

POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea magistrale
in Ingegneria Aerospaziale

TESI DI LAUREA



Progetto preliminare di un APR in configurazione VTOL

Relatore:

Prof. Paolo Maggiore

Correlatore aziendale:

Ing. Daniele Camatti

Candidato:

Pietro De Paola

13 Ottobre 2020

RINGRAZIAMENTI

INDICE

| | |
|--|------------|
| INTRODUZIONE | 14 |
| 1 UAV IN CONFIGURAZIONE IBRIDA..... | 16 |
| 1.1 VTOL: descrizione e vantaggi..... | 16 |
| 1.2 Applicazioni pratiche | 17 |
| 1.3 Profilo di missione | 21 |
| 2 CONCEPTUAL DESIGN..... | 23 |
| 2.1 Analisi statistica | 23 |
| 2.2 Definizione dei parametri caratteristici per la geometria dell'ala..... | 40 |
| 2.2.1 Forma in pianta dell'ala | 44 |
| 2.2.2 Definizione delle corde lungo l'apertura e calcolo della corda media aerodinamica..... | 47 |
| 2.3 Definizione dei parametri caratteristici per la geometria del piano di coda..... | 48 |
| 2.4 Definizione dei parametri caratteristici per la geometria della fusoliera | 53 |
| 2.5 Stima Pesì | 54 |
| 3 ANALISI AERODINAMICA..... | 63 |
| 3.1 Aerodinamica 2D | 64 |
| 3.1.1 Profili alari per volo a basse velocità: caratteristiche e prestazioni | 66 |
| 3.2 Aerodinamica 3D | 76 |
| 3.2.1 Calcolo delle prestazioni aerodinamiche del VTOL..... | 83 |
| 3.2.1.1 Ala | 84 |
| 3.2.1.2 Impennaggio orizzontale | 95 |
| 3.2.1.3 Contributi di resistenza | 104 |
| 3.2.1.4 VTOL Completo | 113 |
| 3.2.1.5 Analisi di stallo | 115 |
| 4 STABILITÀ STATICA LONGITUDINALE..... | 118 |
| 4.1 Stima del baricentro | 118 |
| 4.2 Calcolo del punto neutro..... | 122 |
| 4.3 Calcolo del calettamento dell'impennaggio orizzontale e dell'incidenza geometrica dell'ala in crociera | 131 |
| 5 SCELTA DEI MOTORI E DELLA BATTERIA..... | 136 |
| 5.1 Motori per il volo verticale..... | 136 |
| 5.2 Dimensionamento batteria..... | 138 |
| 5.3 Motore di spinta | 143 |

| | | |
|----------|---|------------|
| 6 | MODELLO CAD | 148 |
| 6.1 | Fusoliera..... | 148 |
| 6.2 | Ala..... | 150 |
| 6.3 | Impennaggio verticale..... | 152 |
| 6.4 | Impennaggio orizzontale..... | 154 |
| 6.5 | Supporto motori per il volo verticale | 155 |
| 6.6 | Zampe | 157 |
| 6.7 | Motori per il volo verticale..... | 159 |
| 6.8 | Eliche per il volo verticale..... | 161 |
| 6.9 | Motore di spinta | 162 |
| 6.10 | Elica di spinta..... | 164 |
| 6.11 | VTOL completo..... | 165 |
| 7 | CONCLUSIONI | 168 |
| 8 | BIBLIOGRAFIA | 171 |

INDICE DELLE FIGURE

| | |
|---|-----|
| Figura 1.2.1 – APR impiegato per applicazioni di agricoltura di precisione [4]..... | 18 |
| Figura 1.2.2 – VTOL utilizzato per videoriprese in generale [5] | 19 |
| Figura 1.2.3 – VTOL per missioni di delivery [6] | 20 |
| Figura 1.3.1 – VTOL: profilo di missione [7]..... | 21 |
| Figura 2.1.1 – Songbrid 1400 [8]..... | 24 |
| Figura 2.1.2 – Mugin-2 Pro [9]..... | 24 |
| Figura 2.1.3 – RaptorUAS-EV [10]..... | 26 |
| Figura 2.1.4 – Dragon VTOL Plane [11]..... | 26 |
| Figura 2.1.5 – Hunter VTOL [12] | 28 |
| Figura 2.1.6 – Baby Shark 260 VTOL [13] | 28 |
| Figura 2.1.7 – Fly-350 VTOL [14]..... | 30 |
| Figura 2.1.8 – FLY-300 Angel Wing VTOL [15] | 30 |
| Figura 2.1.9 – Mugin EV 350 [16] | 32 |
| Figura 2.1.10 – YANGDA FW-320 [17]..... | 32 |
| Figura 2.1.11 – YANGDA FW-250 [18]..... | 34 |
| Figura 2.1.12 – Maprid VTOL [19]..... | 34 |
| Figura 2.2.1 – Vista in pianta dell’ala rettangolare..... | 44 |
| Figura 2.2.2 – Script Matlab per la definizione dei parametri relativi all’ala doppiamente rastremata | 45 |
| Figura 2.2.3 – Vista in piante dell’ala doppiamente rastremata..... | 46 |
| Figura 2.2.4 – Confronto ala ellittica con ala doppiamente rastremata..... | 46 |
| Figura 2.2.5 – Calcolo corda media aerodinamica per l’ala doppio trapezia | 48 |
| Figura 2.3.1 – Forma in pianta impennaggio orizzontale | 49 |
| Figura 2.3.2 – Calcolo distanza longitudinale tra il fuoco alare e il fuoco dell’impennaggio orizzontale..... | 51 |
| Figura 2.3.3 – Posizione del punto neutro alare..... | 51 |
| Figura 2.3.4 – Proiezione dell’impennaggio verticale nel piano x-z, con corda di radice sovrapposta all’asse longitudinale del velivolo..... | 52 |
| Figura 3.1.1 – Sikorsky GS-1 Airfoil [27] | 66 |
| Figura 3.1.2 – HQ 3.5/14 Airfoil [28]..... | 67 |
| Figura 3.1.3 – Eppler 668 Airfoil [29]..... | 67 |
| Figura 3.1.4 – Wortmann FX 75-141 Airfoil [30] | 68 |
| Figura 3.1.5 – GOE 655 [31]..... | 69 |
| Figura 3.2.1 – Incidenza indotta, velocità di downwash e resistenza indotta [33] | 77 |
| Figura 3.2.2 – Riferimento per il calcolo del downwash [33]..... | 79 |
| Figura 3.2.3 – Effetto della freccia alare sulla portanza [33]..... | 86 |
| Figura 4.1.1 – Calcolo della posizione del fuoco dell’impennaggio verticale | 119 |
| Figura 4.2.1 – Schema per la scrittura dell’equazione di equilibrio al momento attorno all’asse y del velivolo..... | 122 |
| Figura 5.1.1 – Motore T-Motor V505 KV260 per il volo verticale [47] | 137 |

| | |
|--|-----|
| Figura 5.1.2 – Eliche T-Motor P17*5,8 per il volo verticale [48] | 137 |
| Figura 5.2.1 – Volo in salita: equilibrio di forze | 140 |
| Figura 5.2.2 - Batteria LiPo TATTU 18000mAh 22.2V 6S [51] | 143 |
| Figura 5.3.1 – Motore T-Motor AT4120 Long Shaft KV250 [53] | 144 |
| Figura 5.3.2 – Elica APC 15*10 [54] | 145 |
| Figura 6.1.1 – Fusoliera, vista laterale | 148 |
| Figura 6.1.2 – Fusoliera, vista assonometrica | 148 |
| Figura 6.1.3 – Fusoliera, vista frontale | 149 |
| Figura 6.1.4 – Fusoliera, vista posteriore..... | 149 |
| Figura 6.2.1 – Semiala sinistra, vista superiore | 150 |
| Figura 6.2.2 – Semiala sinistra, vista assonometrica dall’alto | 150 |
| Figura 6.2.3 – Semiala sinistra, vista laterale | 150 |
| Figura 6.2.4 – Semiala destra, vista superiore | 151 |
| Figura 6.2.5 – Semiala destra, vista assonometrica dall’alto..... | 151 |
| Figura 6.2.6 – Semiala sinistra, vista laterale | 151 |
| Figura 6.3.1 – Impennaggio verticale, vista laterale | 152 |
| Figura 6.3.2 – Impennaggio verticale, vista assonometrica..... | 152 |
| Figura 6.3.3 – Impennaggio verticale, vista frontale | 153 |
| Figura 6.3.4 – Impennaggio verticale, vista superiore | 153 |
| Figura 6.4.1 – Semi impennaggio orizzontale, vista superiore | 154 |
| Figura 6.4.2 - Semi impennaggio orizzontale, vista laterale | 154 |
| Figura 6.4.3 – Semi impennaggio orizzontale, vista frontale..... | 154 |
| Figura 6.4.4 – Semi impennaggio orizzontale, vista assonometrica..... | 155 |
| Figura 6.5.1 – Supporto motori per il volo verticale, vista superiore..... | 155 |
| Figura 6.5.2 – Supporto motori per il volo verticale, vista laterale..... | 155 |
| Figura 6.5.3 – Supporto motori per il volo verticale, altra vista laterale | 156 |
| Figura 6.5.4 – Supporto motori per il volo verticale, vista assonometrica | 156 |
| Figura 6.6.1 – Zampa, vista frontale | 157 |
| Figura 6.6.2 – Zampa, vista laterale..... | 157 |
| Figura 6.6.3 – Zampa, vista superiore..... | 158 |
| Figura 6.6.4 – Zampa, vista assonometrica | 158 |
| Figura 6.7.1 – Motore T-Motor V505 KV260, vista frontale..... | 159 |
| Figura 6.7.2 – Motore T-Motor V505 KV260, vista superiore | 159 |
| Figura 6.7.3 – Motore T-Motor V505 KV260, vista inferiore | 160 |
| Figura 6.7.4 – Motore T-Motor V505 KV260, vista assonometrica | 160 |
| Figura 6.8.1 – Elica T-Motor P17*5,8, vista superiore..... | 161 |
| Figura 6.8.2 – Elica T-Motor P17*5,8, vista laterale..... | 161 |
| Figura 6.9.1 - Motore T-Motor AT4120 Long Shaft KV 250, vista laterale | 162 |
| Figura 6.9.2 – Motore T-Motor AT4120 Long Shaft KV 250, vista superiore | 162 |
| Figura 6.9.3 – Motore T-Motor AT4120 Long Shaft KV 250, vista inferiore..... | 163 |
| Figura 6.9.4 – Motore T-Motor AT4120 Long Shaft KV 250, vista assonometrica..... | 163 |
| Figura 6.10.1 – Elica APC 15*10, vista superiore | 164 |
| Figura 6.10.2 – Elica APC 15*10, vista laterale | 164 |
| Figura 6.11.1 – VTOL completo, vista superiore | 165 |

| | |
|---|-----|
| Figura 6.11.2 – VTOL completo, vista laterale | 165 |
| Figura 6.11.3 – VTOL completo, vista posteriore | 166 |
| Figura 6.11.4 – VTOL completo, vista frontale | 166 |
| Figura 6.11.5 – VTOL completo, vista inferiore..... | 167 |
| Figura 6.11.6 – VTOL completo, vista assonometrica..... | 167 |

INDICE DELLE TABELLE

| | |
|--|-----|
| Tabella 2.1.1 – Dati Songbrid 1400 e Mugin-2 Pro | 25 |
| Tabella 2.1.2 – Dati RaptorUAS-EV e Dragon VTOL Plane..... | 27 |
| Tabella 2.1.3 – Dati Hunter VTOL e Baby Shark 260 VTOL..... | 29 |
| Tabella 2.1.4 – Dati FLY-350 VTOL e FLY-300 Angel Wing VTOL..... | 31 |
| Tabella 2.1.5 – Dati Mugin EV 350 e YANGDA FW-320 | 33 |
| Tabella 2.1.6 – Dati YANGDA FW-350 e Maprid VTOL | 35 |
| Tabella 2.5.1 - Parametri stima peso fusoliera | 55 |
| Tabella 2.5.2 – Parametri stima peso ala..... | 56 |
| Tabella 2.5.3 - Parametri stima peso impennaggio orizzontale..... | 58 |
| Tabella 2.5.4 - Parametri stima peso impennaggio verticale..... | 59 |
| Tabella 2.5.5 – Tabella riassuntiva stima pesi dei principali componenti del VTOL..... | 61 |
| Tabella 3.1.1 - Caratteristiche del profilo Sikorsky GS-1 | 66 |
| Tabella 3.1.2 – Caratteristiche del profilo HQ 3.5/14..... | 67 |
| Tabella 3.1.3 – Caratteristiche del profilo Eppler 668..... | 68 |
| Tabella 3.1.4 – Caratteristiche del profilo FX 75-141..... | 68 |
| Tabella 3.1.5 – Caratteristiche del profilo GOE 655..... | 69 |
| Tabella 3.2.1 – Dati riassuntivi delle prestazioni aerodinamiche alari in crociera | 89 |
| Tabella 3.2.2 – Valori di $CL\alpha$ e $CL0$ per entrambe le tipologie di ala..... | 94 |
| Tabella 3.2.3 – Parametri necessari al calcolo del downwash sull'impennaggio orizzontale | 97 |
| Tabella 3.2.4 – Dati riassuntivi delle prestazioni aerodinamiche dell'impennaggio orizzontale in crociera | 98 |
| Tabella 3.2.5 - Valori del $CL\alpha$ dell'impennaggio orizzontale per entrambe le configurazioni di ala considerate | 103 |
| Tabella 3.2.6 – Resistenza parassita dei principali componenti del VTOL..... | 107 |
| Tabella 3.2.7 – Valori dei coefficienti di resistenza di interferenza | 108 |
| Tabella 3.2.8 – Valori dei coefficienti di resistenza del VTOL per entrambe le configurazioni di ala considerate..... | 108 |
| Tabella 4.1.1 – Valori delle posizioni longitudinali dei baricentri dei vari componenti del VTO per entrambe le configurazioni alari | 121 |
| Tabella 4.2.1 – Parametri necessari al calcolo dello spostamento del fuoco alare per effetto della fusoliera..... | 125 |
| Tabella 4.2.2 – Valori dei parametri F e del coefficiente angolare della curva $CL - \alpha$ del velivolo completo..... | 128 |
| Tabella 4.2.3 – Posizione del punto neutro e valore del margine statico di stabilità..... | 131 |
| Tabella 4.3.1 – Valori del calettamento dell'impennaggio orizzontale, dell'angolo di incidenza geometrico dell'ala e dell'angolo di incidenza aerodinamica del velivolo completo al termine del processo iterativo | 133 |
| Tabella 5.2.1 – Fasi di missione con relativa durata temporale..... | 138 |
| Tabella 5.2.2 – Consumo e potenza assorbita per ognuna delle fasi di volo..... | 142 |
| Tabella 5.3.1 – Valori di manetta, numero di giri, spinta e consumo in fase di crociera relativi alla coppia motore-elica selezionata | 147 |

INDICE DEI GRAFICI

| | |
|--|-----|
| Grafico 2.1.1 – Autonomia oraria – Peso massimo al decollo..... | 36 |
| Grafico 2.1.2 – Peso massimo al decollo – Apertura alare..... | 37 |
| Grafico 2.1.3 – Peso massimo al decollo – Superficie alare | 37 |
| Grafico 2.1.4 – Peso massimo al decollo - Payload..... | 38 |
| Grafico 2.1.5 – Peso massimo al decollo – Velocità di crociera | 38 |
| Grafico 2.1.6 – Peso massimo al decollo – Velocità massima | 39 |
| Grafico 2.1.7 – Peso massimo al decollo - Lunghezza..... | 39 |
| Grafico 2.5.1 – Stima del parametro f , per il calcolo del peso dell'impennaggio orizzontale | 57 |
| Grafico 2.5.2 - Suddivisione percentuale dei pesi rispetto al peso massimo al decollo (Ala rettangolare)..... | 62 |
| Grafico 2.5.3 - Suddivisione percentuale dei pesi rispetto al peso massimo al decollo (Ala doppio trapezia)..... | 62 |
| Grafico 3.1.1– Curve $Cl - \alpha$ elaborate tramite Matlab | 70 |
| Grafico 3.1.2 – Zoom della Figura 3.1.1 in corrispondenza di $Cl = 0,735$ | 70 |
| Grafico 3.1.3 – Curve $Cd - \alpha$ elaborate tramite Matlab..... | 71 |
| Grafico 3.1.4 – Zoom della Figura 3.1.3 per $2,1^\circ < \alpha < 2,4^\circ$ | 71 |
| Grafico 3.1.5 – Curve $Cm - \alpha$ elaborate tramite Matlab..... | 72 |
| Grafico 3.1.6 – Curve $E - \alpha$ elaborate tramite Matlab..... | 72 |
| Grafico 3.1.7 – Zoom della Figura 3.1.7 per $2,1^\circ < \alpha < 2,4^\circ$ | 73 |
| Grafico 3.1.8 – Curve $Cl - E$ elaborate tramite Matlab..... | 73 |
| Grafico 3.1.9 – Zoom Figura 3.1.8 nell'intorno di $Cl = 0,735$ | 74 |
| Grafico 3.1.10 – Curve $Cl - Cd$ elaborate tramite Matlab..... | 74 |
| Grafico 3.1.11 – Zoom della Figura 3.1.10 nell'intorno di $Cl = 0,735$ | 75 |
| Grafico 3.2.1 – Distribuzione del CL lungo la semiapertura alare dell'ala rettangolare..... | 90 |
| Grafico 3.2.2 – Distribuzione del CDi lungo la semiapertura alare dell'ala rettangolare | 90 |
| Grafico 3.2.3 – Distribuzione del CL lungo la semiapertura alare dell'ala doppio trapezia. | 91 |
| Grafico 3.2.4 – Distribuzione del CDi lungo la semiapertura alare dell'ala doppio trapezia | 91 |
| Grafico 3.2.5 – Polare $CL - CD$ dell'ala rettangolare..... | 92 |
| Grafico 3.2.6 – Polare $CL - CD$ dell'ala doppio trapezia..... | 93 |
| Grafico 3.2.7 – Curva $CL - \alpha$ dell'ala rettangolare | 93 |
| Grafico 3.2.8 – Curva $CL - \alpha$ dell'ala doppio trapezia..... | 94 |
| Grafico 3.2.9 - Distribuzione del CL lungo la semiapertura alare dell'impennaggio orizzontale nella configurazione con ala rettangolare..... | 99 |
| Grafico 3.2.10 - Distribuzione del CDi lungo la semiapertura alare dell'impennaggio orizzontale nella configurazione con ala rettangolare..... | 99 |
| Grafico 3.2.11 - Distribuzione del CL lungo la semiapertura alare dell'impennaggio orizzontale nella configurazione con ala doppio trapezia | 100 |
| Grafico 3.2.12 - Distribuzione del CDi lungo la semiapertura alare dell'impennaggio orizzontale nella configurazione con ala doppio trapezia | 100 |

| | |
|---|-----|
| Grafico 3.2.13 - Polare $CL - CD$ dell'impennaggio orizzontale nella configurazione con ala rettangolare | 101 |
| Grafico 3.2.14 - Curva $CL - \alpha$ dell'impennaggio orizzontale nella configurazione con ala rettangolare | 102 |
| Grafico 3.2.15 - Polare $CL - CD$ dell'impennaggio orizzontale nella configurazione con ala doppio trapezia..... | 102 |
| Grafico 3.2.16 - Curva $CL - \alpha$ dell'impennaggio orizzontale nella configurazione con ala doppio trapezia..... | 103 |
| Grafico 3.2.17 – Suddivisione percentuale della resistenza parassita per la configurazione con ala rettangolare..... | 109 |
| Grafico 3.2.18 – Suddivisione percentuale della resistenza parassita per la configurazione con ala doppio trapezia | 109 |
| Grafico 3.2.19 – Suddivisione percentuale della resistenza indotta per la configurazione con ala rettangolare..... | 110 |
| Grafico 3.2.20– Suddivisione percentuale della resistenza indotta per la configurazione con ala doppio trapezia..... | 110 |
| Grafico 3.2.21 – Suddivisione percentuale della resistenza di interferenza per la configurazione con ala rettangolare..... | 111 |
| Grafico 3.2.22 - Suddivisione percentuale della resistenza di interferenza per la configurazione con ala doppio trapezia..... | 111 |
| Grafico 3.2.23 – Suddivisione percentuale della resistenza del VTOL in crociera per la configurazione con ala rettangolare..... | 112 |
| Grafico 3.2.24 – Suddivisione percentuale della resistenza del VTOL in crociera per la configurazione con ala doppio trapezia | 112 |
| Grafico 3.2.25 – Polare VTOL completo nella configurazione con ala rettangolare | 114 |
| Grafico 3.2.26 – Polare VTOL completo nella configurazione con ala doppio trapezia... | 114 |
| Grafico 3.2.27 – Analisi di stallo per la configurazione con ala rettangolare..... | 116 |
| Grafico 3.2.28 – Analisi di stallo per la configurazione con ala rettangolare | 116 |
| Grafico 4.2.1 – Spostamento fuoco alare dovuto a corpi fusiformi [46]..... | 125 |
| Grafico 4.3.1 – Curva $CM - \alpha$ del VTOL nella configurazione con ala rettangolare | 134 |
| Grafico 4.3.2 – Curva $CM - \alpha$ del VTOL nella configurazione con ala doppio trapezia. | 134 |
| Grafico 5.3.1 – Spinta in funzione della velocità di volo, al variare della manetta..... | 145 |
| Grafico 5.3.2 – Consumo in funzione della velocità di volo, al variare della manetta..... | 146 |
| Grafico 5.3.3 – Numero di giri in funzione della velocità di volo, al variare della manetta | 146 |
| Grafico 5.3.4 – Consumo in funzione del numero di giri, al variare della manetta | 147 |

INTRODUZIONE

Il mercato degli APR (Aeromobili a Pilotaggio Remoto) sta trovando sempre più spazio al giorno d'oggi, grazie alle tantissime applicazioni per le quali questi oggetti possono essere utilizzati: missioni di ricerca e soccorso, agricoltura di precisione, fotogrammetria, termografia, servizi di consegna a domicilio e tanti altri impieghi.

L'obiettivo di questo lavoro di tesi è quello di eseguire un dimensionamento preliminare di un particolare tipo di aeromobile a pilotaggio remoto, totalmente elettrico, ovvero un VTOL (Vertical Landing Take-Off) del tipo Powered-Lift, concentrandosi maggiormente sulla configurazione esterna, sfruttando come termini di paragone, dati relativi a diversi VTOL della medesima categoria presenti attualmente in commercio. Fissata la configurazione, viene eseguita un'analisi aerodinamica dell'aeromobile durante la fase di crociera, sia bidimensionale (per la scelta del profilo alare ottimale) che tridimensionale, in modo tale da rendersi conto di quelle che sono le performance aerodinamiche del velivolo in questa fase della missione.

Si esegue successivamente un'analisi preliminare per il calcolo dell'angolo di incidenza geometrica dell'ala a cui il velivolo stalla, parametro fondamentale che deve essere noto agli eventuali utilizzatori dell'oggetto e che deve quindi essere presente all'interno del manuale di volo dell'APR.

In seguito è presente una sezione relativa alla verifica della stabilità statica longitudinale del velivolo, in cui viene calcolata la posizione reciproca del centro di massa e del punto neutro dell'aeromobile. Nella stessa sezione vengono calcolati l'angolo di incidenza geometrica dell'ala e l'angolo di incidenza aerodinamica effettivo al quale il VTOL deve volare in fase di crociera, nonché l'angolo di calettamento dell'impennaggio orizzontale rispetto al piano di fusoliera, per permettere l'equilibrio del velivolo all'angolo di incidenza aerodinamica di crociera, con l'equilibratore in posizione neutra.

Si prosegue con la scelta dei motori, delle eliche e delle batterie che consentono il sostentamento del velivolo sia in modalità multicottero (per il decollo e l'atterraggio verticale) che in modalità aeroplano (per la fase di crociera), sulla base dell'attuale tecnologia disponibile.

Infine, vengono presentati i modelli CAD dei principali componenti del VTOL, nonché il modello CAD dell'intero VTOL, creati mediante il software Solidworks.

1 UAV IN CONFIGURAZIONE IBRIDA

1.1 VTOL: descrizione e vantaggi

Per VTOL il cui acronimo sta per Vertical Landing Take-off, si intendono particolari tipologie di velivolo, che come suggerisce il nome, sono capaci di eseguire un decollo ed un atterraggio verticale. Questi particolari aeromobili possono essere classificati in due grandi categorie: Rotorcraft e Powered-Lift Vehicles.

- Rotorcraft: definiti anche velivoli ad ala rotante, sono aeromobili che utilizzano la portanza generata dalle pale del rotore (o dei rotori) che ruota attorno ad un albero, quindi elicotteri, quadricotteri e più in generale multicotteri [1].
- Powered-Lift Vehicles: hanno la capacità di decollare ed atterrare verticalmente come un normale multicottero, ma presentano una configurazione convenzionale tipica di un velivolo ad ala fissa. Sfruttano dunque la portanza sviluppata dall'ala durante la maggior parte della missione. Spesso sono dotati anche di impennaggio orizzontali e verticali per consentire un maggior controllo del velivolo durante le fasi di volo in modalità aeroplano. Fanno parte di questa categoria anche i TILT-ROTOR, ovvero particolari VTOL capaci di ruotare l'asse di spinta dei motori utilizzati per le fasi di decollo e atterraggio, nella direzione di avanzamento, in modo da generare la spinta necessaria quantomeno ad equilibrare la resistenza durante le fasi caratterizzate dalla sustentazione dinamica [1].

Si concentrerà l'attenzione sulla seconda categoria di VTOL menzionata, ovvero i Powered-Lift Vehicles VTOL.

Questa tipologia di velivoli, combina il vantaggio derivante dalla possibilità di decollare ed atterrare praticamente ovunque, senza la necessità di uno spazio adeguato a tali operazioni come nel caso degli aeromobili ad ala fissa, o comunque senza l'ausilio di particolari strumenti quali catapulte di lancio che vengono spesso impiegate per questa tipologia di UAV, con il vantaggio che questi ultimi hanno rispetto agli aeromobili ad ala rotante di poter sfruttare la portanza sviluppata dall'ala, durante le altre fasi di volo, che permette dunque di raggiungere velocità di volo sicuramente maggiori e allo stesso tempo di ridurre notevolmente i consumi, sia che si parli di velivoli alimentati elettricamente che di velivoli alimentati per mezzo di combustibile, grazie alla maggior efficienza aerodinamica che possiede una configurazione in cui è presente l'ala e per il fatto che mentre negli aeromobili ad ala fissa la spinta generata dai motori viene utilizzata quasi esclusivamente per vincere gli effetti della resistenza aerodinamica, per un aeromobile ad ala rotante essa viene usata anche e soprattutto per generare la portanza necessaria alla sustentazione del velivolo durante il volo. Quanto detto ha come conseguenza la possibilità di questi velivoli di avere autonomie maggiori rispetto ai classici multicotteri, e di conseguenza la possibilità di aumentare il loro range operativo. Inoltre rispetto ad un aeromobile ad ala fissa, la possibilità di conversione in modalità multicottero, rende possibile l'esecuzione di particolari manovre durante la missione che richiedono velocità molto basse per garantire elevati valori di precisione.

1.2 Applicazioni pratiche

Di seguito verranno passate in rassegna un serie di applicazioni per le quali un aeromobile a pilotaggio remoto di questo tipo viene impiegato, che sia in modalità aeromobile ad ala fissa o multicottero.

- Ricerca e soccorso [2]: l'utilizzo di aeromobili a pilotaggio remoto per questa tipologia di operazioni diventa sempre più indispensabile, in quanto garantisce la possibilità di effettuare ricognizioni di vaste aree geografiche in tempi relativamente rapidi al seguito di verificarsi di condizioni di emergenza, come ad esempio una calamità naturale. Per quanto detto, a causa dei tempi di intervento ristretti, in missioni di

questo genere la modalità aeroplano del VTOL potrebbe essere utilizzata per portarsi in prossimità dei luoghi di interesse per poi passare in modalità multi rotore che consente un'ispezione più accurata del posto e magari il rilascio di particolari dispositivi medici in punti specifici garantendo un margine di errore molto piccolo, grazie alle velocità e quote ridotte che tale modalità consente di raggiungere durante una missione. Svariate sono le tipologie di payload utilizzati durante questa tipologia di applicazione, come ad esempio sensori ottici, radar ad apertura sintetica, zoom ottici stabilizzati, fotocamere ad alta risoluzione, sensori termici e quant'altro.

- Agricoltura di precisione [2]: l'utilizzo di aeromobili a pilotaggio remoto equipaggiati con particolari camere multispettrali permette l'ottenimento di dati che aiutano a comprendere lo stato di salute della vegetazione. L'utilizzo dei droni in questo campo passa anche per la fertilizzazione dei terreni mediante il rilascio di particolari sostanze, in punti prestabiliti del terreno in maniera del tutto automatica. La modalità multi rotore di un VTOL è dunque preferita.



Figura 1.2.1 – APR impiegato per applicazioni di agricoltura di precisione [4]

- Sicurezza e sorveglianza [3]: l'impiego di APR rende possibile la sorveglianza di grandi aree in tempi rapidi e ad un costo relativamente basso. Le applicazioni di sorveglianza e sicurezza includono il monitoraggio del bestiame, la mappatura degli incendi, la sicurezza delle abitazioni, nonché il monitoraggio e la segnalazione di attività illegali quali il narcotraffico alle autorità competenti. Per queste attività, che in genere vengono svolte a quote abbastanza elevate, la modalità aeroplano è sicuramente quella ottimale per un VTOL.

- Fotografie e videoriprese in generale [2]: l'utilizzo degli APR per le necessità di "ripresa aerea" è sempre più all'ordine del giorno, non solo per scopi di lucro ma anche professionali, in quanto eseguire missioni di questo tipo con tali oggetti risulta essere molto più economico rispetto all'impiego di elicotteri veri e proprio o dei cosiddetti dolly, che fino a qualche tempo fa rappresentavano gli unici mezzi per tali applicazioni. La modalità multi rotore è preferita per questo tipo di attività, in quanto l'acquisizione di immagini con un'elevata risoluzione impone l'obbligo di volare a quote e velocità relativamente basse, difficilmente perseguibili (soprattutto per quanto riguarda la velocità) in modalità aeroplano.



Figura 1.2.2 – VTOL utilizzato per videoriprese in generale [5]

- Monitoraggio dei livelli di inquinamento [2]: l'impiego di UAV equipaggiati con sensori per il rilevamento della qualità dell'aria ne permette il monitoraggio a diverse quote in tempo reale. Per questo scopo l'utilizzo dei VTOL in modalità aeroplano potrebbe essere la scelta adatta.
- Giornalismo [2]: i giornalisti sono molto interessati ad utilizzare gli UAV per la raccolta di notizie. Per esempio, il "College of Journalism and Mass Communications" dell'università del Nebraska-Lincoln, ha istituito a tal fine il "Drone Journalism Lab". Lo stesso ha fatto l'università del Missouri creando il "Missouri Drone Journalism Program". Una coalizione di 11 organizzazioni giornalistiche sta attualmente lavorando con la Mid-Atlantic Aviation Partnership presso la Virginia Tech, su come i giornalisti possano usare i velivoli a pilotaggio remoto per raccogliere notizie.
- Consegna a domicilio/Trasporto cargo [2]: negli ultimi anni sta prendendo sempre più piede l'utilizzo di APR per i servizi di trasporto merci, consegna di prodotti a

domicilio che siano oggetti o cibi/bevande, nonché per la consegna di prodotti sanitari. Ad esempio il servizio di consegna aereo Uvionix Nksy sta pianificando di consentire ai negozi locali di consegnare merci tramite un UAV. Anche Amazon si sta muovendo in questa direzione, per rendere il suo servizio di consegna a domicilio ancora più rapido ed efficiente. L'impiego di aeromobili a pilotaggio remoto con la capacità di eseguire la transizione da modalità aeroplano a quella multicottero durante la missione, li rende particolarmente interessanti per lo svolgimento di queste tipologie di missioni, in quanto combinano la grande velocità di spostamento garantita dalla modalità aeroplano per raggiungere i punti di consegna nel minor tempo possibile, con la capacità, garantita dalla modalità multi rotore, di rilasciare gli oggetti con cautela e precisione nei punti stabiliti.



Figura 1.2.3 – VTOL per missioni di delivery [6]

1.3 Profilo di missione

In questa sezione si analizzeranno le principali fasi di volo che caratterizzano una generica missione di un VTOL. A tale scopo si fa uso di un'immagine esplicativa di un generico profilo di missione per questa tipologia di APR.

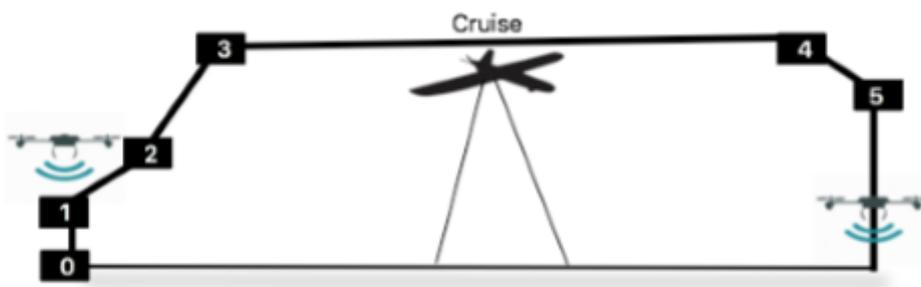


Figura 1.3.1 – VTOL: profilo di missione [7]

Fase 0: questa fase è caratterizzata dal decollo verticale in modalità multi rotore al termine della quale il velivolo permarrà in hover per qualche istante in modo da stabilizzarsi e per verificare il corretto interscambio di dati con la ground station.

Fase 1: questa fase è caratterizzata dalla cosiddetta transizione, ovvero viene attivata l'elica spingente la quale, insieme alle eliche per il volo verticale, inizia a far traslare il velivolo con un conseguente aumento della velocità. I motori di sostentamento in modalità multicottero vengono ancora mantenuti attivi per un certo intervallo di tempo in modo tale da evitare che il velivolo perda eccessivamente quota. Raggiunta la velocità minima (velocità di stallo) che permette la generazione di una portanza sull'ala tale da garantire la sustentazione del velivolo, i motori per il volo verticale vengono spenti. Tale valore velocità presente nel computer di bordo, verrà confrontata con i dati provenienti da diversi sensori di bordo, quali GPS, Pitot, dati forniti dall'autopilota, per capirne l'effettivo raggiungimento.

La transizione deve essere eseguita a vista, in quanto nel caso qualcosa dovesse non andare nel verso giusto, il pilota ha maggiori probabilità di evitare qualsiasi tipo di inconveniente derivante da una transizione fallita.

Fase 2: spenti i motori per il volo verticale, le rispettive eliche acquisiranno una configurazione di minima resistenza, ovvero si disporranno parallele al flusso della corrente di monte che le investe, ovviamente questo è possibile solo se ipotizza di utilizzare eliche richiudibili.

A questo punto, il velivolo opererà in modalità aeroplano, sostenendosi tramite la portanza generata dall'ala. Inizierà la salita per raggiungere la quota di crociera.

Fase 3: questa fase è caratterizzata dalla crociera in modalità aeroplano e tipicamente verrà eseguita a quota costante, quota che insieme alla velocità varieranno in base alla tipologia di missione da svolgere e alla durata che quest'ultima dovrà avere.

Fase 4: al termine della fase di crociera, bisognerà riportare il velivolo in una zona in cui sia possibile effettuare la transizione a vista dalla modalità aeroplano a quella multi rotore e successivamente eseguire l'atterraggio verticale in quest'ultima modalità.

Fase 5: verranno dunque attivati i motori per il volo verticale ed in tal caso le rispettive eliche verranno utilizzate per permettere il rallentamento del velivolo a valori di velocità inferiori alla velocità di stallo per la modalità aeroplano durante lo spegnimento dell'elica spingente. Completata correttamente la transizione, che termina nel momento in cui il motore spingente non gira più, sarà possibile iniziare la fase di atterraggio verticale in modalità multicottero.

2 CONCEPTUAL DESIGN

Questa sezione è dedicata al dimensionamento preliminare dell'UAV, ed alla scelta della sua configurazione, prendendo in considerazione una vasta gamma di velivoli della stessa tipologia.

2.1 Analisi statistica

In questa sezione vengono presi in considerazione una serie di aeromobili a pilotaggio remoto della stessa tipologia di quello che si intende dimensionare, ovvero VTOL del tipo Powered-Lift Vehicles. I dati ottenuti dall'analisi statistica di velivoli simili, verranno utilizzati come valori di prima battuta per il dimensionamento preliminare dell'oggetto in questione.

I requisiti principali che vengono utilizzati come input per l'analisi statistica, sono essenzialmente 3, ovvero:

- Autonomia oraria: 150 minuti
- Payload: $2\text{ kg} \div 5\text{ kg}$
- Peso massimo al decollo: inferiore a 15 kg

Viene eseguita una regressione lineare dei dati statistici, utilizzando in primo luogo il requisito di autonomia oraria per calcolare il peso massimo al decollo verificando che quest'ultimo sia inferiore a 15 kg , e successivamente viene usato questo valore per calcolare tutti gli altri tramite regressione lineare, verificando anche in questo caso, che il valore del peso del payload soddisfi i requisiti.

Prima di passare alla regressione vera e propria dei dati, si passano in rassegna tutti i VTOL che saranno presi in considerazione per l'analisi statistica.

Songbird 1400



Figura 2.1.1 – Songbird 1400 [8]

Mugin-2 Pro



Figura 2.1.2 – Mugin-2 Pro [9]

Vengono riportati nella Tabella 2.1.1, i principali dati dei due VTOL precedentemente illustrati.

| | Songbird 1400 | Mugin-2 Pro |
|---|----------------------|--------------------|
| Wingspan [mm] | 3060 | 2930 |
| Chord [mm] | 330 | |
| Length [mm] | 1300 | 1900 |
| Height [mm] | 600 | 570 |
| Wing Area [dm²] | 100 | 90 |
| Wing Load [$\frac{g}{dm^2}$] | 90,00 | 277,78 |
| Max, Speed [$\frac{km}{h}$] | 160 | 112 |
| Cruise Speed [$\frac{km}{h}$] | 64,8 | 80 |
| Autonomy [min] | 70 | 90 |
| MTOW [g] | 9000 | 25000 |
| Payload [g] | 2000 | 6000 |
| Power | 6s 22000 | 2x 6s 32000 |
| Voltage [V] | 22,2 | 44,4 |
| Capacity [mAh] | 22000 | 32000 |
| Energy [Wh] | 488,4 | 1420,8 |
| Wh/MTOW [$\frac{Wh}{kg}$] | 54,27 | 56,832 |
| Motor Number | 4 + 1 | 4 + 1 |

Tabella 2.1.1 – Dati Songbird 1400 e Mugin-2 Pro

RaptorUAS-EV



Figura 2.1.3 – RaptorUAS-EV [10]

Dragon VTOL Plane



Figura 2.1.4 – Dragon VTOL Plane [11]

Vengono riportati nella Tabella 2.1.2, i principali dati dei due VTOL precedentemente illustrati.

| | RaptorUAS-EV | Dragon VTOL Plane |
|--------------------------------------|--------------|-------------------|
| Wingspan [<i>mm</i>] | 3000 | 2160 |
| Chord [<i>mm</i>] | 280 | |
| Length [<i>mm</i>] | 1200 | 1200 |
| Height [<i>mm</i>] | | |
| Wing Area [<i>dm</i> ²] | 84 | 60 |
| Wing Load [$\frac{g}{dm^2}$] | 107,14 | 133,33 |
| Max, Speed [$\frac{km}{h}$] | 86,4 | 80 |
| Cruise Speed [$\frac{km}{h}$] | 64,8 | 54 |
| Autonomy [<i>min</i>] | 240 | 90 |
| MTOW [<i>g</i>] | 9000 | 8000 |
| Payload [<i>g</i>] | 1000 | 1000 |
| Power | | 6s 22000 |
| Voltage [<i>V</i>] | | 22,0 |
| Capacity [<i>mAh</i>] | | 22000 |
| Energy [<i>Wh</i>] | | 488,4 |
| Wh/MTOW [$\frac{Wh}{kg}$] | | 61,0500 |
| Motor Number | 4 + 1 | 4 + 1 |

Tabella 2.1.2 – Dati RaptorUAS-EV e Dragon VTOL Plane

Hunter VTOL



Figura 2.1.5 – Hunter VTOL [12]

Baby Shark 260 VTOL



Figura 2.1.6 – Baby Shark 260 VTOL [13]

Vengono riportati nella Tabella 2.1.3, i principali dati dei due VTOL precedentemente illustrati.

| | Hunter VTOL | Baby Shark 260 VTOL |
|---|-------------|---------------------|
| Wingspan [mm] | 2430 | 2500 |
| Chord [mm] | 298 | 199 |
| Length [mm] | 1450 | 1400 |
| Height [mm] | | |
| Wing Area [dm²] | 72,5 | 58,4 |
| Wing Load [$\frac{g}{dm^2}$] | 158,62 | 222,60 |
| Max, Speed [$\frac{km}{h}$] | 80 | 110 |
| Cruise Speed [$\frac{km}{h}$] | 64,8 | 70 |
| Autonomy [min] | 120 | 150 |
| MTOW [g] | 11500 | 13000 |
| Payload [g] | 1500 | 2400 |
| Power | 2x6s 22000 | 2x6s 16000 |
| Voltage [V] | 44,4 | 44,4 |
| Capacity [mAh] | 22000 | 16000 |
| Energy [Wh] | 976,8 | 710,4 |
| Wh/MTOW [$\frac{Wh}{kg}$] | 84,94 | 54,46 |
| Motor Number | 4 + 1 | 4 + 1 |

Tabella 2.1.3 – Dati Hunter VTOL e Baby Shark 260 VTOL

FLY-350 VTOL



Figura 2.1.7 – Fly-350 VTOL [14]

FLY-300 Angel Wing VTOL



Figura 2.1.8 – FLY-300 Angel Wing VTOL [15]

Vengono riportati nella Tabella 2.1.4, i principali dati dei due VTOL precedentemente illustrati.

| | FLY-350 VTOL | FLY-300 Angel Wing VTOL |
|---|---------------------|--------------------------------|
| Wingspan [mm] | 3500 | 3000 |
| Chord [mm] | | |
| Length [mm] | 1610 | 1600 |
| Height [mm] | 300 | |
| Wing Area [dm²] | 70 | 74 |
| Wing Load [$\frac{g}{dm^2}$] | 214,29 | 202,70 |
| Max, Speed [$\frac{km}{h}$] | 110 | 108 |
| Cruise Speed [$\frac{km}{h}$] | 72 | 93,6 |
| Autonomy [min] | 120 | 105 |
| MTOW [g] | 15000 | 15000 |
| Payload [g] | 1500 | 2000 |
| Power | 6s 40000 | 6s 20000 |
| Voltage [V] | 22,2 | 22,2 |
| Capacity [mAh] | 40000 | 20000 |
| Energy [Wh] | 888 | 444 |
| Wh/MTOW [$\frac{Wh}{kg}$] | 59,2 | 29,60 |
| Motor Number | 4 + 1 | 4 + 1 |

Tabella 2.1.4 – Dati FLY-350 VTOL e FLY-300 Angel Wing VTOL

Mugin EV 350



Figura 2.1.9 – Mugin EV 350 [16]

YANGDA FW-320



Figura 2.1.10 – YANGDA FW-320 [17]

Vengono riportati nella Tabella 2.1.5, i principali dati dei due VTOL precedentemente illustrati.

| | Mugin EV 350 | YANGDA FW- 320 |
|---|-------------------------|---------------------------|
| Wingspan [mm] | 3500 | 3200 |
| Chord [mm] | 285 | 350 |
| Length [mm] | 1860 | 1200 |
| Height [mm] | 590 | 500 |
| Wing Area [dm²] | 100 | 112 |
| Wing Load [$\frac{g}{dm^2}$] | 220 | 181,25 |
| Max, Speed [$\frac{km}{h}$] | 108 | 100 |
| Cruise Speed [$\frac{km}{h}$] | 75,6 | 80 |
| Autonomy [min] | 135 | 150 |
| MTOW [g] | 22000 | 20300 |
| Payload [g] | 3000 | 3080 |
| Power | 2x 6s 32000 | 2x 6s 32000 |
| Voltage [V] | 44,4 | 44,4 |
| Capacity [mAh] | 32000 | 32000 |
| Energy [Wh] | 1420,8 | 1420,8 |
| Wh/MTOW [$\frac{Wh}{kg}$] | 64,5818 | 69,9901 |
| Motor Number | 4 + 1 | 4 + 1 |

Tabella 2.1.5 – Dati Mugin EV 350 e YANGDA FW-320

YANGDA FW-250



Figura 2.1.11 – YANGDA FW-250 [18]

Maprid VTOL



Figura 2.1.12 – Maprid VTOL [19]

Vengono riportati nella Tabella 2.1.6, i principali dati dei due VTOL precedentemente illustrati.

| | YANGDA FW- 250 | Maprid VTOL |
|---|---------------------------|--------------------|
| Wingspan [mm] | 2500 | 2100 |
| Chord [mm] | 150 | 150 |
| Length [mm] | 1440 | 1200 |
| Height [mm] | 500 | 165 |
| Wing Area [dm²] | 60 | 50 |
| Wing Load [$\frac{g}{dm^2}$] | 200 | 170 |
| Max, Speed [$\frac{km}{h}$] | 100 | 90 |
| Cruise Speed [$\frac{km}{h}$] | 75 | 72 |
| Autonomy [min] | 120 | 90 |
| MTOW [g] | 12000 | 8500 |
| Payload [g] | 2000 | 1500 |
| Power | 2x 6s 22000 | 6s 22000 |
| Voltage [V] | 44,4 | 22,2 |
| Capacity [mAh] | 22000 | 22000 |
| Energy [Wh] | 976,8 | 488,4 |
| Wh/MTOW [$\frac{Wh}{kg}$] | 81,4000 | 57,4588 |
| Motor Number | 4 +1 | 4 +1 |

Tabella 2.1.6 – Dati YANGDA FW-350 e Maprid VTOL

Vengono riportati di seguito i grafici delle regressioni lineari dei dati statistici ottenuti tramite il software Matlab.

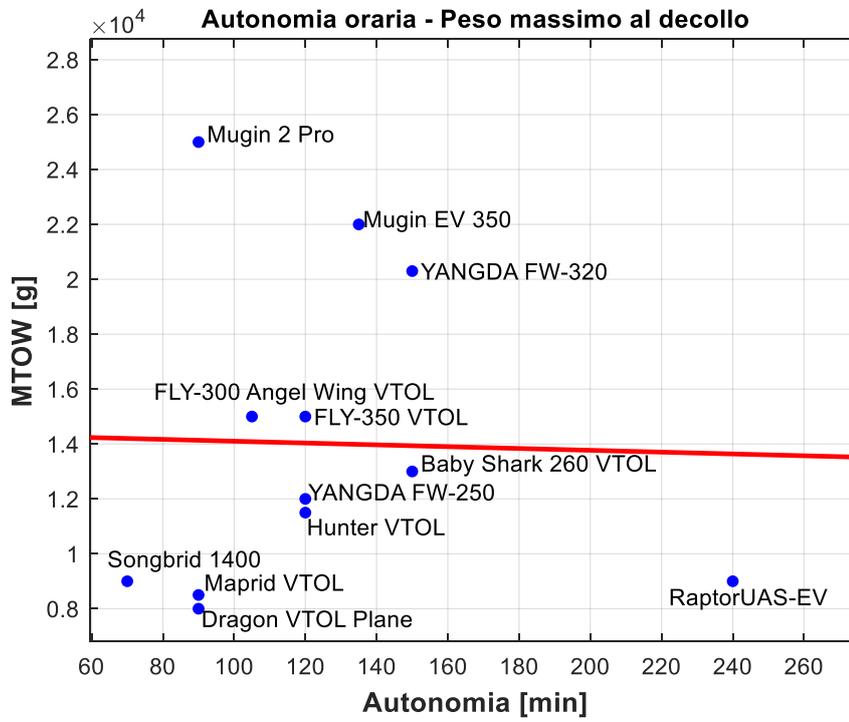


Grafico 2.1.1 – Autonomia oraria – Peso massimo al decollo

Come detto precedentemente, si è utilizzato il requisito di autonomia per ottenere il peso massimo al decollo dai dati statistici, peso che come si vedrà non supererà il requisito imposto, e che verrà utilizzato per calcolare i valori degli altri dati significativi, compreso ovviamente il peso del carico pagante che potrà essere trasportato.

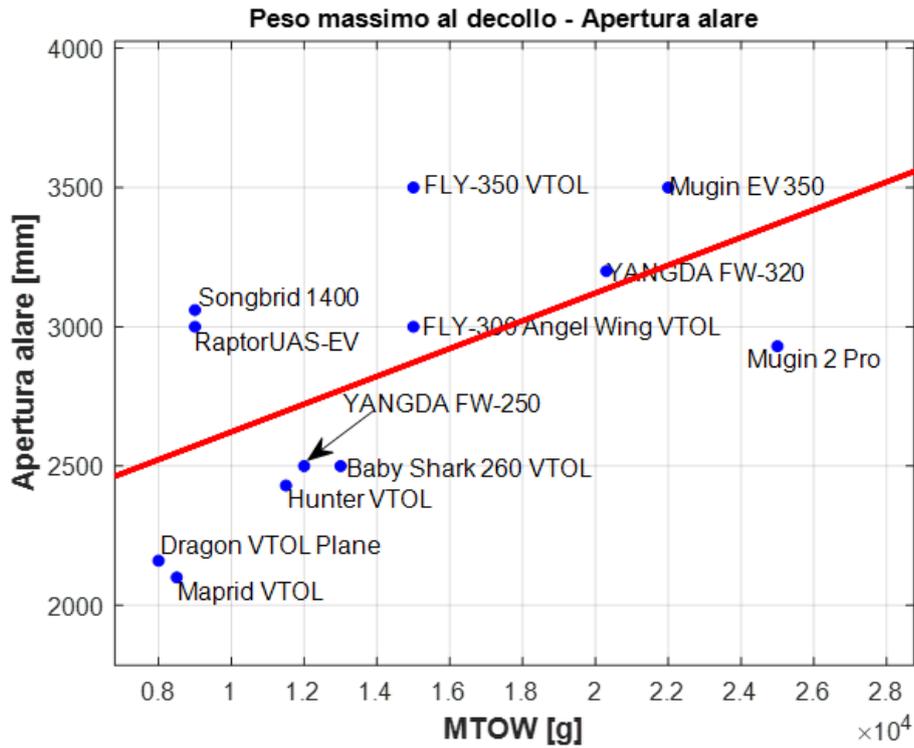


Grafico 2.1.2 – Peso massimo al decollo – Apertura alare

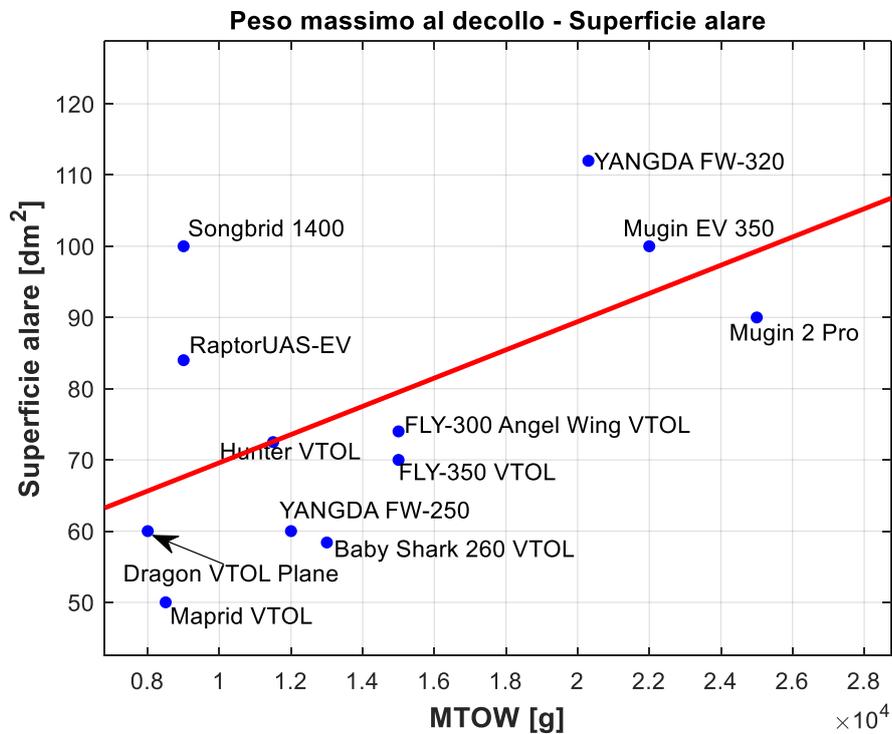


Grafico 2.1.3 – Peso massimo al decollo – Superficie alare

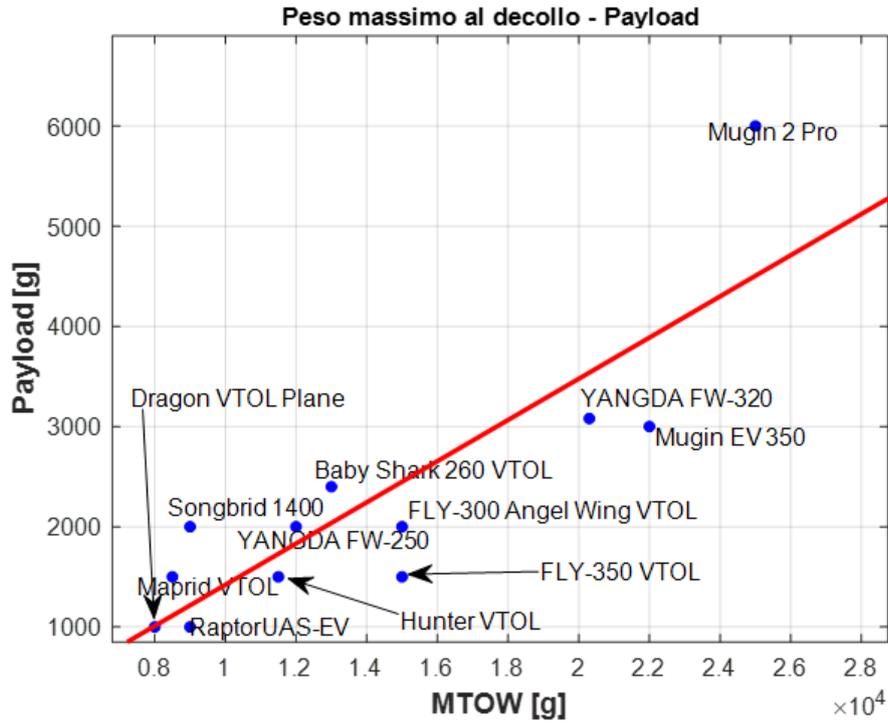


Grafico 2.1.4 – Peso massimo al decollo - Payload

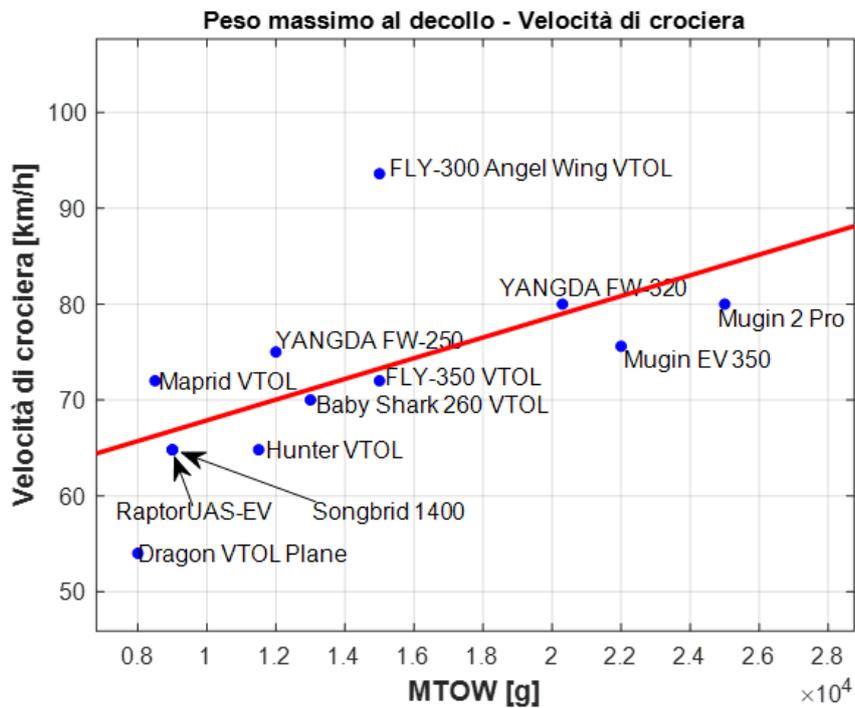


Grafico 2.1.5 – Peso massimo al decollo – Velocità di crociera

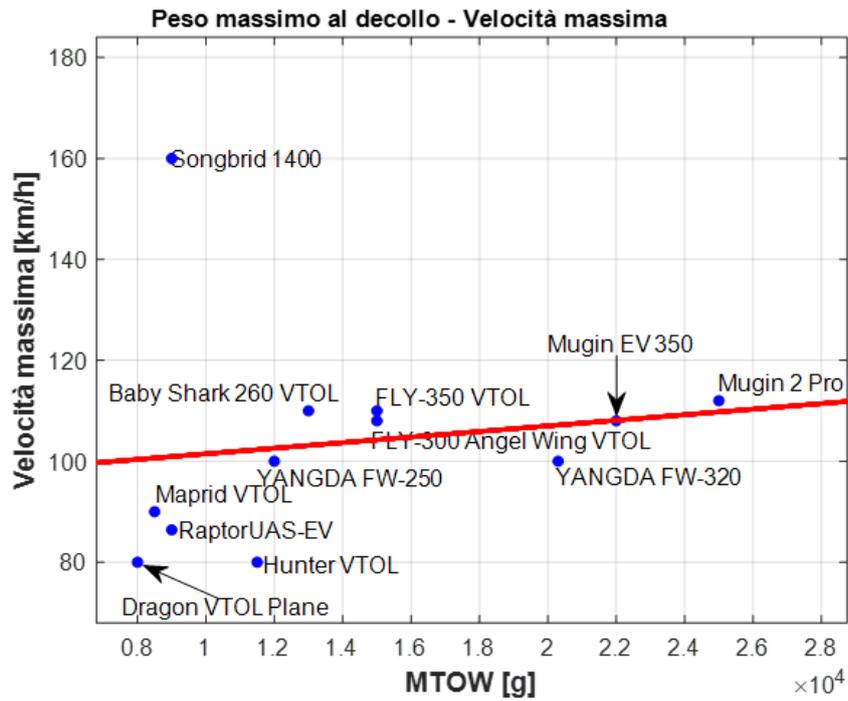


Grafico 2.1.6 – Peso massimo al decollo – Velocità massima

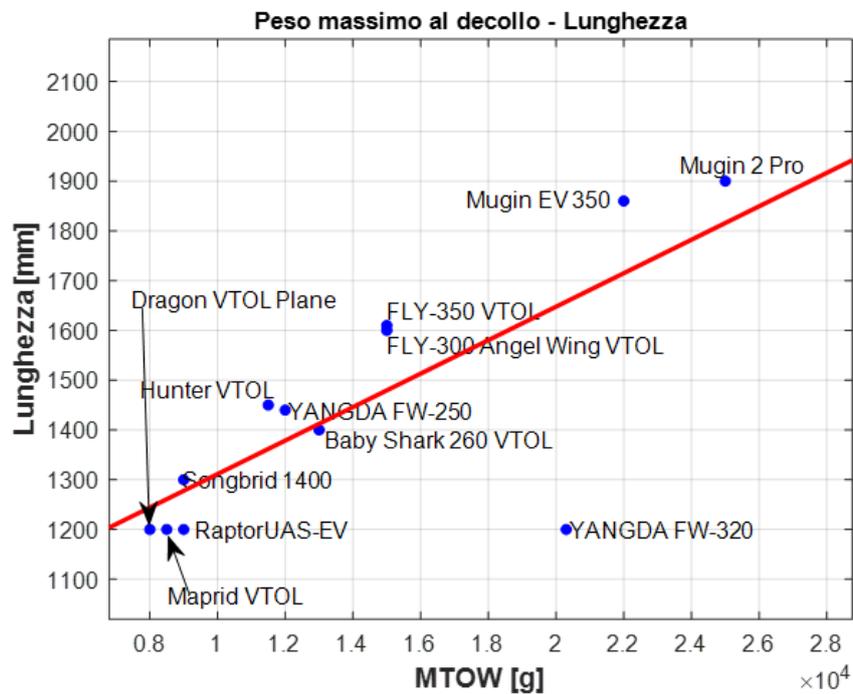


Grafico 2.1.7 – Peso massimo al decollo - Lunghezza

Si riportano nel seguente elenco riassuntivo i dati ricavati dall'analisi statistica, partendo come detto da un'autonomia oraria di 150 minuti.

- Peso massimo al decollo: $13120,59 \text{ g} \approx 13000 \text{ g}$
- Apertura alare: $2723,93 \text{ mm} \approx 2700 \text{ mm}$
- Superficie alare: $71,5 \text{ dm}^2$
- Payload: $2230,2 \text{ g} \approx 2200 \text{ g}$
- Velocità di crociera: $72,12 \frac{\text{km}}{\text{h}} \approx 72 \frac{\text{km}}{\text{h}}$
- Velocità massima: $103,65 \frac{\text{km}}{\text{h}} \approx 104 \frac{\text{km}}{\text{h}}$
- Lunghezza: $1443,7 \text{ mm} \approx 1444 \text{ mm}$

La quantità di parametri stimati tramite analisi statistica non è elevatissima, in quanto le case produttrici di queste tipologie di aeromobili a pilotaggio remoto, non mettono a disposizione tutti i dati relativi ai loro prodotti, bensì solo una minima parte, per dare un'idea generale dei loro oggetti e allo stesso tempo proteggere il know-how aziendale.

Ad ogni modo, si può osservare come utilizzando l'autonomia oraria come input iniziale, sia il peso massimo al decollo che il peso del payload ottenuto da quest'ultimo tramite regressione lineare, rispettino i requisiti iniziali di progetto.

Per semplicità, alcuni dei dati ottenuti sono stati approssimati in maniera ragionevole con dei numeri interi.

Essendo i dati statistici ottenuti molto vicini alle caratteristiche del Baby Shark 260 VTOL, quest'ultimo velivolo viene preso come riferimento per il dimensionamento preliminare del VTOL oggetto di studio.

2.2 Definizione dei parametri caratteristici per la geometria dell'ala

Di seguito verranno riportati i parametri di progetto chiave per definire la geometria dell'ala. Intanto, per quanto riguarda la posizione relativa ala-fusoliera, la scelta ricade su un'ala alta, tipica di tutti gli APR di questa categoria, in quanto non essendoci particolari esigenze quali facilità di carico/scarico merci, posizione dei propulsori rispetto al terreno,

visibilità dei passeggeri in volo, questioni di sicurezza nel caso di ammaraggi e quant'altro, tipiche di un velivolo civile convenzionale, la scelta di questa configurazione garantisce una minor interferenza dell'ala con la fusoliera per la generazione della portanza, ottenendo per quest'ultima una distribuzione lungo l'apertura alare continua o quasi, senza brusche variazioni dovute alla presenza della fusoliera. Quanto detto garantisce sicuramente un aumento dell'efficienza aerodinamica del velivolo, che poi è uno degli obiettivi principali che si perseguono per queste tipologie di aeromobili, nonché uno degli obiettivi di questo studio.

- **Aspect Ratio:** l'aspect ratio (AR) è un numero adimensionale definito come il rapporto fra il quadrato dell'allungamento alare (b) e la superficie in pianta dell'ala (S), dunque $AR = \frac{b^2}{S}$.

Considerando l'equazione per il calcolo della resistenza indotta, $C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi AR e}$ risulta chiaro che a parità di coefficiente adimensionale di portanza e di fattore di Oswald, che sta ad indicare quanto la distribuzione di portanza lungo l'apertura alare si discosta dalla distribuzione ottimale di portanza ellittica, un'ala con un allungamento maggiore avrà un contributo di resistenza indotta più basso rispetto ad un'ala con allungamento minore. Di contro un AR troppo elevato causerebbe sicuramente un aumento della resistenza indotta e di forma dell'ala, in quanto aumenterebbe la superficie bagnata della stessa. Inoltre, il centro di pressione dell'ala si sposterebbe sempre più dalla radice, causando un aumento delle azioni flettenti agenti alla radice alare, che dovrà quindi essere irrobustita di conseguenza. Per quanto riguarda il VTOL oggetto di studio, il valore di AR è pari a 10,20 ottenuto a partire dai valori di apertura e superficie alare da analisi statistica.

- **Angolo di freccia:** l'angolo di freccia è ampiamente utilizzato nei velivoli convenzionali, in quanto ritarda gli effetti della compressibilità legati al raggiungimento di numeri di Mach nel regime transonico. Per questi valori del Mach di volo, localmente sul dorso e sul ventre dell'ala si possono raggiungere e superare le condizioni critiche, ovvero caratterizzate da un Mach locale pari ad 1, e ciò causa l'insorgenza di onde d'urto che aumentano notevolmente la resistenza complessiva del velivolo, grazie al contributo di resistenza aggiuntivo dato proprio dalla resistenza d'onda. Dunque, una freccia non nulla permette il raggiungimento di velocità di volo più elevate prima di incorrere negli effetti di compressibilità, in

quanto, in questo caso, è la componente di velocità perpendicolare al bordo d'attacco dell'ala che genera le forze aerodinamiche. L'utilizzo di profili supercritici contribuisce insieme all'angolo di freccia a ridurre gli effetti della compressibilità. Per quanto detto, però, a parità di velocità di volo e superficie alare, la portanza generata da un'ala con freccia non nulla è sicuramente inferiore a quella generata da un'ala con freccia nulla. Per velivoli della tipologia considerata, ovvero VTOL, tipicamente l'utilizzo di un'ala rettangolare, dunque a freccia nulla, è sicuramente più frequente rispetto ad un'ala a freccia, in quanto le velocità di volo raggiunte da questi velivoli, compatibilmente con le loro quote operative, si ripercuotono in un range del numero di Mach nel basso subsonico, dove gli effetti della compressibilità sono davvero trascurabili. Inoltre l'utilizzo di un'ala rettangolare ne riduce i costi di produzione, per la maggior facilità di costruzione. In questo studio verranno analizzate due geometrie in pianta dell'ala, ovvero un'ala puramente rettangolare ed un'ala cosiddetta doppio trapezia, allo scopo di capire quale delle due garantisce una maggior efficienza del velivolo completo. Sicuramente, la geometria caratterizzata da una doppia rastremazione garantisce il raggiungimento di un fattore di Oswald più elevato e di conseguenza una resistenza indotta minore, essendo la forma in pianta più simile a quella ellittica che assicura una distribuzione ellittica di portanza, ma non è detto che garantisca un'efficienza globale del velivolo superiore rispetto a quella ottenuta usando un'ala rettangolare.

Dunque, per l'ala rettangolare avremo ovviamente un angolo di freccia nullo, mentre per l'ala doppiamente rastremata, si sceglie l'angolo di freccia della parte interna della semiala misurato rispetto al bordo d'attacco pari a 2° ed un angolo di freccia della parte esterna, sempre misurato rispetto al bordo d'attacco, pari a 7° . Questi valori sono stati scelti in modo tale che la forma in pianta dell'ala approssimi effettivamente un'ala ellittica in pianta. L'angolo di freccia al quarto anteriore per l'ala doppiamente rastremata verrà calcolato in seguito.

- **Rapporto di rastremazione:** il taper ratio λ è definito come il rapporto fra la corda di estremità e la corda di radice. Al diminuire di questo parametro, la corda al tip risulta via via più piccola rispetto alla corda di radice. Come conseguenza si ha ovviamente una riduzione della superficie bagnata dell'ala, con conseguente riduzione della portanza da essa generata e aumento del fattore di Oswald, in quanto la distribuzione di portanza risulta tendere verso la distribuzione di

portanza ellittica. Un rapporto di rastremazione via via decrescente, oltre a quanto detto, garantisce lo spostamento del centro di pressione della semiala verso la radice, riducendo dunque il momento flettente alla radice della stessa. D'altro canto, un rapporto di rastremazione troppo spinto, causa una riduzione del numero di Reynolds alle estremità alari, con conseguente aumento delle probabilità di stallo di estremità, stallo che in queste sezioni sarebbe critico a causa della presenza delle superfici di controllo la cui efficacia per il controllo del velivolo sarebbe notevolmente ridotta. Per quanto riguarda l'ala rettangolare, il rapporto di rastremazione risulta essere ovviamente pari ad 1, mentre per l'ala doppiamente rastremata, il calcolo dei rapporti di rastremazione verrà effettuato in una sezione successiva fissando il valore della superficie in pianta dell'ala pari al valore ottenuto dall'analisi statistica.

- **Angolo diedro:** l'angolo diedro risulta essere un parametro utile per aumentare la stabilità laterale di un velivolo, nel momento in cui assume valori positivi. Spesso invece, soprattutto nei velivoli militari, l'ala presenta un angolo diedro negativo, per aumentare la manovrabilità del velivolo stesso, a discapito ovviamente della stabilità. Per quanto riguarda gli aeromobili a pilotaggio remoto del tipo in questione, l'ala presenta un angolo diedro nullo e di conseguenza, anche in questo studio, il valore dell'angolo diedro è posto pari a 0° .

Per quanto riguarda il posizionamento longitudinale dell'ala, da analisi statistica di velivoli simili, è risultato che il bordo d'attacco alare in corrispondenza dell'incastro ala-fusoliera, è tipicamente posto al 27 % della lunghezza totale del velivolo, a partire dal muso, ovvero a 390 *mm* da quest'ultimo per il velivolo in questione.

2.2.1 Forma in pianta dell'ala

Come già detto, si confrontano due ali con diversa forma in pianta, ma a parità di superficie, pari a $71,5 \text{ dm}^2$ ottenuta dall'indagine statistica.

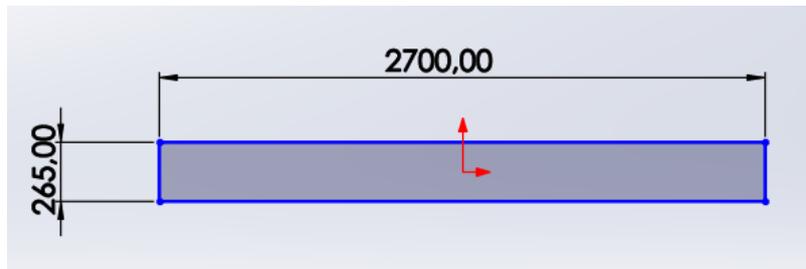


Figura 2.2.1 – Vista in pianta dell'ala rettangolare

Il valore della corda dell'ala rettangolare, di 265 mm , presente in Figura 2.2.1 è stato calcolato dividendo il valore della superficie alare di riferimento per l'allungamento alare.

Per quanto riguarda l'ala doppio trapezia, è presente un tratto rettangolare in corrispondenza della fusoliera, con corda di radice di 330 mm e apertura di 200 mm . Quest'ultimo valore ottenuto prendendo come riferimento, la larghezza del troncone centrale della fusoliera del Baby Shark 260 VTOL, essendo le dimensioni di questo oggetto, molto simili a quelle ottenute dall'analisi statistica per la configurazione oggetto di studio. Terminato il tratto rettangolare, si susseguono due tratti trapezoidali, con angoli di freccia rispetto al bordo d'attacco, rispettivamente di 2° e 7° , come già detto precedentemente. Per calcolare la lunghezza dei due tratti trapezoidali, è stato utilizzato il programma Matlab, in cui, imponendo come vincolo una superficie alare di $71,5 \text{ dm}^2$ ed una tolleranza di 200 mm^2 , è stata fatta variare all'interno di un ciclo while, la lunghezza del primo tratto trapezoidale rapportata alla lunghezza complessiva dei due tratti trapezoidali pari a 1250 mm (rapporto indicato con x nella Figura 2.2.2), valore ottenuto sottraendo ai 1350 mm della semi apertura alare derivanti dall'analisi statistica, i 100 mm della semi larghezza del troncone centrale della fusoliera del Baby Shark 260 VTOL presa come riferimento. Il passo di variazione di tale rapporto è stato assunto pari a 0.001 . Quanto detto è visibile nella Figura 2.2.2.

```

clear all
close all
clc
S=715000; %mm^2
c_r=330;
A1=c_r*100;
a1=2;
a2=7;
x=0.1;
toll=100;
err=200;
while (err>toll)
    h1=x*1250;
    b1=c_r -2*h1*tan(a1*pi/180);
    h2=(1-x)*1250;
    b2=c_r -2*((h2*tan(a2*pi/180)) + (h1*tan(a1*pi/180)));
    A2=((c_r+b1)*h1)/2;
    A3=((b1+b2)*h2)/2;
    A=A1+A2+A3;
    err=abs(357500-A);
    if (err>toll)
        x=x+0.001;
    end
end

```

Figura 2.2.2 – Script Matlab per la definizione dei parametri relativi all'ala doppiamente rastremata

Vengono adesso descritti tutti i parametri presenti all'interno della *Figura 2.2.2*:

- c_r = corda di radice della semiala;
- A_1 = area del tratto rettangolare della semiala, ricordando che 100 rappresentano i millimetri relativi alla semi larghezza del troncone centrale della fusoliera del Baby Shark 260 VTOL presa come riferimento;
- a_1 = angolo di freccia rispetto al bordo d'attacco del primo tratto trapezoidale della semiala;
- a_2 = angolo di freccia rispetto al bordo d'attacco del secondo tratto trapezoidale della semiala;
- x = rapporto fra la lunghezza del primo tratto trapezoidale e la lunghezza dell'intero tratto trapezoidale;
- $toll$ = tolleranza utilizzata per una semiala;
- err = Errore iniziale imposto maggiore della tolleranza per far iniziare il ciclo;
- A_2 = Area del primo tratto trapezoidale della semiala;

- A_3 = Area del secondo tratto trapezoidale della semiala;
- A = Area dell'intera semiala;
- b_1 = base minore del primo tratto trapezoidale;
- b_2 = base minore del secondo tratto trapezoidale;
- h_1 = altezza del primo tratto trapezoidale;
- h_2 = altezza del secondo tratto trapezoidale.

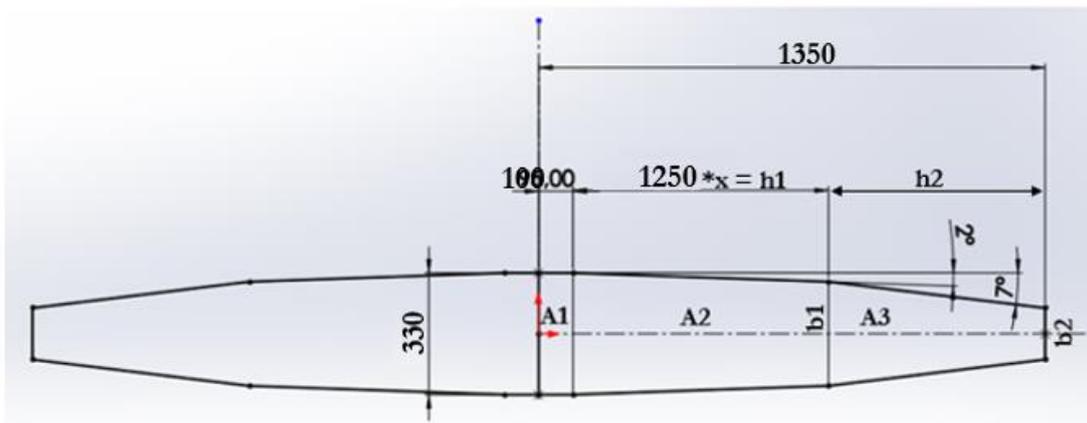


Figura 2.2.3 – Vista in pianta dell'ala doppiamente rastremata



Figura 2.2.4 – Confronto ala ellittica con ala doppiamente rastremata

Come si può osservare dalla *Figura 2.2.4*, i parametri geometrici dell'ala doppiamente rastremata, fanno sì che quest'ultima approssimi abbastanza bene un'ala ellittica in pianta. Ovviamente, a parità di apertura alare e corda di radice, l'ala ellittica sarà caratterizzata da una superficie in pianta leggermente inferiore.

2.2.2 Definizione delle corde lungo l'apertura e calcolo della corda media aerodinamica

- Ovviamente, per quanto riguarda l'ala rettangolare le corde lungo l'apertura alare sono identiche e pari a 265 *mm* come si evince dal paragrafo precedente.
- Per quanto riguarda l'ala doppiamente rastremata, dividendo la semiala in tre tronconi A_1, A_2, A_3 , come mostrato in Figura 2.2.1.3, si identificano tre equazioni che descrivono l'andamento delle corde in funzione della semiapertura alare, indicata con la coordinata y .

- $A_1: c_1(y) = c_r = 330 \text{ mm};$
- $A_2: c_2(y) = c_r - 2[(y - 100) \tan(a_1)];$
- $A_3: c_3(y) = c_r - 2[h_1 \tan(a_1) + [y - (100 + h_1)] \tan(a_2)].$

Per quanto riguarda la corda media aerodinamica, essa sarà pari a 265 *mm* per l'ala rettangolare, mentre per l'ala doppio trapezia, si utilizza per il calcolo, la sua definizione integrale:

$$cma = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{b}{2}} (c(y))^2 dy$$

Si ricorda che con S si indica la superficie alare in pianta e con b l'apertura alare.

Essendo le equazioni delle corde diverse per i tre tronconi in cui è stata suddivisa la semiala, l'integrale in questione sarà dato dalla somma di tre integrali, uno per ogni troncone, all'interno del quale, l'equazione della corda sarà quella corrispondente al rispettivo troncone.

$$cma = \frac{2}{S} \left[\int_0^{100} (c_1(y))^2 dy + \int_{100}^{100+h_1} (c_2(y))^2 dy + \int_{100+h_1}^{\frac{b}{2}} (c_3(y))^2 dy \right]$$

Per la risoluzione del succitato integrale, si utilizza la funzione *integral* di Matlab, come si può osservare dalla Figura 2.2.5, ottenendo come risultato una corda media aerodinamica di 277,83 mm.

```
% Calcolo corda media aerodinamica per ala doppio trapezia

c1=@(y) (c_r.*y.^0).^2;
c2=@(y) (c_r -2*[ (y-100) .*tan(a1*pi/180)]).^2;
c3=@(y) (c_r -2*[ (h1*tan(a1*pi/180))+(y-(100+h1)) .*tan(a2*pi/180)]).^2;
cma=(2/S)*(integral(c1,0,100) + integral(c2,100,100+h1) + integral(c3,100+h1,100+h1+h2));
```

Figura 2.2.5 – Calcolo corda media aerodinamica per l'ala doppio trapezia

Gli andamenti delle corde lungo l'apertura e le corde media aerodinamiche, verranno utilizzate successivamente nella sezione relativa alle prestazioni aerodinamiche dell'ala e dell'intero velivolo.

2.3 Definizione dei parametri caratteristici per la geometria del piano di coda

Per quanto riguarda il piano di coda, la configurazione scelta per il velivolo oggetto di studio, è stata quella dell'impennaggio a "T", in quanto rispetto a configurazioni meno convenzionali, quali ad esempio l'impennaggio a "V", oppure impennaggi a "V inversa" che presentano superiormente un tratto piano (configurazione adottata per sfruttare i bracci di sostegno dei motori per il decollo e l'atterraggio verticale come soluzione di continuità per il sostegno del piano di coda), consente una miglior controllabilità del velivolo, in quanto, al pari di un velivolo di linea, sono presenti tre diverse tipologie di superfici mobili da poter azionare per ottenere le classiche rotazioni attorno ai tre assi corpo del velivolo.

Una configurazione del genere, rende inoltre più semplice la scelta e la gestione di alcuni parametri fondamentali alla conduzione del volo, quali ad esempio i valori dei guadagni dei controllori PID dei servomeccanismi di posizione per le diverse superfici mobili, in quanto, grazie alla presenza di superfici mobili differenti per controllare le rotazioni

attorno ai tre assi, i guadagni dei PID dei rispettivi servomeccanismi, una volta scelti opportunamente durante le prove di volo, vengono normalmente mantenuti costanti durante il volo, sgravando l'autopilota dal compito di dover utilizzare valori di guadagni differenti per uno stesso servomeccanismo a seconda che esso venga usato per uno scopo piuttosto che per un altro.

Inoltre, scegliendo opportunamente il posizionamento dell'ala e del piano di coda rispetto al baricentro del velivolo, una configurazione del genere, permette di gestire meglio l'eventuale perdita di controllo di una superficie mobile (ovviamente il discorso vale per alettoni ed equilibratore), utilizzando l'altra, movimentata opportunamente, per ottenere seppur in maniera degradata le stesse rotazioni, per consentire un atterraggio d'emergenza ed evitare in primo luogo di causare danni alle persone, ed in secondo luogo di perdere l'oggetto.

- Impennaggio orizzontale: avendo scelto di utilizzare un impennaggio a "T", l'impennaggio orizzontale si posiziona al di sopra di quello verticale. La forma in pianta scelta è quella rettangolare, tipicamente utilizzata per questa tipologia di velivoli, per le caratteristiche di missione che li contraddistinguono e per la facilità di costruzione.

Per quanto riguarda il posizionamento in verticale dell'impennaggio orizzontale rispetto al piano alare, si è scelto un valore pari a 30 *cm*, essendo tale valore tipico per i Powered-Lift VTOL.

Il valore della corda è stato scelto pari a 20 *cm*, ovvero pari alla corda dell'impennaggio del Baby Shark 260 VTOL, essendo quest'ultimo molto simile in termini di dimensioni esterne, al velivolo oggetto di studio.

Si è scelta un'apertura dell'impennaggio orizzontale pari a 100 *cm*, valore ottenuto dall'analisi statistica di velivoli simili.

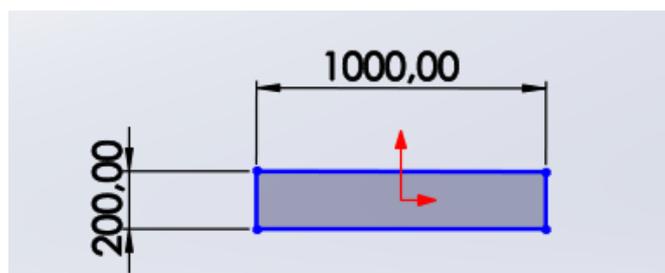


Figura 2.3.1 – Forma in pianta impennaggio orizzontale

Per il posizionamento longitudinale dell'impennaggio orizzontale, prendendo ancora una volta come riferimento il Baby Shark 260 VTOL, essendo la lunghezza di quest'ultimo praticamente identica al velivolo oggetto di studio, la distanza longitudinale del bordo d'attacco dell'impennaggio orizzontale rispetto al muso del velivolo è risultata pari a 1244 *mm*.

Si calcolano adesso le distanze fra il fuoco alare e il fuoco dell'impennaggio orizzontale, per entrambe le forme in pianta alari considerate:

- Ala rettangolare: essendo in questo caso il fuoco alare posto ad una distanza longitudinale dal bordo d'attacco di radice pari al 25 % della corda e analogamente per quanto riguarda l'impennaggio orizzontale, ne risulta una distanza tra i fuochi pari a 837,75 *mm*.
- Ala doppio trapezia: per il calcolo della distanza fra i due fuochi, è necessario, come nel caso precedente, conoscere la posizione longitudinale del fuoco alare, che rispetto al caso precedente, potrebbe non essere posizionato esattamente al 25 % della corda di radice. Partendo dalla conoscenza della corda media aerodinamica, calcolata nel capitolo 2.2.2, si calcola tramite Matlab la distanza della *cma* dall'asse longitudinale del velivolo, pari a 762,31 *mm*. Si calcola dunque la distanza del 25 % della *cma* rispetto al bordo d'attacco di radice, pari a 106,71 *mm* e da questo la distanza del fuoco alare dal muso del velivolo, pari a 496,71 *mm*. Di conseguenza, la distanza tra il fuoco dell'ala e quello dell'impennaggio orizzontale risulta essere pari a 827,29 *mm*. Questi passaggi sono visibili nella Figura 2.3.2, mentre in Figura 2.3.3 è possibile osservare geometricamente i risultati ottenuti.

Si vedrà, nel capitolo relativo alla stabilità statica longitudinale del VTOL, come le dimensioni assunte per l'impennaggio orizzontale, nonché il suo posizionamento longitudinale rispetto all'ala, permettono di ottenere un rapporto volumetrico di coda $V = \left(\frac{S_t l_t}{S c} \right)$ (con S_t superficie in pianta dell'impennaggio orizzontale, S superficie in pianta alare, l_t distanza longitudinale tra il fuoco alare e dell'impennaggio orizzontale, c corda media aerodinamica dell'ala) tale da garantire la stabilità statica del velivolo nel piano longitudinale, per entrambe le configurazioni alari considerate.

```

% Calcolo della posizione della cma lungo l'apertura alare
c3=@(y)(c_r -2*[(h1*tan(a1*pi/180))+(y-(100+h1)).*tan(a2*pi/180)]);
err_2=2;
toll_2=1;
distanza_da_asse_cma=100+h1;
while (err_2>toll_2)
    cma_verifica=c3(distanza_da_asse_cma);
    err_2=abs(cma-cma_verifica);
    if (err_2>toll_2)
        distanza_da_asse_cma=distanza_da_asse_cma+0.001;
    end
end
% Calcolo distanza tra fuoco alare e fuoco impennaggio orizzontale
dist_acw_da_LE_radice=h1*tan(a1*pi/180) + (distanza_da_asse_cma-h1)*tan(a2*pi/180) +0.25*cma;
dist_acw_act=(1274 + 0.25*200)-(dist_acw_da_LE_radice+390);

```

Figura 2.3.2 – Calcolo distanza longitudinale tra il fuoco alare e il fuoco dell'impennaggio orizzontale

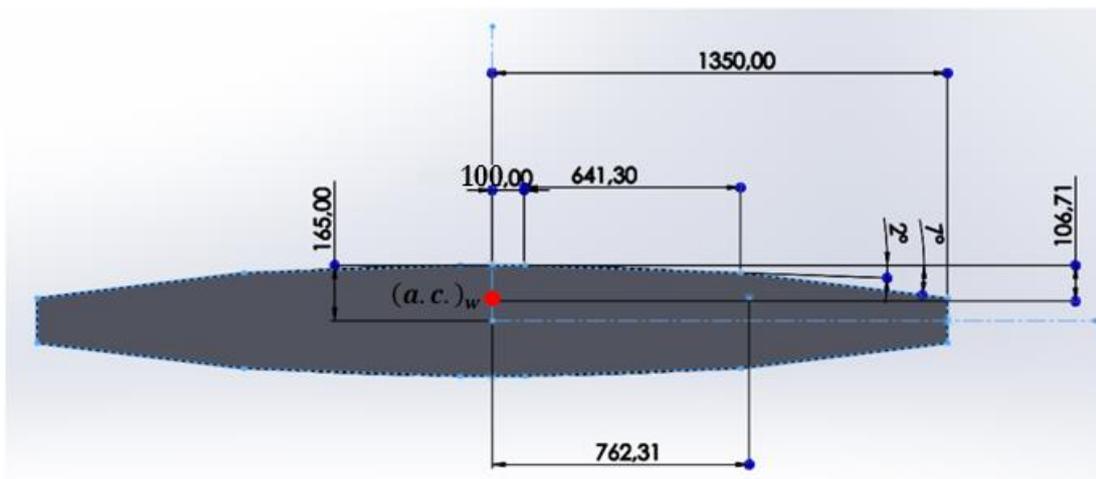


Figura 2.3.3 – Posizione del punto neutro alare

- Impennaggio verticale: avendo posizionato l'impennaggio orizzontale ad una distanza di 300 mm dal piano alare, considerando la fusoliera cilindrica e la configurazione ad ala alta, si può facilmente affermare che l'altezza dell'impennaggio verticale risulta essere pari a 300 mm. Utilizzando una fusoliera rastremata nella direzione longitudinale, con un diametro massimo nella sezione centrale pari a 200 mm (valore ottenuto prendendo come riferimento la dimensione massima della fusoliera del Baby Shark 260 VTOL), si ottiene un'altezza massima dell'impennaggio verticale pari a 400 mm in corrispondenza del bordo di fuga.

Si sceglie un angolo di freccia al bordo d'attacco pari a 30° , mentre un angolo di freccia nullo per il bordo di fuga. Quest'ultima scelta, consente eventualmente di utilizzare un motore spingente posto proprio in coda al velivolo, senza che esso interferisca con l'impennaggio verticale, con il vantaggio che questa scelta porta rispetto all'utilizzo di un motore traente posto sul muso del velivolo, di non disturbare il flusso d'aria che impatta sull'ala.

Si utilizza una corda al tip pari a 15 cm , posizionando il bordo d'attacco dell'impennaggio verticale in corrispondenza del bordo d'attacco di quello orizzontale, in modo da avere una distanza di 5 cm dal bordo di fuga di quest'ultimo, per permettere la corretta movimentazione dell'equilibratore, ipotizzando appunto una corda massima dell'equilibratore di 5 cm .

Di conseguenza, a fronte di quanto detto, si può facilmente calcolare la corda di radice dell'impennaggio verticale proiettata sul piano longitudinale del velivolo, ottenendo un valore pari a 380 mm .

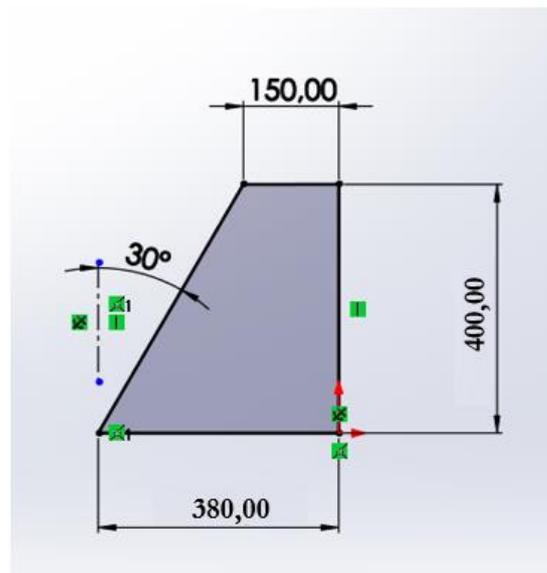


Figura 2.3.4 – Proiezione dell'impennaggio verticale nel piano $x-z$, con corda di radice sovrapposta all'asse longitudinale del velivolo

2.4 Definizione dei parametri caratteristici per la geometria della fusoliera

Avendo scelto di utilizzare per il piano di coda un impennaggio a “T”, ed ipotizzando di far coincidere il bordo di fuga dell’impennaggio verticale con la poppa della fusoliera, si comprende che la lunghezza di quest’ultima deve essere pari alla lunghezza dell’intero velivolo (ottenuta dall’analisi statistica di velivoli simili) meno la parte di impennaggio orizzontale che sporge oltre il bordo di fuga del verticale, ovvero 1444 mm meno 5 mm , cioè 1439 mm . Per quanto riguarda la forma della fusoliera, per semplicità costruttiva si sceglie di adottare una forma cilindrica per il tratto centrale in corrispondenza dell’incastro con l’ala, di diametro pari a 200 mm , valore ottenuto prendendo come riferimento il diametro massimo della fusoliera del Baby Shark 260 VTOL come precedentemente accennato. Tale forma cilindrica andrà via via rastremandosi procedendo verso il muso e la coda del velivolo, per ridurre la sua resistenza aerodinamica, ma allo stesso tempo in modo tale da poter contenere il payload e gli equipaggiamenti necessari alla conduzione del volo. Si sceglie di adottare una rastremazione maggiore per quanto riguarda la parte posteriore, in quanto tipicamente gli equipaggiamenti indispensabili al volo quali batterie, autopilota e via dicendo, sono collocati nella parte anteriore/centrale della fusoliera, sfruttando il resto dello spazio, nel limite del possibile per il payload.

2.5 Stima Pesì

In questa sezione, verrà effettuata una stima preliminare dei pesi dei principali componenti del VTOL oggetto di studio. A tale scopo si è utilizzato il metodo Torenbeek, metodo tipicamente utilizzato per i velivoli di linea, ma che, come si vedrà in seguito, restituisce dei risultati pienamente in accordo con i dati reali di oggetti della stessa categoria.

Per il calcolo dei pesi, verranno utilizzati come dati di input, i dati geometrici stimati nelle sezioni precedenti, nonché i dati ottenuti dall'analisi statistica.

Vengono riportare le formule utilizzate per il calcolo dei pesi dei vari componenti del VTOL, descrivendo il significato dei vari parametri presenti all'interno di esse.

- Fusoliera:

$$W_f = k_{wf} \sqrt{V_D \frac{l_t}{b_f + h_f} S_G^{1,2}} \quad [20]$$

- k_{wf} : costante con valore pari a 0,23 [21];
- V_D (Dive speed): la velocità al di sopra della quale un aeromobile non deve volare. Essa è stata assunta pari a 1,25 volte la velocità di crociera ottenuta dall'analisi statistica, in termini di equivalent air speed;
- l_t : distanza tra il fuoco dell'ala e il fuoco dell'impennaggio orizzontale;
- b_f : massima larghezza della fusoliera;
- h_f : massima altezza della fusoliera;
- S_G : Superficie della fusoliera, calcolata mediante la seguente formula, applicabile per fusoliere con una sezione centrale cilindrica:

$$S_G = \pi D_F l_F \left(1 - \frac{2}{\lambda_f}\right)^{\frac{2}{3}} \left(1 + \frac{1}{\lambda_f^2}\right) \quad [21]$$

- D_F : diametro massimo della fusoliera;
- l_F : lunghezza della fusoliera;

- λ_f : rapporto di snellezza della fusoliera pari a $\frac{l_f}{D_F}$.

Si riportano nella Tabella 2.5.1 i valori dei parametri precedentemente descritti per il calcolo del peso della fusoliera, per entrambe le tipologie di ala considerate.

| | Ala rettangolare | Ala doppio trapezia |
|--------------------|------------------|---------------------|
| k_{wf} | 0,23 | 0,23 |
| $V_D[\frac{m}{s}]$ | 24,875 | 24,875 |
| $l_t[m]$ | 0,837 | 0,827 |
| $b_f[m]$ | 0,20 | 0,20 |
| $h_f[dm^2]$ | 0,20 | 0,20 |
| $D_F[m]$ | 0,20 | 0,20 |
| $l_f[m]$ | 1,439 | 1,439 |
| λ_f | 7,195 | 7,195 |
| $S_G[m^2]$ | 0,742 | 0,744 |
| $W_f[kg]$ | 1,190 | 1,188 |

Tabella 2.5.1 - Parametri stima peso fusoliera

- Ala:

$$\frac{W_W}{W_G} = k_w b_S^{0,75} \left[1 + \sqrt{\frac{b_{ref}}{b_S}} \right] n_{ult}^{0,55} \left(\frac{b_S/t_r}{W_G/S} \right)^{0,3} \quad [22]$$

- k_w : costante moltiplicativa dipendente dal peso massimo al decollo del velivolo. Per velivolo con peso inferiore a 5670 kg assume il valore di $4,90 \cdot 10^{-3}$ [23];

- b_S : apertura alare;
- b_{ref} : costante con valore pari a 1,905 m;
- n_{ult} : fattore di carico a robustezza del velivolo. Non avendo dati a disposizione per questo parametro, esso è stato assunto pari a 3,75 che rappresenta il tipico fattore di carico a robustezza di un velivolo di linea. Ad ogni modo, così come citato all'interno del libro "Design of Unmanned Aerial System", per il progetto strutturale di questa tipologia di velivoli, il fattore di carico massimo può assumere valori compresi tra 1 e 5 [23];
- t_r : spessore alare alla radice;
- W_G : peso massimo al decollo del velivolo;
- W_W : peso alare.

Come si può osservare dall'equazione precedente, il calcolo del peso dell'ala, risulta dipendente dal peso massimo al decollo, di conseguenza sarà necessario iterare il processo, fino a che il valore del peso alare rimarrà pressoché costante.

Si riportano nella Tabella 2.5.2 i valori dei parametri precedentemente descritti per il calcolo del peso della fusoliera, per entrambe le tipologie di ala considerate.

| | Ala rettangolare | Ala doppio trapezia |
|--------------|-------------------------|----------------------------|
| k_w | $4,90 \cdot 10^{-3}$ | $4,90 \cdot 10^{-3}$ |
| $b_S[m]$ | 2,7 | 2,7 |
| $b_{ref}[m]$ | 1,905 | 1,905 |
| n_{ult} | 3,75 | 3,75 |
| $t_r[m]$ | 0,038 | 0,04726 |
| $W_W[kg]$ | 0,8096 | 0,7585 |

Tabella 2.5.2 – Parametri stima peso ala

Si noti come i risultati riportati in queste tabelle, sono quelli ottenuti al termine dell'ultima iterazione per il calcolo dei pesi.

- Impennaggio orizzontale:

$$\frac{W_h}{S_h} = k_h \cdot f \left(\frac{S_h^{0,2} V_D}{\sqrt{\cos \Lambda_h}} \right) \quad [24]$$

- S_h : superficie dell'impennaggio orizzontale;
- k_h : costante pari ad 1 per velivoli con stabilizzatore a calettamento fisso [24];
- f : parametro ottenuto dal Grafico 2.5.1 [24], utilizzando come input il valore dato da $\frac{S_h^{0,2} V_D}{\sqrt{\cos \Lambda_h}}$. Avendo ottenuto, per il VTOL oggetto di studio, un valore di quest'ultimo parametro non presente sull'asse delle ascisse del Grafico 2.5.1, in quanto troppo piccolo, si è calcolato in modo approssimato il coefficiente angolare del tratto lineare del Grafico 2.5.1, in modo tale da poter stimare comunque il valore del parametro f .

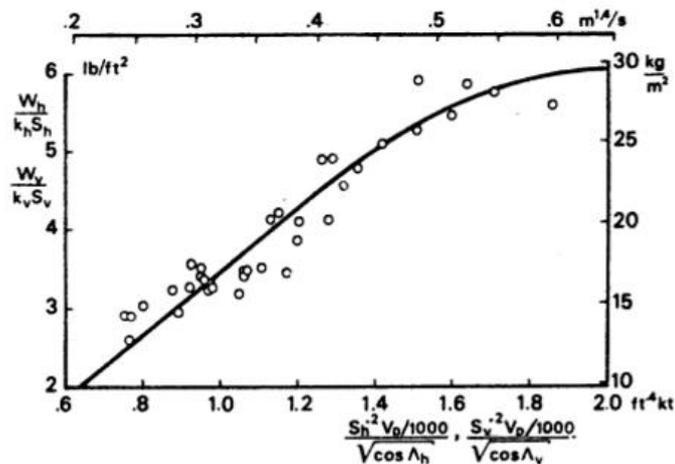


Grafico 2.5.1 – Stima del parametro f , per il calcolo del peso dell'impennaggio orizzontale

- V_D (*Dive Speed*): la velocità al di sopra della quale un aeromobile non deve volare. Essa è stata assunta pari a 1,25 volte la velocità di crociera ottenuta dall'analisi statistica, in termini di equivalent air speed;
- Λ_h : angolo di freccia dell'impennaggio orizzontale misurato rispetto al bordo d'attacco;
- W_h : peso dell'impennaggio orizzontale.

Si riportano nella Tabella 2.5.3 i valori dei parametri precedentemente descritti per il calcolo del peso dell'impennaggio orizzontale, per entrambe le tipologie di ala considerate.

| | Ala rettangolare | Ala doppio trapezia |
|---|---------------------|------------------------|
| k_h | 1 | 1 |
| $S_h[m^2]$ | 0,2 | 0,2 |
| $V_D[\frac{m}{s}]$ | 24,875 | 24,875 |
| $\Lambda_h[deg]$ | 0 | 0 |
| $\frac{S_h^{0,2} V_D}{\sqrt{\cos \Lambda_h}} [\frac{m^{1,4}}{s}]$ | 0,0564 | 0,0564 |
| $f[\frac{kg}{m^2}]$ | 1,021 | 1,021 |
| $W_h[kg]$ | 0,2042 | 0,2042 |

Tabella 2.5.3 - Parametri stima peso impennaggio orizzontale

- Impennaggio verticale:

$$\frac{W_V}{S_V} = k_V \cdot f \left(\frac{S_V^{0,2} V_D}{\sqrt{\cos \Lambda_V}} \right) \quad [24]$$

- S_V : superficie dell'impennaggio verticale;
- k_V : parametro che per configurazioni di tail a "T" assume la seguente forma:

$$k_V = 1 + 0,15 \frac{S_h b_h}{S_V b_V} \quad [20]$$

- S_h : superficie dell'impennaggio orizzontale;
- b_h : apertura impennaggio orizzontale;
- b_V : apertura impennaggio verticale;
- f : parametro ottenuto dal Grafico 2.5.1, utilizzando come input il valore dato da $\frac{S_V^{0,2} V_D}{\sqrt{\cos \Lambda_V}}$. Avendo ottenuto anche in questo caso, per il VTOL oggetto di

studio, un valore di quest'ultimo parametro non presente sull'asse delle ascisse del Grafico 2.5.1, in quanto troppo piccolo, si è calcolato in modo approssimato il coefficiente angolare del succitato grafico, in modo tale da poter stimare comunque il valore del parametro f .

- V_D (*Dive Speed*), parametro già descritto in precedenza;
- Λ_V : angolo di freccia dell'impennaggio verticale misurato rispetto al bordo d'attacco;
- W_V : peso dell'impennaggio verticale.

Si riportano nella Tabella 2.5.4 i valori dei parametri precedentemente descritti per il calcolo del peso dell'impennaggio verticale, per entrambe le tipologie di ala considerate.

| | Ala rettangolare | Ala doppio trapezia |
|---|-------------------------|----------------------------|
| k_V | 1,728 | 1,728 |
| $S_V[m^2]$ | 0,104 | 0,104 |
| $V_D[\frac{m}{s}]$ | 24,875 | 24,875 |
| $\Lambda_V[deg]$ | 30 | 30 |
| $\frac{S_V^{0,2} V_D}{\sqrt{\cos \Lambda_V}} [\frac{m^{1.4}}{s}]$ | 0,0532 | 0,0532 |
| $f[\frac{kg}{m^2}]$ | 1,05 | 1,05 |
| $S_h[m^2]$ | 0,2 | 0,2 |
| $b_h[m]$ | 1 | 1 |
| $b_V[m]$ | 0,400 | 0,400 |
| $W_V[kg]$ | 0,189 | 0,189 |

Tabella 2.5.4 - Parametri stima peso impennaggio verticale

- Zampe: per quanto riguarda il peso delle zampe, necessarie per il decollo e l'atterraggio verticale, si è assunto un peso di 0,1 *kg* per ognuna delle due zampe, per un totale di 0,2 *kg*, valore ottenuto prendendo come riferimento il peso delle zampe del Baby Shark 260 VTOL.
- Motori: anche in questo caso sono stati utilizzati come riferimento, i pesi dei motori del Baby Shark 260 VTOL. In particolar modo il peso del motore di spinta è stato assunto pari a 0,304 *kg*, mentre per ognuno dei quattro motori per il volo verticale, è stato assunto un peso di 0,225 *kg*, per un totale di 1,204 *kg* di peso dei motori.
- Supporti motori: come in precedenza, si prendono come riferimento i supporti motori presenti nel Baby Shark 260 VTOL, per un peso totale di 0,5 *kg*.
- Equipaggiamenti necessari per il volo: si intendono tutti gli equipaggiamenti necessari alla conduzione del volo, ovvero: autopilota, ESC (Electronic Speed Control), eliche, anemometro, GPS, carrier board, led vari, ricevitore, batterie, Safety Power Switch, connettori e cablaggi vari. Sono stati misurati presso l'azienda Pro S3 di Torino i pesi di tutti questi componenti presenti all'interno del Baby Shark 260 VTOL, ottenendo un valore di circa 5,2 *kg*, valore che viene utilizzato anche per il velivolo oggetto di studio, in quanto, essendo le caratteristiche geometriche del Baby Shark molto simili a quella assunte e calcolate per il velivolo oggetto di studio, e soprattutto essendo il peso massimo al decollo del Baby Shark praticamente analogo a quello ottenuto dall'analisi statistica ed essendo le caratteristiche di missione molto simili per i due VTOL, si può facilmente comprendere come la tipologia di batterie da utilizzare per il velivolo oggetto di studio, sia molto simile alle batterie del Baby Shark. A fronte di quanto detto, essendo il peso delle batterie pari circa all' 80% del peso totale degli equipaggiamenti necessari al volo, l'aver assunto per questi ultimi lo stesso peso che essi assumono nel Baby Shark 260 VTOL non rappresenta un'approssimazione errata. Una sezione successiva sarà dedicata alla scelta delle batterie e dei motori, per confermare i risultati assunti in precedenza.
- Payload: il peso del payload, nonostante un valore di 2,2 *kg* ottenuto dall'analisi statistica, viene assunto pari a 3,5 *kg* in quanto come si vedrà nella Tabella 2.5.5, questo valore permette di ottenere, a fronte dei pesi stimati dei vari componenti del VTOL, un peso massimo al decollo prossimo a 13 *kg* che è il valore ottenuto

da statistica e con il quale verranno condotte le analisi aerodinamiche. Si noti come il valore assunto per il peso massimo del payload, rientri comunque nel range $2\text{ kg} \div 5\text{ kg}$ fissato come requisito.

Si riassumono nella Tabella 2.5.5 i pesi stimati per i principali componenti del VTOL. Tali risultati, sono visibili anche nei Grafici 2.5.2 e 2.5.3 che rappresentano, per entrambe le tipologie di ala considerate, una suddivisione dei pesi in termini percentuali, rispetto al peso massimo al decollo.

| | Ala rettangolare | Ala doppio trapezia |
|---|-----------------------------|--------------------------------|
| Fusoliera [kg] | 1,190 | 1,188 |
| Ala [kg] | 0,809 | 0,759 |
| Impennaggio orizzontale [kg] | 0,204 | 0,204 |
| Impennaggio verticale [kg] | 0,189 | 0,189 |
| Zampe [kg] | 0,200 | 0,200 |
| Motori [kg] | 1,204 | 1,204 |
| Supporto motori [kg] | 0,500 | 0,500 |
| Equipaggiamenti necessari per il volo [kg] | 5,200 | 5,200 |
| Payload [kg] | 3,500 | 3,500 |
| MTOW [kg] | 12,996 | 12,944 |

Tabella 2.5.5 – Tabella riassuntiva stima pesi dei principali componenti del VTOL

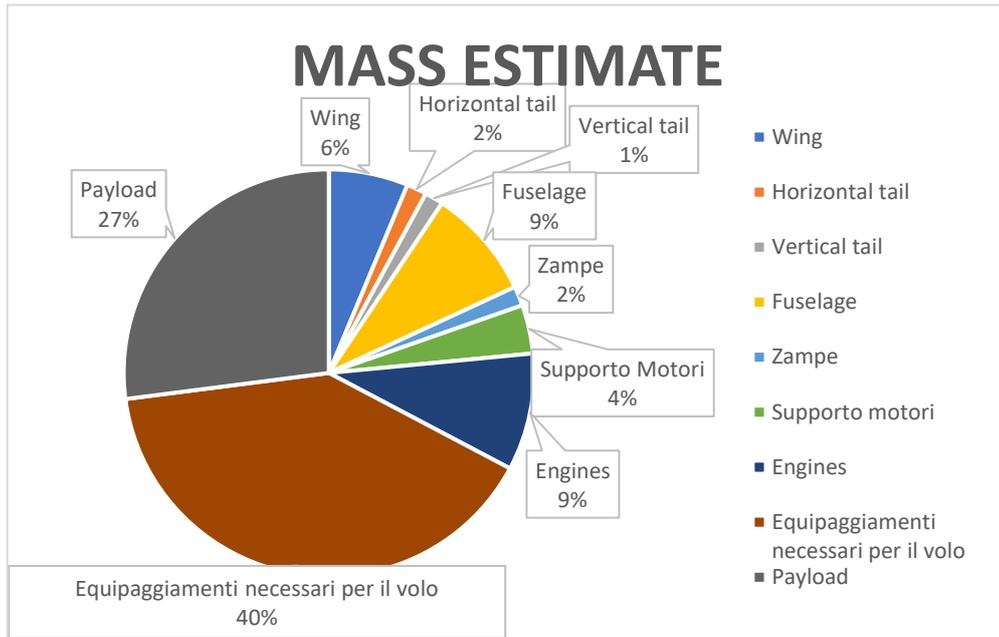


Grafico 2.5.2 - Suddivisione percentuale dei pesi rispetto al peso massimo al decollo (Ala rettangolare)

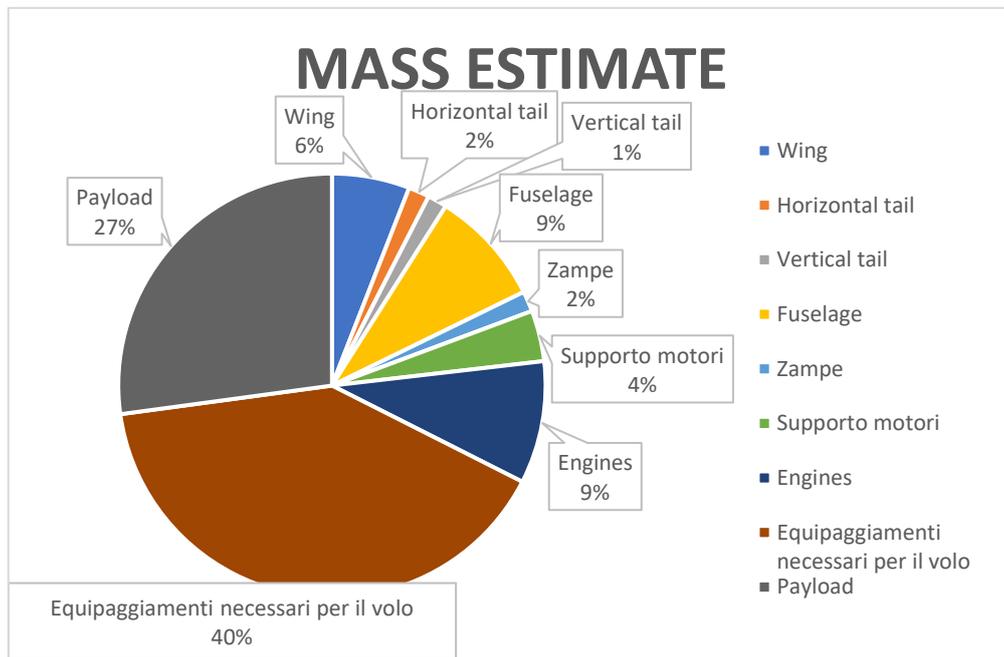


Grafico 2.5.3 - Suddivisione percentuale dei pesi rispetto al peso massimo al decollo (Ala doppia trapezia)

Come si evince dalla Tabella 2.5.5, nonché dai Grafici 2.5.2 e 2.5.3, i risultati ottenuti con un'ala rettangolare o doppiamente rastremata sono davvero molto simili.

3 ANALISI AERODINAMICA

In questa sezione si analizzano le prestazioni aerodinamiche del velivolo in condizioni di crociera, ovvero nella condizione in cui esso permane per la maggior parte del tempo durante la missione.

L'obiettivo è quello di stimare l'efficienza del velivolo in crociera, ricordando che durante questa fase esso opera in modalità aeroplano.

L'analisi verrà condotta considerando le due tipologie di ala precedentemente descritte, ovvero l'ala rettangolare in pianta e l'ala doppio trapezia, in modo tale da verificare quale delle due garantisce un'efficienza del velivolo completo più elevata.

Per poter iniziare l'analisi aerodinamica, serve avere una stima preliminare del C_L del velivolo in fase di crociera.

Essendo il velivolo in questa fase, in volo rettilineo orizzontale, il C_L viene calcolato per formula inversa eguagliando la portanza con il suo peso. Essendo il VTOL in questione alimentato da batterie, il peso considerato per questo equilibrio è proprio il peso massimo al decollo, pari a 13 *kg*. In realtà, anche se il motore di spinta fosse un motore a combustione, il peso da considerare per questo equilibrio sarebbe sempre il peso massimo al decollo, in quanto, tipicamente questi oggetti utilizzano comunque dei motori elettrici per il decollo e l'atterraggio verticale, non consumando cherosene durante il decollo.

$$L = W$$

$$\frac{1}{2}\rho V^2 S C_L = W$$

$$C_L = \frac{W}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$$

Si considera per il calcolo, una quota di crociera di 100 *m* dal livello del mare. Per il calcolo della densità a questa quota, si utilizzano le equazioni per l'atmosfera standard [25], partendo da condizioni standard al livello del mare, ovvero pressione di 1 *atm* e temperatura di 288,15 *K*.

$$\rho = \rho_0 \left(\frac{T_0 - a * h}{T_0} \right)^{4,2561}$$

Con ρ_0 si indica la densità al livello del mare, pari a $1,225 \frac{kg}{m^3}$, con T_0 la temperatura al livello del mare in condizioni standard, pari a 288,15 *K*, con h la quota e con a il gradiente termico con la quota. Quest'ultimo termine indica l'abbassamento della temperatura per ogni metro di quota guadagnato, pari a $0.0065 \frac{k}{m}$. Utilizzando la formula precedente, si ottiene una densità di $1,213 \frac{kg}{m^3}$.

Ad una quota di 100 *m* sul livello del mare, con una superficie alare di $0,715 m^2$, una velocità di crociera di $72 \frac{km}{h}$ ($20 \frac{m}{s}$) ed un peso di 13 *kg*, si ottiene un C_L in fase di crociera di 0,735 necessario per il sostentamento del velivolo.

3.1 Aerodinamica 2D

In questa sezione verranno analizzate le prestazioni di diversi profili alari, utilizzando un software open source dell'MIT, XFOIL. Esso permette il calcolo delle caratteristiche di un profilo alare immerso in un fluido subsonico, fornendo in input i seguenti dati:

- Numero di Reynolds di crociera: $\frac{\rho V c}{\mu}$
- Range di variazione dell'angolo di incidenza α

Come si evince dalla formula precedente, per il calcolo del numero di Reynolds in fase di crociera, è necessaria la conoscenza di quattro parametri: densità alla quota di crociera, velocità di volo, dimensione caratteristica del profilo, viscosità dinamica.

Per quanto riguarda la dimensione caratteristica del profilo, si utilizza la lunghezza della corda, ed in particolar modo si utilizzata per convenzione la lunghezza della corda media aerodinamica del velivolo. Avendo scelto di analizzare in questo studio due tipologie di ala differenti, si utilizza il valor medio delle corde medie aerodinamiche calcolate nel capitolo 2.2.2, pari a 271,42 *mm*.

Per il calcolo della viscosità dinamica, si utilizza la formula di Sutherland [26]:

$$\mu = S \left(\frac{T^{\frac{3}{2}}}{\chi + T} \right)$$

I parametri S e χ per l'aria valgono rispettivamente:

- $S = 1,46 \cdot 10^{-6} \frac{kg}{msK^2}$;
- $\chi = 110 K$.

Si ottiene dunque un valore di viscosità dinamica in condizioni di crociera pari a $1,79 \cdot 10^{-5} \left[\frac{kg}{ms} \right]$.

Il numero di Reynold in fase di crociera è quindi pari a $3,68 \cdot 10^5$.

Si noti che XFOIL esegue le sue analisi ad un Mach di volo nullo. Sarà dunque necessario, una volta scelto il profilo alare ottimale, correggere i risultati ottenuti tramite la correzione di Prandtl-Glauert. Tale correzione riguarda il coefficiente $C_{l\alpha}$ e verrà eseguito nella sezione relativa all'aerodinamica 3D.

Si confrontano dunque le prestazioni di diversi profili alari al fine di determinare quale di questi risulta essere ottimale nelle condizioni di crociera descritte, ovvero ad un C_L di 0,735.

3.1.1 Profili alari per volo a basse velocità: caratteristiche e prestazioni

Si riportano di seguito, una serie di profili alari tipicamente utilizzati per il volo a basse velocità, di cui verranno successivamente calcolate le performance aerodinamiche tramite il software XFOIL.

Sikorsky GS-1

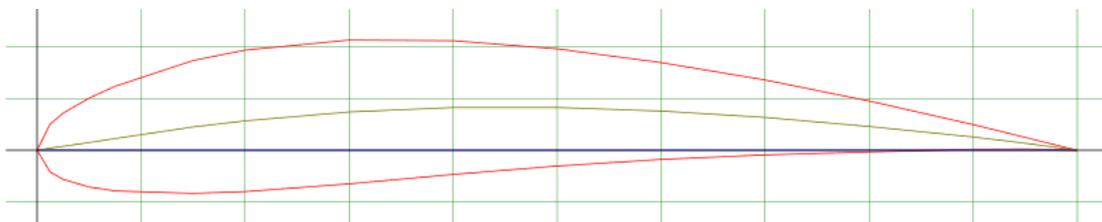


Figura 3.1.1 – Sikorsky GS-1 Airfoil [27]

| | |
|---|--------|
| $\left(\left(\frac{t}{c}\right)_{max}\right) \cdot 100$ | 13,9 % |
| $\frac{x\left(\frac{t}{c}\right)_{max}}{c} \cdot 100$ | 30 % |
| $\left(\left(\frac{m}{c}\right)_{max}\right) \cdot 100$ | 4,1 % |
| $\frac{x\left(\frac{t}{c}\right)_{max}}{c} \cdot 100$ | 50 % |

Tabella 3.1.1 - Caratteristiche del profilo Sikorsky GS-1

Nella Tabella 3.1.1 si indica con t lo spessore del profilo, con c la lunghezza della corda, con m la curvatura e con x la coordinata lungo la corda a partire dal bordo d'attacco.

HQ 3.5/14

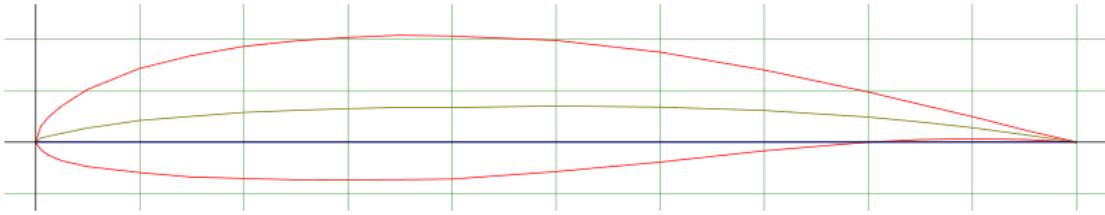


Figura 3.1.2 – HQ 3.5/14 Airfoil [28]

| | |
|---|-------|
| $\left(\left(\frac{t}{c}\right)_{max}\right) \cdot 100$ | 14 % |
| $\frac{x\left(\frac{t}{c}\right)_{max}}{c} \cdot 100$ | 35 % |
| $\left(\left(\frac{m}{c}\right)_{max}\right) \cdot 100$ | 3,5 % |
| $\frac{x\left(\frac{m}{c}\right)_{max}}{c} \cdot 100$ | 50 % |

Tabella 3.1.2 – Caratteristiche del profilo HQ 3.5/14

Eppler 668

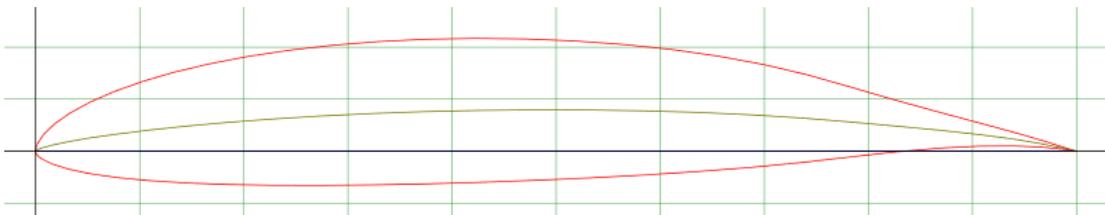


Figura 3.1.3 – Eppler 668 Airfoil [29]

| | |
|---|--------|
| $\left(\left(\frac{t}{c}\right)_{max}\right) \cdot 100$ | 13,9 % |
| $\frac{x\left(\frac{t}{c}\right)_{max}}{c} \cdot 100$ | 37,3 % |
| $\left(\left(\frac{m}{c}\right)_{max}\right) \cdot 100$ | 4 % |
| $\frac{x\left(\frac{t}{c}\right)_{max}}{c} \cdot 100$ | 47,8 % |

Tabella 3.1.3 – Caratteristiche del profilo Eppler 668

Wortmann FX 75-141

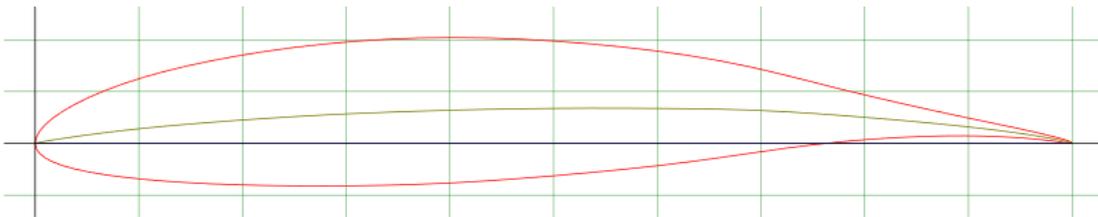


Figura 3.1.4 – Wortmann FX 75-141 Airfoil [30]

| | |
|---|--------|
| $\left(\left(\frac{t}{c}\right)_{max}\right) \cdot 100$ | 14,1 % |
| $\frac{x\left(\frac{t}{c}\right)_{max}}{c} \cdot 100$ | 37,1 % |
| $\left(\left(\frac{m}{c}\right)_{max}\right) \cdot 100$ | 3,4 % |
| $\frac{x\left(\frac{t}{c}\right)_{max}}{c} \cdot 100$ | 53,3 % |

Tabella 3.1.4 – Caratteristiche del profilo FX 75-141

GOE 655

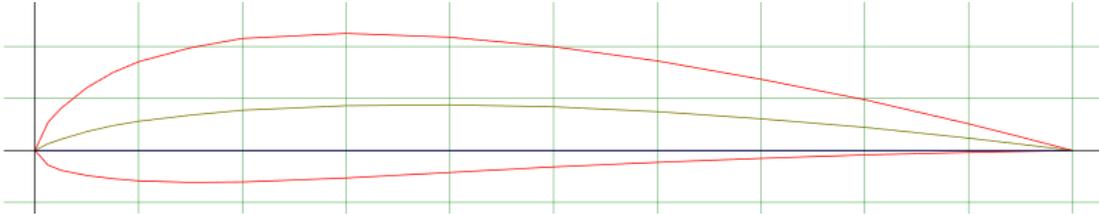


Figura 3.1.5 – GOE 655 [31]

| | |
|---|--------|
| $\left(\left(\frac{t}{c}\right)_{max}\right) \cdot 100$ | 13,9 % |
| $\frac{x\left(\frac{t}{c}\right)_{max}}{c} \cdot 100$ | 30 % |
| $\left(\left(\frac{m}{c}\right)_{max}\right) \cdot 100$ | 4,4 % |
| $\frac{x\left(\frac{t}{c}\right)_{max}}{c} \cdot 100$ | 40 % |

Tabella 3.1.5 – Caratteristiche del profilo GOE 655

Vengono di seguito riportare le curve caratterizzanti le prestazioni aerodinamiche dei profili succitati, i cui dati sono stati ottenuti tramite XFOL al Reynolds di crociera di $3,66 \cdot 10^5$. Per l'elaborazione grafica dei dati, si è utilizzato il software Matlab.

C

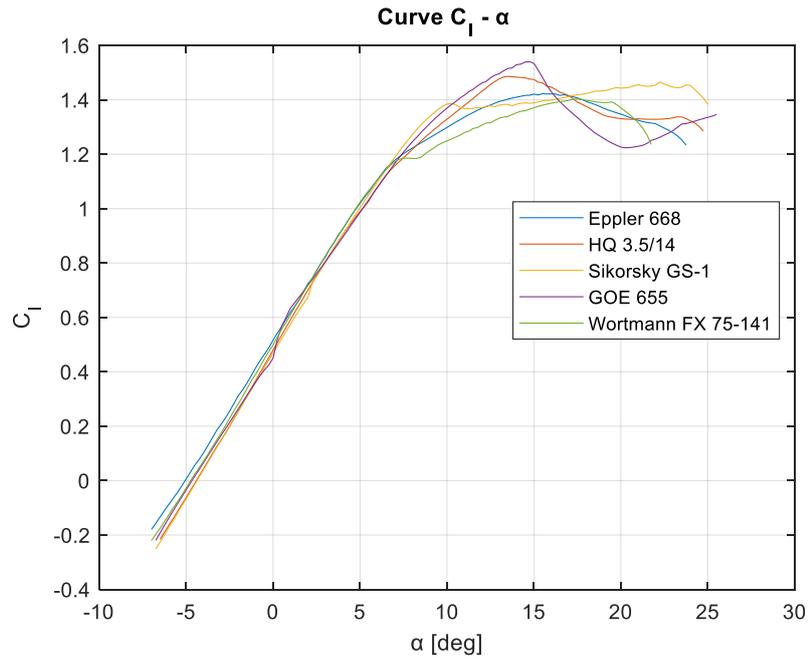


Grafico 3.1.1– Curve $C_l - \alpha$ elaborate tramite Matlab

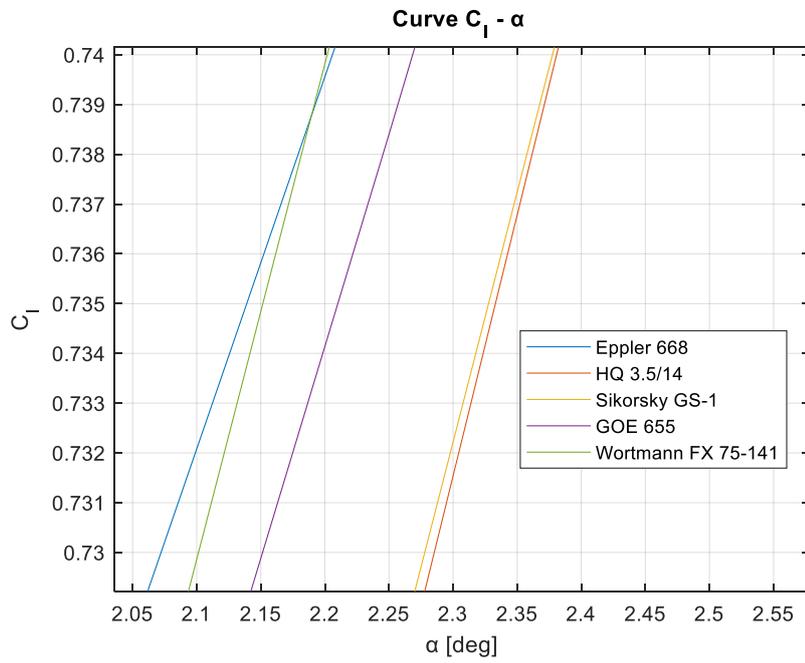


Grafico 3.1.2 – Zoom della Figura 3.1.1 in corrispondenza di $C_l = 0,735$

Dal Grafico 3.1.2 si può stimare in maniera approssimata, l'intervallo entro cui ricade l'angolo di incidenza geometrico in fase di crociera assumendo un C_L di 0,735 calcolato precedentemente, ottenendo un α compreso fra $2,1^\circ$ e $2,4^\circ$.

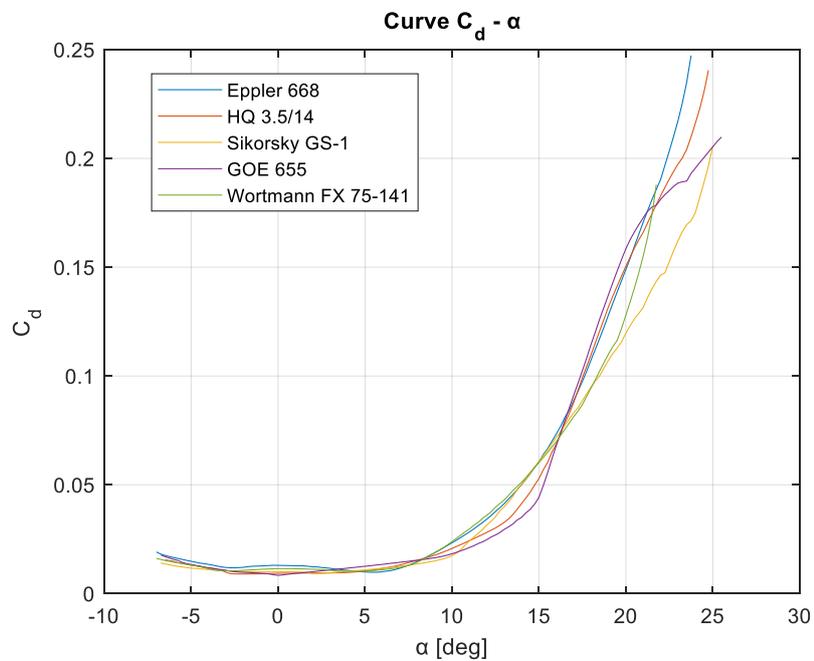


Grafico 3.1.3 – Curve $C_d - \alpha$ elaborate tramite Matlab

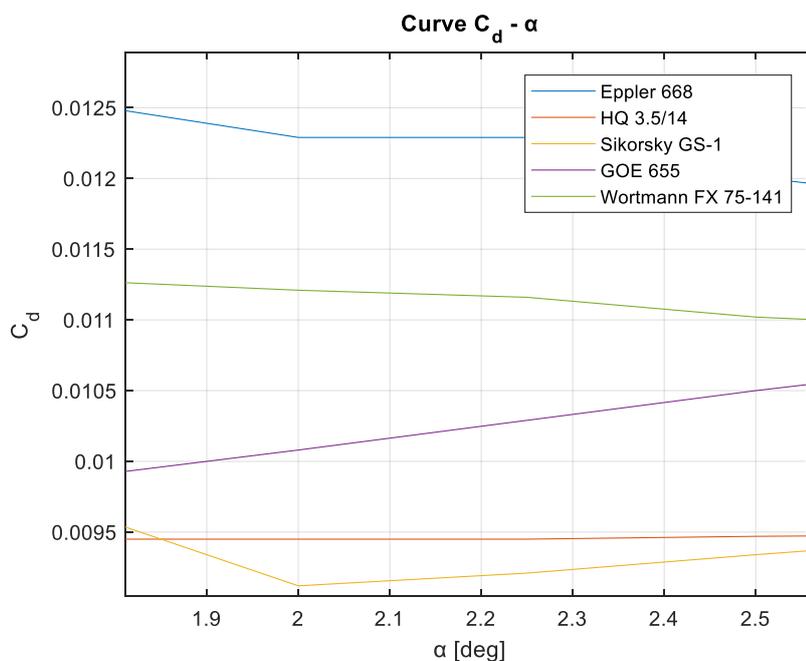


Grafico 3.1.4 – Zoom della Figura 3.1.3 per $2,1^\circ < \alpha < 2,4^\circ$

Per $2,1^\circ < \alpha_g < 2,4^\circ$, dal Grafico 3.1.4 si può osservare come il profilo Sikorsky GS-1 sia caratterizzato da un coefficiente di resistenza più basso rispetto agli altri profili presi in considerazione. Inoltre, nell'intorno del range di α considerato, la curva $C_d - \alpha$ del profilo Sikorsky GS-1 presenta un minimo.

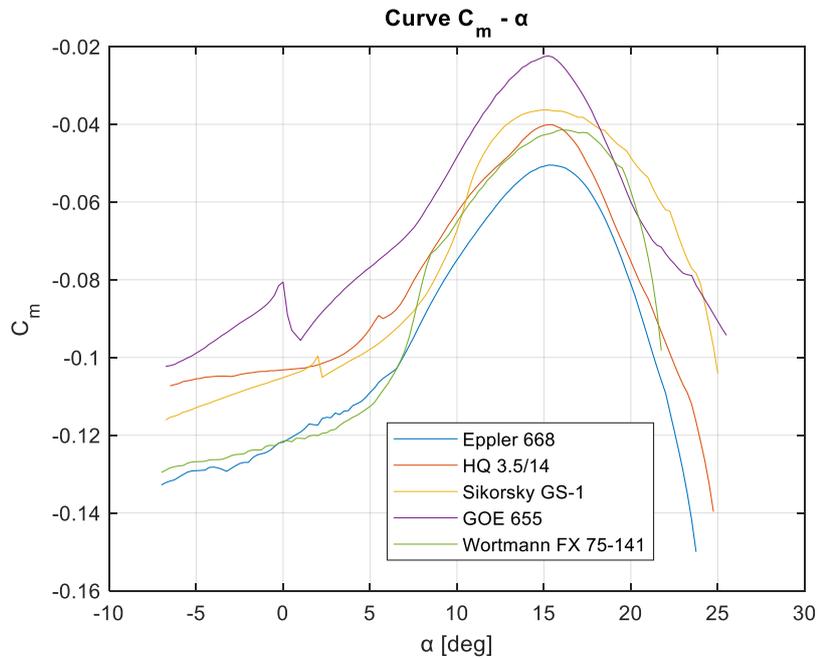


Grafico 3.1.5 – Curve $C_m - \alpha$ elaborate tramite Matlab

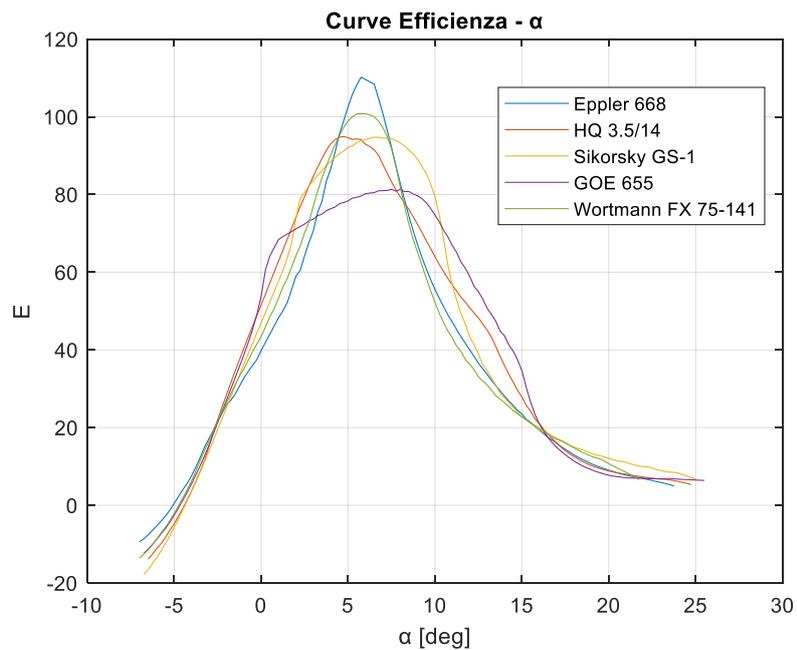


Grafico 3.1.6 – Curve $E - \alpha$ elaborate tramite Matlab

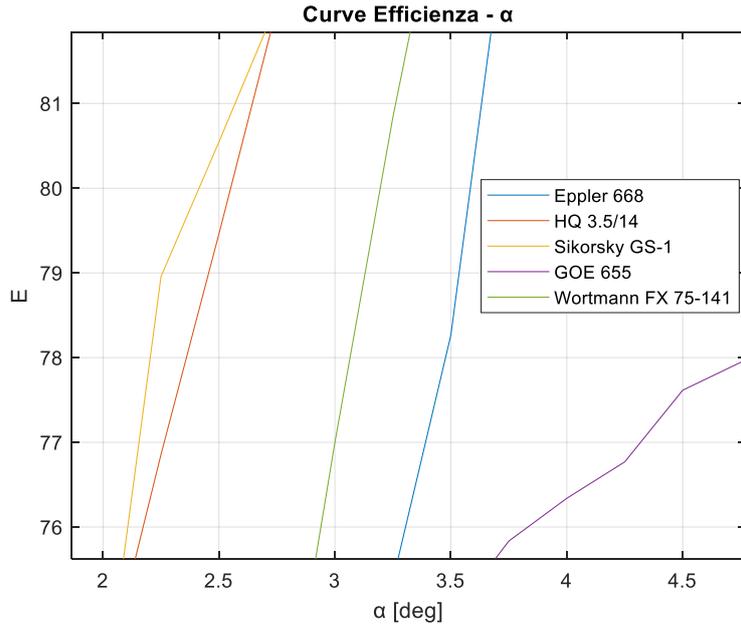


Grafico 3.1.7 – Zoom della Figura 3.1.7 per $2,1^\circ < \alpha_g < 2,4^\circ$

Dal Grafico 3.1.7 si può osservare come, per il range dell'angolo di incidenza precedentemente considerato, il profilo che presenta il valore di efficienza più elevato, risulta essere il Sikorsky GS-1.

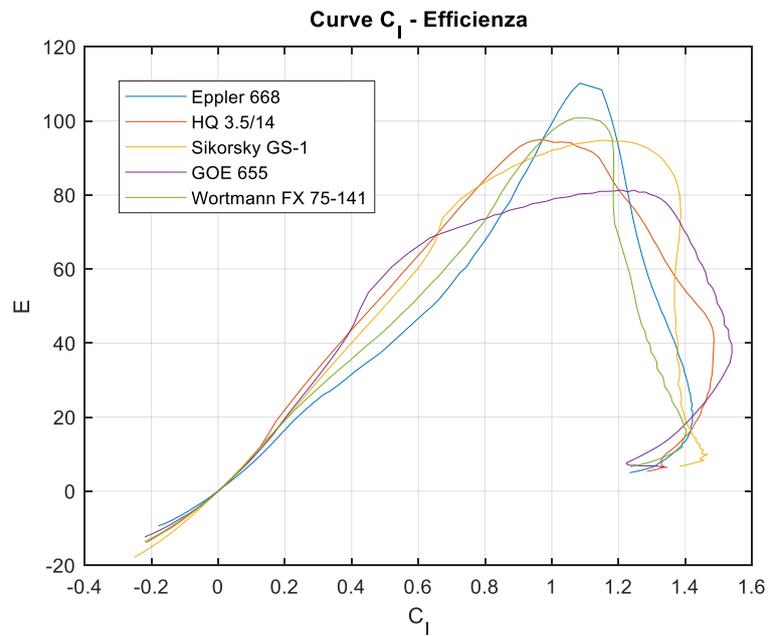


Grafico 3.1.8 – Curve $C_l - E$ elaborate tramite Matlab

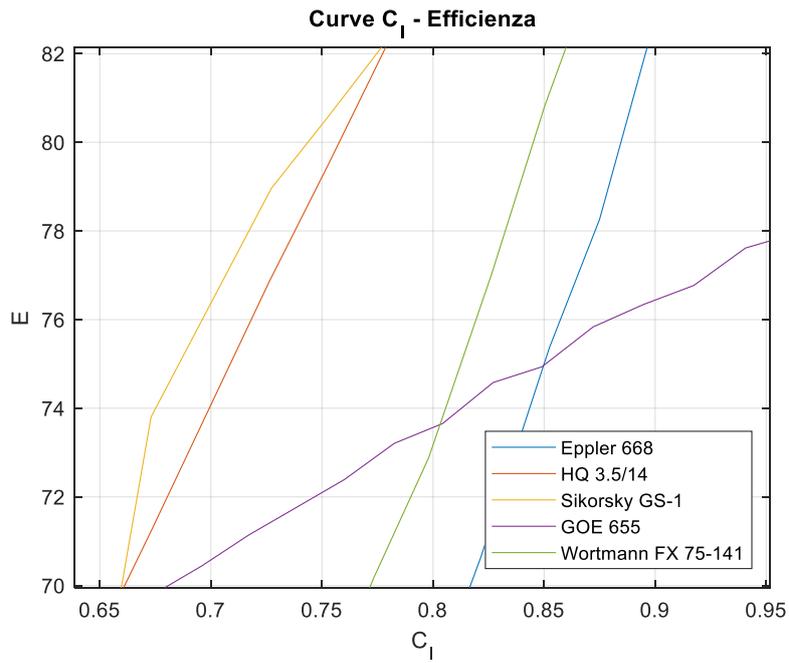


Grafico 3.1.9 – Zoom Figura 3.1.8 nell'intorno di $C_l = 0,735$

Anche in questo caso, come si evince dal Grafico 3.1.9, il profilo che presenta il valore di efficienza più elevato, risulta essere il Sikorsky GS-1.

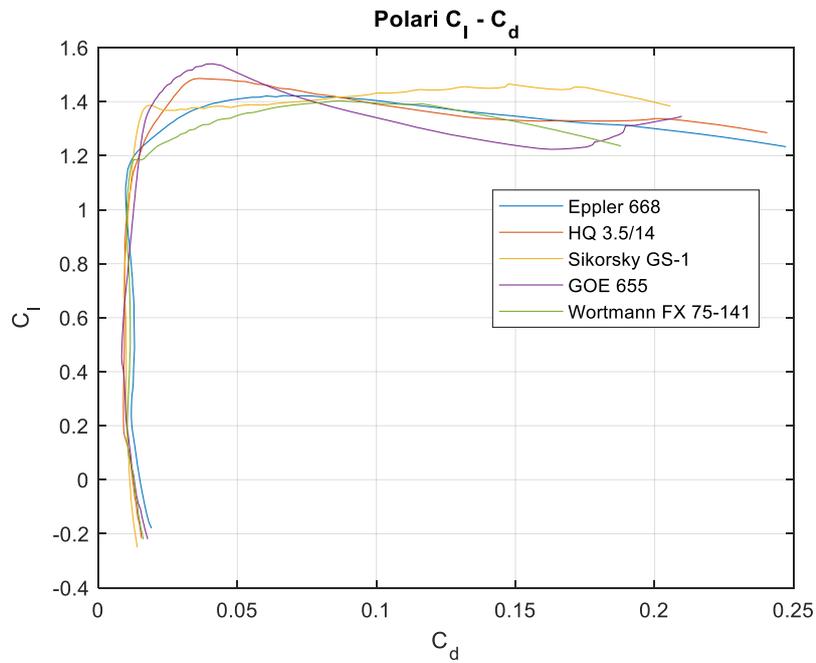


Grafico 3.1.10 – Curve $C_l - C_d$ elaborate tramite Matlab

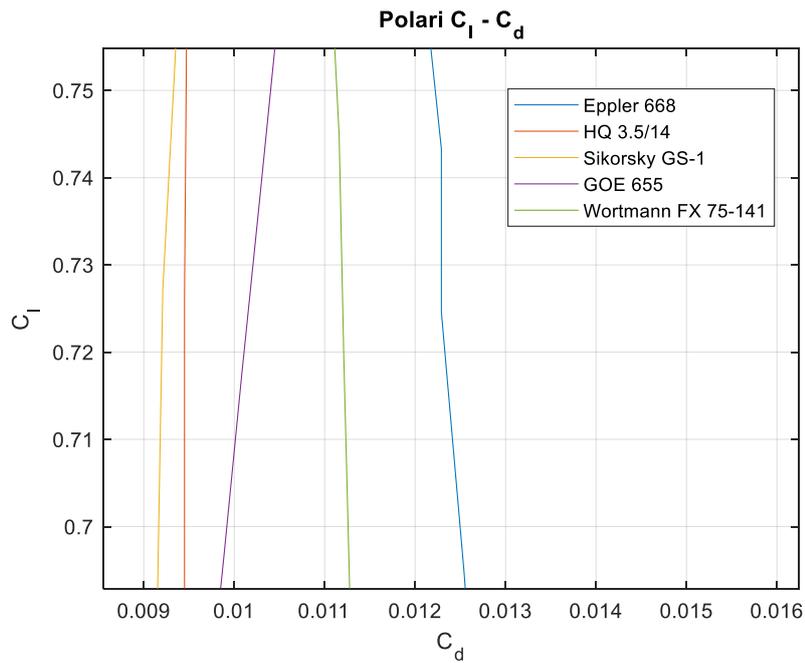


Grafico 3.1.11 – Zoom della Figura 3.1.10 nell'intorno di $C_l = 0,735$

A conferma di quanto già detto, nell'intorno del C_l di crociera pari a 0,735, il profilo che presenta il valore più basso del coefficiente di resistenza, risulta essere il Sikorsky GS-1, come si può vedere dal Grafico 3.1.11.

A fronte dei risultati ottenuti e illustrati precedentemente, si sceglie per il VTOL oggetto di studio, il profilo alare Sikorsky GS-1, il quale, rispetto agli altri profili presi in considerazione, risulta essere il più prestante nell'intorno delle condizioni di crociera stimate all'inizio del Capitolo 3.1.

3.2 Aerodinamica 3D

Per il calcolo delle caratteristiche aerodinamiche di un'ala ad allungamento finito, bisogna considerare gli effetti derivanti dal fatto che l'ala non può essere considerata un corpo bidimensionale come avviene per il profilo. Infatti, ogni piano portante dell'ala presenta una differenza di pressione tra il dorso e il ventre che va ad annullarsi in corrispondenza delle estremità libere, dove viene meno la separazione tra le due zone a diverso gradiente di pressione. Tale gradiente di pressione, presente lungo l'apertura alare, causa un'inclinazione delle linee di corrente verso l'interno sul dorso e verso l'esterno sul ventre, generando in questo modo, una superficie di discontinuità della velocità. Questa superficie, allontanandosi via via dall'ala, tende ad incurvarsi e a dare origine a due distinti vortici con senso di rotazione opposto. Ciò comporta, l'insorgere di una componente di forza aerodinamica diretta nella direzione della velocità asintotica, ovvero una componente di resistenza, che prende il nome di resistenza indotta.

Il modello fisico-matematico utilizzato in questo studio, associato alla distribuzione di circolazione sull'ala, alla scia vorticoso e ai vortici di estremità, all'effetto dell'induzione dei vortici e alla resistenza indotta, è quello della linea portante di Prandtl [32].

Secondo la suddetta teoria, l'ala può essere ridotta ad un'unica linea portante che passa per i centri aerodinamici dei vari profili alari. Vengono di seguito elencate le ipotesi che stanno alla base della teoria e che sono indispensabili affinché il suo utilizzo produca dei risultati attendibili:

- La teoria è valida in campo incomprimibile, ovvero per $M < 0,3$;
- È valida per ali rastremate, svergolate, ma con un angolo di freccia nullo o comunque molto piccolo (minore di 5 deg);
- L'ala viene rappresentata da un unico vortice portante di intensità Γ passante per i centri aerodinamici dei vari profili;
- La scia è una superficie vorticoso allineata alla corrente di monte, con densità lineare di vortici legata alla variazione di circolazione lungo l'apertura alare:

$$\gamma_x(y) = -\frac{d\Gamma(y)}{dy}$$

- Il flusso si ritiene bidimensionale in ogni sezione alare.

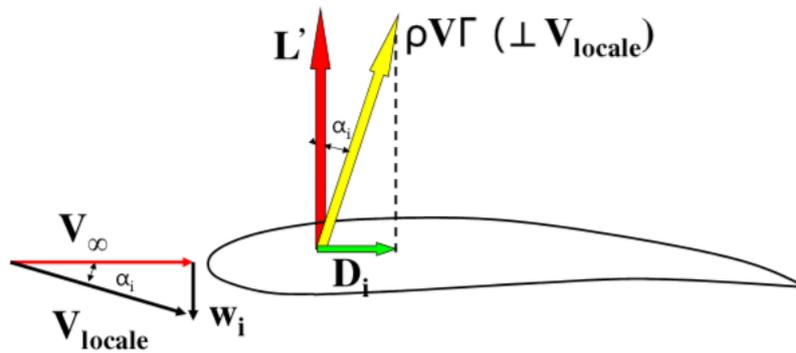


Figura 3.2.1 – Incidenza indotta, velocità di downwash e resistenza indotta [33]

Facendo riferimento alla Figura 3.2.1, per quanto detto precedentemente, indicando con α_i l'angolo di incidenza indotta, con w_i la velocità di downwash dovuta ai vortici di scia, utilizzando l'approssimazione di angoli piccoli, la portanza e la resistenza indotta per unità di lunghezza possono essere ricavate in modulo dalla formula di Kutta-Joukowski [34]:

$$L'(y) \approx \rho_{\infty} V_{\infty} \Gamma(y)$$

$$D'_i(y) \approx \rho_{\infty} V_{\infty} \Gamma(y) \alpha_i(y)$$

Facendo sempre riferimento alla Figura 3.2.1, essendo nell'approssimazione di angoli piccoli $\alpha_i(y) = \frac{w_i(y)}{V_{\infty}}$, la resistenza indotta del profilo può essere espressa nel seguente modo:

$$D'_i(y) \approx \rho_{\infty} \Gamma(y) w_i(y)$$

Il coefficiente di portanza in corrispondenza di ogni sezione alare può essere dunque calcolato nel seguente modo, tenendo conto anche degli effetti di induzione dovuta ai vortici di scia:

$$C_l(\mathbf{y}) = C_{l_\alpha}(\alpha_g(\mathbf{y}) - \alpha_0(\mathbf{y}) - \alpha_i(\mathbf{y}))$$

Si indicano con $\alpha_g(\mathbf{y})$ l'angolo di incidenza geometrica del profilo, formato fra la direzione della corrente di monte e la corda del profilo stesso, con $\alpha_0(\mathbf{y})$ l'angolo di portanza nulla formato fra la corda e la direzione di portanza nulla del profilo e con $\alpha_i(\mathbf{y})$ l'angolo di incidenza indotta del profilo.

Dato che, per convenzione il coefficiente di portanza si può scrivere come:

$$C_l = \frac{L'}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 c(\mathbf{y})}$$

Sostituendo quest'ultima espressione nella relazione precedente, si ottiene:

$$\Gamma(\mathbf{y}) = \frac{1}{2}C_{l_\alpha} V_\infty c(\mathbf{y})(\alpha_g(\mathbf{y}) - \alpha_0(\mathbf{y}) - \alpha_i(\mathbf{y})).$$

Per quanto riguarda il calcolo della velocità di downwash in ogni sezione alare, avendo supposto la scia piana, ovvero avendo supposto il sistema di vortici di scia allineato alla corrente di monte, grazie alla simmetria, il downwash che si forma da un lato della scia risulta essere proprio la metà di quello che si avrebbe se si supponesse un'estensione fino all'infinito a monte del sistema di vortici di scia. Di conseguenza secondo il riferimento della Figura 3.2.2 il downwash $w_i(\mathbf{y})$ per ogni sezione è dato dalla seguente relazione:

$$2w_i(y) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \frac{\gamma_x(t) dt}{t - y} \quad [35]$$

Dove con b si indica l'apertura alare.

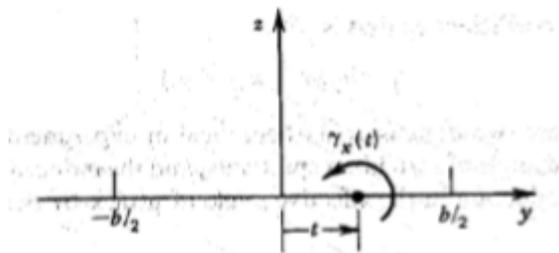


Figura 3.2.2 – Riferimento per il calcolo del downwash [33]

Sostituendo quest'ultima espressione, nell'equazione che lega l'angolo di incidenza indotta alla velocità di downwash e alla velocità di monte, si ottiene la seguente relazione per l'angolo di incidenza indotta di ogni sezione:

$$\alpha_i(y) = \frac{1}{4\pi V_\infty} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \frac{\gamma_x(t) dt}{t - y}$$

Ricordando che, per la teoria della linea portante di Prandtl si è assunta una densità lineare dei vortici di scia dipendente dalla circolazione lungo l'apertura alare secondo la seguente relazione:

$$\gamma_x(y) = -\frac{d\Gamma(y)}{dy}$$

Sostituendola nell'equazione precedente si ottiene:

$$\alpha_i(y) = \frac{1}{4\pi V_\infty} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \frac{\Gamma'(t) dt}{y-t}$$

Si giunge infine alla nota equazione integro differenziale di Prandtl:

$$\Gamma(y) = \frac{1}{2} V_\infty c(y) C_{l_\alpha} \left[\alpha_g(y) - \alpha_0(y) - \frac{1}{4\pi V_\infty} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \frac{d\Gamma(t)}{dt} \frac{dt}{y-t} \right] \quad [36]$$

Si descrive adesso un metodo di risoluzione numerica [37] dell'equazione integro differenziale di Prandtl. Si passa dunque alle coordinate polari attraverso il seguente cambio di coordinate:

$$t = \frac{b}{2} \cos\theta, \quad y = \frac{b}{2} \cos\phi$$

Per come è stato scelto il cambio di coordinate, per θ e ϕ pari a 0 e 180 *deg*, t ed y assumono valori pari a $\pm \frac{b}{2}$, mentre per θ e ϕ pari a $\pm \frac{\pi}{2}$ il valore assunto da t ed y è proprio pari a 0.

Essendo la circolazione nulla alle estremità alari, possiamo assumere una soluzione per quest'ultima nella forma di uno sviluppo di Fourier di soli seni:

$$\Gamma(\phi) = \frac{V_\infty b}{2} \sum_{r=1}^{\infty} A_r \sin(r\phi) \quad [38]$$

Concentrando l'attenzione sull'integrale relativo all'effetto indotto, sostituendo la soluzione appena ipotizzata, si ottiene:

$$\begin{aligned}
\int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \frac{d\Gamma}{dt} \frac{dt}{(y-t)} &= -\frac{2}{b} \int_0^\pi \frac{d\Gamma}{d\theta} \frac{d\theta}{(\cos\theta - \cos\phi)} \\
&= V_\infty \int_0^\pi \sum_{r=1}^{\infty} \frac{rA_r \cos(r\theta)}{\cos\theta - \cos\phi} d\theta \\
&= V_\infty \sum_{r=1}^{\infty} rA_r \int_0^\pi \frac{\cos(r\theta) d\theta}{\cos\theta - \cos\phi} \\
&= \pi V_\infty \sum_{r=1}^{\infty} rA_r \frac{\sin(r\phi)}{\sin\phi}
\end{aligned}$$

Quest'ultimo risultato deriva dalla risoluzione dell'integrale di Glauert presente nella penultima equazione presentata, tramite una sostituzione di variabili [39].

Sostituendo il tutto nell'equazione integro differenziale di Prandtl si ottiene:

$$\frac{C_{l_\alpha} c(y)}{b} \alpha = \sum_{r=1}^{\infty} A_r \left[\sin(r\phi) + \frac{C_{l_\alpha} c(y)}{4b} \frac{\sin(r\phi)}{\sin\phi} \right]$$

In questo caso con α si intende l'angolo di incidenza aerodinamica dato da $\alpha_g - \alpha_0$.

Passando alla notazione matriciale, la stessa equazione può essere riscritta nel seguente modo:

$$\frac{1}{b} [C_{l_\alpha} c] \{\alpha\} = [\sin(r\phi)] \{A_r\} + \frac{1}{4b} \left[\frac{C_{l_\alpha} c}{\sin\phi} \right] [r \sin(r\phi)] \{A_r\} \quad [40]$$

Per quanto detto fino a questo punto, in ognuna delle sezioni alari di interesse si ha:

$$\frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 c(y) C_l(y) = \rho_{\infty} V_{\infty} \Gamma(y)$$

$$\Gamma(y) = \Gamma(\phi) = \frac{V_{\infty} b}{2} \sum_{r=1}^{\infty} A_r \sin(r\phi)$$

$$c(y) C_l(y) = b \sum_{r=1}^{\infty} A_r \sin(r\phi)$$

Scrivendo in forma matriciale la relazione precedente:

$$\{cC_l\} = b[\sin(r\phi)]\{A_r\}$$

Sostituendo nell'equazione integro differenziale di Prandtl scritta in forma matriciale, si ottiene:

$$\frac{1}{b} [C_{l_{\alpha} c}] \{\alpha\} = \frac{1}{b} \left([\sin(r\phi)] + \frac{1}{4b} \left[\frac{C_{l_{\alpha} c}}{\sin\phi} \right] [r \sin(r\phi)] \right) [\sin(r\phi)]^{-1} \{cC_l\}$$

$$\{\alpha\} = \left(\left[\frac{1}{C_{l_{\alpha} c}} \right] + \frac{1}{4b} \left[\frac{1}{\sin\phi} \right] [r \sin(r\phi)] [\sin(r\phi)]^{-1} \right) \{cC_l\}$$

Indicando con $[A]$ la matrice che nella relazione precedente rappresenta tutti i termini fra le parentesi tonde più esterne, si giunge alla forma matriciale compatta dell'equazione integro differenziale di Prandtl:

$$\{\alpha\} = [A]\{cC_l\}$$

Per eseguire l'analisi aerodinamica tridimensionale dell'ala del VTOL oggetto di studio, si è suddivisa la semiala in 20 stazioni equispaziate in ϕ , in modo da ottenere una mesh in y più fitta verso le estremità alari, dove sono più importanti i gradienti di circolazione. Per ottenere la distribuzione dell'angolo ϕ , si utilizza la seguente formula:

$$\phi_n = \frac{n\pi}{r+1} \quad [33]$$

Per risolvere l'equazione integro differenziale di Prandtl in forma matriciale, ovviamente non si possono utilizzare gli infiniti termini della serie di Fourier, bensì si sceglie di troncare la serie per $r = 39$ (valore che controlla anche il numero di stazioni in termini dell'angolo ϕ) in quanto, avendo scelto di dividere la semiala in 20 stazioni equispaziate in ϕ , considerando le stazioni dalla $n=20$ (tip alare) alla $n=1$ (stazione prossima all'asse di simmetria longitudinale del velivolo), l'angolo ϕ passa rispettivamente da $\frac{\pi}{2}$ a circa 0 rad.

Si noti come, considerando solo condizioni di volo simmetriche (in particolare la crociera), i valori di r che servono per l'analisi sono solo quelli dispari, di conseguenza r assumerà come valori i primi 20 numeri dispari da 1 a 39. I valori di r dispari corrispondono a funzioni che hanno la forma del seno, funzione simmetrica rispetto al piano xz . I termini pari andrebbero considerati nel momento in cui si calcolasse l'aerodinamica dell'ala per una manovra di rollio per esempio.

3.2.1 Calcolo delle prestazioni aerodinamiche del VTOL

Per il calcolo delle prestazioni aerodinamiche dell'ala e del velivolo completo, si è utilizzato il programma Microsoft Excel, in cui sono state implementate le equazioni precedentemente presentate, nonché una serie di altre relazioni utili allo scopo, come

quelle necessarie per il calcolo dei contributi di resistenza delle varie parti del VTOL che verranno presentate successivamente.

3.2.1.1 Ala

Per quanto riguarda l'ala, note le sue caratteristiche geometriche e le polari bidimensionali dei vari profili lungo l'apertura (ricordando di voler utilizzare il profilo Sikorsky GS-1 per tutta l'ala, per entrambe le tipologie di ala considerate), utilizzando la metodologia precedente per risolvere l'equazione integro-differenziale di Prandtl, si sono ottenuti i coefficienti di portanza locali per le 20 stazioni in cui la semiala è stata suddivisa.

Per l'ala rettangolare, in particolare sono state utilizzate per tutte le 20 stazioni della semiala, la polare e la curva $C_l - \alpha$ presentate nella sezione precedente dell'Aerodinamica 2D al Reynolds di crociera di $3,68 \cdot 10^5$, mentre per l'ala doppio trapezia, ricordando la suddivisione in tre tronconi adottata per la semiala, sono state utilizzate tre diverse polari e tre diverse curve $C_l - \alpha$ (seppur molto simili tra loro) per le stazioni appartenenti ai tre tronconi. I numeri di Reynolds ai quali sono state ottenute le polari differiscono tra loro solo per il valore della corda utilizzata nella definizione del Reynolds stesso, corde calcolate come valore medio delle corde di estremità di ognuno dei tre tronconi. Ovviamente i valori di velocità, densità e viscosità dinamica presenti nella definizione del numero di Reynolds sono sempre quelli caratteristici della condizione di volo di crociera. I tre numeri di Reynolds ottenuti sono ovviamente molto simili tra loro e simili al Reynolds utilizzato per l'ottenimento delle stesse curve per l'ala rettangolare.

Noto il valore dell'angolo di portanza nulla delle 20 stazioni della semiala (valore ottenuto dalle curve $C_l - \alpha$ precedentemente citate) e avendo scelto di non adottare nessun tipo di svergolamento lungo l'apertura alare, come di norma si sceglie di fare per questa tipologia di velivoli, impostando il valore dell'angolo di incidenza geometrica dell'ala, valore che viene utilizzato per tutte le stazioni in cui la semiala è stata suddivisa, si ottengono gli angoli di incidenza aerodinamica delle 20 stazioni della semiala. Partendo da questi valori, e avendo costruito tutte le matrici presentate nel processo di risoluzione dell'equazione integro-differenziale di Prandtl, matrici che come già detto, possono essere compattate nella matrice $[A]$, nota la distribuzione delle corde delle 20 stazioni lungo

l'apertura alare calcolata tramite le equazioni presentate nel Capitolo 2.2.2, sono stati ottenuti i valori dei C_l locali delle 20 stazioni della semiala.

Avendo utilizzato per il calcolo dei C_l locali, le polari ottenute tramite il software XFOIL, ricordando che i risultati da esso forniti sono da considerarsi a Mach nullo, è stata introdotta la correzione di Prandtl-Glauert per tenere in conto degli effetti dovuti alla compressibilità, effetti che per il caso di studio in questione sono comunque irrilevanti date le bassissime velocità in gioco. Infatti, tenendo conto di questa correzione, si ottiene un coefficiente moltiplicativo per il $C_{l\alpha(M=0)}$ pari a 1,0017, valore ottenuto applicando la seguente formula, relativa alla correzione di Prandtl-Glauert:

$$C_{l\alpha(M\neq 0)} = \frac{C_{l\alpha(M=0)}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \quad [41]$$

Si comprende dunque che il coefficiente 1,0017 risulta proprio pari a:

$$\frac{1}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}$$

Ovviamente il numero di Mach in questione, indicato nella formula precedente con M_∞ risulta essere il Mach di crociera, pari a 0,0589.

Come detto, la correzione dovuta agli effetti di compressibilità è praticamente nulla, infatti essa viene applicata tipicamente quando il numero di Mach supera il valore di 0,3.

È necessaria applicare un'ulteriore correzione ai vari C_l locali calcolati, ovvero bisogna considerare la presenza dell'angolo di freccia alare.

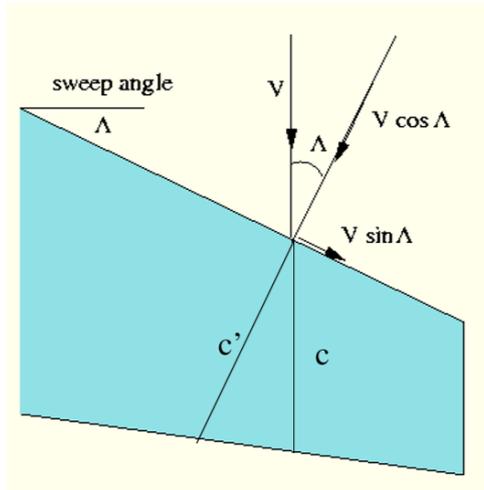


Figura 3.2.3 – Effetto della freccia alare sulla portanza [33]

Facendo riferimento alla Figura 3.2.3, si riesce facilmente a comprendere come, ai fini della generazione della portanza, la componente della velocità efficace allo scopo risulta essere quella perpendicolare al bordo d'attacco locale dell'ala.

Di conseguenza, considerando la portanza per unità di lunghezza generata da ogni singolo profilo alare, la corda che compare nella definizione della portanza, risulta essere quella lungo la componente di velocità perpendicolare al bordo d'attacco locale.

Per ottenere la correzione dovuta alla presenza dell'angolo di freccia, riferendosi alla Figura 3.2.1 si eseguono i seguenti passaggi matematici:

$$\begin{aligned}
 L' &= \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}'^2 c' C_l \\
 &= \frac{1}{2} \rho_{\infty} (V_{\infty} \cos \Lambda)^2 \frac{c}{\cos \Lambda} C_l \\
 &= \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty} c C_l \cos \Lambda \\
 &= \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty} c C_{l_{\alpha}} \alpha \cdot \cos \Lambda
 \end{aligned}$$

Nelle relazioni precedenti, si indica con Λ l'angolo di freccia locale rispetto al bordo d'attacco alare, con V'_∞ la componente di velocità perpendicolare al bordo d'attacco locale dell'ala e con c' la corrispondente corda allineata alla velocità V'_∞ .

Dunque, per tenere in conto dell'effetto dovuto all'angolo di freccia, si moltiplicano i C_{l_α} delle 20 stazioni della semiala per il coseno dell'angolo di freccia locale.

Ovviamente questa correzione sarà presente solo per l'ala doppio trapezia nei tronconi A_1 ed A_2 (in riferimento alla Figura 2.2.3) caratterizzati rispettivamente da un angolo di freccia al bordo d'attacco di 2 gradi e 7 gradi.

Per il calcolo del C_L globale dell'ala, sono stati integrati i valori dei C_l locali utilizzando la regola dei trapezi. Ovviamente tutto questo procedimento è stato eseguito sia per l'ala rettangolare, sia per l'ala doppio trapezia.

Noto il valore del C_l locale di ognuna delle 20 stazioni della semiala, si calcola il valore dell'angolo di incidenza indotto per ogni stazione invertendo la seguente formula, già presentata precedentemente:

$$C_l(y) = C_{l_\alpha}(\alpha_g(y) - \alpha_0(y) - \alpha_i(y))$$

Si procede dunque al calcolo del coefficiente di resistenza indotto di ogni stazione riferendosi sempre alla Figura 3.2.1, moltiplicando il valore del C_l locale per la tangente dell'angolo di incidenza indotto locale. Anche in questo caso, per il calcolo del coefficiente di resistenza indotto dell'ala, si procede integrando i valori locali mediante la regola dei trapezi.

Per il calcolo del coefficiente di resistenza globale di ogni stazione e di conseguenza dell'ala, si utilizza il valore del C_l locale delle varie stazioni come input per le curve $C_l - C_d$ caratteristiche del profilo della stazione stessa ottenute durante l'analisi bidimensionale, ottenendo un valore di C_d che rappresenta il valore del C_{d_0} della stazione, in quanto, nel bidimensionale, le uniche componenti di resistenza presenti, sono la resistenza di attrito e quella di forma, che insieme formano la resistenza parassita che

caratterizza il valore del C_{d_0} . Si procede nuovamente integrando i valori locali del C_{d_0} utilizzando la regola dei trapezi, ottenendo il valore del C_{D_0} dell'ala.

Essendo le velocità del VTOL estremamente basse, non saranno presenti contributi di resistenza dovuti al raggiungimento e superamento in particolari punti sul dorso e sul ventre del profilo delle condizioni soniche, ovvero sarà nulla la resistenza d'onda.

Noti i valori del coefficiente di resistenza indotto dell'ala e del sul C_{D_0} , il C_D complessivo della stessa viene ottenuto tramite una semplice somma dei precedenti due.

L'angolo di incidenza geometrica dell'ala al quale il velivolo deve volare in condizioni di crociera e per il quale sono state calcolate le prestazioni aerodinamiche dell'ala e del velivolo stesso, deve essere tale da garantire un C_L del velivolo completo di 0,735 calcolato precedentemente, per permetterne il sostentamento durante la crociera.

Si riportano nella Tabella 3.2.1, per entrambe le tipologie di ala, i valori dell'angolo di incidenza dell'ala in condizioni di crociera che garantisce un C_L del velivolo di 0,735, il C_L , il C_{D_0} , il coefficiente di resistenza indotta C_{D_i} e il C_D totale dell'ala nonché la sua efficienza in crociera e il fattore di Oswald.

Quest'ultimo valore (indicato con la lettera e) che esprime quanto la distribuzione di portanza lungo l'apertura alare sia prossima a quella ellittica (ottenuta con un'ala ellittica in pianta) per la quale è minima la resistenza indotta dell'ala (tanto più il fattore di Oswald è prossimo all'unità, tanto più la distribuzione di portanza è prossima a quella ellittica), noti il C_L e il C_{D_i} dell'ala in crociera e l'aspect ratio (AR) alare, viene calcolato mediante la seguente formula:

$$e = \frac{C_L^2}{C_{D_i} \pi AR} [42]$$

| | Ala rettangolare | Ala doppio trapezia |
|------------------|-----------------------------|--------------------------------|
| $\alpha_w [deg]$ | 3,4 | 3,5 |
| C_L | 0,6714 | 0,6990 |
| C_{D_i} | 0,01570 | 0,01576 |
| C_{D_0} | 0,01002 | 0,00911 |
| C_D | 0,02572 | 0,02487 |
| E | 26,10 | 28,10 |
| e | 0,918 | 0,994 |

Tabella 3.2.1 – Dati riassuntivi delle prestazioni aerodinamiche alari in crociera

Come si osserva dalla Tabella 3.2.1, l'ala doppiamente rastremata presente in crociera un valore leggermente più elevato di efficienza, nonché, come ci si poteva aspettare, un fattore di Oswald praticamente prossimo all'unità. Osservando infatti il Grafico 3.2.3, la distribuzione di portanza lungo la semiala per l'ala doppio trapezia, risulta essere praticamente ellittica.

Si riportano nei Grafici 3.2.1., 3.2.2, 3.2.3, 3.2.4 le distribuzioni del coefficiente di portanza e di resistenza indotta lungo la semiala, rispettivamente per l'ala rettangolare e per la doppio trapezia.

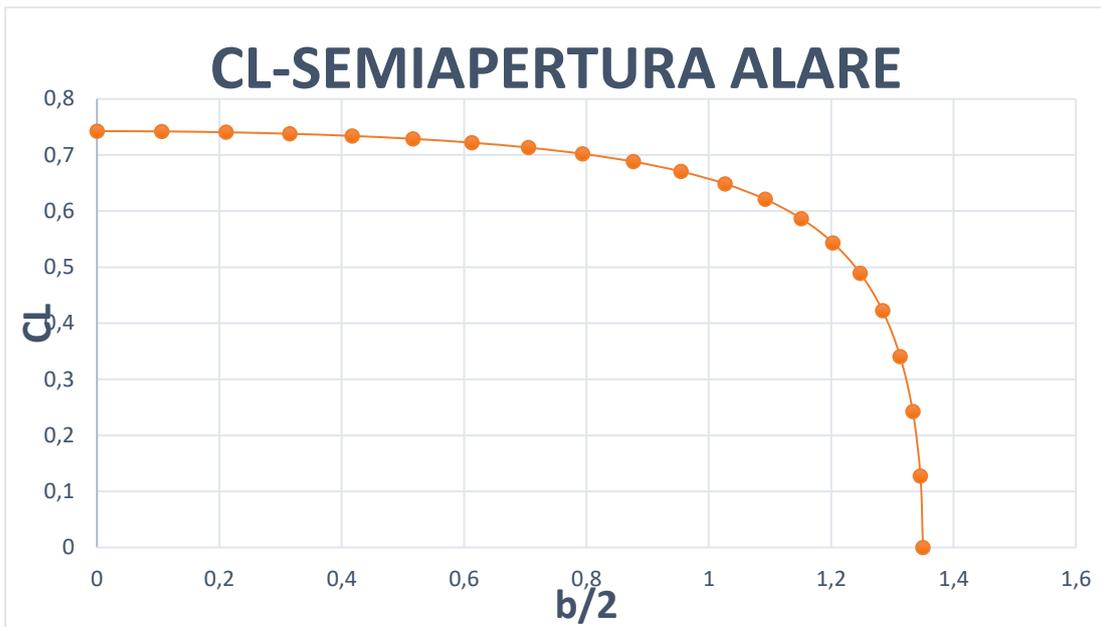


Grafico 3.2.1 – Distribuzione del C_L lungo la semiapertura alare dell'ala rettangolare

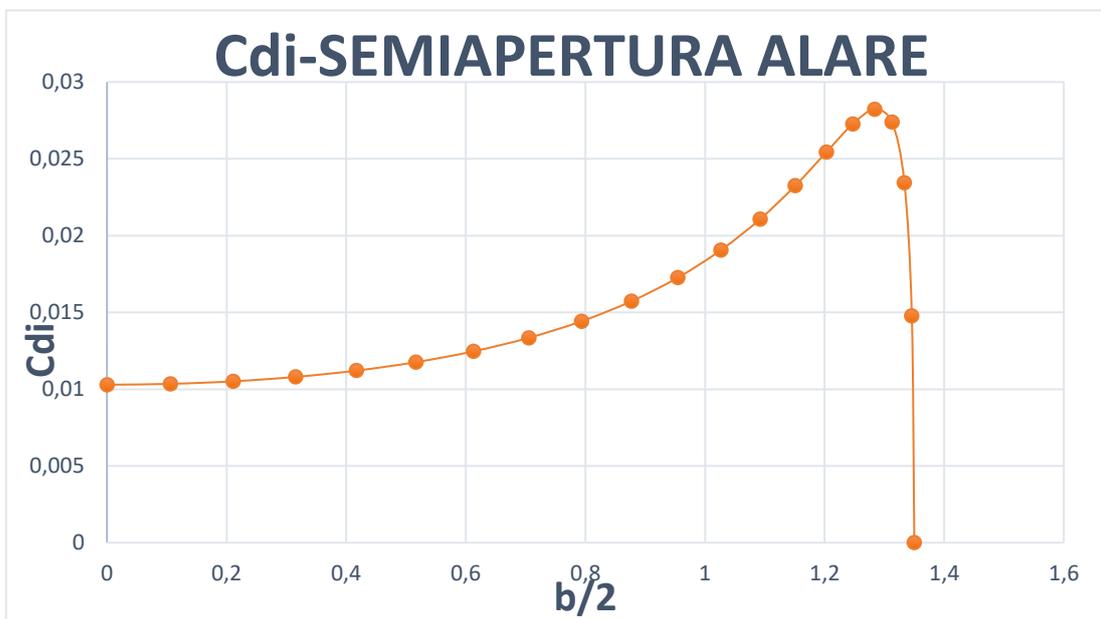


Grafico 3.2.2 – Distribuzione del C_{D_i} lungo la semiapertura alare dell'ala rettangolare

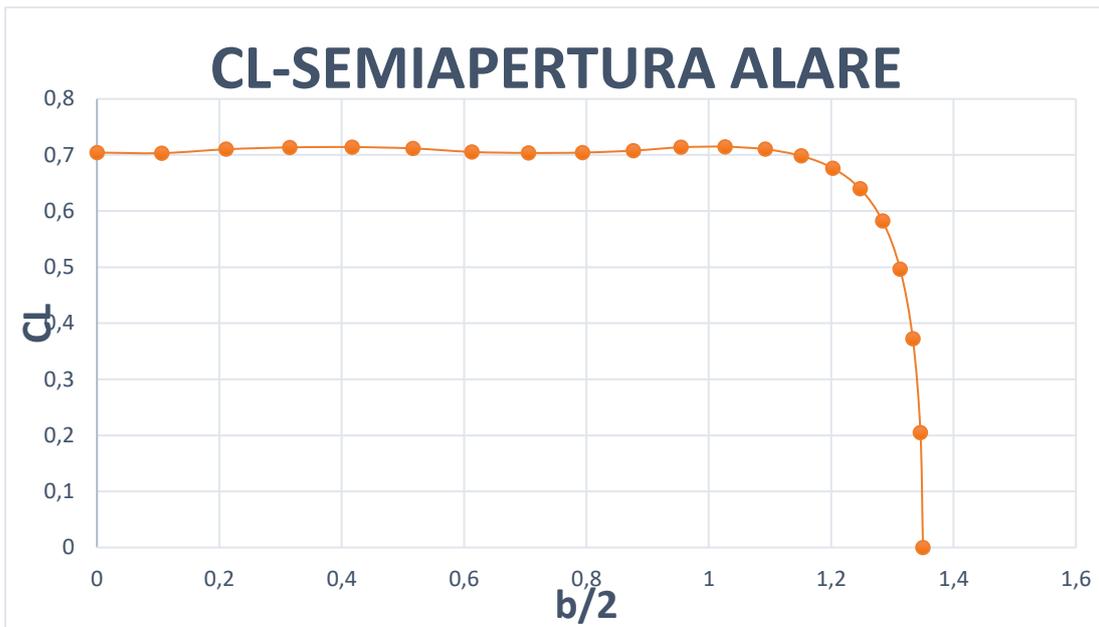


Grafico 3.2.3 – Distribuzione del C_L lungo la semiapertura alare dell'ala doppio trapezia

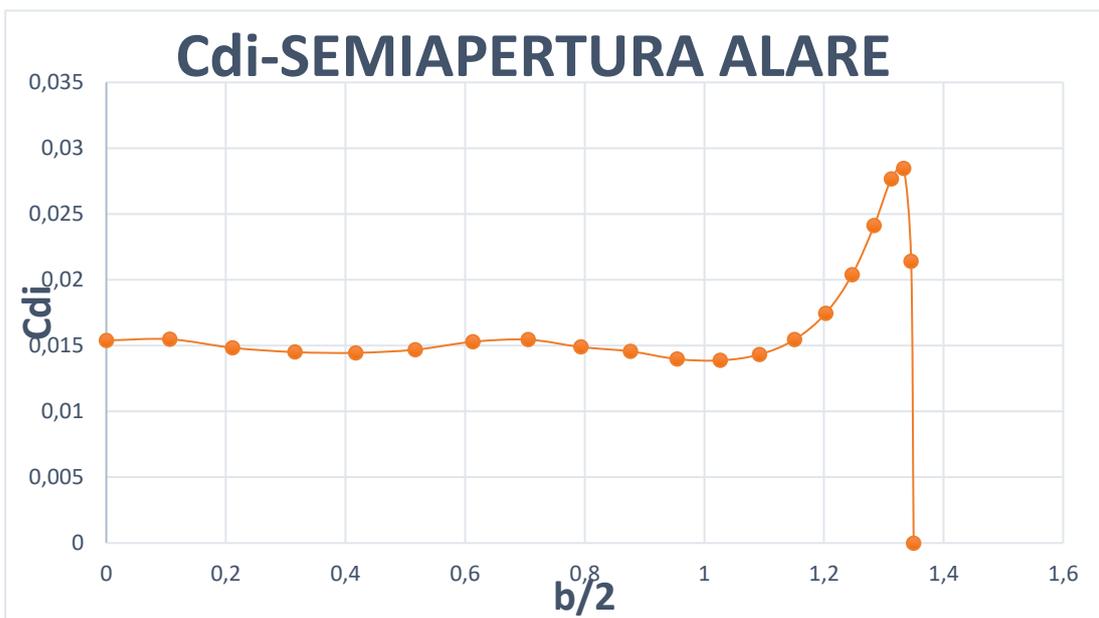


Grafico 3.2.4 – Distribuzione del C_{D_i} lungo la semiapertura alare dell'ala doppio trapezia

Si riportano nei Grafici 3.2.5, 3.2.6, 3.2.7, 3.2.8 le polari $C_L - C_D$ e le curve $C_L - \alpha$ rispettivamente per l'ala rettangolare e per la doppio trapezia.

Per il calcolo delle polari, si è fatto variare il valore dell'angolo di incidenza geometrica dell'ala α_w da $-6,75 \text{ deg}$ a 10 deg , ottenendo di volta in volta il valore del coefficiente di portanza e di resistenza dell'ala.

Nota a questo punto la variazione dell'angolo di incidenza geometrica α_w e il corrispondente C_L , è stato possibile ricavare la curva $C_L - \alpha$ dell'ala, rimanendo in campo lineare, grazie al ristretto range di variazione (sia in positivo che negativo) adottato per l'angolo di incidenza.

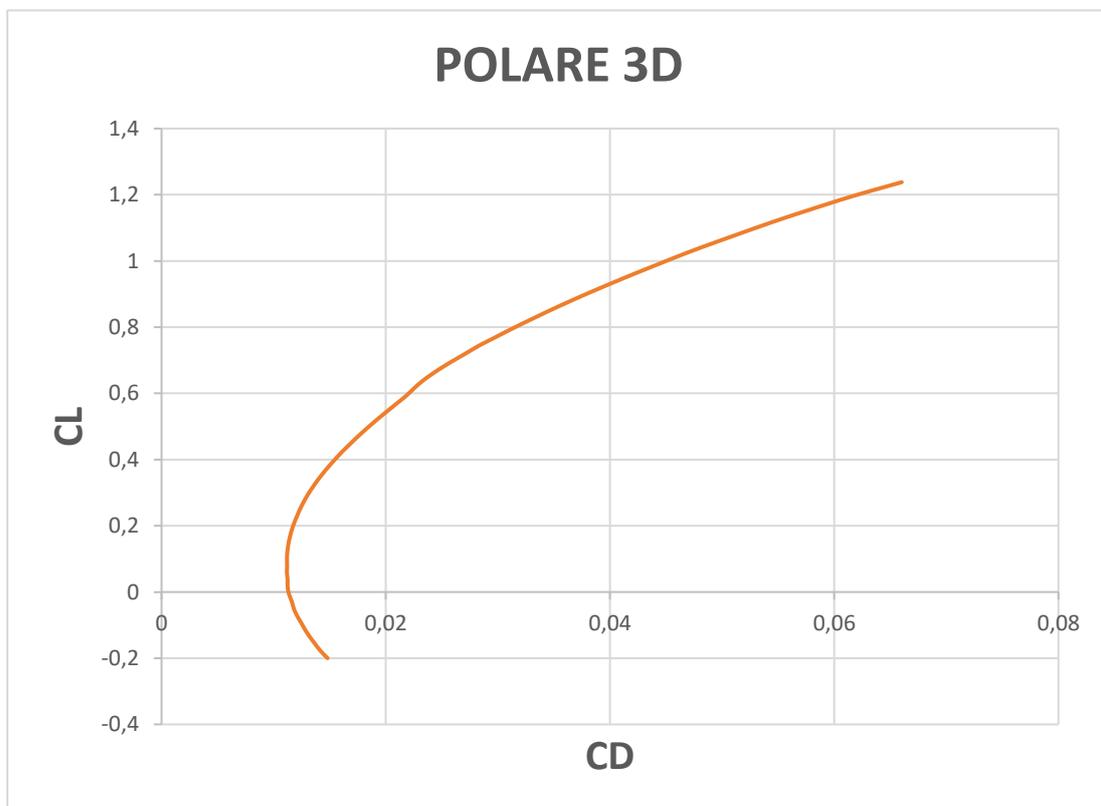


Grafico 3.2.5 – Polare $C_L - C_D$ dell'ala rettangolare

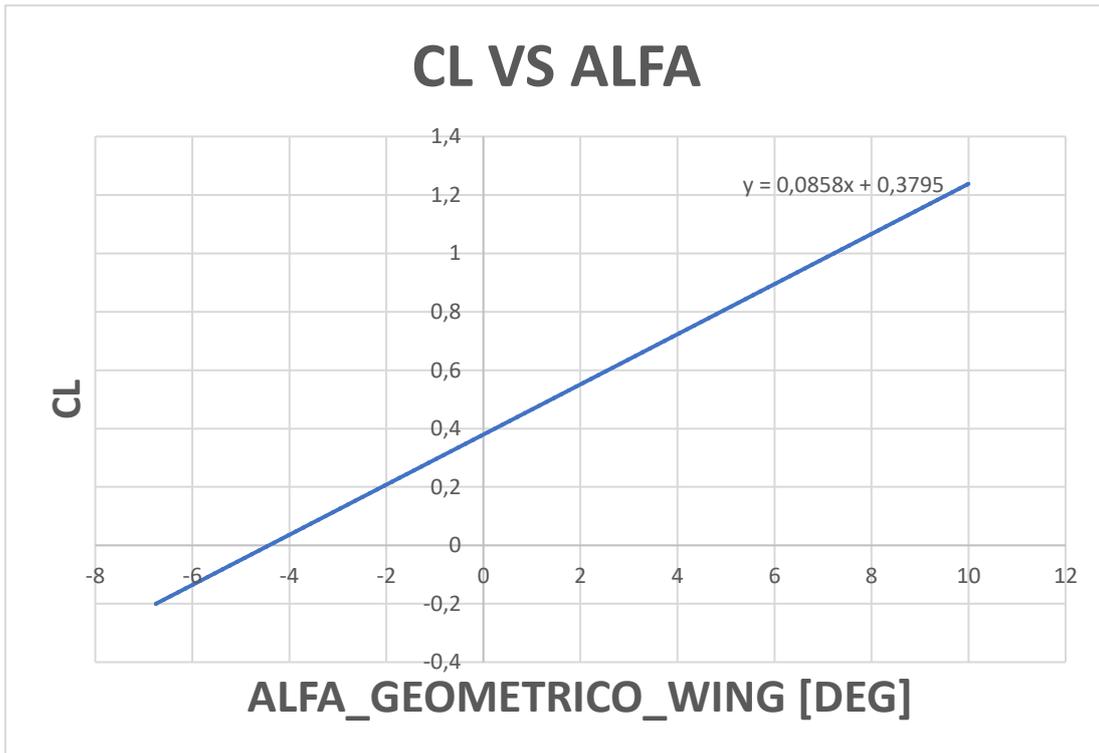


Grafico 3.2.7 – Curva $C_L - \alpha$ dell'ala rettangolare

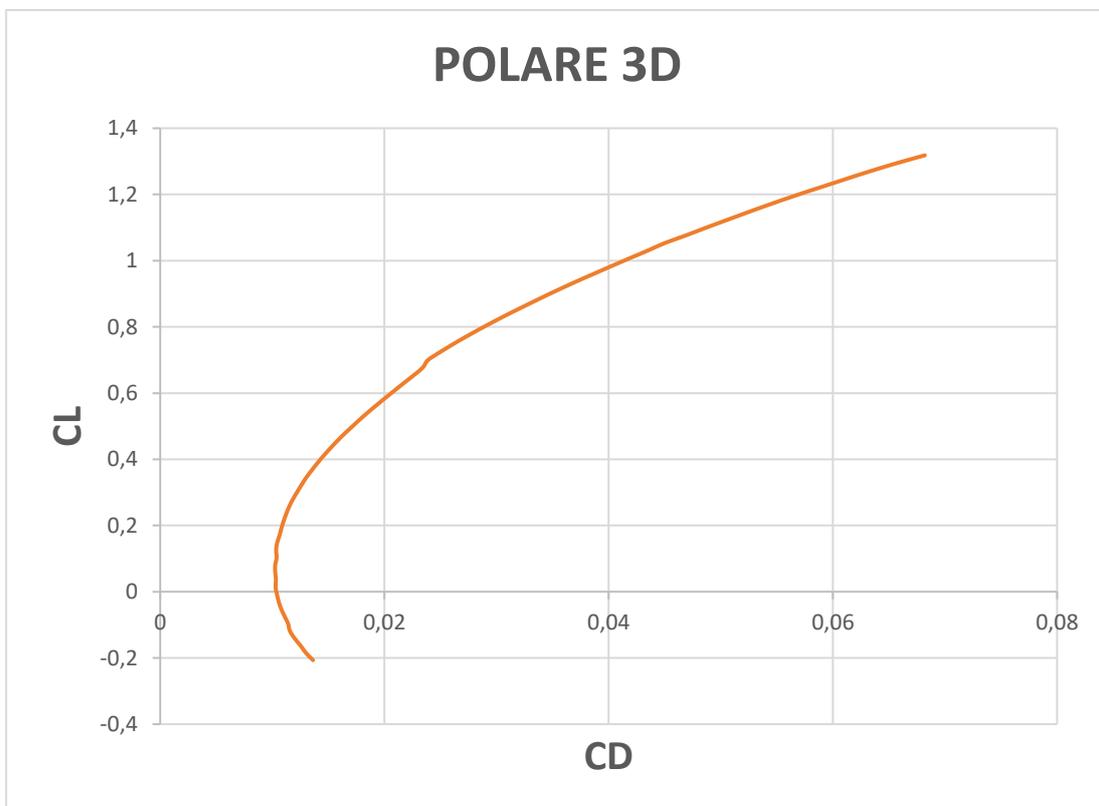


Grafico 3.2.6 – Polare $C_L - C_D$ dell'ala doppio trapezia

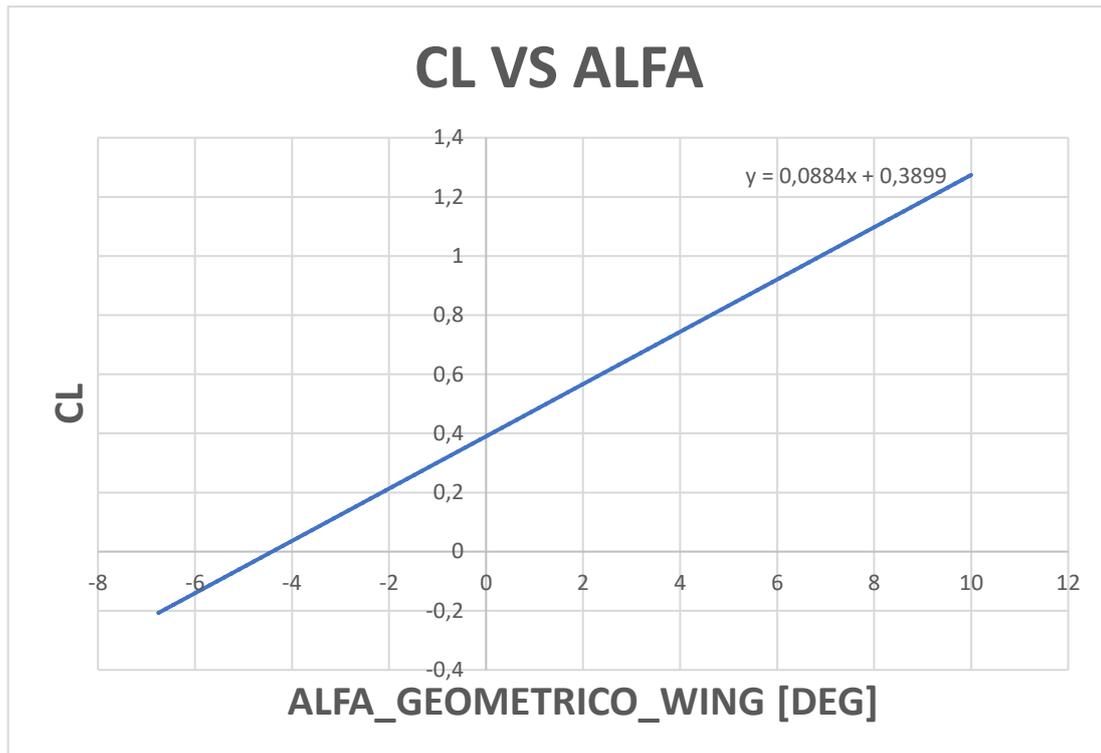


Grafico 3.2.8 – Curva $C_L - \alpha$ dell'ala doppio trapezia

Si riportano nella Tabella 3.2.2 i valori del $C_{L\alpha}$ e del C_{L_0} per entrambe le tipologie di ala. Ovviamente il C_{L_0} risulta essere diverso da 0 nei due casi in quanto sull'asse delle ascisse delle curve $C_L - \alpha$ è presente l'angolo d'incidenza geometrica dell'ala (α_w) e non aerodinamica ed inoltre il profilo adottato per entrambe le tipologie di ala non è simmetrico.

| | Ala rettangolare | Ala doppio trapezia |
|--|------------------|---------------------|
| $C_{L\alpha} \left[\frac{1}{rad} \right]$ | 4,916 | 5,0650 |
| C_{L_0} | 0,3795 | 0,3899 |

Tabella 3.2.2 – Valori di $C_{L\alpha}$ e C_{L_0} per entrambe le tipologie di ala

3.2.1.2 Impennaggio orizzontale

Per quanto riguarda l'impennaggio orizzontale, necessario a garantire la stabilità statica del velivolo nel piano longitudinale, è stata eseguita la stessa analisi presentata per l'ala, ottenendo anche per quest'ultimo un certo valore di C_L e di C_D . Questi valori, ai fini del calcolo del coefficiente di portanza e di resistenza del velivolo completo in crociera, devono essere scalati con la superficie in pianta dell'impennaggio orizzontale stesso S_t , ovvero devono essere moltiplicati per il rapporto $\frac{S_t}{S}$.

Per l'analisi dell'impennaggio orizzontale, si è utilizzato un profilo costante lungo tutta la sua apertura, ovvero il NACA 0013, avendo preso come riferimento il piano di coda del Baby Shark 260 VTOL caratterizzato proprio dal succitato profilo.

Fondamentale per l'analisi aerodinamica dell'impennaggio orizzontale risulta essere il downwash, ovvero il fenomeno legato alla deflessione verso il basso della corrente di monte che investe il piano di coda a causa della presenza dell'ala.

Si assume per il calcolo del downwash un'espressione lineare con l'angolo di incidenza aerodinamica del complesso ala-fusoliera, approssimato per semplicità con l'angolo di incidenza aerodinamica dell'ala:

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_{aw}} \alpha_{aw} \quad [43]$$

Per il calcolo del termine ε_0 si è assunto il valore dell'angolo di incidenza indotta della sezione alare posta sull'asse di simmetria del velivolo nel piano xz (ovvero della sezione posta ad $y = 0$) per un angolo di incidenza aerodinamica dell'ala α_{aw} pari a 0 gradi. Ovviamente, per la discretizzazione fatta in termini di coordinata angolare ϕ , la stazione numero 1 non sarà posta esattamente ad $y = 0$, ma comunque sarà caratterizzata da una coordinata y molto prossima a 0. Essendo l'ala (sia l'ala rettangolare che doppio trapezia) priva di svergolamento, si può facilmente intuire come il valore di ε_0 sarà proprio pari a 0 gradi.

$$\varepsilon_0 \approx \left[\left(\frac{w}{V_\infty} \right)_{y \approx 0} \right]_{\alpha_{aw}=0}$$

Come in precedenza, con w si indica la velocità indotta (downwash) dai vortici di scia.

Per quanto riguarda il termine $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_{aw}} = \varepsilon_\alpha$ si utilizza per il suo calcolo la seguente relazione:

$$\varepsilon_\alpha = 4,44 \left[\left(\frac{1}{AR} - \frac{1}{1 + AR^{1,7}} \right) \left(\frac{10 - 3\lambda}{7} \right) \left(1 - \frac{z_t}{b} \right) \left(\frac{1}{(2l_t/b)^{0,333}} \right) \sqrt{\cos(\Lambda_{c/4})} \right]^{1,19} \cdot \frac{(C_{L\alpha}^w)_{Cruise Mach}}{(C_{L\alpha}^w)_{Mach=0}} \quad [44]$$

Di seguito si descrive il significato dei vari termini presenti all'interno della relazione precedente, i cui valori unitamente a quelli relativi ad ε_0 ed ε_α , vengono riportati nella Tabella 3.2.3 per entrambe le tipologie di ala.

- AR : allungamento alare;
- λ : rapporto di rastremazione pari al rapporto tra la corda di estremità e la corda di radice alare;
- z_t : distanza verticale tra il piano alare e il piano dell'impennaggio orizzontale;
- l_t : distanza longitudinale tra il fuoco alare ed il fuoco dell'impennaggio orizzontale;
- b : apertura alare;
- $\Lambda_{c/4}$: angolo di freccia alare misurato al quarto anteriore;
- $(C_{L\alpha}^w)_{Cruise Mach}$: coefficiente angolare della curva $C_L - \alpha$ dell'ala nel suo tratto lineare, ottenuta tenendo conto del Mach di volo, ovvero inserendo la correzione (molto piccola come già detto) dovuta agli effetti di compressibilità;

- $(C_{L\alpha}^w)_{Mach=0}$: coefficiente angolare della curva $C_L - \alpha$ dell'ala nel suo tratto lineare, ottenuta a Mach nullo.

| | Ala rettangolare | Ala doppio trapezia |
|---|-------------------------|----------------------------|
| AR | 10,1958 | 10,1958 |
| λ | 1 | 0,4076 |
| z_t [m] | 0,3 | 0,3 |
| l_t [m] | 0,8378 | 0,8273 |
| b [m] | 2,7 | 2,7 |
| $\Lambda_{c/4}$ | 0 | 1,34 |
| $(C_{L\alpha}^w)_{Cruise Mach}$ | 4,916 | 5,065 |
| $(C_{L\alpha}^w)_{Mach=0}$ | 4,907 | 5,062 |
| ε_0 [rad] | 0,00 | 0,00 |
| ε_α [$\frac{1}{rad}$] | 0,21584 | 0,28357 |
| ε [rad] | 0,02946 | 0,03915 |

Tabella 3.2.3 – Parametri necessari al calcolo del downwash sull'impennaggio orizzontale

Il valore del downwash ε riportato in Tabella 3.2.3 per entrambe le tipologie di ala, è stato ovviamente calcolato impostando l'angolo di incidenza geometrica alare pari a 3,4 gradi per l'ala rettangolare e 3,5 gradi per l'ala doppio trapezia, ovvero i valori che garantiscono un C_L del velivolo di 0,735 per il sostentamento dello stesso in crociera per entrambe le configurazioni alari, come già detto nel Capitolo 3.2.1.1 relativo al calcolo delle prestazioni alari in fase di crociera.

Un altro parametro importante per l'analisi dell'impennaggio orizzontale risulta essere il calettamento i_t di quest'ultimo rispetto alla fusoliera, parametro che influenza molto il coefficiente C_{M_0} del velivolo completo e che quindi gioca un ruolo importante per la stabilità statica longitudinale del VTOL.

Il valore iniziale del calettamento dell'impennaggio orizzontale rispetto alla fusoliera è stato assunto pari a -3 deg, valore successivamente modificato a seguito dell'analisi di stabilità, per garantire l'equilibrio al momento attorno all'asse y del velivolo in condizioni di crociera (all'incidenza aerodinamica di crociera) senza l'ausilio dell'equilibratore, ovvero con una deflessione nulla di quest'ultimo.

Il valore finale del calettamento dell'impennaggio orizzontale rispetto alla fusoliera, ottenuto al termine dell'analisi di stabilità risulta pari a 1,2 gradi per quanto riguarda la configurazione con ala rettangolare, 0,5 gradi per la configurazione con ala doppio trapezia.

Nella sezione relativa alla stabilità verrà spiegato il modo in cui questo valore è stato ottenuto.

Si riportano nella Tabella 3.2.4, per entrambe le configurazioni alari considerate, i valori del coefficiente di portanza dell'impennaggio orizzontale, del coefficiente di resistenza indotta, del C_{D_0} e del C_D complessivo dello stesso, in condizioni di crociera.

| | Ala rettangolare | Ala doppio trapezia |
|-----------------------------|-----------------------------|--------------------------------|
| C_L | 0,216 | 0,126 |
| C_{D_i} | 0,00451 | 0,00247 |
| C_{D_0} | 0,01184 | 0,01114 |
| C_D | 0,01635 | 0,01387 |

Tabella 3.2.4 – Dati riassuntivi delle prestazioni aerodinamiche dell'impennaggio orizzontale in crociera

Si riportano nei Grafici 3.2.9, 3.2.10, 3.2.11, 3.2.12 le distribuzioni del coefficiente di portanza e di resistenza indotta lungo la semiapertura dell'impennaggio orizzontale, rispettivamente per l'ala rettangolare e per la doppio trapezia.

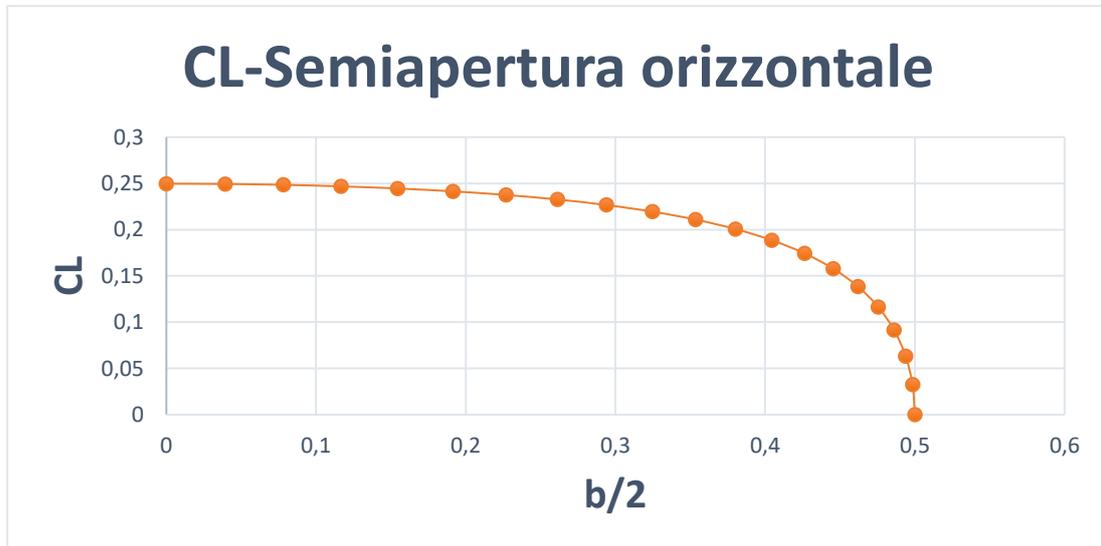


Grafico 3.2.9 - Distribuzione del C_L lungo la semiapertura alare dell'impennaggio orizzontale nella configurazione con ala rettangolare

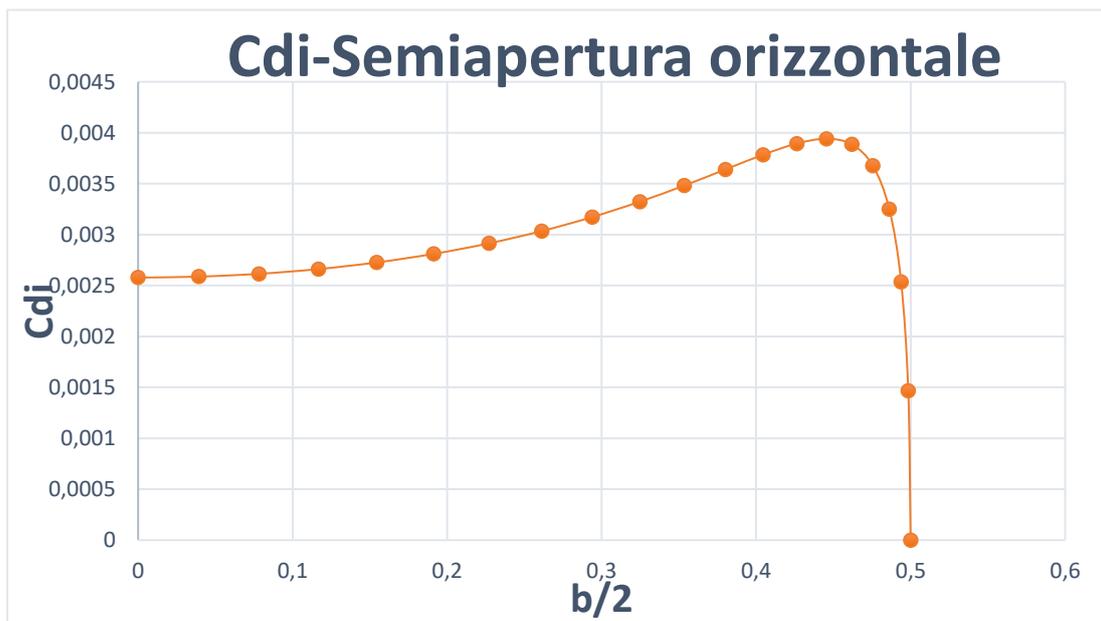


Grafico 3.2.10 - Distribuzione del C_{D_i} lungo la semiapertura alare dell'impennaggio orizzontale nella configurazione con ala rettangolare

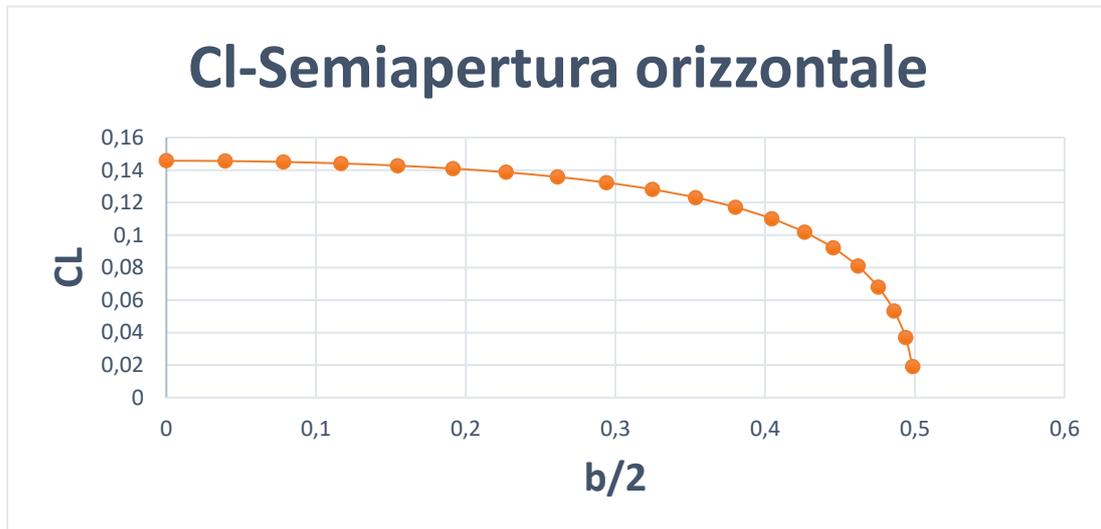


Grafico 3.2.11 - Distribuzione del C_L lungo la semiapertura alare dell'impennaggio orizzontale nella configurazione con ala doppio trapezia

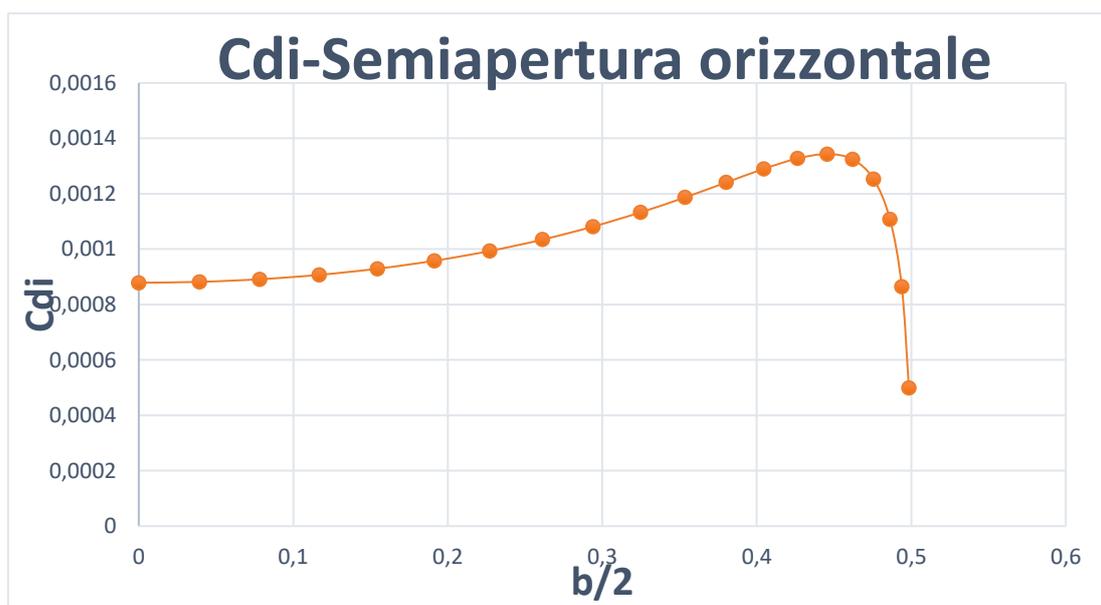


Grafico 3.2.12 - Distribuzione del C_{D_i} lungo la semiapertura alare dell'impennaggio orizzontale nella configurazione con ala doppio trapezia

Si riportano nei Grafici 3.2.13, 3.2.14, 3.2.15, 3.2.16 le polari $C_L - C_D$ e le curve $C_L - \alpha$ dell'impennaggio orizzontale rispettivamente per la configurazione con l'ala rettangolare e con l'ala doppiamente rastremata.

Per il calcolo delle polari, si è fatto variare il valore dell'angolo di incidenza geometrica dell'impennaggio orizzontale α_t da -10 deg a 10 deg , ottenendo di volta in volta il valore del coefficiente di portanza e di resistenza dell'impennaggio stesso.

Nota a questo punto la variazione dell'angolo di incidenza geometrica α_t e il corrispondente C_L , è stato possibile ricavare la curva $C_L - \alpha$ dell'ala, rimanendo in campo lineare, grazie al ristretto range di variazione (sia in positivo che negativo) adottato per l'angolo di incidenza. Anche per l'impennaggio orizzontale la curva è stata ottenute utilizzando sull'asse delle ascisse l'angolo di incidenza geometrico e non aerodinamico.

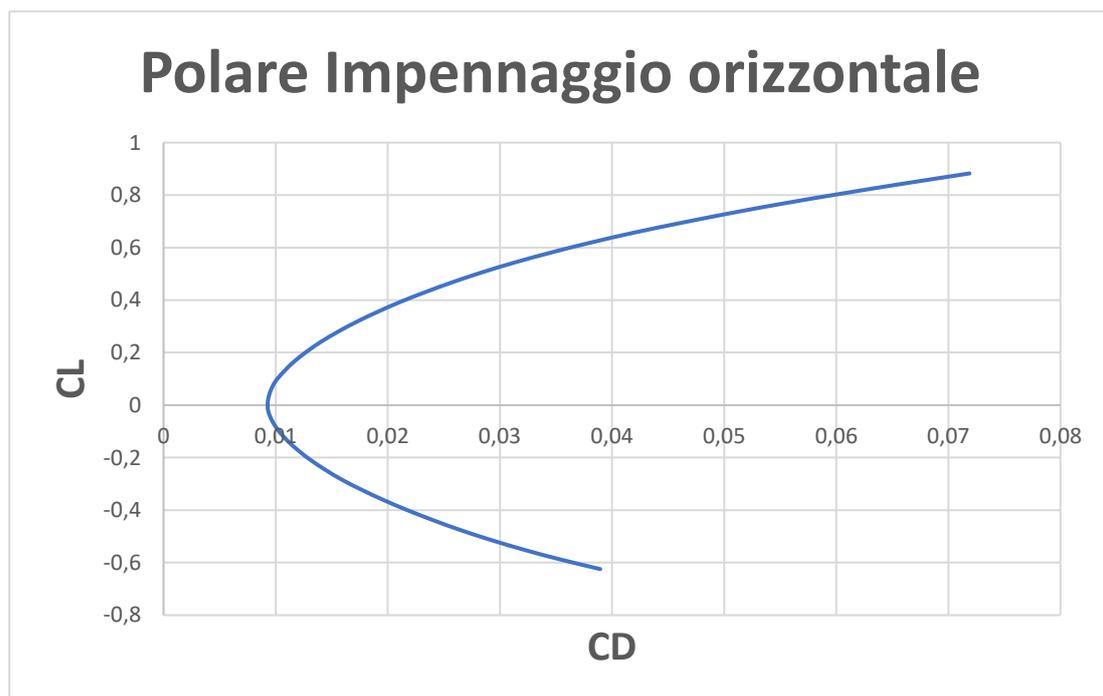


Grafico 3.2.13 - Polare $C_L - C_D$ dell'impennaggio orizzontale nella configurazione con ala rettangolare

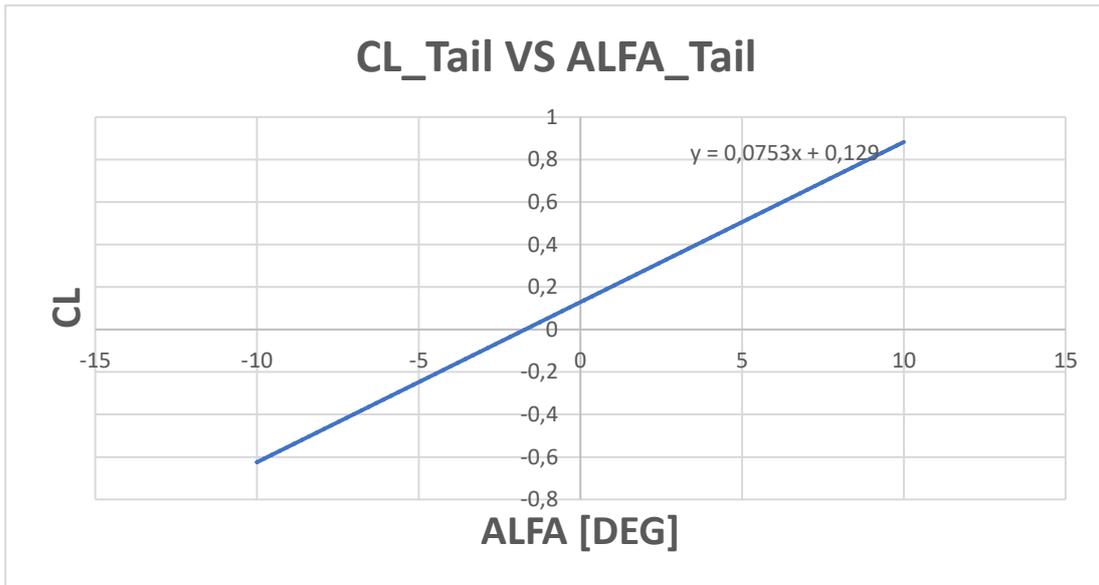


Grafico 3.2.14 - Curva $C_L - \alpha$ dell'impennaggio orizzontale nella configurazione con ala rettangolare

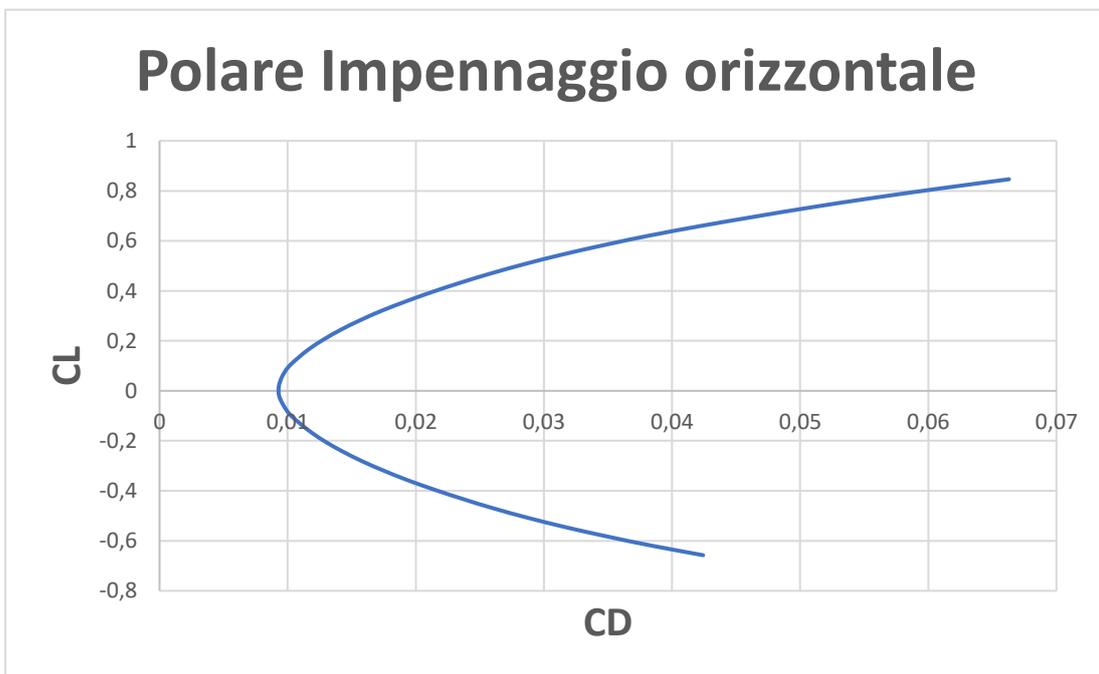


Grafico 3.2.15 - Polare $C_L - C_D$ dell'impennaggio orizzontale nella configurazione con ala doppio trapezia

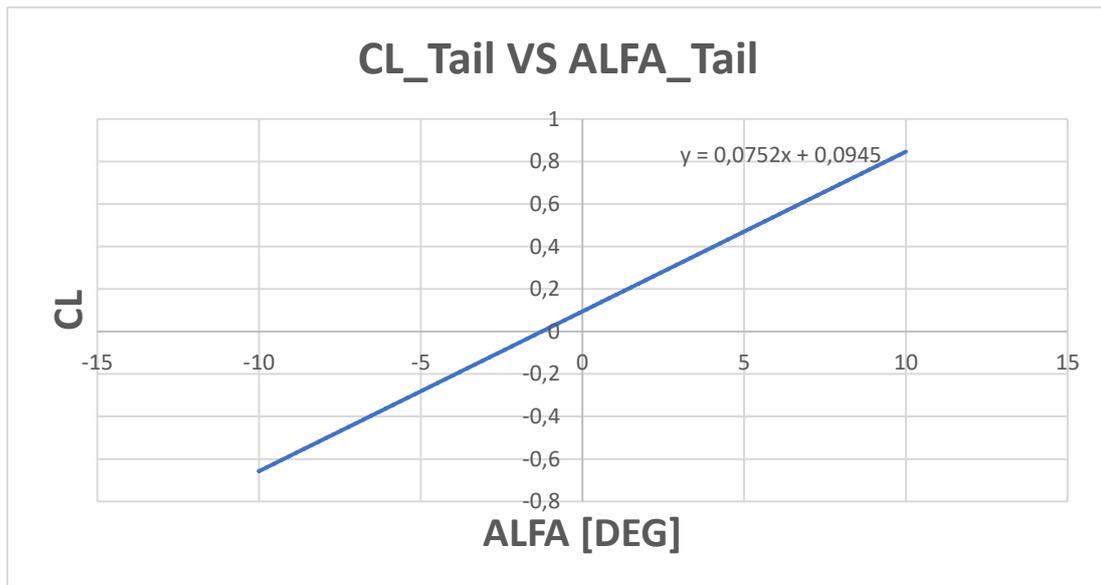


Grafico 3.2.16 - Curva $C_L - \alpha$ dell'impennaggio orizzontale nella configurazione con ala doppio trapezia

Si riportano nella Tabella 3.25 i valori del $C_{L_{\alpha}}$ dell'impennaggio orizzontale per entrambe le configurazioni di ala considerate.

| | Ala rettangolare | Ala doppio trapezia |
|------------------|------------------|---------------------|
| $C_{L_{\alpha}}$ | 4,314 | 4,308 |

Tabella 3.2.5 - Valori del $C_{L_{\alpha}}$ dell'impennaggio orizzontale per entrambe le configurazioni di ala considerate

3.2.1.3 Contributi di resistenza

Per completare l'analisi aerodinamica del VTOL, risulta necessario, oltre all'analisi relativa alla stabilità statica longitudinale del velivolo, il calcolo dei contributi di resistenza che concorrono alla generazione del C_D complessivo del velivolo in condizioni di crociera.

- Resistenza indotta: per quanto riguarda la resistenza indotta, gli unici componenti che concorrono alla sua generazione, sono essenzialmente l'ala e l'impennaggio orizzontale. Il metodo utilizzato per il calcolo di questa componente di resistenza è stato già presentato nel Capitolo 3.2.2.1. Ovviamente, ai fini del calcolo del coefficiente di resistenza indotta globale C_{Di} e del coefficiente di resistenza dell'intero velivolo, i contributi di resistenza dovuti all'impennaggio orizzontale, devono essere scalati con la superficie in pianta S_t dello stesso, ovvero devono essere moltiplicati per il rapporto $\frac{S_t}{S}$.
- Resistenza parassita: la resistenza parassita, data dalla resistenza di attrito più quella di forma dei vari componenti del VTOL, può essere stimata applicando per ogni componente che concorre alla sua generazione la seguente formula:

$$C_{Do} = C_f F Q \left(\frac{S_{wet}}{S_{ref}} \right) [44]$$

Dove C_f rappresenta il coefficiente di attrito funzione del numero di Reynolds e del numero di Mach, F è il fattore di forma specifico per ogni componente e Q è il fattore di interferenza. Con S_{wet} si indica la superficie dello specifico componente lambita dalla corrente fluida mentre con S_{ref} la superficie di riferimento utilizzata per il calcolo, ovvero la superficie in pianta dell'ala.

Per quanto riguarda il coefficiente di attrito, le formule considerate sono le seguenti:

$$C_f = \frac{0,455}{[(\log(Re))^{2,58}(1+0,144M^2)^{0,65}]} [44] \quad \text{Flussi turbolenti}$$

$$C_f = \frac{1,328}{(Re)^{0,5}} \quad [44]$$

Flussi laminari

Per ognuno dei componenti considerati si è calcolato il C_{D_0} sia utilizzando il C_f laminare che quello turbolento per poi sommare tali valori dando un peso del 20 % al C_{D_0} calcolato in regime di flusso laminare e dell'80 % al medesimo valore calcolato in regime di flusso turbolento. Si è dunque ipotizzata per ogni componente, una transizione del flusso da laminare a turbolento al 20 % circa della lunghezza longitudinale dell'elemento stesso.

Oltre all'ala e all'impennaggio orizzontale, gli altri componenti considerati per il calcolo della resistenza parassita del VTOL sono:

- Fusoliera: per il calcolo del fattore di forma della fusoliera si è utilizzata la seguente formula:

$$F = 1 + 2,2 \left(\frac{d}{l}\right)^{\frac{3}{2}} - 0,9 \left(\frac{d}{l}\right)^3 \quad [44]$$

Dove con d si indica il diametro massimo della fusoliera pari a 0,20 m e con l la sua lunghezza pari a 1,439 m.

Per il calcolo della superficie bagnata della fusoliera, essa è stata ottenuta in prima approssimazione come somma della superficie di un cilindro centrale di diametro pari al diametro massimo della fusoliera stessa e due mezze sfere di estremità del medesimo diametro.

Per quanto riguarda il fattore di interferenza Q , esso è stato assunto pari ad 1.

- Impennaggio verticale: per il calcolo del fattore di forma dell'impennaggio verticale si è utilizzata la seguente formula:

$$F = (F^* - 1)(\cos\Lambda_{0,5c})^2 + 1 \quad [44]$$

$$\text{Con } F^* = 1 + 3,52 \left(\frac{t}{c}\right) \quad [44]$$

Anche per l'impennaggio verticale, si è utilizzato il profilo alare simmetrico NACA 0013 per tutta la lunghezza dell'impennaggio stesso, di conseguenza il valore di $\frac{t}{c}$ presente nella formula precedente risulta proprio pari a 0,13.

Il valore dell'angolo di freccia misurato al 50 % della corda vale 16,1 gradi.

Per il fattore di interferenza si è utilizzato un valore pari ad 1,2, tipicamente adottato per gli impennaggi verticali.

- Supporti motori, zampe, motori per il volo verticale: per questi componenti, non avendo nessun tipo di dato a disposizione, si è assunto per il prodotto FQ un valore di 1,25 come prima approssimazione. Per quanto riguarda il calcolo della superficie bagnata di questi componenti, essa è stata calcolata per i supporti motori come la superficie laterale più quella di un sola base di un cilindro di lunghezza pari alla lunghezza dei supporti stessi di 0,96 m e diametro pari alla larghezza massima di questi ultimi di 0,075 m (valori ottenuti prendendo come riferimento i supporti motori del Baby Shark 260 VTOL), mentre per quanto riguarda i motori per il volo verticale è stata calcolata come la superficie laterale più quella di una sola base del cilindro rappresentante il case esterno dei motori stessi (anche in questo caso sono stati presi come riferimento le dimensioni dei motori per il volo verticale del Baby Shark 260 VTOL). La superficie bagnata delle zampe è stata calcolata tramite il software Solidworks, prendendo ancora come riferimento le zampe del Baby Shark 260 VTOL.

- Resistenza di interferenza: a completamento dei contributi di resistenza già visti, oltre alla resistenza d'onda che risulta essere nulla in quanto le velocità di volo sono estremamente basse, è presente un contributo di resistenza dovuta principalmente all'interferenza ala-fusoliera e piano di coda-fusoliera. Per il calcolo della resistenza d'interferenza ala-fusoliera, si utilizza la seguente formula empirica ricavata in galleria del vento:

$$C_{D_{int}} = \left[0,8 \left(\frac{t}{c} \right)^3 - 0,0003 \right] \left(\frac{c^2}{S_{ref}} \right) [44]$$

Dove con c si intende il valore della corda media aerodinamica dell'ala.

Per quanto riguarda la resistenza d'interferenza fra l'impennaggio orizzontale la fusoliera e fra quest'ultima e l'impennaggio verticale, si utilizza una formula

empirica ricavata sempre in galleria del vento, tipica per impennaggi di coda con configurazione a “I”:

$$C_{D_{int}} = \left[17 \left(\frac{t}{c} \right)^4 - 0,05 \left(\frac{t}{c} \right)^2 \right] \left(\frac{c^2}{S_{ref}} \right) [44]$$

In questo caso con c si indica il valore della corda media aerodinamica dei due impennaggi di coda, pari a $0,2 \text{ m}$ per l'orizzontale e $0,2805 \text{ m}$ per il verticale. Il valore della corda media aerodinamica dell'impennaggio verticale è stato calcolato applicando la definizione integrale della corda media aerodinamica, utilizzando in software Matlab.

Si riportano nelle Tabella 3.2.6 i dati relativi alle superfici bagnate dei vari componenti, il prodotto dei fattori di forma e di interferenza degli stessi, i numeri di Reynolds e i coefficienti di attrito laminare e turbolento, nonché i valori di C_{D_0} ottenuti. Tali valori risultano essere analoghi sia per la configurazione con ala rettangolare e doppio trapezia.

| | Fusoliera | Impennaggio verticale | Supporti motori | Motori di hovering | Zampe |
|----------------------|-------------------|--------------------------|--------------------|-----------------------|----------------|
| $S_{wet} [m^2]$ | 1,029 | 0,212 | 0,227 | 0,025 | 0,065 |
| FQ | 1,303 | 1,706 | 1,25 | 1,25 | 1,25 |
| $C_{f_{laminare}}$ | 0,00095 | 0,00215 | 0,00116 | 0,00484 | 0,0028 |
| $C_{f_{turbolento}}$ | 0,00396 | 0,00539 | 0,00426 | 0,00763 | 0,0060 |
| Re | $1,95 \cdot 10^6$ | $3,8 \cdot 10^5$ | $1,3 \cdot 10^6$ | $7,5 \cdot 10^4$ | $2 \cdot 10^5$ |
| C_{D_0} | 0,00904 | 0,00276 | 0,00184 | 0,00078 | 0,00113 |

Tabella 3.2.6 – Resistenza parassita dei principali componenti del VTOL.

Si ricorda che i valori del C_{D_0} dell'ala e dell'impennaggio orizzontale sono stati calcolati nelle sezioni 3.2.1.1 e 3.2.1.2 relative alle performance aerodinamiche dell'ala e dell'impennaggio orizzontale stesso.

Si riportano nelle Tabella 3.2.7 i valori dei coefficienti di resistenza di interferenza ala-fusoliera e fusoliera-impennaggi, sia per la configurazione con ala rettangolare che per la doppio trapezia.

| | Ala rettangolare | Ala doppio trapezia |
|---|-----------------------------|--------------------------------|
| Ala-Fusoliera | 0,001060 | 0,001160 |
| Fusoliera- Impennaggio orizzontale | 0,000799 | 0,000799 |
| Fusoliera- Impennaggio Verticale | 0,000510 | 0,000510 |

Tabella 3.2.7 – Valori dei coefficienti di resistenza di interferenza

Si riassumono nella Tabella 3.2.8 i valori del C_{D_0} , del coefficiente di resistenza indotta C_{D_i} , del coefficiente di resistenza d'interferenza $C_{D_{int}}$ e del coefficiente di resistenza globale C_D dell'intero velivolo sia per la configurazione con ala rettangolare che doppio trapezia.

| | Ala rettangolare | Ala doppio trapezia |
|---------------------------------|-----------------------------|--------------------------------|
| C_{D_0} | 0,0295 | 0,02893 |
| C_{D_i} | 0,0171 | 0,0159 |
| $C_{D_{int}}$ | 0,00240 | 0,00241 |
| C_D | 0,0490 | 0,04724 |

Tabella 3.2.8 – Valori dei coefficienti di resistenza del VTOL per entrambe le configurazioni di ala considerate

Si riporta nei Grafici 3.2.17 e 3.2.18 la suddivisione percentuale della resistenza parassita tra i vari componenti del VTOL, rispettivamente per la configurazione con ala rettangolare e con ala doppio trapezia.

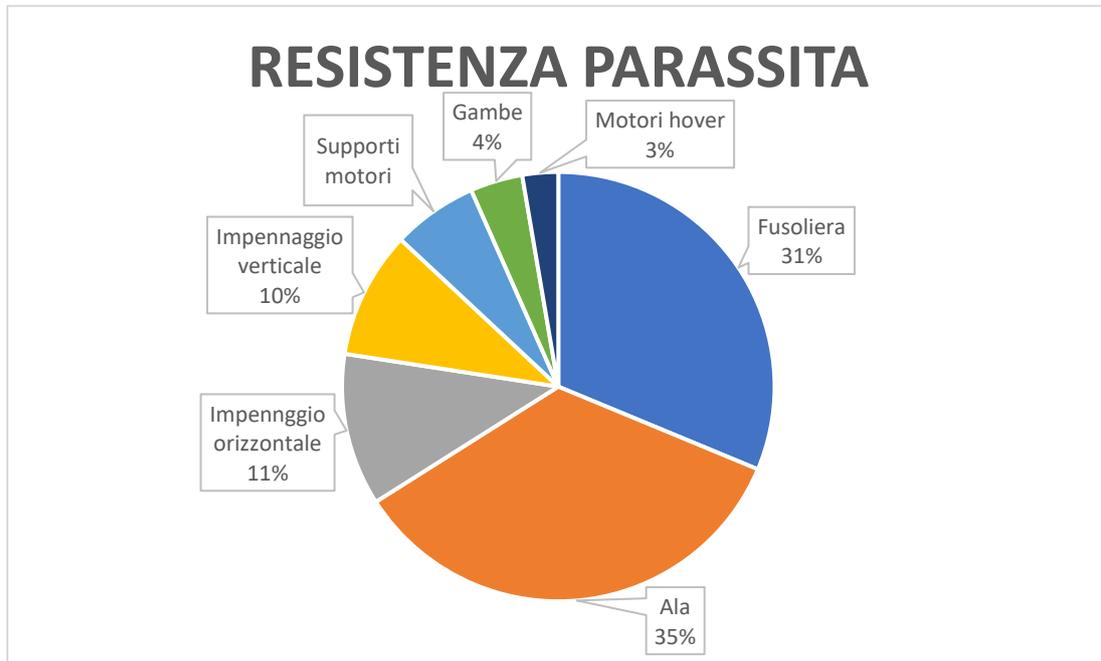


Grafico 3.2.17 – Suddivisione percentuale della resistenza parassita per la configurazione con ala rettangolare

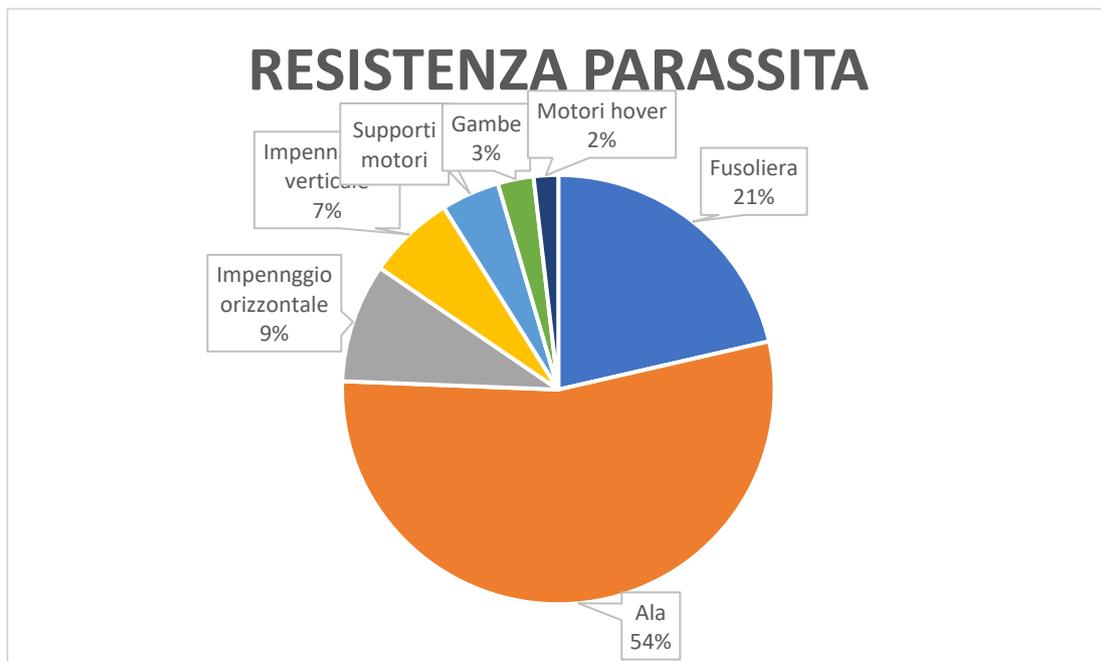


Grafico 3.2.18 – Suddivisione percentuale della resistenza parassita per la configurazione con ala doppio trapezia

Si riporta nei Grafici 3.2.19 e 3.2.20 la suddivisione percentuale della resistenza indotta tra l'ala e l'impennaggio orizzontale (principali responsabili di questa tipologia di resistenza), rispettivamente per la configurazione con ala rettangolare e con ala doppio trapezia.

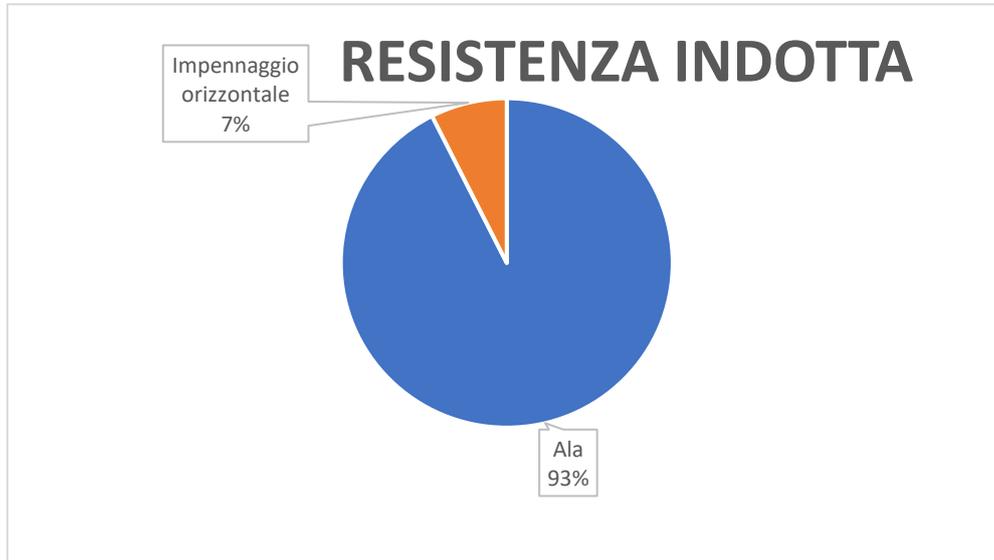


Grafico 3.2.19 – Suddivisione percentuale della resistenza indotta per la configurazione con ala rettangolare

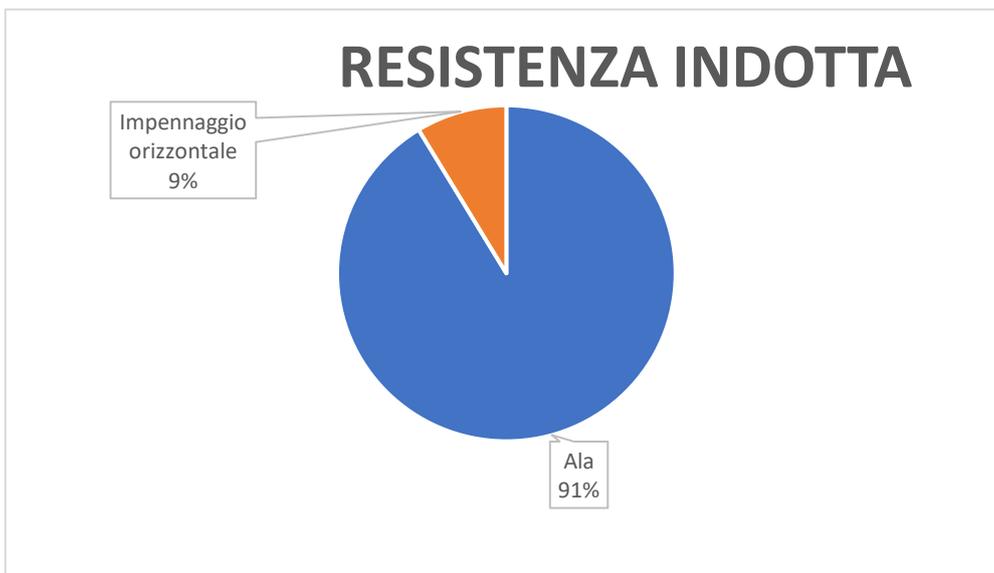


Grafico 3.2.20– Suddivisione percentuale della resistenza indotta per la configurazione con ala doppio trapezia

Si riporta nei Grafici 3.2.21 e 3.2.22 la suddivisione percentuale della resistenza di interferenza tra l'ala e la fusoliera, l'impennaggio orizzontale e la fusoliera, e tra quest'ultima e l'impennaggio verticale, rispettivamente per la configurazione con ala rettangolare e con ala doppio trapezia.

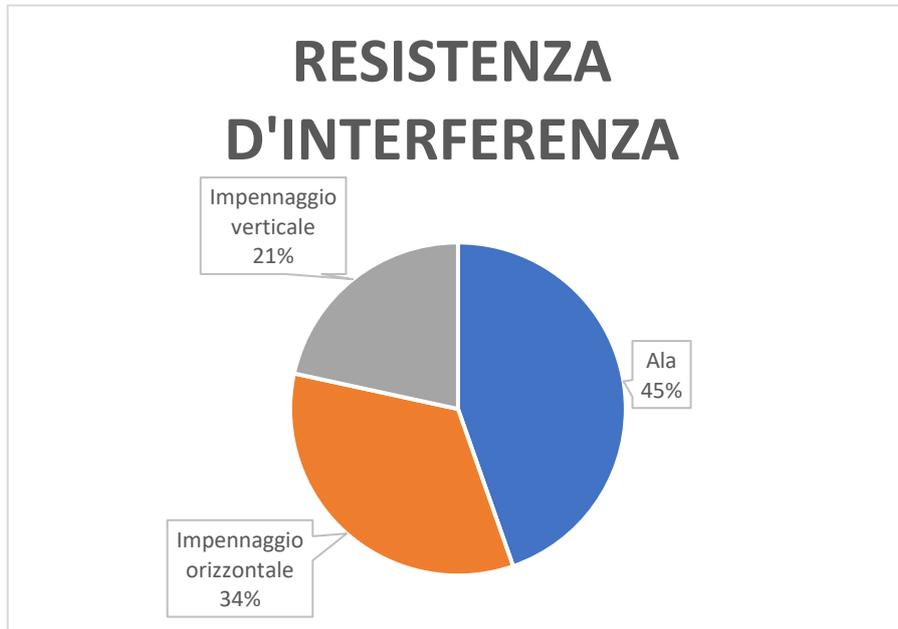


Grafico 3.2.21 – Suddivisione percentuale della resistenza di interferenza per la configurazione con ala rettangolare



Grafico 3.2.22 - Suddivisione percentuale della resistenza di interferenza per la configurazione con ala doppio trapezia

Si riporta nei Grafici 3.2.23 e 3.2.24 la suddivisione percentuale della resistenza del VTOL in fase di crociera tra le varie tipologie di resistenza considerate, rispettivamente per la configurazione con ala rettangolare e con ala doppio trapezia.

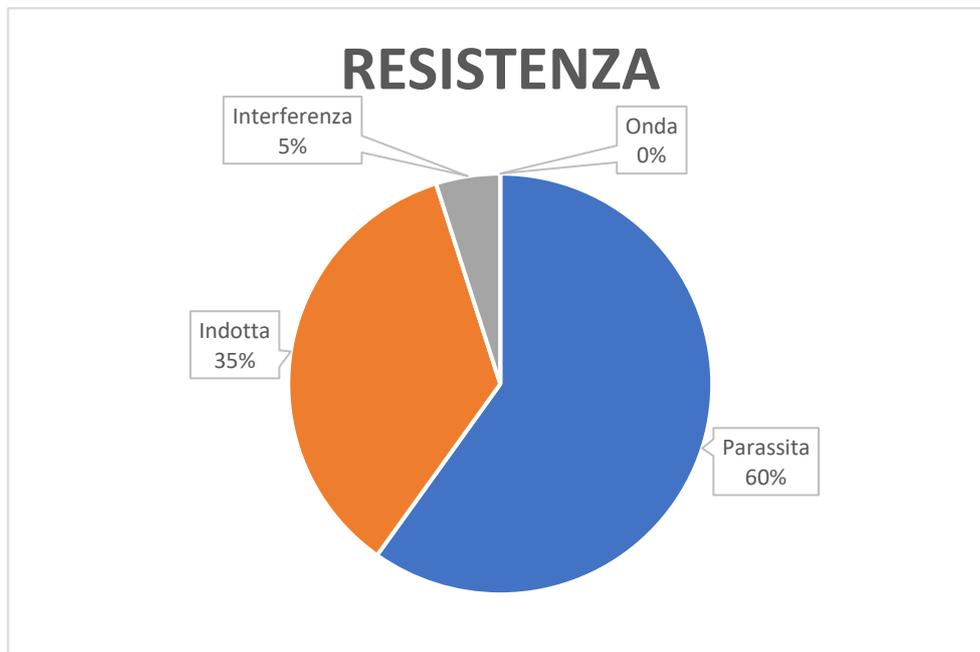


Grafico 3.2.23 – Suddivisione percentuale della resistenza del VTOL in crociera per la configurazione con ala rettangolare

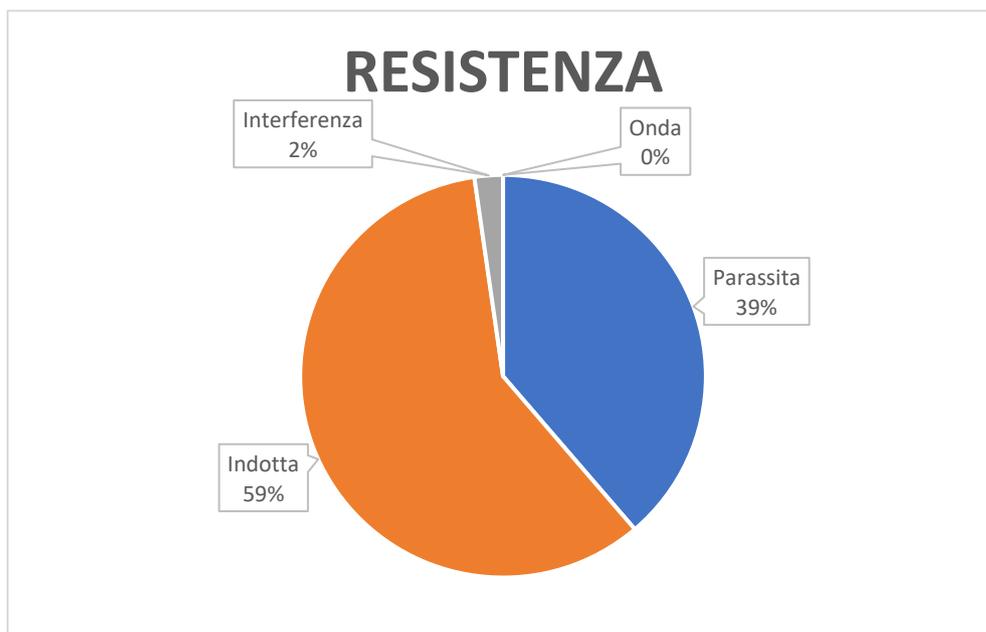


Grafico 3.2.24 – Suddivisione percentuale della resistenza del VTOL in crociera per la configurazione con ala doppio trapezia

Nel computo della resistenza totale del VTOL, si dovrebbero considerare i contributi, seppur piccoli dovuti alle eliche dei motori per il volo verticale (tali contributi sono molto piccoli nel caso in cui le eliche si allineino con la corrente di monte durante il volo traslato) che dunque porterebbero ad un aumento del coefficiente di resistenza C_D ed una conseguente riduzione dell'efficienza. Per quanto riguarda il motore spingete, avendo scelto di posizionarlo in coda al velivolo, il suo contributo alla resistenza globale è trascurabile, in quanto, essendo tipicamente i diametri delle eliche di spinta prossime al diametro scelto per la fusoliera o comunque non eccessivamente superiori di quest'ultimo, il motore con le sue eliche risultano in "ombra" rispetto alla corrente di monte a causa della presenza della fusoliera stessa, non venendo dunque investiti dal flusso aerodinamico che genererebbe un ulteriore contributo di resistenza.

3.2.1.4 VTOL Completo

Avendo a disposizione il coefficiente di portanza necessario al sostentamento del VTOL in crociera, nonché il coefficiente di resistenza globale del velivolo, calcolato nel Capitolo 3.2.1.3, si può stimare quella che è l'efficienza del VTOL in fase di crociera dividendo il C_L per il C_D . Si ottengono dei valori di efficienza, rispettivamente per la configurazione con ala rettangolare e doppio trapezia di 15 e 15,5.

Facendo variare l'angolo di incidenza geometrica α_w dell'ala, utilizzando la procedura precedentemente descritta, si calcolano per ogni valore di α_w i corrispondenti valori di C_L e C_D del VTOL. Di conseguenza è possibile ottenere le polari del velivolo completo, riportate nei Grafici 3.2.25 e 3.2.26 rispettivamente per la configurazione con ala rettangolare e doppio trapezia. Il range di variazione dell'angolo di incidenza geometrica dell'ala per il quale sono state ottenute le polari del VTOL completo è stato assunto da -5 gradi a 10 gradi.

Come già detto in precedenza, i risultati fin qui presentati, sono stati ottenuti con un calettamento ben preciso dell'impennaggio orizzontale rispetto al piano della fusoliera, calettamento il cui calcolo verrà mostrato nel capitolo relativo alla stabilità statica longitudinale. Si ricorda inoltre, che i valori dei C_L (dell'ala e dell'impennaggio orizzontale) e dei C_D in fase di crociera, sono stati ottenuti con un angolo di incidenza geometrico dell'ala di 3,4 gradi per la configurazione con ala rettangolare e 3,5 gradi per la

configurazione con ala doppio trapezia, incidenze il cui valore che anche in questo caso verrà dimostrato nella sezione relativa alla stabilità statica longitudinale.

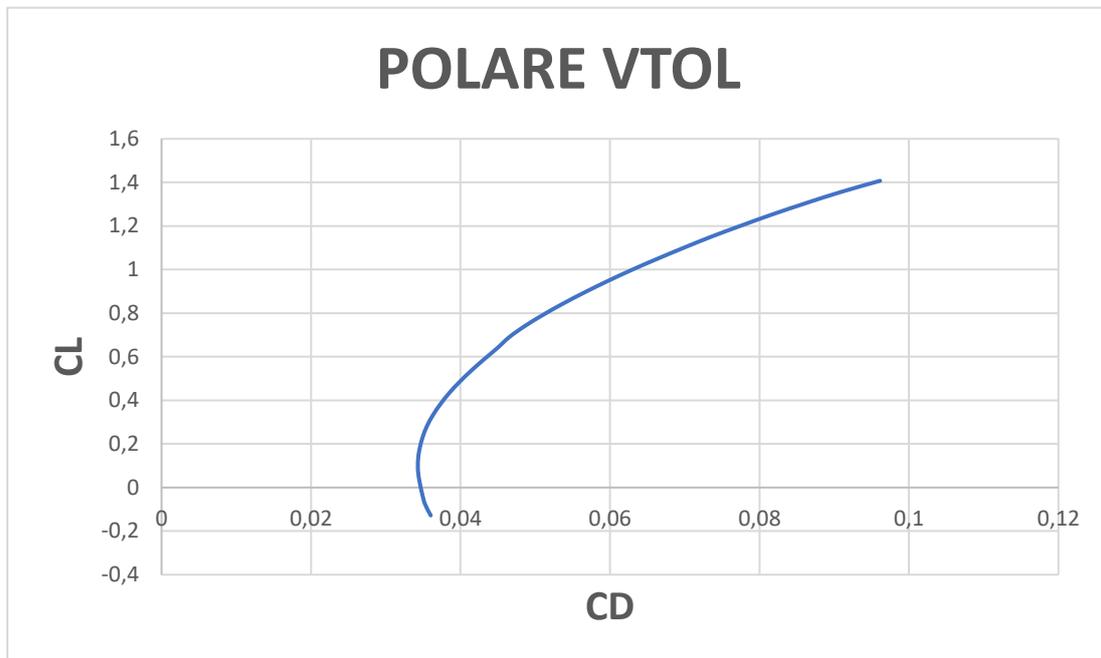


Grafico 3.2.25 – Polare VTOL completo nella configurazione con ala rettangolare

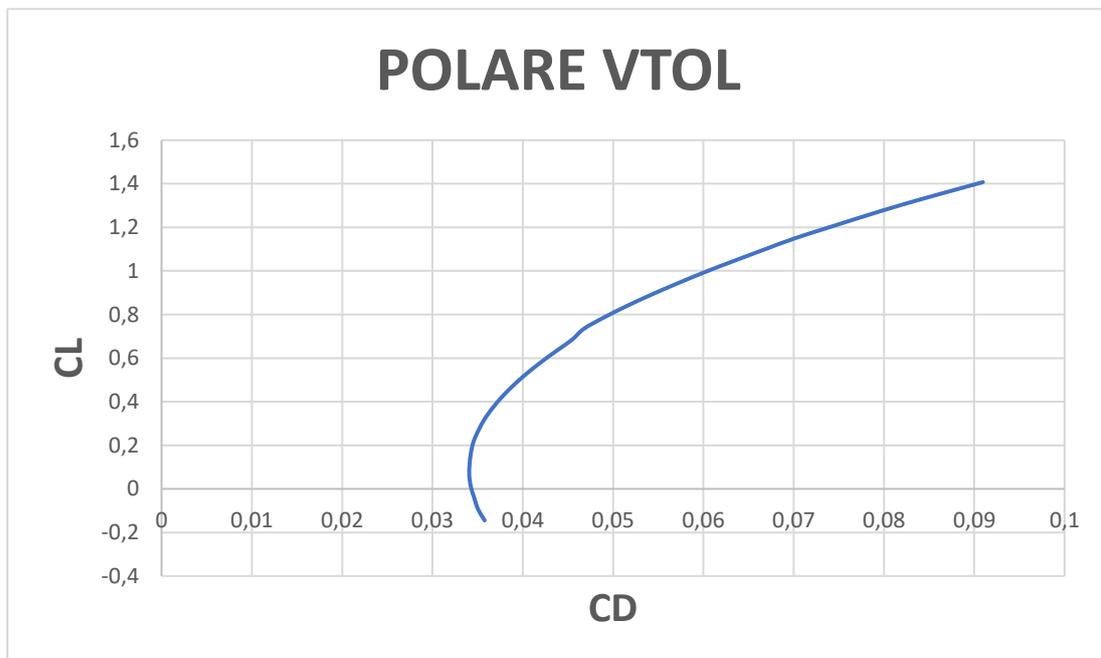


Grafico 3.2.26 – Polare VTOL completo nella configurazione con ala doppio trapezia

3.2.1.5 Analisi di stallo

Si riporta in questa sezione l'analisi di stallo, in particolar modo legata all'ala, in cui si stima l'angolo di incidenza geometrica dell'ala che porta allo stallo del velivolo, e il punto lungo l'apertura alare che raggiunge per primo questa condizione.

Per eseguire la suddetta analisi, è stato necessario innanzitutto stimare il valore del $C_{l_{massimo}}$ per ognuna delle 20 stazioni in cui è stata suddivisa la semiala, valori che sono stati ottenuti dall'analisi aerodinamica bidimensionale tramite il software XFOIL al Reynolds di crociera, analisi visionabile nel Capitolo 3.1 Dalle curve $C_l - \alpha$ dei profili alari delle varie stazioni della semiala, è stato ottenuto il valore del $C_{l_{massimo}}$ della stazione corrispondente. Si è dunque riportata su un grafico, per entrambe le configurazioni alari considerate, la curva relativa ai $C_{l_{massimi}}$ delle stazioni lungo l'apertura alare, come visibile nei Grafici 3.2.27 e 3.2.28. Essendo i numeri di Reynolds delle varie stazioni della semiala (per entrambe le configurazioni alari), praticamente identici fra di loro, i valori dei $C_{l_{massimi}}$ ottenuti sono molto simili, tutti nell'intorno del valore 1,4.

Successivamente, sfruttando l'analisi aerodinamica tridimensionale, i cui punti fondamentali sono riportati nel Capitolo 3.2, è stato fatto variare l'angolo di incidenza geometrica dell'ala, ottenendo di volta in volta la corrispondente distribuzione del C_l lungo la semiapertura alare, distribuzioni del C_l visibili anch'esse nei Grafici 3.2.27 e 3.2.28.

L'angolo di incidenza geometrica dell'ala per il quale, la distribuzione del C_l lungo la semiapertura alare risulta essere tangente alla curva dei $C_{l_{massimi}}$ rappresenta l'incidenza geometrica alare per la quale il velivolo stalla. Il punto lungo la semiapertura in cui è presente la suddetta tangenza rappresenta la sezione della semiala che teoricamente stalla per prima.

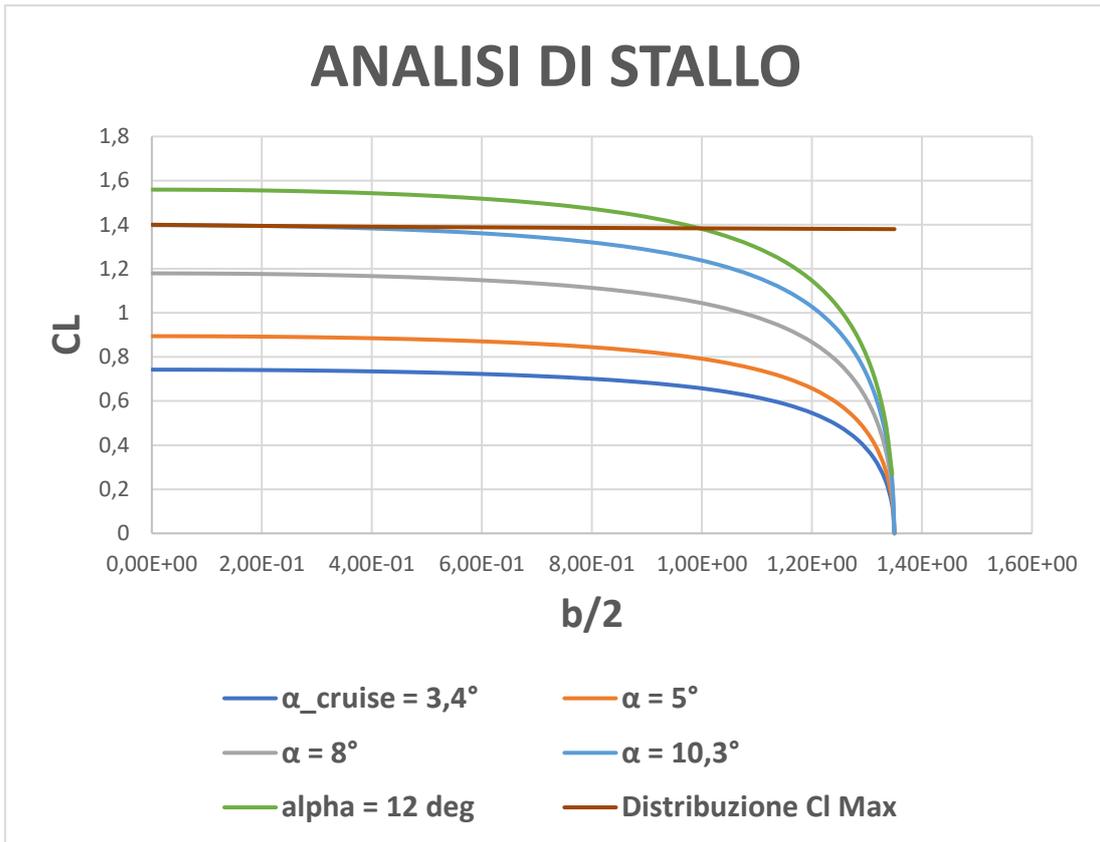


Grafico 3.2.27 – Analisi di stallo per la configurazione con ala rettangolare

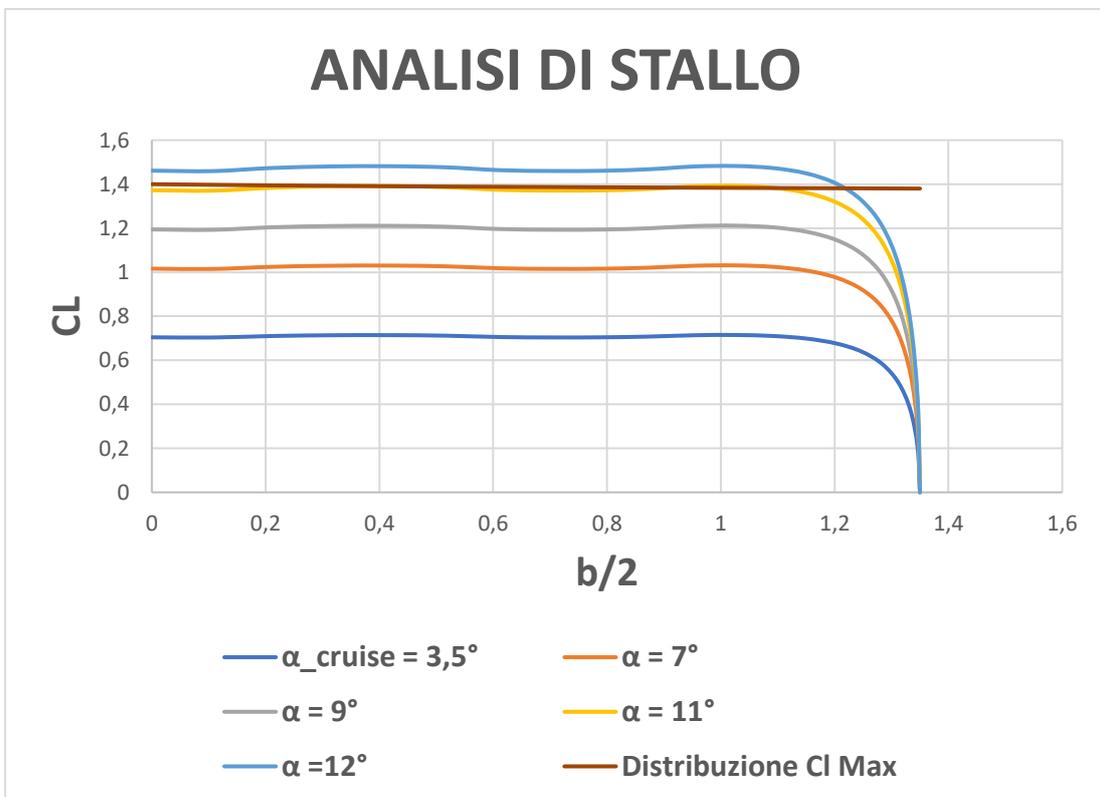


Grafico 3.2.28 – Analisi di stallo per la configurazione con ala doppio-trapezia

Come si evince dal Grafico 3.2.27, il valore dell'angolo di incidenza geometrica dell'ala rettangolare per il quale si ha lo stallo del velivolo, risulta essere pari a 10,3 gradi, valore di incidenza abbastanza elevato difficilmente raggiungibile durante una missione in condizioni nominali. Sempre dallo stesso grafico si può osservare come le sezioni alari che incorrono per prime nello stallo, sono quella prossime all'incastro con la fusoliera. Questo è un bene, in quanto lo stallo non interessa le sezioni in cui sono dislocate le superfici mobili (alettoni), il cui stallo porterebbe probabilmente alla perdita del VTOL a seguito dell'impossibilità di controllo dello stesso tramite le superfici mobili principali.

Per quanto riguarda la configurazione con l'ala doppio trapezia, dal Grafico 3.2.28 si osserva come il valore dell'angolo di incidenza geometrica dell'ala per il quale si ha lo stallo del velivolo, risulta essere pari ad 11 gradi. Le sezioni alari che stallano per prime, come si può osservare dallo stesso grafico risultano essere poste ad una distanza di 0,3 *m* dall'asse longitudinale del velivolo. Anche in questo caso l'angolo α_w a cui si ha lo stallo è abbastanza elevato e le sezioni che stallano per prime sono prossime all'incastro con la fusoliera.

4 STABILITÀ STATICA LONGITUDINALE

Si riporta in questo capitolo l'analisi di stabilità statica longitudinale a comandi bloccati del VTOL, per verificare che quest'ultimo sia appunto staticamente stabile nel piano longitudinale.

Per eseguire l'analisi è innanzitutto necessario conoscere la posizione longitudinale del baricentro del VTOL per poi verificare che quest'ultimo sia avanti al punto neutro del velivolo (a partire dal muso dello stesso).

4.1 Stima del baricentro

Si riportano di seguito, le posizioni assunte per il baricentro dei vari componenti del VTOL:

- Ala: essendo l'ala, per entrambe le configurazioni considerate, simmetrica rispetto ad un asse parallelo all'asse y del velivolo, la posizione longitudinale del baricentro rispetto al muso del velivolo è stata calcolata facilmente;
- Impennaggio orizzontale: anche in questo caso si è scelto di assumere il baricentro coincidente con il fuoco dell'impennaggio stesso. Ovviamente in tal caso, essendo l'impennaggio orizzontale rettangolare, il suo baricentro e il suo punto neutro coincidono effettivamente;

- Fusoliera: avendo scelto di adottare una fusoliera a sezione cilindrica leggermente più rastremata posteriormente, si è assunto il baricentro posto al 40 % della sua lunghezza, a partire dal muso;
- Impennaggio verticale: anche per l'impennaggio verticale, si è assunto il baricentro coincidente con il suo centro aerodinamico, calcolato a partire dalla conoscenza della posizione verticale del fuoco stesso, proiettata sull'asse longitudinale del velivolo. Questi passaggi, eseguiti tramite il software Matlab, sono visibili nella Figura 4.1.1;

```

%Calcolo cma impennaggio verticale
s_v=((380+150)*400)/2;
c_v=@(y) (150 + (400-y).*tan(30*pi/180)).^2;
cma_v=(2/(2*s_v))*(integral(c_v,0,400))

% % Calcolo della posizione della cma lungo l'apertura del verticale
c_v=@(z) (120 + (400-z).*tan(30*pi/180));
err_3=2;
toll_3=1;
distanza_verticale_da_asse_cma_v=0;
cma_verifica_v=0;
while (err_3>toll_3)
    cma_verifica_v=c_v(distanza_verticale_da_asse_cma_v)
    err_3=abs(cma_v-cma_verifica_v)
    if (err_3>toll_3)
        distanza_verticale_da_asse_cma_v=distanza_verticale_da_asse_cma_v+0.001;
    end
end

```

Figura 4.1.1 – Calcolo della posizione del fuoco dell'impennaggio verticale

- Supporto motori: avendo preso come riferimento i supporti motore del Baby Shark 260 VTOL, essendo essi dei corpi simmetrici posizionati simmetricamente rispetto all'asse longitudinale del velivolo, la posizione longitudinale del loro baricentro coincide con la posizione longitudinale del baricentro di ognuno di essi. Si è assunto come valore di prima approssimazione, la posizione rispetto al muso del velivolo del baricentro dei supporti motore del Baby Shark. Successivamente, tramite un processo iterativo, il baricentro longitudinale dei supporti dei motori per il volo verticale è stato aggiornato con la posizione all'iterazione corrente del baricentro del VTOL, processo terminato nel momento in cui i due parametri hanno assunto lo stesso valore numerico;
- Motori per il volo verticale: essendo tali motori posti alle estremità longitudinali dei rispettivi supporti, la posizione longitudinale del loro baricentro è stata assunta pari alla posizione longitudinale del baricentro dei relativi supporti. Di

conseguenza, anche in questo caso, la posizione finale del baricentro longitudinale dei motori per il volo verticale risulta essere pari alla posizione longitudinale del baricentro dell'intero VTOL, in modo tale da evitare in crociera spiacevoli momenti di beccheggio/imbardata dovuti ad un'asimmetria longitudinale dei bracci rispetto al baricentro del velivolo della trazione sviluppata dai motori anteriori e posteriori;

- Zampe: anche in questo caso, è stato preso come riferimento la posizione longitudinale del baricentro delle zampe del Baby Shark 260 VTOL;
- Motore di spinta: avendo scelto di posizionare il motore di spinta in coda al velivolo, la posizione longitudinale del suo baricentro rispetto al muso del velivolo è stata assunta pari alla lunghezza del VTOL stesso;
- Equipaggiamenti necessari per il volo: come già detto, essendo tali equipaggiamenti tipicamente posti nella parte anteriore/centrale della fusoliera, si è assunto il loro baricentro posto al 25 % della lunghezza della fusoliera, rispetto al muso della stessa;
- Payload: si è assunto per il payload una posizione longitudinale del suo baricentro pari al 55 % della lunghezza della fusoliera a partire dal muso della stessa.

Note le posizioni dei baricentri dei vari componenti del VTOL, la posizione longitudinale del baricentro del VTOL è stata calcolata tramite la seguente relazione:

$$X_G = \frac{\sum x_{G_i} m_i}{\sum m_i} [45]$$

Nella relazione precedente con il termine x_{G_i} si indicano le posizioni longitudinali dei baricentri dei vari componenti del VTOL e con m_i le loro masse, calcolate nel Capitolo 2.5 relativo alla stima pesi.

Si riportano nella Tabella 4.1.1, per entrambe le configurazioni alari considerate, le posizioni longitudinali (in metri) dei baricentri dei componenti precedentemente elencati rispetto al muso del velivolo. Si riporta sempre in Tabella 4.1.1 la posizione longitudinale

del baricentro del VTOL rispetto al muso dello stesso, nonché il rapporto $\frac{x_G}{c}$ necessario per l'analisi di stabilità, dove in tal caso con x_G si indica la posizione longitudinale del baricentro del VTOL rispetto al bordo d'attacco della sezione alare in corrispondenza della corda media aerodinamica e con c si indica il valore della corda media aerodinamica dell'ala.

| | Ala rettangolare | Ala doppio trapezia |
|--|-----------------------------|--------------------------------|
| Ala | 0,5275 | 0,4967 |
| Impennaggio orizzontale | 1,3440 | 1,3440 |
| Fusoliera | 0,5756 | 0,5756 |
| Impennaggio verticale | 1,0490 | 1,0490 |
| Supporti motore | 0,5260 | 0,4950 |
| Motori per il volo verticale | 0,5260 | 0,4950 |
| Zampe | 0,5159 | 0,5159 |
| Motore di spinta | 1,4400 | 1,4400 |
| Equipaggiamenti necessari al volo | 0,3596 | 0,3596 |
| Payload | 0,7915 | 0,7915 |
| Baricentro VTOL | 0,5260 | 0,4950 |
| $\frac{X_G}{c}$ | 0,5135 | 0,3430 |

Tabella 4.1.1 – Valori delle posizioni longitudinali dei baricentri dei vari componenti del VTO per entrambe le configurazioni alari

4.2 Calcolo del punto neutro

Per il calcolo del punto neutro, si parte dall'equazione di equilibrio al momento attorno all'asse y del velivolo scritta rispetto al baricentro (centro di massa) dello stesso, equazione che verrà scritta servendosi dello schema presente in Figura 4.2.1.

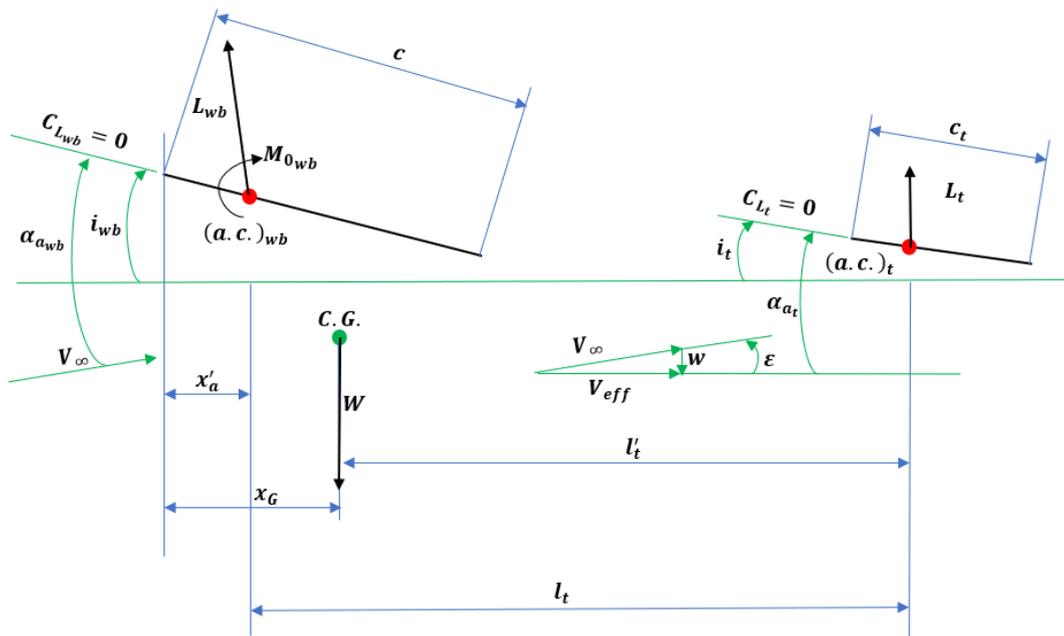


Figura 4.2.1 – Schema per la scrittura dell'equazione di equilibrio al momento attorno all'asse y del velivolo

Vengono descritti di seguito tutti i parametri presenti nella Figura 4.2.1:

- V_∞ : velocità di monte, ovvero velocità di crociera;
- α_{awb} : angolo di incidenza aerodinamica del complesso ala-fusoliera;
- α_{at} : angolo di incidenza aerodinamica dell'impennaggio orizzontale;
- i_{wb} : calettamento dell'ala rispetto al piano di fusoliera;
- i_t : calettamento dell'impennaggio orizzontale rispetto al piano di fusoliera;
- c : corda media aerodinamica dell'ala;
- c_t : corda media aerodinamica dell'impennaggio orizzontale;

- x_G : coordinata longitudinale del baricentro del velivolo misurata rispetto al bordo d'attacco della sezione alare in corrispondenza della corda media aerodinamica;
- x'_a : coordinata longitudinale del punto neutro del complesso ala-fusoliera misurata rispetto al bordo d'attacco della sezione alare in corrispondenza della corda media aerodinamica;
- L_{wb} : portanza sviluppata dal complesso ala-fusoliera;
- L_t : portanza sviluppata dall'impennaggio orizzontale;
- M_{0wb} : momento focale del complesso ala fusoliera;
- w : velocità di downwash;
- V_{eff} : velocità effettiva che investe l'impennaggio orizzontale per effetto del downwash;
- ε : angolo di downwash;
- l_t : distanza longitudinale tra il centro aerodinamico del complesso ala-fusoliera e quello dell'impennaggio orizzontale;
- l'_t : distanza longitudinale tra il centro aerodinamico dell'impennaggio orizzontale e il baricentro del velivolo;
- $C_{Lwb} = 0$: asse di portanza nulla del complesso ala-fusoliera;
- $C_{Lt} = 0$: asse di portanza nulla dell'impennaggio orizzontale;
- W : forza peso del velivolo, pari alla massa dello stesso per l'accelerazione di gravità.

Per semplicità, nello scrivere l'equazione, si trascurano i contributi dovuti alla resistenza aerodinamica del complesso ala-fusoliera e dell'impennaggio orizzontale, nonché il contributo dovuto al momento focale di quest'ultimo. Inoltre la componente verticale della portanza del complesso ala fusoliera, viene approssimata proprio con quest'ultima forza. Inoltre, tutte le forze presenti nello schema, riconducibili al complesso ala-fusoliera, verranno approssimate dalle stesse forze prodotte però dalla sola ala. Stesso discorso vale per tutti i parametri dello schema associati al complesso ala-fusoliera, che verranno per semplicità, associati alla sola ala.

Con $(a.c.)_{wb}$, si intende la posizione del punto neutro del complesso ala-fusoliera, il quale non risulta essere sempre al 25 % della corda media aerodinamica come invece

accede per l'ala isolata in regime subsonico. La presenza di corpi fusiformi, infatti, tende a far arretrare il centro aerodinamico dell'ala.

Per tenere in conto di questo effetto, che nel caso del VTOL oggetto di studio è dovuto essenzialmente alla fusoliera, si fa ricorso al Grafico 4.2.1. Entrando nel grafico con i parametri $\frac{c}{l}$ ed $\frac{l_N}{l}$, si ricava sull'asse delle ordinate il valore del parametro $-\Delta h_n \frac{Sc}{wc^2}$, dal quale, noto il valore dato dal rapporto tra Sc e wc^2 , si ricava il parametro Δh_n che rappresenta lo spostamento del fuoco alare rapportato alla corda media aerodinamica per effetto della fusoliera.

Nelle relazioni precedenti, si indicano con c la corda alare in corrispondenza dell'incastro con la fusoliera, con l la lunghezza della fusoliera, con l_n la distanza del fuoco alare dal muso del velivolo (calcolato nel Capitolo 2.3), con S la superficie in pianta dell'ala e con w il diametro massimo della fusoliera.

Si riportano nella Tabella 4.2.1, per entrambe le configurazioni alari considerate, i valori di $\frac{l_n}{l}$, $\frac{c}{l}$, $-\Delta h_n \frac{Sc}{wc^2}$, Δh_n nonché il valore del fuoco del complesso ala-fusoliera rapportato alla corda media aerodinamica $\frac{x'_a}{c}$ ottenuto come differenza tra 0,25 (che rappresenta il rapporto fra la posizione del fuoco alare e la corda media aerodinamica) e Δh_n .

Ovviamente, la posizione longitudinale x'_a del fuoco del complesso ala-fusoliera è misurata a partire dal bordo d'attacco della sezione alare in corrispondenza della corda media aerodinamica dell'ala stessa.

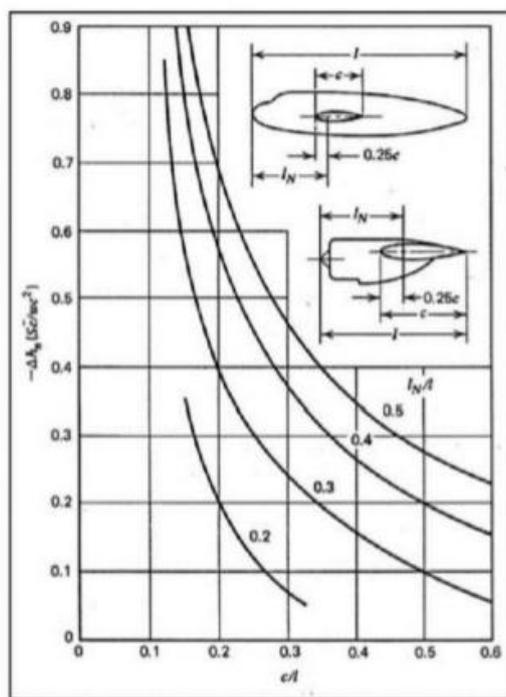


Grafico 4.2.1 – Spostamento fuoco alare dovuto a corpi fusiformi [46]

Come riportato nella Tabella 4.2.1, per entrambe le tipologie di ala considerate, il valore del parametro $-\Delta h_n \frac{Sc}{wc^2}$ presente sull'asse delle ordinate del Grafico 4.2.1, può essere approssimato a 0,4.

| | Ala rettangolare | Ala doppio trapezia |
|-------------------------------|------------------|---------------------|
| $\frac{l_n}{l}$ | 0,3188 | 0,345 |
| $\frac{c}{l}$ | 0,184 | 0,229 |
| $-\Delta h_n \frac{Sc}{wc^2}$ | 0,4 | 0,4 |
| Δh_n | -0,2126 | -0,2399 |
| $\frac{x'_a}{c}$ | 0,03741 | 0,01011 |

Tabella 4.2.1 – Parametri necessari al calcolo dello spostamento del fuoco alare per effetto della fusoliera

Facendo riferimento alla Figura 4.2.1 si scrive l'equazione di equilibrio al momento attorno all'asse y rispetto al centro di massa del velivolo, in termini di coefficienti.

$$\begin{aligned}
 C_{M_G} &= C_{M_{0w}} + C_{L_w} \left(\frac{x_G - x'_a}{c} \right) - C_{L_t} l'_t \left(\frac{S_t}{S} \right) \quad [43] \\
 &= C_{M_{0w}} + C_{L_w} \left(\frac{x_G - x'_a}{c} \right) - C_{L_t} \left[\frac{l_t}{c} - \left(\frac{x_G - x'_a}{c} \right) \right] \left(\frac{S_t}{S} \right) \\
 &= C_{M_{0w}} + C_{L_w} \left(\frac{x_G - x'_a}{c} \right) - C_{L_t} \frac{S_t}{S} \frac{l_t}{c} + C_{L_t} \frac{S_t}{S} \left(\frac{x_G - x'_a}{c} \right) \\
 &= C_{M_{0w}} + C_{L_w} \left(\frac{x_G - x'_a}{c} \right) + C_{L_t} \frac{S_t}{S} \left(\frac{x_G - x'_a}{c} \right) - C_{L_t} V \\
 &= C_{M_{0w}} + C_L \left(\frac{x_G - x'_a}{c} \right) - C_{L_t} V
 \end{aligned}$$

Si è indicato con V il rapporto volumetrico di coda dato da $\frac{S_t l_t}{S c}$ e con C_L il coefficiente di portanza del velivolo completo calcolato come $\left(C_{L_w} + C_{L_t} \frac{S_t}{S} \right)$.

Per quanto riguarda il coefficiente $C_{M_{0w}}$, esso è stato assunto pari al coefficiente di momento focale del profilo alare adottato pari a $-0,1$ (valore ottenuto dall'analisi aerodinamica bidimensionale), in quanto, essendo quest'ultimo costante lungo l'apertura alare (avendo scelto di utilizzare lo stesso profilo lungo l'apertura), si dimostra [43] che il coefficiente di momento focale dell'ala risulta essere pari a quello del profilo. Si trascura il contributo dato dalla fusoliera al C_{M_0} in quanto davvero tipicamente molto piccolo.

Riferendosi sempre alla Figura 4.2.1 è possibile calcolare l'angolo di incidenza aerodinamico dell'impennaggio orizzontale nel seguente modo:

$$\begin{aligned}
 \alpha_{a_t} &= \alpha_{a_w} - i_w - \varepsilon + i_t \\
 &= \alpha_{a_w} - i_w - \varepsilon_0 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_{a_w}} \alpha_{a_w} + i_t \\
 &= \alpha_{a_w} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_{a_w}} \right) - (i_w - i_t + \varepsilon_0)
 \end{aligned}$$

$$= \alpha_{a_w} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_{a_w}} \right) - i$$

In riferimento alla relazione precedente, si è indicato con i il parametro dato dalla seguente somma algebrica: $(i_w - i_t + \varepsilon_0)$.

Riprendendo l'espressione relativa al C_L del velivolo completo e sostituendo al suo interno la relazione precedentemente ottenuta per l'angolo di incidenza aerodinamica dell'impennaggio orizzontale, si ottiene:

$$\begin{aligned} C_L &= a_w \alpha_{a_w} + \frac{S_t}{S} \alpha_{a_w} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_{a_w}} \right) - a_t \frac{S_t}{S} i \quad [43] \\ &= a_w \alpha_{a_w} \left[1 + \frac{a_t}{a_w} \frac{S_t}{S} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_{a_w}} \right) \right] - a_t \frac{S_t}{S} i \end{aligned}$$

Dove con a_w e a_t si indicano i coefficienti angolare della curva $C_L - \alpha$ rispettivamente dell'ala e dell'impennaggio orizzontale, valori calcolati nei Capitolo 3.2.1.1 e 3.2.2.2.

Indicando con F il termine dato da $\frac{a_t}{a_w} \frac{S_t}{S} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_{a_w}} \right)$, l'espressione precedente può essere scritta in forma compatta nel seguente modo:

$$C_L = a_w \alpha_{a_w} [1 + F] - a_t \frac{S_t}{S} i = a \alpha \quad [43]$$

Con a si indica il coefficiente angolare della curva $C_L - \alpha$ del velivolo completo e con α l'incidenza aerodinamica dello stesso.

Riprendendo la relazione precedente per il calcolo del C_L dell'intero velivolo, derivando ambo i membri per l'angolo di incidenza aerodinamica α del velivolo, si ottiene una relazione che lega il coefficiente angolare della curva $C_L - \alpha$ del velivolo completo al coefficiente angolare della stessa curva per quanto riguarda l'ala.

$$a = a_w[1 + F] \quad [43]$$

Tale risultato deriva dal fatto che, essendo presente tra l'angolo di incidenza aerodinamico del velivolo completo e l'angolo di incidenza aerodinamico dell'ala un angolo costante, le derivate eseguite rispetto ad α sono analoghe alle derivate eseguite rispetto all'angolo α_{a_w} .

Riferendosi ancora una volta all'equazione del C_L dell'intero velivolo scritta in forma compatta, è possibile esprimere l'angolo di incidenza aerodinamica dell'ala in funzione dell'angolo di incidenza aerodinamica del velivolo completo:

$$\begin{aligned} \alpha_{a_w} &= \frac{a\alpha + a_t \left(\frac{S_t}{S}\right) i}{a_w(1 + F)} \quad [43] \\ &= \alpha + \frac{a_t S_t}{a S} i \end{aligned}$$

Si riportano nella Tabella 4.2.2 i valori del coefficiente angolare della curva $C_L - \alpha$ del velivolo nel suo tratto lineare ed il valore del parametro F , calcolati con l'ausilio delle formule precedentemente presentate, per entrambe le configurazioni alari considerate.

| | Ala rettangolare | Ala doppio trapezia |
|--------------------------------------|-------------------------|----------------------------|
| F | 0,1925 | 0,1705 |
| $a[\frac{1}{rad}]$ | 5,862 | 5,928 |

Tabella 4.2.2 – Valori dei parametri F e del coefficiente angolare della curva $C_L - \alpha$ del velivolo completo

Tornando all'equazione di equilibrio al momento rispetto all'asse y scritta rispetto al baricentro del velivolo, sostituendo al suo interno le relazioni precedentemente calcolate, si ottiene:

$$\begin{aligned}
C_{M_G} &= C_{M_{0w}} + a\alpha \left(\frac{x_G - x'_a}{c} \right) - a_t V \left[\left(\alpha + \frac{a_t S_t}{a S} i \right) \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_{aw}} \right) - i \right] \quad [43] \\
&= C_{M_{0w}} + \left[a \left(\frac{x_G - x'_a}{c} \right) - a_t V \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_{aw}} \right) \right] \alpha - a_t V \frac{a_t S_t}{a S} i \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_{aw}} \right) + a_t V i \\
&= C_{M_{0w}} + a_t V i \left[1 - \frac{a_t S_t}{a S} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_{aw}} \right) \right] + \left[a \left(\frac{x_G - x'_a}{c} \right) - a_t V \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_{aw}} \right) \right] \alpha \\
&= C_{M_{0w}} + \frac{a_t V i}{1 + F} + \left[a \left(\frac{x_G - x'_a}{c} \right) - a_t V \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_{aw}} \right) \right] \alpha
\end{aligned}$$

Raccogliendo tutto ciò che moltiplica l'angolo di incidenza aerodinamica α del velivolo completo nel termine C_{M_α} e tutto il resto nel termine C_{M_0} , si può scrivere in forma compatta:

$$C_{M_G} = C_{M_0} + C_{M_\alpha} \alpha$$

Requisito fondamentale per la stabilità statica del velivolo nel piano longitudinale è il segno della derivata C_{M_α} la quale deve essere negativa, in quanto, un eventuale disturbo nel piano longitudinale che tende a perturbare lo stato di equilibrio del velivolo in termini del suo angolo di incidenza α , deve essere contrastato dal velivolo stesso generando un momento attorno all'asse y tale da opporsi a questa perturbazione, riportandosi nelle condizioni di equilibrio iniziale. Si comprende che ciò è possibile solo se la derivata C_{M_α} assume valori negativi.

Altro requisito importante, risulta essere il segno del coefficiente C_{M_0} , il quale deve essere positivo per permettere l'equilibrio del velivolo per valori positivi dell'angolo di incidenza α .

Si riportano le formulazioni ottenute per la derivata aerodinamica C_{M_α} e per il coefficiente C_{M_0} :

$$C_{M_\alpha} = a \left[\left(\frac{x_G - x'_a}{c} \right) - \frac{a_t}{a} V \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_{aw}} \right) \right] \quad [43]$$

$$C_{M_0} = C_{M_{0w}} + \frac{a_t V i}{1 + F} \quad [43]$$

Annullando la derivata aerodinamica C_{M_α} , si calcola la posizione del fuoco del velivolo:

$$C_{M_\alpha} = 0$$

$$\rightarrow \left[\left(\frac{x_G - x'_a}{c} \right) - \frac{a_t}{a} V \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_{aw}} \right) \right] = 0$$

$$\left(\frac{x_G}{c} \right)_{C_{M_\alpha}=0} \equiv \frac{x_N}{c} = \frac{x'_a}{c} + \frac{a_t}{a} V \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_{aw}} \right) \quad [43]$$

Si può dunque esprimere la derivata aerodinamica C_{M_α} nel seguente modo:

$$C_{M_\alpha} = a \left(\frac{x_G - x_N}{c} \right)$$

Da quest'ultima relazione risulta chiaro che per rispettare il requisito di stabilità statica longitudinale a comandi bloccati, ovvero derivata $C_{M_\alpha} < 0$, il baricentro del velivolo deve necessariamente essere posto avanti al punto neutro, ovvero deve essere $x_G < x_N$,

ricordando che le coordinate x sono misurate rispetto al bordo d'attacco della sezione alare in corrispondenza della corda media aerodinamica.

Si riportano nella Tabella 4.2.3 la derivata aerodinamica C_{M_α} , il rapporto $\frac{x_N}{c}$ e il margine statico di stabilità definito come $\frac{x_N - x_G}{c}$ per entrambe le configurazioni alari considerate.

| | Ala rettangolare | Ala doppio trapezia |
|--------------------------------|-------------------------|----------------------------|
| $C_{M_\alpha} [\frac{1}{rad}]$ | -0,2005 | -0,5229 |
| $\frac{x_N}{c}$ | 0,5477 | 0,4438 |
| M.S. | 0,0342 | 0,088 |

Tabella 4.2.3 – Posizione del punto neutro e valore del margine statico di stabilità

4.3 Calcolo del calettamento dell'impennaggio orizzontale e dell'incidenza geometrica dell'ala in crociera

Considerando l'equazione di equilibrio al momento attorno all'asse y del velivolo, scritta rispetto al baricentro dello stesso, risulta evidente come il contributo dell'equilibratore sia nullo.

L'obiettivo è quindi quello di equilibrare il velivolo attorno all'asse y in condizioni di crociera, senza l'ausilio dell'equilibratore, ovvero con quest'ultimo in posizione neutra. Fissando il valore della derivata aerodinamica C_{M_α} , risulta chiaro come il parametro su cui si può agire per raggiungere l'obiettivo precedentemente prefissato è il C_{M_0} .

In particolar modo, si agisce sul valore del calettamento i_t dell'impennaggio orizzontale rispetto al piano di fusoliera, avendo scelto di calettare l'ala rispetto al piano di fusoliera di un angolo pari all'angolo di incidenza geometrica dell'ala stessa, in modo tale da far sì

che in crociera, il velivolo voli di volo orizzontale mantenendo comunque l'incidenza aerodinamica necessaria al suo sostentamento.

Ponendo uguale a zero il valore del C_{M_G} e sostituendo ad α il valore dell'angolo di incidenza aerodinamica del velivolo (calcolato come rapporto tra il C_L di crociera e il coefficiente angolare della curva $C_L - \alpha$ del velivolo completo) tale da generare un C_L di 0,735 che come visto ne garantisce il sostentamento in crociera, si ottiene il valore del C_{M_0} desiderato.

$$C_{M_0} = -C_{M_\alpha} \alpha$$

Esplicitando il valore di i_t contenuto all'interno del C_{M_0} precedentemente calcolato, si ottiene:

$$i_t = \varepsilon_0 - \frac{(C_{M_0} - C_{M_{0w}})(1 + F)}{a_t V} + i_w$$

Ovviamente, essendo le varie relazioni concatenate tra loro, il processo appena descritto risulta essere iterativo. Vengono di seguito descritti i passaggi da eseguire per portare a convergenza il processo:

- 1) Si sceglie un valore di primo tentativo relativo al calettamento dell'impennaggio orizzontale rispetto al piano di fusoliera, valore che in questo studio è stato assunto pari a -3 gradi per entrambe le configurazioni di ala considerate;
- 2) Si setta un valore dell'angolo di incidenza geometrico dell'ala α_w con il quale si calcola il C_L del velivolo completo tramite la procedura descritta nel Capitolo 3.2.1.1, C_L che deve ovviamente essere pari a 0,735 per permettere il sostentamento del velivolo in crociera;
- 3) Si calcola il valore dell'incidenza aerodinamica del velivolo completo come rapporto tra il C_L di crociera e il coefficiente angolare della curva $C_L - \alpha$ del velivolo completo:

$$\alpha = \frac{C_L}{a};$$

- 4) Si pone uguale a zero il coefficiente di momento C_{M_G} , sostituendo ad α il valore calcolato al punto precedente, calcolando dunque il valore del C_{M_0} necessario ad equilibrare il velivolo in crociera senza l'ausilio dell'equilibratore;
- 5) Si calcola dunque il nuovo valore del calettamento i_t dell'impennaggio orizzontale, necessario ad equilibrare in crociera il velivolo con l'equilibratore in posizione neutra;
- 6) Si ripetono i punti precedentemente elencati a partire dal numero 2, fino a che, il valore del calettamento i_t dell'impennaggio orizzontale, risulta pressoché invariato tra due iterazioni successive.

Si riassumono nella Tabella 4.3.1, per entrambe le configurazioni alari considerate, i valori del C_{M_0} , del calettamento dell'impennaggio orizzontale rispetto al piano di fusoliera, dell'angolo di incidenza geometrico dell'ala e dell'angolo di incidenza aerodinamica del velivolo completo, ottenuti al termine processo iterativo.

| | Ala rettangolare | Ala doppio trapezia |
|------------------------------------|-------------------------|----------------------------|
| C_{M_0} | 0,02508 | 0,06482 |
| i_t [deg] | 1,2 | 0,5 |
| α_w [deg] | 3,4 | 3,5 |
| α [deg] | 7,153 | 7,100 |

Tabella 4.3.1 – Valori del calettamento dell'impennaggio orizzontale, dell'angolo di incidenza geometrico dell'ala e dell'angolo di incidenza aerodinamica del velivolo completo al termine del processo iterativo

Si riportano nei Grafici 4.3.1 e 4.3.2 le curve $C_M - \alpha$ del velivolo, ottenute al termine del processo iterativo precedentemente descritto, per entrambe le configurazioni alari presentate per il VTOL oggetto di studio.

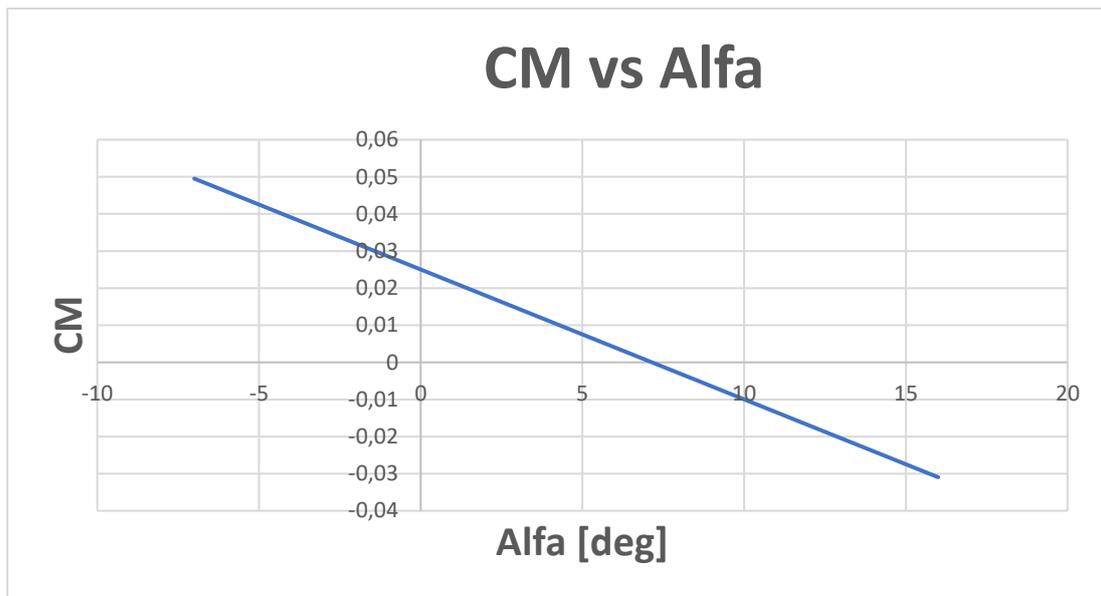


Grafico 4.3.1 – Curva $C_M - \alpha$ del VTOL nella configurazione con ala rettangolare

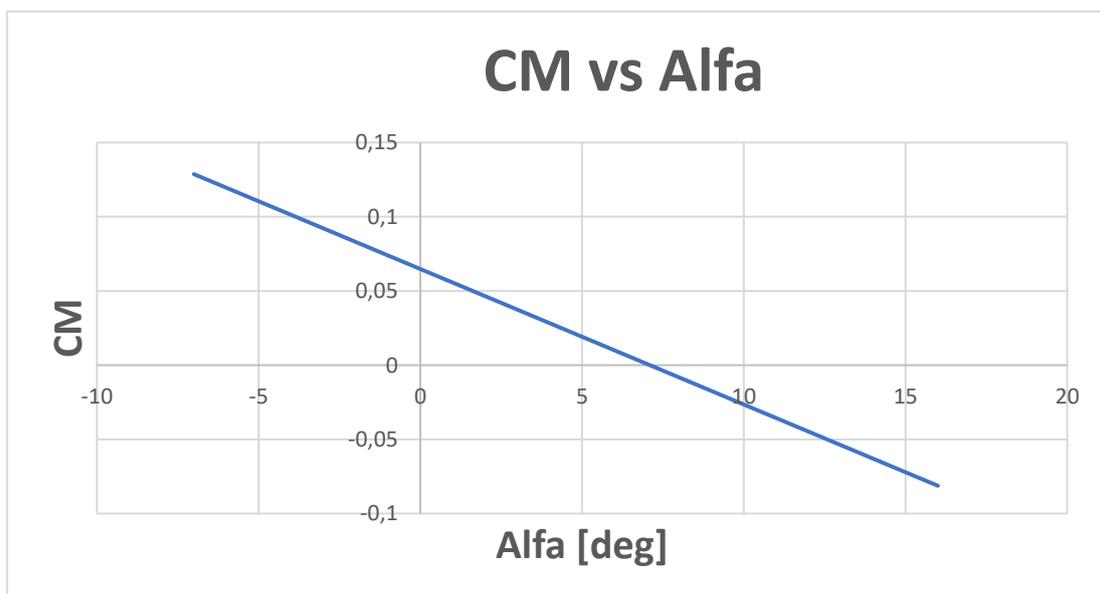


Grafico 4.3.2 – Curva $C_M - \alpha$ del VTOL nella configurazione con ala doppio trapezia.

A seguito dell'analisi relativa al calcolo delle prestazioni aerodinamiche del VTOL, sia per la configurazione con ala rettangolare che doppio trapezia, risulta per quest'ultima un valore di efficienza in fase di crociera superiore solo di mezzo punto rispetto allo stesso valore ottenuto per la configurazione con ala rettangolare.

Per quanto riguarda tutti gli altri parametri, essi sono molto simili per entrambe le tipologie di ala.

Si sceglie dunque di proseguire nello studio, adottando la configurazione con ala rettangolare, in quanto, nonostante il valore di efficienza in crociera di poco inferiore rispetto alla configurazione con ala doppio trapezia, la facilità costruttiva che caratterizza l'ala rettangolare rispetto all'ala doppiamente rastremata, compensa il valore leggermente inferiore di efficienza, parametro che da solo non basta a far propendere la scelta verso la configurazione con ala doppio trapezia.

5 SCELTA DEI MOTORI E DELLA BATTERIA

A completamento di quanto descritto nei capitoli precedenti, questa sezione sarà dedicata alla scelta dei motori per il volo verticale, alla scelta del motore di spinta e della batteria che andrà ad alimentare l'intero VTOL.

5.1 Motori per il volo verticale

La scelta dei motori per il volo verticale, così come quella del motore di spinta, va di pari passo con la tipologia di batterie da utilizzare per l'alimentazione del VTOL. A tal scopo, si sceglie di configurare le batterie in modo da erogare una tensione di alimentazione di $44,4 V$ come tipicamente avviene per i VTOL di questa categoria.

I motori per il volo verticale, oltre al vincolo di poter essere alimentati a $44,4 V$, sono stati scelti in modo tale da erogare (abbinati a delle opportune eliche) ciascuno una spinta pari ad un quarto del peso massimo al decollo del VTOL, ovvero pari a $3,249 kg$. Un ulteriore filtro utilizzato per la ricerca dei motori adatti a tale scopo è stato quello relativo al valore di manetta al quale erogare la suddetta spinta, pari circa al 50 %. Quest'ultimo valore non è stato scelto a caso, bensì deriva dal know-how dell'azienda Pro S3 di Torino a seguito di svariate prove sperimentali sui diversi APR prodotti al fine di limitare il consumo della batteria nelle fasi di decollo e atterraggio.

È stata eseguita una ricerca tra diversi motori elettrici prodotti da diverse case costruttrici tenendo conto oltre ai vincoli succitati, anche i vincoli relativi all'ingombro fisico delle eliche da abbinare ai motori, eliche consigliate dalle case costruttrici per ogni motore preso in esame.

Fra i motori considerati che rispettassero i vincoli sopra elencati, quello con il minor consumo (in termini di Ampere) è risultato essere il T-Motor V505 KV260, visibile in Figura 5.1.1, sul quale è ricaduta la scelta dei 4 motori necessari al volo verticale.

In particolar modo, tale motore è in grado di erogare la spinta necessaria di 3249 *kg* tra il 50 ed il 52 % della manetta con un'elica T-Motor P17*5,8 (diametro di 17 pollici e passo di 5,8 pollici), visibile in Figura 5.1.2, con un consumo di corrente prossimo ai 12 Ampere, come riportato nella descrizione tecnica del motore [47] presente sul sito della T-Motor.



Figura 5.1.1 – Motore T-Motor V505 KV260 per il volo verticale [47]



*Figura 5.1.2 – Eliche T-Motor P17*5,8 per il volo verticale [48]*

5.2 Dimensionamento batteria

Per il dimensionamento della batteria è stato necessario considerare tutte le fasi di volo facenti parte della tipica missione di un VTOL della stessa categoria di quello oggetto di studio, ciascuna con la propria durata temporale.

Si riportano nella Tabella 5.2.1, facendo riferimento a quanto detto nel Capitolo 1.3, le principali fasi della missione del VTOL con le relative durate temporali. Questi ultimi valori sono frutto del know-how dell'azienda Pro S3 di Torino compatibilmente con il requisito di autonomia oraria espresso all'inizio del Capitolo 2.1 di questo studio.

| | Durata temporale | Durata temporale [h] |
|-----------------------|------------------|----------------------|
| Decollo/Salita | 30 s | $\frac{1}{120}$ |
| Conversione | 10 s | $\frac{1}{360}$ |
| Seconda Salita | 20 s | $\frac{1}{180}$ |
| Crociera | 148 min | 2,47 |
| Discesa | 20 s | $\frac{1}{180}$ |
| Conversione | 10 s | $\frac{1}{360}$ |
| Atterraggio | 30 s | $\frac{1}{120}$ |

Tabella 5.2.1 – Fasi di missione con relativa durata temporale

Si procede dunque con il calcolo del peso complessivo della batteria che alimenterà il VTOL. A tal scopo, si utilizza la seguente formula:

$$Massa\ Batteria\ [kg] = \sum_{i=1}^7 \frac{P_i t_i}{E_D} \quad [49]$$

Nella formula precedente è stata indicata con P_i la potenza assorbita da ognuna delle sette fasi di volo, con t_i la durata temporale della medesima fase e con E_D l'energia specifica della batteria, espressa in $\frac{Wh}{kg}$.

Per il VTOL oggetto di studio, conformemente a quanto avviene per la maggior parte dei VTOL della stessa categoria presenti sul mercato, si è scelto di utilizzare delle batterie LiPo, ovvero delle batterie ricaricabili note come accumulatori litio-polimeri, la cui energia specifica varia dai 100 ai 265 $\frac{Wh}{kg}$ [50].

Per procedere con il calcolo della massa del pacco batterie, è stato utilizzato un valore della densità di energia di 180 $\frac{Wh}{kg}$, ovvero circa pari alla media dei due valori citati precedentemente.

Di seguito viene presentato il calcolo della potenza assorbita da ognuna delle sette fasi della missione.

- Decollo/Salita: la potenza assorbita durante questa fase di volo viene calcolata come il prodotto del consumo in termini di Ampere, consumo come detto pari a circa 12 A per ciascuno dei 4 motori, e della tensione di alimentazione di 44,4 V;
- Conversione: sperimentalmente si osserva che il consumo che si ha durante questa fase è circa pari alla somma del consumo dovuto alla fase di decollo/salita, e di quello dovuto alla seconda salita;
- Seconda salita: per il calcolo della potenza assorbita durante questa fase di volo, si fa riferimento allo schema semplificato della Figura 5.2.1.

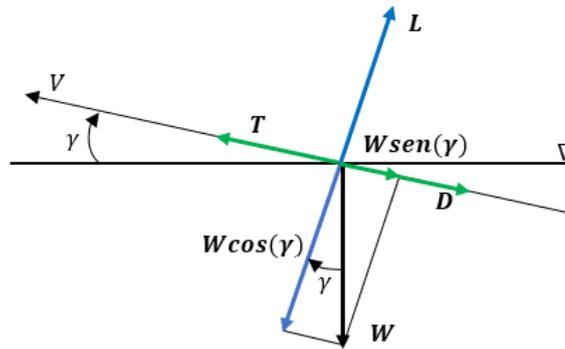


Figura 5.2.1 – Volo in salita: equilibrio di forze

La potenza assorbita può essere calcolata come il prodotto della trazione per la velocità di volo, tenendo conto dei rendimenti dell'elica e del motore elettrico. La trazione sarà ovviamente pari alla somma della resistenza aerodinamica e della componente della forza peso parallela alla velocità di volo.

$$P = \left(\frac{1}{2} \rho V^2 S C_D + W \sin(\gamma) \right) \frac{V}{\eta_{elica} \eta_{motore}}$$

Il seno dell'angolo di salita γ può essere scritto anche come il rapporto tra la velocità di volo durante la fase di salita e il rate of climb, ovvero la velocità verticale di salita. Questi ultimi due valori sono stati assunti empiricamente rispettivamente pari a $17 \frac{m}{s}$ per la velocità assoluta durante questa fase e $2,1 \frac{m}{s}$ per la velocità verticale di salita.

Il valore del coefficiente di resistenza C_D di questa fase di volo è stato assunto pari a 0,1. Quest'ultimo valore deriva da un'analisi CFD eseguita mediante il software Xflr5 sul Baby Shark 260 VTOL dall'azienda Pro S3 di Torino. Essendo come detto il Baby Shark molto simile come configurazione al VTOL oggetto di studio, il valore del C_D adottato risulta essere una buona approssimazione da utilizzare per il calcolo della succitata potenza.

I valori dei rendimenti di elica e motore sono stati assunti rispettivamente pari a 0,9 e 0,85;

- Crociera: per quanto riguarda la potenza assorbita durante la crociera, essa può essere calcolata come il prodotto della resistenza aerodinamica per la velocità di volo, tenendo sempre in considerazione i rendimenti dell'elica e del motore di spinta.

$$P = \frac{\left(\frac{MTOW}{E} V\right)}{\eta_{elica} \eta_{motore}}$$

Per essere conservativi, l'efficienza aerodinamica durante la fase di crociera è stata assunta pari al 75 % del valore di efficienza ottenuto nel capitolo relativo all'analisi aerodinamica del VTOL, pari dunque a 11,25.

Per quanto riguarda la velocità di volo si utilizza sempre il valore di $20 \frac{m}{s}$ ottenuto dall'analisi statistica;

- Discesa: per quanto riguarda la discesa, si ipotizza di eseguirla in volo planato, di conseguenza sia i motori di hovering che quello di spinta risultano spenti. Il consumo risulta dunque essere nullo;
- Conversione: per VTOL della stessa categoria di quello oggetto di studio, si è osservato sperimentalmente che il consumo in termini di Ampere di questa fase, presenta un picco di circa 4 Ampere rispetto alla fase successiva. Questo aumento di consumo è dovuto alla forte accelerazione dei motori di hovering necessaria a fermare il velivolo per potere eseguire l'atterraggio;
- Atterraggio: il consumo e dunque la potenza assorbita da questa fase risulta essere speculare alla potenza assorbita durante la fase di decollo/salita.

Si riportano nella tabella 5.2.2 i consumi e le potenze assorbite durante le sette fasi di volo precedentemente descritte.

| | Consumo [A] | Potenza assorbita [W] |
|-----------------------|--------------------|------------------------------|
| Decollo/Salita | 48 | 2131,2 |
| Conversione | 62,15 | 2759,46 |
| Seconda Salita | 14,15 | 628,47 |
| Crociera | 6,67 | 296,27 |
| Discesa | 0 | 0 |
| Conversione | 52 | 2308,8 |
| Atterraggio | 48 | 2131,2 |

Tabella 5.2.2 – Consumo e potenza assorbita per ognuna delle fasi di volo

Sostituendo i valori delle potenze assorbite e le durate temporali (espresse in ore) delle varie fasi di volo all'interno della formula per il calcolo della massa del pacco batterie, si ottiene una massa complessiva di 4,36 kg, in linea con il peso della batteria dei VTOL della stessa categoria.

Per il calcolo della capacità necessaria alla batteria per poter portare a termine la missione, si esegue la somma dei prodotti dei consumi per le durate temporali (espresse in ore) di ogni singola fase di volo, ottenendo un valore di 17671 *mAh*, ovvero 17,671 *Ah*.

Essendo le singole celle delle batterie LiPo caratterizzate da una tensione di 3,7 *V*, avendo scelto di alimentare il VTOL a 44,4 *V*, il pacco batterie complessivo sarà costituito dalla serie di due batterie costituite a loro volta da 6 celle disposte in serie fra loro. Ognuno dei due pacchi batterie dovrà necessariamente avere una capacità superiore a 17671 *mAh*, di conseguenza la scelta ricade su batterie da 18000 *mAh*.

Un possibile pacco batterie da disporre come detto in una serie da due, potrebbe essere rappresentato dalla batteria LiPo TATTU 18000mAh 22.2V 6S [51], visibile nella Figura 5.2.2.



Figura 5.2.2 - Batteria LiPo TATTU 18000mAh 22.2V 6S [51]

Da notare come il peso complessivo di due batterie dello stesso tipo di quella presente in Figura 5.2.2, risulta essere di 4,06 *kg*, molto simile al peso stimato mediante la formula precedente.

5.3 Motore di spinta

Per la scelta del motore di spinta da installare in coda al VTOL, è stato innanzitutto necessario calcolare la spinta che quest'ultimo avrebbe dovuto fornire in fase di crociera. Riprendendo dunque la formula presentata nel Capitolo 5.2 per il calcolo della potenza assorbita in fase di crociera, la spinta necessaria durante questa fase è stata ottenuta come il rapporto della succitata potenza per la velocità di volo di 20 *m/s*, ottenendo un valore di 14,8135 *N*, ovvero 1,51 *kg*.

È stata dunque condotta una ricerca tra diversi motori (alimentati a 44,4 *V*) di diverse case produttrici, utilizzando il software MotoCalc 8 [52], al cui interno, per ogni motore considerato, sono stati inseriti i dati relativi al tipo di elica e di ESC consigliati dalla casa produttrice per quel determinato motore, i dati relativi alla batteria selezionata per

alimentare il VTOL, nonché i dati relativi alla massa e alle caratteristiche geometriche esterne del velivolo e del profilo alare scelto.

Il motore è stato scelto in modo tale da garantire ad una velocità di $20 \frac{m}{s}$ e ad una quota di $100 m$ sul livello del mare, una spinta di $1,51 kg$ ad una manetta compresa tra il 50 % ed il 70 % (valori di manetta tipici durante la fase di crociera per VTOL della stessa categoria di quello oggetto di studio), con un consumo in termini di Ampere prossimo a quello calcolato analiticamente nel Capitolo 5.2, ovvero $6,67 A$.

Tra i vari motori considerati, quello che soddisfa meglio i requisiti precedentemente elencati, risulta essere il T-Motor AT4120 Long Shaft KV250 [53], visibile in Figura 5.3.1, a cui viene abbinata un'elica APC 15*10 [54] (diametro di 15 pollici e passo di 10 pollici), visibile in Figura 5.3.2.



Figura 5.3.1 – Motore T-Motor AT4120 Long Shaft KV250 [53]



Figura 5.3.2 – Elica APC 15*10 [54]

Vengono riportate nei seguenti grafici, le curve caratterizzanti le prestazioni del succitato motore alla quota di crociera al variare della velocità di volo e della manetta, curve ottenute come detto mediante il software MotoCalc 8.

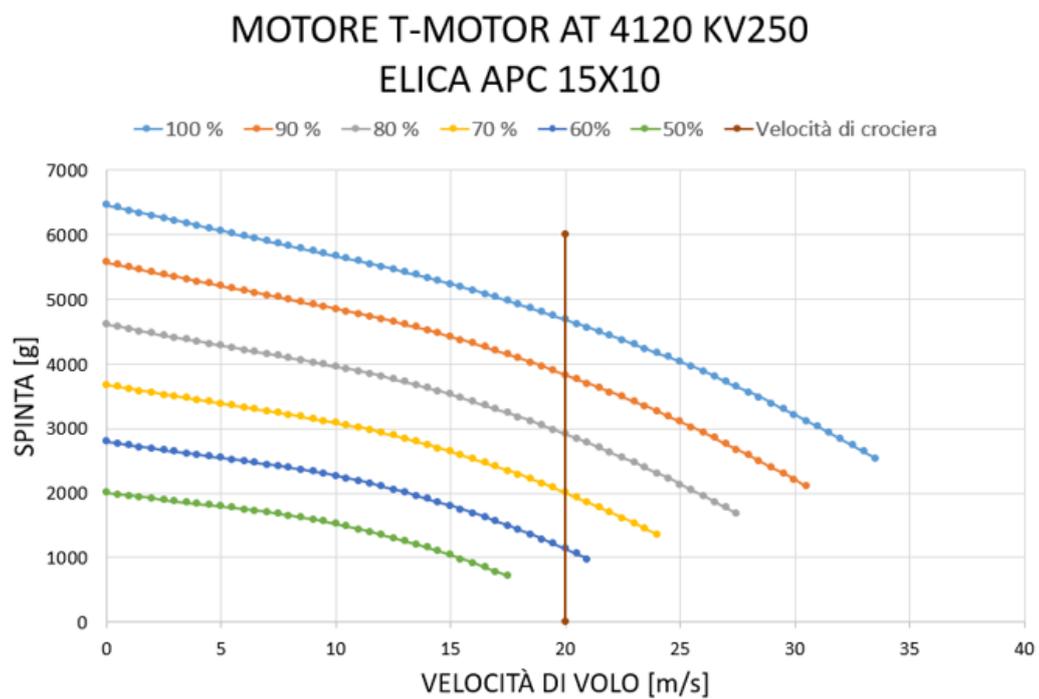


Grafico 5.3.1 – Spinta in funzione della velocità di volo, al variare della manetta

MOTORE T-MOTOR AT 4120 KV250 ELICA APC 15X10

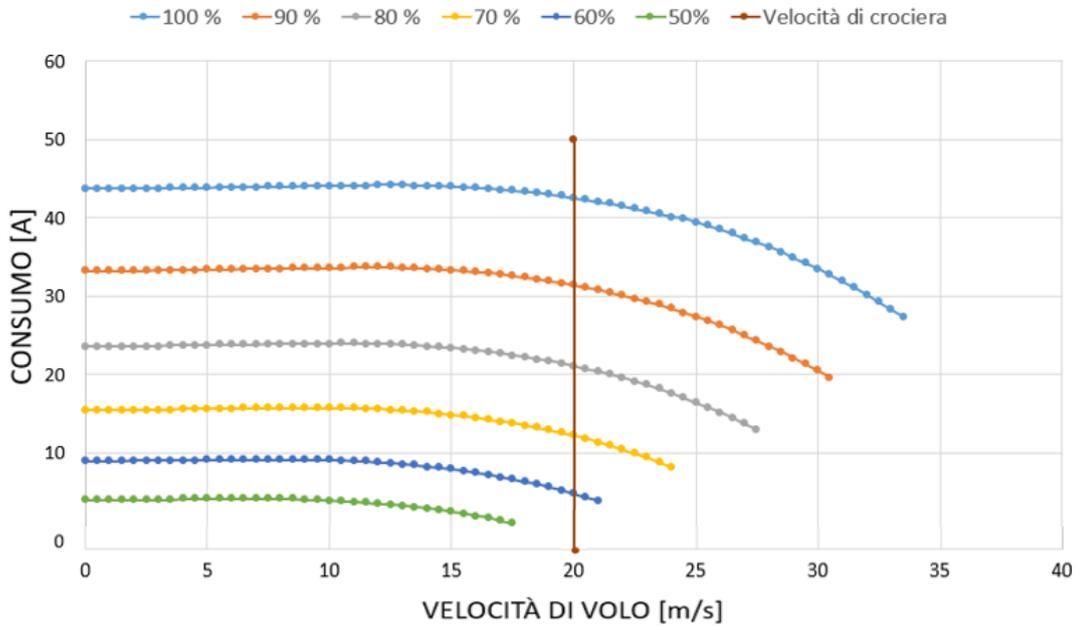


Grafico 5.3.2 – Consumo in funzione della velocità di volo, al variare della manetta

MOTORE T-MOTOR AT 4120 KV250 ELICA APC 15X10

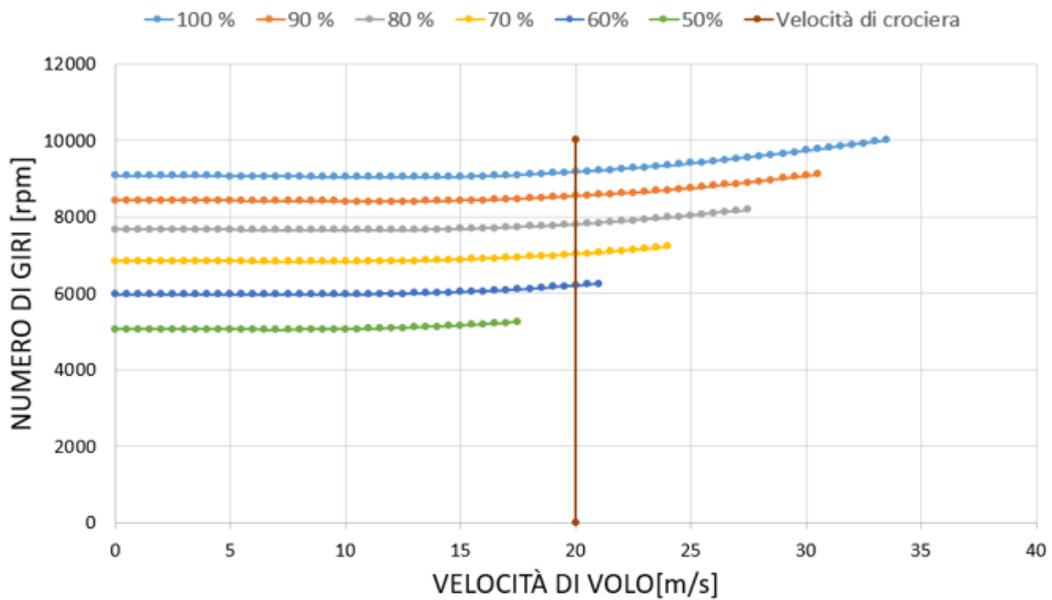


Grafico 5.3.3 – Numero di giri in funzione della velocità di volo, al variare della manetta

MOTORE T-MOTOR AT 4120 KV250 ELICA APC 15X10

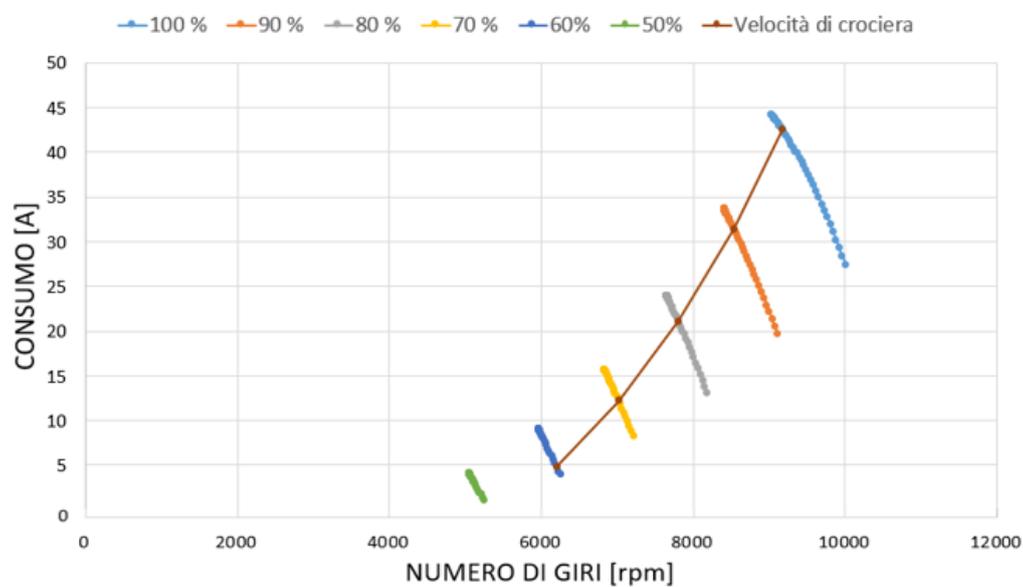


Grafico 5.3.4 – Consumo in funzione del numero di giri, al variare della manetta

Si riportano nella Tabella 5.3.1 i valori della manetta, del numero di giri, della spinta e del consumo in fase di crociera, relativi alla coppia motore-elica selezionata.

| | |
|-----------------------------|------|
| Manetta [%] | 65 |
| Numero di giri [rpm] | 6594 |
| Consumo [A] | 8 |
| Spinta [kg] | 1541 |

Tabella 5.3.1 – Valori di manetta, numero di giri, spinta e consumo in fase di crociera relativi alla coppia motore-elica selezionata

Si noti che il consumo in fase di crociera, in termini di Ampere, risulta essere abbastanza prossimo al valore di 6,67 A calcolato analiticamente.

6 MODELLO CAD

Vengono mostrati nelle figure seguenti, i modelli CAD dei principali componenti del VTOL, creati con il software Solidworks.

6.1 Fusoliera

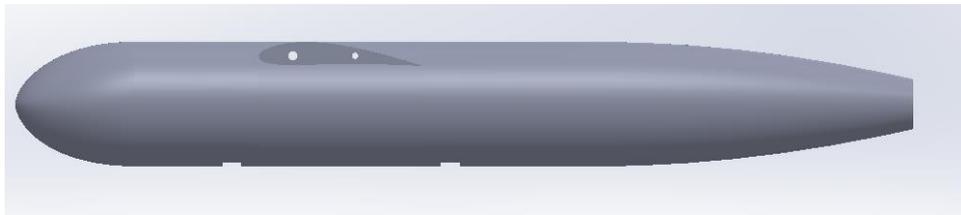


Figura 6.1.1 – Fusoliera, vista laterale

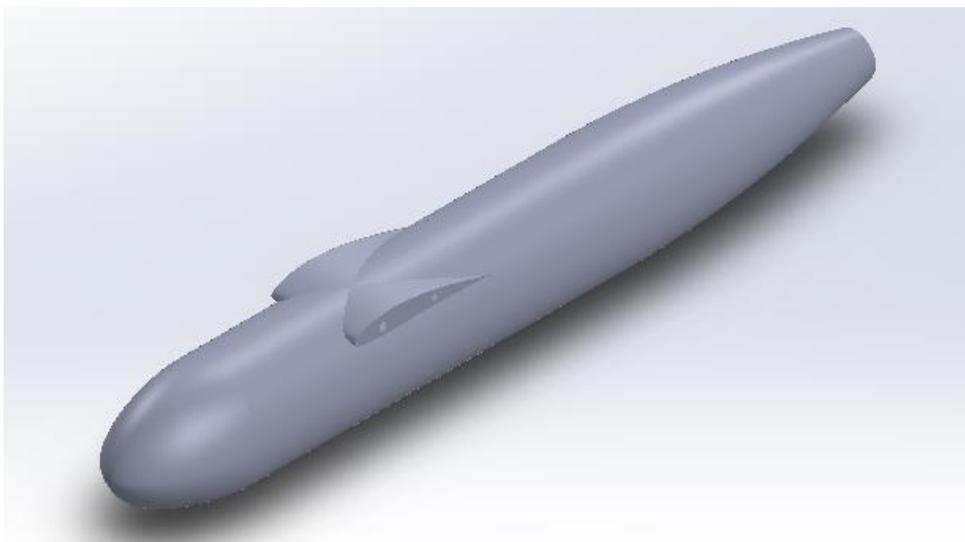


Figura 6.1.2 – Fusoliera, vista assonometrica

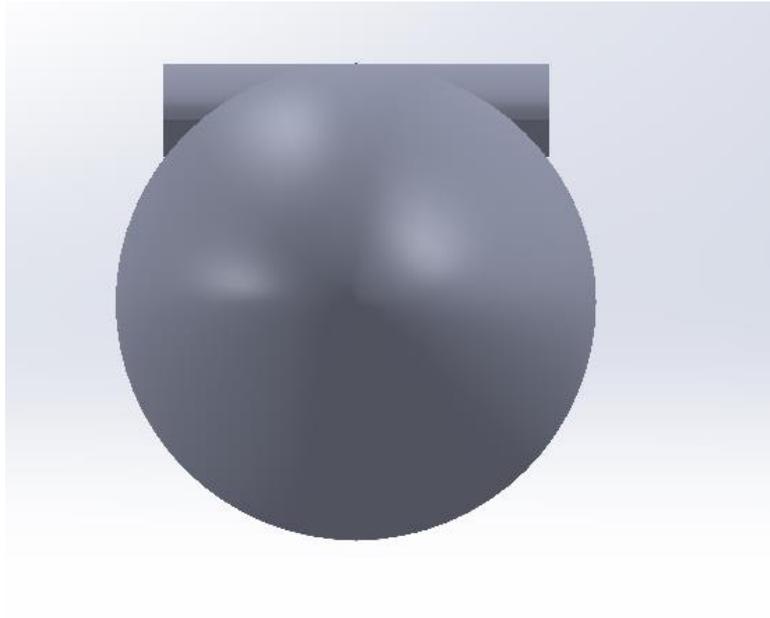


Figura 6.1.3 – Fusoliera, vista frontale

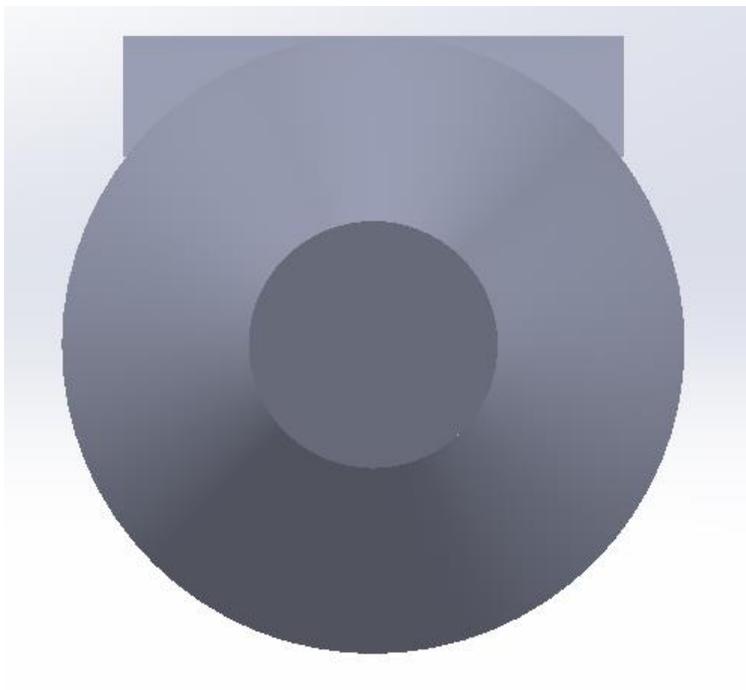


Figura 6.1.4 – Fusoliera, vista posteriore

6.2 Ala



Figura 6.2.1 – Semiala sinistra, vista superiore

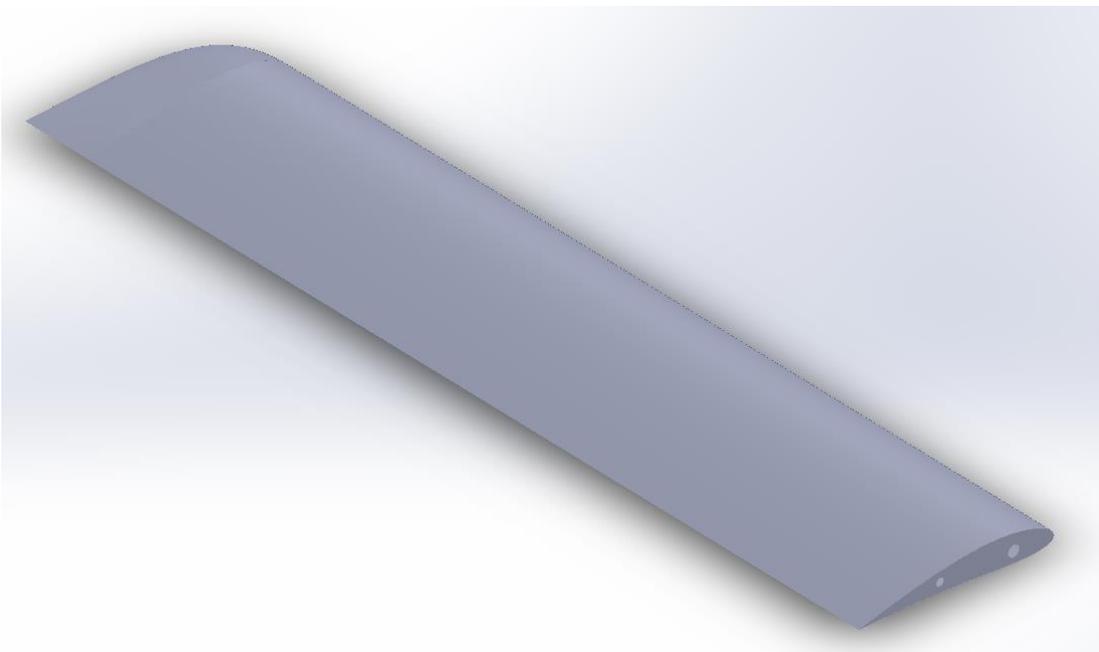


Figura 6.2.2 – Semiala sinistra, vista assonometrica dall'alto

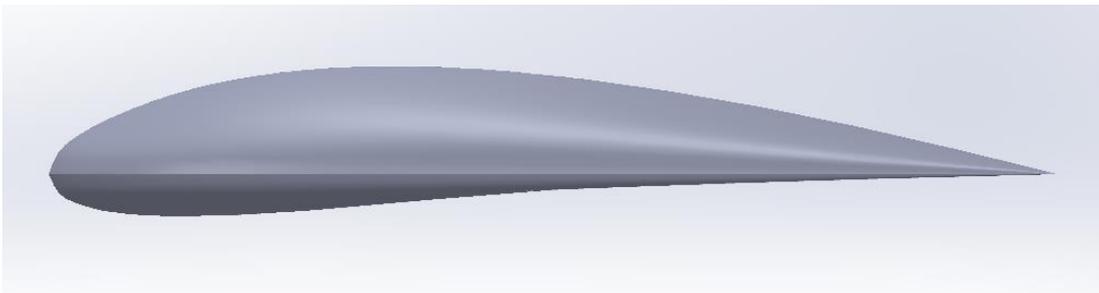


Figura 6.2.3 – Semiala sinistra, vista laterale



Figura 6.2.4 – Semiala destra, vista superiore

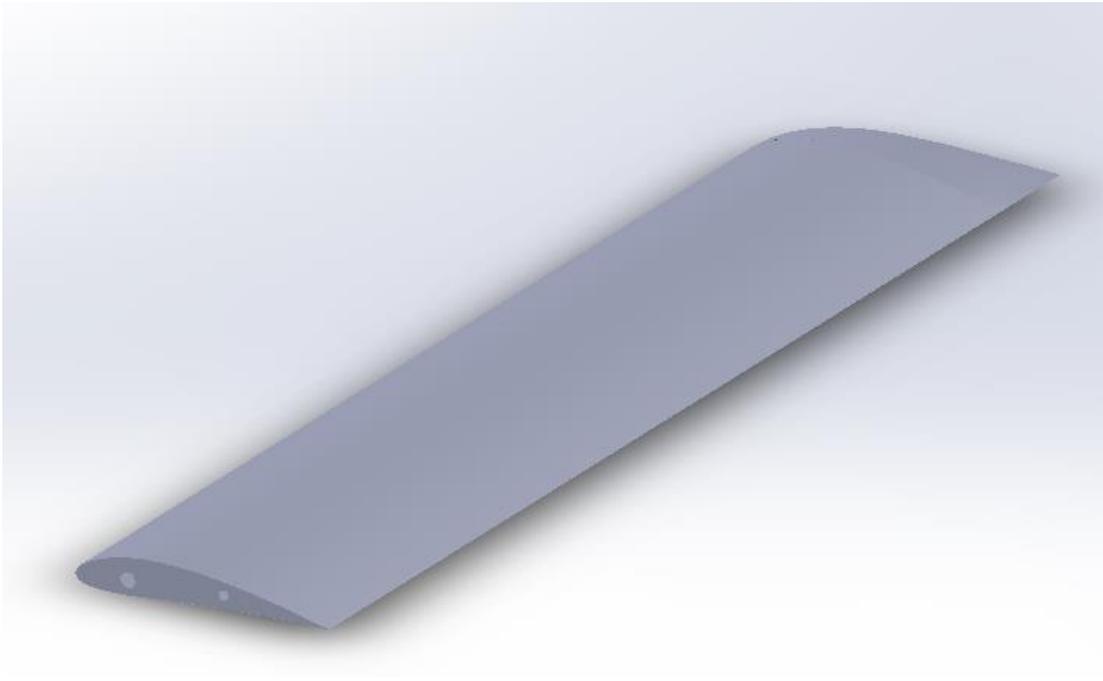


Figura 6.2.5 – Semiala destra, vista assonometrica dall'alto

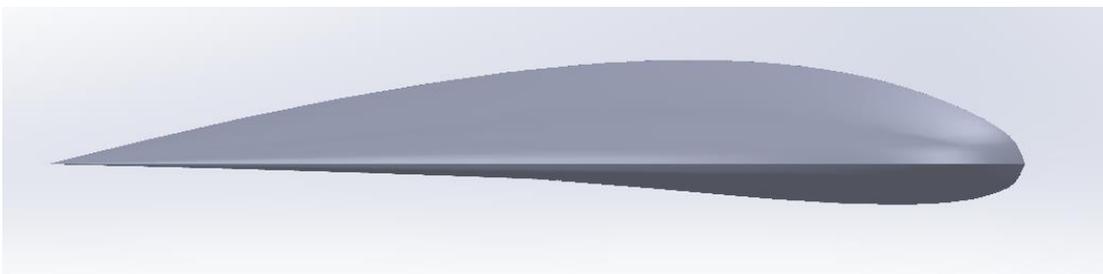


Figura 6.2.6 – Semiala sinistra, vista laterale

6.3 Impennaggio verticale



Figura 6.3.1 – Impennaggio verticale, vista laterale



Figura 6.3.2 – Impennaggio verticale, vista assonometrica

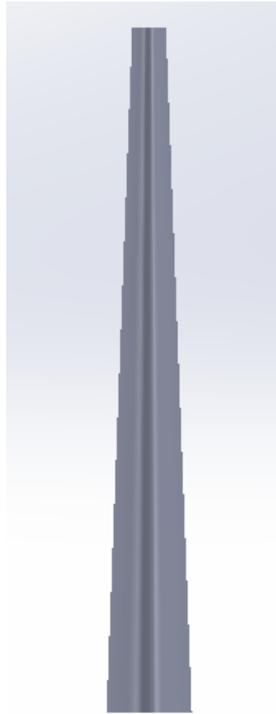


Figura 6.3.3 – Impennaggio verticale, vista frontale

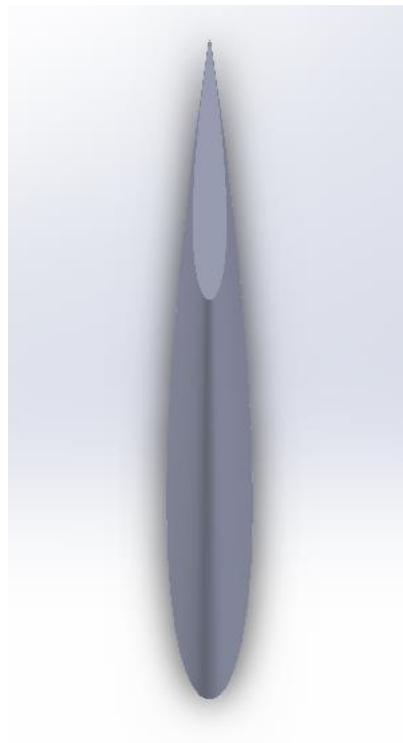


Figura 6.3.4 – Impennaggio verticale, vista superiore

6.4 Impennaggio orizzontale

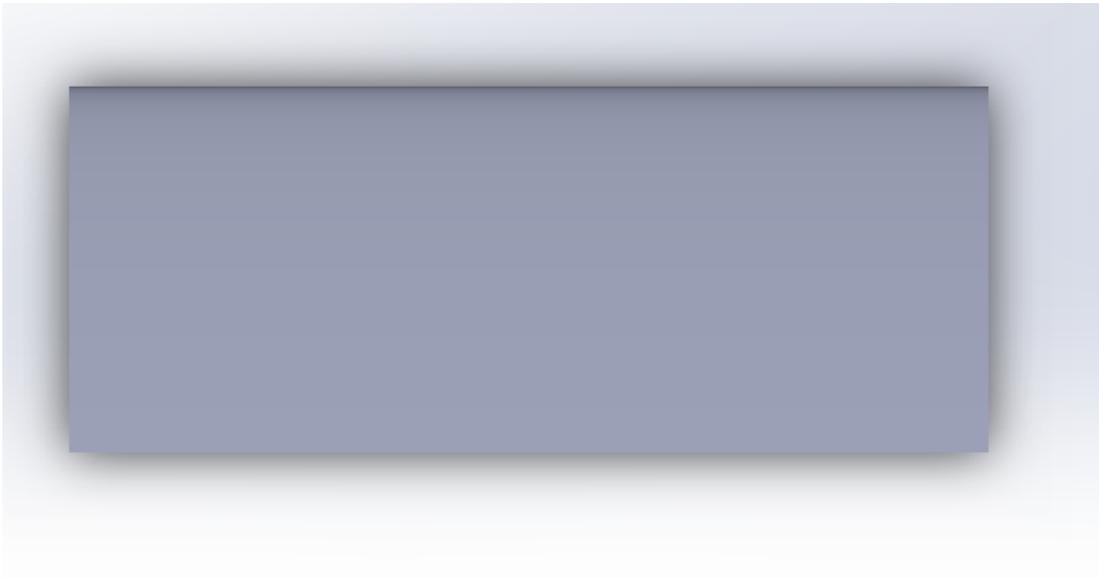


Figura 6.4.1 – Semi impennaggio orizzontale, vista superiore

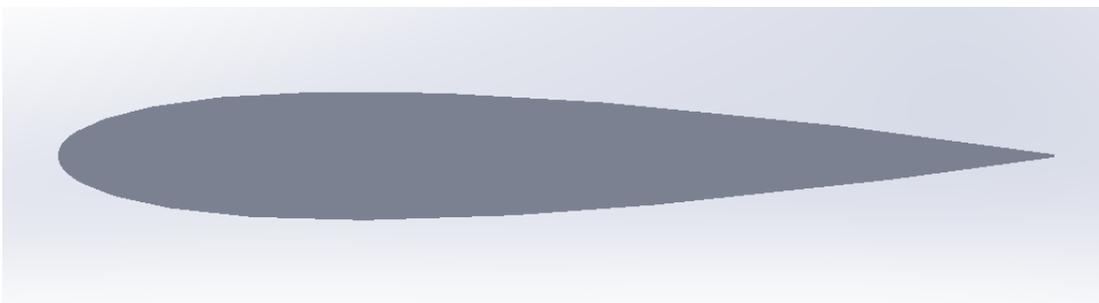


Figura 6.4.2 - Semi impennaggio orizzontale, vista laterale



Figura 6.4.3 – Semi impennaggio orizzontale, vista frontale

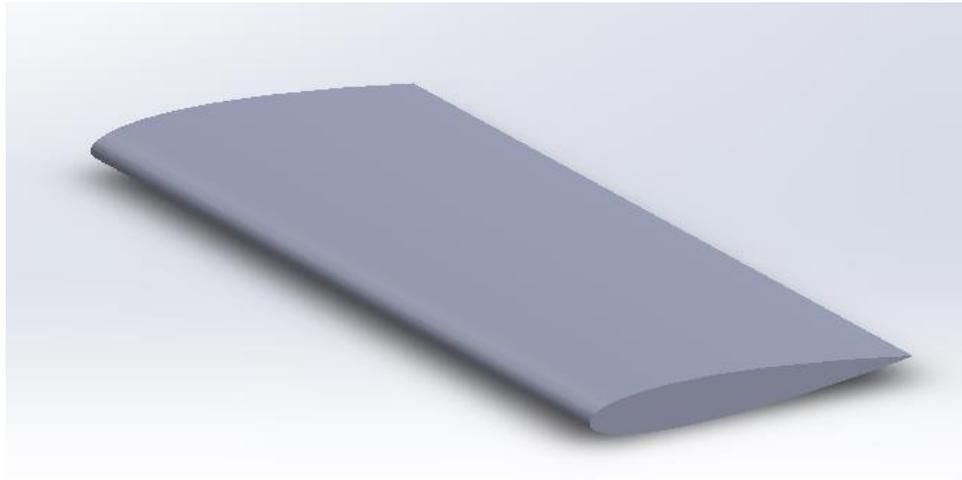


Figura 6.4.4 – Semi impennaggio orizzontale, vista assonometrica

6.5 Supporto motori per il volo verticale



Figura 6.5.1 – Supporto motori per il volo verticale, vista superiore

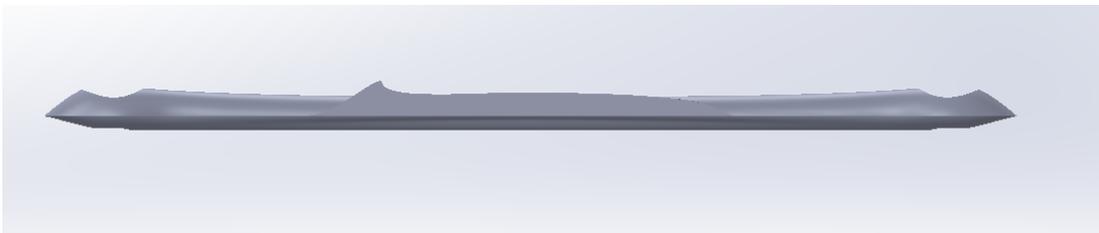


Figura 6.5.2 – Supporto motori per il volo verticale, vista laterale

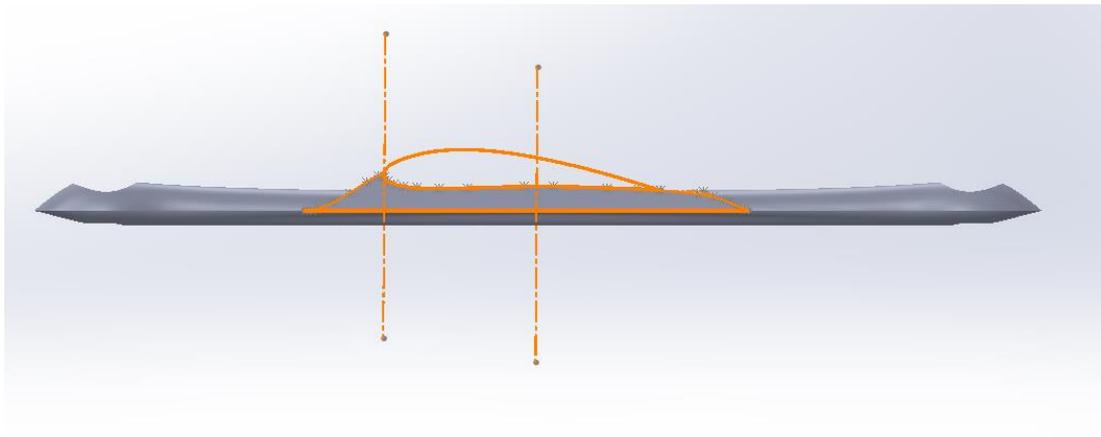


Figura 6.5.3 – Supporto motori per il volo verticale, altra vista laterale

In Figura 6.5.3, è visibile lo schizzo realizzato per creare i supporti con una forma tale da agganciarsi perfettamente con il ventre delle semiali.

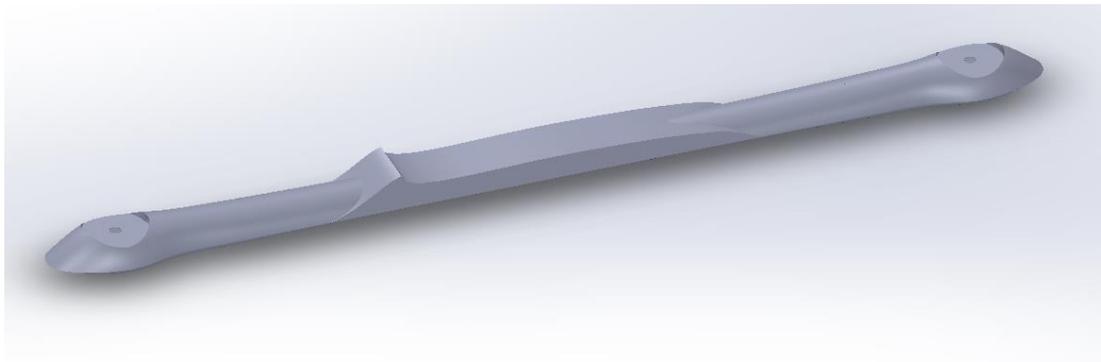


Figura 6.5.4 – Supporto motori per il volo verticale, vista assonometrica

Per quanto riguarda la distanza tra i due supporti, essa è stata scelta, sfruttando la distanza di questi ultimi nel Baby Shark 260 VTOL rapportata alla lunghezza totale dello stesso, ottenendo un valore di 874,8 *mm*.

6.6 Zampe

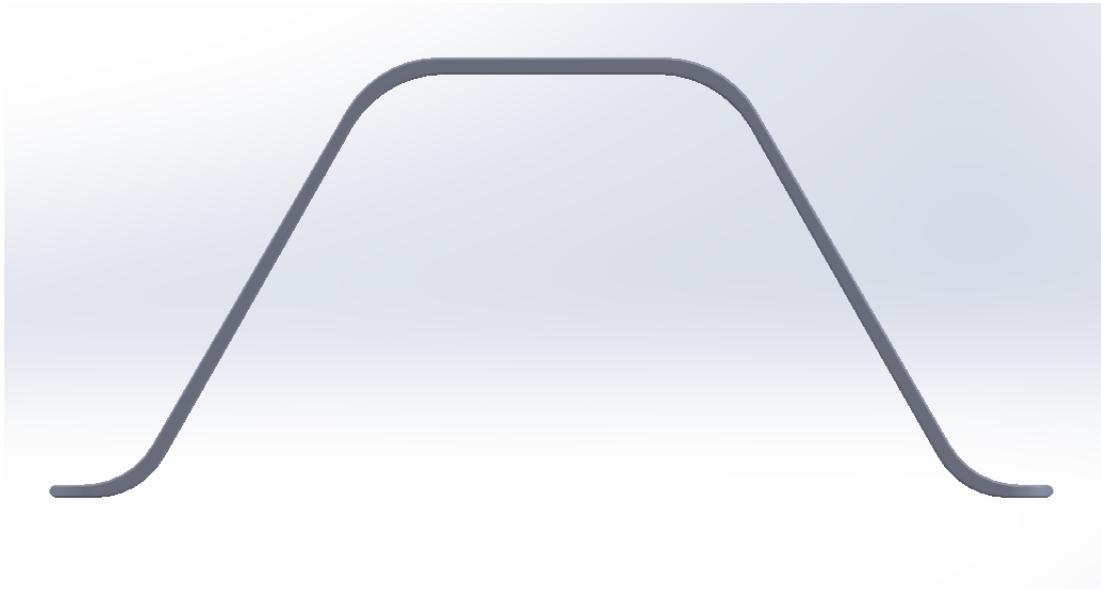


Figura 6.6.1 – Zampa, vista frontale

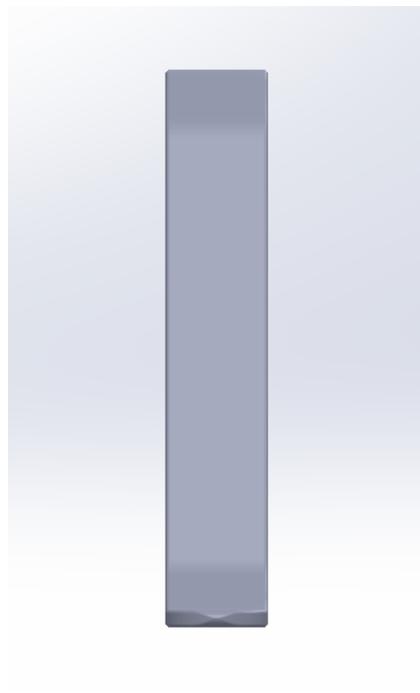


Figura 6.6.2 – Zampa, vista laterale



Figura 6.6.3 – Zampa, vista superiore

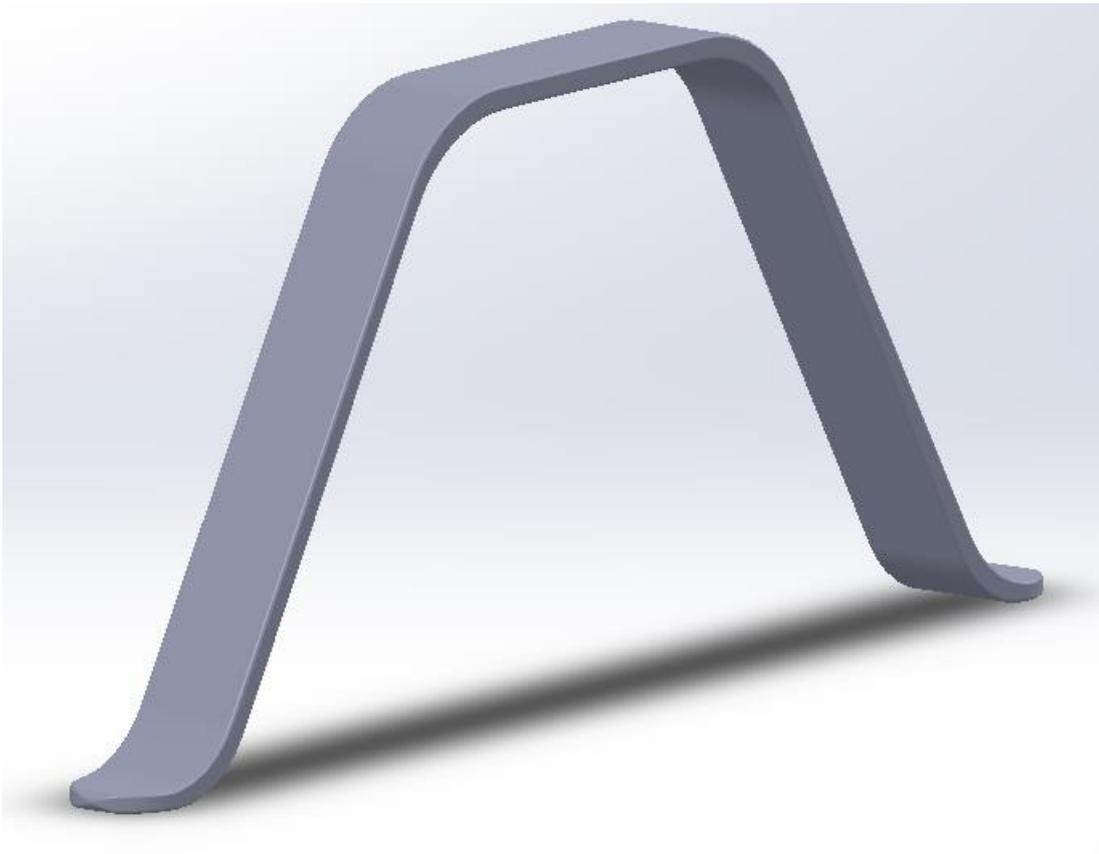


Figura 6.6.4 – Zampa, vista assonometrica

6.7 Motori per il volo verticale

Si riporta nelle seguenti figure, la modellazione semplificata del motore T-Motor V505 KV260 eseguita mediante il software Solidworks.

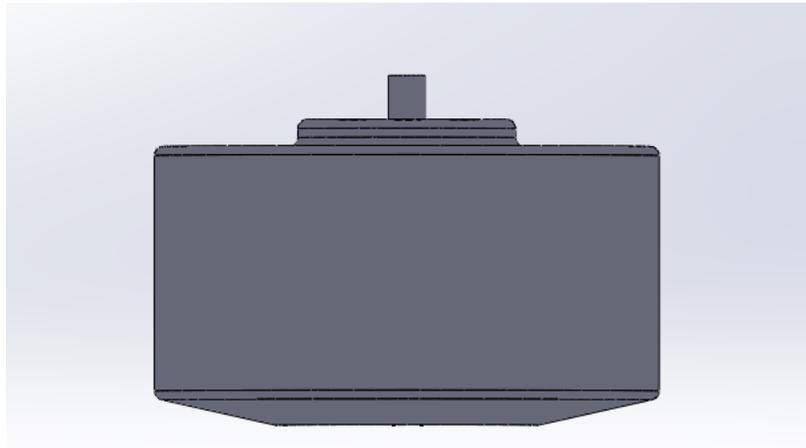


Figura 6.7.1 – Motore T-Motor V505 KV260, vista frontale

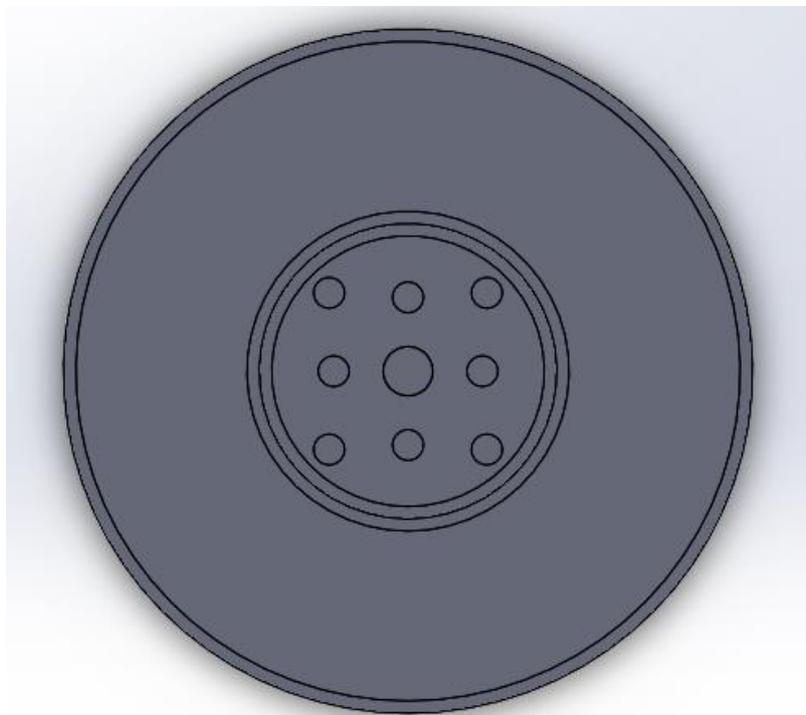


Figura 6.7.2 – Motore T-Motor V505 KV260, vista superiore

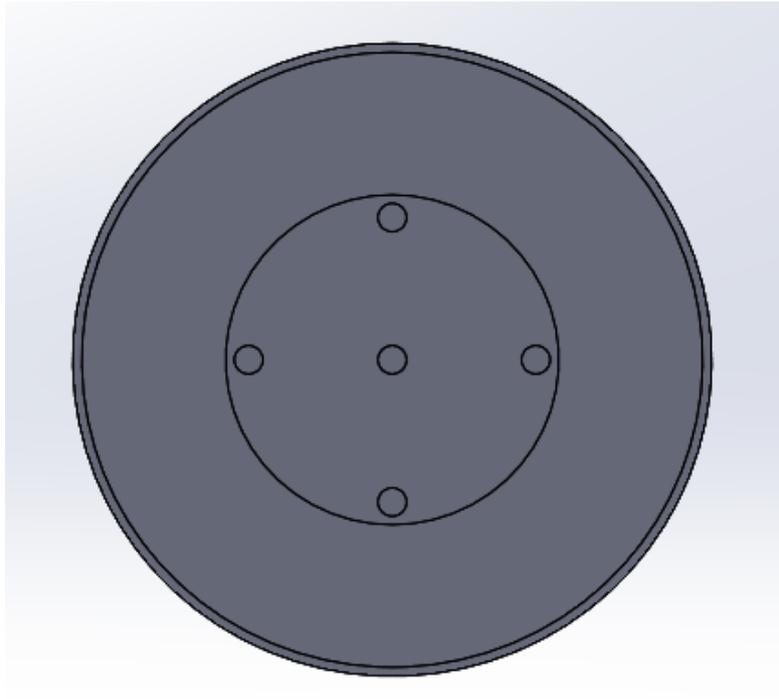


Figura 6.7.3 – Motore T-Motor V505 KV260, vista inferiore

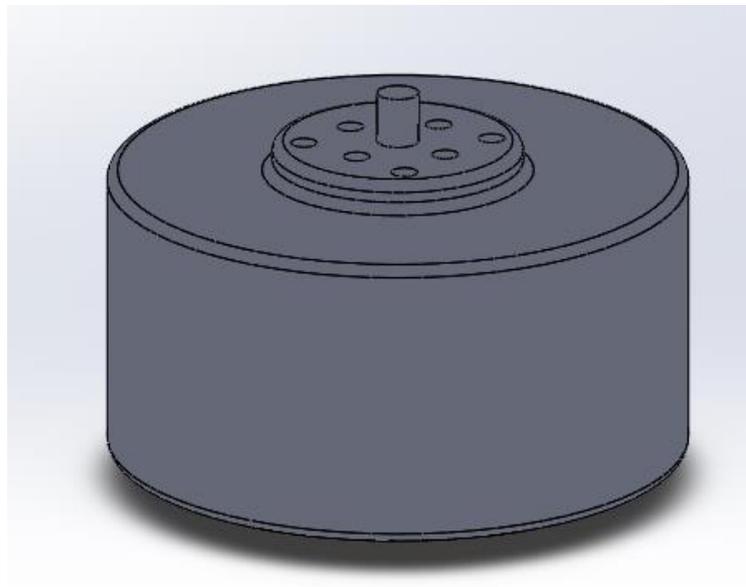
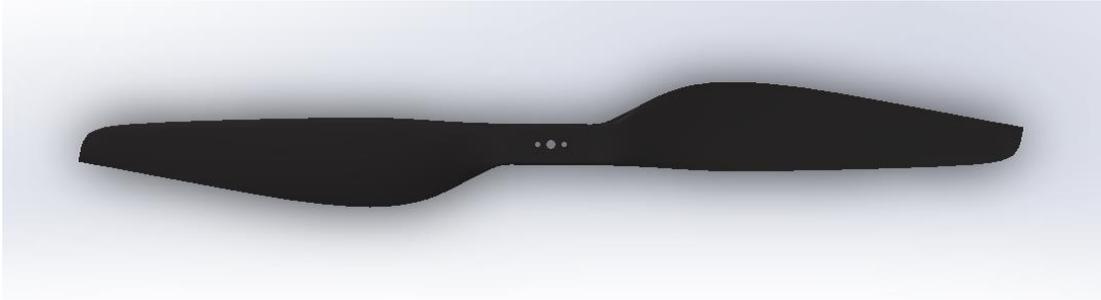


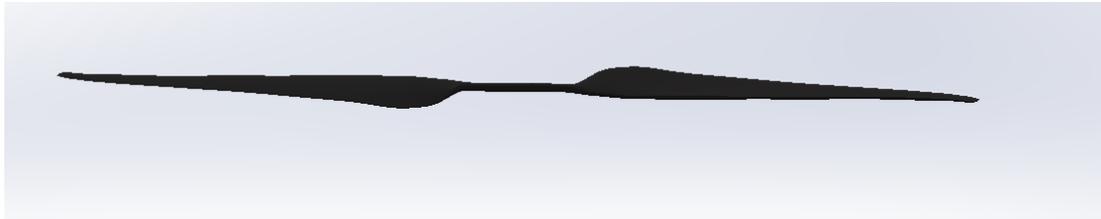
Figura 6.7.4 – Motore T-Motor V505 KV260, vista assonometrica

6.8 Eliche per il volo verticale

Si riporta nelle seguenti figure, la modellazione semplificata dell'elica T-Motor P17*5,7 eseguita mediante il software Solidworks.



*Figura 6.8.1 – Elica T-Motor P17*5,8, vista superiore*



*Figura 6.8.2 – Elica T-Motor P17*5,8, vista laterale*

6.9 Motore di spinta

Si riporta nelle seguenti figure, la modellazione semplificata del motore T-Motor AT4120 Long Shaft KV250 eseguita mediante il software Solidworks.

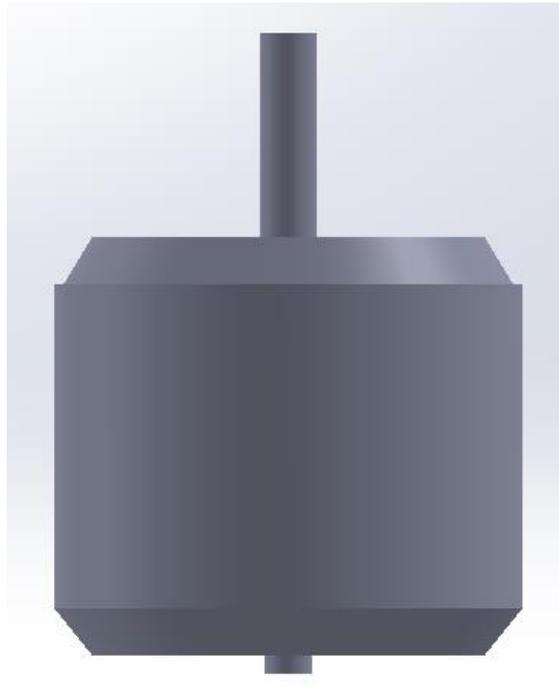


Figura 6.9.1 - Motore T-Motor AT4120 Long Shaft KV 250, vista laterale

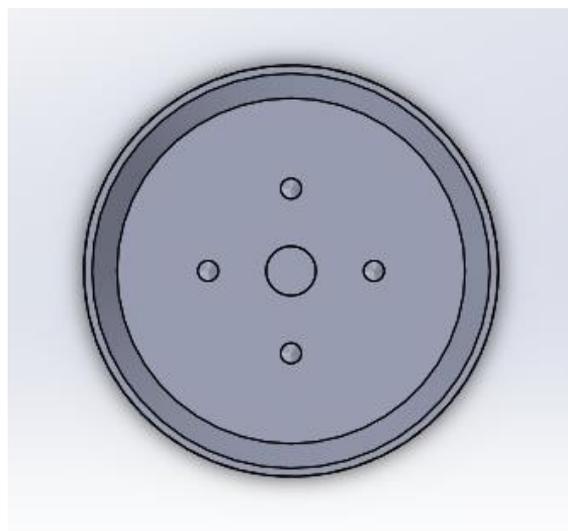


Figura 6.9.2 – Motore T-Motor AT4120 Long Shaft KV 250, vista superiore

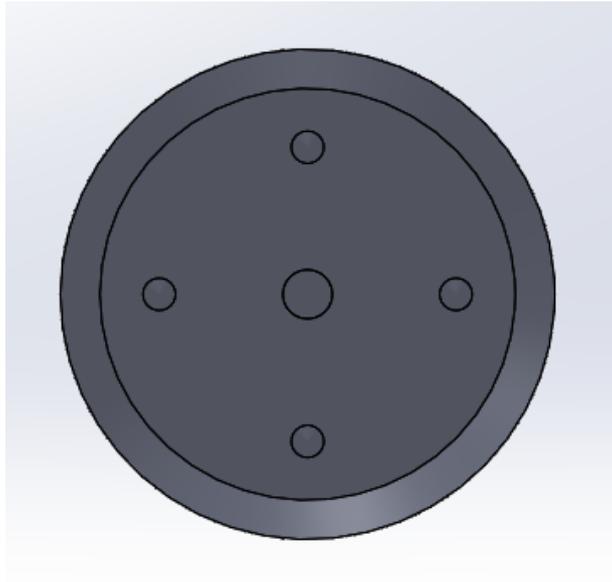


Figura 6.9.3 – Motore T-Motor AT4120 Long Shaft KV 250, vista inferiore

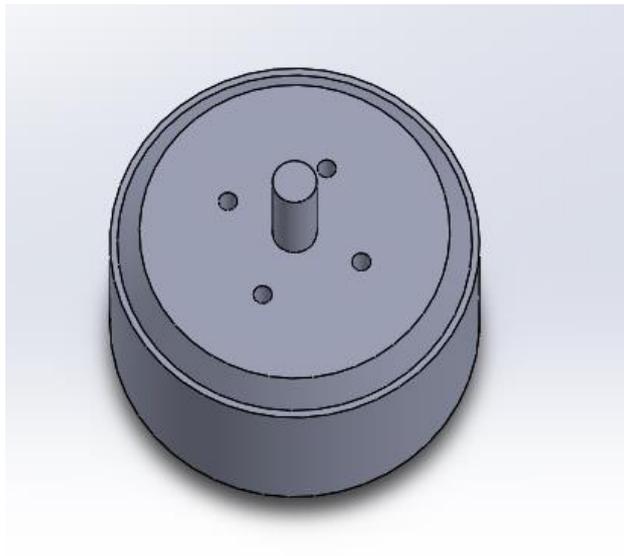


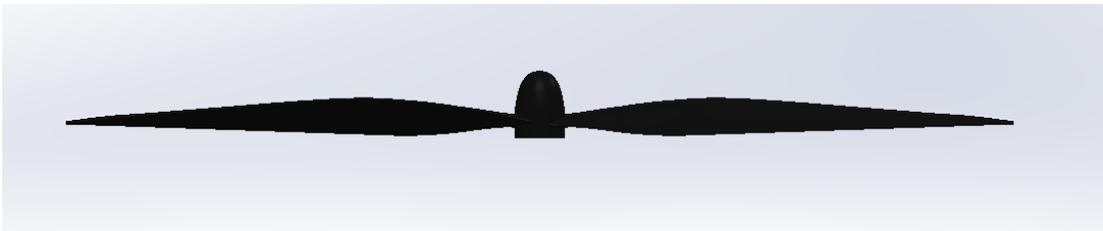
Figura 6.9.4 – Motore T-Motor AT4120 Long Shaft KV 250, vista assometrica

6.10 Elica di spinta

Si riporta nelle seguenti figure, la modellazione semplificata dell'elica APC 15*10 eseguita mediante il software Solidworks.



*Figura 6.10.1 – Elica APC 15*10, vista superiore*



*Figura 6.10.2 – Elica APC 15*10, vista laterale*

6.11 VTOL completo

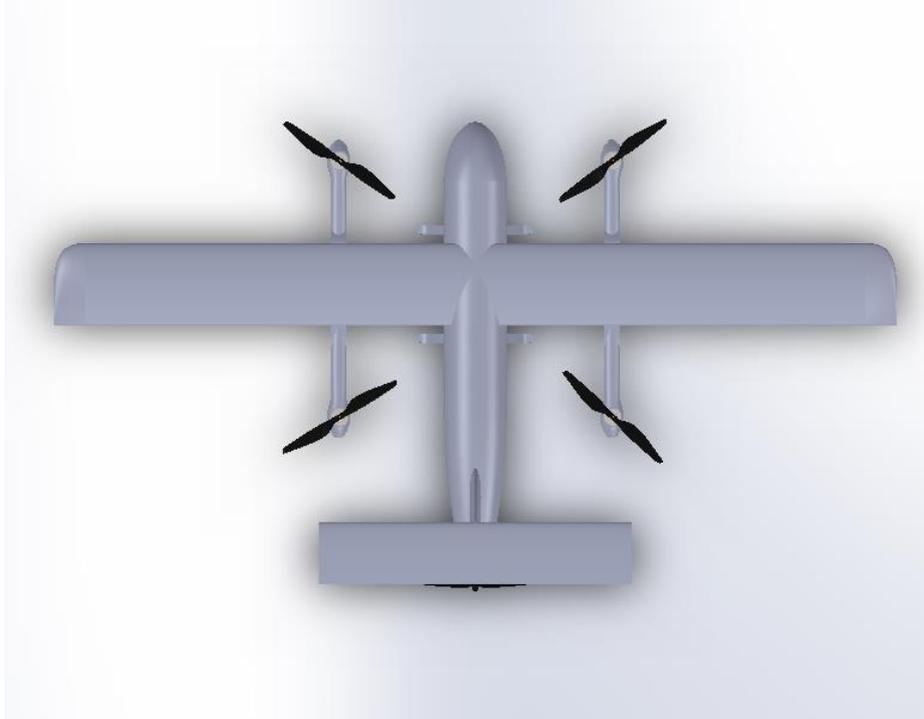


Figura 6.11.1 – VTOL completo, vista superiore

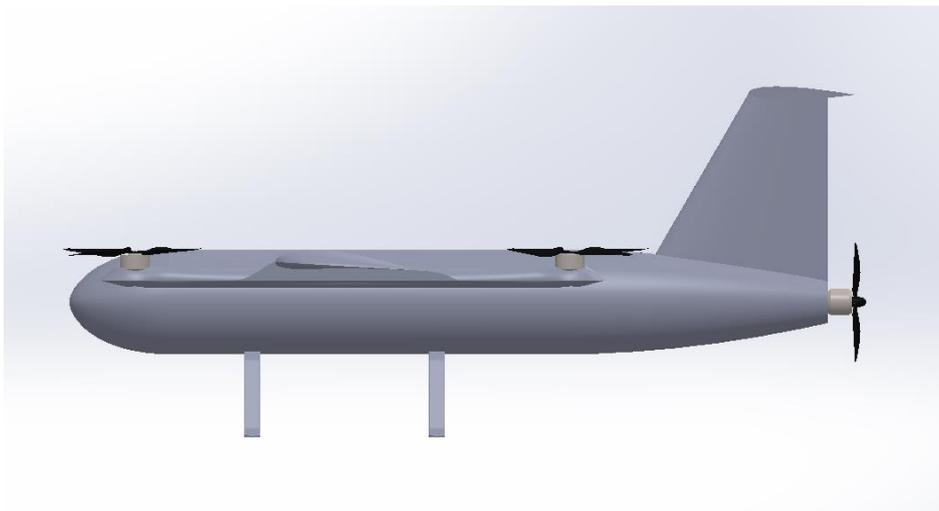


Figura 6.11.2 – VTOL completo, vista laterale

Come già detto nel capitolo relativo al calcolo del baricentro, per la posizione longitudinale delle zampe dal muso, è stato preso a riferimento il Baby Shark 260 VTOL. La loro posizione non è stata successivamente modificata, in quanto, a seguito del calcolo della posizione longitudinale del baricentro, quest'ultima è risultata compresa tra le posizioni longitudinali delle due zampe.



Figura 6.11.3 – VTOL completo, vista posteriore

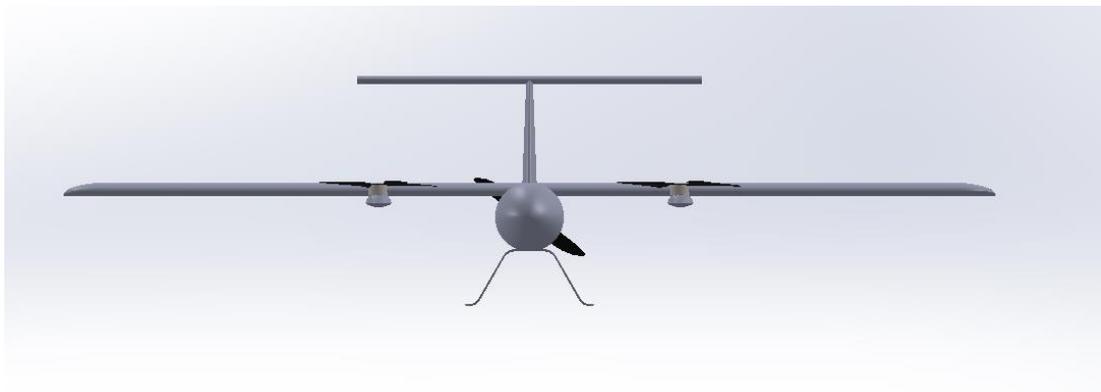


Figura 6.11.4 – VTOL completo, vista frontale

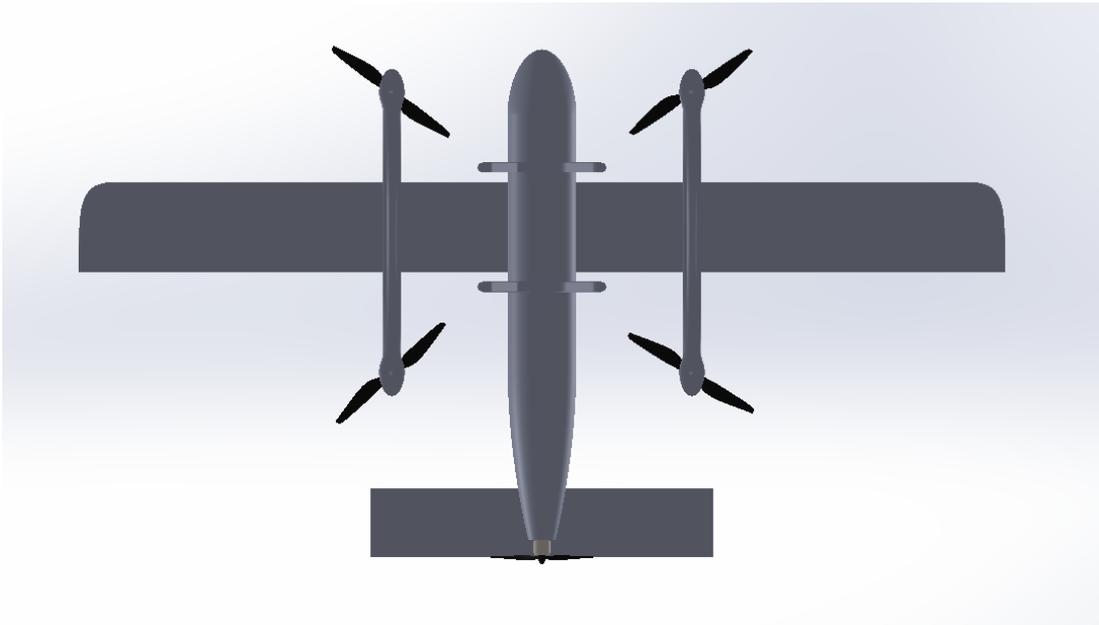


Figura 6.11.5 – VTOL completo, vista inferiore



Figura 6.11.6 – VTOL completo, vista assometrica

7 CONCLUSIONI

In questa sezione verranno commentati i risultati ottenuti durante il lavoro di Tesi presentato, parlando successivamente degli sviluppi futuri e delle operazioni necessarie a consolidare lo stesso.

La parte principale di questo studio, è stata quella relativa alla progettazione preliminare della configurazione esterna di un VTOL che rispettasse determinati requisiti di autonomia oraria, peso massimo al decollo e peso del payload, seguita dall'analisi aerodinamica dell'intero velivolo in condizioni di crociera, necessaria per avere una prima stima dell'efficienza aerodinamica dello stesso, da poter utilizzare per il calcolo delle potenze in gioco, necessarie per la scelta dei motori e della batteria.

L'analisi aerodinamica è stata condotta per due diverse configurazioni alari, nello specifico un'ala rettangolare ed un'ala doppiamente rastremata, progettata in modo tale da approssimare quanto più possibile un'ala ellittica in pianta.

Questa analisi ha fornito come risultati, valori praticamente analoghi dell'efficienza aerodinamica del VTOL in fase di crociera, mostrando comunque come la configurazione con ala doppiamente rastremata risulti leggermente più efficiente della configurazione con ala rettangolare.

Il leggero vantaggio aerodinamico della configurazione con ala doppio trapezia, da solo non è sufficiente a far propendere la scelta della forma in pianta dell'ala verso questa configurazione, in quanto, le maggiori difficoltà costruttive che indubbiamente si incontrerebbero rispetto ad un'ala rettangolare, comporterebbero una crescita dei costi di produzione del VTOL, senza ottenere una riduzione degna di nota della potenza consumata dal velivolo in modalità aeroplano.

Questo risultato consente di spiegare il motivo per il quale, la maggior parte dei VTOL attualmente in commercio siano caratterizzati da un'ala rettangolare in pianta.

Dettaglio da non sottovalutare, è stata la scelta di disporre il motore di spinta in coda al velivolo, scelta poco tipica per questa tipologia di aeromobili, ma che di sicuro consente di ottenere un valore di efficienza aerodinamica maggiore rispetto ad un suo posizionamento sul muso del VTOL, grazie ad un contributo di resistenza minore che il motore e la corrispondente elica generano, per il fatto di essere in parte in ombra rispetto alla corrente a causa della presenza della fusoliera.

Altro risultato notevole, che mostra come questa analisi preliminare sia comunque attendibile, è stato il calcolo dell'angolo di incidenza geometrica e quindi aerodinamica dell'ala in fase di crociera, nonché il calcolo del calettamento dell'impennaggio orizzontale rispetto al piano di fusoliera, per permettere di equilibrare il velivolo sul piano longitudinale in fase di crociera senza l'ausilio dell'equilibratore.

Tali risultati, ottenuti al termine dell'analisi di stabilità del VTOL, sono pienamente confrontabili con gli stessi valori presenti sui manuali di volo dei VTOL della stessa categoria attualmente in commercio, conferendo dunque alla metodologia utilizzata per condurre l'analisi aerodinamica, un certo livello di attendibilità, seppur si parli di un'analisi preliminare.

L'ultima parte di questo studio, ha riguardato la scelta dei motori e della batteria per permettere il sostentamento del VTOL durante la sua missione, analisi che ha portato al calcolo del peso preliminare della batteria, ottenendo un valore perfettamente comparabile con quello delle batterie che alimentano i VTOL della stessa categoria.

Per quanto riguarda gli studi successivi che sicuramente devono essere condotti per poter effettivamente confermare i risultati ottenuti in questo lavoro di tesi, non si può prescindere da un'analisi CFD del VTOL, analisi che può essere condotta sfruttando il modello CAD del velivolo presentato nel Capitolo 6.

Lo stesso modello CAD può essere sfruttato per un'analisi FEM una volta scelta la configurazione strutturale del velivolo nonché i materiali da utilizzare per le varie parti dello stesso.

Uno studio che sicuramente darà un contributo importante alla progettazione preliminare della configurazione esterna del VTOL e che verrà condotto in futuro, riguarderà il calcolo

del rendimento propulsivo in modalità aeroplano nel caso di un solo motore di spinta e nel caso di due motori di spinta, ottenuti ruotando l'asse di spinta di due dei quattro motori per il volo verticale.

La verifica finale del rispetto dei requisiti di progetto imposti, nonché metodo fondamentale per poter validare le metodologie utilizzate in fase di progetto preliminare, verrà eseguita mediante una campagna di prove di volo su un prototipo con le stesse caratteristiche del velivolo presentato in questo studio, una volta scelti tutti i componenti necessari alla conduzione del volo.

8 BIBLIOGRAFIA

- [1] [Online]. Available: <https://www.wired.co.uk/article/vtol-vertical-take-off-landing-explained>.
- [2] «Wikipedia,» [Online]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_unmanned_aerial_vehicle_applications#Applications.
- [3] «Italdron,» [Online]. Available: <https://www.italdron.com/it/applicazioni/droni-per-sicurezza-e-vigilanza/>.
- [4] D. Primiceri, «Comazoo,» [Online]. Available: <https://www.comazoo.it/droni-al-servizio-dellagricoltura/>.
- [5] S. Orsi, «Dronezine,» 22 Ottobre 2016. [Online]. Available: <https://www.dronezine.it/34404/flite-convergence-vtol-aereo-drone-decollo-verticale/>.
- [6] «DroneTrest,» [Online]. Available: <https://www.dronetrest.com/t/delivery-box-for-vtol-fixed-wing/8342>.
- [7] D. Modesti, «Progetto preliminare di una piattaforma UAS a configurazione VTOL,» 2018.
- [8] [Online]. Available: <http://www.eu-robotics-sme.org/aerolution-systems-gmbh/>.
- [9] «MuginUAV,» [Online]. Available: <https://www.muginuav.com/product/mugin-2-pro-2930mm-h-tail-full-carbon-fiber-vtol-uav-platform/>.
- [10] [Online]. Available: <https://www.unmannedsystemstechnology.com/2017/06/raptoruas-completes-tests-endurance-vtol-uas/>.
- [11] [Online]. Available: <https://unmannedrc.com/products/dragon-vtol-plane-uav>.
- [12] «UnmannedRC,» [Online]. Available: <https://unmannedrc.com/products/hunter-vtol-uav-professional-evo-composite-material-mapping-platform>.
- [13] Foxtech, [Online]. Available: https://www.foxtechfpv.com/foxtech-baby-shark-vtol.html?gclid=CjwKCAjwxev3BRBBEiwAiB_PWK37I-NBgMWVsR0-t1ah41OPDh_3yyp5K66DbbmQjIb7JMuD99pBoCKA0QAvD_BwE.

- [14] [Online]. Available: <http://www.dronefromchina.com/product/FLY-350-flying-wing-VTOL.html>.
- [15] [Online]. Available: <http://www.dronefromchina.com/product/FLY-300-Angel-Wings-VTOL.html>.
- [16] «MuginUAV,» [Online]. Available: <https://www.muginuav.com/product/mugin-ev350-carbon-fiber-full-electric-vtol-uav-platform/>.
- [17] [Online]. Available: <https://www.yangdaonline.com/yangda-fw-320-fixed-wing-vtol-plane/>.
- [18] [Online]. Available: <https://www.yangdaonline.com/yangda-fw-250-fixed-wing-vtol-plane/>.
- [19] [Online]. Available: <https://www.yangdaonline.com/yangda-mapird-vtol-fixed-wing-for-mapping-and-surveillance/>.
- [20] E. Torenbeek, «Synthesis of Subsonic Aitplane Design,» in *Synthesis of Subsonic Aitplane Design*, Delft, Martinus Nijhoff Publishers, 1982, p. 282.
- [21] E. Torenbeek, in *Synthesis of Subsonic Aitplane Design*, Delft, Martinus Nijhoff Publishers , 1982, p. 447.
- [22] E. Torenbeek, in *Synthesis of Subsonic Aitplane Design*, Delft, Martinus Nijhoff Publishers , 1982, p. 280.
- [23] M. H. Sadraey, in *Design of Unmanned Aerial System*, New Hampshire , Wiley, p. 403.
- [24] E. Torenbeek, in *Synthesis of Subsonic Aitplane Design*, Delft, Martinus Nijhoff Publishers , 1982, p. 281.
- [25] P. F. Niolisi, «Corso di MECCANICA DEL VOLO, Modulo prestazioni - CAP 1: Atmosferae Misura della Velocità».
- [26] G. Iuso, «Formulario di gasdinamica,» 2018/2019.
- [27] [Online]. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=gs1-il>.
- [28] [Online]. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=hq3514-il>.
- [29] [Online]. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=e668-il>.
- [30] [Online]. Available: airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=fx75141-il.
- [31] [Online]. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=goe655-il>.
- [32] F. .. A. e. L. Quartapelle, «Teoria della linea portante per ali ad apertura finita,» in *Fluidodinamica incompimibile*, 2004, p. 287.
- [33] E. Cestino, «Corso di progettazione di veicoli aerospaziali - Aerodinamica 3D,» 2019.
- [34] P. L. & M. Quadrio, «Aerodinamica,» Milano.

- [35] F. .. A. e. L. Quartapelle, «Equazione della linea portante (integro-differenziale),» in *Fluidodinamica Incomprimibile*, 2004, p. 289.
- [36] F. A. e. L. Quartapelle, «Equazione della linea portante (integro-differenziale),» in *Fluidodinamica incomprimibile*, 2004, p. 290.
- [37] F. .. A. e. L. Quartapelle, «Distribuzione generica della portanza,» in *Fluidodinamica incomprimibile*, 2004, p. 293.
- [38] F. A. e. L. Quartapelle, «Distribuzione generica della portanza - Rappresentazione in serie di Fourier della soluzione,» in *Fluidodinamica incomprimibile*, 2004, p. 294.
- [39] F. .. A. e. L. Quartapelle, «Appendice G,» in *Fluidodinamica incomprimibile*, 2004.
- [40] F. .. A. e. L. Quartapelle, «Distribuzione generica della portanza - Rappresentazione in serie di Fourier della soluzione,» in *Fluidodinamica Incomprimibile*, 2004, p. 295.
- [41] G. Iuso, «GASDINAMICA - Parte B4,» Torino, 2018/2019.
- [42] P. Gili, «Fondamenti di meccanica del volo - Parte 1,» Torino, 2017/2018.
- [43] P. Gili, «Fondamenti di meccanica del volo - Parte 3,» Torino, 2017/2018.
- [44] E. Cestino, «CORSO DI PROGETTAZIONE VEICOLI AEROSPAZIALI - Resistenza aerodinamica,» Torino, 2019/2020.
- [45] [Online]. Available: <https://www.youmath.it/formulari/formulari-di-geometria-analitica/428-baricentro-di-tre-punti-e-centro-di-massa.html>.
- [46] E. Torenbeek, *Synthesis of Subsonic Aitplane Design*, Delft: Martinus Nijhoff Publishers, 1982.
- [47] [Online]. Available: <https://store-en.tmotor.com/goods.php?id=921>.
- [48] [Online]. Available: <https://store-en.tmotor.com/goods.php?id=383>.
- [49] D. M. H. Sadraey, in *Design of Unmanned Aerial Systems*, Manchester, NH, USA, p. 43.
- [50] D. M. H. Sadraey, in *Design of Unmanned Aerial System*, Manchester, NH, USA, p. 83.
- [51] [Online]. Available: <https://it.aliexpress.com/i/33062690897.html>.
- [52] [Online]. Available: <http://www.motocalc.com/>.
- [53] [Online]. Available: <https://store-en.tmotor.com/goods.php?id=826>.
- [54] [Online]. Available: <https://www.apcprop.com/product/15x10/>.