

**POLITECNICO DI TORINO**

**Facoltà di Ingegneria**

**Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria  
Aerospaziale**

**TESI DI LAUREA MAGISTRALE**

Modello di stima dei costi per velivoli UAM



**Relatore**

Prof. Marco Fioriti

**Candidato**

Francesco Scifò

Luglio 2023

# SOMMARIO

A causa del continuo aumento della popolazione mondiale e del rispettivo aumento del traffico urbano ed extraurbano risulta necessario trovare un sistema di trasporto alternativo per persone e merci. La continua edificazione di strade e palazzi nel centro cittadino non lascia alternative che lo spostamento nella terza dimensione: l'aria. A causa, inoltre, delle continue immissioni di inquinanti e gas serra derivanti dal settore dell'industria, dei trasporti e della produzione di energia, è necessario che tale nuovo sistema di trasporto risulti ecologicamente sostenibile ed esente da emissioni di CO2 durante l'operatività.

L'Urban Air Mobility (UAM) risulta quindi essere la soluzione ideale: aeromobili eVTOL (electric Vertical Take-Off and Landing) utilizzati per il trasporto di persone in missioni sia interurbane che extraurbane. Affinché questo innovativo sistema di trasporto sia davvero diffuso in tutto il mondo, è necessario che sia economicamente conveniente rispetto ad i competitor di terra. Si pone quindi l'obiettivo di sviluppare un modello di stima dei costi di produzione, per i velivoli per l'UAM, che tenga conto del diverso design dell'aeromobile

Diverse famose aziende stanno già sviluppando i propri eVTOL al fine di immetterli il prima possibile sul mercato. Si sono prima ricavati i dati di progetto dei diversi aeromobili andando a stimare il peso dei singoli componenti, si sono poi implementati sul software Price TruePlanning i vari modelli ricavando come output la stima dei costi dei diversi sottosistemi. Infine, si sono analizzati i dati ottenuti e si sono individuati i principali cost drive utili per creare delle funzioni di costo per i singoli componenti.

# ABSTRACT

Due to the continuous increase in world population and the respective increase in urban and suburban traffic, it is necessary to find an alternative transportation system for people and goods. The continuous construction of roads and buildings in the city center leaves no alternative but to move into the third dimension: the air. Moreover, due to the continuous inputs of pollutants and greenhouse gases from industry, transportation and energy production, it is necessary for such a new transportation system to be ecologically sustainable and free of CO<sub>2</sub> emissions during operation.

Urban Air Mobility (UAM) therefore turns out to be the ideal solution: eVTOL (electric Vertical Take-Off and Landing) aircraft used to transport people on both inter-urban and suburban missions. In order for this innovative transportation system to be truly deployed worldwide, it needs to be cost-effective compared to ground-based competitors. Therefore, the goal is to develop a production cost estimation model, for aircraft for UAM, that takes into account the different design of the aircraft.

Several well-known companies are already developing their eVTOLs in order to bring them to market as soon as possible. The design data of the different aircraft were first obtained by estimating the weight of the individual components, then the various models were implemented on the Price TruePlanning software, obtaining as output the estimated costs of the different subsystems. Finally, the data obtained were analyzed and the main cost drivers were identified that were useful for creating cost functions for the individual components.

# INDICE

FIGURE.....	5
TABELLE.....	7
<b>1. INTRODUZIONE.....</b>	<b>8</b>
1.1 eVTOL e UAM .....	9
1.2 Il mercato globale .....	11
1.3 Barriere sociali .....	17
<b>2 UAM: AEROMOBILI ED INFRASTRUTTURE.....</b>	<b>21</b>
2.1 Volocopter.....	25
2.2 Alaka'i Technologies .....	26
2.3 Joby Aviation.....	27
2.4 Lilium GmbH .....	27
2.5 Wisk Aero .....	29
2.6 Archer Aviation .....	30
2.7 Vetical Aerospace .....	31
2.8 Ridondanza.....	32
2.9 Acustica.....	34
2.10 UAM corridors .....	35
2.11 Infrastrutture.....	36
2.12 Ricarica e rifornimento .....	40
2.13 Comunicazioni 5G .....	42
<b>3. STIMA DEL PESO DEI SOTTOSITEMI .....</b>	<b>43</b>
<b>3.1 STRUTTURA .....</b>	<b>44</b>
3.1.1 Landing gear .....	44
3.1.2 Fuselage.....	46
3.1.3 Wing .....	47
3.1.4 V-Tail .....	47
3.1.5 Control surfaces .....	48
3.1.6 Arms .....	48
<b>3.2 POWER SYSTEM.....</b>	<b>50</b>
3.2.1 E-Motors .....	50
3.2.2 Cables .....	51
3.2.3 Battery.....	51
3.2.4 Fuel cell .....	52
3.2.5 Liquid H2 tank.....	56

<b>3.3</b>	<b>SUBSYSTEMS</b> .....	60
3.3.1	Air system .....	60
3.3.2	Flight Control System.....	62
3.3.3	Avionics .....	63
<b>4.</b>	<b>PRICE TruePlanning</b> .....	67
4.1	I modelli su PRICE.....	69
<b>5.</b>	<b>ANALISI RISULTATI</b> .....	74
5.1	I modelli di costo.....	92
<b>6.</b>	<b>CONCLUSIONI</b> .....	95
<b>7.</b>	<b>BIBLIOGRAFIA</b> .....	96

# FIGURE

Figure 1: ore annuali spese nel traffico per ogni città [1] .....	8
Figure 2: emissioni di CO2 per ogni paese [2] .....	9
Figure 3: previsioni di mercato per gli uam [3] .....	11
Figure 4: studio di densità delle infrastrutture [4] .....	14
Figure 5: confronto tempi di viaggio [5] .....	15
Figure 6: confronto costi di viaggio [5] .....	16
Figure 7: attitudini verso uam [6] .....	18
Figure 8: attitudini all'uam per Paese [6] .....	18
Figure 9: utilizzi del uam per Paese [4] .....	20
Figure 10: Bell Boeing V22 & Bell-Augusta BA609 [7] [8] .....	21
Figure 11: classificazione UAM [9] .....	22
Figure 12: le iniziative uam nel mondo .....	24
Figure 13: VoloCity di Volocopter [10] .....	25
Figure 14: Skai di Alaka'i [11] .....	26
Figure 15: Joby [12] .....	27
Figure 16: Motori Lilium [13] .....	28
Figure 17: Lilium Jet [13] .....	28
Figure 18: Cora di wisk aero [14] .....	29
Figure 19: Midnight di Archer Aviation [15] .....	30
Figure 20: VX4 di Vertical Aerospace [16] .....	31
Figure 21: Sistema elettrico Midnight [15] .....	33
Figure 22: Batterie elettriche di VoloCity [10] .....	33
Figure 23: emissioni sonore Lilium [13] .....	35
Figure 24: corridoi aerei non comunicanti [17] .....	36
Figure 25: corridoi aerei comunicanti [17] .....	36
Figure 26: concept di Vertihubs [5] .....	38
Figure 27: concept di Vertiport [5] .....	39
Figure 28: concept di Vertistation [5] .....	39
Figure 29: Schema di funzionamento carica rapida .....	41
Figure 30: Diagramma di ricarica rapida [18] .....	41
Figure 31: pattini fissi .....	44
Figure 32: tricilo fisso e retrattile [19] [20] .....	44
Figure 33: Coda standard e coda a V a confronto [21] .....	48
Figure 34: Bracci di VoloCity vista dall'alto [10] .....	49
Figure 35: Tilt Rotors di Midnight [15] .....	50
Figure 36: andamento peso rispetto alla potenza prodotta .....	54
Figure 37: Andamento peso fuel cell con potenza prodotta .....	55
Figure 38: fuel cell disegno di funzionamento [22] .....	56
Figure 39: Serbatoio di idrogeno liquido [23] .....	57
Figure 40: Schema di confronto tra fuel celle e batteria .....	59
Figure 41: AC system elicotteri [24] .....	60
Figure 42: Andamento peso sistema .....	61
Figure 43: scema di funzionamento del sistema AC [25] .....	62
Figure 44: Radar RDR-84K [26] .....	66
Figure 45: Learning curve .....	68
Figure 46: PBS VoloCity .....	71

Figure 47: PBS Skai.....	71
Figure 48: Tipica PBS di un velivolo per UAM .....	72
Figure 49: Modello stima costi di produzione.....	93
Figure 50: Dati costo di produzione aeromobili .....	93
Figure 51: Modello costo di Sviluppo .....	94
Figure 52: Dati costo di sviluppo aeromobili.....	94

# TABELLE

Table 1: caratteristiche VoloCity .....	25
Table 2: caratteristiche Skai .....	26
Table 3: caratteristiche Joby .....	27
Table 4: caratteristiche Lilium .....	28
Table 5: Caratteristiche cora .....	29
Table 6: Caratteristiche Midnight .....	31
Table 7: caratteristiche VX4 .....	32
Table 8: Costi infrastruttura 5G .....	42
Table 9: confronto batterie .....	52
Table 10: Dati fuel cell azienda 1 .....	54
Table 11: Dati fuel cell azienda 2 .....	54
Table 12: Sistema AC elicotteri .....	61
Table 13: Suddivisione pesi avionica .....	65
Table 14: tabella risultati di costo .....	73
Table 15: Costo di produzione pattini .....	74
Table 16: costo di produzione fusoliera .....	75
Table 17: Costo di produzione bracci .....	76
Table 18: Costo di sviluppo struttura multicottero .....	76
Table 19: Costo di produzione motori multicottero .....	77
Table 20: Costo di sviluppo motori multicottero .....	77
Table 21: Costo di produzione cavi elettrici .....	78
Table 22: Costo LH2 Tank .....	79
Table 23: Costo di sviluppo serbatoi .....	80
Table 24: Costo di produzione carrello fisso .....	80
Table 25: Costo di sviluppo cerrello .....	81
Table 26: costo di produzione carrello retrattile .....	81
Table 27 Costo di sviluppo carrello .....	82
Table 28 Costo di produzione fusoliera .....	82
Table 29: costo di sviluppo fusoliera .....	82
Table 30: Costo di produzione ala .....	83
Table 31: costo di sviluppo ala .....	83
Table 32: costo produzione V tail .....	84
Table 33 costo di sviluppo V-tail .....	84
Table 34: costo di produzione nacelle .....	84
Table 35: costo di sviluppo nacelle .....	85
Table 36: costo di produzione superfici di controllo .....	85
Table 37: costo di sviluppo superfici di controllo .....	86
Table 38: costo di produzione motori elettrici .....	86
Table 39: costo di sviluppo motori .....	87
Table 40: costo di sviluppo ac system .....	88
Table 41: costo di produzione FCS .....	88
Table 42: costi di sviluppo FCS .....	89
Table 43: costo produzione avionca .....	89
Table 44: costo di sviluppo avionca .....	90

# 1. INTRODUZIONE

Ad oggi si stima che nel mondo circa quattro miliardi di persone vivono in grandi agglomerati urbani producendo più dell'80% del PIL mondiale. Tale percentuale non è mai stata così alta come oggi ed è destinata a crescere: si prevede infatti che nel 2030 il 60% della popolazione mondiale viva in grandi città, ed il 75% entro il 2050. Questo comporterà non solo un aumento della densità di popolazione ma anche un ampliamento delle città stesse. Attualmente, circa la metà dell'area urbana è occupata da strade, un significativo aumento della popolazione porterà inevitabilmente ad un netto aumento del traffico cittadino e quindi, ad un incremento delle tempistiche di spostamento. La congestione del traffico si verifica quando la domanda di viaggi su strada supera l'offerta di strade. Con l'aumentare del traffico veicolare, autisti, trasportatori di merci e conducenti di autobus perdono tempo e consumano carburante in modo improduttivo. Oltre alla perdita di tempo in sé dovuto al traffico stradale si aggiungono altre gravi conseguenze come l'aumento dell'inquinamento, lo spreco di carburante ed il ritardo della consegna delle merci.

Negli Stati Uniti, nel 2022, un guidatore medio, ha speso circa 51 ore nel traffico, 15 ore in più dell'anno prima. In Europa, nel medesimo anno, si sono toccati picchi ben più alti arrivando anche a 156 ore all'anno perse nel traffico a Londra. I costi attuali dovuti alla congestione stradale, infatti, sono circa cento miliardi di euro all'anno solo nella zona UE e tenderanno a triplicarsi nei prossimi venti anni.

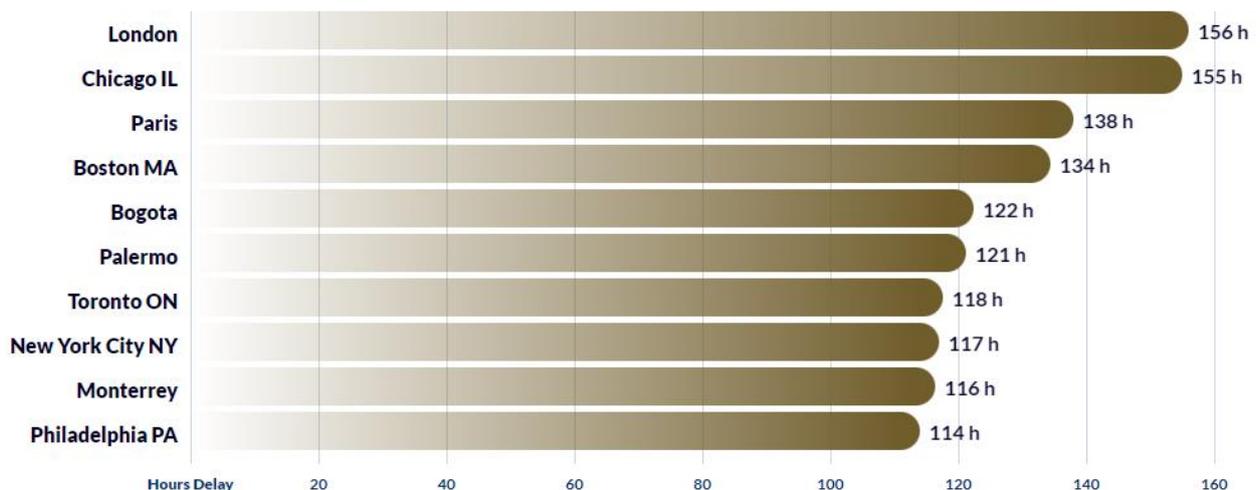


FIGURE 1: ORE ANNUALI SPESE NEL TRAFFICO PER OGNI CITTÀ [\[1\]](#)

Negli ultimi anni le emissioni di CO2 sono aumentate esponenzialmente, complici il continuo aumento della produzione industriale e la crescita della popolazione mondiale. Il grafico seguente riporta l'andamento della produzione di CO2 diviso per regioni.

## Annual CO2 emissions by world region

This measures fossil fuel and industry emissions<sup>1</sup>. Land use change is not included.

Our World  
in Data

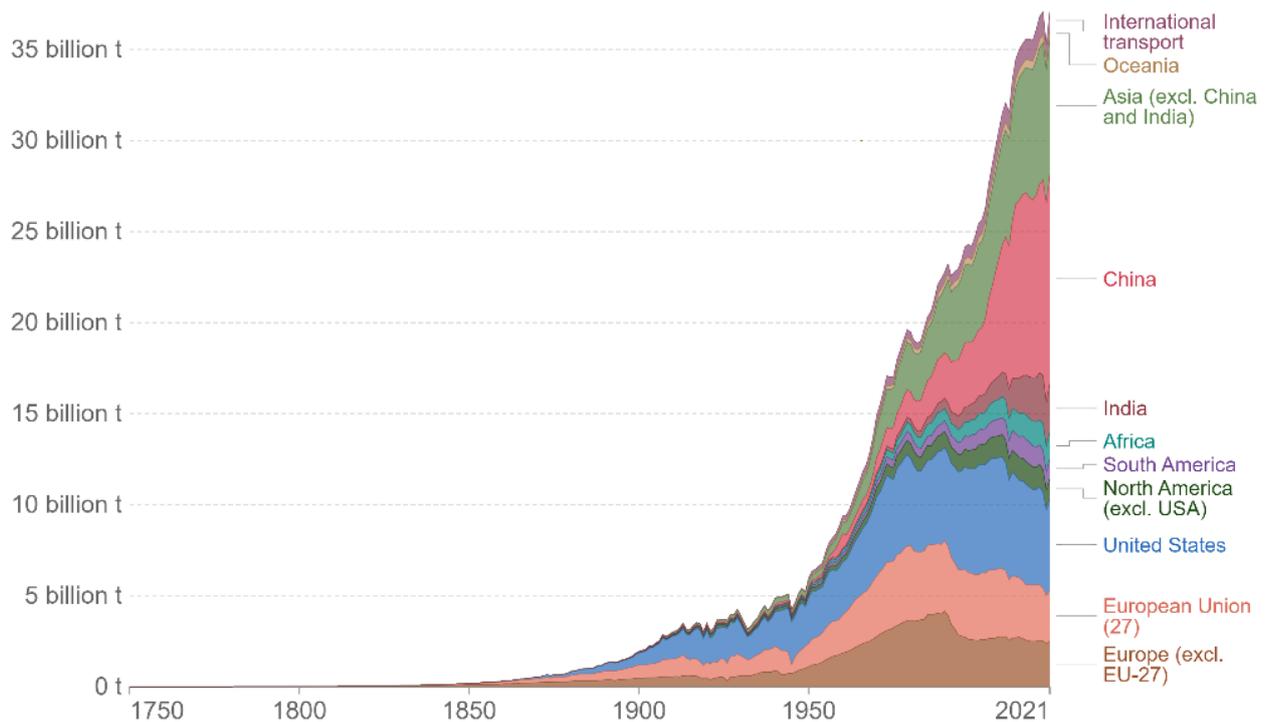


FIGURE 2: EMISSIONI DI CO2 PER OGNI PAESE [2]

In Europa, oggi, il settore dei trasporti è responsabile del 23% delle emissioni di CO2, il cui 70% è dovuto a trasporto su strada e, globalmente, si prevede che tali megalopoli emetteranno circa il 70% dei gas serra mondiali consumando circa i due terzi delle energie mondiali.

### 1.1eVTOL e UAM

In questo scenario è necessario trovare un'alternativa per il trasporto urbano ed extraurbano, che aiuti a decongestionare le strade e velocizzare i trasporti di persone e merci. È poi necessario che tale nuova modalità di trasporto sia ad emissioni zero, sia economicamente conveniente e rapida a percorrere lunghe distanze. Inoltre, come precedentemente detto, con l'aumento della popolazione, dei mezzi, e delle zone industrializzate, ulteriori trasporti su terra non sembrano essere la soluzione. La risposta

potrebbe risiedere nell'utilizzo dei velivoli elettrici a decollo ed atterraggio verticale (eVTOL) integrati in un sistema di Urban Air Mobility (UAM)

Gli eVTOL sono un tipo di aeromobile che combina le caratteristiche di un elicottero con quelle di un aeroplano, utilizzando diversi motori elettrici per la propulsione invece che motori a combustione interna o turbine. Questi velivoli sono progettati per essere silenziosi, efficienti ed ecologicamente sostenibili. Ad oggi sono molte le configurazioni presentate in cui variano la tipologia e la disposizione dei motori e la presenza o meno di una superficie alare in grado di ridurre la dipendenza dalla spinta dei motori in fase di crociera. Anche per quanto riguarda l'accumulo di energia esistono diverse soluzioni, come le batterie e le fuel cell. Come detto, quindi, le possibili configurazioni sono ancora svariate e molte aziende stanno presentando i loro prototipi, probabilmente solo il tempo rivelerà la soluzione migliore.

L'Urban Air Mobility (UAM) è un nuovo concetto che prevede l'integrazione di veicoli aerei, come droni o eVTOL, nel sistema di trasporto urbano ed extra-urbano. L'obiettivo è quello di alleviare la congestione stradale, migliorare l'efficienza dei trasporti e ridurre l'inquinamento atmosferico nelle città. Questo viene realizzato spostando parte del traffico dalle strade all'aria, utilizzando veicoli aerei tipicamente elettrici e a zero emissioni. I velivoli utilizzati sono progettati per operare in spazi ristretti, decollando e atterrando verticalmente e volando a basse altitudini sia all'interno delle aree urbane che all'esterno per evitare il traffico aereo.

L'UAM richiede anche lo sviluppo di una nuova infrastruttura per supportare l'operatività dei veicoli aerei nelle città. Ciò può includere la costruzione di vertiporti o eliporti, stazioni di ricarica e sistemi avanzati di gestione del traffico aereo per garantire voli sicuri e coordinati. I potenziali utilizzi dell'Urban Air Mobility includono il trasporto passeggeri, la consegna di merci, i servizi di emergenza e molto altro. Ad esempio, i veicoli aerei possono fornire collegamenti veloci tra diversi punti urbani, riducendo i tempi di percorrenza e migliorando la connettività delle città. Inoltre, l'UAM potrebbe essere utilizzato per rispondere rapidamente a situazioni di emergenza o per fornire servizi di consegna di merci più efficienti.

Si prevede che l'UAM sarà il prossimo grande cambiamento nel campo della mobilità e forse nell'economia globale, in quanto potrebbe portare a capacità e applicazioni totalmente nuove che in precedenza non erano realizzabili. Le tecnologie UAM promettono di trasformare il modo in cui le persone e le merci vengono spostate, alimentando anche il motore economico globale.

## 1.2 Il mercato globale

Le maggiori aziende di consulenza prevedono un mercato multimiliardario. *Deloitte* stima che il mercato negli USA raggiunga circa un valore di 115 miliardi di dollari nel 2035, ossia il 30% del settore aerospaziale e il 0,5% del PIL americano nel 2019. Nello specifico, ci si aspetta inizialmente una veloce crescita di mercato nel trasporto merci pari a 58 miliardi US\$, e successivamente una crescita nel trasporto passeggeri di circa 57 miliardi US\$. Inoltre, entro il 2035, ci si aspettano 280'000 nuovi posti di lavoro, con paga sopra la media, solo negli USA. La statunitense Morgan Stanley stima per il 2030 un valore di mercato globale di 12 miliardi US\$, nel 2035 un valore di 66 miliardi ed un valore di 9 trilioni US\$ nel 2050.

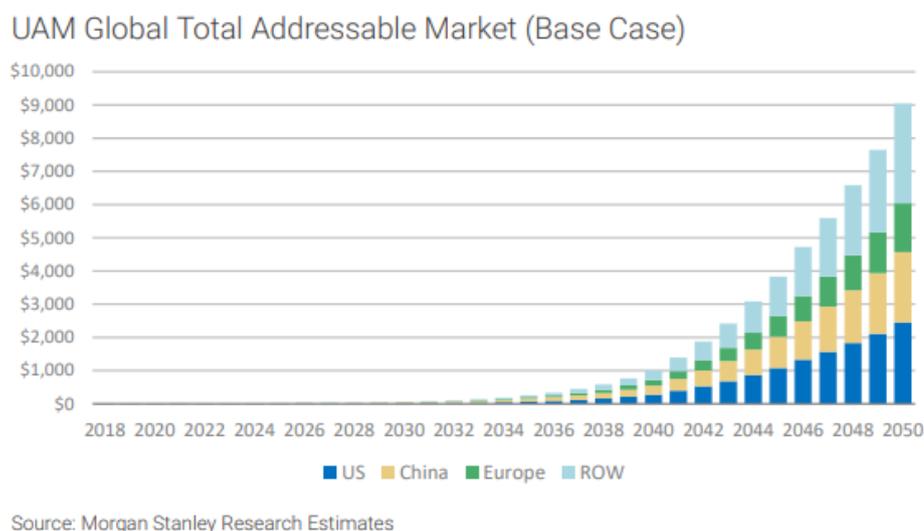


FIGURE 3: PREVISIONI DI MERCATO PER GLI UAM [3]

Lo sviluppo di questi nuovi mezzi di trasporto è reso possibile anche grazie all'avanzamento tecnologico e agli importanti investimenti in molti altri campi, se ne individuano 6 principali:

- Aumento della densità energetica delle batterie elettriche dovuto a miliardi di dollari di investimenti per le più svariate applicazioni.
- Miglioramento del grado di autonomia dei veicoli, in particolar modo i grandi investimenti nel campo delle macchine autonome portano anche grandi benefici in campo aeronautico dove la guida autonoma è considerata meno onerosa rispetto a quella terrestre.
- Negli ultimi anni si assiste sempre di più ad una vendita di prodotti al dettaglio via e-commerce e l'UAM si propone come ottima soluzione logistica per il trasporto merci.

- Lo sviluppo della tecnologia 5G e delle comunicazioni satellitari sono un fattore chiave per la sicurezza, la ridondanza e la resilienza delle comunicazioni con molti altri velivoli.
- Mentre macchine, furgoni e camion sono già in fase di transizione ecologica, la prossima frontiera della propulsione a zero emissioni riguarda il settore dell'aviazione, infatti, molte grandi aziende come Amazon stanno sviluppando droni autonomi a zero emissioni.
- Le potenzialità dual-use rendono interessante anche in ambito militare tali velivoli.

La grande azienda di consulenza statunitense *McKinsey* in un report del 2022 stima, in un “caso base”, un percorso che porterà il mercato dei taxi volanti a circa 1,5 miliardi di dollari entro il 2040. In questo caso, la mobilità aerea individuale rimane un'opzione di lusso e non raggiunge la scala. I veicoli rimangono molto costosi, tra gli 800'000 e i 1,5 milioni di dollari ciascuno ed un costo operativo che, sebbene sia più basso rispetto a quello degli elicotteri, rimane comunque molto alto: circa 3 \$ per posto per miglio percorso. Assumendo tuttavia un prezzo simile a quello dei taxi con la auto di lusso, il mercato potrebbe supportare anche circa 1000 veicoli all'anno. Sebbene tale cifra sia abbastanza grande non è ancora sufficientemente grande per sostenere tale modello di business. Si ipotizza infatti che, come per molti altri mercati, si possa partire da un modello di business di fascia alta o medio-alta e, successivamente, passare ad un mercato di massa. Ipotizzando quindi uno scenario dove molteplici attori (investitori, attori politici, operatori delle infrastrutture ecc.) collaborino tutti per superare le principali sfide tecnologiche ci si può aspettare un mercato globale anche da 500 o 600 miliardi di dollari all'anno. Per raggiungere un tale valore però, saranno necessari cambiamenti radicali, come:

**Produzione su scala di tipo automobilistica:** la produzione in serie tipica del campo aeronautico e spaziale non sarebbe in grado di produrre le quantità annuali richieste dal mercato, sarà quindi necessario avere una produzione di velivoli in serie, come il settore automobilistico. Eventuali grandi dimensioni dei singoli velivoli, quindi, non solo impatteranno sul costo di produzione dell'unità stessa ma richiederà anche costi maggiori dovuti alle dimensioni maggiori delle fabbriche.

**Volo senza pilota:** le prime versioni conterranno sulla presenza di un pilota in quanto sia la regolamentazione non prevederà ancora la possibilità della guida autonoma, sia ne risente positivamente la percezione del passeggero. Tuttavia, successivamente, si punterà ad avere velivoli totalmente autonomi allo scopo di aumentare il peso del carico pagante (il posto del pilota sarebbe dedicato ad un passeggero), diminuire il peso ed il costo dell'avionica e diminuire il costo totale del viaggio in quanto non sarà necessario addestrare e stipendiare un pilota.

**Un totale ripensamento del controllo del traffico aereo:** ad oggi il traffico aereo è controllato dalle torri di controllo degli aeroporti, in uno scenario in cui diversi velivoli eseguono missioni intra-cittadine ed extra-cittadine sarà necessario un'infrastruttura di terra capace di coordinare e comunicare costantemente con i velivoli in aria al fine di ridurre i tempi e garantire la sicurezza.

**Infrastrutture di terra e di ricarica economicamente vantaggiose:** le infrastrutture di terra necessarie a garantire il decollo e l'atterraggio dei velivoli devono essere semplici, efficienti e ben distribuite su tutto il territorio. Inoltre, devono provvedere alla ricarica dei velivoli.

**Grande utilizzo dei velivoli:** come in tutti i settori commerciali se non è presente una grande richiesta di questo servizio i vantaggi dell'economia di scala vengono meno.

Ad oggi, la maggior parte degli sforzi si concentra sulle sfide ingegneristiche e tecnologiche e sulla regolamentazione nei diversi Paesi, ma uno dei fattori principali sarà la capacità di creare una fitta rete di infrastrutturale. Più i passeggeri sono vicini ai vertiporti maggiore sarà il loro potenziale risparmio di tempo e maggiore sarà la possibilità di usare un aerotaxi. Si prenda per esempio un tragitto di 60 km da un grande aeroporto al centro cittadino: se si scegliesse di guidare nel traffico ci si potrebbe mettere anche 90 minuti, usando un aero taxi il cui vertiporto si trovi molto distante, ci vorrebbe sicuramente di meno ma comunque quasi un'ora. Se invece la distanza del vertiporto fosse solo a qualche minuto di distanza allora il tempo di viaggio totale si potrebbe ridurre a meno di 30 minuti. È evidente, dunque, come la distanza dei vertiporti e l'interconnessione di quest'ultimi con altre modalità di trasporto, influisca significativamente sulla scelta dei passeggeri di usufruire o meno di quel mezzo di trasporto. Secondo un modello sviluppato dalla società McKinsey, se si diminuisse il prezzo del biglietto di un fattore dieci, il mercato aumenterebbe la sua dimensione di cinque volte, tuttavia, riducendo la distanza media dei vertiporti più vicini da circa 30 minuti a soli 3 minuti il mercato globale aumenterebbe di venticinque volte. Si evince dunque che più infrastrutture ci sono più "ha senso" per un passeggero prendere un aero taxi.

Inizialmente, la mobilità aerea sarà un mercato solo di nicchia poiché i costi ed i prezzi saranno molto alti. In questa fase, le vendite degli aeromobili saranno probabilmente poche centinaia all'anno, e così la loro produzione ancora molto onerosa. Successivamente, quando il mercato sarà su una scala più grande, si stima che vengano venduti (e prodotti) almeno 25 mila veicoli all'anno negli USA a prezzi inferiori ai 250'000 dollari ciascuno.

## Infrastructure density will play a big role in the uptake of personal air vehicles.

Trip time to cover around 40 miles, by method of transit, minutes per trip

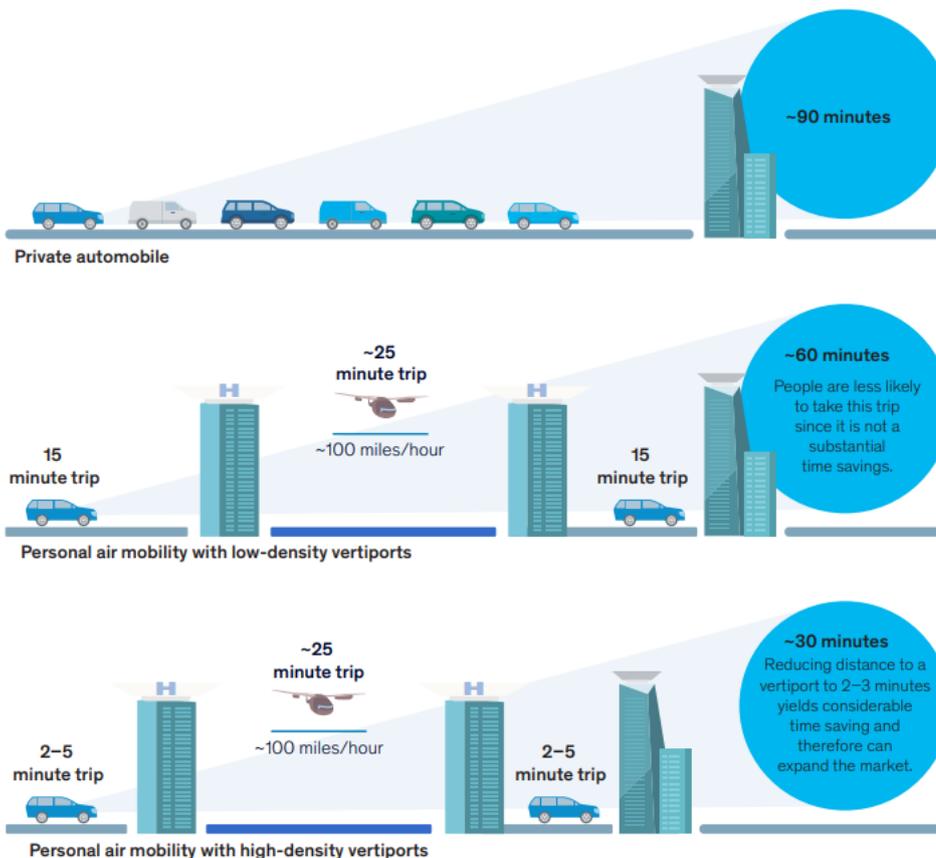
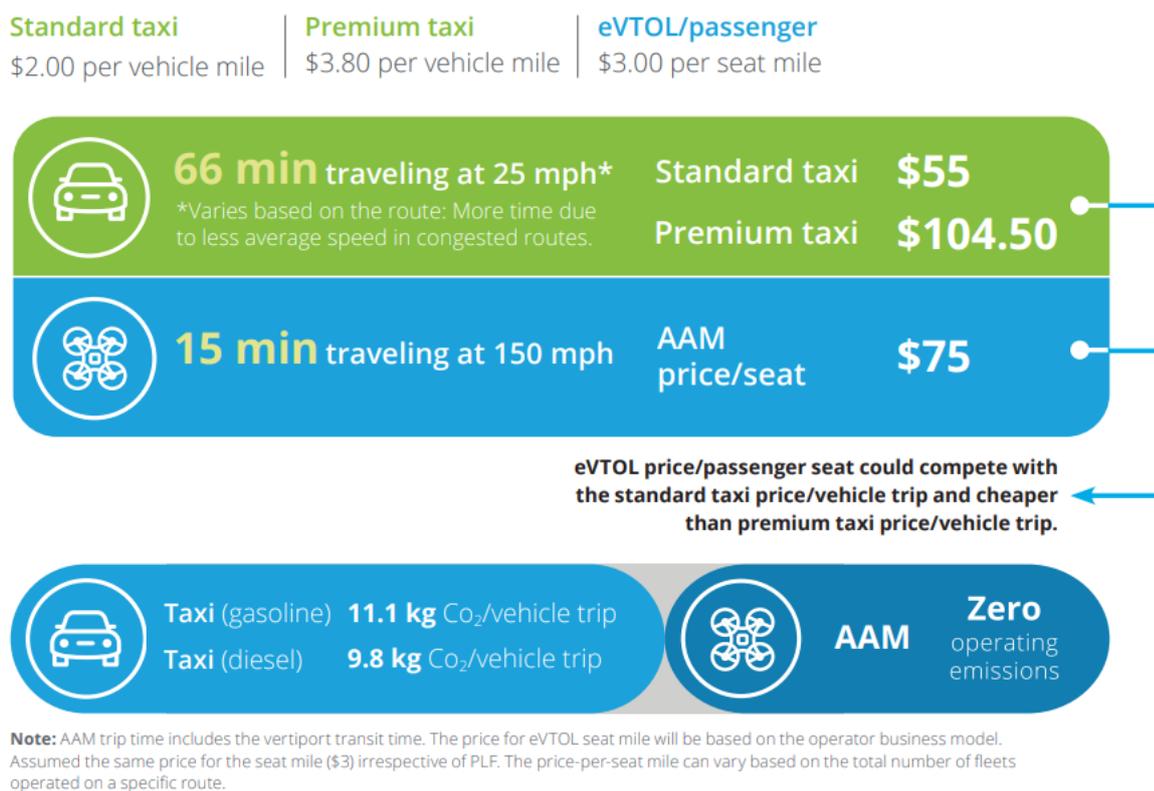


FIGURE 4: STUDIO DI DENSITÀ DELLE INFRASTRUTTURE [4]

I futuri operatori del settore UAM possono competere con i già esistenti trasporti di terra ma deve migliorare nettamente l'economia per catturare almeno parte di quel mercato, poiché la domanda sarà direttamente proporzionale al prezzo del servizio. Oltre all'economia, alla sicurezza e al tempo del viaggio anche l'impatto ambientale gioca un ruolo importante nel guidare l'UAM nel mercato. Nel 2019, negli USA, il 37,5% della CO<sub>2</sub> proveniva dalla combustione delle fonti fossili per il trasporto, ed una parte maggiore, circa il 40% è attribuita ai passeggeri sulle automobili. *Deloitte* stima che i veicoli passeggeri a benzina emettono circa 404 grammi di CO<sub>2</sub> per miglio e quelli diesel circa 356 grammi di CO<sub>2</sub> per passeggero per miglio. I nuovi velivoli eVTOL, invece, dichiarano zero emissioni durante l'esercizio, i velivoli per l'UAM in

I servizi standard di taxi e ride-hailing hanno differenti tariffe: le società di hailing hanno un prezzo inferiore per i passeggeri rispetto ai taxi tradizionali. Si sono analizzate e confrontate le compagnie di trasporto via terra e taxi con i servizi UAM. Il prezzo medio negli Stati Uniti è circa 2 \$ per miglio percorso, e il prezzo medio di un taxi premium ha una media di circa 3,8 \$ per miglio per veicolo. La

modalità di trasporto via aria si potrebbe presentare come un'alternativa al mercato dei taxi premium per alcuni viaggi a causa della disponibilità dei passeggeri a pagare per un netto risparmio di tempo. Si è calcolato quindi circa 3\$ per posto per miglio percorso dal velivolo, tuttavia, sebbene questo sia il prezzo per passeggero e non per velivolo si può comunque raggiungere un prezzo più competitivo in quanto la distanza effettiva ricoperta da un velivolo sia nettamente inferiore a quella percorsa dai veicoli su strada.



Source: Deloitte analysis, NASA UAM market study, Seattle taxi fares, and eVTOL company websites.

FIGURE 5: CONFRONTO TEMPI DI VIAGGIO [5]

L'obiettivo finale dell'UAM è quello di diventare un mezzo di trasporto di massa, operante tra urbano, aree suburbane e rurali. Tra queste due applicazioni i trasporti interurbani (ossia trasporto di persone e merci all'interno della città) offre più valore ed è studiato per alimentare una crescita a lungo termine. Questo perché sono viaggi più brevi e risolve il problema della congestione stradale. I servizi di ride-sharing applicati agli eVTOL potrebbero trainare il mercato degli spostamenti interurbani in quanto il tempo di consegna potrebbe essere dai 6 ai 7 minuti per un viaggio di circa 25 miglia. Quando il mercato si attesterà su una vasta scala un passeggero potrà essere in grado di viaggiare tre volte più velocemente allo stesso prezzo in un breve viaggio di 10 miglia e contribuire a ridurre da 8 a 9 chilogrammi circa di CO<sub>2</sub> se si percorre la tratta dall'aeroporto JFK al centro città

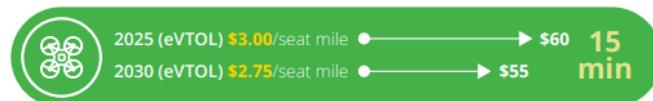
di New York. Grazie alla riduzione dei costi operativi, il prezzo per passeggero per miglio dovrebbe essere inferiore per i percorsi più lunghi (interurbani). Il prezzo del miglio del posto passeggeri è stimato essere 2,75\$ e potrebbe ulteriormente scendere a \$2,5 entro il 2030 aumenta la domanda, aumenta la flotta e gli aeromobili viaggiano sempre al completo. Per un viaggio di 190 miglia tra boston e New York City, il passeggero potrebbe essere in grado di viaggiare fino a tre volte più velocemente ed evitare di immettere nell'atmosfera fino a 80 kg di CO2. Se la domanda non fosse particolarmente elevata si dovrebbero impiegare dei viaggi di ritorno vuoti, e dunque che non genererebbero guadagni ma solo spese. Un taxi standard per questa tratta richiederebbe circa 1,5\$ per miglio per veicolo, un taxi premium, invece, richiederebbe circa 3,7\$ per miglio per veicolo, impiegando circa 4 ore. Una compagnia aerea pone il prezzo del biglietto per questa tratta a 110\$. Il prezzo risulta competitivo con le diverse modalità di trasporto a terra, tuttavia, il risparmio di tempo non è così significativo. Infatti, i tempi includono il viaggio da e per l'aeroporto e i processi di controlli, imbarco e sbarco dei passeggeri. Sebbene quindi il tempo effettivo di viaggio sia inferiore le tempistiche necessarie allungano considerevolmente i tempi. Con l'implementazione dei velivoli per l'UAM, sebbene il tempo di volo sia quasi uguale, si risparmierebbe molto tempo per le funzioni accessorie necessarie per i viaggi aerei. L'industria degli UAM dovrebbe puntare a gestire i passeggeri in meno di 5 minuti dal momento che un maggiore tempo speso al vertiporto potrebbe ostacolare la scelta dei passeggeri ad usufruire del servizio scegliendo piuttosto un'altra modalità di trasporto in particolare per i viaggi medi o brevi.

#### 20-mile trip: JFK airport to New York City

##### Ground



##### AAM



##### Co2 emissions



**Note:** AAM trip time includes transit time at vertiport, and taxi price is estimated from Uber and Lyft. eVTOL claims zero operating emissions, and CO<sub>2</sub> emitted from the electricity production to charge the battery is not considered. The price for eVTOL seat mile will be based on the operator business model. Assumed the same price for the seat mile (\$3) irrespective of PLF. The price-per-seat mile can vary based on the total number of fleets operated on a specific route.

Source: Deloitte analysis, United States Environmental Protection Agency, AAM eVTOL manufacturing companies.

FIGURE 6: CONFRONTO COSTI DI VIAGGIO [5]

Si sono studiati sei casi tipici che potrebbero coinvolgere lo spostamento di persone in attività molto diverse:

1. Spostamento da e per lavoro
2. Commissioni varie
3. Viaggi business
4. Viaggi di piacere a breve distanza
5. Viaggi di piacere a lunga distanza
6. Viaggia da e per l'aeroporto nel contesto di un viaggio più lungo con l'aereo

Questi potenziali casi d'uso implicherebbero velivoli elettrici capaci di decollo e atterraggio verticali, velivoli a corto decollo e atterraggio e velivoli a decollo e atterraggio convenzionale.

### **1.3 Barriere sociali**

La ricerca sulle potenziali barriere sociali di una tecnologia emergente è importante per comprendere la potenziale fattibilità della tecnologia da una prospettiva sociale, opportunità e sfide connesse ai mercati, casi d'uso, modelli di business e partnership. Anche la ricerca sulle barriere sociali può fornire informazioni sui potenziali impatti sugli sviluppi del modello di business. Inoltre, la ricerca sulle barriere sociali può contribuire a fornire una previsione dei modelli di domanda e offerta o prevedere la volontà di utilizzare una tecnologia o un servizio ed in quali condizioni.

Per studiare i potenziali impatti sociali dei nuovi sistemi di trasporto i ricercatori spesso propongono ipotesi prima che una tecnologia o servizio sia stato testato. Possono raccogliere e analizzare i dati prospettici impiegando focus group, sondaggi, analisi di scenario e altri metodi qualitativi. Dopo che una tecnologia è stata implementata, i ricercatori probabilmente proporranno nuove ipotesi.

I dati mostrano chiaramente che le differenze regionali e generazionali giocano un ruolo fondamentale nella percezione della sicurezza dei velivoli per l'UAM. Sebbene i consumatori intervistati per i sondaggi concordino sul fatto che i taxi aerei potrebbero essere delle possibili soluzioni per risolvere il problema del congestionamento stradale, restano comunque delle preoccupazioni per quanto concerne la sicurezza dei velivoli stessi.

Un sondaggio svolto dall'EASA riporta la percentuale di gradimento in generale verso l'UAM in Europa:

Overall, 83% of respondents have a very positive or rather positive attitude towards UAM...

General attitude towards urban air mobility, %

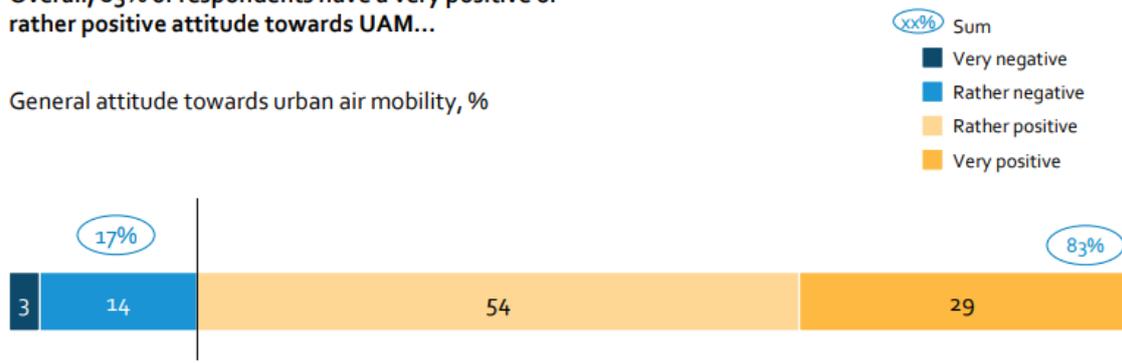
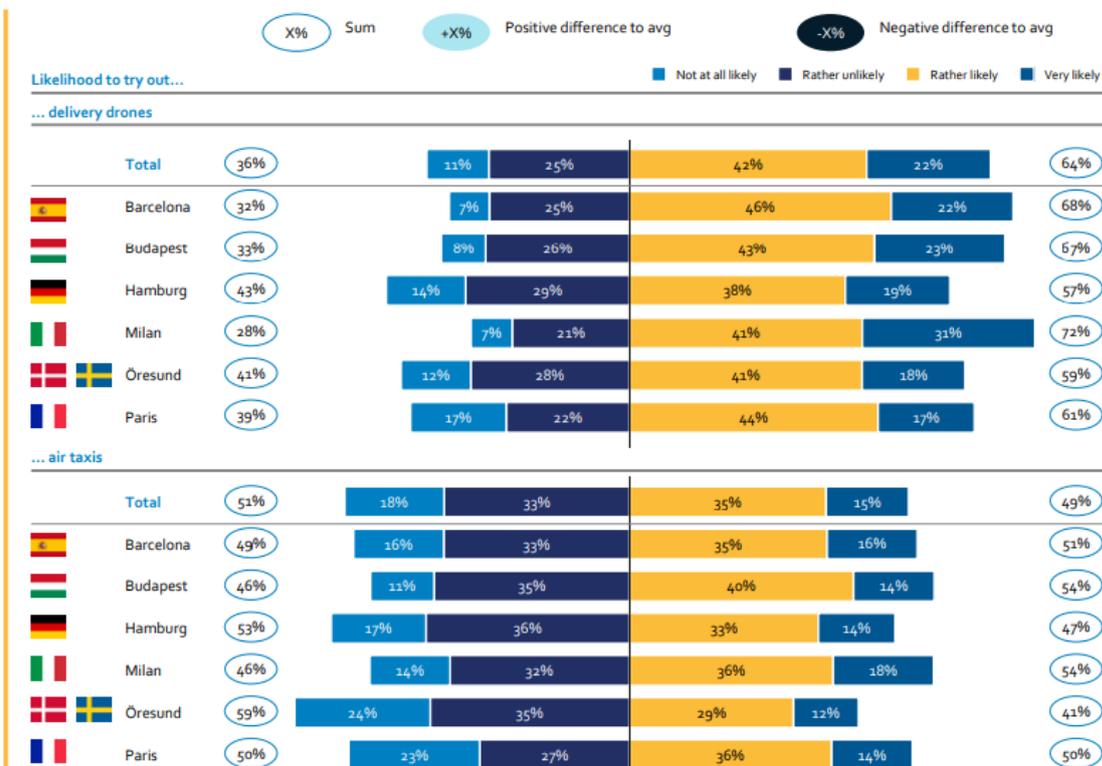


FIGURE 7: ATTITUDINI VERSO UAM [6]

Come si può notare dal grafico circa l'83% delle persone intervistate ha un'attitudine positiva nei confronti di questa nuova modalità di trasporto.

Sempre nello stesso sondaggio svolto in diverse città europee, nello specifico, si chiede ai cittadini quale sarebbe il loro intento nell'usufruire dei servizi di aero taxi o di consegna delle merci via droni.



Source: EASA UAM societal acceptance survey questions S6. How likely are you to make use of delivery of goods by drone (i.e., delivery of parcels from an online shopping platform to a nearby delivery hub, your garden or private property or a publicly accessible area), if it were offered in your city? Please assume that delivery by drone would cost about double today's standard shipping fees and ensured guaranteed delivery within 2 hours from the time you place your order. S7. How likely would you be to use an air taxi (i.e., a flying vehicle that transports passengers from A to B) for a 25-50% higher price than current road passenger transport options like conventional (road) taxis or Uber-like offerings, if you assume the trip could be made in half the time in the air taxi?

FIGURE 8: ATTITUDINI ALL'UAM PER PAESE [6]

È evidente come ci sia una forte propensione all'utilizzo dei droni per la consegna di merce e beni in molte città europee. La percentuale inerenti all'utilizzo degli aereo taxi, invece, risultano essere minore ma comunque considerevole ed in linea con quelle degli Stati Uniti.

I consumatori nei due più grandi mercati geografici, USA e Cina, nel 2019, hanno due opinioni diverse sulla sicurezza degli eVTOL: il 49% degli Stati Uniti era poco convinto della sicurezza di questi aeromobili, mentre in Cina, solo il 39% erano scettici.

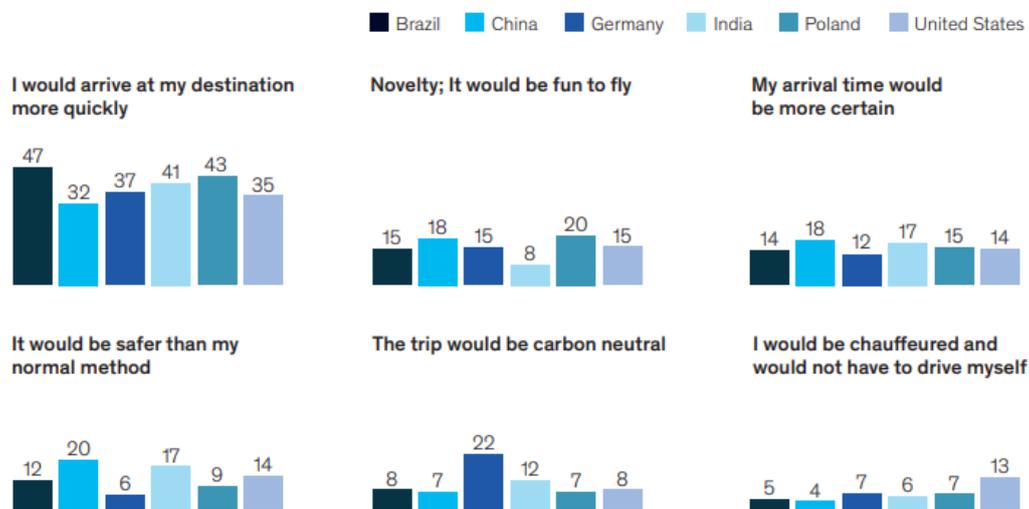
Oltre alle differenze culturali anche le differenze generazionali mostrano diverse propensioni a questi velivoli: sebbene i più giovani (generazioni Y e Z) siano in maggioranza a concordare che gli UAM siano una buona soluzione al problema del congestionamento stradale, il 48% di loro afferma di essere preoccupato per la sicurezza di questi nuovi velivoli. Questo ha implicazioni significative per il settore poiché si ipotizza che in futuro sia questo il gruppo maggiore di utilizzatori degli UAM.

Analizzando altre zone geografiche si osserva come in India dal 31% al 47% degli intervistati hanno affermato che prenderebbero sicuramente in considerazione utilizzare un veicolo UAM in futuro. Anche I brasiliano, dal 21% al 32% affermano che utilizzerebbero tale innovativo sistema di trasporto. D'altra parte, i Tedeschi, hanno espresso un indice di gradimento minimo: solo l'8% utilizzerebbe tali velivoli per viaggi di piacere per una lunga distanza e al massimo il 17% degli intervistati lo utilizzerebbe per viaggi in aeroporto.

Quando è stato chiesto agli intervistati le loro principali ragioni per considerare i servizi offerti dell'UAM, la risposta più scelta dai consumatori, oltre il 30% per ogni paese, è stata quella di voler diminuire il tempo del viaggio. Questa preferenza ha valori più alti nei paesi che si classificano in alto per i livelli di congestione stradale e tempo perso nel traffico. Ad esempio, il 47% degli intervistati in Brasile e il 41% di quelli intervistati in India hanno espresso la volontà di tempi di viaggio più brevi, non a caso, infatti, nel 2019, tra le 10 città più trafficate al mondo quattro erano indiane, e tra le prime 20, due erano brasiliane. Inoltre, in tutti i paesi, emergeva anche un altro dato significativo: la volontà di usare un eVTOL per avere un orario di arrivo più certo.

**Across countries, reduced travel time was most often cited as the main reason to consider an AAM vehicle.**

Main reason for considering an AAM vehicle, % of respondents, by country<sup>1</sup>



<sup>1</sup> Respondents were asked, "In order of highest to lowest importance, what are the top 3 reasons you would be willing to switch?"; n = 4,600, with 600–1,000 per country. Source: McKinsey Advanced Air Mobility Consumer Survey, March 2021

**FIGURE 9: UTILIZZI DEL UAM PER PAESE [4]**

Superare gli ostacoli psicologici e sociali e riuscire ad integrare gli UAM nelle città in modo sicuro sarà una delle sfide più importanti in quanto si tratta di un totale cambio di paradigma rispetto ai nostri attuali sistemi di trasporto. Oltre ai progressi tecnologici, un maggiore intervento da parte delle agenzie governative per focalizzare maggiormente l'attenzione sull'adozione degli UAM potrebbe portare un considerevole effetto positivo nella percezione del consumatore. Pertanto, tutti gli stakeholder coinvolti dovranno collaborare in un ecosistema integrato per rendere questo passaggio più fluido possibile.

## 2 UAM: AEROMOBILI ED INFRASTRUTTURE

I primi aeromobili capaci di effettuare decolli e atterraggi verticali (VTOL) sono stati sviluppati per uso militare e con propulsione convenzionale. Negli anni '70 la NASA ha prodotto due prototipi di convertiplano con capacità di decollo ed atterraggio verticali: il Bell XV-15. Il particolare successo di questo prototipo portò alla realizzazione in serie due convertiplani ad oggi ancora in uso: il Bell-Boeing V22 ed il Bell-Augusta BA609. Tuttavia, questi aeromobili consumano molto e hanno costi di manutenzione particolarmente elevati.



FIGURE 10: BELL BOEING V22 & BELL-AUGUSTA BA609 [7] [8]

Gli eVTOL sono aeromobili elettrici che combinano le caratteristiche degli aerei e degli elicotteri per raggiungere il massimo delle prestazioni. Sebbene esistano diverse configurazioni una delle caratteristiche comuni è la propulsione elettrica e quindi l'utilizzo di motori elettrici brushless sui quali sono montati diversi propulsori ventole intubate che generano la spinta necessaria per decollare verticalmente, volare orizzontalmente e atterrare nuovamente verticalmente. Diversi accumulatori di energia possono essere utilizzati come batterie, tipicamente quelle a ioni di Litio, o Fuel Cell a idrogeno. Gli eVTOL e le auto elettriche condividono molte tecnologie: le batterie, i motori elettrici e l'elettronica di potenza. La parte aeronautica, invece, è ricoperta delle tecnologie già esistenti nel settore quali: ali, eliche, rotori e superfici di controllo. È necessario però distinguere gli eVTOL dagli aerei a propulsione elettrica: questi, infatti, sebbene presentino i vantaggi di essere più silenziosi e meno inquinanti sono tuttavia limitati le sue prestazioni e la sua autonomia a causa della densità specifica delle batterie ancora troppo elevata per questo di applicazioni. I motori elettrici, dal punto di vista ingegneristico, hanno molti vantaggi rispetto a quello comunemente utilizzati nell'aviazione:

- Sono molto meno rumorosi

- Non hanno bisogno di raffreddamento
- Riduzione dei livelli di vibrazione
- Miglioramento dell'affidabilità e dei costi operativi
- Velocità variabile a piena potenza per una migliore efficienza
- Non rischiano di incendiarsi

Gli eVTOL si suddividono in diverse categorie in base alla loro configurazione di design.

La prima divisione consiste in quelli dotati di ali e quelli non. Sebbene le ali comportino un peso aggiuntivo e quindi non solo un costo di produzione maggiore ma anche un sistema propulsivo più potente, queste, durante la fase di volo orizzontale, grazie alla portanza che riescono a generare, riducono significativamente il consumo di energia per la propulsione allungando quindi l'autonomia.

Tra i velivoli dotati di ala si possono distinguere tre principali categorie:

1. Vectored Thrust
2. Independent Thrust
3. Combined Thrust

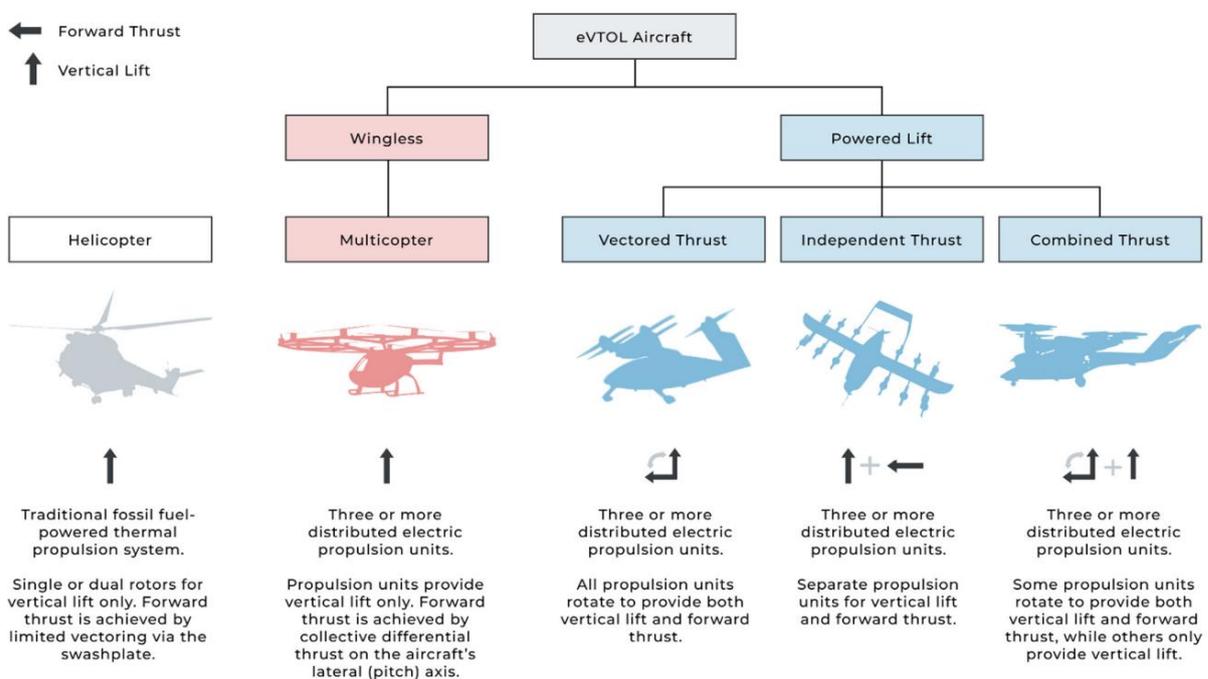


FIGURE 11: CLASSIFICAZIONE UAM [9]

## Multicopter

La configurazione multicopter è sicuramente la più semplice ed economica. La fusoliera è di ridotte dimensioni e tipicamente utilizza dei pattini fissi come carrello di atterraggio. La propulsione ed il

sostentamento sono garantiti di diversi rotori fissi disposti tutti perpendicolarmente al terreno. Questi garantiscono la spinta necessaria al decollo ed alla crociera che presenterà comunque una velocità massima limitata. La manovrabilità e la direzionabilità è fornita dal sistema di controllo che facendo variare il numero di giri solamente ad alcuni rotori fornisce la capacità di traslare in tutte le direzioni e di ruotare sul suo stesso asse verticale. Come detto, l'assenza di ali, superfici di controllo e altri parti mobili permette all'aeromobile di avere un peso massimo al decollo molto inferiore rispetto alle altre configurazioni ed un costo di produzione estremamente competitivo. Tuttavia, la mancanza di una significativa portanza durante la crociera aumenta notevolmente la quantità di energia richiesta durante questa fase, con importanti ripercussioni sull'autonomia della batteria.

Altre tre configurazioni invece prevedono l'utilizzo di una o più superfici alari per ridurre la richiesta di potenza durante la fase di crociera ed aumentare quindi l'autonomia.

### **Vectored Thrust**

Questo tipo di configurazione è caratterizzata dalla possibilità di cambiare la direzione della spinta. La spinta è garantita da diversi propulsori elettrici, i quali hanno la possibilità di ruotare andando a variare la direzione della spinta. In fase di decollo la configurazione adottata permetterà di generare una spinta in modo perpendicolare al terreno per garantire un decollo verticale e quindi occupando uno spazio relativamente ristretto. Successivamente, avviene la rotazione dei motori i quali, generando una componente di spinta anche in direzione orizzontale, accelereranno il velivolo fino alla velocità di crociera, alla quale i propulsori sono tutti in direzione parallela al terreno ed il sostentamento in aria dell'aeromobile è garantito dalla portanza generata dalle superfici alari.

Tale sistema ha il vantaggio di utilizzare sempre tutti i propulsori e non lasciare quindi inutilizzati alcuni motori durante le diverse fasi della missione. Tuttavia, disporre di grandi componenti mobili richiede una progettazione più accurata, pesi maggiori e manutenzione più frequente, tutti questi aspetti portano ad un aumento sia dei costi di sviluppo e produzione sia dei costi di funzionamento.

### **Indipendent Thrust**

La caratteristica principale di questa configurazione è quella di possedere diverse tipologie di motori adibiti a diverse funzionalità. Questo design dell'aeromobile si può anche definire "Lift & Cruise" in quanto appunto una serie di motori è dedicata al movimento in verticale ed uno o più motori dedicati al volo orizzontale. Sono subito evidenti i vantaggi derivanti da questa configurazione poiché esente da parti mobili la produzione e la manutenzione risultano essere più economiche, tuttavia, disporre di uno o più motori non funzionanti durante tutte le fasi della missione aggiungono peso non utile.

### **Combined Thrust**

La combinazione delle due configurazioni precedenti porta allo sviluppo di questa. Alcuni motori, fissi, forniscono la spinta verticale per garantire il decollo e l'atterraggio, a questi si aggiungono altri rotori mobili che forniscono la spinta aggiuntiva necessarie nelle fasi di decollo e atterraggio e garantiscono la spinta necessaria durante la fase di crociera.

Nel corso degli ultimi anni molte aziende in giro per il mondo stanno investendo e sviluppando nuovi velivoli elettrici i per l'UAM. Le aziende che progettano e sviluppano tali prodotti di solito non progettano anche tutti i componenti del velivolo, questi infatti sono affidati ad altre aziende che li sviluppano completamente autonomamente o in collaborazione con l'azienda stessa. Risulta quindi che una grandissima moltitudine di aziende è coinvolta, più o meno direttamente, nello sviluppo degli eVTOL.

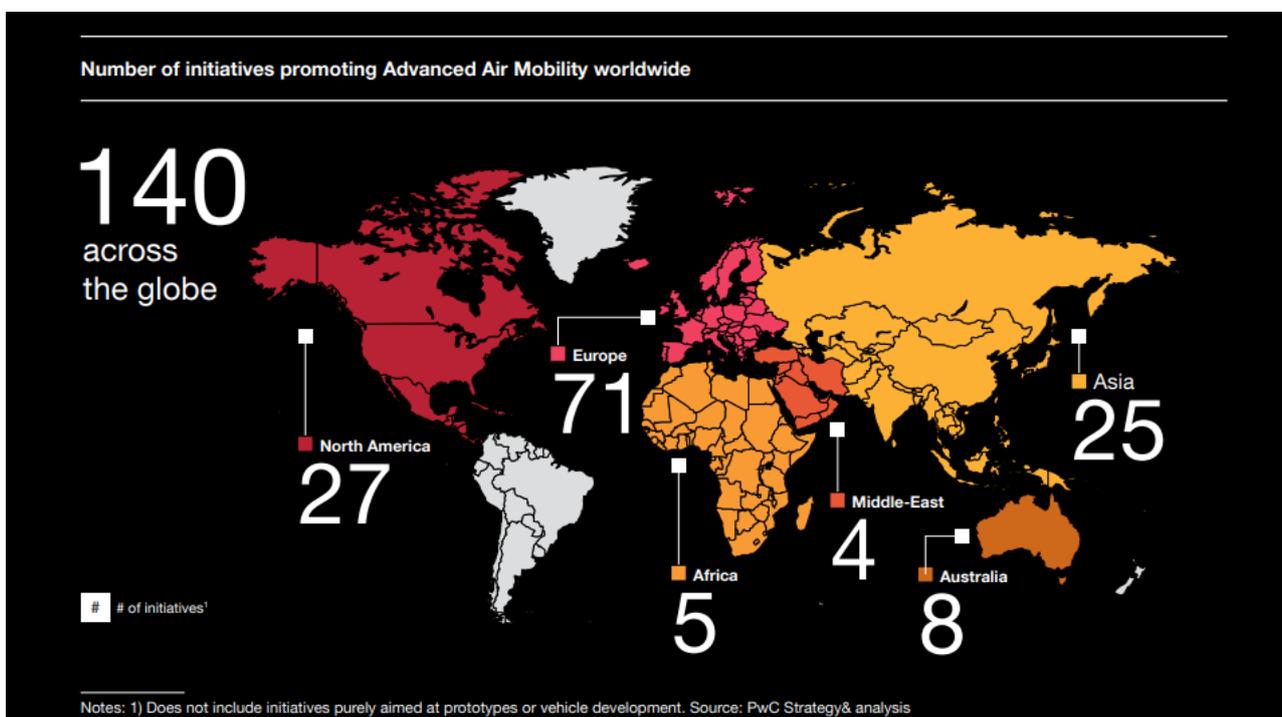


FIGURE 12: LE INIZIATIVE UAM NEL MONDO

Tra le aziende che stanno sviluppando eVTOL di tipo wingless ne spiccano alcune sulle altre, queste rientrano nella categoria *MULTICOPTER*.

## 2.1 Volocopter

È un'azienda tedesca fondata nel 2011, dopo aver prodotto e testato alcuni prototipi nel 2021 presenta il VoloCity: un eVTOL con due posti e 18 motori fissi. La soluzione ingegneristica è molto semplice in quanto il peso complessivo è molto ridotto e non ci sono parti mobili. Le 9 batterie al litio sono facilmente sostituibili in pochissimi minuti per garantire il continuo servizio.

Il costo unitario di tale aeromobile non è stato reso disponibile, tuttavia, per questo tipo di configurazione, ci si aspetta un prezzo che oscilla tra i 100 mila ed i 300 mila dollari.



FIGURE 13: VOLOCITY DI VOLOCOPTER [\[10\]](#)

TABLE 1: CARATTERISTICHE VOLOCITY

<b>Peso massimo al decollo (MTOW)</b>	900 kg
<b>Numero Posti</b>	2
<b>Velocità</b>	110 km/h
<b>Range</b>	35 km

## 2.2 Alaka'i Technologies

È un'azienda americana fondata nel 2006. Il velivolo eVTOL da questi sviluppato, Skai, è un multicottero avente 6 rotori fissi. La particolarità di questo aeromobile è che, a differenza della maggior parte dei velivoli simili, utilizza fuel cell ad idrogeno per la produzione di energia elettrica. Il sistema di alimentazione consiste in tre serbatoi di idrogeno liquido (LH2) collegati a tre fuel cell indipendenti. Il primo evidente vantaggio dell'utilizzo delle fuel cell è il tempo di ricarica estremamente ridotto che permette un'autonomia fino a 4 ore, tuttavia, i principali aspetti positivi e negativi dell'utilizzo di questa tecnologia verranno discussi nel capitolo successivo.

Il prezzo unitario rivelato dall'azienda si attesta intorno ai 200 mila dollari con una capacità di produzione, almeno per i primi anni, di circa 10 mila velivoli all'anno.



FIGURE 14: SKAI DI ALAKA'I [11]

TABLE 2: CARATTERISTICHE SKAI

<b>Peso massimo al decollo</b>	1815 kg
<b>Numero posti</b>	4
<b>Velocità</b>	190 km/h
<b>Range</b>	644 km

Di seguito, invece, vengono riportate alcune aziende che adottano la configurazione dotata di ali.

Configurazione *VECTORED THRUST*

### 2.3 Joby Aviation

È un'azienda statunitense fondata nel 2009, il modello da loro presentato, Joby S4, prevede l'utilizzo di 6 motori in grado di ruotare di 90 gradi passando da una disposizione orizzontale ad una verticale. Durante la fase di cruise il sostentamento è garantito dalle superfici alari e la potenza dei motori, dunque, è significativamente ridotta aumentando così l'autonomia dell'aeromobile. Utilizzando sempre tutti i motori non esiste mai una fase dove alcuni motori "pesano e non forniscono spinta", tuttavia ne risentono i costi di manutenzione dei meccanismi per la rotazione dei propulsori.



FIGURE 15: JOBY [12]

TABLE 3: CARATTERISTICHE JOBY

<b>Peso massimo al decollo</b>	2177 kg
<b>Numero posti</b>	4
<b>Velocità</b>	322 km/h
<b>Range</b>	240 km

### 2.4 Lilium GmbH

Azienda tedesca fondata nel 2015 propone come velivolo per l'UAM il Lilium Jet. Tale aeromobile rientra nella categoria di *Vectored Thrust* in quanto possiede 36 motori elettrici intubati installati sulla parte posteriore delle ali e dei canard, i quali, possono ruotare di 90 gradi passando da una disposizione orizzontale ad una verticale.



FIGURE 16: MOTORI LILIAM [13]

Il controllo del velivolo è proprio garantito da questa capacità di direzionare la spinta in modo indipendente nei quattro lati. L'assenza della coda permette di allungare la fusoliera concedendo due posti in più rispetto le classiche configurazioni a 4 posti. Ogni Attualmente sono in fase di sviluppo design simili per aumentare il numero di posti (fino a 16 passeggeri) e per il trasporto merci.

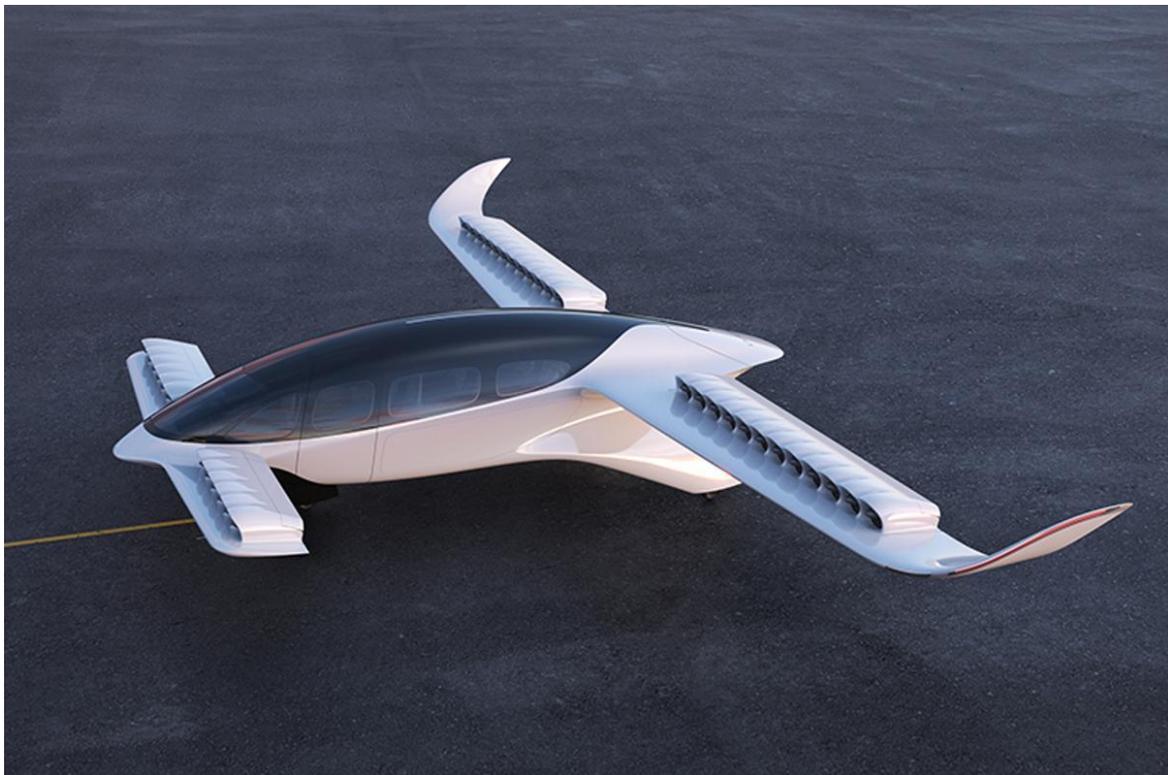


FIGURE 17: LILIAM JET [13]

TABLE 4: CARATTERISTICHE LILIAM

<b>Peso massimo al decollo</b>	3175 kg
<b>Numero posti</b>	6
<b>Velocità</b>	250 km/h
<b>Range</b>	250 km

Configurazione *INDIPENDENT THRUST*

## 2.5 Wisk Aero

Azienda statunitense con sede in California e fondata nel 2019 come joint venture tra Boeing e Kitty Hawk. Il velivolo sviluppato, Cora, è il tipico esempio di *independent thrust* o configurazione *Lift & Cruise* proprio a causa della divisione dei suoi rotori fissi adibiti unicamente a fasi di Lift o di Cruise. Tale aeromobile, infatti, dispone di 12 rotori fissi atti alle fasi di volo verticale ed un rotore principale in coda capace di fornire la spinta necessaria per la fase di cruise.



FIGURE 18: CORA DI WISK AERO [14]

TABLE 5: CARATTERISTICHE CORA

<b>Peso massimo al decollo</b>	1224 kg
<b>Numero posti</b>	2
<b>Velocità</b>	180 km/h
<b>Range</b>	100 km

## 2.6 Archer Aviation

Archer è un'azienda statunitense fondata nel 2018, il primo prototipo di eVTOL, il Maker, prese il volo nel 2021 per dimostrare la tecnologia sviluppata dall'azienda. Il nuovo velivolo in sviluppo si chiama Midnight ed è un eVTOL capace di portare fino a 4 passeggeri. Disponendo di 6 motori fissi disposti lungo il bordo di fuga dell'ala, e 6 motori mobili disposti lungo il bordo d'attacco dell'ala, questo velivolo rientra nella categoria Combined Thrust. Dispone inoltre di un carrello fisso a tre ruote ed una coda tipo V-Tail. Dispone di 6 pacchi di batterie agli ioni di litio che alimentano i 12 motori e tutti i sistemi di bordo. Il tempo di ricarica è relativamente breve: l'azienda dichiara solo 10 minuti di ricarica per una missione di 32 km.

La compagnia aerea americana United Airlines ha pagato in anticipo un miliardo di dollari per un preordine di 200 aeromobili, stimando così un prezzo di circa 5 milioni di dollari ciascuno. Anche se a gennaio 2023 il CEO dell'azienda ha rivelato a Forbes che il prezzo unitario potrebbe aggirarsi intorno ai 2 milioni di dollari. Inoltre, l'azienda collaborerà anche con Stellantis, i quali hanno già investito 140 milioni, per costruire il primo impianto per la produzione industriale nel 2024. L'obiettivo è quello di dispiegare circa 6000 velivoli entro il 2030.



FIGURE 19: MIDNIGHT DI ARCHER AVIATION [15]

TABLE 6: CARATTERISTICHE MIDNIGHT

<b>Peso Massimo al Decollo (MTOW)</b>	3175 kg
<b>Numero Passeggeri</b>	4
<b>Velocità di crociera</b>	241 km/h
<b>Range</b>	160 km

## 2.7 Vertical Aerospace

È un'azienda inglese fondata nel 2016, l'eVTOL da loro proposto è molto simile al Midnight precedentemente presentato, tuttavia, le principali differenze, risiedono nel fatto che il carrello è retrattile per garantire una maggiore aerodinamicità durante la fase di crociera e la presenza di 8 propulsori invece che 12. La scelta di disporre di un numero inferiore di motori porta un vantaggio sia di peso che di costi di manutenzione, tuttavia, ipotizzando un peso massimo al decollo circa uguale a quello di Midnight, è necessario che ogni singolo propulsore sia più potente.



FIGURE 20: VX4 DI VERTICAL AEROSPACE [16]

TABLE 7: CARATTERISTICHE VX4

<b>Peso Massimo al Decollo (MTOW)</b>	3175 kg (ipotizzato)
<b>Numero Passeggeri</b>	4
<b>Velocità di crociera</b>	240 km/h
<b>Range</b>	160 km



Lo sviluppo di questo aeromobile è avvenuto in collaborazione con Leonardo aerostutture, i quali lavorano insieme per l'ottimizzazione delle strutture in composito. Leonardo ha una consolidata esperienza nello sviluppo e nella produzione di aerostutture in materiali compositi per programmi civili e della difesa. L'accordo prevede un incremento di produzione fino a 2000 unità l'anno. Oggi, Vertical conta su un portafoglio di preordini di circa 1350 velivoli per un valore complessivo di 5,4 miliardi di dollari. Il prezzo approssimativo per ogni unità è di circa 4 milioni di dollari

## 2.8 Ridondanza

Il tema della sicurezza svolge un ruolo centrale per la progettazione dei velivoli per l'UAM. Oltre all'utilizzo di componenti derivanti dall'ambiente aeronautico, e quindi con maggiore affidabilità, per le parti più critiche, anche la ridondanza degli stessi è una tecnica efficace per aumentare l'affidabilità totale del velivolo. I componenti di cui si sceglie la ridondanza sono tipicamente:

- Batterie
- Motori
- Cavi elettrici
- Flight Control System

Come si può notare questi sono quegli elementi indispensabili per il controllo del velivolo, questi infatti, sono quelli necessari ad effettuare un atterraggio di emergenza in completa sicurezza.

La ridondanza per le batterie tipicamente consiste nell'aver diverse batterie che alimentano contemporaneamente tutti i motori, ma qualora una o più dovessero subire una *failure* le altre sarebbero in grado di sopperire alla mancanza di energia delle batterie in guasto.

La soluzione scelta da Archer per il Velivolo Midnight consiste nell'utilizzo di sei batterie agli ioni di litio collegate ai motori con il sistema *Intelligent battery paralleling*.

Simile quella adottata da Volocopter per il velivolo Volocity che consiste in nove batterie sostituibili.

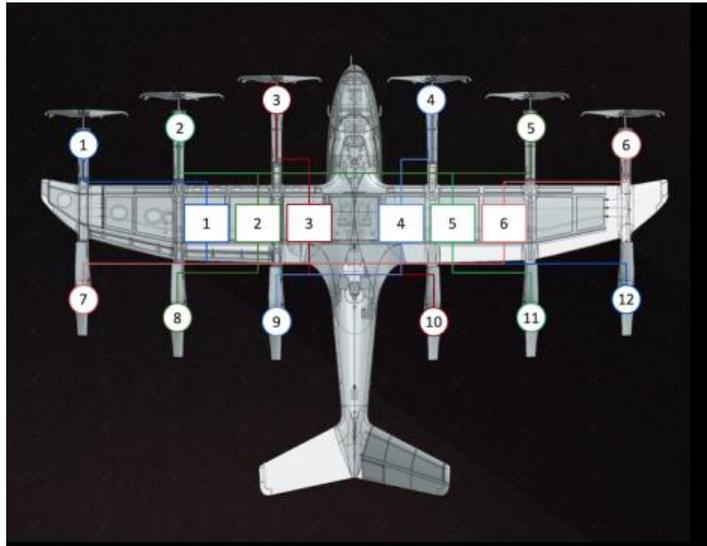


FIGURE 21: SISTEMA ELETTRICO MIDNIGHT [15]



FIGURE 22: BATTERIE ELETTRICHE DI VOLOCITY [10]

Per quanto riguarda i motori elettrici tutte le configurazioni presentano un numero variabile di motori che vanno da 6 (Skai) fino a 36 (Lilium). Si progettano i motori sovradimensionandoli e facendoli funzionare in condizioni nominali solo ad una certa percentuale del valore massimo di potenza,

cosicché, in caso di avaria di uno o più propulsori, gli altri siano in grado, comunque, di fornire la spinta necessaria per un atterraggio in sicurezza.

Infine, in molti casi, anche i cavi elettrici che forniscono potenza ai motori vengono ridondati; similmente al sistema di Flight Control System quando questo è presente come un sistema Fly-By-Wire che collega i comandi agli attuatori delle superfici di controllo.

## 2.9 Acustica

Un fattore fondamentale per il trasporto urbano è l'inquinamento acustico. Le città sono già luoghi molto rumorosi principalmente a causa del traffico cittadino e la presenza di velivoli aumenta ulteriormente il rumore di fondo della città. Si stima che il traffico cittadino emetta rumore di intensità variabile dai 62 dB agli 70 dB. Un elicottero a circa 300 metri di quota genera, approssimativamente al livello del suolo, 78 dB. Poiché i decibel sono una scala logaritmica, l'aumento di 10 volte di un suono comporta un aumento soltanto di 1 dB. Il velivolo Midnight dichiara un rumore al suolo di 45 dB quando vola a circa 600 metri di quota, ossia, circa 100 volte più silenzioso di un normale elicottero. Per fornire un'idea, 45 dB è circa il rumore medio all'interno di un'abitazione o di una stanza.

A differenza degli elicotteri che nel loro design più comune sono costituiti da un grande rotore principale ed uno di coda, gli eVTOL dispongono di diversi rotori di dimensioni più piccole. Questi servono, come anticipato prima, non solo ad aumentare l'affidabilità del sistema propulsivo, ma anche a ridurre il rumore generato dalle pale. Il grande rumore generato dagli elicotteri, infatti, proviene da tre fonti: rotore principale, rotore di coda e motore. Poiché nel caso degli eVTOL il motore è elettrico, questo non genera rumore udibile, per quanto riguarda i rotori, questi sono di dimensioni estremamente inferiori rispetto a quelle degli elicotteri convenzionali, e dunque anche il rumore è minore. Inoltre, intubare i rotori non solo permette di proteggere le pale da eventuali impatti ed aumentare l'efficienza aerodinamica della pala stessa ma anche di ridurre il rumore emesso ed "indirizzarlo" nella direzione assiale del tubo. Questi accorgimenti sono stati implementati accuratamente da Lilium, il quale durante la fase di crociera riesce ad emettere solo 20 dB.

Tuttavia, non è sempre consigliabile intubare o comunque circondare il diametro dei rotori in quanto porta ad un significativo aumento di peso.

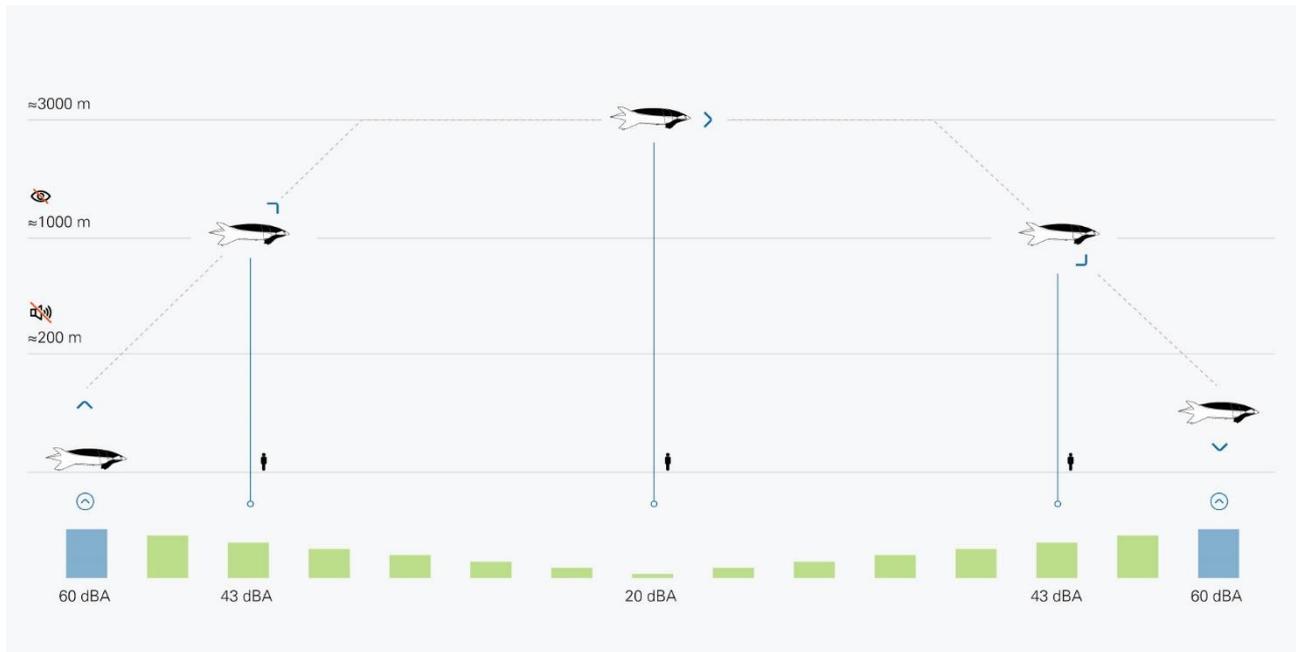


FIGURE 23: EMISSIONI SONORE LILIAM [13]

## 2.10 UAM corridors

L'UAM prevede l'utilizzo di vie aeree dedicate e sicure che non richiedono l'utilizzo dei servizi tradizionali di ATC. Questi corridoi aerei servono a garantire un flusso sicuro ed ordinato del traffico aereo, consentendo ai veicoli di trasportare passeggeri e merci in modo efficiente ed ecologicamente sostenibile. Questi sono progettati per collegare le principali aree urbane, da punto a punto e prevedono uno spazio fisico di una determinata aria e volume nel quale può essere presente un aeromobile. Alcune considerazioni sulla progettazione del corridoio:

1. Un minimo impatto sulle operazioni di ATS e di UTM esistenti mantenendo l'equità per tutti gli operatori.
2. Rispettare le esigenze di pubblico interesse quali: rispetto dell'ambiente, minimo rumore e massima sicurezza.
3. Rispettare le esigenze dei clienti.

Inizialmente si ipotizza che questi corridoi siano strutturati punto-punto che possono essere considerate come entrate e/o uscite del corridoio. La disponibilità di questi corridoi dovrà essere regolamentata da un apposito regolatore come l'ENAV.

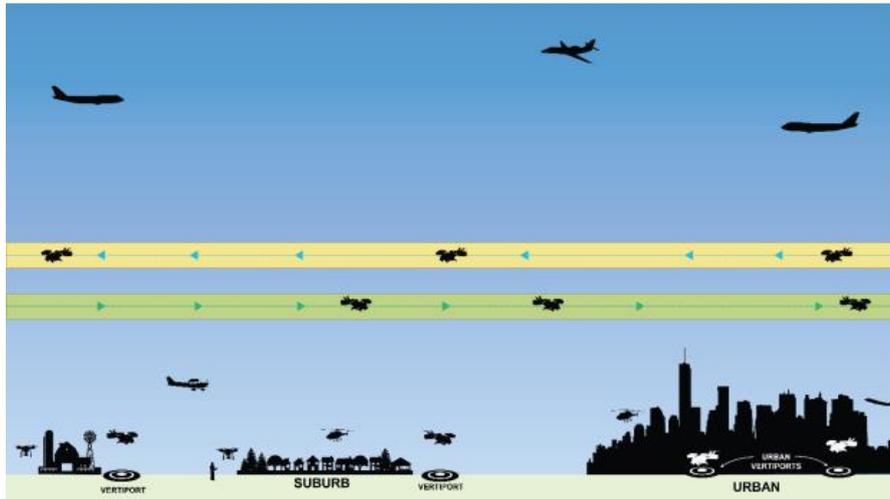


FIGURE 24: CORRIDOI AEREI NON COMUNICANTI [17]

Successivamente, con l'evoluzione dell'UAM e l'ampliamento delle infrastrutture di terra si potrà valutare un'intersezione dei diversi corridoi al fine di formare una rete di collegamenti in grado di aumentare l'efficienza dei trasporti.

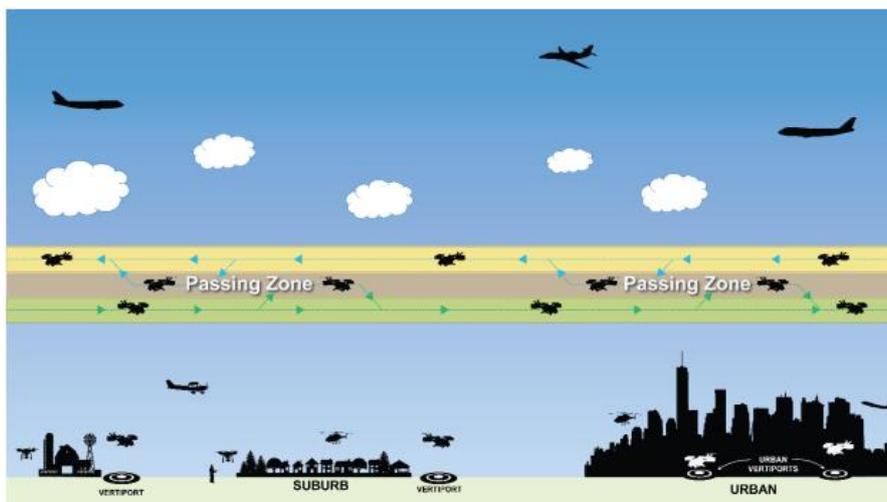


FIGURE 25: CORRIDOI AEREI COMUNICANTI [17]

## 2.11 Infrastrutture

Per garantire un servizio continuativo, sicuro ed efficiente è necessario disporre di un'infrastruttura di terra molto avanzata in grado di mantenere l'aeronavigabilità di tutti gli aeromobili. Le infrastrutture di terra risultano quindi essere tutte quei vertiporti, hub, antenne di comunicazioni e stazioni di ricarica necessari a soddisfare tutte le necessità di velivoli e passeggeri.

Si possono individuare due principali funzioni per le stazioni di terra:

1. Garantire il decollo e l'atterraggio dell'aeromobile in modo sicuro

2. Garantire tutte le operazioni necessarie al funzionamento degli aeromobili (carico e scarico sia passeggeri che merci, rifornimento o ricarica, manutenzione ordinaria e straordinaria, supporto alla navigazione)

Visto il funzionamento degli eVTOL e le loro dimensioni, piattaforme di decollo e atterraggio dovranno essere collocate in grandi spazi aperti, idealmente sopraelevati, e senza elementi di disturbo intorno. Sul lugo dovranno essere presenti gli strumenti necessari ad assistere il pilota durante le fasi di decollo e di atterraggio (particolarmente critiche soprattutto in caso di scarsa visibilità) come gli strumenti oggi impiegati per l'ILS. Per mantenere una continua comunicazione tra l'aeromobile e la terra sarà necessario anche un sistema di comunicazione e di coordinamento.

A terra, inoltre, deve essere provvisto di un sistema di ricarica o rifornimento (se si utilizza LH2) che impieghi il minor tempo possibile. Per sistemi alimentati a batteria, una possibile soluzione al problema dei lunghi tempi di ricarica risulta essere la sostituzione automatica delle batterie del velivolo; ciò implica, dunque, non solo un'apposita postazione di ricarica delle batterie nella stazione di terra ma anche un notevole aumento di carico richiesto alla rete elettrica urbana. Qualora la propulsione richiedesse, invece, l'idrogeno liquido sarebbe necessaria un'infrastruttura di generazione e distribuzione di tale gas in forma criogenica. Il tipo di propulsione scelta influenza, quindi, non solo le prestazioni e le caratteristiche del velivolo stesso ma anche e soprattutto l'infrastruttura di terra.

Diverse analisi svolte da centri di ricerca sia pubblici che privati ipotizzano una suddivisione delle infrastrutture in tre macrocategorie:

1. Vertihubs
2. Vertiports o Veribases
3. Vertipads o Vertistations

Ogni stazione varia in dimensione, costo e capacità operativa. Si suppone infatti di disporre tali strutture in modo da ottimizzare gli spazi, le operazioni logistiche e di trasporto. Ogni centro urbano disporrà di questi tre tipi di strutture ma in base alla dimensione della città, delle esigenze e della geografia della città stessa saranno disposti in modo differente.

## **VERTIHUBS**

I Vertihubs sono le infrastrutture più grandi, situati tipicamente vicino agli aeroporti, con almeno 10 aeree di decollo e atterraggio, all'interno vengono svolte tutte le attività di manutenzione e revisione (MRO) e c'è abbastanza spazio da fungere anche da parcheggio per i mezzi UAM. Sia che il sistema

di accumulo degli aeromobili utilizzi batterie sia che utilizzi idrogeno liquido, tali stazioni saranno provviste di un adeguato sistema di ricarica/rifornimento.

I vertihubs sarebbero anche i centri principali per il coordinamento del traffico aereo urbano urbano e per tutte le operazioni di mantenimento dell'aeronavigabilità. Sono presenti anche grandi aree di attesa, sia dedicate al personale sia ai passeggeri, nelle quali è anche possibile trovare negozi di vendita al dettaglio e altri servizi. Si ipotizza almeno un Vertihubs in ogni media-grande città. Il costo stimato per la costruzione è di circa 6 milioni di dollari ed un costo annuo di gestione di circa 15 milioni di dollari, nei quali non sono state considerate le spese di ricarica e le tasse.



FIGURE 26: CONCEPT DI VERTIHUBS [5]

## VERIBASES

I Vertibases o Vertiports sono strutture di media dimensione costruite da nuovo o adattando costruzioni già esistenti come garage o terrazze di grattacieli. Sono disposti nel centro della città, idealmente vicino a stazioni, porti grandi centri commerciali. Si ipotizza che abbiano almeno 3 zone di decollo e atterraggio, alcuni posti atti al parcheggio degli aeromobili e zone dedicate alle operazioni di manutenzione più veloci. Alcuni di questi possono essere provvisti di un sistema di ricarica rapida o di refueling. Poiché si ipotizza un grande numero di utenti sarà anche qui necessario disporre di alcune stanze di attesa e di tutti i servizi necessari. Il costo stimato di costruzione si aggira tra i 500 e gli 800 mila dollari, ed un costo che varia invece tra i 3 e 5 milioni di dollari all'anno per garantire l'operatività.



FIGURE 27: CONCEPT DI VERTIPOINT [5]

## VERTIPADS

I Vertipads o Vertistations sono le strutture più piccole e sono quelle presenti nelle zone più rurali e meno densamente popolate. Sono costituiti da massimo due zone di decollo e atterraggio e non possiedono sistemi di ricarica o rifornimento sebbene zone di attesa per i passeggeri e i servizi principali siano presenti. I costi sono estremamente ridotti: massimo 400'000 dollari per la costruzione da nuovo o adattamento di eliporti già esistenti, e non più di 900'000 dollari all'anno come costi operativi.



FIGURE 28: CONCEPT DI VERTISTATION [5]

## 2.12 Ricarica e rifornimento

Una delle sfide principale per garantire la continua operatività del servizio è la capacità di Ricarica o rifornimento dell'aeromobile nel tempo massimo di sbarco e imbarco dei passeggeri come avviene attualmente per gli aerei delle linee aeree. Essendo però molto meno i passeggeri per ogni aeromobile (quattro massimo sei passeggeri) i tempi di ricarica devono essere estremamente ridotti, soprattutto nelle ore di punta quando la richiesta del servizio è maggiore.

Si distinguono i sistemi a *batteria* e i sistemi a *fuel cell*:

Per i sistemi a batteria è necessario un riadattamento della rete elettrica in grado di fornire tutta la potenza necessaria a ricaricare le batterie. Sono possibili due diverse tecniche: *ricarica rapida* o *sostituzione* delle batterie. Per quanto concerne la ricarica rapida questa dipende dal design della batteria stessa e dell'infrastruttura elettrica, tuttavia, tale infrastruttura non esiste ancora e per crearla potrebbero essere necessari costi molto elevati. Sostituire le batterie scariche con altre già caricate precedentemente permette ridurre i tempi di ricarica senza influire sui cicli vita della batteria, tuttavia, considerando il peso di tali batterie, sarebbe necessario un sistema automatizzato o semiautomatizzato che con l'utilizzo di appositi macchinari effettui la sostituzione. Inoltre, l'aeromobile deve presentare un design che si presti ad una sostituzione facile e veloce delle batterie. Tale sistema però richiede ulteriori spazi dedicati alla ricarica delle batterie ed altri costi di funzionamento.

Le soluzioni che invece prevedono l'utilizzo di celle a combustibile necessitano di un rifornimento di *idrogeno liquido* criogenico a pressione ambiente. Le aziende che stanno sviluppando questo tipo di soluzione sostengono che è possibile effettuare un pieno in meno di 10 minuti: tempo più che accettabile. Tuttavia, la catena di approvvigionamento dell'idrogeno liquido è tutt'altro che banale, tantopiù se si vuole ottenere tale idrogeno da fonti rinnovabili, ossia grazie all'elettrolisi. Vertihubs e Vertibases dovrebbero disporre di appositi serbatoi e sistemi di alimentazioni capaci di fornire la portata richiesta in modo economico veloce e sicuro. L'idrogeno, quindi, sarebbe prodotto in loco da fonti rinnovabili o distribuito tramite camion cisterne.

### FAST CHARGING

Il problema dei tempi di ricarica è stato aggirato dall'industria automobilistica implementando la soluzione di ricarica rapida (DC Fast Charging), tale sistema, si pensa applicabile anche ai velivoli per l'UAM.

Le batterie al Litio, quando soggette al processo di ricarica rapida, presentano due aspetti negativi:

- Aumento della temperatura delle batterie
- Diminuzione del ciclo vita (perdita delle performance)

La rete elettrica funziona con corrente alternata (AC) mentre le batterie funzionano a corrente continua (DC) il processo di conversione della corrente da alternata a continua richiede tempo e questo può allungare i tempi di ricarica. Un apposito sistema di alimentazione delle batterie in corrente continua può fornire una potenza fino a 350 kW riducendo di molto i tempi di ricarica. Ovviamente questo richiede un'infrastruttura di terra adeguata e quindi più costosa.

Di seguito uno schema concettuale che paragona un sistema di ricarica classico ed uno di ricarica rapida.

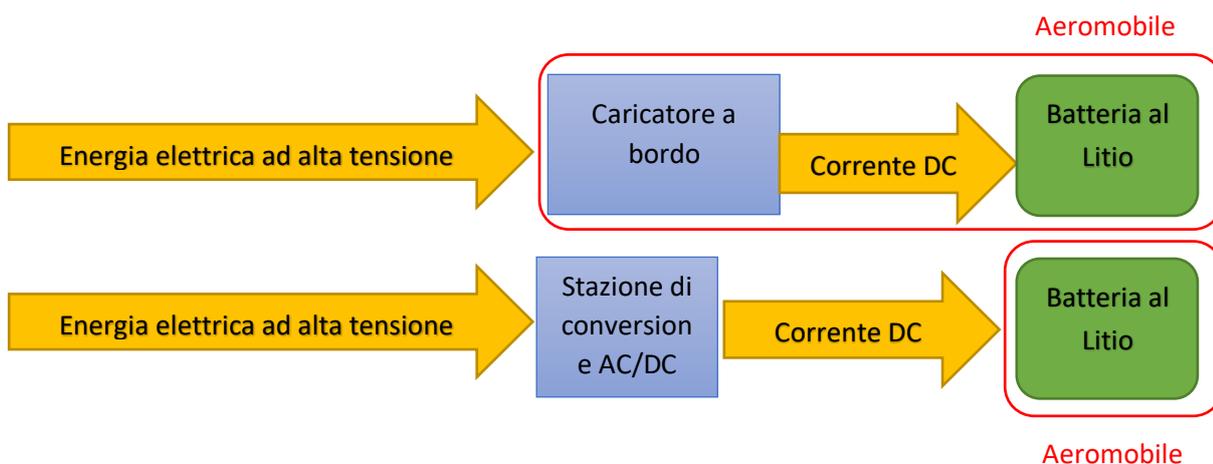


FIGURE 29: SCHEMA DI FUNZIONAMENTO CARICA RAPIDA

I problemi prima citati di surriscaldamento e di deterioramento delle prestazioni delle batterie possono essere evitati sviluppando un adeguato Battery Management System (BMS). Tale sistema ha il compito di rilevare costantemente la temperatura della batteria ed eventualmente attivare un ciclo di raffreddamento forzato, inoltre il BMS può modulare la richiesta di energia per preservare le batterie. Ad oggi, Tesla addebita un costo di 0,28\$ per kWh di energia prelevata da un sistema di ricarica veloce.

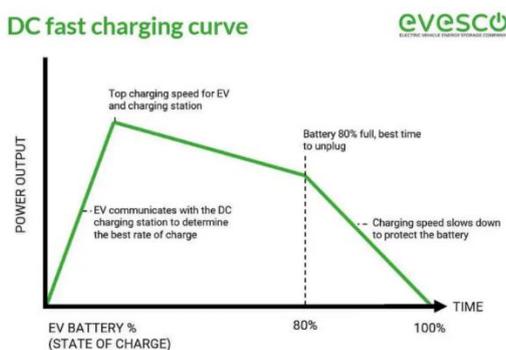


FIGURE 30: DIAGRAMMA DI RICARICA RAPIDA [18]

### 2.13 Comunicazioni 5G

Con lo sviluppo e la diffusione sempre maggiore della rete 5G si ipotizzano degli utilizzi anche per i velivoli UAM. Proprio la bassissima latenza e la grande quantità di dati trasmessi sono le caratteristiche che rendono questa tecnologia implementabile sui prossimi velivoli per il trasporto urbano. La banda di frequenze utilizzate è molto vasta, va dai 6GHz ai 100GHz che particolare interesse per i 24GHz e i 39GHz. Ovviamente dipenderà dal tipo di applicazioni perché i segnali più ad alta frequenza sono più soggetti a perdita di segnale. Gli obiettivi principali di tale tecnologia sono quelli di mettere in comunicazione in tempo reale molti velivoli, facilitando lo scambio di informazioni sia in aria che a terra per garantire la sicurezza in volo ed ottimizzare i percorsi. È necessario quindi che ci sia una completa copertura della rete su tutta la città e sulle «aerovie» extraurbane. Si ipotizza anche una comunicazione 5G attraverso una costellazione di satelliti, ma i costi già significativi per l'infrastruttura di terra porterebbero ad un netto alzamento dei costi totali. La sfida tecnologica principale è quella di poter mantenere una comunicazione stabile tra molti oggetti ad alta quota che si muovono velocemente. I costi previsti sono nettamente maggiori rispetto a quelli necessari per implementare le reti di comunicazione per le generazioni precedenti, sono necessari quindi investimenti da parte sia di pubblici che privati.

Di seguito una stima sul costo di costruzione di un'antenna 5G per numero di utilizzatori

TABLE 8: COSTI INFRASTRUTTURA 5G

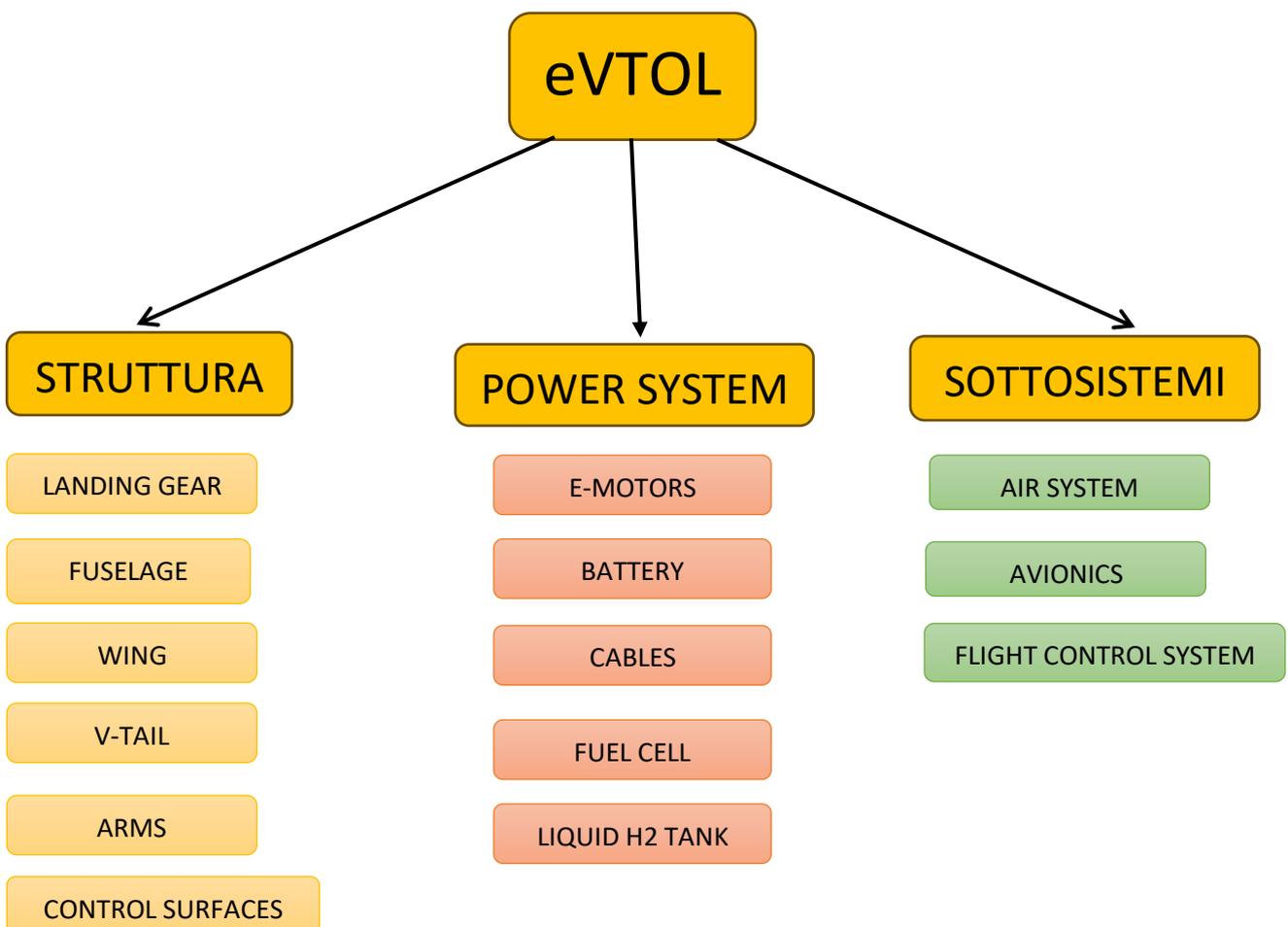
Number of users	Estimated cost
50,000 users	\$20,000
\$70,000 users	\$25,000
\$80,000 users	\$30,000

### 3. STIMA DEL PESO DEI SOTTOSISTEMI

Si vuole procedere con la creazione di un modello matematico per la stima dei costi di produzione dei velivoli atti all'UAM. Per la creazione del modello si utilizzerà il software Price True Planning (che verrà trattato meglio nel capitolo successivo), il quale richiede come input i pesi dei vari componenti dell'aeromobile. Si procede quindi inizialmente scomponendo in vari sottosistemi il velivolo ed andando a stimarne il peso ed il costo, quando possibile.

Si porta una rappresentazione grafica della principale suddivisione dei sistemi per un aeromobile eVTOL, si noti tuttavia che il seguente è una schematizzazione concettuale, quindi, alcuni componenti potrebbero non essere presenti in certi design.

Successivamente, si analizzeranno nello specifico tutti i componenti.



## 3.1 STRUTTURA

La struttura generale dell'aeromobile cambia in base al design adottato, ogni aeromobile quindi avrà diversi componenti, di seguito si analizzano tutti.

### 3.1.1 Landing gear

Il carrello di atterraggio ha il principale scopo supportare la struttura ed attuare l'atterraggio. Questo può essere di tre tipi:

- Pattini fissi (Skid)
- Triciclo fisso
- Triciclo retrattile



FIGURE 31: PATTINI FISSI



FIGURE 32: TRICILO FISSO E RETRATTILE [\[19\]](#) [\[20\]](#)

### **Pattini fissi**

Questa è sicuramente la soluzione più facile, leggera ed economica e sono presenti tipicamente sugli elicotteri o droni di piccole dimensioni. Il principale vantaggio risiede proprio nella loro semplicità che comporta costi di produzione e manutenzione minimi. Tuttavia, questi mezzi non sono liberi di muoversi liberamente quando sono a terra ma necessitano di atterrare su piattaforme dedicate per il trasporto terrestre, le quali richiedono spazio, energia e manutenzione.

Per la stima del peso diverse fonti riportano circa il 3% del peso massimo al decollo (MTOW), quindi si riterrà valida questa relazione:

$$M_{skid} = 0.03 \cdot MTOW \quad (1.1)$$

### **Triciclo fisso**

Le tre ruote fisse richiedono comunque un sistema di smorzamento, un sistema frenante ed un sistema in grado di sterzare la ruota anteriore, tutto questo aumenta il peso ed il costo, sia di produzione che di manutenzione. Il grande vantaggio rispetto ai pattini fissi risiede nella manovrabilità a terra in quanto potendo sterzare la ruota anteriore non è necessario poggiare l'aeromobile su una piattaforma dedicata ma basta trainarlo a mano o con un supporto elettromeccanico di dimensioni ridotte.

Per la stima del peso molte fonti riportano circa il 3,5% del peso massimo al decollo (MTOW), quindi si riterrà valida questa relazione:

$$M_{Tri-fisso} = 0.035 \cdot MTOW \quad (1.2)$$

### **Triciclo retrattile**

Le tre ruote retrattili, a differenza delle due soluzioni precedenti, permettono di diminuire la resistenza aerodinamica durante la fase di volo orizzontale, di ridurre le vibrazioni dovute all'interazione dell'aria con il carrello stesso e di proteggerlo da urti o collisioni con elementi esterni. La retrazione del carrello, tuttavia, prevede un sistema dedicato di attuazione ed uno spazio di allocamento all'interno del velivolo. È evidente, dunque, che i pesi ed i costi di produzione e manutenzione saranno maggiori.

Per la stima del peso in letteratura vengono riportate molte formule empiriche che prendono in considerazione parametri inerenti a configurazioni di velivoli convenzionali (come la lunghezza della fusoliera, ecc...), tuttavia queste formule riportano percentuali di peso che variano tra il 3,5% ed il

5% del peso massimo al decollo (MTOW), per questo studio si è scelto un valore intermedio del 4%, quindi si riterrà valida questa relazione:

$$M_{Tri-ret} = 0.04 \cdot MTOW \quad (1.3)$$

### 3.1.2 Fuselage

La stima del peso della fusoliera riportata in letteratura fa sempre riferimento a velivoli convenzionali, questo significa che si considerano fusoliere cilindriche, costruite in metallo e pressurizzate all'interno. I velivoli progettati per l'UAM, invece, volando a quote molto inferiori, non necessitano di una pressurizzazione della cabina ed il materiale utilizzato è tipicamente fibra di carbonio. Inoltre, le variabili che compaiono all'interno delle equazioni empiriche per la stima del peso della fusoliera fanno riferimento a dimensioni geometriche o caratteristiche tecniche non presenti nei principali design degli eVTOL.

È possibile però ricavare delle relazioni tra il peso della fusoliera ed il MTOW in base al tipo di aeromobile preso in considerazione. In generale, la percentuale del peso della fusoliera rispetto al totale varia tra il 7% ed il 12%, più precisamente:

- 7% del MTOW nella configurazione *Multicottero*
- 9% - 10% del MTOW nelle configurazioni *Vectored Thrust* e *Combined Thrust*
- 12% del MTOW nella configurazione *Independent Thrust*

Per il caso specifico degli eVTOL si sono trovate anche alcune formule parametriche:

$$M_{fus} = 14.86 \cdot MTOW^{0.144} \frac{L_f^{0.778}}{P_{max}} L_f^{0.383} N_{pax}^{0.455} \quad (1.4)$$

Dove:

- $L_f$  è la lunghezza della fusoliera
- $P_{max}$  è il perimetro della sezione più grande
- $N_{pax}$  è il numero di passeggeri massimo

Per la stima dei pesi quindi si combineranno questo due metodi.

### 3.1.3 Wing

Considerazioni simili a quelle fatte per la stima del peso della fusoliera si possono fare nella stima del peso dell'ala. Questa, infatti, viene studiata e progettata tipicamente per i velivoli di aviazione generale o regional jet, e le formule empiriche trovate in letteratura tengono conto di fattori (come la quantità di combustibile in ala, l'angolo di freccia, ecc) che non esistono nelle configurazioni degli eVTOL. Anche in questo caso quindi ci si affida a stime statistiche in base alla configurazione del velivolo:

- 8% del MTOW nella configurazione *Independent Thrust*
- 10% - 12% del MTOW nelle configurazioni *Vectored Thrust* e *Combined Thrust*

Anche in questo caso esiste una relazione empirica utile per la stima del peso dell'ala per i velivoli eVTOL:

$$M_w = 0.04674 \cdot MTOW^{0.397} S_w^{0.36} \eta_w^{0.397} AR_w^{1.712} \quad (1.5)$$

Dove:

- $S_w$  è la superficie alare
- $\eta_w$  è il fattore di carico
- $AR_w$  è l'aspect ratio dell'ala

Per la stima del peso dell'ala, quindi, si combineranno entrambe le informazioni per avere un risultato maggiormente attendibile.

### 3.1.4 V-Tail

La “coda a V” è attualmente la soluzione più usata poiché in due impennaggi riesce a racchiudere le funzioni dei classici tre impennaggi (i due orizzontali e quello verticale) grazie all'utilizzo in modo differenziale delle sue superfici di controllo.

Si riporta la formula empirica utilizzata per la stima del peso della coda a V per i velivoli eVTOL:

$$M_{V-Tail} = 0.039 \cdot MTOW^{0.567} \cdot S_v^{1.294} \cdot AR_v^{0.482} \frac{t_v^{0.747}}{15.6} \quad (1.6)$$

Dove:

- $S_v$  è la superficie dell'impennaggio
- $AR_v$  è l'aspect ratio dell'impennaggio
- $t_v$  è lo spessore dell'impennaggio

In figura sotto si riporta un confronto tra una configurazione tipica degli impennaggi di coda (giallo) ed una configurazione “a V” (rosso). È evidente come la configurazione rossa comporti meno peso e meno giunzioni impennaggio-fusoliera che comportano delle turbolenze locali.

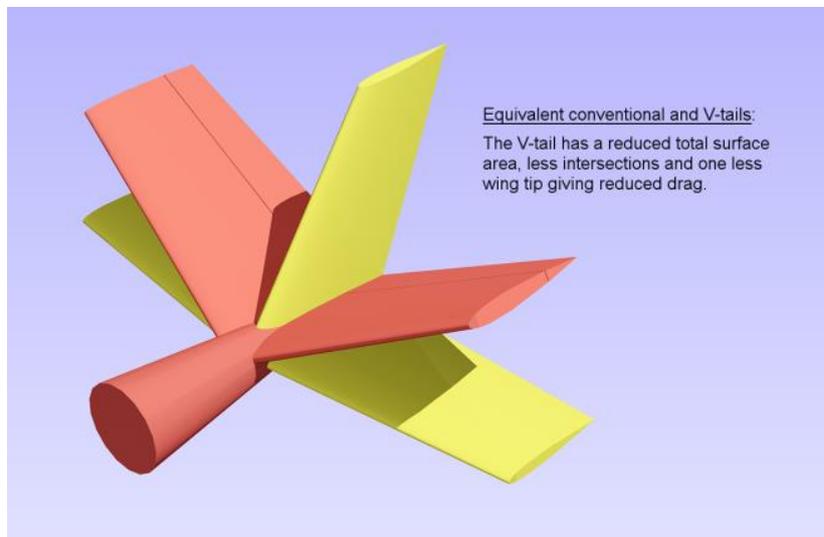


FIGURE 33: CODA STANDARD E CODA A V A CONFRONTO [21]

### 3.1.5 Control surfaces

Le superfici di controllo si limitano alle parti mobili della coda a V e ad alcuni ipersostentatori al bordo di fuga utilizzati anche come alettoni.

La formula empirica per la stima del peso di tutte le superfici di controllo risulta essere:

$$M_{c,s} = 0.4 \cdot MTOW^{0,684}$$

(1.7)

### 3.1.6 Arms

Le configurazioni multicopter non presentano ali, coda e superfici di controllo; tuttavia, dispongono di alcuni bracci sui quali sono allocati i propulsori elettrici. La forma di questi, la loro disposizione e la loro quantità varia da configurazione a configurazione.

Non esistono formule empiriche particolari per la determinazione della massa dei bracci; tuttavia, conoscendo le dimensioni ed il materiale si può facilmente calcolare:

$$M_{arms} = n_{arms} \cdot k \cdot S_{wetted} \cdot t \cdot \rho_{material}$$

(1.8)

Dove:

- $n_{arms}$  è il numero di bracci che dispone l'aeromobile
- $k$  è il fattore di carico strutturale
- $S_{wetted}$  è la superficie esterna "bagnata"
- $t$  è lo spessore del singolo braccio
- $\rho$  è la densità del materiale utilizzato

Nell'immagine seguente i 18 bracci dell'eVTOL sviluppato da Volocopter

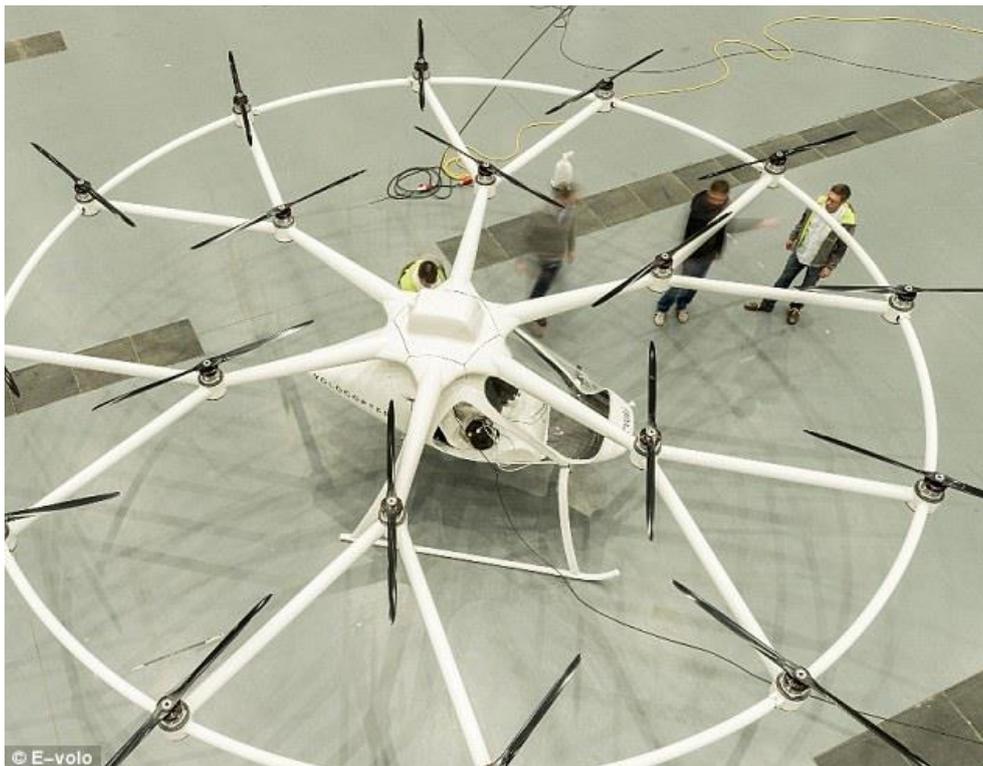


FIGURE 34: BRACCI DI VOLOCITY VISTA DALL'ALTO [10]

## 3.2 POWER SYSTEM

Come anticipato, il sistema di potenza può utilizzare come accumulatore di energia o batterie, o fuel cell; le restanti parti del sistema come cavi e motori elettrici, invece, rimangono uguali ad entrambe le configurazioni.

### 3.2.1 E-Motors

I motori elettrici sono alimentati da una corrente elettrica e da questa generano un lavoro meccanico all'albero. Su questo è solitamente calettato un propulsore costituito da più pale, le quali, creano la spinta necessaria per sollevare e spostare l'aeromobile.

Ogni eVTOL dispone di più motori elettrici, ad ognuno dei quali, può essere attribuito un diverso compito. In generale si cerca comunque di adottare un design che preveda l'utilizzo di motori identici tra loro, o tuttalpiù, molto simili tra loro. Questa scelta è necessaria al fine di ridurre i costi di sviluppo, produzione e manutenzione dei singoli motori. Anche la logistica della distribuzione dei motori stessi e delle parti di ricambio ne risente positivamente.

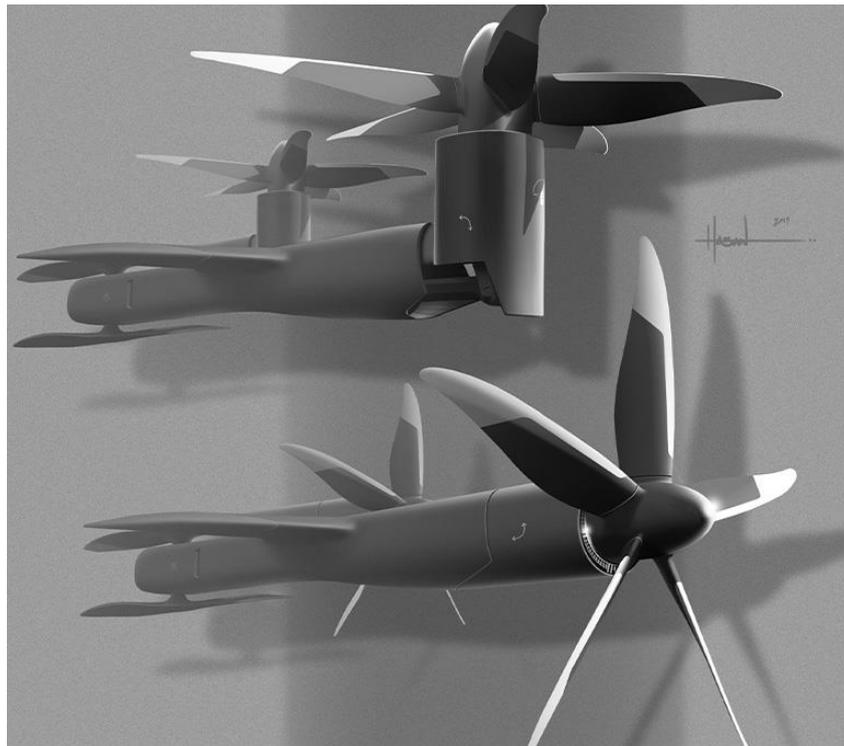


FIGURE 35: TILT ROTORS DI MIDNIGHT [\[15\]](#)

Ogni motore, quindi, dovrà pesare come gli altri e fornire una potenza uguale agli altri in condizioni nominali. Molte aziende forniscono direttamente loro i dati relativi ai motori o alle potenze fornite dalle batterie, generalmente è bene ricordare che, in caso di stato dell'arte, la densità di potenza dei

motori è circa  $5 \text{ kW/kg}$ . Disponendo quindi della potenza generata da un singolo motore si può ricavare facilmente il suo peso:

$$M_{motor} = \frac{1}{5} \cdot P_{motor} \quad (1.9)$$

Dove  $P_{motor}$  è la potenza sviluppata da un singolo motore.

### 3.2.2 Cables

I cavi elettrici servono per portare la corrente elettrica dall'accumulatore (qualunque esso sia) ai motori elettrici. Questi devono essere ben isolati per evitare cortocircuiti o interferenza con l'avionica di bordo. Ogni motore possiede due cavi, inoltre, essendo una parte cruciale, dovrà avere ridondanza, e quindi, per ogni motore, saranno presenti quattro cavi.

Per stimare il peso complessivo dei cavi si fa riferimento alla formula:

$$M_{cavi} = S_c \cdot L_c \cdot \rho_c \cdot 2 \cdot 2 \cdot n_{motori} \quad (1.10)$$

Dove:

- $S_c$  è la sezione del cavo, questa dipende a sua volta dalla potenza che deve trasmettere e delle perdite di carico accettabili.
- $L_c$  è la lunghezza dei cavi dal punto di erogazione della corrente al punto dove sono posizionati i motori. In genere, si prende come dimensione principale metà del wingspan se è presente un'ala.
- $\rho_c$  è la densità del materiale utilizzato. Tipicamente questo è il rame il cui valore è  $\rho_{rame} = 0,009 \text{ [g/mm}^3\text{]}$

### 3.2.3 Battery

Le batterie sono di solito la soluzione maggiormente adottata per questi aeromobili. Queste tipicamente sono a ioni di litio, tuttavia si stanno sviluppando tecnologie che si basano sugli ioni di sodio che potrebbero portare molti vantaggi.

Le batterie agli ioni di Litio sono ad oggi quelle più sviluppate e diffuse; tuttavia, un loro grande limite è il costo, poiché l'estrazione e la dismissione del litio sono processi molto costosi. Inoltre, le batterie costruite con questa tecnologia rappresentano cicli vita relativamente ridotti.

L'adozione degli ioni di sodio al posto di quelli di Litio porterebbe subito un beneficio ambientale non indifferente, abbassando di molto anche il prezzo di produzione poiché il sodio è ben presente in natura e facilmente reperibile. Tuttavia, questa tecnologia non essendo ancora matura ha ancora delle limitazioni prestazionali che non la rendono adatta al campo aeronautico.

**TABLE 9: CONFRONTO BATTERIE**

CARATTERISTICHE	IONI DI SODIO	IONI DI LITIO
Costo per kWh di capacità	40\$ - 70\$	137\$
Densità di energia volumetrica	250 – 375 Wh/L	200 – 683 Wh/L
Densità di energia	75 – 165 Wh/kg	120 – 260 Wh/kg
N° di cicli all'80% di carica	4000 - 5000	3500
Materiali	Abbondante sulla Terra	Raro
Efficienza	92%	85 – 95 %

A livello di cella, le batterie agli ioni di litio, possono arrivare ad una densità energetica molto elevata, tuttavia, a livello di batteria, considerare 200 Wh/kg è abbastanza realistico. Un discorso simile a quello fatto per i motori elettrici si può fare per le batterie: conoscendo l'energia (Wh) contenuta dentro le batterie di un determinato velivolo o quella necessari complessivamente ad eseguire una determinata missione si può facilmente ricavare il peso della batteria.

$$M_{batt} = \frac{1}{200} \cdot E_{batt}$$

(1. 11)

Dove  $E_{batt}$  è l'energia contenuta dentro la batteria in Wh.

### 3.2.4 Fuel cell

Le celle a combustibile sono dispositivi elettrochimici che permettono di ottenere energia elettrica da una reazione chimica che non prevede una combustione. Perché il processo avvenga è necessario disporre di un combustibile ed un comburente, in genere il comburente è l'ossigeno  $O_2$  in quanto è abbondante in atmosfera.

#### Zinco-Aria

Un possibile comburente è lo zinco, il quale reagendo con l'ossigeno ed ossidandosi rilascia energia elettrica. Essendo un processo chimico che avviene tra un metallo solido e l'aria non richiede una tecnologia particolarmente sviluppata e quindi, anche il costo è basso. Un ulteriore vantaggio è la

grande densità energetica di circa 470 Wh/kg. Come detto, il combustibile è solido, ed una volta ossidato il processo non è reversibile; è evidente, dunque, che queste batterie non sono ricaricabili e quindi risultano essere poco interessanti per l'utilizzo sugli eVTOL.

### **Idrogeno-Ossigeno**

Le fuel cell ad idrogeno ad oggi sono molto utilizzate, i principali usi sono come generatori elettrici di backup o per alcune particolari applicazioni di trasporto stradale. Il funzionamento consiste nel far reagire l'idrogeno con l'ossigeno presente in aria al fine di produrre energia elettrica. Come prodotti di scarto si ha semplicemente acqua distillata data dalla reazione di idrogeno ed ossigeno. Il processo è silenzioso e le emissioni di calore di scarto possono essere facilmente gestite da un apposito sistema di raffreddamento. Le fuel cell ad idrogeno sono composte per lo più da materiali economici e facilmente riciclabili, il costo elevato oggi è dovuto alla non produzione in serie: qualora questo fosse implementato, si prevede una netta diminuzione del costo di produzione.

Le fuel cell ad idrogeno sono solitamente alimentate da un serbatoio dove è conservata una grande quantità di  $H_2$ , poiché questo a temperatura e pressione ambiente ha una densità bassissima ( $0,08 \text{ kg/m}^3$ ) per stiparne una grande quantità è necessario mantenerlo in forma gassosa a temperatura ambiente (tipicamente alla pressione di 700 bar) o in forma liquida alla temperatura di  $-253^\circ \text{C}$ . In entrambi i casi i due serbatoi richiedono un livello tecnologico molto elevato con un sistema apposito di controllo della pressione e della temperatura ed una valvola di sfogo in caso di emergenza.

Uno dei grandi vantaggi nell'utilizzo di questa tecnologia risiede nella velocità di ricarica, inferiore ai 10 minuti, per garantire un'autonomia fino a 4 ore. Ovviamente come si può intuire i pesi e gli ingombri non sono un fattore trascurabile, in quanto per la produzione della potenza necessaria per alimentare un velivolo eVTOL richiede componenti di una certa grandezza.

Per valutare una stima del peso di questo componente è necessario non valutare soltanto il cuore della fuel cell, ossia dove avviene effettivamente la produzione di energia, ma tutto il sistema. Infatti, queste prevedono anche l'uso di componenti ausiliari necessari al funzionamento della stessa, come un sistema di controllo, un compressore per l'aria, un sistema di controllo termico ecc.

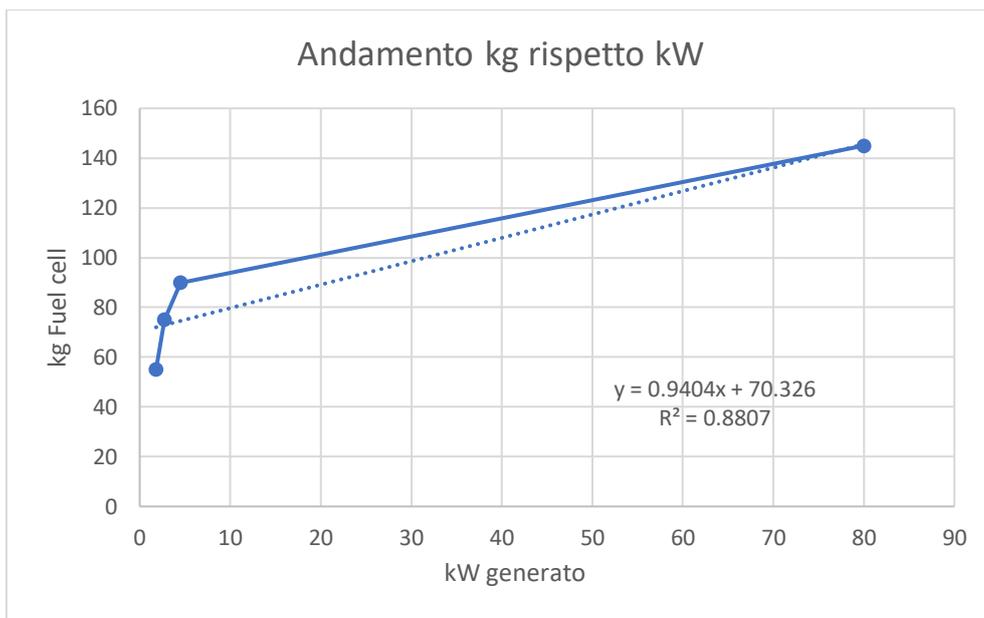
In commercio sono presenti alcuni sistemi già completi di tutto, si riporta una stima fatta in base ai dati disponibili.

Si sono prelevati i dati da due diverse aziende e si sono messi a confronto la potenza in output (kW) con il peso totale del sistema (kg) e si è tracciata la *retta di tendenza*.

Dati azienda N°1:

**TABLE 10: DATI FUEL CELL AZIENDA 1**

<b>kW</b>	<b>kg</b>
1,8	55
2,7	75
4,5	90
80	145

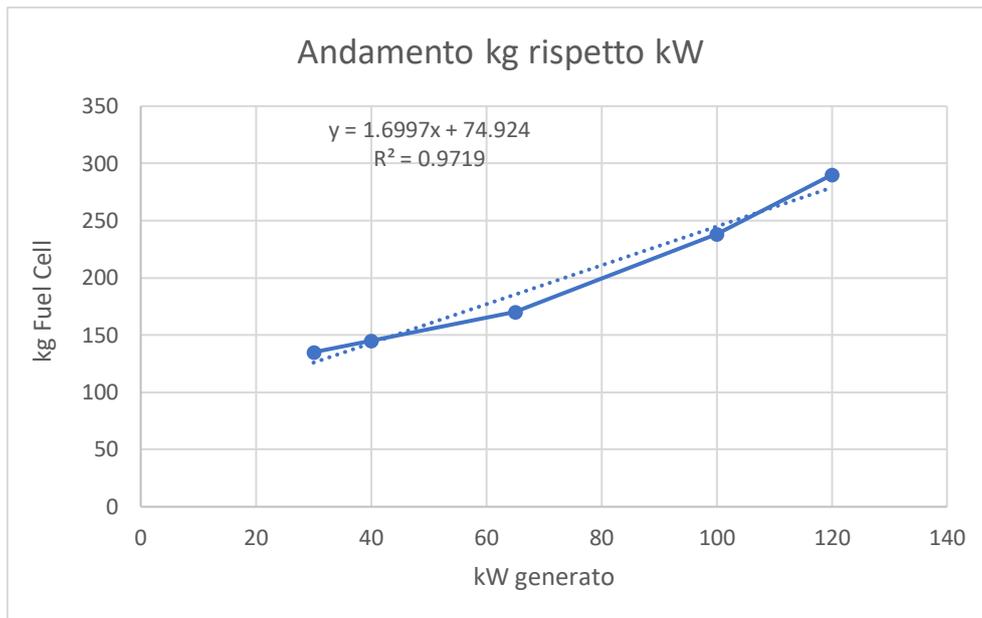


**FIGURE 36: ANDAMENTO PESO RISPETTO ALLA POTENZA PRODOTTA**

Dati azienda N°2:

**TABLE 11: DATI FUEL CELL AZIENDA 2**

<b>kW_output</b>	<b>kg_sistema</b>
30	135
40	145
65	170
100	238
120	290



**FIGURE 37: ANDAMENTO PESO FUEL CELL CON POTENZA PRODOTTA**

Vengono così fornite due rette di tendenza:

$$Y = 0.9404 \cdot x + 70.326$$

**(1.12)**

$$Y = 1.6997 \cdot x + 74.924$$

**(1.13)**

Dove:

- Y è il peso in kg del sistema Fuel Cell
- X è la potenza in kW generata dal sistema Fuel Cell

Si vede che alla fine non sono così diverse e potrebbero indicare abbastanza con precisione il peso delle fuel cell data la potenza richiesta.

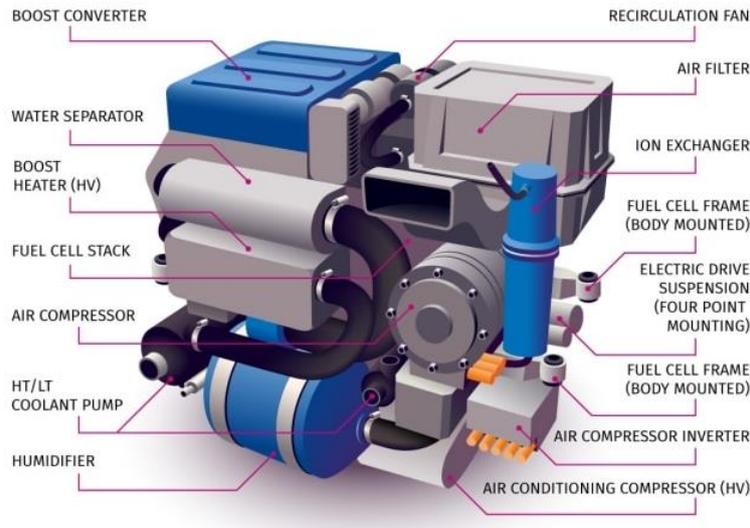


FIGURE 38: FUEL CELL DISEGNO DI FUNZIONAMENTO [22]

### 3.2.5 Liquid H2 tank

Come detto precedentemente, l'idrogeno utilizzato per la produzione di energia elettrica nelle fuel cell è conservato in appositi serbatoi. Poiché questo gas ha una densità bassissima a temperatura ambiente aziende come Alaka'i ha optato lo stoccaggio in forma liquida a  $-253^{\circ}\text{C}$ , a questa temperatura infatti, il fluido, ha una densità di  $70\text{ kg}/\text{m}^3$  ossia circa mille volte più denso. Il vantaggio, oltre a quello di avere un importante aumento di densità, è quello di non dover pressurizzare i serbatoi e quindi, risulteranno più leggeri. Tuttavia, vista la significativa differenza di temperatura tra l'interno del serbatoio e l'esterno (in media  $15^{\circ}\text{C}$ ) è necessaria una consistente capacità isolante del serbatoio.

Un'azienda specializzata nella produzione di serbatoi per l'idrogeno liquido (LH2) fornisce alcuni dati che, uniti con una retta di tendenza, forniscono la seguente equazione:

$$Y = 0.1964 \cdot x + 145$$

(1.14)

Dove:

- X sono i litri netti di LH2 contenuti nel serbatoio
- Y è il peso del serbatoio

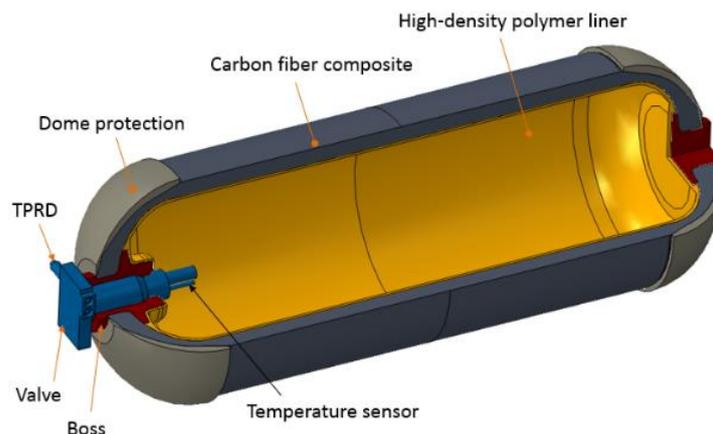


FIGURE 39: SERBATOIO DI IDROGENO LIQUIDO [23]

## Considerazioni su alimentazione a batteria o a fuel cell

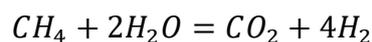
Le batterie (a ioni di Litio) sono una tecnologia ben sviluppata con buone prestazioni, abbastanza sicure e affidabili. La densità di energia non è particolarmente elevata e la vita limitata a tremila cicli rende obbligatorio effettuare durante l'anno più sostituzioni della batteria, con relativi costi logistici e di smaltimento. Inoltre, la ricarica può richiedere tempi più lunghi di un semplice "rifornimento" di LH<sub>2</sub>, anche se questa avvenisse in modalità Fast Charge. Le batterie inoltre hanno un'elevata efficienza: circa il 90% dell'energia assorbita dalla batteria può essere restituita. Infine, la ricarica delle batterie non richiede un'infrastruttura dedicata, se la richiesta di potenza fosse particolarmente alta, tuttavia, potrebbe essere necessario un ampliamento della rete elettrica già esistente.

L'immagazzinamento di energia sottoforma di LH<sub>2</sub> e l'utilizzo di questo per produrre energia elettrica risulta particolarmente vantaggioso per quanto riguarda la durata della vita della cella a combustibile molto superiore a quella delle batterie e con un costo di smaltimento molto inferiore. Come già detto, poi, la velocità di rifornimento permette praticamente una continua operatività dell'aeromobile. Tuttavia, occorrono alcune considerazioni negative: l'idrogeno è altamente corrosivo, volatile ed infiammabile, questo comporta una maggiore coibentazione e appositi dispositivi di sicurezza. Si noti bene che durante la produzione di elettricità dalle fuel cell, queste, sebbene non immettano CO<sub>2</sub> in atmosfera immettono comunque grandi quantità di H<sub>2</sub>O a basse altitudini. Se gli aeromobili dovessero essere in numero elevato all'interno di una città (come si prevede che sarà) si avrebbe una considerevole immissione di vapore acqueo a basse altitudini che potrebbe andare ad alterare localmente il clima urbano. Si consideri che ogni litro di idrogeno produce circa 16 kWh di energia elettrica e 9 litri di acqua sotto forma di vapore.

Inoltre, un'infrastruttura di terra in grado di fornire costantemente l'idrogeno liquido necessario a mantenere operativa una flotta di eVTOL è tutt'altro che banale. Come detto, infatti, l'idrogeno per essere trasportato in grandi quantità deve essere tenuto a temperature bassissime, il che richiede le giuste coibentazioni di serbatoi e tubature. Una distribuzione capillare, dunque, sarebbe una vera sfida tecnologica ed economica.

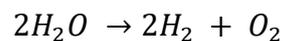
Bisogna precisare che l'utilizzo dell'idrogeno come metodo per immagazzinare energia è un'ottima soluzione per evitare l'immissione di anidride carbonica in atmosfera se questo viene prodotto per elettrolisi da fonti rinnovabili. L'idrogeno non è presente in natura in significative quantità, infatti oggi circa il 90% di questo viene prodotto tramite la tecnica di *Steam Reforming* che consiste nel far reagire acqua e metano per la produzione di idrogeno liquido. Tale sistema, sebbene economico e largamente diffuso, genera come gas di scarto CO<sub>2</sub> e dunque non è definibile rinnovabile.

Si veda la formula:



(1.15)

La generazione dell'idrogeno tramite processo di elettrolisi, invece, sfrutta l'energia elettrica per produrre idrogeno ed ossigeno.



(1.16)

Questo processo permette di produrre idrogeno dall'acqua tramite fonti rinnovabili se l'energia elettrica utilizzata per questo processo deriva da fonti rinnovabili come pale eoliche, pannelli solari ecc. Tuttavia, è necessario fare alcune precisazioni: per produrre 1 kg di idrogeno sono necessari 9 litri d'acqua, e quindi per avere una grande produzione di idrogeno è necessaria una grandissima quantità d'acqua; nelle varie trasformazioni dell'energia, l'efficienza ha un peso significativo che può portare a ridurre l'efficienza del sistema anche al 36%.

Per produrre 1 kg di idrogeno dall'elettrolisi sono necessari circa 50 kWh di energia elettrica, altra energia poi è necessaria per il raffreddamento (fino a -253° C) e per il trasporto fino al sito di utilizzo, se la produzione non avviene il loco. Questo 1 kg di idrogeno liquido, alla fine, produrrà solo 16 kWh di energia elettrica: è evidente la enorme dispersione di energia nei vari passaggi.

Si veda lo schema seguente:

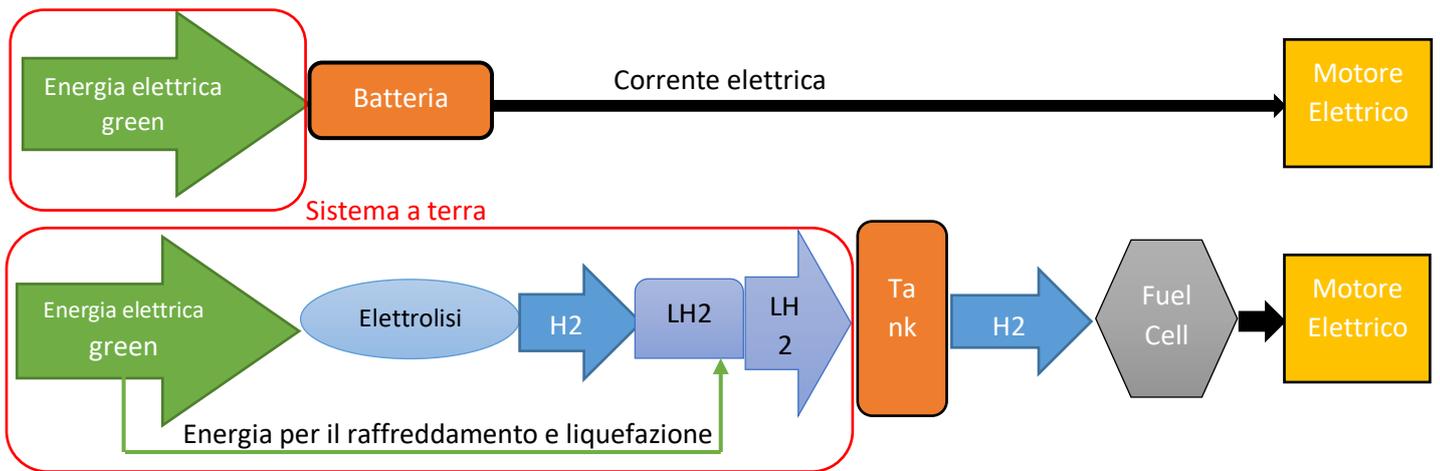


FIGURE 40: SCHEMA DI CONFTONTO TRA FUEL CELLE E BATTERIA

### 3.3 SUBSYSTEMS

Si elencano adesso i restanti sottosistemi necessari a garantire l'aeronavigabilità dell'aeromobile

#### 3.3.1 Air system

Il sistema per il condizionamento dell'aria è estremamente importante per il confort fisico e psicologico dei passeggeri e del pilota. Poiché si prevede che questi aeromobili siano operativi 24 ore su 24, 365 giorni l'anno, il sistema di condizionamento dell'aria deve saper garantire le migliori condizioni climatiche all'interno della cabina con qualunque condizione meteo esterna.

Il sistema di condizionamento diventa poi maggiormente importante qualora si adottassero questi velivoli anche per il trasporto medico o di carichi sensibili, i quali potrebbero richiedere particolari condizioni climatiche interne.

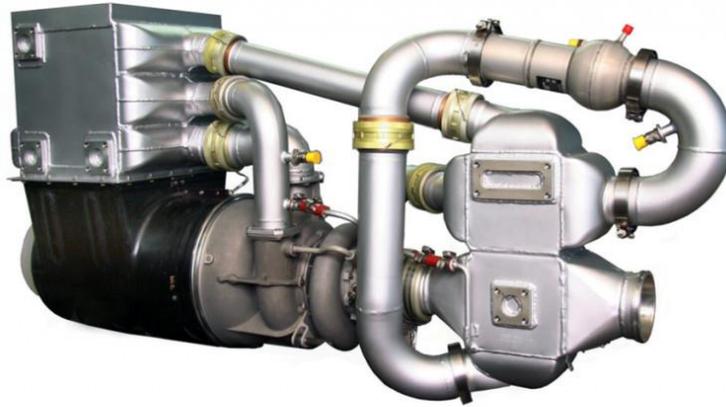


FIGURE 41: AC SYSTEM ELICOTTERI [24]

Per ottenere una stima del peso di tale sistema si prendono in considerazione i sistemi installati sugli elicotteri. Generalmente un peso medio del sistema è di circa 100 lb (ossia, 45 kg), tuttavia, la grandezza del sistema potrebbe variare da elicottero ad elicottero. Questi sistemi, infatti, sono dimensionati in base al numero di passeggeri per cui è omologato l'elicottero.

Si sono individuati alcuni elicotteri presenti in commercio e si sono ricercati i pesi del sistema del condizionamento dell'aria. Si riporta anche il numero di passeggeri che l'aeromobile può trasportare e si individua una retta di tendenza.

TABLE 12: SISTEMA AC ELICOTTERI

ELICOTTERO	PESO SISTEMA	MTOW	N° Posti	M_sys/MTOW	M_sys/N°_Posti
Airbus H125	36,3	2250	6	0,016	6,1
AS355	36,3	2800	6	0,013	6,1
EC130	36,3	2427	7	0,015	5,2
Augusta A109	37,2	3000	8	0,012	4,7
AS365	54	4300	10	0,013	5,4

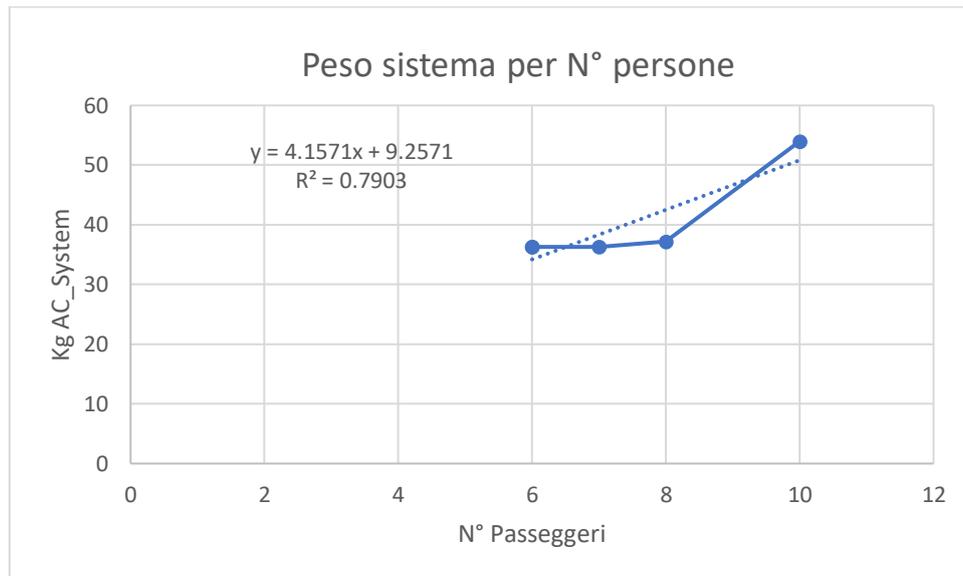


FIGURE 42: ANDAMENTO PESO SISTEMA

La retta di tendenza individuata risulta essere:

$$Y = 4.1571 \cdot x + 9.2571$$

(1. 17)

Dove:

- X è il numero di persone a bordo
- Y è il peso del sistema

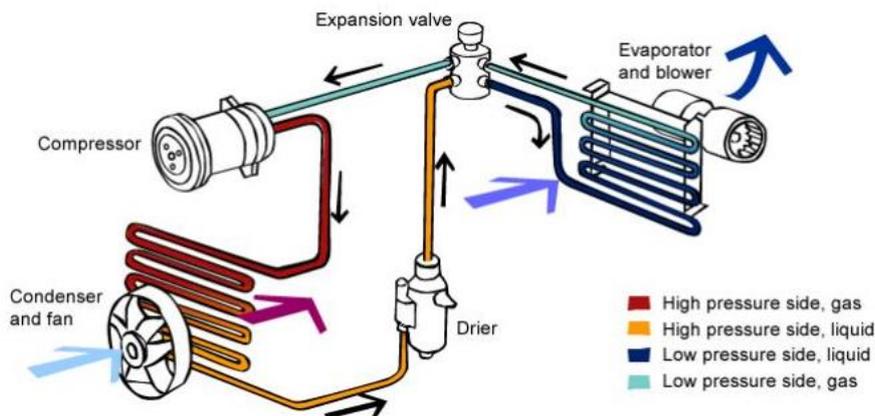


FIGURE 43: SCHEMA DI FUNZIONAMENTO DEL SISTEMA AC [25]

### 3.3.2 Flight Control System

Il sistema di controllo del volo è quel sistema che non solo permette la stabilità dell'aeromobile in condizioni di hovering e di crociera, ma garantisce anche la manovrabilità del velivolo.

Per la trattazione di questo sistema è necessario distinguere due diverse applicazioni:

- Sistema per i velivoli “wingless”
- Sistema velivoli “powered lift”

Per i velivoli *wingless*, come detto, è caratterizzata da una grande semplicità ed assenza di parti mobili, questo quindi implica la mancanza anche di attuatori e canali di comando. La stabilità e la manovrabilità per questi aeromobili è fornita semplicemente dalla variazione di velocità di rotazione di uno o più rotori, questi infatti, essendo disposti ad una certa distanza dal baricentro e variando la loro velocità possono variare il momento complessivo del velivolo facendolo quindi ruotare attorno ad un asse verticale. Anche per la traslazione nel piano, basta aumentare la velocità di alcuni propulsori per aumentarne il lift ed avere una traslazione in una delle direzioni del piano.

Per questa tipologia di controllo non sono necessarie superfici di controllo o attuatori di alcun tipo, è necessario solo un software che permetta di mantenere la stabilità agendo automaticamente sulla velocità dei singoli rotori e di tradurre i comandi imposti dal pilota in differenze di velocità dei motori.

Per i velivoli *powered lift*, invece, il sistema risulta essere più complicato. Questi velivoli, solitamente, sono dotati di una o più superfici alari ed una “coda a V”. Sia ali che coda dispongono di alcune superfici di controllo simili a quelle presenti nei velivoli convenzionali. Tali superfici, però, hanno meno funzioni rispetto a quelle presenti sui velivoli convenzionali e quindi risultano

più semplici e più leggere. Queste, infatti, presenti solo nel bordo di fuga, servono solo ad aumentare il lift dell'ala durante la fase di transizione da hovering a cruise, e per manovrare il velivolo durante il volo orizzontale. Le parti mobili presenti sulla coda riassumono le funzioni del timone e dell'equilibratore: mantenere la stabilità longitudinale e latero-direzionale, e guidare il velivolo. Per l'attuazione di queste superfici sono presenti diversi attuatori elettromeccanici, i quali si muovono quando ricevono un segnale di comando dal pilota. Questo tipo di sistema di controllo è definito *fly-by-wire* poiché il segnale di comando non richiede un impianto meccanico o idraulico dedicato (che richiede maggiore peso).

Per la stima del peso di questi attuatori si possono distinguere tre diverse categorie:

1. Primary flight controls (alettoni, equilibratori e timone)
2. Secondary flight controls (flaps)
3. Transformative (meccanismi di rotazione di motori o ali)

Per i primi vale la seguente formula:

$$M_{PFC} = 0.0164 \cdot M_{max-p} + 0.552 \quad (1.18)$$

Per i secondi vale la seguente formula:

$$M_{SFC} = 0.0034 \cdot M_{max-s} + 1.4679 \quad (1.19)$$

Dove,  $M_{max-p}$  è il massimo momento che l'attuatore delle superfici primarie deve sviluppare, e tipicamente vale  $250 \text{ Nm}$ ;  $M_{max-s}$  è il massimo momento che l'attuatore delle superfici secondarie deve sviluppare, e tipicamente vale  $2000 \text{ Nm}$ .

Per il terzo tipo, invece, vale la formula:

$$M_{TRA} = 0.0009 \cdot L_{element} + 10 \quad (1.20)$$

Dove  $L_{element}$  è la lunghezza dell'elemento mobile.

### 3.3.3 Avionics

L'avionica comprende tutti quei sistemi hardware e software necessari alla guida e alla navigazione del velivolo in completa sicurezza.

Più precisamente l'avionica comprende diversi sottosistemi:

- Communication
- Navigation
- Flight management
- Surveillance & Identification
- Autopilot

## **Communication**

La comunicazione può essere:

- Interna. Possono esserci delle comunicazioni interne tra pilota e passeggeri; queste possono avvenire via cuffie o interfono.
- Esterna. Tutte le comunicazioni esterne possono essere di tipo Line Of Sight (LOS) ossia in linea di vista e sono di tipo VHF, oppure Beyond Line Of Sight (BLOS), ossia oltre la linea di vista, e sono di tipo HF e SATCOM. Il primo modo (LOS) richiede meno hardware e meno potenza ma ha un range più limitato rispetto al secondo (BLOS).

La comunicazione esterna, infine, può essere:

- Air to Air: ossia la comunicazione con altri velivoli
- Air to ground: comunicazione tra velivolo e stazioni di terra

## **Navigation**

Le operazioni di navigazione richiedono l'acquisizione di dati ed il loro processamento per essere poi mostrati al pilota tramite display.

I dati possono essere acquisiti da sensori presenti sull'aeromobile, per ricavare informazioni quali la quota, la velocità e l'orientamento, o acquisiti dall'esterno, come le coordinate satellitari o segnali da stazioni di terra, sarà dunque necessario anche in questo caso disporre di apposite antenne per ricevere e trasmettere i segnali.

## **Flight Management**

Il flight management è l'insieme delle funzioni che rendono possibile non solo il controllo del volo, ma anche l'intera operatività dell'aeromobile. Tale sistema è in grado di ottimizzare le prestazioni dell'aeromobile, riducendone i costi operativi (carburante e tempo in volo) e di ridurre il carico di lavoro dei piloti. Il sistema è tipicamente composto da due computer di gestione del volo che utilizzando un ampio database, consentono di programmare in anticipo le rotte e di aggiornarle costantemente confrontandole con la posizione dell'aeromobile.

## Surveillance and identification

Un aeromobile deve essere in grado, in primis, di monitorare lo spazio circostante e qualora fosse rilevata la presenza di un oggetto, identificarlo: capire dunque di cosa si tratti, se un altro aereo, se un fenomeno atmosferico o un'infrastruttura di terra. Sul velivolo sono presenti il *TCAS* che rileva la presenza di altri velivoli e un *ATC transponder* che può operare in tre diversi modi: *Mode A*, *Mode C*, *Mode S*. Tale sistema comunica i dati del velivolo alla stazione di terra o ad altri velivoli.

## Autopilot

L'autopilota interagisce con tutti gli altri sistemi in quanto riceve i dati elaborati inerenti a posizione e velocità dell'aeromobile e agisce sui comandi per mantenere la rotta prefissata. Non richiede particolari pesi o potenze aggiuntive, è tipicamente un software.

Per la stima del peso dell'avionica si prende in considerazione i seguenti rapporti:

TABLE 13: SUDDIVISIONE PESI AVIONICA

Sottosistema	M_sottosistema / M_avionica
Automatic Flight System	0.15
Communications	0.20
Instrument Panel	0.20
Integrated Modular Avionics	0.25
Navigation	0.25

*Torenbeek*, propone un metodo di stima del peso dell'avionica per aeromobile di peso inferiore a 5670 kg, correlando il peso dell'avionica  $W_{AVIONICS}$  al peso massimo al decollo  $W_{MTOW}$ :

$$W_{AVIONICS} = 18.1 + 0,008 \cdot W_{MTOW} \quad (1. 21)$$

Aziende come Archer e Vertical Aerospace hanno siglato un accordo con l'azienda Garmin per la produzione della parte di avionica per i rispettivi eVTOL. In particolare, sarebbe un riadattamento della suite garmin G3000. Questa presenta già al suo interno tutte le componenti elencate precedentemente tranne i radar ed il mission computer. Il peso di questi verrà stimato separatamente.

## Radar

L'azienda Honeywell ha sviluppato un radar appositamente per l'UAM. Il RDR-84K usa diversi fasci per vedere più elementi contemporaneamente, inoltre funziona anche come radar meteo e per

individuare elementi a terra, come palazzi, macchine o addirittura persone. Con un peso totale solamente di 0.7 kg ed una potenza consumata di soli 60 watts è di certo uno dei radar più performanti attualmente disponibili sul mercato. Se ne prevedono 6 unità su ogni eVTOL per avere una copertura completa.

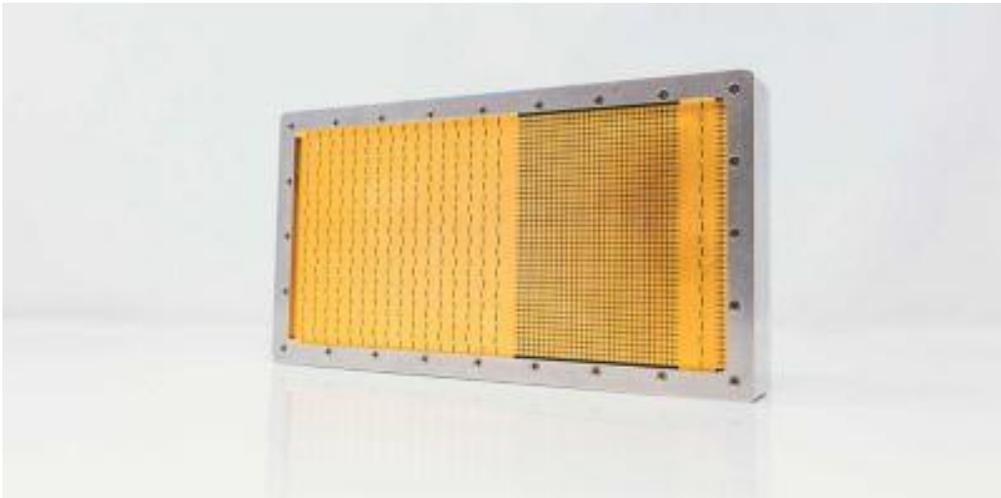


FIGURE 44: RADAR RDR-84K [26]

### **Mission computer**

In generale un mission computer può pesare circa 10 kg. Poiché è necessario avere un certo livello di ridondanza per garantire una maggiore sicurezza se ne avranno 3 per ogni velivolo, pesando dunque in totale 30 kg.

### **Flight Control Computer**

In generale, un flight control computer può pesare circa 5kg. Poiché è necessario avere un certo livello di ridondanza per garantire una maggiore sicurezza se ne avranno 3 per ogni velivolo, pesando dunque in totale 30 kg.

## 4. PRICE TruePlanning

Il software di stima dei costi di PRICE System è stato sviluppato per la prima volta negli anni Settanta con lo scopo di stimare il costo di nuovi sistemi militari prima ancora che questi fossero prodotti. PRICE mette in relazione i costi di base dell'ingegneria e della produzione con parametri che includono un profilo di specifiche delle unità da costruire e la quantità di lavoro da eseguire. Questo software quindi si basa sull'uso di relazioni parametriche ottenute attraverso procedure di adattamento delle curve eseguite su un archivio storico di dati dei costi. PRICE Systems è considerato il pioniere della scienza della modellazione parametrica, in quanto i modelli parametrici utilizzati sono stati i primi ad essere implementati in un software di stima dei costi computerizzato e generalmente disponibile.

Successivamente, PRICE ha rilasciato TruePlanning, un modello parametrico che stima i costi, l'impegno e le tempistiche di sviluppo e produzione di un progetto. I modelli parametrici utilizzati sono modelli matematici contenenti relazioni di stima dei costi (CER) sviluppate attraverso la raccolta di dati e l'analisi di regressione. Il modello software TruePlanning fornisce modelli parametrici basati sulle attività per aiutare a stimare lo sviluppo di nuovo software, le integrazioni di software commerciale off-the-shelf (COTS) e i costi di manutenzione del ciclo di vita.

Tra i maggiori clienti che utilizzano tale programma oggi risultano: Boeing, BAE Systems, Eurocopter, Gulfstream Aerospace e Leonardo.

Questo software richiede alcuni dati di input per stimare i costi di un componente, tipicamente questi possono essere il peso, il volume, il materiale e la complessità ingegneristica. Risulta necessario quindi avere già una WBS con tutti i pesi dei singoli componenti per tutti i velivoli.

### Learning Curve

Un altro parametro che si può andare a settare è la percentuale di apprendimento della learning curve, secondo questa teoria, infatti, le persone e le organizzazioni tendono a migliorare ed essere più efficienti quando eseguono compiti ripetitivi, per alcune ragioni:

- Un più efficiente uso delle risorse
- L'apprendimento degli impiegati
- Nuove attrezzature e strutture
- Miglioramento del flusso dei materiali
- Sconto dei fornitori all'aumentare della domanda

Questo miglioramento può essere modellizzato con un CER matematico che ipotizza che al raddoppiare della quantità di unità da produrre, l'impiego diminuisce di una quantità percentuale costante. In generale, sembra che le attività di produzione più complesse tendano a migliorare più rapidamente di quelle più semplici: più sono le fasi di un processo, maggiore è l'opportunità di imparare come migliorarle.

Si riporta di seguito un esempio di Learning Curve:

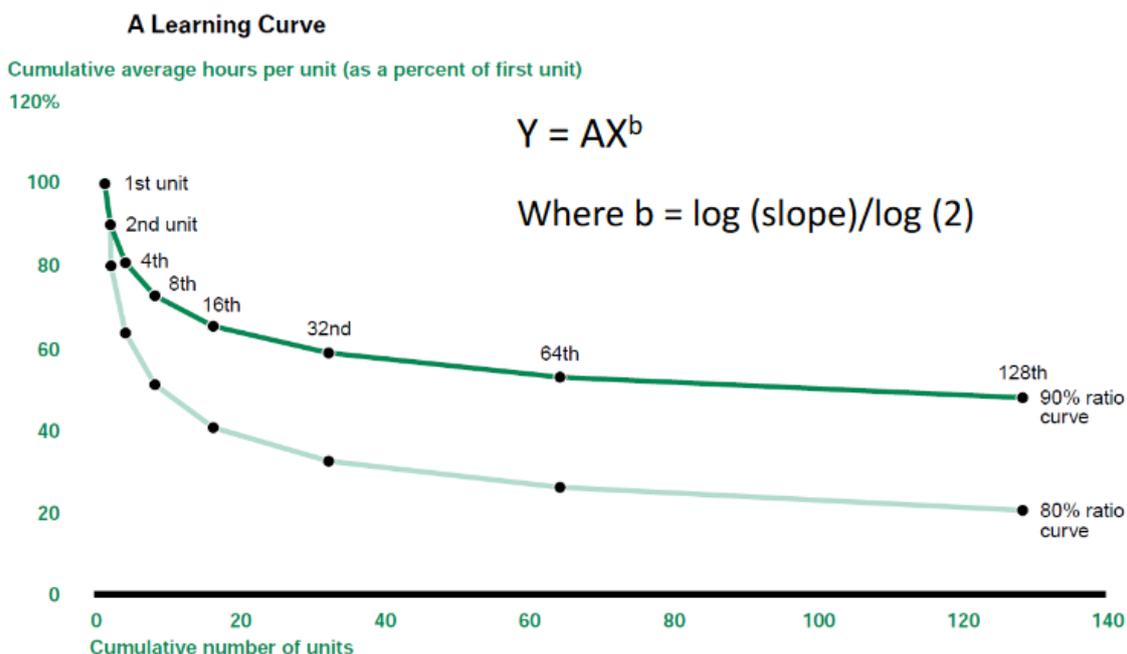


FIGURE 45: LEARNING CURVE

Per lo sviluppo dei diversi modelli si è ipotizzata una pendenza dell'83% per tutti i componenti principali che si suppone verranno prodotti in grandi quantità, mentre una pendenza un po' minore (oltre il 90%) è stata assegnata a quei componenti meno comunemente sviluppati e prodotti.

### Numero di pezzi prodotti

Come detto già nell'introduzione, si presuppone un largo utilizzo ed una larga produzione che potrebbe tendere quasi a quella automobilistica. Questi numeri così elevati portano a far diminuire significativamente il costo del singolo aeromobile in quanto i costi di sviluppo e produzione sono suddivisi su un numero molto maggiore di macchine vendute. Si nota infatti su PRICE TruePlanning che un aumento della produzione porta a diminuire di molto il costo finale del singolo aeromobile.

## Tipi di componenti

Andando a creare i vari modelli si possono notare diversi tipi di componenti:

- Assembly
- Hardware component
- COTS (Component Of The Shelf)

L'oggetto "Assembly" rappresenta un assemblaggio di componenti facenti parte tipicamente di un sistema o di un sottosistema. La struttura, ad esempio, è un assembly nel quale interno rientrano tutti i componenti che costituiscono la struttura quali: ala, fusoliera, coda, carrello di atterraggio ecc. Nella valutazione dei costi questa voce non rappresenta soltanto la somma di tutti i suoi componenti ma tiene conto di un costo aggiuntivo necessario per assemblare tutti i componenti in unico sistema.

Il componente più utilizzato è l'hardware component, nel quale si può specificare con precisione di cosa si tratta (se componente strutturale, motore elettrico o altro) e si possono definire le caratteristiche proprie (peso, volume, potenza). Si può anche indicare l'ambiente di utilizzo, che in questo caso è "Commercial Airborne" e la complessità ingegneristica del componente che si sta sviluppando, indicando quindi se si usano tecnologie già ben note o, come in questo caso, a livello di stato dell'arte.

Infine, vi sono i componenti COTS, ossia quei componenti che non è necessario sviluppare ma si possono direttamente acquistare da ditte esterne. Talvolta questi componenti sono molto convenienti poiché acquistandoli ad un prezzo noto si evita di intestarsi anche tutti i costi di sviluppo e la logistica della produzione. Una grande azienda che produce batterie al litio, per esempio, grande all'economia di scala può fornire batterie a prezzi molto più convenienti di quanto potrebbe costare autoprodurle. I componenti COTS utilizzati nei modelli sono quindi batterie e suite avionica, questa ultima in particolar modo, è la suite GARMIN G3000 fornita ad un prezzo noto dall'azienda Garmin.

### 4.1 I modelli su PRICE

Per andare a stimare i costi di sviluppo e produzione delle diverse tipologie di velivoli atti all'UAM, è stato necessario creare un modello su Price TruePlanning per ogni tipo di aeromobile: più precisamente, è stato creato un modello per tutti i velivoli precedentemente illustrati, cosicché si possano avere almeno due modelli di eVTOL per ogni tipologia di configurazione ed aumentare quindi l'accuratezza dei risultati ottenuti.

Si scompongono quindi i diversi aeromobili nei diversi sottosistemi in base alla loro configurazione: più tecnicamente si esegue la Work Breakdown Structure (WBS) dei singoli velivoli.

## **Multicopter**

Di questa tipologia, come già detto, si analizzano due aeromobili: VoloCity e Skai. Importante notare che il secondo presenta una configurazione a fuel cell per le quali sarà necessaria una particolare modellazione.

Entrambi gli eVTOL presentano nella struttura due componenti (Fuselage e Arms) ed un sottosistema (Landing Gear) che in questi due casi si limita a due pattini fissi (Skid).

Il Sistema propulsivo si divide a sua volta in diversi componenti, due di questi (Cables e E-Motors) risultano essere presenti in entrambe le configurazioni sebbene con pesi e specifiche diverse. Per quanto riguarda gli altri componenti, invece, nel caso di VoloCity si aggiunge un componente COTS per la batteria, mentre nel caso di Skai si aggiunge un componente che modella il serbatoio per contenere l'idrogeno liquido criogenico (LH2 Tank) ed uno per modellizzare le Fuel cell: per queste, in particolare si sceglie "Fuel Cell Material Handling Power System" in quanto risultano essere le più simili a quelle necessarie per la propulsione aeronautica.

Sono presenti poi altri sottosistemi: quello dedicato al controllo ed al mantenimento della temperatura ambiente (AC System) e quello che racchiude tutte le componenti dell'avionica (Avionics). Si noti che dentro quest'ultimo sono presenti tre voci, le prime due sono componenti hardware che rappresentano tutta l'avionica ed il Mission Computer, mentre il terzo è un software. Per il sistema di controllo del velivolo (Flight Control System), infatti, in questi casi non sono necessari attuatori o superfici mobili poiché la stabilità ed il controllo sono garantiti dalla capacità dei diversi rotori di girare a velocità differenti, e quindi senza la necessità di ulteriori componenti se non un adeguato sistema di controllo software che regoli in autonomia le diverse velocità.

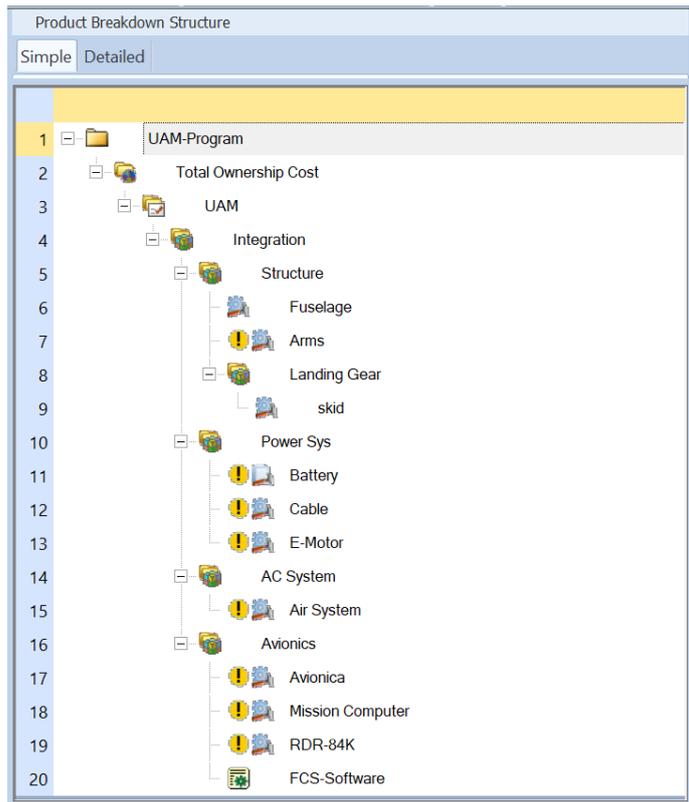


FIGURE 46: PBS VOLOCITY

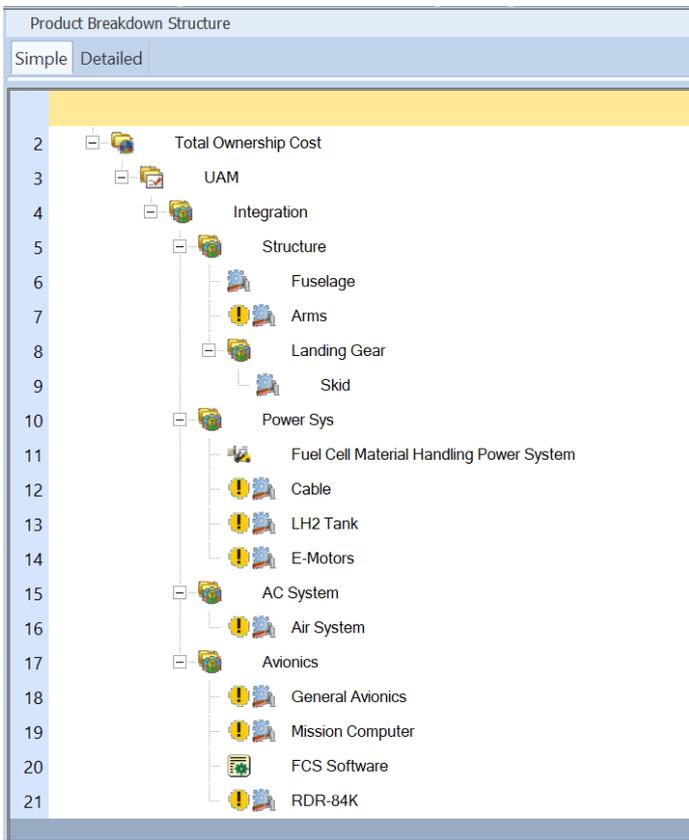


FIGURE 47: PBS SKAI

## Powered Lift

Si analizza adesso la seconda macrocategoria, ossia quella che include tutti i velivoli dotati di una o più superfici alari. Come visto precedentemente questa categoria tiene al suo interno altre tre categorie che si differenziano per la configurazione strutturale ed il tipo di propulsione. Tra questi velivoli, sebbene possano esserci alcune differenze progettuali, la suddivisione dei sottosistemi non è così significativamente diversa.

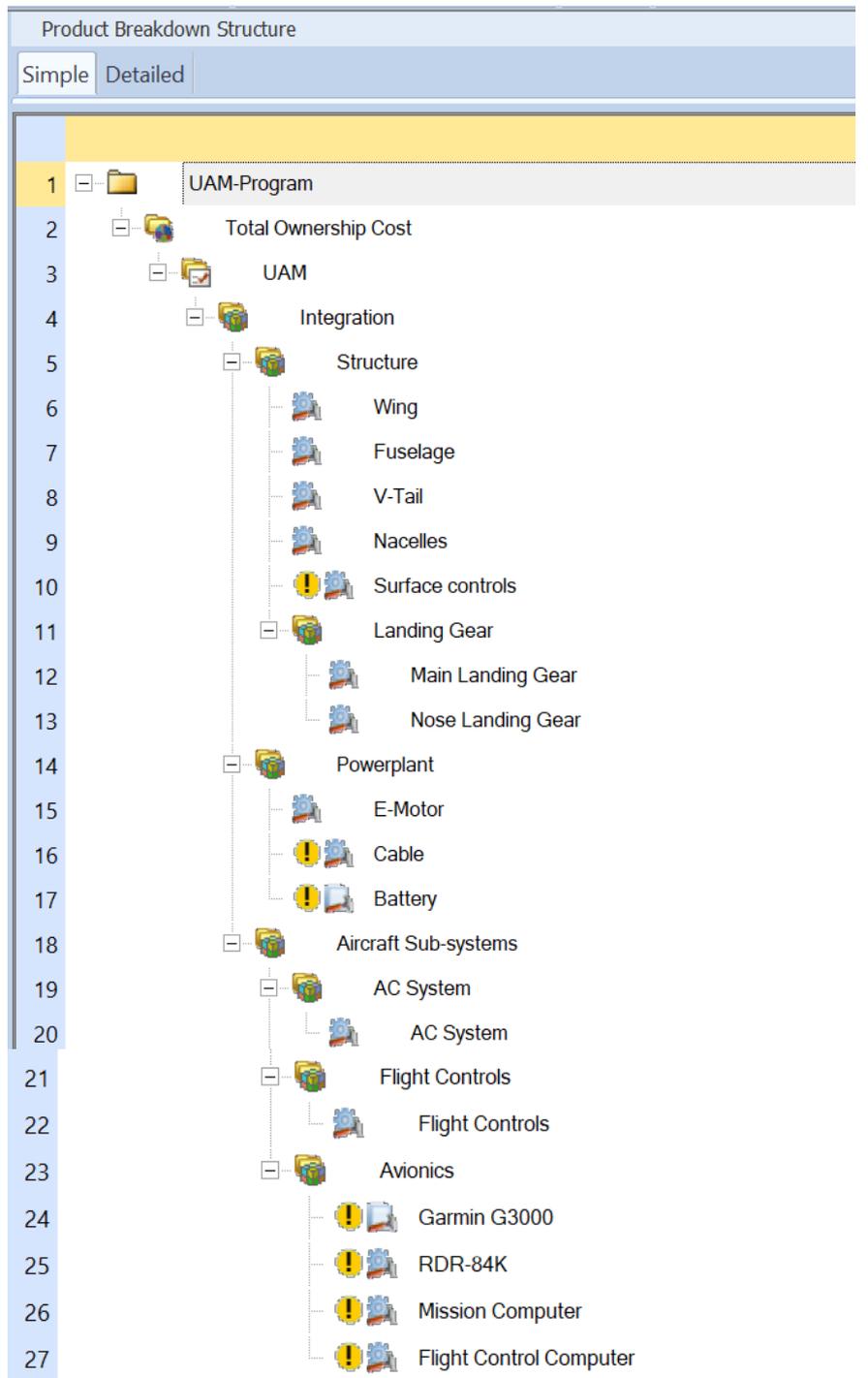


FIGURE 48: TIPICA PBS DI UN VELIVOLO PER UAM

Si nota dalle WBS dei diversi velivoli che il “Power System” e “Aircraft Sub-System” sebbene al loro interno ognuno sia differente, esternamente presentano una struttura identica.

I diversi design portano invece ad un netto cambiamento del sottosistema “Structure”, il quale presenta, per tutti e cinque i velivoli, i componenti “Fuselage” e “Wing” ed il sottosistema “Landing Gear”, mentre gli altri componenti, quali “Control Surfaces”, “V-Tail” e “nacelles”, compaiono solamente in alcune configurazioni.

Si presuppone che tutte le parti strutturali siano in fibra di carbonio e che in tutte le diverse configurazioni presentino tutte la stessa complessità ingegneristica variando solo il peso e le dimensioni. Inoltre, alcune configurazioni presentano un carrello di atterraggio retrattile, questo comporta non solo un aumento di peso nella stima del peso del sistema stesso (a causa dei cinematismi atti alla retroazione) ma anche un aumento di complessità del sistema, tale complessità è riportata quindi sul software PRICE.

### **I primi risultati**

Creati i modelli si eseguono le simulazioni e si stima il costo di produzione e sviluppo dei singoli aeromobili. Tali costi vengono poi confrontati con quelli dichiarati pubblicamente dalle diverse aziende e si calcola l’errore. Si noti che la cifra dichiarata dalle aziende è il prezzo dell’aeromobile, ossia, il costo più un certo margine di guadagno che si stima essere tra il 10% ed il 20%. Inoltre, c’è da fare attenzione anche sul prezzo stesso dichiarato in quanto, per motivi di marketing o di segreto industriale, potrebbe essere falsato in positivo o in negativo.

**TABLE 14: TABELLA RISULTATI DI COSTO**

<b>NOME</b>	<b>UNITA’ PRODOTTE</b>	<b>COSTO DICHIARATO \$</b>	<b>COSTO STIMATO \$</b>	<b>ERRORE PERCENTUALE %</b>
<b>Skai</b>	100’000	200’000	221’241	10,6
<b>Volocity</b>	18500	200’000	179’610	-10,2
<b>Joby</b>	9650	1,3 Milioni	1’261’698	-2,9
<b>Lilium</b>	18650	2,5 Milioni	2’550’221	2
<b>Cora</b>	18650	1 Milione	1’043’303	4,3
<b>Archer</b>	18650	2 Milioni	1’929’625	-3,5
<b>VX4</b>	18650	2 Milioni	1’846’749	-7,7

## 5. ANALISI RISULTATI

Eseguiti tutti i calcoli sul software PRICE TruePlanning è possibile esportare tutti i risultati su un foglio Excel, suddividendo per ogni aeromobile, i costi di sviluppo e produzione di ogni singolo componente della PBS. Poiché i costi possono differenziarsi molto in base alla tipologia di eVTOL che si vuole andare a sviluppare e produrre, è stato necessario perseguire uno sviluppo di diverse equazioni che tengano conto della tipologia di aeromobile. Più nello specifico, si è differenziato il modello per multicotteri e per velivoli dotati di ala in quanto sia la parte strutturale sia la tipologia dei motori risultano essere molto differenti.

Come detto, come prima cosa, si ricaveranno le equazioni di costo di produzione per la parte strutturale di un aeromobile con design multicottero. In particolare, si sono presi i due modelli, VoloCity e Skai, e si sono analizzati i risultati ottenuti. Poiché il numero di aeromobili prodotti per i due casi è diverso, e poiché il costo di produzione dipende fortemente dal numero totali di pezzi prodotti è stato necessario eseguire delle altre simulazioni variando il numero di velivoli totali prodotti in moda da poter confrontare i risultati. Il costo totale poi, è stato diviso per il numero di parti prodotte così da avere il costo medio unitario.

Le equazioni di stima del costo sono composte da tre parti:

- Un termine costante o una funzione che ha come variabile un determinato cost drive
- Un termine costante che fa riferimento al numero di pezzi prodotti per ottenere il valore costante, o la funzione, precedentemente citata e la pendenza della curva di apprendimento impostata
- Una parte formata da due variabili: il numero di pezzi da produrre e la pendenza della learning curve

### Pattini fissi

Si riportano di seguito i dati relativi al costo di produzione dei pattini fissi (Skid):

TABLE 15: COSTO DI PRODUZIONE PATTINI

NOME	kg skid	Costo di produzione
Volocity	23	\$ 16.259,15
Skai	42	\$ 19.999,82

Si può adesso trovare l'equazione della retta che, a parità di numero di pezzi prodotti, al variare del peso varia il costo di produzione.

$$\$ = 196,88 \cdot kg + 11731 \quad (1.22)$$

Tale equazione sarà quindi inserita all'interno dell'equazione della learning curve che tiene quindi conto del numero di pezzi prodotti e della pendenza della curva di apprendimento.

$$\$ = (196,88 \cdot kg + 11731) \cdot 18650^{-\frac{\log(0,83)}{\log(2)}} \cdot N^{\frac{\log(\%)}{\log(2)}} \quad (1.23)$$

### Fusoliera Multicottero

Si esegue un procedimento simile per lo studio dei costi di produzione per la fusoliera:

TABLE 16: COSTO DI PRODUZIONE FUSOLIERA

NOME	KG-Fusoliera	Costo di produzione unitario
Volocity	63	\$ 17.852,95
Skai	130	\$ 32.052,38

Si ricava l'equazione della retta:

$$\$ = 211,93 \cdot kg + 4501,3 \quad (1.24)$$

E di conseguenza l'equazione di costo diventa:

$$\$ = (211,93 \cdot kg + 4501,3) \cdot 18650^{-\frac{\log(0,83)}{\log(2)}} \cdot N^{\frac{\log(\%)}{\log(2)}} \quad (1.25)$$

### Bracci

Si stima anche l'equazione per la stima dei costi dei bracci dei multicotteri similmente a quanto fatto fino ad ora:

TABLE 17: COSTO DI PRODUZIONE BRACCI

NOME	KG-Arms	Costo di produzione
<b>Volocity</b>	50	\$ 21.316,66
<b>Skai</b>	90	\$ 23.391,49

Si ricava l'equazione della retta:

$$\$ = 51,871 \cdot kg + 18723$$

(1. 26)

E di conseguenza l'equazione di costo diventa:

$$\$ = (51,871 \cdot kg + 18723) \cdot 18650^{-\frac{\log(0,83)}{\log(2)}} \cdot N^{\frac{\log(\%)}{\log(2)}}$$

(1. 27)

### Costo sviluppo struttura multicottero

Per sviluppare un'equazione di stima di costo di sviluppo per la parte strutturale di un multicottero si è pensato di considerare tutta la struttura come un unico elemento, mettendo quindi insieme fusoliera, bracci e pattini. Si eseguendo dunque gli stessi procedimenti.

TABLE 18: COSTO DI SVILUPPO STRUTTURA MULTICOTTERO

NOME	kg	Costo di sviluppo
<b>Volocity</b>	140	\$ 17.273.956,00
<b>Skai</b>	262	\$ 17.662.645,00

Si calcola la retta:

$$\$ = 3186 \cdot kg + 2 \cdot 10^7$$

(1. 28)

E di conseguenza l'equazione di costo diventa:

$$\$ = (3186 \cdot kg + 2 \cdot 10^7) \cdot 18650^{-\frac{\log(0,83)}{\log(2)}} \cdot N^{\frac{\log(\%)}{\log(2)}}$$

(1. 29)

## Motori elettrici per multicotteri

I procedimenti svolti precedentemente per i component strutturali si applicano ugualmente per i componenti del sistema propulsivo. In particolare si prendono i dati dei motori elettrici usati nei due modelli di multicottero e si tiene conto di una densità di Potenza allo stato dell'arte di circa 5 kW/kg in modo da relazionare anche la potenza generata al costo.

TABLE 19: COSTO DI PRODUZIONE MOTORI MULTICOTTERO

NOME	N	kg	Costo di produzione
velocity	18	5	\$ 236,61
skai	6	20	\$ 1.185,53

Si traccia ugualmente la retta di funzione che determina il costo al chilo:

$$\$ = 63,261 \cdot kg + 79,7$$

(1.30)

E di conseguenza l'equazione di costo diventa:

$$\$ = (63,261 \cdot kg + 79,7) \cdot 18650^{-\frac{\log(0,83)}{\log(2)}} \cdot N^{\frac{\log(\%)}{\log(2)}}$$

(1.31)

Si valutano anche i costi di sviluppo.

TABLE 20: COSTO DI SVILUPPO MOTORI MULTICOTTERO

NOME	kg	N	Costo di sviluppo
Velocity	5	18	\$ 527.168,00
Skai	20	6	\$ 1.878.661,00

Si ricava l'equazione:

$$\$ = 90100 \cdot kg + 76670$$

(1.32)

## Cavi elettrici

Si stima il costo di produzione e sviluppo dei cavi elettrici similmente a quanto fatto fino ad ora.

TABLE 21: COSTO DI PRODUZIONE CAVI ELETTRICI

NOME	N	KG	KG-TOT	Costo di produzione
ARCHER	24	3,75	90	\$ 214,00
CORA	24	3	72	\$ 179,00

Si ricava l'equazione della retta:

$$\$ = 1,94 \cdot kg + 39$$

(1.33)

E di conseguenza l'equazione di costo diventa:

$$\$ = (1,94 \cdot kg + 39) \cdot 18650^{-\frac{\log(0,83)}{\log(2)}} \cdot N^{\frac{\log(\%)}{\log(2)}}$$

(1.34)

Si riporta anche il costo di sviluppo la cui equazione di costo è:

$$\$ = 90100 \cdot kg + 76670$$

(1.35)

## Batterie

Per la stima dei costi di produzione e sviluppo delle batterie non si è fatta differenza per i diversi design degli aeromobili. Queste su price vengono modellizzate come component COTS in quanto è più economico comprarle da aziende specializzate nella loro produzione piuttosto che svilupparle da nuovo. Così i costi di sviluppo sono nulli e quelli di produzione dipende sia dal peso (e quindi la dimensione) della batteria che dal numero di queste acquistate.

In media una batteria agli ioni di litio si può acquistare al prezzo di 28 \$/kg, si ipotizzano batterie allo stato dell'arte quindi con densità energetica a livello di pack di circa 200 Wh/kg, così si ottiene anche una relazione diretta tra il costo e l'energia immagazzinabile.

L'equazione di costo diventa quindi:

$$\$ = (28 \cdot kg) \cdot N^{\frac{\log(0,83)}{\log(2)}} \quad (1.36)$$

### Fuel Cell e LH<sub>2</sub> Tank

Per dovere di completezza, poichè alcuni design prevedono l'utilizzo delle fuel cell, è necessario stimare anche i costi per queste e per i rispettivi serbatoi di idrogeno liquid (LH<sub>2</sub>).

Le fuel cell, come le batterie, vengono modellizzate come component COTS dunque avranno costi di sviluppo nulli mentre avranno costi di produzione variabili in base alla Potenza generate in output. Si riportano diversi valori di costo al variare della potenza.

<b>kW</b>	<b>Costo di acquisto</b>
<b>110</b>	\$ 18.865,00
<b>220</b>	\$ 23.995,00
<b>330</b>	\$ 28.137,00

Si ricava l'equazione della retta:

$$\$ = 42,145 \cdot kW + 14394 \quad (1.37)$$

Come per le batterie sebbene non ci sia un costo di sviluppo il prezzo può diminuire comunque con l'aumentare del numero di prodotti acquistati.

$$\$ = (42,145 \cdot kW + 14394) \cdot 300000^{-\frac{\log(0,9)}{\log(2)}} \cdot N^{\frac{\log(0,9)}{\log(2)}} \quad (1.38)$$

Per i serbatoi di idrogeno invece il cost drive è sempre il peso:

**TABLE 22: COSTO LH2 TANK**

<b>kg</b>	<b>Costo di produzione</b>
<b>16</b>	\$ 4.082,00
<b>32</b>	\$ 7.326,00

Si ricava l'equazione della retta:

$$\$ = 202,7 \cdot kg + 838 \quad (1.39)$$

E di conseguenza si ricava l'equazione:

$$\$ = (202,7 \cdot kg + 838) \cdot 300000^{-\frac{\log(0,83)}{\log(2)}} \cdot N^{\frac{\log(0,83)}{\log(2)}} \quad (1.40)$$

Per stimare il costo di sviluppo dei serbatoi si procede similmente agli altri componenti:

**TABLE 23: COSTO DI SVILUPPO SERBATOI**

<b>KG</b>	<b>Costo di sviluppo</b>
<b>16</b>	\$ 2.889.433,00
<b>32</b>	\$ 4.687.324,00

L'equazione di costo diventa:

$$\$ = 112368 \cdot kg + 1 \cdot 10^6 \quad (1.41)$$

### **Modelli di costo per velivoli di tipo Powered Lift**

Come per il caso precedente si procede analizzando tutti i componenti presenti nei tipici eVTOL dotati di una o più superfici alari e si valutano i modelli di stima dei costi di sviluppo e produzione.

#### **Carrello fisso**

Si prendono i costi di produzione dei velivoli che presentano un carrello di atterraggio fisso:

**TABLE 24: COSTO DI PRODUZIONE CARRELLO FISSO**

<b>NOME</b>	<b>kg</b>	<b>18650</b>
<b>Archer</b>	158,7	\$ 72.576,68
<b>Cora</b>	35	\$ 27.005,73
<b>Lilium</b>	110	\$ 42.288,68

Si individua la retta di tendenza:

$$\$ = (354,5 \cdot kg + 11407) \tag{1.42}$$

E si ricava l'equazione di stima di costo di produzione:

$$\$ = (354,5 \cdot kg + 11407) \cdot 18650^{-\frac{\log(0,83)}{\log(2)}} \cdot N^{\frac{\log(\%)}{\log(2)}} \tag{1.43}$$

Si procede similmente per ricavare l'equazione di stima di costo di sviluppo.

**TABLE 25: COSTO DI SVILUPPO CERRELLO**

<b>NOME</b>	<b>KG</b>	<b>Costo di sviluppo</b>
<b>VX4</b>	190	\$ 11.476.475,00
<b>JOBY</b>	130,7	\$ 8.849.751,00

$$\$ = (44296 \cdot kg + 3 \cdot 10^6) \tag{1.44}$$

### **Carrello retrattile**

A differenza della tipologia fissa, il carrello retrattile presenta un peso di sistema maggiore e dunque un costo sia di sviluppo che di produzione maggiore.

**TABLE 26: COSTO DI PRODUZIONE CARRELLO RETRATTILE**

<b>NOME</b>	<b>kg</b>	<b>Costo di produzione</b>
<b>Joby</b>	130	\$ 47.227,42
<b>VX4</b>	190	\$ 82.547,35

L'equazione di costo diventa quindi:

$$\$ = (588,7 \cdot kg - 29299) \cdot 18650^{-\frac{\log(0,83)}{\log(2)}} \cdot N^{\frac{\log(\%)}{\log(2)}} \tag{1.45}$$

Per i costi di sviluppo:

**TABLE 27 COSTO DI SVILUPPO CARRELLO**

<b>NOME</b>	<b>KG</b>	<b>Costo di sviluppo</b>
<b>ARCHER</b>	158,7	\$ 8.474.287,00
<b>CORA</b>	35	\$ 2.901.950,00
<b>LILIUM</b>	110	\$ 6.557.901,00

E l'equazione diventa:

$$\$ = (45360 \cdot kg + 1 \cdot 10^6)$$

(1. 46)

### Fusoliera

Anche per la fusoliera si procede similmente a prima.

**TABLE 28 COSTO DI PRODUZIONE FUSOLIERA**

<b>NOME</b>	<b>kg</b>	<b>Costo di produzione</b>
<b>Joby</b>	208	\$ 46.994,20
<b>Lilium</b>	318	\$ 67.134,23
<b>Cora</b>	153	\$ 51.324,51
<b>Archer</b>	385	\$ 110.298,47
<b>VX4</b>	385	\$ 110.298,47

Si ricava la retta di tendenza e l'equazione di costo diventa:

$$\$ = (271,36 \cdot kg - 1431) \cdot 18650^{-\frac{\log(0,83)}{\log(2)}} \cdot N^{\frac{\log(\%)}{\log(2)}}$$

(1. 47)

Similmente per i costi di sviluppo:

**TABLE 29: COSTO DI SVILUPPO FUSOLIERA**

<b>NOME</b>	<b>KG</b>	<b>Costi di sviluppo</b>
<b>ARCHER</b>	385	\$ 25.745.051,00
<b>VX4</b>	385	\$ 25.745.051,00
<b>CORA</b>	153	\$ 13.817.649,00
<b>JOBY</b>	208	\$ 16.995.907,00
<b>LILIUM</b>	318	\$ 22.629.609,00

L'equazione dei costi diventa:

$$\$ = (50974 \cdot kg + 6 \cdot 10^6)$$

(1. 48)

## Ala

Stesso procedimento per l'ala:

**TABLE 30: COSTO DI PRODUZIONE ALA**

NOME	kg	Costi di produzione
<b>Joby</b>	200	\$ 182.496,01
<b>Lilium</b>	207	\$ 189.135,62
<b>Cora</b>	148	\$ 198.814,46
<b>Archer</b>	318	\$ 382.523,14
<b>VX4</b>	318	\$ 382.523,14

E si ricava l'equazione di costo:

$$\$ = (1298 \cdot kg - 42040) \cdot 18650^{-\frac{\log(0,83)}{\log(2)}} \cdot N^{\frac{\log(\%)}{\log(2)}}$$

(1. 49)

Similmente per il costo di sviluppo:

**TABLE 31: COSTO DI SVILUPPO ALA**

NOME	KG	Costo di sviluppo
<b>ARCHER</b>	318	\$ 22.312.865,00
<b>VX4</b>	318	\$ 22.312.865,00
<b>CORA</b>	148	\$ 12.944.143,00
<b>JOBY</b>	200	\$ 16.031.716,00
<b>LILIUM</b>	207	\$ 16.428.970,00

L'equazione dei costi diventa:

$$\$ = (54434 \cdot kg + 5 \cdot 10^6)$$

(1. 50)

### V-Tail

Uguualmente si procedere per la coda:

TABLE 32: COSTO PRODUZIONE V TAIL

NOME	kg	Costo di produzione
Joby	80	\$ 25.568,44
Archer	50	\$ 24.197,16
VX4	50	\$ 24.197,16

E si ricava l'equazione di costo:

$$\$ = (45,7 \cdot kg + 21912) \cdot 18650^{-\frac{\log(0,83)}{\log(2)}} \cdot N^{\frac{\log(\%)}{\log(2)}}$$

(1. 51)

Per i costi di sviluppo:

TABLE 33 COSTO DI SVILUPPO V-TAIL

NOME	KG	Costi di Sviluppo
ARCHER	50	\$ 2.435.041,00
JOBY	80	\$ 3.379.533,00

L'equazione dei costi diventa:

$$\$ = (31483 \cdot kg + 860888)$$

(1. 52)

### Nacelle

Stesso procedimento per le nacelle motore:

TABLE 34: COSTO DI PRODUZIONE NACELLE

NOME	kg	Costo di produzione
------	----	---------------------

<b>Cora</b>	30	\$ 9.018,54
<b>VX4</b>	40	\$ 12.227,70
<b>Archer</b>	60	\$ 15.883,50

E si ricava l'equazione di costo:

$$\$ = (222,2 \cdot kg + 2745) \cdot 18650^{-\frac{\log(0,83)}{\log(2)}} \cdot N^{\frac{\log(\%)}{\log(2)}}$$

(1. 53)

Per i costi di sviluppo:

**TABLE 35: COSTO DI SVILUPPO NACELLE**

<b>NOME</b>	<b>KG</b>	<b>Costi di sviluppo</b>
<b>ARCHER</b>	10	\$ 2.303.409,00
<b>JOBY</b>	5	\$ 1.521.250,00

L'equazione di costo diventa:

$$\$ = (156432 \cdot kg + 739091)$$

(1. 54)

### **Superfici di controllo**

Anche per le superfici di controllo, che vengono assimilate ad una parte strutturale, si procede ugualmente:

**TABLE 36: COSTO DI PRODUZIONE SUPERFICI DI CONTROLLO**

<b>NOME</b>	<b>kg</b>	<b>Costi di produzione</b>
<b>Joby</b>	76	\$ 33.768,73
<b>Cora</b>	40	\$ 27.683,23
<b>Archer</b>	100	\$ 59.985,83

E si ricava l'equazione di costo:

$$\$ = (555 \cdot kg + 1517) \cdot 18650^{-\frac{\log(0,83)}{\log(2)}} \cdot N^{\frac{\log(\%)}{\log(2)}} \quad (1.55)$$

Per i costi di sviluppo:

**TABLE 37: COSTO DI SVILUPPO SUPERFICI DI CONTROLLO**

<b>NOME</b>	<b>KG</b>	<b>Costo di sviluppo</b>
<b>ARCHER</b>	100	\$ 4.771.655,00
<b>CORA</b>	40	\$ 2.508.656,00
<b>JOBY</b>	76	\$ 3.934.293,00

L'equazione di costo diventa:

$$\$ = (37865 \cdot kg + 1 \cdot 10^6) \quad (1.56)$$

### **Motori elettrici per velivoli di tipo Powered Lift**

Si analizzano i costi di produzione e sviluppo dei motori elettrici per i velivoli powered lift. Valgono le stesse ipotesi fatte per i motori precedenti quindi l'unico cost drive è il peso.

**TABLE 38: COSTO DI PRODUZIONE MOTORI ELETTRICI**

<b>NOME</b>	<b>kg</b>	<b>Costo di produzione</b>
<b>Archer</b>	40	\$ 3.137,51
<b>VX4</b>	45	\$ 4.957,22
<b>Cora</b>	5,75	\$ 1.044,78
<b>Lilium</b>	4	\$ 288,42
<b>Joby</b>	40	\$ 4.373,61

E si ricava l'equazione di costo:

$$\$ = (96,6 \cdot kg + 156) \cdot 18650^{-\frac{\log(0,83)}{\log(2)}} \cdot N^{\frac{\log(\%)}{\log(2)}} \quad (1.57)$$

Per i costi di sviluppo:

**TABLE 39: COSTO DI SVILUPPO MOTORI**

<b>NOME</b>	<b>KG</b>	<b>Costo di sviluppo</b>
<b>VX4</b>	45	\$ 6.983.623,00
<b>CORA</b>	5,75	\$ 3.346.861,00
<b>ARCHER</b>	40	\$ 7.318.145,00
<b>LILIUM</b>	5	\$ 3.345.848,00

L'equazione di costo diventa:

$$\$ = (100936 \cdot kg + 3 \cdot 10^6)$$

**(1.58)**

### **Sistema di Air Conditioning**

Il sistema di condizionamento dell'aria si è assunto identico in tutte le tipologie di aeromobile variando solo in dimensione in base al numero di persone che vi sono all'interno. Anche in questo caso il cost drive, quindi, è il peso del sistema.

<b>NOME</b>	<b>SEATER</b>	<b>kg</b>	<b>Costo di produzione</b>
<b>Cora</b>	2	17,6	\$ 6.589,61
<b>Archer</b>	5	30	\$ 10.308,75
<b>Lilium</b>	7	38	\$ 11.988,88

E si ricava l'equazione di costo:

$$\$ = (268 \cdot kg + 1991) \cdot 18650^{-\frac{\log(0,83)}{\log(2)} \cdot N \frac{\log(\%)}{\log(2)}}$$

**(1.59)**

Per i costi di sviluppo

TABLE 40: COSTO DI SVILUPPO AC SYSTEM

NOME	SEATER	kg	Costo di sviluppo
<b>Cora</b>	2	17,6	\$ 32.572.198,00
<b>Archer</b>	5	30	\$ 46.633.563,00
<b>Lilium</b>	7	38	\$ 54.670.746,00

L'equazione di costo diventa:

$$\$ = (1 \cdot 10^6 \cdot kg + 1 \cdot 10^7)$$

(1. 60)

### Flight Control System

Tale sistema è l'insieme di tutti quegli attuatori e servo meccanismi necessari alla movimentazione delle superfici di controllo. Come si può ben intuire tale sistema ed i relativi componenti sono presenti soltanto in quei velivoli che dispongono di superfici di controllo. Anche in questo caso il cost drive è il peso complessivo del sistema.

TABLE 41: COSTO DI PRODUZIONE FCS

NOME	kg	Costo di produzione
<b>Cora</b>	9	\$ 22.973,60
<b>Archer</b>	92	\$ 175.642,31
<b>VX4</b>	72	\$ 151.403,56
<b>Lilium</b>	18	\$ 30.839,32
<b>Joby</b>	75	\$ 151.753,77

E si ricava l'equazione di costo:

$$\$ = (1967 \cdot kg + 1904) \cdot 18650^{-\frac{\log(0,83)}{\log(2)}} \cdot N^{\frac{\log(\%)}{\log(2)}}$$

(1. 61)

Per i costi di sviluppo invece:

TABLE 42: COSTI DI SVILUPPO FCS

NOME	kg	Costi di sviluppo
<b>Cora</b>	9	\$ 7.107.801,00
<b>Archer</b>	92	\$ 36.056.645,00
<b>VX4</b>	72	\$ 32.935.097,00
<b>Lilium</b>	18	\$ 11.756.271,00
<b>Joby</b>	75	\$ 31.222.974,00

L'equazione di costo diventa:

$$\$ = (256599 \cdot kg + 5 \cdot 10^6)$$

(1. 62)

### Avionica

Per quanto riguarda la principale suite avionica gli aeromobili di grossa taglia dotati di superfici alari (tipo Archer e Joby) acquisteranno direttamente dalla società Garmin il modello G3000, il quale ha un prezzo noto di 220'000 \$. Si presuppone che l'acquisizione su vasta scala porti a diminuire il prezzo del singolo secondo la seguente equazione:

$$\$ = 220000 \cdot N^{\frac{\log(0,9)}{\log(2)}}$$

(1. 63)

Per gli aeromobili di più piccole dimensioni e con prezzi decisamente inferiori invece si è trovata una funzione che stima il costo di produzione per l'avionica in generale utilizzando come cost drive il peso.

TABLE 43: COSTO PRODUZIONE AVIONCA

NOME	kg	Costo di produzione
<b>Volocity</b>	26	\$36.641,21
<b>Skai</b>	32	\$43.880,90

E si ricava l'equazione di costo:

$$\$ = (1207 \cdot kg + 5269) \cdot 18650^{-\frac{\log(0,83)}{\log(2)}} \cdot N^{\frac{\log(0,83)}{\log(2)}} \quad (1.64)$$

Si ricava anche l'equazione di stima costo per lo sviluppo:

TABLE 44: COSTO DI SVILUPPO AVIONICA

NOME	KG	Costo di sviluppo
SKAI	32	\$ 22.145.232,00
VOLOCITY	26	\$ 19.277.618,00

L'equazione diventa:

$$\$ = (477936 \cdot kg + 7 \cdot 10^6) \quad (1.65)$$

### Radar

Per il radar si è fatto riferimento al radar RDR-84K sviluppato dalla Honeywell, il quale pesa solo 0,7 grammi. Si trova quindi l'equazione di stima del costo di produzione che sarà dipendente solo dalla quantità di elementi prodotti:

$$\$ = 2100 \cdot 18650^{-\frac{\log(0,83)}{\log(2)}} \cdot N^{\frac{\log(\%) }{\log(2)}} \quad (1.66)$$

Per il costo di sviluppo invece poiché è fisso il peso, e quindi le prestazioni, e poiché tale costo non dipende dal numero di parti prodotte questo risulta essere 2'908'209 \$.

### Mission Computer

Tale componente si stima essere circa 10 kg. Tuttavia, potrebbe variare in peso ed in complessità quindi si sviluppa un'equazione di stima del costo di produzione in funzione del peso:

$$\$ = (616 \cdot kg + 1241) \cdot 18650^{-\frac{\log(0,83)}{\log(2)}} \cdot N^{\frac{\log(\%) }{\log(2)}} \quad (1.67)$$

Se ne ricava una anche per la stima del costo di sviluppo sempre in funzione del peso:

$$\$ = ( 615704 \cdot kg + 5 \cdot 10^6 ) \quad (1.68)$$

### **Flight Control Computer**

Tale componente, similmente al mission computer, si stima essere di peso fisso, 5 kg, tuttavia, potrebbe variare il peso all'aumentare della complessità. Si stima quindi l'equazione di stima del costo di produzione:

$$\$ = (1700 \cdot kg + 1504) \cdot 18650^{-\frac{\log(0,83)}{\log(2)} \cdot N^{\frac{\log(\%)}{\log(2)}}} \quad (1.69)$$

Se ne ricava una anche per la stima del costo di sviluppo sempre in funzione del peso:

$$\$ = ( 2 \cdot 10^6 \cdot kg + 5 \cdot 10^6 ) \quad (1.70)$$

### **FCS Software**

Per stimare il costo di sviluppo del software per il controllo del Flight Control System, ovviamente, non si utilizza come cost drive il peso ma le linee di codice, in quanto queste sono proporzionali alla complessità e all'affidabilità del software stesso. Il costo di produzione, invece, è nullo.

$$\$ = ( 84,7 \cdot n + 558646 ) \quad (1.71)$$

Dove  $n$  è il numero di linee di codice.

### **5.1 I modelli di costo**

Si costruiscono due modelli di stima di costi in due fogli Excel: uno per la stima dei costi di produzione ed uno per la stima dei costi di sviluppo. La disposizione dei componenti e dei sistemi è uguale a quella presentata dal software PRICE. All'interno di questi modelli compaiono tutti i componenti precedentemente descritti, tuttavia, è ovvio che non potrà esistere una configurazione di eVTOL che comprenda tutti i componenti riportati; quindi, sarà necessario azzerare gli elementi non presenti. Inoltre, si deve contare anche il costo di integrazione. Ogni sistema o sottosistema è formato da diversi componenti, il costo del sistema sarà quindi la somma del costo di tutti gli elementi moltiplicato per un certo valore che varia da sistema a sistema. A loro volta, tutti i sistemi, sono compresi all'interno dell'aeromobile, e dunque, il costo di questo sarà la somma di tutti i sistemi moltiplicata per un ulteriore fattore di integrazione che tiene conto di tutte quelle parti e di tutto quel lavoro necessario ad integrare tutti i sistemi in una unica macchina.

#### **Modello di stima dei costi di produzione**

In tale modello si possono distinguere sette colonne che rappresentano gli input. Gli input si distinguono graficamente da un colore rosato rispetto all'azzurro o al blu, dei parametri fissi. La prima colonna richiede il numero di parti, di un determinato elemento, per ogni singolo aeromobile. La seconda richiede il peso di quel particolare elemento. La terza, selezionabile solo sulla voce "Fuel Cell" richiede la potenza generata in output da questa. La quarta richiede il numero di aeromobili che si venderanno per l'intero programma. La quinta richiede la percentuale di pendenza della learning curve per ogni elemento. La sesta tiene conto dell'inflazione: essendo tale modello sviluppato adesso, ad oggi, tale valore sarà uguale ad uno. La settima infine restituisce il costo di produzione dei singoli elementi, dei vari sistemi e dell'aeromobile completo.

Infine, il prezzo di ogni singolo aeromobile è il costo di produzione più una percentuale di questo che oscilla tra il 10% ed il 20%. Si è quindi calcolato il prezzo finale aggiungendo al costo di produzione un 15%.

INPUT								PRODUZIONE	
		N° per velivolo	PESO [kg]	KW	N di produzione	% LEARNING CURVE	CEF	COSTO \$	
UAM	INTEGRATION				18650		1	\$ 1.554.198	
	STRUCTURE							\$ 717.730	
	Wing	1	318		18650	0,83	1	\$ 370.660	
	Fuselage	1	385		18650	0,83	1	\$ 103.042	
	V-Tail	1	50		18650	0,83	1	\$ 24.197	
	Nacelles	6	10		18650	0,83	1	\$ 29.808	
	Control Surfaces	1	100		18650	0,83	1	\$ 57.008	
	Multicopter Fuselage	1	0		18650	0,83	1	0	
	Multicopter Arms	1	0		18650	0,83	1	0	
	LANDING GEAR FIXED	1	159		18650	0,83	1	\$ 67.766	
	LANDING GEAR RETRACTABLE	1	0		18650	0,83	1	0	
	SKID	1	0		18650	0,83	1	0	
	POWERPLANT						1	\$ 355.876	
	E-Motors	12	40		18650	0,82	1	\$ 48.257	
	E-Motors Multicopter	18	0		18650	0,83	1	0	
	Cables	1	90		18650	0,83	1	\$ 214	
	Battery	9	120		18650	0,98	1	\$ 22.704	
	Fuel Cell	1	250	0	18650	0,9	1	0	
	LH2 Tank	1	0		18650	0,82	1	0	
	SUBSYSTEMS						1	\$ 272.020	
	AC SYSTEM	1	30		18650	0,83	1	\$ 10.022	
	FLIGHT CONTROL SYSTEM	1	92		18650	0,83	1	\$ 182.822	
	AVIONICS						1	\$ 54.448	
	General Avionics	1	0		18650	0,83	1	0	
	Garmin G3000	0			18650	0,99	1	0	
	RDR_84k	6	0,7		18650	0,99	1	\$ 10.645	
	Mission Computer	3	10		18650	0,83	1	\$ 16.524	
	Flight Control Computer	3	5		18650	0,83	1	\$ 22.329	
	TOTALE COSTO							\$ 1.554.198	
	TOTALE PREZZO							\$ 1.787.328	

FIGURE 49: MODELLO STIMA COSTI DI PRODUZIONE

Si riporta una tabella riassuntiva dei costi di sviluppo; nell'ultima colonna è riportato l'errore percentuale tra il prezzo dichiarato ed il prezzo stimato.

NOME	TIPOLOGIA	COSTO DICHIARATO [\$]	COSTO STIMATO [\$] (Price)	% ERRORE di COSTO
Skai	MULTICOPTER	200'000	\$ 221.241	10,6
Volocity	MULTICOPTER	200'000	\$ 179.610	-10,2
Joby	VECTORED THRUST	1,3 Milioni	\$ 1.261.698	-2,9
Lilium	VECTORED THRUST	2,5 Milioni	\$ 2.550.221	2,0
Cora	INDIPENDENT THRUST	1 Milione	\$ 1.043.303	4,3
Archer	COMBINED THRUST	2 Milioni	\$ 1.929.625	-3,5
VX4	COMBINED THRUST	2 Milioni	\$ 1.846.749	-7,7

FIGURE 50: DATI COSTO DI PRODUZIONE AEROMOBILI

## Modello di stima dei costi di sviluppo

Il modello di stima dei costi di sviluppo è alimentato dalle equazioni di costo di sviluppo trovate precedentemente. In questo modello si è scesi meno nel dettaglio rispetto al precedente in quanto ha più senso valutare i costi di sviluppo di macro-componenti. Per il design multicottero, infatti, si è stimato il costo di sviluppo di tutta la parte strutturale come se fosse un elemento unico. I componenti COTS hanno costi di sviluppo nulli in quanto sono direttamente acquistati da venditori esterni. Delle sette colonne del modello precedente ne rimangono soltanto due. Nella prima si inserisce il cost drive

per valutare il costo di sviluppo, nella seconda invece l'aumento dell'inflazione come nel modello precedente.

Anche in questo caso si tiene conto dei costi di integrazione aggiungendo alla somma una percentuale di costo in più.

INPUT							
							SVILUPPO
				PESO [kg]	CEF		COSTO \$
UAM					1		\$ 495.817.510
	INTEGRATION						\$ 354.155.365
		STRUCTURE					\$ 105.126.414
			Wing	318	1		\$ 22.310.012
			Fuselage	385	1		\$ 25.624.990
			V-Tail	10	1		\$ 1.175.718
			Nacelles	50	1		\$ 8.560.691
			Control Surfaces	100	1		\$ 4.786.500
			LANDING GEAR FIXED	159	1		\$ 10.043.064
			LANDING GEAR RETRACTABLE	0	1		0
			Multicopter Structure	0	1		0
		POWERPLANT			1		\$ 29.807.940
			E-Motors	40	1		\$ 7.037.440
			E-Motors Multicopter	0	1		0
			Cables	3,75	1		\$ 414.545
			Battery	0	1		\$ -
			Fuel Cell	0	1		\$ -
			LH2 Tank	0	1		0
		SUBSYSTEMS			1		\$ 160.195.117
			AC SYSTEM	30	1		\$ 40.000.000
			FLIGHT CONTROL SYSTEM	92	1		\$ 37.807.108
		AVIONICS			1		\$ 45.419.905
			General Avionics	0	1		0
			Garmin G3000	0	1		\$ -
			RDR_84k	0,7	1		\$ 2.908.209
			Mission Computer	10	1		\$ 11.157.040
			Flight Control Computer	5	1		\$ 15.000.000
			FCS Software	47460	1		\$ 4.579.125
				N° linee di codice			
		COSTO TOTALE DI SVILUPPO					\$ 495.817.510

FIGURE 51: MODELLO COSTO DI SVILUPPO

Si riporta una tabella riassuntiva che riporta il costo di sviluppo di PRICE ed il costo di sviluppo stimato con il modello sviluppato. Nell'ultima colonna è riportato l'errore percentuale tra il modello di price e quello sviluppato.

NOME	TIPOLOGIA	COSTO DI SVILUPPO PRICE	COSTO DI SVILUPPO MODELLO SCLIFO'	PERCENTUALE ERRORE %
Skai	MULTICOPTER	\$ 200.389.000	\$ 227.350.559	13
Volocity	MULTICOPTER	\$ 272.470.000	\$ 291.585.427	7
Joby	VECTORED THRUST	\$ 394.780.000	\$ 428.387.557	9
Lilium	VECTORED THRUST	\$ 342.330.000	\$ 367.535.511	7
Cora	INDIPENDENT THRUST	\$ 315.440.000	\$ 349.370.602	11
Archer	COMBINED THRUST	\$ 451.080.000	\$ 495.817.510	10
VX4	COMBINED THRUST	\$ 425.530.000	\$ 475.295.203	12

FIGURE 52: DATI COSTO DI SVILUPPO AEROMOBILI

## 6. CONCLUSIONI

Questo studio si è posto l'obiettivo di creare un modello che sia in grado di predire, in fase di avvanprogetto, i costi di sviluppo e produzione di diverse configurazioni di eVTOL per l'Urban Air Mobility. Basandosi sui risultati del software PRICE TruePlanning si sono ricavate le equazioni di costo per i diversi componenti e sottosistemi, le quali, richiedono uno o più cost drive per restituire un costo. L'insieme di queste equazioni forma un modello che restituisce un costo e un ipotetico prezzo dell'aeromobile sviluppato; è necessario solamente completare il modello con i dati richiesti imponendo una massa di *zero* kg dove tale componente non è presente. Variando quindi il design dell'aeromobile si può facilmente notare come cambiano i costi di sviluppo e produzione di un determinato aeromobile. Le configurazioni "multicottero" dotate quindi di più bracci e senza grandi superfici alari presentano un costo di produzione e sviluppo minore, tuttavia, richiederanno maggiori costi operativi proprio a causa dell'assenza di grandi superfici portanti. Gli errori di stima di costo di produzione rientrano tutti nel 10% di errore, tuttavia, è necessario tenere conto non solo dell'incertezza del valore del prezzo dichiarato da ogni azienda, ma anche dell'incognita del margine di guadagno su ogni aeromobile. I risultati ottenuti inerenti al costo di sviluppo sono stati confrontati con quelli ottenuti da PRICE poiché non è stato dichiarato dalle diverse aziende il costo di sviluppo dei loro prodotti. Anche in questo caso l'errore risulta essere circa del 10%. Si stima, comunque, che il costo totale di sviluppo sia circa mezzo miliardo di dollari.

Qualora il mercato raggiungesse le dimensioni previste e la produzione diventasse in massa, la pendenza della learning curve aumenterebbe significativamente comportando così una diminuzione netta dei costi. Inoltre, si deve tenere conto che anche i costi operativi, che non sono stati trattati in questa tesi, influenzano molto l'economicità del business. Tale innovativo sistema di trasporto funzionerebbe anche da volano per lo studio e l'implementazione di nuove tecnologie quali la connessione 5G, nuove fuel cell, migliori batterie e molto altro. Infine, per rientrare maggiormente dei costi ed aumentare il margine di guadagno si ipotizza un modello di business a valle dell'aeromobile stesso simile a quello degli aeroporti attuali.

## 7. BIBLIOGRAFIA

- [1] <https://inrix.com/scorecard/>
- [2] <https://ourworldindata.org/co2-emissions>
- [3] <https://advisor.morganstanley.com/the-busot-group/documents/field/b/bu/busot-group/Electric%20Vehicles.pdf>
- [4] [https://www.mckinsey.com/~/\\_/media/mckinsey/industries/aerospace%20and%20defense/our%20insights/perspectives%20on%20advanced%20air%20mobility/airmobilitypdf.pdf](https://www.mckinsey.com/~/_/media/mckinsey/industries/aerospace%20and%20defense/our%20insights/perspectives%20on%20advanced%20air%20mobility/airmobilitypdf.pdf)
- [5] <https://www2.deloitte.com/content/dam/Deloitte/us/Documents/energy-resources/eri-advanced-air-mobility.pdf>
- [6] <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/uam-full-report.pdf>
- [7] [https://en.wikipedia.org/wiki/Bell\\_Boeing\\_V-22\\_Osprey](https://en.wikipedia.org/wiki/Bell_Boeing_V-22_Osprey)
- [8] [https://www.corriere.it/scienze/15\\_ottobre\\_30/convertiplano-aw609-velivoli-innovativi-mondo-b4416d2c-7f28-11e5-882e-dcc202b27802.shtml](https://www.corriere.it/scienze/15_ottobre_30/convertiplano-aw609-velivoli-innovativi-mondo-b4416d2c-7f28-11e5-882e-dcc202b27802.shtml)
- [9] An Efficient and Robust Sizing Method for eVTOL Aircraft Configurations in Conceptual Design
- [10] <https://www.volocopter.com/solutions/velocity/>
- [11] <https://www.alakai.com/skai>
- [12] <https://www.jobyaviation.com/>
- [13] <https://lilium.com/>
- [14] <https://evtol.news/kitty-hawk-cora/>
- [15] <https://www.archer.com/midnight>
- [16] <https://vertical-aerospace.com/vx4/>
- [17] [https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/Urban%20Air%20Mobility%20%28UAM%29%20Concept%20of%20Operations%202.0\\_0.pdf](https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/Urban%20Air%20Mobility%20%28UAM%29%20Concept%20of%20Operations%202.0_0.pdf)
- [18] <https://www.power-sonic.com/blog/the-ultimate-guide-to-dc-fast-charging/>
- [19] <https://www.shutterstock.com/it/image-photo/alouette-iii-helicopter-landing-gear-on-2134417711>
- [20] <https://www.mecaer.com/>
- [21] <https://ultralightdesign.wordpress.com/2017/11/28/to-v-or-not-to-v/>
- [22] [https://www.dsm.com/engineering-materials/en\\_US/insights/blog/material-solutions-increase-tank-to-wheel-efficiency-reliability-of-fuel-cells.html](https://www.dsm.com/engineering-materials/en_US/insights/blog/material-solutions-increase-tank-to-wheel-efficiency-reliability-of-fuel-cells.html)
- [23] <https://energycue.it/idrogeno-stoccaggio-mondo-applicazioni-fisse-mobili/19013/>
- [24] <https://www.aerocontact.com/en/virtual-aviation-exhibition/product/453-helicopter-air-conditionning-heating-system>
- [25] <https://www.autoequipe.it/climatizzazione-e-aria-condizionata/>
- [26] <https://aerospace.honeywell.com/us/en/products-and-services/product/hardware-and-systems/weather-radar/intuvue-rdr-84k-band-radar-system>