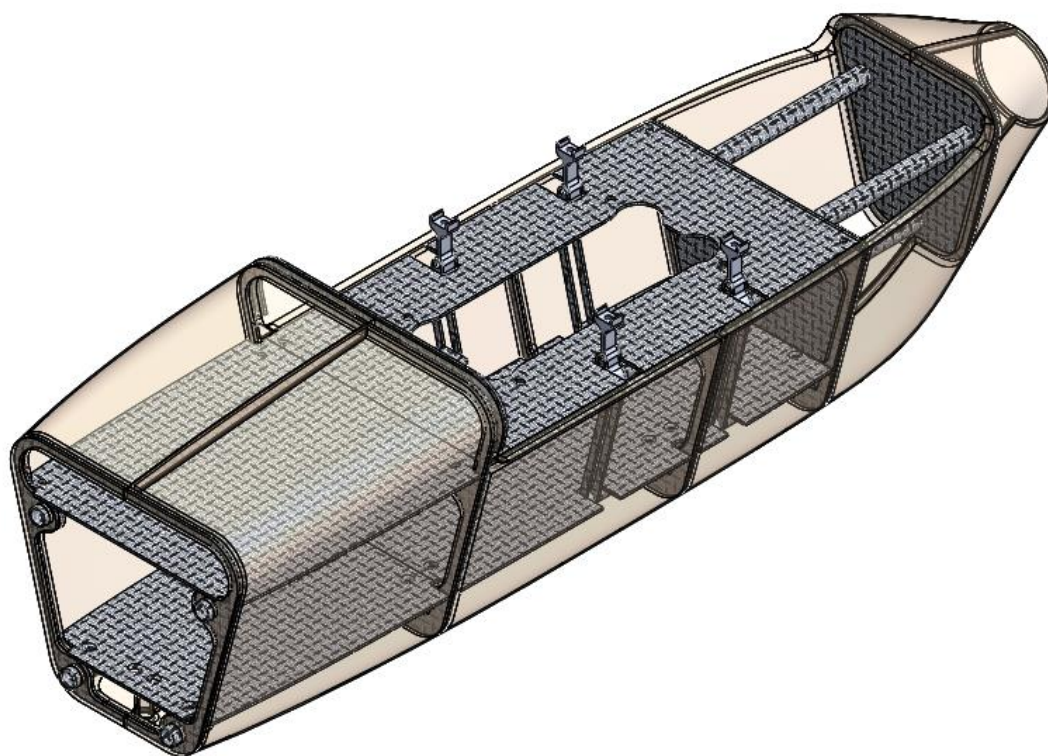


Figura 8.5 – Montaggio dei piani di carbonio per sostegno di avionica e del pacco batterie

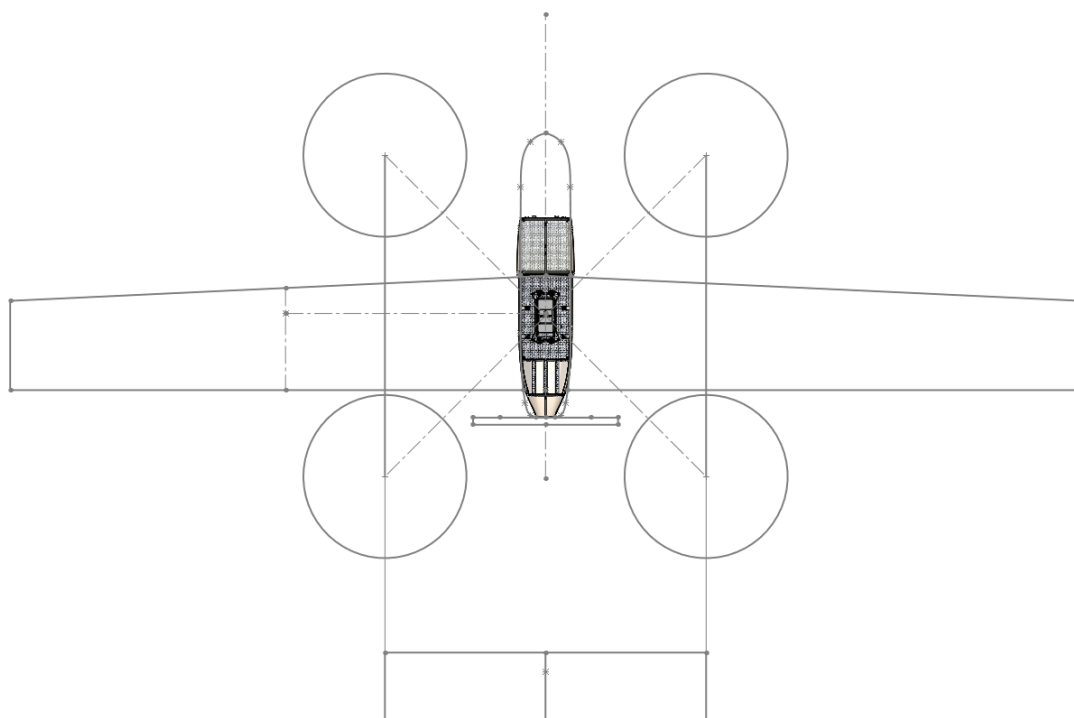


Figura 8.6 – Schizzo in pianta per il posizionamento dell'autopilota

Nella figura seguente viene mostrato il sistema di ancoraggio dell'autopilota, il quale dovrà essere sospeso attraverso l'utilizzo di opportuni *damper* in grado di smorzare le vibrazioni trasmesse dalla struttura. Il sistema dotato di distanziali si è reso necessario per poter garantire sufficiente spazio al pacco batterie inserito nella parte inferiore della fusoliera.

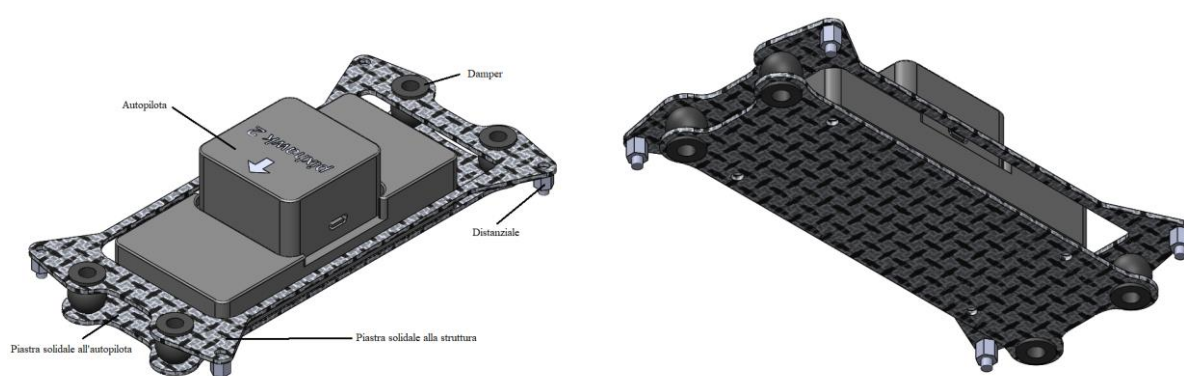


Figura 8.7 – Sistema di smorzamento delle vibrazioni per l'autopilota

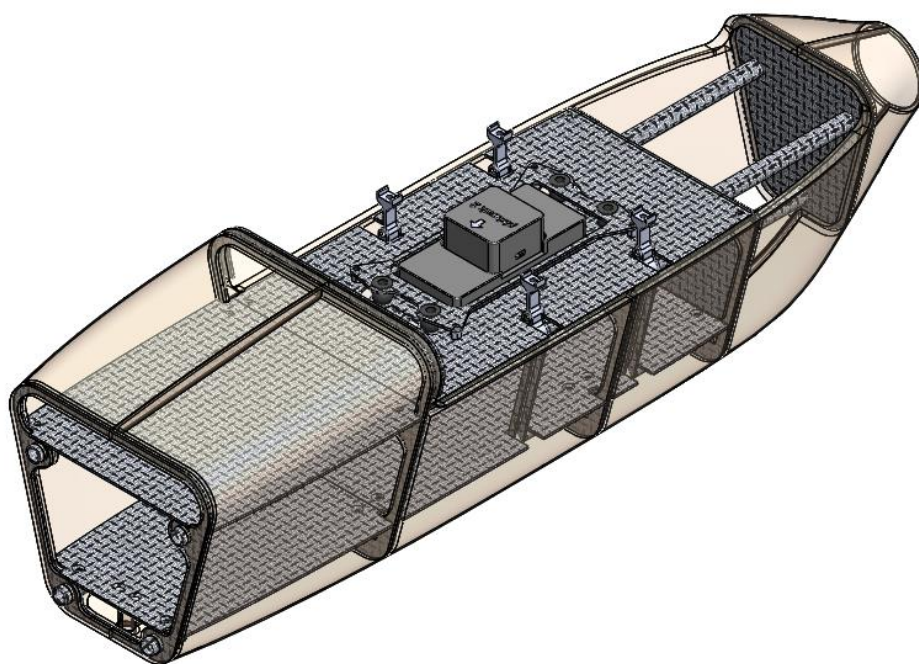


Figura 8.8 – Inserimento dell'autopilota

Il pacco batterie sarà posizionato nella parte inferiore della fusoliera e potrà essere inserito solo dopo aver rimosso la prua dell'aeromobile. Nella figura seguente viene inserito il pacco batterie da 21Ah (di cui si è largamente discusso nel capitolo dedicato), da cui è possibile comprenderne gli ingombri. Si osservi che lo spazio dedicato al pacco batterie è superiore a quello minimo necessario, dal momento che durante tale fase di progetto non è possibile determinare con precisione la posizione finale del baricentro. Il riposizionamento (lungo l'asse longitudinale) del pacco batterie sarà dunque indispensabile per il bilanciamento finale dell'aeromobile, al fine di garantire le opportune caratteristiche di stabilità longitudinale.

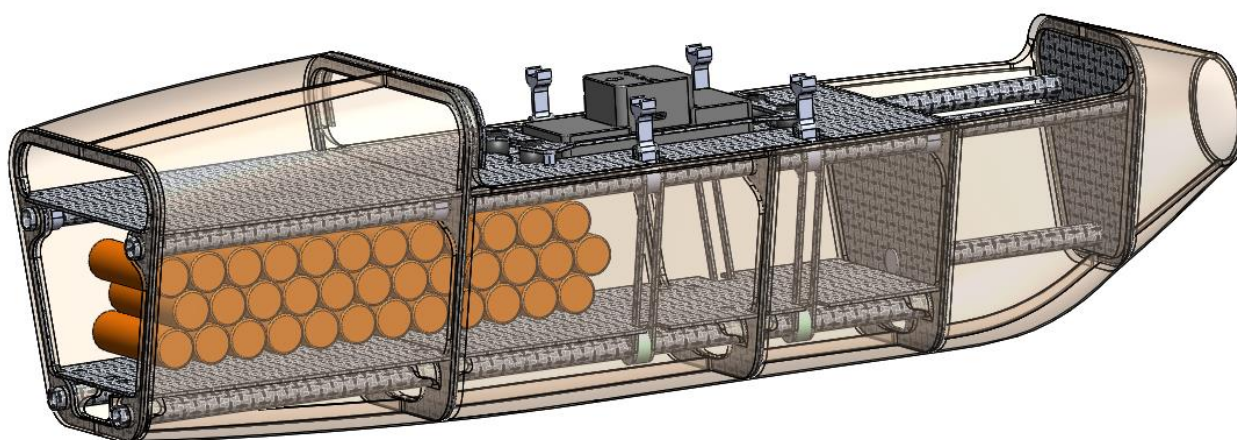


Figura 8.9 – Inserimento del pacco batterie

8.2.2 Prua

La prua conterrà al suo interno il payload, e sarà in grado di essere rimossa rapidamente per la sostituzione della batteria. Si mostra nelle immagini seguenti il montaggio dell'assieme, che avviene in modo del tutto analogo a quanto fatto per il corpo principale. I componenti sono stati concepiti per l'alloggiamento della Sony QX1, ma possono essere adattati facilmente per l'utilizzo di *Colibri 2* o di *RedEdge-MX*.

Si procede con l'incollaggio delle due parti simmetriche realizzate mediante stampa 3D, inserendo nell'apposita sede l'ordinata in carbonio, e ricordando di annegare all'interno della struttura la rondella per il sistema di fissaggio della prua al corpo principale (come viene chiarito meglio nel seguito).

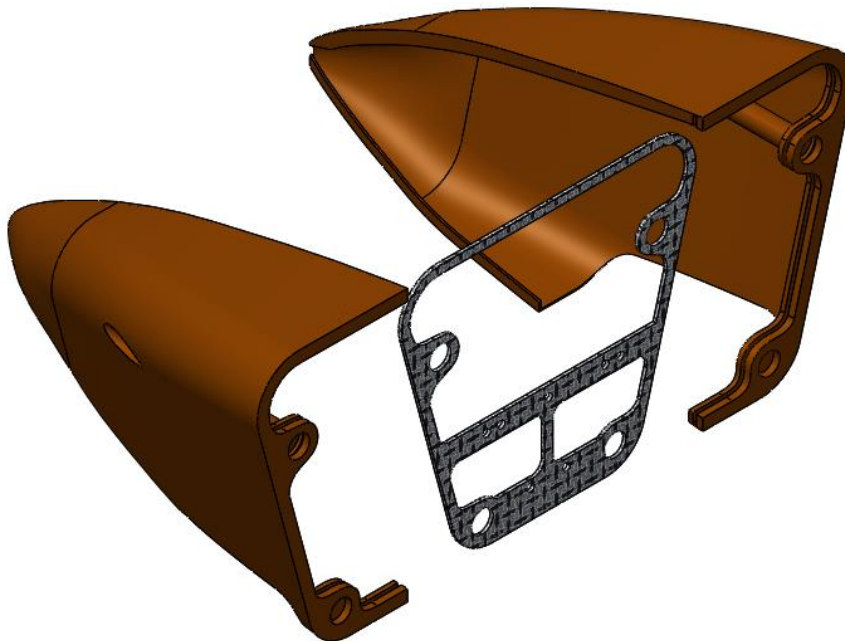


Figura 8.10 – Vista esplosa della prua

Vengono installati due supporti in alluminio dotati di fori filettati, senza i quali la fotocamera sarebbe libera di ruotare attorno al suo unico punto di ancoraggio all'ordinata.

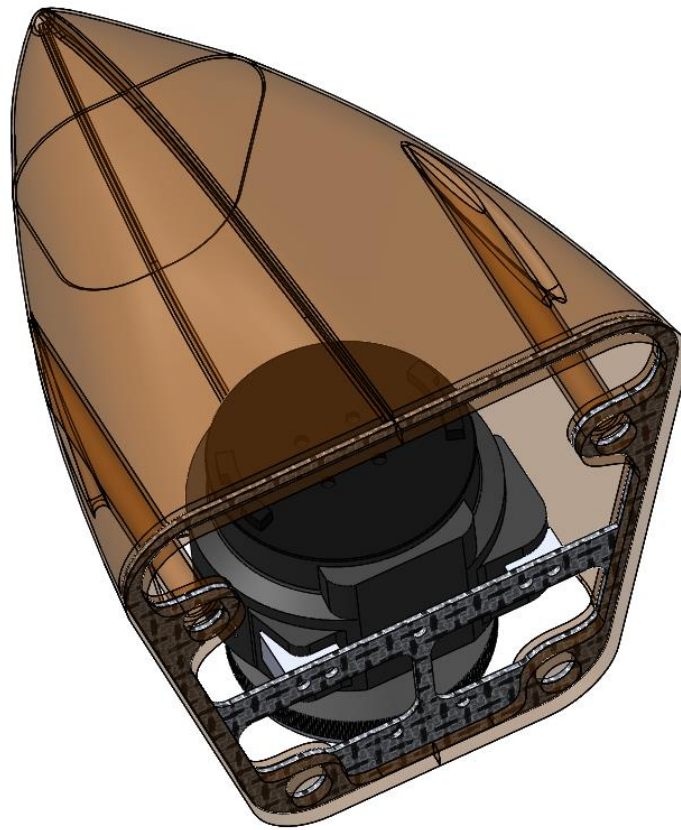


Figura 8.11 – Inserimento del payload all'interno della prua (Sony QX1)

Viene infine proposto un possibile metodo di ancoraggio della prua al corpo principale che prevede il serraggio di tre viti (due sulla parte frontale dell'aeromobile e una sul ventre). Viene proposta una sezione che chiarisce il meccanismo di funzionamento. È stata modellata una guida per l'inserimento della vite, la cui testa andrà a battuta con la rondella. Il componente filettato in alluminio è solidale al longherone del corpo principale della fusoliera. Mediante il serraggio della vite viene effettuato l'accoppiamento dei due corpi.

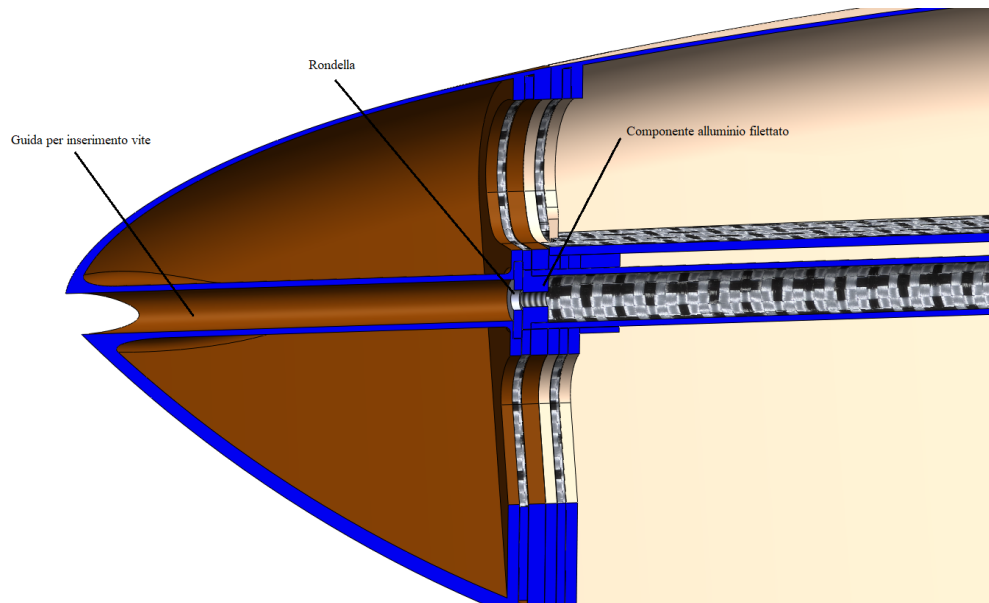


Figura 8.12 – Sistema di ancoraggio della prua al corpo principale

Il terzo ed ultimo punto di ancoraggio della prua è situato sul ventre dell'APR e avviene mediante il serraggio di una vite. A tal scopo sono stati modellati due componenti in alluminio. Il componente 1, solidale al corpo principale di fusoliera (in particolare al piano in carbonio sul quale appoggia il pacco batteria) possiede tre fori, due dei quali usati per l'ancoraggio al piano in carbonio. Il componente 2 è solidale alla prua dell'aeromobile e possiede un foro passante non filettato per il passaggio della vite usata come sistema di collegamento tra i due componenti della fusoliera.

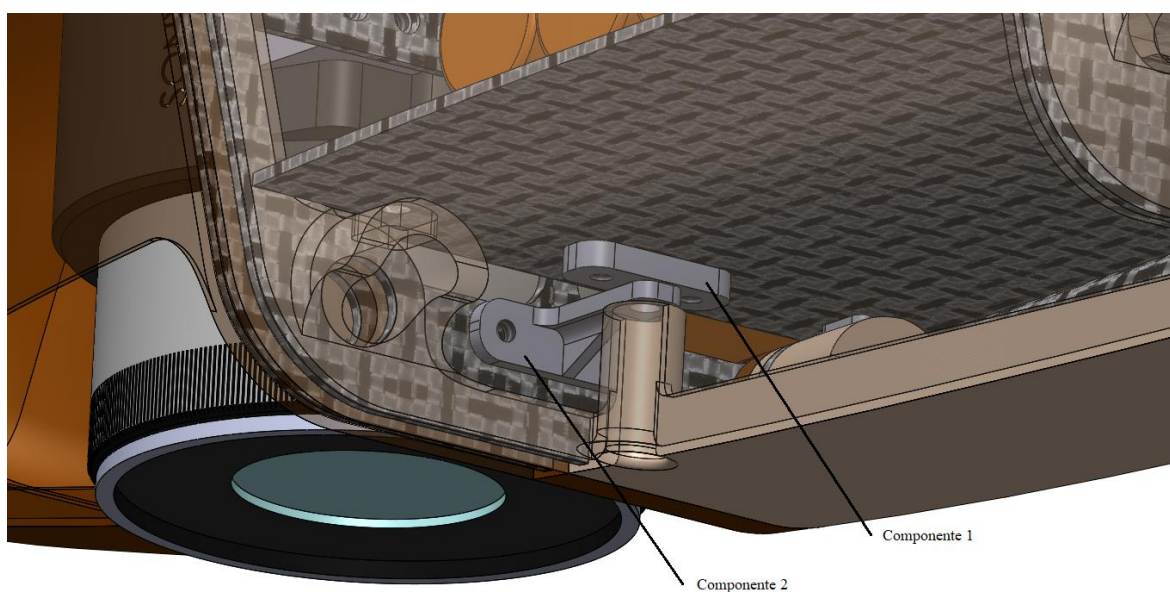


Figura 8.13 - Sistema di ancoraggio della prua al corpo principale

8.2.3 Giunzione ala-fusoliera

Il terzo corpo di cui è composta la fusoliera contiene il sistema di ancoraggio dell'ala alla struttura del corpo principale. Il montaggio dei componenti avviene mediante incollaggio delle due parti simmetriche realizzate mediante stampa 3D, e inserimento nelle opportune sedi delle costole realizzate in fibra di carbonio. Sono montati i longheroni alari, che sostengono i due pezzi realizzati in alluminio che saranno destinati alla giunzione ala-fusoliera, tenuti in posizione mediante incollaggio ai longheroni stessi. I quattro fori praticati sulla parte superiore del componente giallo permettono l'inserimento delle viti; al fine di evitare l'infiltrazione di acqua sono stati disegnati quattro tappi (in blu) sui quali viene applicata una guarnizione.

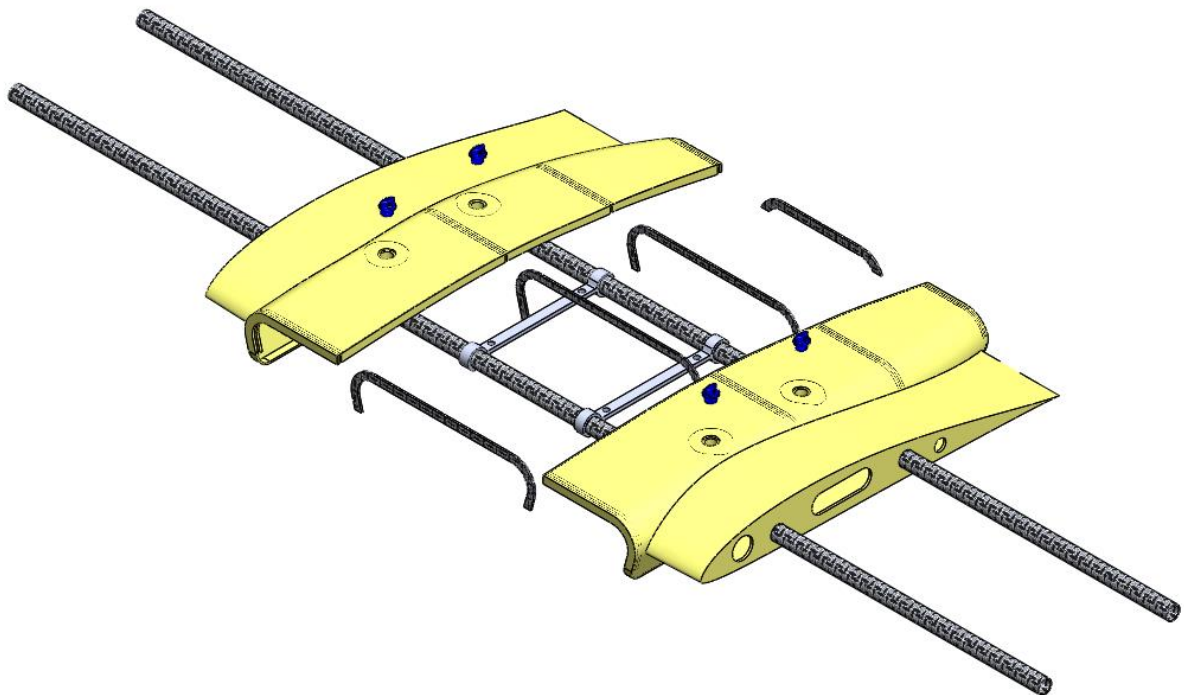


Figura 8.14 – Vista esplosa della giunzione ala-fusoliera

Di seguito viene proposta una immagine che mostra la struttura portante dell'intero aeromobile, in cui è possibile osservare il meccanismo di giunzione ala-fusoliera

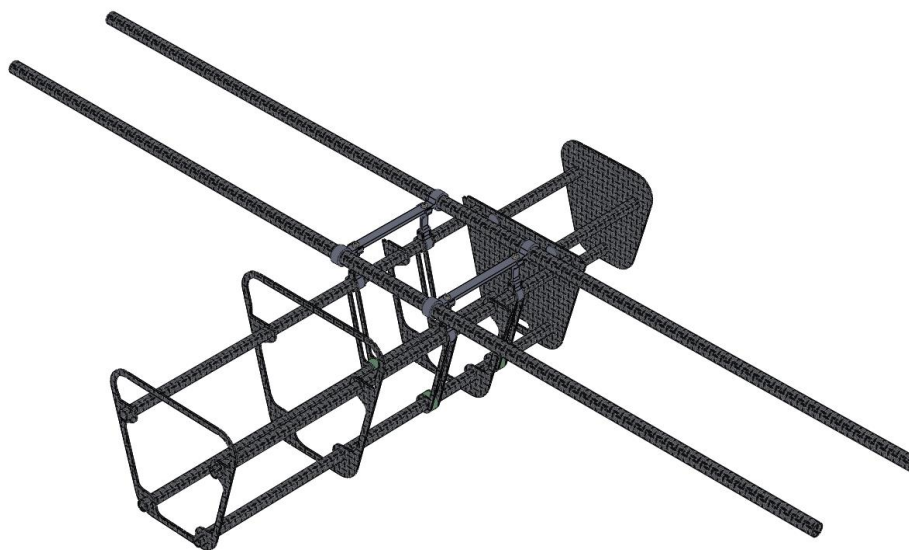


Figura 8.15 – Struttura portante dell'APR

Il particolare seguente chiarisce meglio il meccanismo di giunzione ala-fusoliera. Il giunto con occhielli (realizzato in alluminio) è solidale all'ala, mentre le forcelle (anch'esse in alluminio) sono solidali al corpo principale della fusoliera. Si noti che il giunto con occhielli è dotato di due fori passanti per viti M3 che consentono il serraggio delle viti mediante l'utilizzo dei fori filettati delle forcelle. Il sistema di giunzione ala-fusoliera avviene dunque attraverso il serraggio di quattro viti, operazione rapida e facilmente eseguibile sul campo.

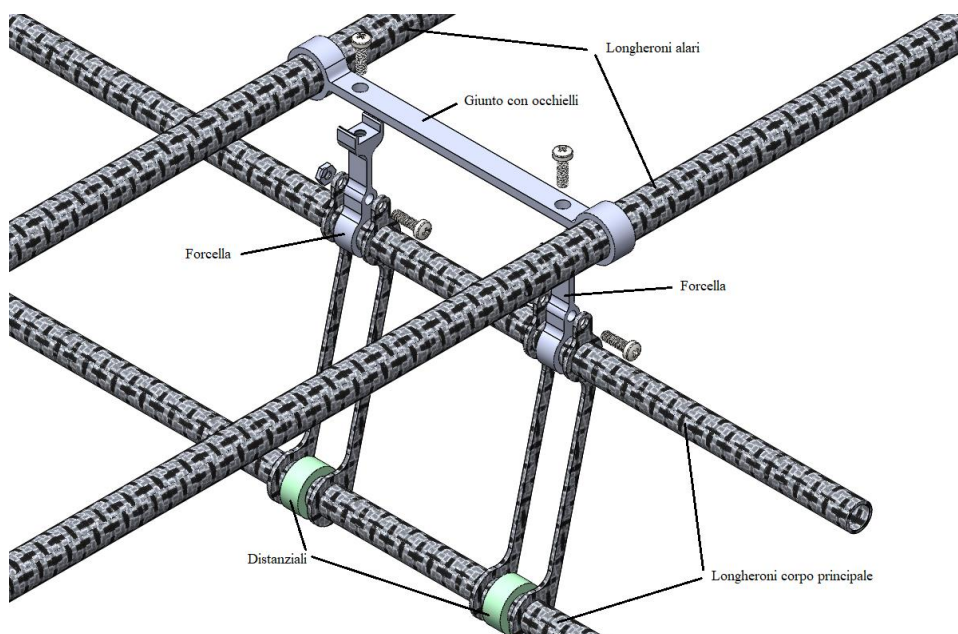


Figura 8.16 – Sistema di giunzione ala-fusoliera

8.2.4 Cassoni alari

Sono infine stati modellati i cassoni alari (tre per ciascuna semiala) che costituiscono l'ala fino al punto in cui viene innestato il braccio di sostegno dei motori a trazione verticale. Si è scelto di utilizzare una struttura di rinforzo tradizionale in parete sottile, così come viene chiarito nell'immagine seguente.

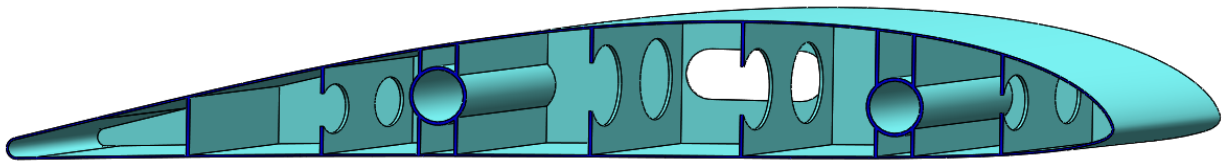


Figura 8.17 – Sezione di un cassone alare

Vengono infine proposte due viste che includono tutti i pezzi modellati al CAD. Nella seconda immagine sono state sovrapposte la pianta ottenuta in fase di progetto preliminare (contenuta nel terzo capitolo) e il modello CAD dettagliato. Si osservi che la fusoliera è più corta della lunghezza prevista in fase di avamprogetto; tale modifica non pregiudica l'alloggiamento del payload, del pacco batteria, del motore per la propulsione in modalità ad ala fissa e dell'avionica.

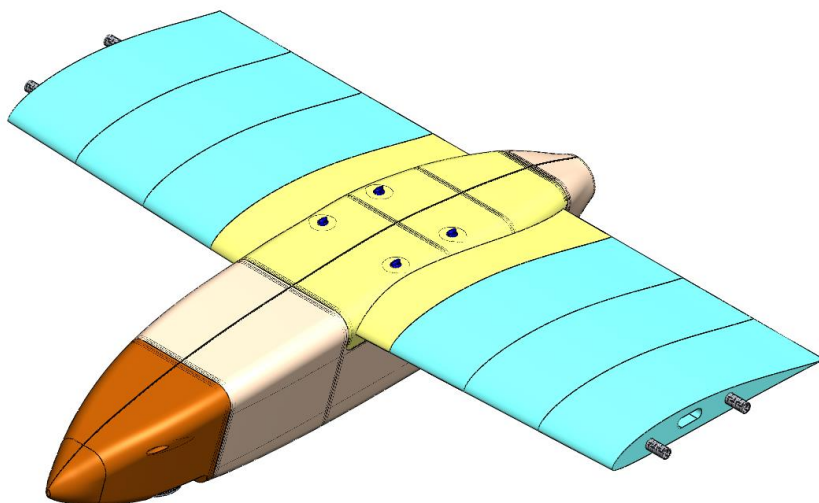


Figura 8.18 – Vista di scorcio del modello CAD realizzato

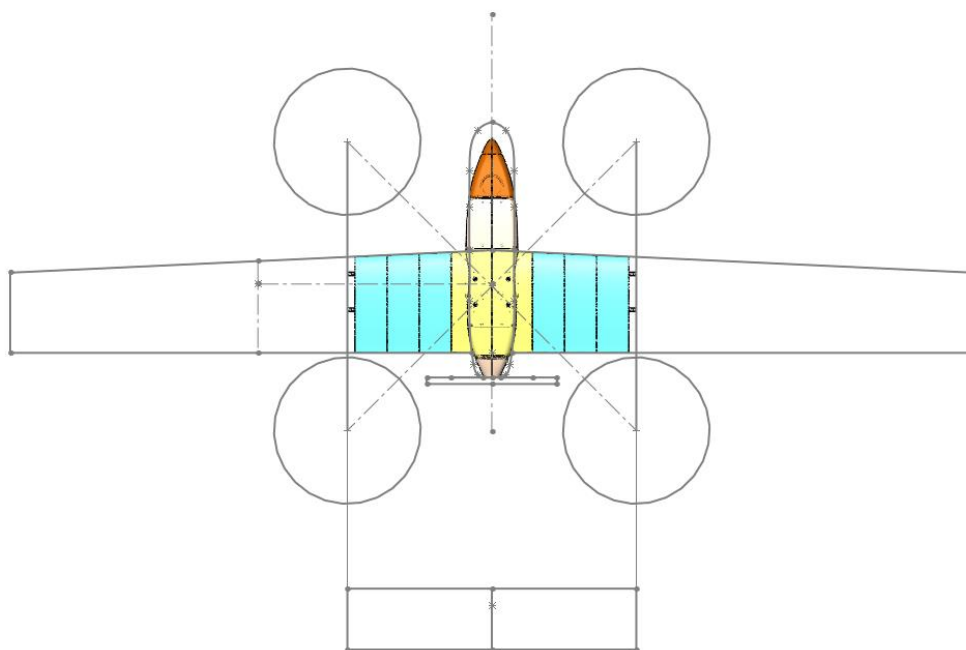


Figura 8.19 – Sovrapposizione del modello CAD e dello schizzo ottenuto in fase preliminare di progetto

I seguenti componenti saranno modellati nelle successive fasi di progetto, non contemplati nel presente lavoro di tesi:

- estremità alari
- bracci di sostegno per motori a trazione verticale e per la coda (e relativo sistema di aggancio alla struttura alare)
- coda

8.3 Posizione del baricentro

Mediante software CAD è possibile stabilire la posizione del baricentro dei componenti modellati. Nel caso specifico verrà calcolata la massa complessiva della struttura finora progettata, alla quale sono aggiunti i contributi del pacco batteria, del payload (Sony QX1), dell'autopilota e del motore di coda usato per la propulsione in modalità ala fissa (di cui sono noti il posizionamento, come spiegato precedentemente). Sono esclusi i componenti avionici, poiché non vi sono vincoli stringenti sul loro posizionamento all'interno della fusoliera. La

massa complessiva dei componenti sopra citati è pari a 4201 g (poco superiore al 50% del peso massimo al decollo previsto dai requisiti).

Dal momento che il posizionamento del pacco batteria influenza fortemente la posizione del baricentro dell'intero aeromobile, sono forniti due differenti scenari, che prevedono due differenti collocamenti del pacco lungo l'asse longitudinale dell'APR. Il primo caso prevede il posizionamento delle batterie in posizione avanzata (nel punto più vicino alla prua), mentre il secondo prevede il posizionamento nel punto più arretrato. Nelle immagini seguenti il CAD dell'APR è stato sovrapposto allo schizzo ottenuto in fase preliminare di progetto (ricordando che il baricentro dell'aeromobile completo dovrà cadere sull'intersezione delle diagonali del quadrato i cui vertici cadono sui motori a trazione verticale). Il punto di colore rosa indica la posizione del baricentro del modello CAD.

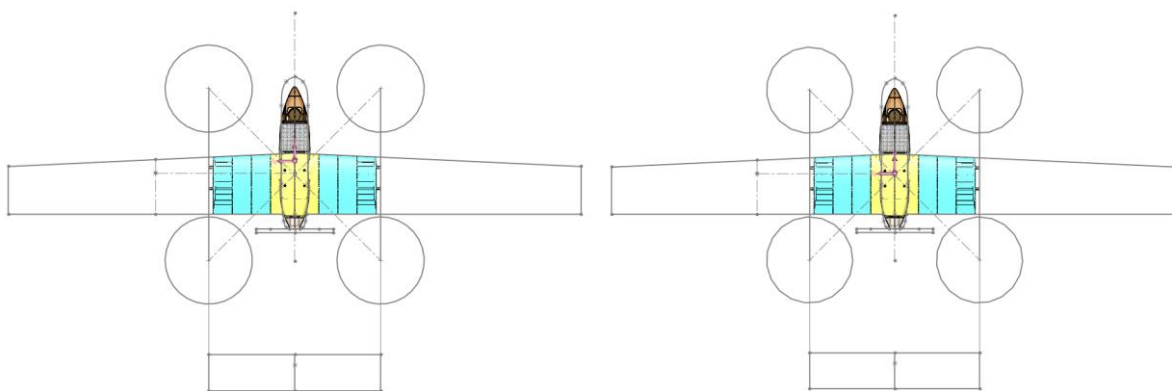


Figura 8.20 – Posizionamento del pacco batterie avanzato (a sinistra) e arretrato (a destra)

Si osserva che nel primo caso (pacco batterie avanzato), il baricentro provvisorio cade 70 mm più avanti rispetto al punto in cui dovrà essere posizionato il baricentro complessivo dell'aeromobile. Nel secondo caso invece i due punti coincidono. Sarà dunque possibile agire sul posizionamento del pacco batterie per garantire il corretto centraggio del baricentro complessivo dell'APR, al fine di garantire le opportune caratteristiche di stabilità longitudinale.

Capitolo 9

Stima costi

La stima dei costi viene condotta prendendo in considerazione il prezzo dei componenti necessari per l'assemblaggio dell'APR, e sono dunque esclusi i costi derivati dalla manodopera necessaria per la progettazione, il montaggio, la configurazione software e la fase di test. Si propone un elenco dei componenti che dovranno essere acquistati. Sono esclusi i costi per la realizzazione delle estremità alari, della coda e dei bracci di sostegno dei motori, in quanto non sono ancora stati modellati. Sono inoltre escluse le attrezzature per la ground station. I componenti sono suddivisi in base alla tipologia (avionici e stampati in 3D). Sono inoltre esclusi i componenti che impattano in quantità minore sul costo effettivo dell'aeromobile (lamine in carbonio fresate, tubi di carbonio, cavi, connettori, viti, dadi...).

9.1 Componenti avionici

Di seguito la lista dei componenti avionici che saranno montati a bordo dell'APR

Componente	Quantità	Prezzo unitario
Motore T-motor MN5212 KV 420	4	99 €
Motore T-motor AT4120 KV500	1	100 €
KISS ESC 32 A	4	29 €
ESC Master Mezon 90 lite	1	270 €
Autopilota Pixhawk 2.1	1	218 €
Servi elettrici DITEX EL2114S	4	89 €
Terminatore di volo UDOIT LRT-869	1	200 €

Ricevente Duplex 2.4EX REX 7	1	80 €
Pacco batteria	1	135 €
Modulo telemetria mRo wifi Module V1.0	1	15 €
GPS Here 2	1	105 €
Switch EMCOTEC SPS 34 V 60/120 A	1	70 €
Power module ACSP4	1	35 €
Tubo di Pitot	1	30 €

Tabella 9.1 – Lista dei componenti avionici

La stima dei costi per l'acquisto dei componenti avionici ammonta a 2126 €. Si è scelto di non includere il costo del payload, che, come si è visto nello specifico capitolo, varia da poche centinaia a diverse migliaia di euro in base al tipo di sensore scelto.

9.2 Componenti stampati in 3D

Di seguito la lista dei componenti stampati in 3D

Componente	Quantità	Prezzo unitario Shapeways	Prezzo unitario Weerg
Corpo principale	1	503 €	ND
Prua	1	70 €	77 €
Giunzione ala-fusoliera	1	330 €	132 €
Cassoni alari	6	230 €	30 €

Tabella 9.2 – Lista dei componenti da realizzare mediante stampa 3D

La stima dei costi per la produzione dei componenti che devono essere stampati mediante tecnologia 3D è stata effettuata utilizzando lo strumento di preventivo rapido disponibile sui siti *www.shapeways.com* e *www.weerg.com*, che offrono qualità di stampa elevate mediante tecnologia a sinterizzazione. Il corpo principale dovrà essere necessariamente prodotto da *Shapeways*, poiché il volume massimo di stampa offerto da *Weerg* è di soli 380 mm x 380 mm x 284 mm. Si noti invece che il costo di produzione richiesto dalle due aziende per la stampa della prua è confrontabile. Ciò non può invece essere detto per i rimanenti componenti (giunzione ala-fusoliera e cassoni alari), per i quali *Weerg* offre prezzi molto più vantaggiosi. Per tali ragioni si sceglie di far produrre il corpo principale e la prua da *Shapeways*, e i rimanenti

componenti da *Weerg*. Il costo complessivo dei componenti realizzati mediante prototipazione ammonta a 885 €.

A causa del costo elevato per la realizzazione dei componenti prodotti mediante stampa 3D a sinterizzazione, i primi prototipi saranno realizzati mediante tecnologia FDM, che consente di abbattere i costi di prototipazione a discapito della qualità finale di stampa. Considerando un prezzo medio di 30 €/kg per il PETG e di 80 €/kg per il PVA, la realizzazione dei componenti sopra citati richiederebbe poche decine di euro (a patto che si disponga di una stampante FDM, disponibili sul mercato a prezzi relativamente contenuti).

Conclusioni

Si ripercorrono le tappe principali del progetto, ricordando i punti cardine che caratterizzano l'intero lavoro di progettazione contenuto nella presente tesi. In fase preliminare di progetto è stata assegnata una serie di requisiti, grazie ai quali si è ricavata una vista in pianta di prima approssimazione del convertiplano. È stato quindi realizzato un modello CAD grezzo che ha consentito di determinare gli ingombri principali dell'aeromobile. L'indagine statistica condotta ha permesso di individuare i convertiplani a pilotaggio remoto già disponibili sul mercato e di effettuare un primo confronto con le dimensioni della vista in pianta e del modello CAD precedentemente ottenuti. In particolare l'analisi dei dati di volo dello *Skywalker X8* (APR realizzato dall'azienda presso cui è stata svolta la tesi) ha reso possibile la stima dei consumi di corrente durante l'intero profilo di missione, attraverso cui è stato realizzato il dimensionamento del pacco batterie, il quale dovrà garantire due ore di autonomia. Si procede con il dimensionamento dei motori, i quali dovranno assicurare opportune performance sia in modalità quadricottero, sia in modalità ala fissa. È inoltre stata condotta una rapida analisi aerodinamica bidimensionale per la scelta del profilo alare, tenendo in considerazione la necessità di ulteriori studi che garantiranno la creazione di un modello aerodinamico completo, che perciò tenga in considerazione anche gli effetti tridimensionali. Per ultimo è stato realizzato un modello CAD dettagliato della fusoliera, in grado di ospitare l'avionica, il pacco batterie, il payload e il motore utilizzato per la navigazione in modalità ala fissa. È stata posta particolare attenzione alla progettazione degli elementi di giunzione tra ala e fusoliera, sede dei cosiddetti sforzi concentrati. Grazie alle potenzialità dei software CAD è stato possibile determinare la posizione effettiva del centro di massa e confrontarla con la posizione del baricentro calcolata in fase preliminare di progetto, tale da garantire opportune caratteristiche di stabilità. È proposta una stima dei costi per l'acquisto dei componenti avionici e per la realizzazione della struttura, che si ricorda essere composta principalmente da lamine di carbonio fresate e strutture tubolari in carbonio. A tal proposito si prevede che i primi prototipi dei pannelli di rivestimento e dei cassoni alari saranno realizzati mediante stampa 3D con tecnologia FDM, in modo da limitare i costi di produzione. In fase di progetto avanzato verrà impiegata la tecnologia di stampa a sinterizzazione, che consente di ottenere livelli di finitura superiori.

Il lavoro proposto costituisce una solida base per il proseguimento della progettazione avanzata dell'APR, che prevede la realizzazione dei bracci di sostegno dei motori, delle estremità alari e della coda. Si prevede inoltre un lavoro di programmazione dell'autopilota, che dovrà essere in

grado di gestire il volo in modo autonomo in ogni sua fase (di cui la più delicata è sicuramente la fase di transizione). Prevedo inoltre la necessità di uno studio aerodinamico approfondito, in grado di massimizzare l'efficienza delle velature portanti, con il fine di estendere l'autonomia del convertiplano.

Bibliografia e sitografia

- Alessandro R. Ungaro e Paola Sartor, *I velivoli a pilotaggio remoto e la sicurezza europea. Sfide tecnologiche e operative*, 2016
- Carlo Casarosa, *Meccanica del volo*, 2013
- Renzo Perfetti, *Circuiti elettrici*, 2012
- Brian L. Stevens e Frank L. Lewis, *Aircraft control and simulation*, 2003
- <http://uav-en.tmotor.com/>
- https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html
- <https://www.epectec.com/batteries/cell-comparison.html>
- <https://eu.nkon.nl/>
- <https://www.youtube.com/watch?v=FMgmCsvtpY4&feature=youtu.be>
- <https://www.quadricottero.com/2019/06/regolamento-europeo-droni-e-stato.html>
- <https://drive.google.com/file/d/1SfRyCOTnQWwzvX5mAK7YdRMEul3f6s8I/view>
- <https://drive.google.com/file/d/1frlqj4hbFuptUAjEaKdeI-e-owAuIRpK/view>
- <https://www.enac.gov.it/sicurezza-aerea/droni/faq-droni>
- <https://www.d-flight.it/>
- <https://www.enac.gov.it/sites/default/files/allegati/2019-Mag/Circolare%20ATM-09.pdf>
- <https://www.micasense.com/rededge-mx>
- <https://blog.analistgroup.com/agricoltura-di-precisione-multispettrale/>
- <https://www.nextvision-sys.com/colibri-2>
- <https://www.flightwave.aero/product/colibri-2-edge/>
- https://it.wikipedia.org/wiki/Modellazione_a_deposizione_fusa
- <https://www.italia3dprint.it/limiti-della-stampa-3d-fdm/>
- [https://it.wikipedia.org/wiki/Prototipazione_rapida#\(Selective\)_Laser_Sintering](https://it.wikipedia.org/wiki/Prototipazione_rapida#(Selective)_Laser_Sintering)
- https://www.eos.info/systems_solutions/eos-p-770
- <https://www.weerg.com/>
- https://www.shapeways.com/?utm_campaign=search_branded&utm_source=google&utm_medium=cpc&utm_term=%2Bshapeways&gclid=Cj0KCQiAno_uBRC1ARIsAB496IVVhSPNcn7dHSwd1yC_NgH415q2Rnd7EKOTmfzNmarfOAh7Rjs15ToaAsINEALw_wcB
- <https://www.plasticfinder.it/abs/acrilonitrile-butadiene-stirene>

- <https://ultimaker.com/download/67591/TDS%20PLA%20v3.011-ita-IT.pdf>
- https://www.shapeways.com/rrstatic/material_docs/mds-strongflex.pdf
- <https://www.robotshop.com/en/here-2-gnss-pixhawk-21.html>
- https://www.flyduino.net/en_US/shop/product/pr2200-kiss-esc-2-6s-32a-45a-limit-32bit-brushless-motor-ctrl-2961
- <https://www.robotshop.com/en/pixhawk-21-standard-set.html>
- https://www.hacker-motor-shop.com/Speed-controller-and-accessories/Master-Mezon-Mezon-Pro/Master-MEZON-BEC/MasterMezon-90-lite.htm?shop=hacker_e&SessionId=&a=article&ProdNr=11079090&p=10624
- https://www.hacker-motor-shop.com/ditex-ecoline-wingservo-e2114s.htm?shop=hacker_e&SessionId=&a=article&ProdNr=51002114&p=11670
- https://www.hacker-motor-shop.com/Radio-remote-controls/Receiver-and-Central-Box/JETI-Duplex-2-4EX-REX-receivers-with-or-without-stabilisation-system/DUPLEX-2-4EX-Receiver-REX-7.htm?shop=hacker_e&SessionId=&a=article&ProdNr=80001238&p=10487
- <https://store.mrobotics.io/mRo-WiFi-Module-V1-0-ESP8266-p/mro-esp8266v1-mr.htm>
- <https://www.mybotshop.de/Here-2-GPS-GNSS>
- <http://www.8fly.it/Emcotec-SPS-SafetyPowerSwitch-34V-60-120A>
- <https://store.mrobotics.io/product-p/auav-acsp4-mr.htm>
- <http://store-en.tmotor.com/goods.php?id=384>