



Università Politecnica delle Marche  
Scuola di Dottorato di Ricerca in Scienze dell'Ingegneria  
Corso di Dottorato in Ingegneria Industriale

---

# **L'uso di sistemi aeromobili a pilotaggio remoto per la diagnosi non distruttiva di sistemi energetici**

Tesi di Dottorato di:  
**Francesco Garbuglia**

Tutor:  
**Prof. Renato Ricci**

Ph.D. Course coordinator:  
**Prof. Ferruccio Mandorli**

XVI ciclo – nuova serie

Università Politecnica delle Marche  
*Dipartimento di Ingegneria Industriale e Scienze Matematiche*  
Via Breccie Bianche — 60131 - Ancona, Italy



## Abstract

L'uso dei sistemi aeromobili a pilotaggio remoto per la diagnosi non distruttiva di sistemi energetici necessita di un approccio quantitativo e sistematico. L'ispezione mediante drone di pale di turbine eoliche nel visibile e nell'infrarosso presenta dei notevoli vantaggi in termini di tempi, sicurezza e qualità rispetto alla tradizionale ispezione con un operatore su fune. Per questo si fa una review delle opportunità scientifiche e commerciali attuali. Si considera quindi la necessità di usare i sistemi aeromobili a pilotaggio remoto anche per analisi di tipo ambientale all'interno del progetto A.D.E.L.E. (Aerial Drone for Environmental and Energy Researches). Si progetta e sviluppa con questo intento un velivolo VTOL (Vertical Take off and Landing), cioè ad atterraggio e decollo verticale. L'ala fissa è portante nel volo in orizzontale mentre il sostentamento a punto fisso è garantito da due coppie di motori controrotanti poste all'interno delle ali abbinata ad una terza coppia posteriore per il bilanciamento. Il movimento in orizzontale si effettua mediante un propulsore posto al di sopra del velivolo. Si tratta di un velivolo "tuttala" con ala a freccia e con una coda a V. All'interno dell'ala vengono posti tutti gli strumenti di misura che sono intercambiabili e consentono diverse tipologie di analisi: ambientale, delle fonti di rumore, iperspettrale, nell'ambito delle energie rinnovabili. Si progetta il velivolo dall'analisi dei profili alla pianta, considerando una serie di accorgimenti aerodinamici necessari al volo e il dimensionamento strutturale del longherone dell'ala. Si realizza poi un modello in scala dello stesso per la verifica di parametri non riscontrabili mediante simulazioni numeriche. I primi test di volo positivi dimostrano la fattibilità dell'approccio. A questo modello si aggiunge la progettazione di un drone quadricottero per le analisi di specie chimiche nell'aria che ha un payload non compatibile con il velivolo precedente.

Un sentito ringraziamento va al mio Professore Renato Ricci che in questi anni mi ha seguito e stimolato, portandomi a innamorarmi della materia e a coltivare il gusto della conoscenza e delle cose fatte bene.

Grazie inoltre a tutti i colleghi del Dipartimento di Ingegneria Industriale e Scienze Matematiche per la condivisione e la disponibilità.

# Contenuti

|  |     |
|--|-----|
| 1. INTRODUZIONE .....  | 7   |
| 2. TECNICHE DI INDAGINE NON DISTRUTTIVA NEL SETTORE EOLICO<br>11                                       |     |
| 2.1 Situazione attuale.....  | 11  |
| 2.1.1 Difetti nei compositi .....  | 13  |
| 2.2 Tecniche di indagine non distruttiva di pale eoliche a terra .....                                 | 16  |
| 2.3 Analisi non distruttiva di pale di turbine eoliche mediante aeromobili a<br>pilotaggio remoto..... | 21  |
| 3. PROGETTO A.D.E.L.E. (Aerial Drone for Environmental and Energy<br>Researches).....                  | 33  |
| 3.1 Riferimenti normativi .....  | 33  |
| 3.2 Multicottero o ala portante?.....  | 39  |
| 3.3 Ala Volante.....   | 42  |
| 3.4 Un velivolo multimissione.....   | 47  |
| 3.5 Obiettivi del progetto.....  | 51  |
| 4. PROGETTO AERODINAMICO DRONE ADELE.....  | 55  |
| 4.1 Dimensionamento preliminare.....   | 55  |
| 4.2 Gli strumenti di analisi.....  | 60  |
| 4.3 Profili alari .....  | 63  |
| 4.4 Stabilità longitudinale .....  | 73  |
| 4.5 Winglets.....  | 80  |
| 4.6 Controllo .....  | 86  |
| 4.6.1 Butterfly e atterraggio.....   | 86  |
| 4.6.2 Virata .....   | 92  |
| 4.7 Svergolamento alare .....  | 94  |
| 4.8 Ottimizzazione .....   | 98  |
| 4.9 Aerodinamica dei fori per i motori .....   | 103 |
| 5. ANALISI DEI CARICHI E DEI PESI .....  | 108 |

|       |  |     |
|-------|--|-----|
| 5.1   | Progetto strutturale del longherone .....                      | 108 |
| 5.1.1 | Inviluppo di volo .....  | 108 |
| 5.1.2 | Carichi in volo orizzontale .....                              | 113 |
| 5.1.3 | Carichi nel sostentamento a punto fisso .....                  | 117 |
| 5.1.4 | Dimensionamento del longherone .....                           | 118 |
| 5.2   | Stima dei pesi e del baricentro .....                          | 127 |
| 5.2.1 | Motorizzazione .....   | 128 |
| 5.2.2 | Struttura .....  | 132 |
| 5.2.3 | Coda a V .....   | 136 |
| 5.2.4 | Calcolo del baricentro .....                                   | 141 |
| 6.    | PROGETTAZIONE QUADRICOTTERO .....                              | 146 |
| 6.1   | Una soluzione ibrida .....                                     | 146 |
| 6.2   | Il drone cargo quadricottero .....                             | 152 |
| 6.2.1 | Propulsione ed elettronica di potenza .....                    | 153 |
| 6.2.2 | Avionica di bordo .....  | 162 |
| 6.2.3 | Struttura .....  | 168 |
| 6.2.4 | Previsioni autonomia di volo .....                             | 174 |
| 6.2.5 | Missione operativa ENV con Scentroid DR1000 .....              | 176 |
| 7.    | RISULTATI SPERIMENTALI .....                                   | 180 |
| 7.1   | Realizzazione modello in scala .....                           | 180 |
| 7.1.1 | Introduzione .....   | 180 |
| 7.1.2 | Realizzazione del modello in polistirene espanso estruso ..... | 181 |
| 7.1.3 | Realizzazione superfici mobili .....                           | 183 |
| 7.1.4 | Bilanciamento del modello .....                                | 186 |
| 7.1.5 | Programmazione del radiocomando .....                          | 188 |
| 7.2   | Prove di volo .....  | 190 |
| 7.2.1 | Simulazione statica e dinamica .....                           | 190 |
| 7.2.2 | Programma di prova .....                                       | 193 |
| 7.2.3 | Prove effettuate .....   | 194 |

|                      |     |
|----------------------|-----|
| 8. CONCLUSIONI ..... | 207 |
| 9. Referenze .....   | 212 |

## Lista delle Figure

|  |    |
|--|----|
| Fig. 1 Soluzione commerciale per ispezione di turbina offshore mediante APR....  | 13 |
| Fig. 2 Difetti tipici su una pala eolica in materiale composito.....   | 16 |
| Fig. 3 Schema della posizione della camera che inquadra il difetto. ....   | 23 |
| Fig. 4 Struttura e termogramma di una pala eolica tipica. ....   | 27 |
| Fig. 5 Rappresentazione schematica e foto dei difetti artificiali introdotti nella pala, delaminazioni (a), impatto (b), cricche (c).....            | 29 |
| Fig. 6 Termogrammi con l'indicazione dei difetti artificiali, delaminazioni (a), impatti (b), cricche (c), vista della pala ispezionata a terra..... | 29 |
| Fig. 7 Profili di temperatura e corrispondente analisi di linearità di delaminazioni, impatti e cricche dall'alto verso il basso. ....               | 30 |
| Fig. 8 Vista del drone utilizzato (SAHARA, (a)) e delle traiettorie seguite dal mezzo aereo (b).....   | 30 |
| Fig. 9 Limiti entro cui avvengono le operazioni VLOS.....  | 35 |
| Fig. 10 Limiti consentiti nel CTR: a sinistra la zona consentita per le VLOS, a destra VLOS in corrispondenza del sentiero di decollo. ....          | 37 |
| Fig. 11 Ala volante (A), Ala fusoliera uniti insieme (B), Ala Fauvel (C).....  | 42 |
| Fig. 12 Tipologie di ala volante. ....   | 46 |
| Fig. 13 Esempio di applicazione per missione operativa GEO.....  | 47 |
| Fig. 14 Esempio di applicazione per missione operativa HYPER.....  | 48 |
| Fig. 15 Esempio di applicazione per missione operativa NSD.....  | 48 |
| Fig. 16 Esempio di applicazione per missione operativa ENV.....  | 49 |
| Fig. 17 Ipotetica sovrapposizione di informazioni della stessa zona sorvolata.....   | 49 |
| Fig. 18 Riassunto delle missioni con relativo payload necessario. ....   | 50 |
| Fig. 19 Flowchart logico delle fasi di progetto del velivolo .....   | 52 |
| Fig. 20 Schema concettuale delle operazioni previste per ogni modalità operativa. ....   | 53 |
| Fig. 21 Schema delle forze applicate per il bilanciamento. ....  | 55 |
| Fig. 22 Pianta di base di una semiala del velivolo. ....   | 58 |
| Fig. 23 Posizione dei vortici nel metodo dei pannelli VLM 2. ....  | 61 |
| Fig. 24 MH81 modificato in rosso, MH81 originale in verde.....   | 67 |
| Fig. 25 Confronto fra MH81 modificato (rosso) e MH81 originale (verde) nelle polari Cl-Cd e Cl-alpha a Re1000000.....                                | 68 |
| Fig. 26 Confronto fra MH81 modificato (rosso) e MH81 originale (verde) nella polare Cm-alpha.....  | 69 |
| Fig. 27 Confronto fra le polari di Eppler 340, MH78, Fauvel 14%, Marske XM-1D, LA 2573° (Re 1M). ....  | 70 |



|   |     |
|---|-----|
| Fig. 28 Profili confrontati per il tip.....   | 71  |
| Fig. 29 Profilo di radice (rosso) e di estremità alare (blu).....   | 71  |
| Fig. 30 Confronto fra le polari dei profili MH81 e MH78 (Re 1000000).....   | 72  |
| Fig. 31 Grandezze caratteristiche per la determinazione del punto neutro in un<br>aeroplano convenzionale.....                                  | 73  |
| Fig. 32 Linea dei centri aerodinamici per un'ala a freccia.....   | 74  |
| Fig. 33 Pianta di base del primo prototipo, in assonometria, da sopra, di lato. ....  | 75  |
| Fig. 34 Polari della prima pianta del velivolo.....   | 78  |
| Fig. 35 Parametri geometrici di progetto delle winglets.....  | 81  |
| Fig. 36 Pianta di base modificata con le winglets.....  | 83  |
| Fig. 37 Polari della prima pianta del velivolo a confronto con la pianta con le<br>winglets.....  | 85  |
| Fig. 38 Schematizzazione delle forze in equilibrio su una pianta a freccia. ....  | 86  |
| Fig. 39 Superfici mobili del velivolo.....  | 88  |
| Fig. 40 Polari $C_m$ -alpha di confronto a diverse deflessioni di flap e alettoni.....  | 90  |
| Fig. 41 Polare CL-CD a diverse deflessioni di alettoni e flap. ....   | 91  |
| Fig. 42 Deflessione differenziale degli alettoni per effettuare il rollio.....  | 92  |
| Fig. 43 Polare CD-alpha a diverse deflessioni degli alettoni.....   | 93  |
| Fig. 44 Relazione $C(\phi,\lambda)$ con indicazione dell'intorno di valori di interesse. ....   | 96  |
| Fig. 45 Vista laterale delle winglets: rispettivamente $h= 55, 33, 27$ [cm]. ....   | 98  |
| Fig. 46 Polare $C_m$ -alpha di confronto fra le varie altezze delle winglets.....   | 98  |
| Fig. 47 Forma del raccordo delle winglets, vista frontale e assonometrica;<br>procedendo da sinistra a destra si è migliorato il raccordo. .... | 99  |
| Fig. 48 Configurazione ottimale della winglet. ....   | 99  |
| Fig. 49 Pianta di base ottimizzata di una semiala del velivolo. ....  | 101 |
| Fig. 50 Pianta del velivolo in cui si inserisce l'effetto dei buchi.....  | 104 |
| Fig. 51 Polari di confronto fra velivolo integro e velivolo in cui sono simulati i fori<br>dei motori.....                                      | 105 |
| Fig. 52 Distribuzione lungo lo span del coefficiente di portanza e di resistenza a $5^\circ$ .<br>.....   | 106 |
| Fig. 53 Diagramma di manovra del velivolo. ....   | 111 |
| Fig. 54 Diagramma di inviluppo.....   | 113 |
| Fig. 55 Linea media del longherone nel sistema di coordinate adottato nell'analisi<br>dei carichi aerodinamici.....                             | 115 |
| Fig. 56 Rappresentazione del longherone nella pianta ottimizzata.....   | 115 |
| Fig. 57 Momento flettente e momento torcente agente sul longherone.....   | 116 |
| Fig. 58 Sezione rettangolare cava del longherone. ....  | 119 |
| Fig. 59 Superficie che viene considerata nella verifica di resistenza a torsione..  | 124 |
| Fig. 60 Sezione maggiormente sollecitata a torsione.....  | 125 |

|  |     |
|--|-----|
| Fig. 61 Spaccato di tutti i component del longherone, listelli e lastre che poi andranno incollati.....                      | 126 |
| Fig. 62 Motori con struttura di sostegno interna all'ala.....  | 130 |
| Fig. 63 Posizione della turbina spingente in corrispondenza del centro di gravità del velivolo.....                          | 130 |
| Fig. 64 Resistenza aerodinamica in funzione della velocità.....  | 131 |
| Fig. 65 Centine distribuite e svuotate per la necessaria leggerezza.....   | 132 |
| Fig. 66 Calcolo dell'area della centina media.....   | 132 |
| Fig. 67 Calcolo della superficie bagnata in funzione di corda (C), posizione spessore massimo (k), spessore massimo (t)..... | 133 |
| Fig. 68 Longherone del velivolo.....   | 133 |
| Fig. 69 Longheroni secondari.....  | 134 |
| Fig. 70 Listello sul naso.....   | 134 |
| Fig. 71 Particolari del D-Box in balsa.....  | 135 |
| Fig. 72 Carrelli di atterraggio selezionati.....   | 135 |
| Fig. 73 Trittico del velivolo F-117A Lockheed.....   | 138 |
| Fig. 74 Polari del velivolo con e senza coda.....  | 139 |
| Fig. 75 L'idea di base della soluzione cosiddetta "ibrida".....  | 146 |
| Fig. 76 Foto e trittico del Duo Discus XL in scala.....  | 148 |
| Fig. 77 Ingombri e dimensioni di massima del velivolo in scala [mm].....   | 149 |
| Fig. 78 Vista del drone agganciato sopra l'aliante, particolare del drone.....   | 150 |
| Fig. 79 Forze applicate nella soluzione ibrida.....  | 150 |
| Fig. 80 Polare del Duo Discus XL in scala con carico alare massimo.....  | 151 |
| Fig. 81 Schermata del software eCalc©.....   | 153 |
| Fig. 82 Motore brushless KDE6213XF-185.....  | 155 |
| Fig. 83 Eliche KDE-CF245-TP 24.5"x8.1.....   | 156 |
| Fig. 84 KDE-UAS75HVC.....  | 157 |
| Fig. 85 Batterie Alien 10s 22000mAh 30C e Alien 5s 8000mAh 35C LiPo.....   | 158 |
| Fig. 86 Trasmittente FRSKY TARANIS X9D.....  | 162 |
| Fig. 87 Ricevente FRSKY X8R.....   | 163 |
| Fig. 88 Schema di trasmissione del segnale.....  | 163 |
| Fig. 89 Pixhawk 2.1.....   | 165 |
| Fig. 90 Schermata della ground station.....  | 165 |
| Fig. 91 SIK TELEMETRY RADIO.....   | 166 |
| Fig. 92 UBLOX GPS + COMPASS MODULE.....  | 166 |
| Fig. 93 Drone simmetrico e separabile in due parti scorrevoli.....   | 169 |
| Fig. 94 Modello del drone cargo completo.....  | 170 |
| Fig. 95 Rappresentazione dei vincoli e dei carichi sulle facce del tubo.....   | 171 |
| Fig. 96 Andamento della sollecitazione sul tubo di sostegno dei motori.....  | 172 |

|  |     |
|--|-----|
| Fig. 97 Andamento dello spostamento sul tubo di sostegno dei motori. ....        | 172 |
| Fig. 98 Andamento della deformazione sul tubo di sostegno dei motori.....        | 172 |
| Fig. 99 Schema delle forze in gioco sul drone cargo.....                         | 174 |
| Fig. 100 Curva di assorbimento dei motori secondo il costruttore.....            | 174 |
| Fig. 101 Analizzatore di gas DR 1000.....  | 176 |
| Fig. 102 Drone con DR1000 in volo.....   | 178 |
| Fig. 103 Taglio delle diverse rastremazioni.....                                 | 181 |
| Fig. 104 Taglio della rastremazione a freccia maggiore.....                      | 181 |
| Fig. 105 Dettagli delle superfici mobili, Mylar di copertura.....                | 183 |
| Fig. 106 Schema del collegamento elettrico dei servomotori.....                  | 184 |
| Fig. 107 UBEC e Batteria del modello.....  | 184 |
| Fig. 108 Ricevente e antenna del modello.....                                    | 184 |
| Fig. 109 Scavi per l'alloggiamento dei servi e dei cavi sul modello.....         | 185 |
| Fig. 110 Particolari dei comandi.....  | 185 |
| Fig. 111 Particolare del comando della coda a V.....                             | 185 |
| Fig. 112 Endplates in fase di realizzazione e finite.....                        | 186 |
| Fig. 113 Pianta ideale e pianta effettivamente realizzata del modello.....       | 186 |
| Fig. 114 Bilanciamento del modello.....  | 187 |
| Fig. 115 Modello completo.....   | 188 |
| Fig. 116 Indicazione dei comandi sul radiocomando Spektrum DX18t.....            | 189 |
| Fig. 117 Tipica deflessione del flap, in alto, centrale, in basso.....           | 190 |
| Fig. 118 Tipica deflessione della coda, a sinistra, centrale, a destra.....      | 190 |
| Fig. 119 Polare del modello simulata in XFLR5.....                               | 193 |
| Fig. 120 Esempio di fotogramma analizzato.....                                   | 195 |
| Fig. 121 Incollaggio del gancio.....   | 196 |
| Fig. 122 Anello di collegamento fra elastico e modello.....                      | 197 |
| Fig. 123 Prima fase del decollo, modello soggetto a resistenza aerodinamica..... | 197 |
| Fig. 124 Particolare del gancio.....   | 198 |
| Fig. 125 Modello agganciato in picchiata.....                                    | 198 |
| Fig. 126 Variazione dell'angolo del gancio per il decollo.....                   | 199 |
| Fig. 127 Stima grafica della velocità in volo planato.....                       | 200 |
| Fig. 128 Fotogramma coincidente con lo sgancio 1.....                            | 201 |
| Fig. 129 Manovra di rollio del modello.....                                      | 201 |
| Fig. 130 Particolare dell'angolo di stallo.....                                  | 202 |
| Fig. 131 Fotogramma coincidente con lo sgancio 2.....                            | 203 |
| Fig. 132 Rateo di rollio del modello.....  | 204 |
| Fig. 133 Modello sul campo.....  | 205 |

# Lista delle Tabelle

|   |     |
|---|-----|
| Tab. 1 Valori esemplificativi di una scansione ad alta risoluzione di una turbina eolica. ....                                  | 24  |
| Tab. 2 Caratteristiche del progetto A.D.E.L.E. ....   | 33  |
| Tab. 3 Vantaggi e svantaggi dell'ala volante a confronto. ....  | 44  |
| Tab. 4 Geometria della pianta originale del velivolo. ....  | 57  |
| Tab. 5 Confronto fra profilo reflex e convenzionale. ....   | 64  |
| Tab. 6 Sintesi delle specifiche di progetto dei profili. ....   | 66  |
| Tab. 7 Numero critico in XFoil per tipologia di applicazione. ....  | 66  |
| Tab. 8 Distribuzione dei profili alari lungo l'apertura alare del velivolo di base. ..  | 77  |
| Tab. 9 Prospetto di sintesi delle prestazioni della prima pianta del velivolo. ....   | 79  |
| Tab. 10 Prospetto di sintesi delle prestazioni della prima pianta del velivolo modificata con le winglets. ....                 | 83  |
| Tab. 11 Caratteristiche geometriche e profili lungo l'apertura alare del velivolo con le superfici mobili. ....                 | 88  |
| Tab. 12 Prospetto di sintesi delle prestazioni aerodinamiche con diverse deflessioni di flap e alettoni. ....                   | 90  |
| Tab. 13 Prospetto di sintesi delle prestazioni aerodinamiche con deflessione differenziale degli alettoni. ....                 | 92  |
| Tab. 14 Prospetto di sintesi delle prestazioni aerodinamiche con diversi angoli di svergolamento geometrico del tip alare. .... | 96  |
| Tab. 15 Geometria e caratteristiche di base della pianta ottimizzata del velivolo.  | 100 |
| Tab. 16 Sintesi delle prestazioni della pianta ottimizzata, con l'aggiunta delle winglets e della coda. ....                    | 101 |
| Tab. 17 Confronto delle prestazioni del velivolo e del velivolo dopo una prima ottimizzazione. ....                             | 102 |
| Tab. 18 Modifica del NACA 1121 con un'apertura posteriore del 20% e con flap a $-2^\circ$ . ....                                | 104 |
| Tab. 19 Velocità caratteristiche del velivolo. ....   | 110 |
| Tab. 20 Valori caratteristici del diagramma di raffica. ....  | 112 |
| Tab. 21 Carichi su ogni sezione caratteristica. ....  | 114 |
| Tab. 22 Reazioni vincolari alla radice. ....  | 115 |
| Tab. 23 Sollecitazioni sulla radice in volo rettilineo e nel decollo verticale. ....  | 117 |
| Tab. 24 Caratteristiche fisiche e meccaniche dei materiali valutati. ....   | 118 |
| Tab. 25 Dimensioni caratteristiche del longherone per ogni rastremazione. ....  | 122 |
| Tab. 26 Prospetto dei carichi sulle diverse rastremazioni. ....   | 123 |
| Tab. 27 Verifica di resistenza a flessione per diversi materiali. ....  | 123 |

|         |  |     |
|---------|--|-----|
| Tab. 28 | Verifica di resistenza a taglio nelle diverse sezioni.....                                   | 124 |
| Tab. 29 | Verifica di resistenza a torsione del longherone.....  | 125 |
| Tab. 30 | Prospetto con tutti i parametri caratteristici della propulsione principale.<br>.....        | 129 |
| Tab. 31 | Parametri caratteristici del motore posteriore.....  | 129 |
| Tab. 32 | Caratteristiche della turbina spingente.....   | 131 |
| Tab. 33 | Caratteristiche geometriche della coda.....  | 138 |
| Tab. 34 | Sintesi delle prestazioni aerodinamiche, con e senza coda.....                               | 139 |
| Tab. 35 | Sintesi dei materiali scelti.....  | 142 |
| Tab. 36 | Prospetto dei pesi di tutti gli elementi e della loro posizione sul drone. .                 | 143 |
| Tab. 37 | Sintesi del peso complessivo e del baricentro totale.....                                    | 144 |
| Tab. 38 | Caratteristiche di un velivolo VTOL commerciale.....   | 147 |
| Tab. 39 | Caratteristiche geometriche dell'aliante Duo Discus XL in scala. ....                        | 148 |
| Tab. 40 | Caratteristiche dei motori KDE6213XF-185 .....   | 154 |
| Tab. 41 | Caratteristiche geometriche delle eliche.....  | 155 |
| Tab. 42 | Parametri caratteristici degli ESCs. ....  | 157 |
| Tab. 43 | Parametri caratteristici delle batterie adottate.....  | 158 |
| Tab. 44 | Sintesi dei risultati della simulazione per la propulsione. ....                             | 160 |
| Tab. 45 | Dati sperimentali dichiarati da KDEdirect .....  | 160 |
| Tab. 46 | Caratteristiche della FRISKY TARANIS X9D TRANSMITTER .....                                   | 162 |
| Tab. 47 | Caratteristiche della FRISKY X8R RECEIVER. ....  | 163 |
| Tab. 48 | Caratteristiche geometriche della Pixhawk 2.1.....   | 164 |
| Tab. 49 | Caratteristiche fisiche della fibra di carbonio AS4C Hexcel©.....                            | 168 |
| Tab. 50 | Proprietà del carbonio per la simulazione.....   | 171 |
| Tab. 51 | Forze di reazione sul tubo.....  | 171 |
| Tab. 52 | Valori di sollecitazione, spostamento e deformazione dei tubi di sostegno<br>dei motori..... | 173 |
| Tab. 53 | Stima autonomia in volo misto.....   | 175 |
| Tab. 54 | Caratteristiche dei sensori scelti per il DR1000.....  | 177 |
| Tab. 55 | Caratteristiche dei servocomandi.....  | 183 |
| Tab. 56 | Risultati della simulazione di stabilità statica del modello.....                            | 192 |
| Tab. 57 | Periodi di oscillazione simulati per il modello. ....  | 193 |
| Tab. 58 | Parametri caratteristici del volo 1.....   | 195 |
| Tab. 59 | Parametri caratteristici del volo 2.....   | 197 |
| Tab. 60 | Parametri caratteristici del volo 3.....   | 199 |
| Tab. 61 | Parametri caratteristici del volo 4.....   | 200 |
| Tab. 62 | Parametri caratteristici del volo 5.....   | 201 |
| Tab. 63 | Parametri caratteristici del volo 6.....   | 202 |



# Capitolo 1

## 1. INTRODUZIONE

---

Nel panorama scientifico attuale sta emergendo una problematica, o per meglio dire una novità che può rivoluzionare il mondo della ricerca così come lo conosciamo. La novità in oggetto è l'uso dei droni, o sistemi aeromobili a pilotaggio remoto, per scopi scientifici. La dirompente diffusione di questi sistemi per usi ricreativi o sportivi ha dato il via ad una serie di applicazioni che si stanno spostando sempre di più verso il mondo tecnico con sfruttamento commerciale delle possibilità offerte da questi strumenti. Si menzionano le riprese video da posizioni prima non immaginabili, le gare con i droni in FPV (First Person View) cioè pilotati con un visore, il semplice gioco di un utente affatto esperto, data l'estrema facilità di pilotaggio. A queste applicazioni si sono aggiunte applicazioni con intento commerciale, e via via più complesse tecnicamente, quindi le riprese video e fotografiche in alta definizione, per la mappatura degli usi del terreno o la fotogrammetria per la ricostruzione 2d o 3d del terreno, la rilevazione di fonti di calore e quindi di potenziali dispersi, la sorveglianza aerea. Applicazioni queste che si originano in ambito militare e che stanno diventando alla portata di tutti. L'intento del presente lavoro è quello di estendere e validare l'uso dei sistemi aeromobili a pilotaggio remoto in un ambito non solo o non più semplicemente tecnico e commerciale quanto in un ambito scientifico. Si vuole cioè dimostrare che questi strumenti possono estendere le possibilità in vari ambiti di ricerca, soprattutto in ambito energetico. Le misure, siano esse di particolato atmosferico, o di emissione acustica, o di diversi parametri ambientali possono essere fatte non più a terra ma in volo. I potenziali sono quindi evidenti. È con questo intento che presso l'Università Politecnica delle Marche è nato il progetto A.D.E.L.E., che è acronimo di Aerial Drone for Environmental and Energy Research. Il progetto è inteso a mettere a punto tutte le tecnologie volte a effettuare ricerche di tipo ambientale ed energetico per mezzo di sistemi aeromobili a pilotaggio remoto. Il progetto vede in una prima fase la progettazione e la messa a punto del mezzo aereo per poi passare alla definizione delle strategie e dei mezzi di misura più adeguati in diversi ambiti. In effetti il progetto vede la collaborazione di più gruppi di lavoro in quanto si porteranno avanti analisi per la manutenzione in ambito eolico e fotovoltaico, per la mappatura del terreno, per la rilevazione multispettrale della vegetazione, per la rilevazione di inquinamento acustico e per misure di qualità dell'aria.

In questo lavoro di tesi si è prima preso in considerazione l'uso dei droni come ausilio alle tecniche di indagine non distruttiva che si possono applicare nel settore eolico. L'indagine non distruttiva sulle pale eoliche viene di solito effettuata a terra per verificare che non vi siano difetti in fase di costruzione e poi deve essere effettuata regolarmente in servizio per garantire il raggiungimento di una vita utile di 20 anni. L'ispezione viene attualmente portata avanti mediante tecnici specializzati che percorrono le pale della turbina eolica calandosi dalla navicella imbragati su fune. È evidente il rischio, la lunghezza e la non ripetibilità dell'ispezione. Risulta molto interessante la possibilità offerta dall'impiego di aeromobili a pilotaggio remoto strumentati mediante fotocamera ad alta risoluzione e o camere ad infrarossi. Data la possibilità offerta anche in termini di impieghi per la manutenzione si è quindi impostato il progetto del velivolo a controllo remoto che sarà in uso all'interno del progetto A.D.E.L.E. È opportuno specificare che

A.D.E.L.E. non è soltanto il progetto di un drone, ma è una serie di attività di ricerca che sono rese possibili solo grazie all'uso di un mezzo aereo a pilotaggio remoto (APR, drone, SAPR, UAV, sono tutti sinonimi altrettanto diffusi) che opererà come piattaforma di supporto per diverse modalità di misura dall'alto. Le misure sono quindi portate avanti in volo, si usa lo stesso "strumento di misura" o di appoggio alla misura di tipo aereo, autonomo. Si differenziano i metodi e gli strumenti di misura, vale a dire che la misura è a servizio di diverse discipline. La misura inoltre viene fatta dall'alto, con una grande flessibilità di impiego. Dunque il primo obiettivo, che costituisce anche un elemento di novità è che il drone oggetto di lavoro nasce per rispondere a diverse esigenze, è pensato con il proposito di essere multi missione.

Il secondo elemento di novità è che il drone del progetto A.D.E.L.E. nasce per essere un cosiddetto velivolo VTOL (Vertical Take off and Landing), cioè ad atterraggio e decollo verticale che si abbina alla traslazione orizzontale. Si tratta cioè di un velivolo con doppia modalità di sostentamento: l'ala fissa è portante nel volo in orizzontale mentre le eliche rotanti sono per il sostentamento a punto fisso (Multicottero). Il drone ad ala portante fissa ha la possibilità di muoversi su distanze più lunghe rispetto al multicottero (> 25 km) e, contemporaneamente, grazie alle eliche ad asse verticale integrate può effettuare delle attività in volo stazionario (hovering), decollare e atterrare in verticale (VTOL Vertical Take Off and Landing). L'estensione del range operativo si rende necessaria per raggiungere luoghi ostili o difficilmente raggiungibili, come per esempio parchi eolici in montagna o offshore. Nello specifico il drone opera in diverse modalità operative, funzione dell'attività di misura richiesta. Ovviamente lo sviluppo di un sistema del genere si muove all'interno di un contesto normativo ben definito benché in rapida evoluzione negli ultimi anni. Dunque il progetto non può prescindere dalle limitazioni e dalle indicazioni della normativa italiana. Il velivolo quindi dovrà pesare massimo 25 chilogrammi affinché si rientri nella normativa italiana che consente il pilotaggio mediante un attestato di pilota di APR. Il velivolo scelto ha delle caratteristiche che lo rendono unico nel suo genere. È un velivolo pensato per essere senza coda, o meglio senza quella che convenzionalmente si riconosce come coda di un aereo, costituito da fusoliera, ala, coda orizzontale e verticale. In questo caso l'ala funge anche da fusoliera e a questa si attacca direttamente una piccola coda che ha funzione di coda verticale e orizzontale. Il velivolo ha nome dunque di "ala volante" e si inserisce in un filone di ricerca e di progetti per cui le ali volanti hanno sì degli esempi illustri ma sono ancora considerate configurazioni non convenzionali e in qualche modo rischiose. L'ala volante presenta delle sfide a livello aerodinamico proprio per la sua mancanza di standardizzazione. Inoltre a questo si aggiunge l'ambizione di dotare il velivolo di eliche inglobate nell'ala per la traslazione verticale. I vincoli progettuali aumentano ma il risultato può essere a dir poco innovativo. In effetti ad oggi i velivoli VTOL sono una nicchia limitata a droni ricreativi molto leggeri o ad alcuni esempi di velivoli sperimentali della Bell e della Augusta che sono appena usciti dallo status di prototipo. In effetti in realtà un velivolo come questo, essendo un'ala volante, necessita di concentrare l'attenzione fondamentalmente sull'ala e a livello strutturale è molto semplice. L'obiettivo del mio lavoro era quello di occuparmi della parte aerodinamica e della prima fase di prototipazione e validazione mediante la realizzazione di prototipi in scala del velivolo. Ci si è dunque concentrati sulle principali tecniche di progettazione aerodinamica dei profili alari e dell'ala stessa per garantire prestazioni adeguate in volo. La progettazione dell'aerodinamica per il volo orizzontale è tuttavia strettamente legata ai vincoli dovuti alla presenza dei motori nelle ali, in termini di baricentro e pesi applicabili, che vanno quindi studiati in parallelo. A questa è seguita la progettazione strutturale del longherone del velivolo.

In corso d'opera a questa fase si è aggiunta l'ingegnerizzazione di un secondo drone che assolvesse a dei compiti richiesti dalle misure ambientali del progetto A.D.E.L.E. che l'ala volante non avrebbe potuto compiere. Si tratta del campionamento di aria mediante un



analizzatore del contenuto di specie chimiche nell'aria. Il peso della strumentazione e la necessità di svolgere la maggior parte della missione in hovering rendono necessario lo sviluppo di un multicottero capace di sollevare un payload maggiore dell'ala volante e pensato esclusivamente per l'hovering.

Infine è seguita la validazione sperimentale della prima pianta alare, dei profili scelti e di tutte le scelte aerodinamiche fatte per il velivolo mediante la prova in volo planato di un modello in scala uno a tre del prototipo.



# Capitolo 2

## 2. TECNICHE DI INDAGINE NON DISTRUTTIVA NEL SETTORE EOLICO

---

### 2.1 SITUAZIONE ATTUALE

L'energia eolica è una delle fonti rinnovabili che attualmente crescono più rapidamente. Si stima che l'energia eolica potrebbe fornire circa il 12% della fornitura globale di energia entro il 2020 e crescere fino al 20% nel 2030. Con la crescita del settore, sarà necessaria una gestione attenta dei costi. I costi operativi e di manutenzione sono circa il 25-30% del costo complessivo di generazione dell'energia. Per ridurre il costo dell'energia eolica c'è dunque urgente bisogno di ridurre questi costi. Ovviamente si inizia con l'ottimizzazione di progetto della macchina ma un'altra strada percorribile, non meno importante, è l'impiego di un monitoraggio delle condizioni affidabile, test non distruttivi e monitoraggio della condizione strutturale. Una turbina eolica è un sistema meccanico ed elettrico complesso che consiste di numerosi componenti, incluse le pale, il rotore, l'albero, il generatore, i cuscinetti, il sistema per il pitch e l'imbardata e la torre. Fra questi componenti le pale sono considerate uno dei componenti più critici poiché l'efficienza con cui si estrae energia dal vento dipende proprio da queste. Inoltre il costo della manifattura delle pale corrisponde circa al 15-20% del costo complessivo della turbina. Infine per le pale si usano in modo estensivo i materiali compositi grazie ai loro eccellenti vantaggi come il costo basso, il peso leggero, un alto rapporto di resistenza e di rigidità in relazione al peso. La maggior parte delle pale sono in polimeri rinforzati con fibra di vetro. D'altro canto per migliorare l'efficienza nell'estrazione di energia si tende a realizzare pale sempre più grandi, che vengono realizzate con polimeri rinforzati con fibre di carbonio.

Le turbine eoliche sono attualmente progettate con una durata di vita stimata di 20 anni, la corretta manutenzione delle pale delle turbine inizia con un controllo periodico. Oggi, le ispezioni delle pale vengono eseguite principalmente in modo visivo direttamente da un tecnico che lavora in quota imbracato su fune, il che può richiedere molto tempo, oltre ad essere un procedimento costoso, inesatto, non facilmente ripetibile e estremamente pericoloso. Questi programmi di manutenzione richiedono fra quattro e sei ore per ispezionare tutte e tre le pale di una turbina eolica e per creare un rapporto che specifica i danni scoperti e un piano consigliato per la riparazione.

Uno dei pochi modi per rendere l'energia eolica davvero diffusa è quello di renderla competitiva con i combustibili fossili. Una volta chiarito che le ispezioni attuali sono datate, inadeguate, troppo inaffidabili e non ripetibili per essere applicate nell'industria eolica ecco che nasce l'esigenza di delineare e sviluppare soluzioni alternative.

Per ridurre al minimo i tempi di inattività e aumentare l'efficienza, è fondamentale implementare un programma di manutenzione rapido ed economico. Nel panorama manutentivo attuale ci sono svariati esempi di aziende che offrono soluzioni per l'analisi delle pale mediante l'uso di mezzi aerei a pilotaggio remoto.

Per esempio l'azienda WindSpect combina l'UAV di Strat Aero con i servizi di ispezione di AirFusion e con un software di analisi per analizzare danni che sono difficili o impossibili da rilevare con il solo occhio umano, come crepe nascoste, corpi estranei, depositi d'acqua, perdite di adesione e rivestimento irregolare. Una volta completata l'ispezione, la scheda di memoria con i dati rilevati viene inserita in un computer a terra dotato di un software che analizza i dati video e i dati provenienti dai sensori e quindi produce automaticamente un rapporto.

L'analisi delle turbine mediante droni si sta sviluppando anche fra gli organismi certificatori più accreditati come Bureau Veritas che nell'estate del 2015 insieme con l'azienda scozzese Skeye hanno esaminato con un drone le pale e la struttura principale di una turbina eolica in Scozia. La turbina, posta sulla costa orientale della Scozia, era oggetto di ispezione per verificare se le riparazioni fatte sulle pale in passato erano ancora di qualità sufficiente e per vedere se erano identificabili nuovi difetti. Il drone in quella occasione aveva operato con una velocità del vento al suolo di 12 [m/s]. L'Altura Zenith ATX8 si era rivelato la giusta macchina per affrontare anche raffiche irregolari. Il drone è stato in grado di stazionare in una posizione stabile a una distanza di circa 15 metri dalla lama ad un'altezza di 200 piedi. A intervalli regolari sono state prese immagini ad alta risoluzione. Queste sono state osservate "in tempo reale" a terra da un ispettore di Bureau Veritas e poi studiate in dettaglio in ufficio. L'ispettore era così in grado di istruire il pilota Skeye e l'osservatore della telecamera per ingrandire dettagli specifici sulla base delle sue competenze.

La portoghese Pro Drones propone una soluzione integrata che ha due componenti tecnologiche chiave: il controllo personalizzato che consente all'UAV di avere consapevolezza della posizione relativa alla pala e la possibilità di selezionare un payload tipico per l'applicazione. L'informazione sulla posizione dell'UAV rispetto alla pala è molto importante, il mantenimento della stessa distanza di sicurezza dalla pala garantito da altri sensori di bordo fa seguire un percorso più stabile e robusto e l'ispezione può diventare una procedura semiautonoma e affidabile. Ci si può affrancare dall'esperienza del pilota e si assicura che l'UAV non collida in nessun caso con la pala. Questo offre affidabilità e sicurezza, in vista di un controllo completamente automatizzato. Finora tuttavia l'ispezione è solo visiva con precisione al millimetro mentre si sta ancora lavorando sulle ispezioni termiche attive e passive. La collaborazione con la brasiliana Arth-Wind che si occupa della gestione del ciclo di vita delle turbine indica come l'ispezione sia già ad un livello maturo.

La statunitense SKySpecs propone invece ispezioni completamente automatizzate in meno di 15 minuti, vale a dire 3-4 volte più veloci dell'ispezione da terra con macchina fotografica ad alta risoluzione e 16 volte più veloci dei metodi con tecnico su fune. Una volta fermate le pale viene generato un percorso di volo ottimale per raccogliere le immagini di ispezione da tutte le tre pale in un singolo volo. Ogni immagine raccolta è correlata con informazioni laser e GPS per la posizione e utilizzando queste informazioni è possibile estrarre precise dimensioni del danno. Ogni immagine è contrassegnata con la sua posizione lungo la pala in modo che le immagini acquisite appunto dalla stessa posizione possano essere confrontate anno dopo anno per controllare la degradazione nel tempo. La Siemens ha firmato un contratto di collaborazione con quest'ultima con l'intenzione di tagliare i tempi di manutenzione offshore (O&M) per competere con altre tipologie di generazione di energia. Questo perché i costi di O&M rappresentano fino al 25% del costo livellato dell'energia dei parchi eolici offshore, secondo il centro di ricerca governativo britannico ORE Catapult. Il prezzo record dell'energia eolica offshore di Vattenfall's di 49.9 euro/MWh per il progetto Kriegers Flak da 600 MW in Danimarca, ha mostrato come i costi in calo e le offerte concorrenti stanno accelerando una forte concorrenza sui prezzi nel mercato dell'eolico offshore. I costi della manodopera e delle navi costituiscono una parte significativa dei costi di O&M in mare aperto. SkySpecs stima che uno dei suoi droni potrebbe

ispezionare 150 turbine eoliche in 8 giorni, rispetto ai circa 3-6 mesi necessari con ispezioni manuali. Un drone impiega circa 22 minuti per un'ispezione offshore e 12 minuti per una a terra. La tecnologia in uso impiega una combinazione di sensori tra cui LiDAR, GPS, telecamera, che consentono di impostare waypoints tridimensionali riducendo il tempo di volo e senza richiedere che le pale siano disposte in un modo particolare (attualmente la maggior parte degli addetti ai lavori usa sistemi di waypoint distribuiti su un piano, bidimensionali).

Anche AtSite offre ispezioni su turbine eoliche mediante veicoli aerei senza equipaggio (UAV-drone) avvalendosi della collaborazione con l'azienda leader nel trattamento di immagini aeree Visual Working. L'identificazione dei difetti avviene durante il post processing. L'azienda fa uso di un drone con peso minore di 10 kg, con paracadute di sicurezza, camera da 52 MP, lunghezza focale da 50-100 mm, operante a massimo 14 [m/s], con pioggia battente, neve, nebbia fitta, visibilità di 100 m. Il drone è pronto all'uso in 5 minuti, c'è bisogno di 2-3 operatori UAV e uno per la turbina, le ispezioni sono fatte in solo 3 rotazioni complete del rotore eolico, non c'è bisogno di imbarcare la turbina per un tempo di ispezione compreso fra 15 e 20 minuti.



**Fig. 1 Soluzione commerciale per ispezione di turbina offshore mediante APR.**

Dalla panoramica di queste che sono le aziende specializzate più significative si vede come in effetti l'uso dei droni come strumento di analisi di turbine eoliche sia a terra che in mare aperto costituisca un segmento di notevole interesse economico per gli operatori del settore.

### **2.1.1 Difetti nei compositi**

Si analizza ora l'oggetto della misura che si intende effettuare con il drone, cioè i difetti sul materiale composito. I difetti nei materiali compositi, da cui è costituita in massima parte una turbina eolica, possono essere inavvertitamente prodotti, o durante il processo di manifattura o nel corso della normale vita di servizio del componente. Il processo di manifattura può potenzialmente causare un ampio range di difetti, il più comune dei quali è la "porosità", cioè la presenza di piccoli vuoti nella matrice. La porosità può essere causata da parametri di solidificazione non corretti o non ottimali come la durata, la temperatura, la pressione o lo svuotamento sotto vuoto della resina. I livelli di porosità possono essere critici, visto che influenzeranno le performance meccaniche, come la resistenza allo sforzo di taglio interlaminare. La preparazione dei diversi strati di fibra pre impregnati, prima della solidificazione, può essere fatta a mano o a macchina. In ogni caso c'è la possibilità di includere corpi estranei che vanno dalla pellicola a semplici macchie di grasso delle dita. Tecniche manifatturiere a basso costo più recenti, che coinvolgono l'infusione di resina dentro fibre secche preformate negli stampi hanno

introdotto altri potenziali difetti come il disallineamento delle fibre o l'ondulazione sia nel piano del materiale che fuori dal piano. La cucitura dei fasci di fibre per tenerli in posizione e prevenire il disallineamento durante la solidificazione può essa stessa introdurre numerosi spazi per la formazioni di vuoti. Le strutture a sandwich con struttura a nido d'ape o nuclei di schiuma possono soffrire di scarsa adesione della superficie esterna al nucleo. Gli scollamenti possono avvenire all'interfaccia superficie esterna-adesivo o fra l'adesivo e il core interno.

Il danneggiamento in servizio invece è molto spesso causato dagli impatti. In compositi monolitici l'impatto dà origine a cricche nella matrice e delaminazioni della stratigrafia. Le strutture a sandwich possono soffrire delle stesse cricche della matrice e di delaminazioni sul guscio quando si ha impatto, ma possono avvenire anche altri tipi di guasto, per esempio, lo scollamento può essere causato all'interfaccia fra guscio e adesivo. Il guasto sui cordoli di incollaggio si ha dove la colla fra nido d'ape e adesivo si è indebolita, lo schiacciamento del nucleo avviene dove l'energia di impatto viene assorbita dal nucleo, che si distorce e si piega.

È chiaro che un composito può differire dall'ideale sia durante la fase di produzione che in servizio. Una qualsiasi deviazione dall'ideale si dovrebbe considerare come un difetto in funzione dell'uso che si intende fare del materiale e di quanto questa deviazione influenza la performance richiesta. Tutti i tipi di difetti vanno comunque ad influenzare negativamente la prestazione del componente. In ogni caso la tipologia e l'estensione del difetto che si ha necessità di trovare è tipica di ogni applicazione. Ci si baserà sui risultati dei test meccanici distruttivi e su una dettagliata conoscenza di come una tale difetto evolva, nel caso in cui lo faccia, nell'ambiente in cui ci si aspetta venga usato. Questo processo serve a impostare i criteri di accettabilità per i difetti di produzione e in servizio.

Per discutere l'uso delle tecniche di indagine non distruttiva per i compositi sarà necessario assumere che alcuni dei difetti sopra menzionati raggiungano una dimensione significativa. Il termine "significativo" è comunque in relazione all'applicazione per cui serve il componente, in questo caso si può parlare di materiali in fibra di carbonio lunga per applicazioni aerospaziali.

Affinché un metodo di detenzione dei difetti sia affidabile è chiaro che la sua risposta ad una struttura difettosa deve essere molto diversa dalla risposta ad una struttura integra.

### ***2.1.1.1 Difetti di produzione***

I materiali compositi possono essere prodotti con un numero vario di tecniche che servono a combinare fibra e resina in un unico prodotto ben aggregato. La fibra e la resina possono essere separate prima della lavorazione o, più frequentemente, possono essere già combinati nella forma di materiale pre-impregnato. La tecnica di lavorazione selezionata dipende in parte dalla dimensione e dalla qualità del composito richiesti. Per esempio un componente molto grande come lo scafo di un'imbarcazione verrà di solito lavorato con tecniche di laminazione manuale in cui la resina viene applicata con un pennello a fogli di fibra, spesso nella forma di materiale intessuto, l'eccesso di resina viene spremuto via con un rullo. La resina quindi solidifica a temperatura ambiente, è estremamente difficile ottenere laminati di alta qualità con questo metodo e verrà dunque usato quando si tolleri e sia consentita una resistenza minore da progetto. Oggetti a resistenza minore che richiedano una finitura di alta qualità potrebbero essere fatti attraverso lo stampaggio ad iniezione di compositi a fibra corta. Per componenti aerospaziali sono di solito richiesti materiali di qualità più alta, per minimizzare il peso e dunque si usano tecniche più complesse come la pressatura a caldo o l'autoclave. Per gli ultimi due di questi metodi la qualità superficiale dipende fortemente dalla pressione di compattazione che viene applicata al momento opportuno durante il ciclo di riscaldamento. La tecnica specifica usata per scaricare la resina in eccesso influenzerà anche essa la qualità e la finitura superficiale. Durante tutti questi

processi di lavorazione potrebbero svilupparsi all'interno del materiale dei difetti, benché la dimensione e la frequenza di ogni tipologia dipendano dal particolare ciclo produttivo. Sono individuati di seguito dei tipi di difetti, in ordine di importanza:

- Porosità (vuoti) dovuti al componente volatile della resina, o aria non appropriatamente controllata durante la solidificazione.
- Corpi estranei
- Frazione di fibra in volume non corretta dovuta a resina in eccesso o insufficiente. Variazioni locali nella frazione in volume accadranno sempre ma larghe variazioni dalle specifiche possono essere causate da condizioni di processo inappropriate.
- Difetti di incollaggio. Durante la produzione, i componenti possono essere incollati insieme ed è possibile che i difetti si abbiano nella linea di incollaggio a seguito di condizioni di solidificazione scorrette per l'adesivo o a contaminazione delle superfici da incollare.
- Disallineamento di fibre. Causa cambiamenti locali della frazione in volume impedendo l'impacchettamento ideale delle fibre.
- Disallineamento del multistrato. Questo è il risultato di errori fatti nella laminazione degli strati del componente. Altera la rigidità globale e la forza del laminato e può causare flessione durante la solidificazione.
- Matrici non completamente solidificate a causa di incorretto ciclo di solidificazione o materiale difettoso.
- Fibre ondulate che sono prodotte dall'attorcigliarsi nel piano delle fibre in uno strato e possono seriamente influenzare la robustezza del laminato.
- Cricche del multistrato. Cricche indotte termicamente dovute a contrazione differenziale degli strati dopo la solidificazione.
- Delaminazioni. Queste sono difetti planari di solito ai bordi degli strati e sono piuttosto rare durante la produzione del materiale di base ma possono essere prodotte per contaminazione durante la posa o per la lavorazione.
- Difetti delle fibre. La presenza di difetti nelle stesse fibre è uno degli ultimi fattori limite nel determinare la robustezza, e a volte le fibre difettose possono essere identificate come i siti da cui è iniziata la crescita del danno. Questi difetti sono presenti quasi sicuramente, e probabilmente devono essere considerati come una delle proprietà di base del materiale.

#### **2.1.1.2 Difetti generati in servizio**

I compositi si possono poi degradare in servizio a seguito di diversi meccanismi e quelli di maggiore importanza dipenderanno ovviamente dall'ambiente in cui i compositi si trovano e dalla sensibilità dei particolari materiali usati. I meccanismi di degradazione includono il sovraccarico statico, l'impatto, la fatica, effetti igrotermici, surriscaldamento, fulminazione e creep. In ogni caso, benché i meccanismi di genesi e crescita dei difetti siano di vario genere, si può definire un piccolo numero di tipologie di difetti che sono, in ordine di importanza:

- Delaminazioni
- Cedimento dell'incollaggio
- Fessure
- Ingresso di umidità
- Frattura o buckling di fibre
- Degradazione dell'interfaccia fra fibre e matrice

Il difetto maggiore che si riscontra in servizio e che deve essere rilevato sono le delaminazioni. Queste possono essere prodotte dalla fatica, danno da impatto etc. Anche gli scollamenti si possono trovare ma attualmente non ci sono metodi disponibili per misurare la forza adesiva. In generale non ci si aspetta che le cricche si debbano rilevare come difetto ma si noti che si può trovare un'alta densità di cricche a fare da precursore alla crescita della delaminazione. Le delaminazioni sono idealmente allineate per la rilevazione con ultrasuoni essendo orientate ad angoli giusti rispetto alla perpendicolare al laminato. Poiché le delaminazioni riflettono bene gli ultrasuoni la loro presenza si può rilevare misurando il suono che riflettono o la corrispondente perdita di energia trasmessa. L'ingresso di umidità degrada poi quelle proprietà di resistenza meccanica del composito che sono dipendenti dalla matrice. L'umidità e i picchi termici possono poi interagire e causare cricche interlaminari.

Nel nostro caso i difetti che andiamo a cercare sono quelli presenti sulle pale di turbine eoliche. Le cricche si possono sviluppare ai bordi della pale, vicino all'hub o al tip.

Alcuni difetti specifici si collocano in particolari posizioni:

- Guscio - adesivo, per esempio nel caso in cui l'epossidica sia insufficiente;
- Adesivo - longherone principale, non c'è coesione fra i due;
- Delaminazione fra longherone principale e laminato.

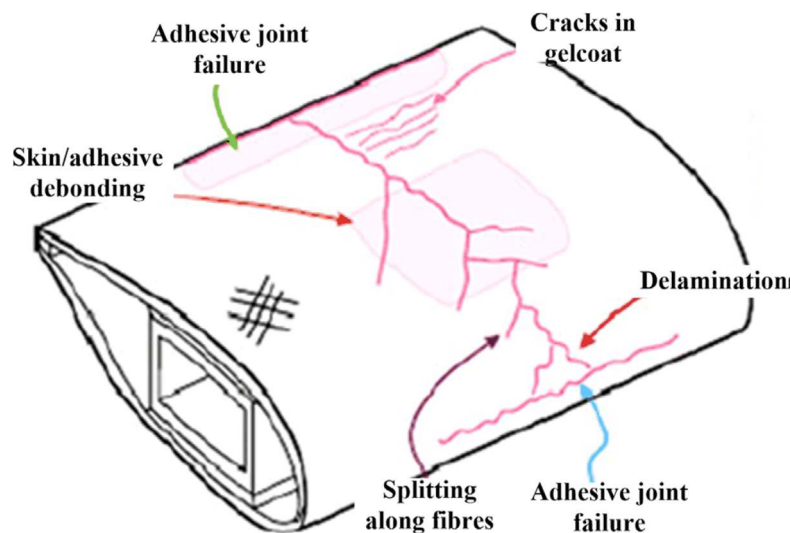


Fig. 2 Difetti tipici su una pala eolica in materiale composito.

## 2.2 TECNICHE DI INDAGINE NON DISTRUTTIVA DI PALE EOLICHE A TERRA

Le turbine eoliche sono costantemente esposte a condizioni ambientali estreme. Le pale del rotore sono esposte al rischio di temporali, ghiaccio, radiazione ultravioletta, fulminazione. Per quel che riguarda le turbine eoliche offshore si ha poi l'erosione delle pale per mano dei cristalli salini. Questo può causare danno ulteriore fino alla possibilità di perdere completamente il sistema nel caso in cui per questo motivo l'umidità si diffonda all'interno delle pale. Le tracce di questo stress hanno un effetto considerevole sulla produttività del sistema e la vita di servizio. Le turbine eoliche possono fornire una resa ottima solo con ispezioni e manutenzione attentamente coordinate e questo risulta essenziale perché le pale forniscano effettivamente la vita utile prevista



di 20 anni. La rottura di una pala può avere un impatto significativo sul fermo della turbina sicurezza ed esposizione mediatica. Un'alta affidabilità è essenziale per assicurare operazioni economicamente vantaggiose.

Il test delle pale di turbine eoliche prima della messa in servizio può verificare l'affidabilità delle stesse, inoltre il test può:

- Estendere il tempo di vita delle pale e minimizzare i rischi di difetti di progetto e di realizzazione
- Assicurare che le pale rispondano alle condizioni specifiche del sito e operino in sicurezza e con efficienza durante il ciclo di vita
- Rispettare tutti gli standard e normative di sicurezza più rilevanti
- Evitare rotture e il loro impatto sul fermo macchina delle turbine e sulla sicurezza.

Di solito il test include, oltre al test statico e dinamico del rotore full scale, e a tutta una serie di validazioni e verifiche del processo produttivo e del prodotto finito, anche dei metodi di indagine non distruttiva avanzati sviluppati specificatamente per monitorare la condizione delle pale.

Tutti i metodi di ispezione non distruttiva sono volti ad ispezionare l'oggetto senza distruggerlo, per consentire l'uso dello stesso a posteriori. Preferibilmente l'ispezione si fa con metodi senza contatto, ci sono diversi metodi affermati che sono diventati di pratica comune nell'industria oggi.

La fisica è alla base di tutte le tecniche di indagine non distruttiva, se i materiali in questione sono diversi anche la fisica sarà diversa, le tecniche di indagine non distruttiva sono nate originariamente per metalli e leghe metalliche, mentre le pale di turbine eoliche sono generalmente fatte di CFRP cioè materiali fibrorinforzati in fibra di carbonio e matrice polimerica e GFRP cioè materiali fibrorinforzati in fibra di vetro e matrice polimerica le cui caratteristiche sono totalmente diverse dai metalli. Per esempio, sono anisotropi a causa del rinforzo delle fibre, inoltre una pala include numerosi materiali o strutture diverse e quindi anche la fisica dietro alle tecniche non distruttive nel settore eolico necessita di approfondimento.

In (R. Yang, He, e Zhang 2016) si presenta una vasta raccolta di quelle che sono le attuali tecniche di indagine non distruttiva sulle pale eoliche: visive, soniche, ultrasoniche, ottiche, elettromagnetiche, termiche, radiografiche, compresi dei casi studio.

Il metodo che è correntemente lo stato dell'arte per l'analisi è una ispezione manuale e visiva delle pale del rotore con un accesso dei tecnici su fune. A volte vengono usate delle speciali piattaforme di lavoro nelle turbine sulla terraferma. Il risultato delle lunghe ispezioni dipende completamente dall'abilità del tecnico di identificare il danno ad occhio nudo e quindi l'ispezione risulta limitata alla superficie della pala. Inoltre il tecnico cerca di avere una stima della condizione della struttura interna tamburellando sulla pala. Ogni danno che viene rilevato è documentato usando delle semplici immagini digitali e un report scritto. L'ispezione visiva si usa ampiamente come parte della manutenzione di routine per strutture su larga scala come aerei, ponti, pale di turbine. A causa della dimensione di queste strutture, l'ispezione è molto lunga e l'accuratezza dei risultati di queste misure è molto affidata all'abilità del tecnico.

Sono stati fatti dei tentativi per automatizzare questo processo, come per esempio far passare dei robot striscianti lungo la pala che però finora non sono state capaci di affermarsi sul mercato, per questi motivi c'è urgente bisogno di un metodo alternativo che consenta di portare a termine queste ispezioni più velocemente, più efficacemente e con una valida documentazione.

La tecnologia dei raggi X usa delle sorgenti radioattive che penetrano nell'oggetto per essere controllate e rilevate. La debolezza o omogeneità del materiale viene quindi rappresentata con

questo metodo come variazione dell'intensità del raggio. Il metodo si può usare solo per oggetti relativamente piccoli e quindi non è adatto per ispezionare pale eoliche montate in sito.

La tecnologia degli ultrasuoni è basata sul tempo necessario all'onda ultrasonica per viaggiare attraverso il materiale. Lo spessore del materiale viene quindi determinato in accordo con la velocità dell'ultrasuono, che è nota. I difetti alterano questa velocità e possono quindi essere evidenziati se si fa il confronto con le condizioni che dovrebbero essere misurate idealmente. Con questa tecnica ci deve essere contatto fra il trasduttore ad ultrasuoni e il ricevitore e l'oggetto che viene testato. Data la dimensione delle pale eoliche la tecnica è possibile ma a prezzo di un grande sforzo realizzativo.

Il metodo di test delle correnti parassite usato in metallurgia induce un campo magnetico nell'oggetto del test e può quindi essere misurato con grande grado di precisione. Diverse profondità di penetrazione sono comparate con le misure di riferimento, fornendo quindi informazioni sulla qualità dell'oggetto testato. Questo metodo non è correntemente adeguato per l'uso nei materiali compositi utilizzati nelle pale eoliche.

Ancora in R. Yang, He, e Zhang 2016, si presentano le diverse modalità di effettuare un'analisi termografica sulle pale a terra. Le immagini a infrarossi sono divenute uno strumento importante per il monitoraggio delle condizioni e la diagnosi dei guasti.

Si può suddividere in due approcci: quello passivo e quello attivo. Con la termografia passiva è possibile monitorare le pale del rotore da terra senza fermarle. I carichi periodici che avvengono durante la rotazione della pala causano il suo riscaldamento e le aree difettose possono essere caratterizzate da dinamiche specifiche di flussi termici (Melnyk, Tuluzov, e Melnyk 2014). La termografia attiva ha bisogno di una sollecitazione termica o di una eccitazione ottica, come acqua calda, flash, lampade e laser per il riscaldamento della superficie del materiale sottoposto a test. Inoltre la quantificazione della profondità del difetto è basata sulla conduzione del calore dalla superficie all'interno (Sun 2006). Quindi si può parlare di termografia a riscaldamento superficiale, al contrario, quando chi funge da sorgente termica sono correnti di induzione ad alta frequenza e microonde, la fibra di vetro e la fibra di carbonio subiscono un riscaldamento volumetrico e quindi si può parlare di termografia a riscaldamento volumetrico. I più comuni tipi di riscaldamento superficiale sono la termografia pulsata, la termografia a step, la termografia modulata cosiddetta lock-in thermography e la termografia a fase pulsata (Maldague 2001). La termografia a impulsi scalda o raffredda il materiale con un impulso di energia di breve durata e viene effettuata una misura dell'evoluzione temporale della temperatura superficiale con una termocamera a infrarossi. Con la termografia a riscaldamento per step, un impulso lungo si usa per scaldare in un intervallo di tempo (gradino) il provino e contemporaneamente si osserva la salita di temperatura durante la fase di riscaldamento. La lock-in thermography usa una eccitazione termica periodica con l'intento di derivare le informazioni dalla fase e dall'ampiezza delle onde termiche riflesse. In (B. Yang et al. 2013) si mostra lo stato corrente della termografia a infrarossi per i test su pale di turbine eoliche in produzione e in servizio. Questi lavori di ricerca hanno dimostrato che la termografia attiva e passiva sono tecniche potenti per la rilevazione di diversi difetti inclusi: delaminazioni, bolle d'aria, fibre di vetro secche rinforzate, danni strutturali. In ogni caso le tecniche termografiche sono state soprattutto studiate in laboratorio e non sono state largamente usate nell'industria. Sono forniti alcuni suggerimenti per spingere il focus della ricerca verso i nuovi algoritmi per abbattere il rumore e per diminuire le interferenze esterne. Alcune aziende hanno già iniziato ad usare la termografia passiva per la detenzione di estesi difetti di incollaggio in produzione.

Nella termografia pulsata, un impulso termico viene applicato al materiale da ispezionare, a seguire con una camera ad infrarossi si fa una misura dell'evoluzione temporale della temperatura superficiale del provino che consente di individuare i difetti. La temperatura del materiale cambia

rapidamente dopo l'iniziale perturbazione termica poiché il fronte termico si propaga per diffusione sotto la superficie. La presenza di un difetto riduce il tasso di diffusione così che quando si osserva la temperatura della superficie i difetti appaiono come aree a diversa temperatura rispetto all'intorno una volta che il fronte termico li ha raggiunti. Di conseguenza i difetti più profondi vengono osservati più tardi e con un contrasto ridotto. In effetti il tempo di osservazione  $t$  è una funzione (in prima approssimazione) del quadrato della profondità  $z$  e la perdita di contrasto  $c$  è proporzionale all'inverso del cubo della profondità.

$$t \approx \frac{z^2}{\alpha} ; c \approx \frac{1}{z^3}$$

Queste due relazioni mostrano due limitazioni della termografia pulsata: i difetti osservabili saranno generalmente superficiali per non incorrere in tempi di osservazione eccessivi e i contrasti saranno molto deboli. Una regola empirica indica che il raggio del difetto più piccolo rilevabile dovrebbe essere almeno una o due volte maggiore della profondità sotto la superficie. Inoltre i gradienti di temperatura superficiale non sono solo causati da difetti nascosti ma sono anche influenzati dalle variazioni locali di emissività sulla superficie così come possono essere dovuti a riscaldamento non uniforme. In anni recenti la termografia pulsata è stata comunemente utilizzata per valutare i compositi compresa l'ispezione di pale eoliche. In (Zhao et al. 2009), un sistema commerciale non distruttivo ad onda termica (Echo-Therm, Thermal Wave Imaging, Inc.) è stato usato per ispezionare un provino parte di un rotore eolico con difetti nascosti (materiale estraneo e inclusioni di aria) a differenti profondità, gli autori hanno identificato con successo i difetti inclusi i materiali estranei e le inclusioni di aria. In (Zeng et al. 2011) la termografia pulsata è stata investigata per pale in fibra di vetro, i difetti superficiali, come le bolle d'aria, l'adesione ai bordi, etc. sono stati facilmente e chiaramente identificati su diverse pale reali. Numerosi provini sono stati realizzati per simulare le condizioni di adesione fra il longherone e il guscio in fibra di vetro. Lo studio in questione ha comparato il contrasto termico relativo (RTC) dell'originale e della derivata prima per le bolle di aria a poca profondità e adesione insufficiente a profondità maggiore. Il calcolo del contrasto termico potrebbe darci il tempo approssimato migliore per analizzare i difetti di diversa profondità e tipologia. Il confronto ha inoltre indicato che è meglio usare la derivata prima rispetto all'originale per analizzare i difetti profondi e comunque non c'è un vantaggio significativo nell'analisi dei difetti superficiali fra l'originale e la derivata prima.

La lock-in thermography si basa sull'applicazione di un ingresso di energia termica periodico nella superficie di un oggetto. Quando l'onda di calore risultante incontra un difetto, in parte viene riflessa, causando uno sfasamento rispetto all'onda termica entrante. Il range di profondità per il rilevamento dei difetti dipende dalla lunghezza di diffusione termica che si può presentare come:

$$\mu = \sqrt{\frac{2k}{\omega\rho C}} = \sqrt{\frac{k}{\pi f\rho C}}$$

Dove  $k$  è la conducibilità termica,  $\rho$  è la densità,  $C$  è la capacità termica,  $\alpha$  è la diffusività termica. La forza della lock-in thermography è data dal fatto che l'angolo di fase ha il vantaggio di essere meno sensibile alle variazioni locali di illuminazione e/o di emissività superficiale. Comunque a causa della sua eccitazione monofrequenza la risoluzione in profondità di un test è fissata se è fissa la lunghezza termica diffusiva. Per rilevare difetti localizzati a varie profondità nel campione di test, la ripetizione del test a varie frequenze diventa un procedimento effettivamente lungo. In (Manohar e Lanza di Scalea 2013), la termografia lock-in è stata proposta per rilevare

delaminazioni fra strati e fra pelle e nucleo che si presentavano in una pala eolica da 9 m, 16 difetti variabili in dimensione fra 12.7 e 50.8 mm sono stati considerati nel progetto del campione. Le profondità di questi difetti erano nel range fra 0.7 e 1.3 mm dalla superficie della pala. Poiché ci sono delle frequenze “cieche” che influenzano la rilevazione dei difetti, i test di lock-in sono stati fatti a frequenze multiple (5 frequenze diverse) ad ogni posizione dei difetti, per assicurarsi che ogni difetto fosse identificato da almeno una fra le frequenze. Un set di algoritmi per il processamento delle immagini sono stati usati in unione con la classica termografia lock-in per considerare gli effetti di queste frequenze cieche. I risultati dimostrano che l’approccio di usare frequenze multiple e combinare i risultati dell’immagine in fase, è un processo molto lento. Una buona parte del tempo è spesa nel procedimento di acquisizione dei dati e questo potrebbe essere un problema per i difetti più profondi poiché c’è bisogno di frequenze molto basse per raggiungere la lunghezza di diffusione termica richiesta. Quindi c’è un compromesso da raggiungere fra la profondità rilevabile e il tempo di ispezione.

La termografia a scansione lineare è una tecnica termografica dinamica brevettata dalla NASA e applicata con successo all’ispezione di superfici di metalli e compositi. In questa tecnica la fonte di calore si muove lungo la superficie del campione ad una velocità costante e una camera ad infrarossi si usa per registrare i cambiamenti di temperatura sulla superficie durante il riscaldamento. Il sensore ad IR si muove in tandem con la fonte di calore e il campo di vista della camera è impostato per contenere una regione sopra e sotto il punto in cui si scalda. La temperatura registrata dalla regione non riscaldata fornisce informazioni sul punto di partenza o comunque sulla distribuzione iniziale di temperatura. La temperatura registrata nella regione scaldata si usa per analizzare il comportamento a raffreddamento dopo la trasmissione di calore evidenziando la presenza di difetti o il cambio di proprietà del materiale (Ley et al. 2012). In (Ley, Butera, e Godinez 2012) la fattibilità di usare la termografia a scansione lineare è stata esplorata per ispezionare la qualità di incollaggio in sezioni di pale di turbine eoliche e campioni con geometria simile, la composizione del materiale e la struttura a livelli usata nella fabbricazione delle pale di turbine eoliche. Sono stati testati 3 tipi di esempi: un laminato piatto di fibra di vetro con difetti realizzati all’interno, dei pannelli a sandwich con difetti realizzati e una sezione di pala dove si colloca una barra. Questi risultati hanno mostrato che la termografia a scansione lineare ha fornito una metodologia veloce ed efficiente per scansionare pale di turbine eoliche su larga scala.

Nel campo dell’attuale termografia a infrarossi la maggior parte dei metodi per la quantificazione della profondità dei difetti sono costruiti a partire dal riscaldamento superficiale usando eccitazioni di tipo termico o ottico, come lampade o laser. Oltre alla convenzionale termografia ottica ci sono altre sorgenti che stanno richiamando notevole attenzione per i compositi come la termografia a correnti parassite, a microonde, a ultrasuoni. Il materiale soggetto a test può essere scaldato volumetricamente direttamente per via elettromagnetica, incluse le correnti parassite e le microonde. Quindi si può parlare di termografia a riscaldamento volumetrico. Si distingue dunque la termografia a correnti parassite, la termografia a correnti parassite pulsata, correnti parassite a fase pulsata, termografia a microonde basata sulla perdita di energia elettromagnetica in un materiale dielettrico, termografia a microonde pulsata, vibrotermografia cioè il provino viene eccitato meccanicamente con oscillazioni soniche o ultrasoniche. La propagazione delle onde acustiche smorzate lungo il materiale converte l’energia meccanica in energia termica ma in vicinanza dei difetti la dissipazione di energia è maggiore a causa dell’attrito fra le facce del difetto e o alla concentrazione di tensioni nell’area circostante.

### **2.3 ANALISI NON DISTRUTTIVA DI PALE DI TURBINE EOLICHE MEDIANTE AEROMOBILI A PILOTAGGIO REMOTO**

Non si è tuttavia discussa finora l'effettiva possibilità di usare queste tecniche appena descritte direttamente sul campo. Non solo, quali delle tecniche in questione può essere messa in essere mediante un velivolo a controllo remoto?

L'ispezione delle turbine eoliche mediante aerei senza pilota si può svolgere con una procedura come quella descritta nel seguito e proposta per esempio in (Craft e Thompson 2017). Se si pensa ad una turbina con tre pale disposte a 120 gradi l'una dall'altra, di lunghezza compresa fra 20 e 60 metri. La posizione della turbina è nota prima dell'ispezione (coordinate del sistema di posizionamento globale GPS) e le pale sono di solito ferme durante l'ispezione anche se non è nota la loro posizione prima dell'ispezione. L'ispezione fa uso di una fotocamera ad alta risoluzione con una lunghezza focale variabile e almeno 12 Megapixels. Si può includere a bordo uno scanner tridimensionale per esempio di tipo laser che serve ad analizzare la forma della turbina e costruire un modello digitale tridimensionale o comunque ottenere dei punti di riferimento. La fotocamera e lo scanner facilitano la fotogrammetria, vale a dire la creazione di un modello tridimensionale di un oggetto utilizzando un software per mettere insieme molte immagini prese a diverse lunghezze focali. Le immagini potrebbero essere combinate con dati di rilevamento della distanza acquisiti con altri sensori per migliorare la precisione. L'ispezione può partire con la costruzione di questo modello durante un volo iniziale intorno alla turbina per poi costruire il percorso di volo. Chiaramente l'ispezione comprende anche uno o più dispositivi di memoria digitale che memorizzano le istruzioni (per esempio le regole per generare il percorso di volo in tempo reale basato sul modello tridimensionale di cui sopra), i modelli e i percorsi associati (i percorsi in memoria che posson essere aggiustati in base al confronto con le condizioni real time). Si aggiungono uno o più processori che elaborano l'informazione dalla fotocamera e dallo scanner che può essere trasmessa ad un'interfaccia che a sua volta le trasmette in modalità wireless ad una stazione di controllo lontana da poche centinaia di metri fino ad alcuni chilometri dalla turbina. L'interfaccia può usare una o più antenne per la comunicazione e può ricevere informazioni e comandi così come trasmetterli. Le funzionalità di volo come il controllo dei rotori per manovrare il drone per l'ispezione possono essere fatte con i processori di cui sopra o con un processore dedicato per il controllo del volo. In base alla tipologia di indagine si può aggiungere quindi una termocamera nell'infrarosso.

Come descritto in (Stege 2012), la distanza che va mantenuta fra l'UAV e il componente della turbina va scelta in modo che le immagini raccolte siano ad alta risoluzione, queste vengono poi trasferite e immagazzinate in un database centrale. Questo consente un'ispezione successiva al volo. Il trasferimento delle immagini o dei dati può essere fatto wireless e in tempo reale ai tecnici a terra. La documentazione relativa ai componenti ispezionati può essere prodotta automaticamente con programmi adeguati. Anche il controllo del drone per decollo, atterraggio, navigazione verso la superficie delle pale avviene da remoto in modo automatico. Il software può usare dati GPS e effettuare delle missioni autonome e ripetibili, con misure quindi altrettanto ripetibili. Un PC adeguatamente programmato a bordo dell'UAV riconosce i difetti a partire dall'immagine o dai dati ad essa correlati (visibile o termografica). I danni evidenziati possono essere inviati a terra al tecnico, mentre contemporaneamente l'UAV registra un video ad alta definizione dell'intero volo. Se viene rilevato un danno l'UAV si sofferma vicino al componente per analizzare nel dettaglio il problema. I dati delle immagini visibili possono essere trasferiti al tecnico su laptop che verifica real time se il danno è più o meno serio. Porzioni dei dati delle

immagini possono essere salvate in un database centrale e secondo un set di regole predefinite. Questi dati possono essere usati successivamente per tener traccia dei problemi o dell'evoluzione delle caratteristiche superficiali nel tempo in relazione al tipo di modello o alle condizioni ambientali del sito. Questo consente un esame e una previsione dei potenziali problemi. Inoltre l'UAV può fornire dei dati addizionali durante l'ispezione come riprese termografiche, sovrapposizione di immagini, capacità di scansione tridimensionale. Per esempio un UAV equipaggiato con termocamera, riprende immagini ad alta risoluzione della superficie della pala mentre la turbina è in moto o immediatamente dopo lo stop della turbina, così si risparmia tempo per l'ispezione che può iniziare immediatamente mentre la turbina entra gradualmente nello stato di stop. Anche la parte di radice della pala può essere scansionata mentre le pale stanno girando, per identificare possibili cricche in questa zona. Il metodo potrebbe portare ad una riduzione del tempo di ispezione e può portare ad un aumento di efficienza. Il metodo automatizzato è di circa 4 volte più veloce, inoltre può portare ad una riduzione del personale in servizio. Il metodo potrebbe inoltre dar luogo ad una documentazione dell'ispezione automatizzata, senza il contributo del tecnico. Se le ispezioni vengono effettuate con una certa regolarità il metodo può fornire una previsione dei potenziali danni futuri.

Andando nel dettaglio della scansione della superficie per rilevarne i difetti (Naderhirn e Langthaler 2014), mediante una camera assemblata su un velivolo a controllo remoto. Il velivolo viene fatto volare autonomamente verso la superficie da analizzare, la posizione relativa fra la camera e la superficie viene continuamente misurata e si registra una sequenza di immagini. Fra le singole immagini, il velivolo si muove lungo un percorso di volo andando a sovrapporre i dettagli delle immagini dell'area indagata. Le immagini della sequenza sono composte in una immagine complessiva della superficie per consentire l'ispezione per i difetti e accertare poi la posizione dei difetti sulla base dell'immagine complessiva.

Il metodo consiste nei seguenti passi: misura continua della posizione relativa del velivolo rispetto alla superficie della pala con l'aiuto di un sensore di posizione, registrazione di una sequenza di immagini della superficie con il velivolo che si muove lungo un sentiero di volo relativo alla superficie della pala fra le singole immagini così che le immagini vicine della sequenza rappresentano almeno immagini di dettagli che si sovrappongono, assemblaggio delle immagini della sequenza per formare un'immagine complessiva della superficie e ispezione automatica delle immagini della sequenza per identificare e localizzare i difetti nella superficie.

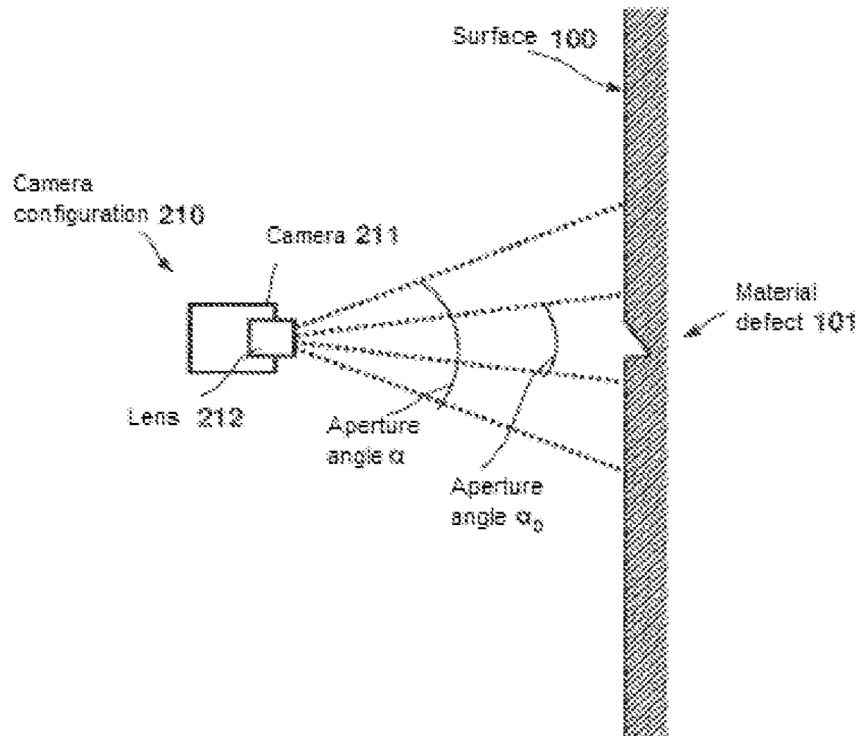


Fig. 3 Schema della posizione della camera che inquadra il difetto.

Di solito alla prima fotografia della superficie da indagare ne seguono altre viste che la superficie sarà troppo grande per essere scansionata con una qualità sufficiente con una singola immagine, in particolare se l'immagine è registrata con lenti telescopiche. Quindi seguirà una sequenza di immagini ognuna delle quali rappresenta singole sezioni della superficie. La sequenza deve essere realizzata in modo che le immagini vicine si sovrappongano almeno parzialmente, in modo tale da essere sovrapposte senza soluzione di continuità con metodi per il trattamento dell'immagine, come metodi di stitching o simili. È possibile anche la conversione delle immagini singole in una ortofoto, cioè un'immagine senza distorsioni, in scala reale della superficie, che è derivata con metodi fotogrammetrici dalla sequenza. Il sentiero di volo lungo cui si sposta il drone è tale per cui la configurazione della camera può effettuare la sequenza di immagini descritta sopra. L'UAV può avere un sistema di tipo sense and avoid. Il drone può mantenere un angolo fisso beta e una distanza fissa predefinita dalla superficie in stazionamento. Per l'elaborazione dell'immagine sarà vantaggioso mantenere approssimativamente la medesima prospettiva. Il velivolo può avere una unità di controllo, una unità di memoria, almeno un sensore di posizione e un sistema fotografico. Il drone può essere di tipo VTOL, le distanze da terra ( $h$ ), dalla superficie ( $d$ ), l'angolo beta e l'orientamento rispetto al nord (azimuth) possono essere fornite con un certo ciclo di clock, la posizione relativa e l'orientamento dell'aereo in relazione alla superficie possono essere determinate continuamente e regolate secondo la necessità. Si può includere fra le variabili misurate la forza del vento che va compensata con il sistema di controllo. Il sensore di posizione può avere almeno un laser scanner per scansionare la superficie per misurare la distanza, il GPS si può usare per la misura assoluta della posizione. I dati misurati devono essere associati all'immagine corrispondente. La camera, i suoi settaggi e il sistema di lenti possono essere aggiustati elettricamente per mezzo di motori elettrici, in particolare si può aggiustare l'angolo di apertura (zoom), la sequenza si può poi analizzare on line o offline via software o anche senza ausilio di PC con la sola ispezione visiva da parte di un tecnico. L'angolo di apertura variabile

serve a registrare da un lato immagini che si sovrappongono in una regione e dall'altro di selezionare l'angolo di apertura come funzione della posizione relativa del velivolo rispetto alla superficie così che un difetto materiale come una cricca o un buco si possa riconoscere. L'angolo di apertura richiesto per rilevare un difetto si può ottenere approssimativamente dall'equazione:

$$\alpha_0 = \arctan((n * s)/(2 * a * d))$$

Dove:

n = numero di pixel in una direzione della coordinata;

s = dimensione del difetto materiale da rilevare, larghezza di una cricca;

a = numero di pixel con cui si il difetto si vuole rappresentare nell'immagine;

d = distanza dell'aereo (fotocamera) dalla superficie;

Di solito si sceglie "a" maggiore di 2 pixel.

Se si considera una fotocamera ad alta risoluzione Sony Alpha 6000 (risoluzione 1920 x 1080), note le dimensioni del sensore interno, la lunghezza focale impostabile, il crop factor che ci riporta alla lunghezza focale effettiva, si possono calcolare alcuni parametri di interesse. La profondità di campo coincide con la distanza entro cui un piano rimane a fuoco e in questo caso può coincidere con l'incertezza che possiamo avere nella posizione relativa fra drone/fotocamera e pala/oggetto da analizzare. Come si vede, ad una distanza di 3 metri si deve mantenere una posizione di 3 metri più o meno 11.5 [cm] per avere una foto a fuoco con la lunghezza focale e le caratteristiche impostate a titolo esemplificativo. In realtà la Sony Alpha 6000 ha un software di messa a fuoco dinamica automatica, come quasi tutte le fotocamere di alto livello. Impostiamo una velocità di traslazione verticale, cioè di scansione, di 1 [m/s], dotando la fotocamera di un trigger per lo scatto continuo di almeno due scatti al secondo, con una scheda di memoria da 32 GB e una sovrapposizione delle immagini di almeno 5 cm per lato. Se si scansiona una tipica turbina multimegawatt, (45 m di raggio pala), con 4 scansioni per pala, cioè bordo di ingresso, bordo di uscita, intradosso ed estradosso, in 20 minuti si possono scansionare circa 1.7 turbine.

| <b>Macchina fotografica SONY ILCE 6000</b>  | <b>Obiettivo EPZ 18-105 mm F4 G OSS</b> |
|---|---|
| Lunghezza focale equivalente [mm]   | 75                                      |
| Distanza Sony-Superficie [m]  | 3                                       |
| Depth of field (Incertezza accettabile nella posizione relativa senza messa a fuoco automatica) [m] | 0,2375                                  |
| Dimensioni difetto rilevabile [mm] 3 pixel  | 2,25                                    |
| V scansione [m/s]   | 1                                       |
| Autonomia in tempo [min]  | 20                                      |
| N turbine analizzabili  | 1.7                                     |

**Tab. 1 Valori esemplificativi di una scansione ad alta risoluzione di una turbina eolica.**

Nel passare dalle tecniche di indagine nel visibile su fune alle tecniche di indagine che fanno uso di strumenti che lavorano nel visibile come camere ad alta risoluzione ci si chiede in (Huiyi 2016) quale sia l'incertezza associata al riconoscere un difetto con un video piuttosto che ad occhio



umano. Questa valutazione è necessaria nel momento in cui si affermi che il passaggio all'analisi di una pala automatizzata è conveniente in termini di tempo, si fa cioè una considerazione della qualità dei risultati oltre che economico/quantitativa. L'accuratezza di questa indagine ha un impatto diretto sulla vita utile delle pale, sui costi di ispezione e di manutenzione, e sull'energia prodotta annualmente. Le pale costano circa un 18%-20% del costo totale di una turbina di media taglia (quindi più di 300000€). I difetti non rilevati possono portare a problemi severi che possono implicare la sostituzione di una pala e quindi aumentare significativamente i costi di manutenzione. Nello studio si investigano le cause di incertezza nelle tecniche per l'analisi nel visibile di pale di turbine eoliche che fanno uso di immagini digitali. Una volta compresa la natura di queste incertezze, si può identificare il rumore generato dall'ambiente o dallo stesso metodo di elaborazione delle immagini. L'obiettivo è sviluppare e validare metodi che riducano queste incertezze e migliorino i risultati. Ci si chiede dunque se è possibile identificare difetti superficiali delle turbine eoliche con tecniche di elaborazione di immagini piuttosto che ad occhio umano e quali sono gli elementi che hanno impatto sulle incertezze del modello e possono essere migliorati per l'ispezione in tempo reale sul sito. In laboratorio gli algoritmi si sono testati per tenere in considerazione le fonti di incertezza peggiori in un ambiente reale severo, ci si è chiesto quale fosse la minima dimensione del difetto che può essere individuata. Le tipologie di cricche superficiali sono ampiamente dettagliate nello studio in questione. Le immagini vengono tradotte in scala di grigi e analizzate per step, utilizzando dei livelli di soglia via via più affinati per sottrarre il rumore, lo sporco, gli insetti e per arrivare infine alle cricche. Inoltre si riorganizzano le tipologie di cricche in funzione delle caratteristiche geometriche e dei pixel connessi a queste caratteristiche per un metodo di riconoscimento basato sulla forma per ridurre ancora l'incertezza che rimane dopo aver portato avanti un'analisi dei bordi. Il metodo di identificazione dei bordi può rilevare cricche anche in condizione di luminosità scarsa e rumore di fondo. Combinando metodo di identificazione dei bordi, riconoscimento della forma e finestre che si adattano si può usare il metodo per effettuare analisi automatizzate affidabili direttamente in campo. Si conclude quindi che facendo uso dei metodi di trattamento dell'immagine adatti, che sono ancora oggetto di studio, si può ridurre l'incertezza dell'analisi dei difetti e quindi avere delle indagini effettivamente affidabili al pari dell'analisi visiva.

Oltre all'analisi della fattibilità dell'ispezione mediante il trattamento di immagini digitali il passo successivo è comprendere come automatizzare l'effettiva ripresa delle immagini. In effetti questo sarà l'ultimo passo a cui arrivare, l'ispezione della turbina in modo del tutto autonomo, dalla traiettoria del velivolo all'analisi delle immagini, studi dimostrano che ciò è effettivamente possibile.

In (Høglund 2014), si progetta un sistema capace di effettuare una navigazione autonoma basata su input che vengono dal processamento di immagini e si indaga su come questo può aiutare per l'ispezione visiva di turbine eoliche mediante un UAV. Si descrivono gli algoritmi necessari nella navigazione legati alla visione di immagini digitali, che consentono una stima delle velocità. Si fa inoltre una serie di considerazioni sul test di potenziale hardware da usare in droni come per esempio i sensori per misurare e garantire la distanza e gli errori caratteristici di una piattaforma inerziale sulla posizione e sulle accelerazioni che andranno combinati per definire la posizione relativa fra drone e pala.

In (Heggem 2017), sempre a proposito di ispezioni autonome, si definisce quale sia il piano di manovra e la serie di operazioni da compiere per effettuare l'ispezione, oltre alle caratteristiche della camera e alle modalità di localizzazione dei difetti. L'obiettivo è quello di usare la visione al computer per segmentare e rilevare i bordi della pala. Questo metodo si dimostra invariante sia alla rotazione che alla scala mentre risulta efficiente a livello computazionale per applicazioni

real time. I bordi della pala sono identificati per sviluppare uno schema di manovra che è inteso a seguire la pala dalla radice al tip, massimizzando la vista della pala senza perdere di vista i bordi rispettivi. In questo lavoro si propone poi una soluzione per evitare la collisione, manovrando l'UAV indietro verso la radice pala.

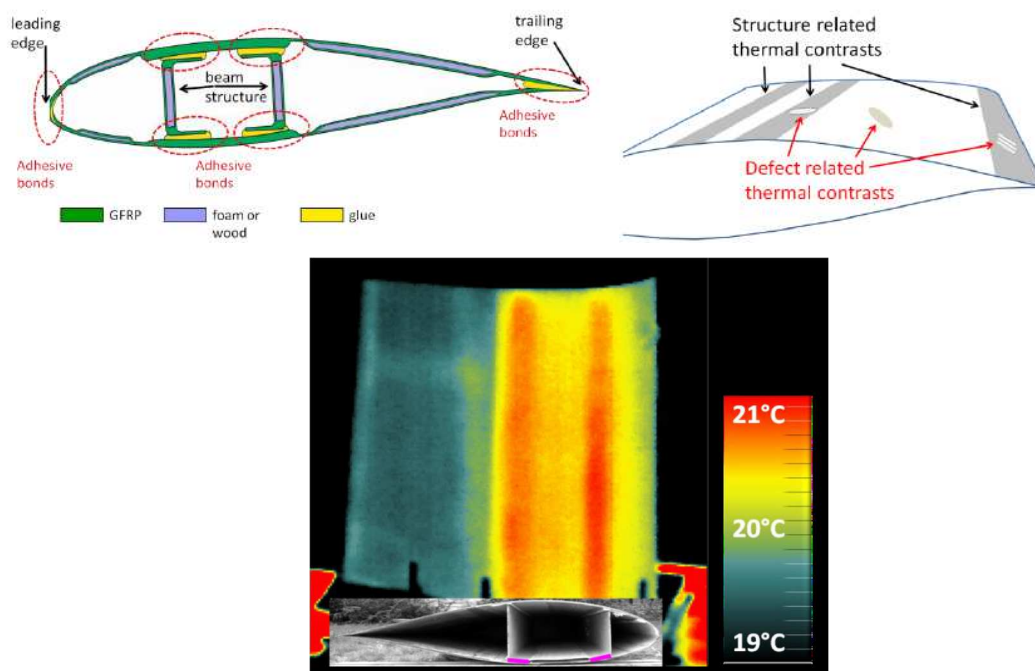
Si conclude dunque che per quanto riguarda l'analisi di turbine eoliche nel visibile mediante l'ausilio di un mezzo aereo a pilotaggio remoto ci sono numerosi studi e lavori positivi che fanno ben sperare nel successo della tecnica. Questo è vero sia per le metodologie proposte sia per l'affidabilità dei risultati, lo dimostra il crescere del numero di aziende in giro per il mondo che propongono soluzioni complete per l'analisi nel visibile.

Se si vuole andare più a fondo tuttavia, in termini di profondità dei difetti rilevabili, la scansione nel visibile non è sufficiente ma diventa necessaria la termografia ad infrarossi, che finora si è usata principalmente per l'analisi a terra. È chiaro che l'analisi a ultrasuoni, così come i raggi X o i liquidi penetranti non sono minimamente applicabili mediante un velivolo a controllo remoto. Viceversa la termografia, passiva e attiva, ha delle potenzialità di analisi in volo che meritano un approfondimento.

I recenti miglioramenti nei sensori termici ha consentito che la termografia attiva divenisse un metodo affermato di ispezione. Finora i materiali compositi sono stati difficili da misurare poiché la fibra di vetro, il legno di balsa e le miscele di carbonio hanno una conducibilità termica molto bassa. Gli spessori di materiali non omogenei che vanno da pochi millimetri a decine di centimetri nell'area della radice della pala hanno reso questa ispezione non molto utile.

Come accennato, la termografia è risultata invece essere un metodo utile per il controllo di qualità nella produzione delle pale eoliche. La conducibilità estremamente bassa della pala, sulla cui superficie è presente uno stimolo termico, per esempio con lampade, sorgenti di calore ad irraggiamento o gas caldi, dà luogo a dei tempi di misura molto lunghi. Queste caratteristiche, tenendo conto delle dimensioni delle pale, rendono la forma classica di questa termografia ad impulsi economicamente non conveniente e quasi impossibile da un punto di vista tecnico come metodo per ispezioni da effettuare in campo.

In (Krankenhausen et al. 2016), si fa l'ispezione sul sito direttamente da terra mediante termografia attiva. Alcune delle problematiche sono simili a quelle riscontrabili se la termografia fosse fatta da un drone. Si riprende un metodo di test termografico effettuabile su ponti basato sul riscaldamento globale a cui si aggiungono anche gli effetti convettivi e radiativi dell'ambiente circostante.



**Fig. 4** Struttura e termogramma di una pala eolica tipica.

Alla distanza caratteristica di 34 m, con corda alare di 180 cm, si ha una differenza di temperatura di 1 °C, rilevata dopo una giornata di sole sul parco eolico, con una IMAGEIR 8300 della lunghezza focale di 100 mm, si può raggiungere una risoluzione di 2.5-5.cm per pixel. È interessante il confronto che si fa dell'analisi con pale rotanti e pale ferme. Per le pale in rotazione si fa la sottrazione di immagini fra le tre pale una volta che sono nella stessa posizione angolare. Benchè questo possa essere un adeguato modo di procedere in linea di principio per abbattere i disturbi dovuti a temperature molto diverse nella stessa immagine, le differenze non si sono individuate in quanto è difficile prevedere che cosa di quanto si vede sia dovuto allo strato limite turbolento. È preferibile un'analisi a pale ferme, dove il problema si sposta in quanto le pale che permangono al sole si scaldano molto di più introducendo anche qui degli effetti difficilmente prevedibili, in quanto ci sono alte differenze di temperatura rispetto a quelle rilevabili a causa della variazione di emissività dovuta a diversa rugosità superficiale o a diverso scambio termico a causa di materiale mancante negli strati interni. Le pale ferme dunque non vanno analizzate quando il sole è alto sull'orizzonte, mentre per le pale in rotazione la parte di pala scaldata dipende dall'orientazione del piano rotorico rispetto al sole.

Inoltre per le pale in movimento la messa a fuoco della termocamera può essere fatta solo sull'hub della turbina piuttosto che sulla singola pala. La camera a infrarossi necessaria per le pale ferme può anche essere non raffreddata con un largo tempo di integrazione mentre per le pale in moto si richiede un breve tempo di integrazione per evitare immagini "mosse". Per le pale in moto va inoltre considerata la scia indotta dalle stesse che è difficilmente prevedibile per l'analisi mediante drone. Il tempo necessario all'analisi chiaramente è minore nel caso di pale rotanti. In sostanza si deduce che il metodo proposto va senz'altro circostanzato meglio ed ha dei limiti dovuti al fatto che la posizione relativa fra le pale e la termocamera è fissa, considerando gli elementi che introducono radiazioni e quindi incertezza nella misura come il sole.

Dunque le termografia da lontano non ha dato risultati adeguati, ecco la necessità di estendere e indagare la possibilità di usare la termografia passiva o anche attiva in volo mediante drone strumentato.

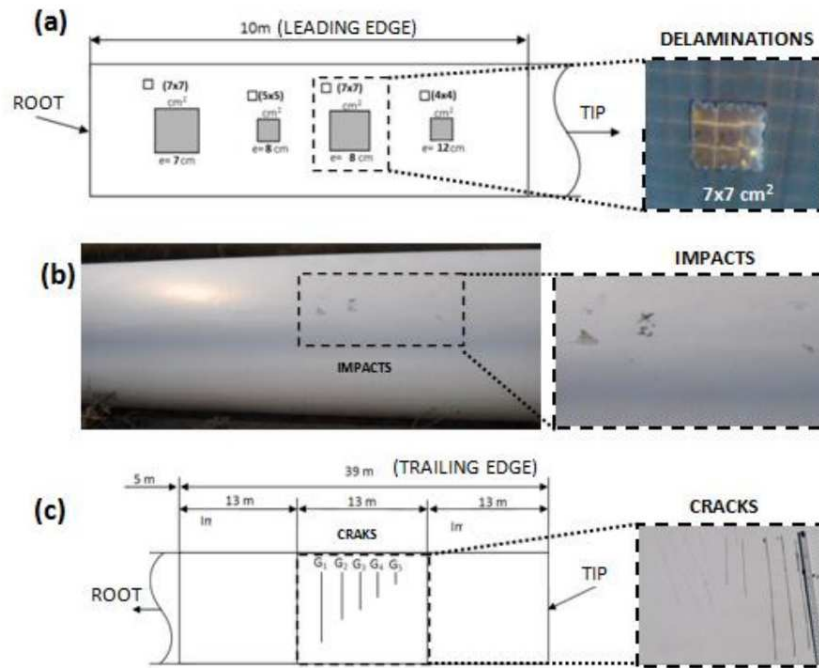
Un nuovo possibile approccio è basato sul fatto che il ritmo naturale giorno notte può essere usato come sorgente di calore ciclica. Questo potrebbe consentire una lunghezza di penetrazione di indagine di una decina di centimetri, cioè circa la profondità della zona della flangia. Ci sono anche indicazioni che il riscaldamento proprio del generatore durante le operazioni della turbina può produrre una adeguata differenza di temperatura nella pala. I calcoli agli elementi finiti indicano che questo metodo potrebbe essere usato come un metodo valido (Zell, Carl, e Heliscan GmbH 2012).

Se si usa la termografia classica lock-in e se il periodo usato è il ritmo giorno notte con una tipica differenza di temperatura di circa 5 °C si possono ottenere valori utilizzabili. Basandoci su una conducibilità di 0.8W/mK, una capacità termica di 1200 J/(Kg K) e una densità di circa 2100 kg/m<sup>3</sup>, i calcoli teorici portano ad una lunghezza di penetrazione del flusso di circa 9 cm in termini di ampiezza e circa 18 cm in termini di fase. In realtà il terreno, la luce del sole, e la geometria delle singole pale può dar luogo a risultati fuorvianti, e solo comparando i dati della termografia con una immagine ad alta risoluzione si può assicurare una adeguata affidabilità dei dati. In realtà uno scollamento massiccio dello shear web come quello simulato nello studio avrebbe seriamente inficiato la stabilità della pala. Lo scollamento in realtà può essere rilevato usando questa tecnica e documentato nel giro di pochi minuti. Basandosi sulle elaborazioni teoriche e sperimentali, il metodo descritto nel lavoro è stato soggetto a un test sul campo. In questo caso si è usato un elicottero piuttosto che un drone, che è stato strumentato con una tecnologia di misura adeguata, vale a dire che il sistema è stato montato su un supporto speciale al fine di compensare vibrazioni e oscillazioni. L'ispezione è stata portata avanti in condizioni meteo abbastanza difficili in cui un'ispezione convenzionale mediante tecnici su fune non sarebbe stata possibile per ragioni di sicurezza a causa del vento con velocità maggiori di 10 m/s. Nonostante tutte le condizioni meteo avverse, l'elicottero e il metodo in oggetto hanno consentito l'ispezione di quattro turbine eoliche in una giornata. Un'iniziale affermazione della possibile presenza di una discontinuità all'interno di una pala può essere quindi fatta in volo. La turbina non deve neanche essere fermata durante l'ispezione. Un controllo dettagliato può essere poi portato avanti rapidamente nel caso in cui si sia rilevata una discontinuità. Questo controllo consente la localizzazione e la valutazione del danno accuratamente. Questo test in campo ha confermato interamente i risultati della simulazione e i test sperimentali preliminari. Quindi il metodo innovativo consente una ispezione veloce ed efficiente delle pale eoliche per la rilevazione preventiva di danno interno ed esterno.

Una diagnosi affidabile di danno può essere raggiunta grazie alla combinazione di termografia e fotocamera ad alta risoluzione. Nel lavoro presentato si è usato un elicottero ma nulla impedisce di usare allo stesso modo un drone, in quanto la strumentazione alloggiata a bordo dell'elicottero consta della sola termocamera.

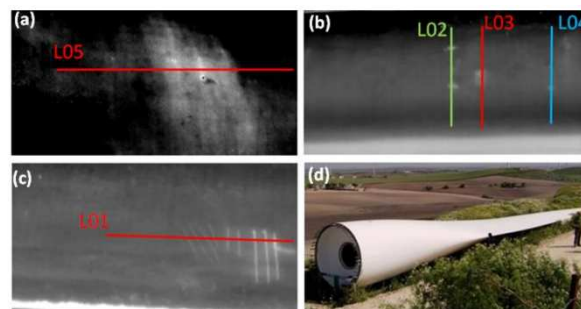
Anche in (Galleguillos et al. 2015) si discute della fattibilità di ispezionare le pale mediante la termografia direttamente mediante un mezzo aereo a pilotaggio remoto. La termografia si è rivelata capace di individuare i difetti più significativi che si hanno in servizio. Si presenta uno studio di fattibilità per la detenzione dei difetti mediante termografia passiva realizzata con mezzi aerei a controllo remoto. Prima si applica su provini posti a terra con difetti artificiali (delaminazioni, fratture, danni da impatto e scollamenti) per verificare i limiti di identificabilità dei difetti e in seguito in prove di volo. Il vantaggio della termografia passiva è che il mezzo aereo non deve portare a bordo la sorgente di calore altrimenti necessaria alla termografia attiva. In effetti come anche in (Zell, Carl, e Heliscan GmbH 2012) si potrebbe far uso dei cambiamenti

climatici cui è sottoposta la pala fra il giorno e la notte così come l'assorbimento della radiazione solare.



**Fig. 5** Rappresentazione schematica e foto dei difetti artificiali introdotti nella pala, delaminazioni (a), impatto (b), cricche (c).

Si sono riprodotti quindi dei difetti tipici su una pala in fibra di vetro, legno di balsa e gel coat, cioè delaminazioni, impatti e cricche. Si è rimosso il materiale interno e si è visto che sui provini il danno da delaminazione (rimuovendo uno spessore di 8 cm di materiale interno) dava luogo ad un contrasto di 0.5 °C mentre l'impatto con pesi da 1 a 5 Kg dava origine a contrasto di 1-2 °C. Le cricche da 0.55 a 1.25 mm di spessore danno invece origine a un contrasto termico di 1-3°C. In realtà il contrasto termico potrebbe anche essere dovuto alla diversa emissività della superficie per cui in effetti si riporta un'analisi di planarità:



**Fig. 6** Termogrammi con l'indicazione dei difetti artificiali, delaminazioni (a), impatti (b), cricche (c), vista della pala ispezionata a terra.

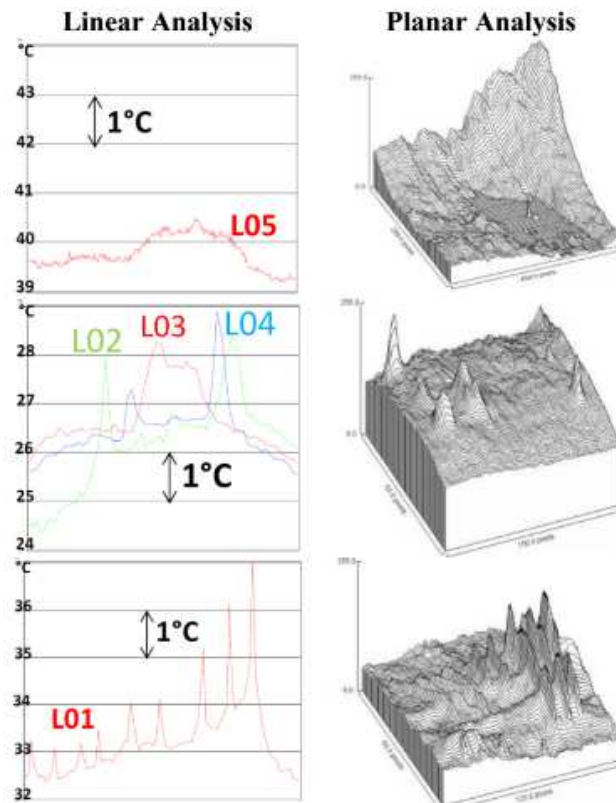


Fig. 7 Profili di temperatura e corrispondente analisi di linearità di delaminazioni, impatti e cricche dall'alto verso il basso.

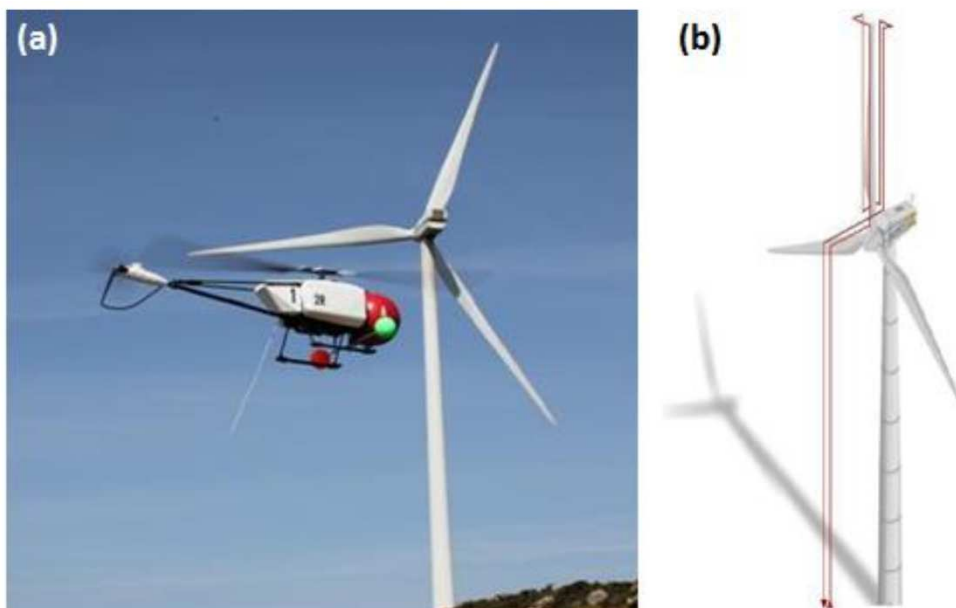


Fig. 8 Vista del drone utilizzato (SAHARA, (a)) e delle traiettorie seguite dal mezzo aereo (b).

Per i test in volo il drone distava 10 m dalla pala di raggio 40 m. I risultati mostrano dei contrasti termici nei termogrammi causati principalmente da: incollaggi tra guscio e trave, incollaggi tra superficie superiore e inferiore, legno di balsa.

In effetti quel che viene rilevato a questa distanza sono in realtà anomalie termiche legate alla struttura sottostante al guscio in fibra.

Come si è visto, ad oggi la termografia passiva mediante l'uso di sistemi aeromobili a pilotaggio remoto ha dato dei risultati qualitativi interessanti, in termini di potenziali problemi strutturali che la termografia può individuare.

La termografia attiva invece si è realizzata unicamente sfruttando le differenze di temperature fra il giorno e la notte, fornendo dei risultati interessanti ma non ripetibili.

Dunque si ha l'esigenza di indagare ancora in tal senso, si suggerisce l'idea di dotare il drone stesso di strumenti radianti per indurre un flusso termico e fare una termografia a scansione lineare della pala.





# Capitolo 3

## 3. PROGETTO A.D.E.L.E. (AERIAL DRONE FOR ENVIRONMENTAL AND ENERGY RESEARCHES)

---

### 3.1 RIFERIMENTI NORMATIVI

Si è visto come gli aeromobili a pilotaggio remoto possano offrire delle concrete possibilità di ricerca nell'ambito delle energie rinnovabili. Il progetto A.D.E.L.E., all'interno del quale ha preso corpo il mio lavoro di ricerca, è l'acronimo di Aerial Drone for Environmental and Energy Researches, vale a dire drone aereo per ricerche di tipo energetico ed ambientale. Il progetto A.D.E.L.E. è un progetto di ricerca scientifico interfacoltà dell'Università Politecnica delle Marche, iniziato a metà del 2016 e con validità di due anni.

|   |                                    |
|---|------------------------------------|
| A.D.E.L.E.:<br>Aerial Drone for Environmental and Energy Researches | Progetto Strategico di Ateneo 2016 |
| Finanziamento   | 182000 €                           |
| Partecipanti  | DIISM - Ingegneria – UNIVPM        |
|   | DII - Ingegneria – UNIVPM          |
|   | DISVA - Scienze – UNIVPM           |
|   | DM - Economia – UNIVPM             |
| D3A - Agraria – UNIVPM  |                                    |
| Responsabile scientifico  | Prof. Ing. Renato Ricci            |

Tab. 2 Caratteristiche del progetto A.D.E.L.E.

Il progetto nasce in realtà già nel 2015, prima di divenire progetto di Ateneo, con la messa a punto di un drone ad ala rotante esacottero a propulsione elettrica con 17 kg di peso massimo al decollo, strumentato con una termocamera ad infrarossi e una fotocamera ad alte prestazioni.

Nella prima fase del progetto è stato necessario capire quale fosse il contesto normativo entro cui muoversi, i limiti e le potenzialità offerte dalla legislazione italiana e internazionale. Va detto che la normativa è in continua evoluzione essendo un settore in forte mutamento, sia per la parte relativa alla progettazione che relativa all'uso dei droni. Quando si parla di droni spesso si utilizzano termini diversi: drone (usato dal Direttorato Francese per l'aviazione civile, spesso in contesto militare o nel gergo comune per usi ricreativi), UAV (Unmanned Aerial Vehicle cioè veicolo aereo che non è pilotato da un essere umano a bordo del mezzo stesso), UAS (Unmanned

Aerial o Aircraft System, usato dagli anglofoni, volendo includere non solo il velivolo ma tutto il sistema che consente il volo), RPAS (Remotely Piloted Aircraft System, il modo più formale adottato dalle agenzie per l'aviazione nazionali e dall'International Civil Aviation Organization). In Italia si sono adottati i termini APR (Aeromobile a Pilotaggio Remoto) e SAPR (Sistema Aeromobile a Pilotaggio Remoto). Un SAPR cioè Sistema Aeromobile a Pilotaggio Remoto è il sistema costituito da un mezzo aereo (aeromobile a pilotaggio remoto) senza persone a bordo, utilizzato per fini diversi da quelli ricreativi e sportivi, e dai relativi componenti necessari per il controllo e comando (stazione di controllo) da parte di un pilota remoto. Il termine SAPR sta sostituendo APR e questo è comprensibile perché il primo è più generale, quando si parla di droni non ci si può riferire al solo velivolo ma vanno compresi anche la stazione di pilotaggio e di controllo di terra, dal quale si monitora in tempo reale l'operazione in fase di svolgimento e si ricevono tutti i dati della telemetria.

Questi mezzi occupano lo spazio aereo e potendo interferire con aeromobili per il trasporto di persone quello della sicurezza è un tema cruciale per il loro utilizzo. Da qui muove l'esigenza da parte di autorità nazionali ed internazionali di regolamentarne le operazioni.

Essendo una tecnologia relativamente nuova è complesso inquadrare tutte le problematiche, tuttavia a livello europeo la EASA sta lavorando sullo snellimento del regolamento, rendere le norme più comprensibili e favorevoli allo studio, ricerca e sviluppo di nuovi droni e nuove applicazioni.

L'EASA ha proposto infatti di dividere in tre categorie gli UAV:

- Open category (low risk): sono droni la cui sicurezza è garantita dalle operazioni svolte, dal peso, dalle caratteristiche di sicurezza del drone stesso, dalla massa limitata. Non è richiesta nessuna autorizzazione nel caso vengano rispettate le limitazioni di "no fly zone" imposte dall'autorità di aviazione nazionale (NAA).
- Specific category: è previsto un permesso dalla NAA in base alla valutazione del rischio previsto effettuata dall'operatore stesso. Esempi di possibili scenari e rischi associati sono messi a disposizione dalla EASA.
- Certified category: è necessario un permesso e licenza simile a quella per un volo con un aereo tradizionale pilotato da una persona a bordo. Tale permesso è rilasciato e approvato dopo la supervisione dell'autorità nazionale ed europea.

Prendendo in considerazione la normativa italiana prodotta da ENAC (Ente Nazionale per l'Aviazione Civile) cui saremo soggetti all'interno del progetto A.D.E.L.E. questi veicoli sono definiti con il nome di APR, Aeromobile a Pilotaggio Remoto: "mezzo aereo a pilotaggio remoto senza persone a bordo, non utilizzato per fini ricreativi e sportivi". "Per aeromobile si intende ogni macchina destinata al trasporto per aria di persone o cose. Sono altresì considerati aeromobili i mezzi aerei a pilotaggio remoto, definiti come tali dalle leggi speciali, da regolamenti dell'ENAC" (ENAC 2017).

Gli APR sono dunque considerati aeromobili a tutti gli effetti e potendo condividere lo spazio aereo con gli altri velivoli tradizionali, sono sottoposti alle norme del Codice di Navigazione. È altresì importante distinguere fra guida autonoma e guida pilotata. Per guida autonoma si intende un APR equipaggiato di un sistema di controllo interno in grado di comandare il mezzo; un APR che svolge dunque una missione disegnata e caricata all'interno del computer di bordo è in una condizione di guida autonoma: il drone riconosce i punti della traiettoria da seguire e l'attività che deve portare a termine, e il mezzo viene comandato direttamente dal suo processore interno. La guida pilotata è invece il pilotaggio effettuato da una persona remota per mezzo di un sistema trasmettitore/ricevitore con l'ausilio di un controllore di volo interno all'UAV, e di una stazione

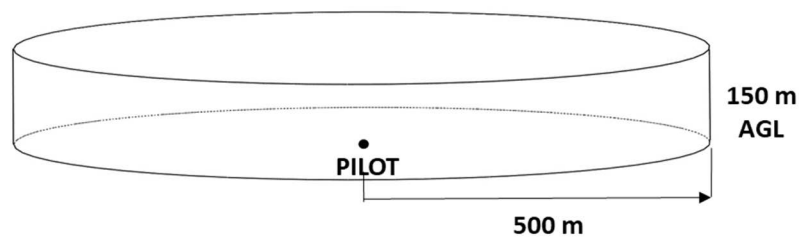
di controllo. Si presuppone cioè l'utilizzo di un sistema di trasmissione dei comandi che vengono imposti direttamente dal pilota, è lui che decide la traiettoria, il computer di bordo funge solo da autopilota stabilizzando il drone ed assistendo il pilota nella guida.

Nel Regolamento ENAC "Mezzi Aerei a Pilotaggio Remoto", edizione 2 emendamento 3 del Marzo 2017 la prima distinzione che si fa è fra aeromodelli e SAPR, i primi sono mezzi impiegati esclusivamente per scopi ricreazionali e sportivi e che non sono considerati aeromobili, i SAPR invece sono mezzi impiegati o destinati all'impiego in operazioni specializzate (lavoro aereo), in ricerche ed uso scientifico in genere.

Con operazioni specializzate si intendono le attività che prevedono l'effettuazione di un servizio a titolo oneroso o meno, quale ad esempio: riprese cinematografiche, televisive e servizi fotografici, sorveglianza del territorio o di impianti, monitoraggio ambientale, impieghi agricoli, fotogrammetria, pubblicità, addestramento.

Una distinzione da fare è sulla base delle caratteristiche delle operazioni che si intendono effettuare, che si distinguono in:

- Visual Line of Sight (VLOS): operazioni condotte di giorno entro una distanza, sia orizzontale che verticale, tale per cui il pilota remoto è in grado di mantenere il contatto visivo diretto e continuativo con il mezzo aereo, estendibili previa autorizzazione di ENAC a seguito della sottomissione di una appropriata stima del rischio da parte dell'operatore SAPR.



**Fig. 9 Limiti entro cui avvengono le operazioni VLOS.**

- Extended Visual Line Of Sight (EVLOS): operazioni effettuate di giorno che superano i limiti delle condizioni VLOS, per cui i requisiti delle VLOS sono soddisfatti con l'uso di osservatori addizionali e stazioni di pilotaggio supplementari (ENAC).
- Beyond Visual Line of Sight (BVLOS): operazioni oltre i limiti orizzontali e verticali VLOS, ovvero a distanze tali per cui non si ha un contatto visivo diretto per evitare le collisioni e mantenere la separazione. Le operazioni in BVLOS necessitano di sistemi e procedure per il mantenimento della separazione e per evitare le collisioni che richiedono l'approvazione da parte dell'ENAC.

A questa prima distinzione che avviene sulle modalità operative si aggiunge una suddivisione che avviene sulla base della massa operativa al decollo.

Per masse comprese fra 25 kg e 150 kg per la conduzione del mezzo è necessaria una licenza di pilota paragonabile in termini di conoscenze aeronautiche al possesso di una licenza di pilota commerciale di aeromobili abilitato al volo strumentale (CPL-IR).

Se la massa è compresa fra 2 kg e 25 kg, è necessario invece un attestato di pilota di APR.

Ai fini dell'ottenimento dell'Attestato di pilota di APR si distinguono delle classi di peso:

- Very Light (VL):  $0.3 \text{ kg} < \text{Massa al decollo} \leq 4 \text{ kg}$
- Light (L):  $4 \text{ kg} < \text{Massa al decollo} \leq 25 \text{ kg}$
- (Heavy (H):  $\text{Massa al decollo} > 25 \text{ kg}$  (Licenza di pilota APR))

All'interno dell'Attestato si possono ottenere delle abilitazioni in termini di categorie:

- Ala portante/Aeroplano (Ap),
- Elicottero (Ec),
- Multicottero (Mc),
- Dirigibile/Aerostato (As).

Quindi un pilota potrebbe essere abilitato per L/Mc, cioè per condurre un multicottero con massa inferiore a 25 kg di peso.

Le operazioni professionali specializzate sono divise in “non critiche” e “critiche”. Le operazioni di un APR con massa minore o uguale a 2 kg con caratteristiche costruttive di inoffensività e frangibilità sono sempre considerate non critiche.

Per operazioni specializzate “non critiche” si intendono quelle operazioni condotte in VLOS che non prevedono il sorvolo, anche in caso di avarie e malfunzionamenti, di:

- Aree congestionate, assembramenti di persone, agglomerati urbani;
- Infrastrutture sensibili.

Prima di iniziare operazioni “non critiche”, l'operatore deve presentare all'ENAC la dichiarazione che attesti la rispondenza al Regolamento e indichi le condizioni e i limiti applicabili alle operazioni di volo previste, inclusa, eventualmente, la necessità di operare in spazi aerei segregati. La dichiarazione è resa dall'operatore utilizzando esclusivamente l'accesso al sito web dell'Ente ([www.enac.gov.it](http://www.enac.gov.it)) fornendo le informazioni e i dati previsti nella procedura, inclusi i dati della targhetta identificativa del SAPR.

L'operatore è responsabile di valutare il rischio associato alle operazioni ed il permanere delle condizioni che fanno ritenere non critiche le operazioni. C'è comunque bisogno di un documento che descriva la configurazione del drone benché non sia necessario l'invio preliminare dello stesso ad ENAC.

Le operazioni “critiche” sono invece più delicate poiché prevedono il sorvolo sopra le zone vietate alle operazioni non critiche e nella richiesta di autorizzazione si deve assicurare un livello di sicurezza proporzionale al rischio dell'operazione.

Per effettuare delle operazioni critiche, come sarà il nostro caso, è necessario che il drone sia dotato di:

- Mezzo di terminazione del volo indipendente dal sistema primario di comando e controllo del mezzo,
- Sistemi indipendenti e dissimilari, di comando e controllo e di terminazione del volo per dimostrare un adeguato livello di sicurezza in aree urbane,
- Sistema primario di comando e controllo in cui il software sia conforme alla normativa EUROCAE ED-12 (livello di affidabilità progettuale D),
- Sistemi idonei a mantenere il controllo delle operazioni in caso di perdita del data link.

Per ottenere l'Autorizzazione da parte di ENAC è invece necessario presentare alla stessa una domanda con:

- I dati della targhetta identificativa del SAPR, la descrizione e la configurazione del sistema da impiegare;
- I risultati dell'attività sperimentale iniziale di test del mezzo;
- La tipologia delle operazioni specializzate;

- Analisi del livello di rischio associato alle operazioni previste;
- Il manuale di volo;
- Il programma di manutenzione;
- Il manuale delle operazioni, e valutazione del rischio.

Oltre a tale dichiarazione che valuta la sicurezza e l'applicabilità delle operazioni, deve essere presentato all'ENAC anche l'Attestato di pilota o la Licenza di pilota. È infatti il pilota che, secondo il Codice di Navigazione, risponde alle manovre di volo in sicurezza dell'APR. Per i droni di massa al decollo maggiore di 25 kg inoltre deve essere sempre richiesto ed ottenuto il Permesso di Volo, sia per voli sperimentali finalizzati a testare il prototipo, sia per voli professionali e specializzati. All'interno delle operazioni critiche ENAC ha definito degli scenari tipici.

Nonostante la divisione tra operazioni critiche e non critiche, alcune zone, ritenute pericolose per l'incolumità delle persone, sono vietate in qualsiasi configurazione di volo, sia per quanto riguarda la massa del drone sia per quanto riguarda il tipo di attività come ad esempio aree sovrastanti cortei, manifestazioni sportive e/o di spettacolo, e in ogni caso assembramenti inusuali.

Sono altresì severamente proibite quelle zone dove il volo potrebbe interferire con la traiettoria di un velivolo a pilotaggio umano, ed in questo caso il drone non avrebbe alcun motivo di ottenere la precedenza. È così regolamentato il sorvolo per tutte le categorie di APR nelle seguenti zone:

- Proibito all'interno dell'ATZ di un aeroporto e nelle aree sottostanti le traiettorie di decollo e atterraggio oppure ad una distanza inferiore a 5 km dall'aeroporto (ARP o coordinate geografiche pubblicate), laddove non sia istituita una ATZ a protezione del traffico di aeroporto (ATZ: Aerodrome Traffic Zone; ARP: Aerodrome Reference Point);
- Proibito all'interno delle aree regolamentate attive e delle aree proibite;
- Ad alcune condizioni all'interno dei CTR (CTR: Controlled Traffic Region).

Si schematizza a titolo esemplificativo lo spazio aereo al di sopra dell'aeroporto di Falconara:

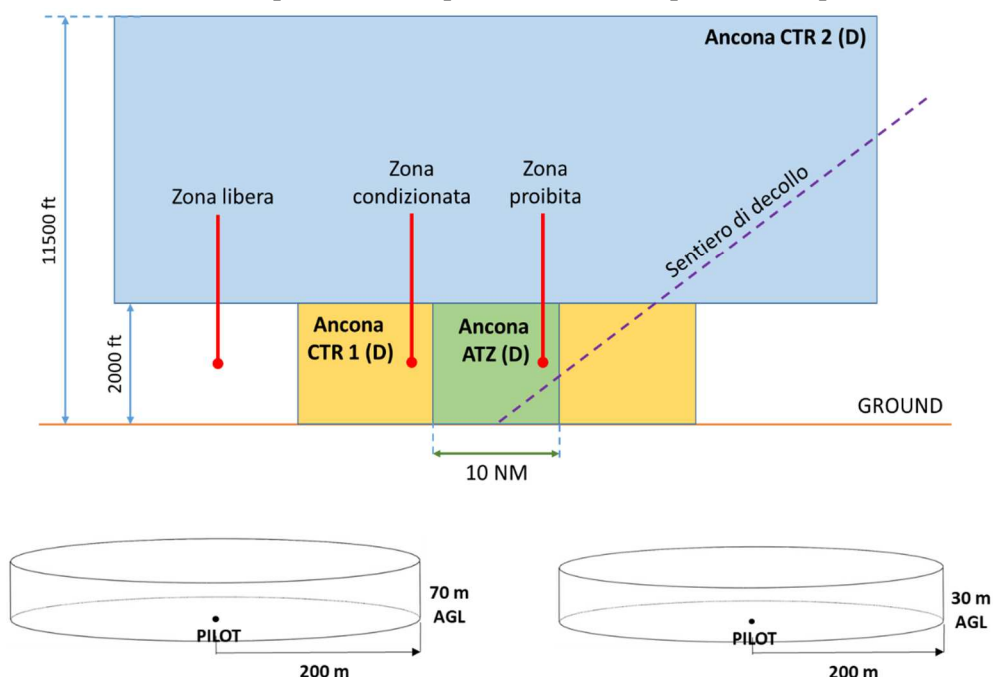


Fig. 10 Limiti consentiti nel CTR: a sinistra la zona consentita per le VLOS, a destra VLOS in corrispondenza del sentiero di decollo.

In conclusione secondo il Regolamento ENAC “MEZZI AEREI A PILOTAGGIO REMOTO (Edizione 2 del 16 luglio 2015, Emendamento 3 del 24 marzo 2017), nel caso del progetto A.D.E.L.E., tutte le missioni avverranno per ora tramite operazioni a vista VLOS e a vista estese EVLOS. Il pilotaggio del drone è cioè possibile fintanto che il mezzo rimane visibile in maniera diretta dal pilota e/o da collaboratori posizionati lungo il percorso (Altezza massima da terra = 150m, distanza massima orizzontale fra osservatore/pilota e mezzo = 500m), autorizzate con una valutazione di ENAC a seguito della presentazione di adeguata valutazione del rischio da parte dell’operatore SAPR.

Ogni qualvolta si effettuerà un’operazione critica come il sorvolo di agglomerati urbani o di infrastrutture sensibili sarà necessario presentare l’analisi del rischio associato alle operazioni previste che non necessariamente ricadranno all’interno di scenari operativi già standardizzati da ENAC.

Inoltre va detto che alcuni dipendenti dell’Università si sono qualificati come piloti di APR, attraverso la “Scuola di volo Aeroclub di Ancona”, Falconara (AN). Durante le missioni di volo essi dovranno:

- Aver seguito il percorso formativo previsto dal regolamento ENAC presso un centro di addestramento autorizzato ed aver superato uno skill test a cura di ENAC o di una organizzazione incaricata;
- Essere in regola con la visita medica
- Registrare l’attività di volo propria nel logbook, e del SAPR nel relativo ATL
- Avere con se i documenti necessari che sono l’attestato di pilota, l’assicurazione, il logbook personale, quello del SAPR, il manuale operativo del SAPR.

### 3.2 MULTICOTTERO O ALA PORTANTE?

Si è visto come a livello normativo si distinguono diverse categorie di APR, le più diffuse delle quali sono indubbiamente il Multicottero e l'Ala Portante.

Un aeromobile a pilotaggio remoto di tipo multicottero è in generale un velivolo il cui movimento è controllato variando il numero di giri di propulsori ad elica ad asse verticale. Questa configurazione è aerodinamicamente instabile e per funzionare ha bisogno di un controllore di volo che assicuri il volo stabile. Il controllore di volo combina dati che provengono da giroscopi miniaturizzati e accelerometri per mantenere una stima accurata della posizione e del suo orientamento nello spazio. Il quadricottero è il tipo più semplice di multicottero, con i propulsori che ruotano in verso opposto due a due. Un multicottero diventa un UAV (Unmanned Aerial Vehicle), cioè un velivolo senza pilota quando è capace di volare in autonomia. Normalmente questo avviene prendendo le informazioni da accelerometri e giroscopi e combinandole con i dati sulla quota presa attraverso il barometro e con i dati del GPS (Global Positioning System). In questo modo il controllore di volo o "Flight control" può capire non solo il suo orientamento ma anche la sua posizione. Per uso professionale sono abbastanza comuni anche esacotteri e ottocotteri, rispettivamente con 6 e 8 eliche che possono fornire piattaforme stabili per il sollevamento di pesi anche elevati e hanno il vantaggio di poter continuare a volare anche nel caso di avaria di uno dei motori. I multicotteri sono capaci di decollare e atterrare in verticale, e questo riduce gli spazi necessari a essere operativi e dà una notevole flessibilità di uso rispetto per esempio ad un velivolo che necessita di una pista per decollo e atterraggio. Inoltre, i voli in verticale sono interessanti anche da un punto di vista della sicurezza, soprattutto in aree congestionate dove l'intervento deve essere mirato. Oltre al decollo verticale offrono il grande vantaggio di poter stazionare in un punto preciso consentendo delle attività di misura o ripresa fotografica. Di contro però, questi velivoli hanno una scarsa efficienza aerodinamica, infatti per la traslazione orizzontale il mezzo si inclina e le eliche devono generare una forza molto elevata che compensi il peso e consenta la traslazione allo stesso tempo, il che è possibile solamente con un dispendio energetico consistente. Diverso è il caso degli UAV ad ala fissa.

I droni ad Ala Portante hanno un'efficienza maggiore in quanto la portanza che compensa il peso è fornita dal profilo alare stesso mentre l'elica per la propulsione orizzontale deve compensare solo la resistenza aerodinamica all'avanzamento. Risulta però impossibile lo stazionamento in aria su un punto fisso, quindi questi droni sono usati per attività in cui è richiesto il pilotaggio remoto su lunghi tratti e per un maggior tempo di volo. I droni ad ala fissa possono stare in volo fino a dieci volte di più rispetto ai multicotteri in prima analisi. Essi consentono di raggiungere distanze molto maggiori e quindi di estendere le possibilità di intervento anche a luoghi remoti difficilmente raggiungibili (ambiente montano o offshore).

Nel progetto A.D.E.L.E. nasce quindi l'idea di realizzare una combinazione dei due sistemi, un velivolo a traslazione orizzontale che si avvale della portanza su un'ala fissa e integra in se stesso dei propulsori verticali ad elica per la traslazione verticale. Un drone misto di questo tipo sarebbe un'ottima soluzione seppur con una limitata abilità di hovering.

Fra i velivoli attualmente in commercio di convertiplano, intendendo con la parola la possibilità di convertire l'aeroplano in elicottero/multicottero il solo effettivamente in funzione e in dotazione alle forze armate statunitensi è il Bell Boeing V-22. L'Augusta Westland sta lavorando al velivolo AW609 da tempo e nonostante i ritardi stima ci sia un mercato globale di circa 450

tiltrotor, di cui l'AW609 potrebbe essere l'unico in commercio per diverso tempo. Sempre l'Augusta sta sviluppando il cosiddetto "Project Zero", un incubatore di tecnologie, questa volta senza pilota, svelato al Parigi Air Show del 2013. Si tratta di un tiltrotor completamente elettrico, ad eliche intubate inglobate nell'ala basculanti in grado di ruotare di 90 gradi che permettono di combinare la flessibilità dell'elicottero (decollo e atterraggio verticale e volo a punto fisso) e le prestazioni dell'aereo (maggiore velocità di crociera, alta quota e ampio raggio di azione). Scendendo in termini di peso al di sotto dei 25 chilogrammi in commercio si trova l'ALTI Transition che promette fino a due ore di autonomia con un payload di 1.5 chilogrammi, apertura alare di 3 metri e peso al decollo di 16 chilogrammi, in fibra di carbonio.

Da questa breve panoramica si capisce dunque come l'idea di realizzare un velivolo a controllo remoto di tipo misto, non sia una novità in termini assoluti ma ha avuto difficoltà ad imporsi realmente nel mercato. La tipologia di velivolo in questione presenta delle problematiche e delle sfide oggettive che lo rendono un tema di ricerca ricco di opportunità.

Nel progetto A.D.E.L.E. si è scelta una configurazione ad ala fissa denominata ad "ala volante" cioè un velivolo ad ala portante senza coda che verrà dettagliato in seguito. Nel velivolo senza coda proposto in questa sede si è però pensato di aggiungere una coda verticale e/o orizzontale che serviranno ad aumentare la stabilità direzionale e longitudinale del velivolo. Si farà uso di una pianta a freccia per ridurre la tendenza allo stallo di estremità. Si preferisce cioè che vada in stallo prima l'ala interna, facendo cadere il naso in modo da rompere l'angolo di attacco e uscire autonomamente dallo stallo oltre a conservare l'autorità delle superfici di controllo che risiedono nella parte esterna dell'ala. Il sistema propulsivo del velivolo A.D.E.L.E. sarà costituito da tre coppie di motori controrotanti con appropriate strutture di supporto, due coppie si trovano inserite all'interno dell'ala e la terza è posta dietro per il bilanciamento. A questo si aggiunge un sistema costituito da una turbina elettrica spingente che serve per far traslare il drone ad ala fissa. Viceversa i propulsori ad asse verticale servono per il decollo, atterraggio e sostentamento verticale. Il controllo del drone sarà particolarmente complesso, dovendo gestire la fase di transizione fra il volo orizzontale e verticale. Per questa ragione gli algoritmi e le logiche del controllore di volo devono essere capaci di compensare i disturbi e le variazioni dei parametri a cui il drone è soggetto durante le diverse fasi di volo. Bisognerà dare particolare importanza allo sviluppo di metodi di controllo capaci di offrire semplicità computazionale per l'implementazione in sistemi di calcolo real-time ed assicurare, entro certe condizioni, la stabilità del sistema controllato. Affinché il velivolo sia sicuro è necessario sviluppare un sistema di controllo che sia tollerante ai guasti, e che implementi determinate strategie a seconda del guasto, per esempio mettendo in atto manovre aeree assodate come il "back to home" o il "Fail safe". È necessario sviluppare poi un sistema di simulazione di volo per rendere il volo in manuale più affidabile e attivare algoritmi per il pilotaggio remoto. Per la propulsione si è scelta l'alimentazione elettrica, e in particolar modo durante l'hovering e durante il decollo e atterraggio verticale, a causa delle alte correnti coinvolte sarà necessario sviluppare un sistema di gestione della potenza ad hoc. Per il trasporto della corrente potrebbero essere usate delle schede stampate realizzate allo scopo piuttosto che cablaggi elettrici tradizionali riducendo la possibilità di disconnessioni dei conduttori e surriscaldamento. Grazie alla particolare configurazione del drone del progetto A.D.E.L.E. la fusoliera è spaziosa e può ospitare le batterie ai polimeri di Litio necessarie alla propulsione.

Il drone del progetto A.D.E.L.E. è equipaggiato di base con una videocamera, una camera ad infrarossi di tipo long-wave e una camera ad alta risoluzione in quello che è denominato "Main System". Questo equipaggiamento può essere usato in numerose applicazioni in ambito energetico e nella manutenzione oltre che per compiti di videosorveglianza. Per esempio si può



usare per l'ispezione di campi fotovoltaici e parchi eolici. Allo stesso tempo questo equipaggiamento di sensori può monitorare la fauna selvatica o misurare la temperatura del terreno e di specchi d'acqua.

### 3.3 ALA VOLANTE

Come accennato si è scelto di progettare un aereo senza coda o comunque con una piccola coda integrata nell'ala stessa. I motivi di tale scelta sono elencati di seguito:

- La coda e la fusoliera generano una resistenza aerodinamica che si può evitare.
- La fusoliera non deve avere le dimensioni tipiche di un aereo convenzionale necessarie a contenere un pilota ma solo della strumentazione che può anche essere eventualmente distribuita lungo l'ala.
- A livello costruttivo le cose si semplificano di molto, la tecnologia necessaria a realizzare la struttura si riduce alla creazione a controllo numerico di centine alari e longherone che possono essere quindi realizzati internamente all'Università o con poche lavorazioni esterne.
- La progettazione strutturale si concentra sul dimensionamento del longherone.
- La progettazione aerodinamica si concentra sulla simulazione della sola ala con metodi adeguati alla prototipazione rapida (possibili solo per le ali), si esclude cioè di dover usare fin da subito la CFD per l'analisi della fusoliera.

Va detto che le ali volanti presentano una serie di caratteristiche aerodinamiche fuori dal comune che ne fanno quello che in aviazione viene usualmente chiamata “configurazione non convenzionale” (Gudmundsson 2014). Con tale termine si fa di solito riferimento all'aspetto, che si differenzia significativamente da quello che comunemente identifichiamo con il nome di aeroplano, costituito da una fusoliera allungata ben definita a cui si collegano delle ali più o meno dritte e un coda verticale e orizzontale. Aeroplani come quelli in figura ricadono in una classe denominata “tailless aircraft”, cioè velivoli senza coda. In realtà essi non sono sempre completamente senza coda, alcuni hanno degli stabilizzatori verticali. D'altro canto sono classificati così in quanto non hanno una appendice (coda) che serve a fornire stabilità longitudinale e direzionale.

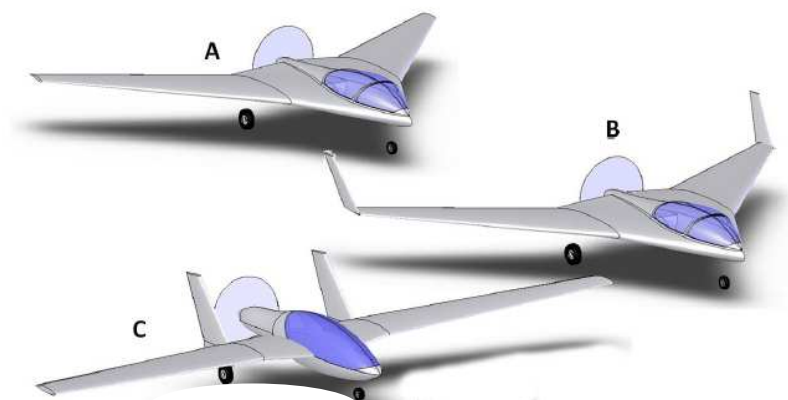


Fig. 11 Ala volante (A), Ala fusoliera uniti insieme (B), Ala Fauvel (C).

Gli aeroplani senza coda, sono stati molto popolari nel periodo della seconda guerra mondiale e subito dopo. Le ali volanti più note son quelle progettate da Northrop (1895-1981), Lippisch (1894-1976), i fratelli Walter e Reimar Horten (1913-1998, 1915-1994), e Fauvel (1904-1979).

Ci sono inoltre progettisti più recenti di piccole ali volanti nello stile delle Fauvel Wing che vale la pena menzionare come Marske (1935-). Un rinnovato interesse si è avuto poi con lo sviluppo del B-2 Spirit, bombardiere tipo stealth, cioè “invisibile” al radar. In figura A si vede quale sia il layout tipico di un’ala volante, caratterizzato da un’ala pulita la cui fusoliera e gondola motore è attentamente inglobata all’interno della geometria di base, così come è caratterizzata dalla completa assenza di stabilizzatori verticali e orizzontali. Intuitivamente i velivoli senza coda dovrebbero essere eccezionalmente efficienti, l’esperienza rivela che lo sono meno di quello che si potrebbe pensare a prima vista. Ci sono due problemi notevoli che riducono le loro prestazioni, la generazione del beccheggio e la stabilità direzionale. L’assenza di appendici su cui montare una coda orizzontale o verticale porta a sfide sostanziali nella generazione di stabilità e controllo e richiede accorgimenti arguti per avere successo. Chiaramente questo avviene a prezzo di resistenza in più e ridotta capacità di generare portanza, mentre l’assenza di fusoliera e di altri componenti rende la configurazione meno robusta. La resistenza aerodinamica è semplicemente maggiore di quello che sarebbe se non si dovesse considerare la stabilità. Va detto in effetti che gli alianti più efficienti non sono ali volanti ma piuttosto sono velivoli “convenzionali” con elevato allungamento alare, fusoliera allungata e coda a T. Alcuni alianti da competizione Open Class raggiungono un’efficienza massima (rapporto Portanza/Resistenza) di 70 che è circa 2-3 volte maggiore dell’ala volante più raffinata.

Una sintesi di pro e contro dell’uso dei velivoli senza coda che vale in generale ed anche oltre i nostri scopi (nel nostro caso la scelta di tale velivolo è avvenuta per ragioni contingenti ed economiche oltre che per i vantaggi esposti nel seguito) viene fornita da (Nickel e Wohlfahrt 1994). Si noti che un difetto non indica necessariamente un gran difetto né un vantaggio indica un grande vantaggio.

| VANTAGGI   | SVANTAGGI   |
|--|---|
| Si può introdurre una fusoliera che si carena bene nella forma complessiva del velivolo  | L’introduzione di una fusoliera diminuisce la stabilità rendendo la configurazione peggiore rispetto alla stessa geometria senza fusoliera. A volte questo richiede l’introduzione di code verticali alle estremità alari, inoltre influenza fortemente la portanza lungo l’ala interna.  |
| L’assenza di una sezione di coda dedicata riduce la resistenza.  | L’assenza di una sezione di coda dedicata richiede che la manovra della flare (prima di atterrare) sia fatta usando una superficie di controllo sull’ala stessa. La deflessione in alto degli elevoni richiesta per la flare diminuisce il coefficiente di portanza effettivo dell’ala, richiedendo velocità maggiori e piste più lunghe. |
| Una debole stabilità direzionale dà luogo a stabilità spirale convergente che rende più facile mantenere un angolo di bank costante in virata. | La debole stabilità direzionale può risultare in un modo di oscillazione Dutch roll indesiderato. Quando un aeromobile vira, l’inclinazione del vettore portanza dà origine ad una componente laterale che tende a far scivolare l’ala bassa, dando così luogo ad un flusso che la percorre dall’estremità verso la                       |

|   |  |
|---|--|
|   | radice. In questa condizione l'effetto dovuto al diedro alare provoca un momento di rollio che tende a sua volta a rialzare l'ala bassa. L'aeromobile avanza oscillando sulle ali e quindi anche imbardando da una parte e dall'altra, data l'interazione esistente tra asse di rollio e imbardata, visto che l'aumento della portanza (con l'aumento dell'angolo di attacco in rollio) dà origine ad un contemporaneo aumento della resistenza. |
| Ci si aspetta un basso $CD_{min}$ poiché un'ala volante ha di suo meno interferenze di un velivolo convenzionale. | La riduzione di $CD_{min}$ è messa in ombra dall'aumento di $CD_{indotta}$ , rendendo anche l'ala volante più raffinata meno efficiente di un aliante altrettanto curato. Per questo la performance è spesso inferiore a causa dell'alto $CD_i$ , che si peggiora ulteriormente quando l'elevatore è deflesso.   |
| L'inclinazione all'indietro dell'ala aiuta la stabilità longitudinale.  | Lo sweepback dà luogo a una maggiore resistenza dell'ala, coefficienti di portanza minore, ridotta autorità di alettoni ed elevatori. Può causare inoltre "auto-stallo" in condizioni di virata stretta e rimessa, quando l'ala inclinata all'indietro si deflette in alto e ruota il LE in basso allo stesso tempo, questo porta ad una cabrata non controllabile, che può stallare il velivolo.  |

**Tab. 3 Vantaggi e svantaggi dell'ala volante a confronto.**

Di solito il comportamento allo stallo è buono e la tendenza ad entrare in vite è ridotta. Questo è dovuto alla riduzione nel coefficiente di portanza locale sull'ala esterna richiesto per la fornitura della stabilità longitudinale. Inoltre l'installazione di propulsori spingenti è più facile che per velivoli convenzionali

Dei potenziali effetti negativi da tenere in considerazione sono inoltre:

- L'aereo può soffrire di imbardata inversa quando si azionano gli alettoni a causa della insufficiente stabilità direzionale e dalla poca autorità del timone verticale. Il rimedio è realizzare code verticali sovradimensionate in dimensione a causa del braccio molto corto che fa momento.
- Basso smorzamento del beccheggio e basso momento di inerzia intorno all'asse di beccheggio può causare un modo di oscillazione longitudinale di breve periodo inaccettabile (soprattutto su flying plank dette tavole volanti in quanto hanno corda costante e non hanno freccia).
- I decolli e atterraggi con vento trasverso sono più difficoltosi. Questo è ulteriormente peggiorato dal fatto che i movimenti laterali (sideslip) non aumentano effettivamente la resistenza così come fanno in velivoli convenzionali per aiutare nel mantenimento della sentiero di planata.

La principale criticità che si ha nel caso di ali volanti è il raggiungimento della stabilità longitudinale in volo orizzontale. La stabilità longitudinale di ogni velivolo si può esprimere come la relazione lineare:

$$C_m = C_{m0} + C_{ma} * \alpha$$

$C_m$  è il coefficiente di momento picchiante rispetto al centro di gravità del velivolo e il suo valore deve essere zero, se l'aeroplano è "trimmato" cioè in equilibrio, in volo non ci devono essere momenti residui.

Il termine  $C_{m0}$  è l'intersezione della curva con l'asse verticale della polare  $C_m$ - $\alpha$ , coincide con il valore di momento complessivo che esso deve avere quando il velivolo si trova ad angolo di portanza nulla. Se è positivo, cioè cabrante, riporta il velivolo ad aumentare il suo angolo di attacco e quindi ad uscire dalla condizione di portanza nulla.  $C_{m0}$  non è esattamente una costante poiché è controllato dagli elevatori, e questo influenza l'angolo di attacco (AOA) a cui si ha l'equilibrio.

$C_{ma}$  è la pendenza della curva di beccheggio e per un velivolo stabile longitudinalmente deve essere negativa. L'espressione di cui sopra stabilisce che per avere un'ala volante stabile si abbiano quindi  $C_{ma} < 0$  e  $C_{m0} > 0$ . Il primo requisito si ha nel momento in cui il Centro di Gravità (CG) è davanti al punto neutro a barra bloccata, così come avviene per i velivoli convenzionali. Per rispondere al secondo requisito di  $C_{m0} > 0$  nelle ali volanti sono convenzionalmente adottate tre diverse possibilità:

- Ala inclinata indietro (sweptback) con washout, cioè svergolamento geometrico ruotando il bordo di ingresso all'estremità verso il basso rispetto al bordo di uscita.
- Ala inclinata in avanti con washin, cioè svergolamento geometrico in verso opposto,
- Ala dritta con profili reflex (o flap reflex).

Le ali con freccia all'indietro potrebbero richiedere un sostanziale washout (svergolamento, dettagliato nel seguito), in particolar modo se sono rastremate. In questo caso il coefficiente di portanza sulla sezione cresce verso il tip e deve essere abbassato per evitare stallo in estremità, appunto svergolando la punta. In breve il  $C_{m0} > 0$  deve essere generato attraverso una riduzione della portanza alle estremità alari. La portanza dell'ala esterna su un'ala volante è negativa a bassi angoli di attacco, ad alti AOA è positiva, solo lo è in misura minore rispetto alla portanza sull'ala interna, questa asimmetria è quella che genera stabilità longitudinale.

Come già detto  $C_{m0} > 0$  si può poi raggiungere poi su un'ala dritta usando un profilo cosiddetto reflex, che ha il bordo di uscita deflesso in alto così come è stato fatto su ali tipo Fauvel, o deflettendo una superficie di controllo (flap o elevatore) per avere lo stesso effetto. Non è richiesto che l'ala sia rastremata come in figura, per esempio ci sono alianti a corda costante comunemente chiamati "flying plank" cioè tavole volanti sviluppate a metà degli anni 50, indipendentemente da Al Backstrom e Jim Marske, che fanno uso di profili reflex. Marske si basò su questa idea per la realizzazione della sua prima ala volante XM-1. Poiché il piano orizzontale di coda (elevator) è piazzato sull'ala piuttosto che su un piano di coda che si estende lontano dal suo centro aerodinamico, l'ala volante ha un range molto limitato di centri di gravità possibili che in ultima analisi ha influenza sulla sua potenziale utilizzazione. Poiché in generale il velivolo deve generare stabilità abbassando la portanza alle estremità, deve compensare a questo volando ad AOA più alti rispetto a quanto sembrerebbe necessario con quella pianta alare per cui aumenta ancora la resistenza indotta dalla portanza.

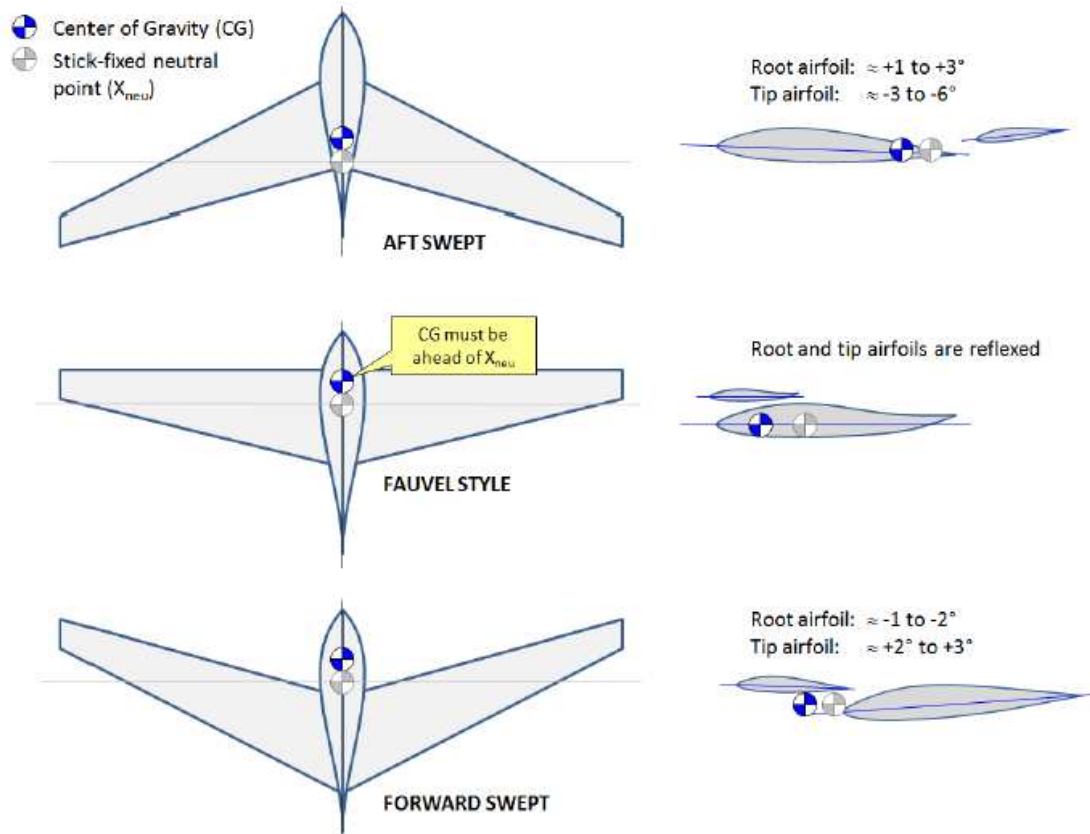


Fig. 12 Tipologie di ala volante.

Un'ala dritta con profilo reflex è dunque capace di stabilizzarsi da sola. Il suo CG deve essere posizionato davanti al quarto di corda, che viene anche chiamato punto neutro nel caso di un velivolo completo. La distanza fra il punto neutro ( $C/4$  per un'ala dritta) e il centro di gravità definisce l'ammontare della stabilità. Se il CG è vicino al punto neutro, il momento raddrizzante è piccolo e l'ala ritorna molto lentamente alla sua condizione di equilibrio. Se la distanza CG-punto neutro aumenta, il CG cioè è molto davanti al quarto di corda, l'ala torna rapidamente all'angolo di equilibrio. Ci sarà tuttavia bisogno di deflessioni maggiori dei flap per controllare il modello. Se la distanza è troppo alta, l'ala può diventare sovra stabilizzata, andando oltre la sua condizione di equilibrio di volo e oscillando sempre di più fino a rottura. Una misura di stabilità è dunque la distanza fra il CG e il punto neutro diviso per la corda media aerodinamica dell'ala. Valori tipici di questo numero per un'ala volante sono compresi fra 0.2 e 0.05, che indicano un coefficiente di stabilità sigma fra il 20% e il 5%. Il centro di gravità deve essere comunque posizionato di fronte al punto neutro per avere stabilità. Mentre il punto neutro di un'ala dritta è approssimativamente al quarto di corda, il punto neutro di un'ala swept rastremata deve essere calcolato. Una volta calcolata la corda media aerodinamica e la sua posizione lungo l'ala, il punto neutro si colloca ad un quarto di questa corda e il CG deve essere piazzato di fronte a questo punto.

Quindi si prospettavano anche nel nostro caso tre diverse possibilità che dovevano essere messe a sistema con le altre esigenze progettuali.

### 3.4 UN VELIVOLO MULTIMISSIONE

Nel velivolo a controllo remoto del progetto A.D.E.L.E., oltre alla duplice modalità di traslazione un secondo elemento di novità è il fatto che il drone servirà ad una varietà di attività di misura e di ricerca scientifica. Non si parla cioè di un drone dedicato esclusivamente per esempio alla fotogrammetria o alla misura di un particolare parametro ambientale ma si cercherà di sviluppare un velivolo adatto a diverse missioni. Si avranno in effetti quattro differenti “Modalità Operative”, per consentire l’analisi di diversi parametri semplicemente cambiando la strumentazione di misura a bordo. In tempi diversi, si posizionerà a bordo del drone l’equipaggiamento di misura in una zona denominata “Zona cargo”. Le diverse modalità di uso del mezzo vengono elencate nel seguito, con una descrizione a cui seguono le azioni che si possono compiere con quella configurazione di volo.

**GEO:** installazione a bordo di un LiDAR (Light Detection and Ranging) per la rilevazione topografica 3D del territorio sorvolato.

- Mappatura del terreno;
- Monitoraggio di usi impropri del territorio;
- Monitoraggio di sistemi infrastrutturali;
- Censimento di cave e discariche.

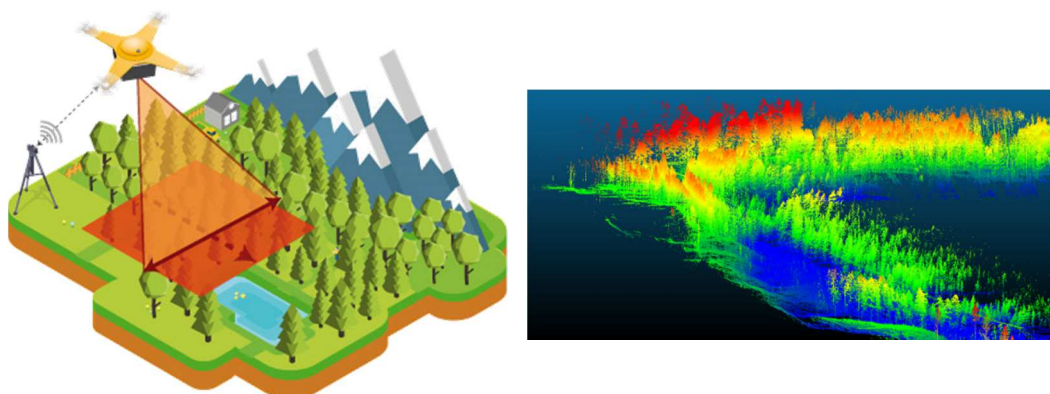


Fig. 13 Esempio di applicazione per missione operativa GEO.

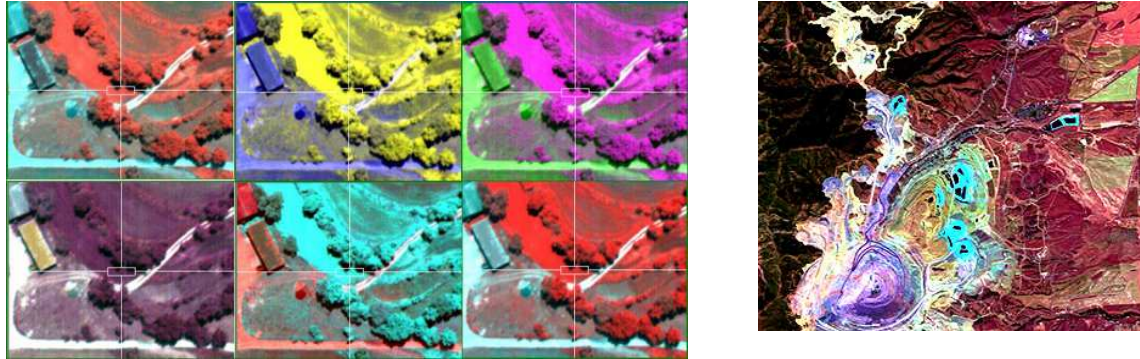
In questa configurazione il drone volerà a bassa altitudine, mantenendo un’altezza costante dal terreno ed una velocità di volo costante.

**HYPHER:** installazione a bordo di una camera multispettrale per analisi ambientali e riproduzione di mappe tematiche. L’analisi è dunque nel campo del visibile e dell’infrarosso vicino.

- Analisi della temperatura dei corpi d’acqua;
- Rilevazione termica e colorimetrica di agenti inquinanti;
- Monitoraggio fluviale e delle coste
- Valutazione dello stato fisiologico delle colture;

Uno degli obiettivi è sviluppare algoritmi e metodi di analisi dei dati che possono lavorare a due livelli di complessità. Il primo livello è legato al miglioramento della qualità delle singole immagini (per esempio correzione della distorsione, eliminazione del rumore, etc.), mentre il secondo rende possibile estrarre automaticamente le informazioni più significative combinando i

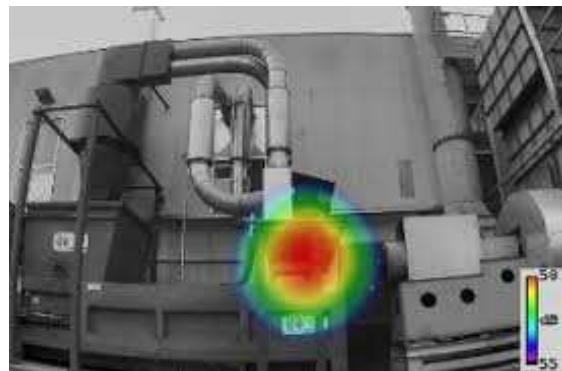
dati acquisiti in diversi range spettrali. Un ulteriore obiettivo è quello di effettuare analisi su scala fine della possibile rigenerazione del bosco a seguito di eventi naturali e di ottenere dati utili per la gestione dei rischi naturali e dei rischi per l'uomo. In questa configurazione il drone volerà ad ala fissa ed eventualmente si fermerà a punto fisso per analizzare zone di particolare interesse.



**Fig. 14** Esempio di applicazione per missione operativa HYPER.

**NSD:** installazione a bordo di un array di microfoni digitali MEMS completo di Mini-PC per fare il beamforming in tempo reale e localizzare le sorgenti sonore (Noise Source Detection) dello spazio sorvolato.

- Monitoraggio del rumore ambientale;
- Mappatura acustica delle aree indagate.



**Fig. 15** Esempio di applicazione per missione operativa NSD.

È possibile la sovrapposizione delle immagini acustiche ottenute con un algoritmo di beamforming sulle immagini nel visibile. L'uso di questa tecnica in campo ambientale potrebbe consentire l'identificazione di specie di fauna di interesse. Il drone può volare ad ala fissa ed eventualmente soffermarsi in alcune posizioni di interesse.

**ENV:** installazione a bordo di rilevatori multigas e di unità di campionamento di PM10 e PM2.5 per la misura della qualità aria/acqua.

- Prelievo ed analisi di campioni di aria.

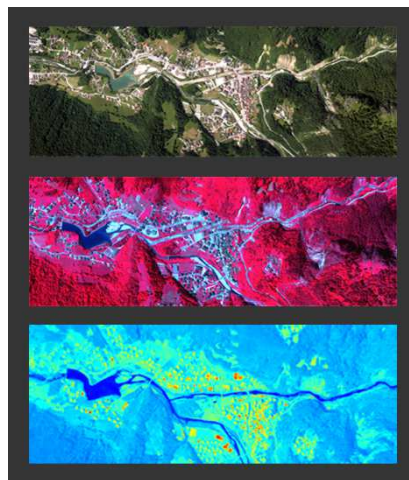




**Fig. 16 Esempio di applicazione per missione operativa ENV.**

L'obiettivo è generare profili di concentrazione orizzontali e verticali delle specie gassose avvalendosi della capacità del mezzo di effettuare la traslazione verticale e lo stazionamento a punto fisso. Il drone si muoverà quindi sfruttando la capacità di hovering.

Con il drone del progetto A.D.E.L.E. in linea di principio è possibile dunque fare un'analisi di un'area da diversi punti di vista, acquisendo una serie di informazioni utili e integrate con diversi sorvoli della zona. Si potrebbe realizzare una ricostruzione 3d, caratterizzare lo stato vegetativo, tracciare una mappa acustica e determinare la concentrazione di inquinanti, semplicemente cambiando le attrezzature installate sul drone.



**Fig. 17 Ipotetica sovrapposizione di informazioni della stessa zona sorvolata.**

È chiaro che ogni missione porterà a bordo dei sensori che hanno delle caratteristiche molto diverse fra loro, in termini di pesi, dimensioni, finestre ottiche, alimentazione e autonomia. In figura si vede una prima ipotesi della strumentazione prevista con il carico corrispondente da aggiungere al drone (payload). Si vede come il sistema usato nell'analisi dei gas per il monitoraggio dell'inquinamento ambientale sia quello più voluminoso e più pesante (4 chilogrammi circa) che necessita di alcune riflessioni come vedremo nel seguito.



Fig. 18 Riassunto delle missioni con relativo payload necessario.

Come si vede il progetto è fortemente interdisciplinare. Ognuna delle suddette applicazioni pertiene ad uno specifico settore disciplinare e richiede delle particolari caratteristiche, in termini di struttura del drone, configurazione di volo, pianificazione e controllo della missione. Inoltre anche in fase di sviluppo il progetto A.D.E.L.E. richiederà una serie di abilità diversificate, che spaziano dall'ingegneria meccanica, alla termo fluidodinamica, ai sistemi di controllo fino alle macchine elettriche. Di conseguenza è chiara l'intrinseca interdisciplinarietà del progetto, sia in termini di applicazioni che durante la fase di progetto e sviluppo. L'implementazione tecnologica del progetto sarà supportata da un'analisi di sostenibilità economica e finanziaria dello stesso. Più in dettaglio durante la fase di progetto i costi saranno monitorati in accordo con una logica di costo obiettivo, vale a dire che le scelte tecniche e i relativi costi di produzione saranno guidati in accordo con il volume del ricavo obiettivo e dei margini desiderati, per assicurare l'equilibrio economico del progetto. Questo approccio richiede una forte collaborazione delle figure professionali coinvolte.

Per questo sono coinvolti nel progetto oltre al Dipartimento di Ingegneria Industriale e Scienze Matematiche (DIISM), per la parte aerodinamica, energetica e acustica; anche il Dipartimento di Ingegneria dell'Informazione (DII) per la parte relativa al controllo del mezzo in volo e per la parte di potenza (la propulsione è elettrica). Per le misure in volo sono poi coinvolti il Dipartimento di Scienze Agrarie, Alimentari e Ambientali (D3A) di Agraria per il monitoraggio della crescita della vegetazione dall'alto e il DIISVA (Dipartimento di Scienze della Vita e dell'Ambiente) di Scienze per l'analisi e il campionamento dell'aria. La parte di management del progetto è affidata per l'appunto al Dipartimento di Management (DM) di Economia.

### 3.5 OBIETTIVI DEL PROGETTO

Verranno costruiti due prototipi del drone: il primo prototipo è equipaggiato solo con il controllore di volo e non ha alcun apparato di misura a bordo. Il secondo è completamente equipaggiato ed ha una zona cargo per alloggiare i diversi dispositivi di misura da portare a bordo. Il controllore di volo serve al controllo dei sei motori. Sul primo prototipo saranno effettuati i primi test di decollo e atterraggio autonomo così come i test meccanici al fine di individuare la resistenza della struttura a raffiche improvvise di vento e determinare l'involuppo di volo. Uno dei primi obiettivi di questa prima fase del progetto è lo sviluppo degli algoritmi di controllo e gestione delle superfici aerodinamiche mobili e del gruppo propulsivo, che sono rilevanti anche per la gestione del sistema di sicurezza attivo del drone. Il secondo prototipo, il velivolo finale, sarà equipaggiato con un bulbo ottico posizionato sul naso e contenente una camera ad alta risoluzione con lenti per lunghe distanze, una camera nel lungo infrarosso e una camera nel visibile. Le tre unità ottiche dovranno tutte collimare sullo stesso obiettivo. Il sistema è supportato da hardware per la misura dei principali parametri meteorologici. Un primo risultato atteso riguarda la stima delle prestazioni aerodinamiche e di manovrabilità del primo prototipo del drone. Le prove di volo verranno effettuate al campo di volo "Madonna di Loreto", presso Villa Musone di Loreto, le tracce del volo e i diversi parametri saranno misurati per valutare l'involuppo del drone. Il secondo risultato è connesso con il successo dei test effettuati sul primo prototipo nella configurazione di tipo Main System. Saranno applicati dei pesi a simulare il carico degli strumenti di misura per stimare le prestazioni in volo in condizioni di carico massimo. Inoltre i sistemi ottici a bordo saranno testati su campioni appropriati, come un campo fotovoltaico e una turbina eolica in funzione.

Il risultato atteso dalla configurazione di tipo GEO è un modello digitale 3D o 2D ottenuto dal volo a bassa quota, con risoluzione centimetrica del modello (+- 3cm) assicurata dalla frequenza di campionamento molto alta (circa 300000 punti/secondo). Dalla configurazione di tipo HYPER sarà possibile ottenere informazioni sulle variabili biofisiche del bosco attraverso lo sviluppo di un framework di gestione dei dati multispettrali, con una serie di pacchetti software per l'ottimizzazione delle immagini acquisite e l'estrazione delle caratteristiche e delle informazioni specifiche per ogni campo di applicazione. I risultati attesi dalla configurazione NSD riguardano la determinazione di particolari eventi acustici. Per esempio, il sistema aiuterà nella stima del movimento di colonie di specie protette (ex camosci), in accordo con la logica di ripopolamento stabilita dalle autorità dei parchi. Un ulteriore risultato che ci si aspetta da questa configurazione è la possibilità di individuare sorgenti di rumore particolarmente fastidiose in ambienti urbani e industriali, che consentirà il monitoraggio dell'inquinamento acustico su vaste aree. Con la configurazione ENV, il progetto renderà possibile il monitoraggio accurato dell'aria con profili di concentrazione orizzontali e verticali integrando l'acquisizione di parametri chimici e fisici anche in siti di difficile accesso per monitoraggi di tipo standard.

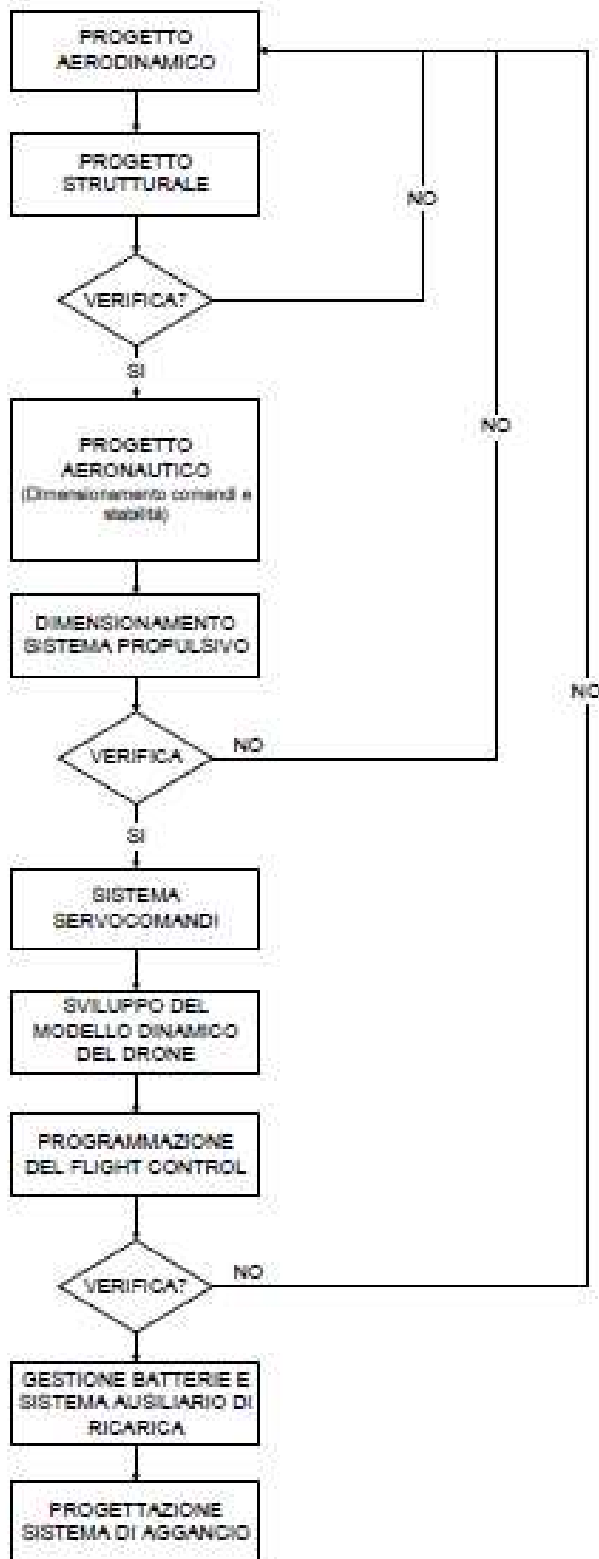


Fig. 19 Flowchart logico delle fasi di progetto del velivolo

In figura si vede quale sia la logica che si è seguita durante la prima fase del progetto. Lo scrivente è stato coinvolto nelle prime fasi di progetto aerodinamico e strutturale, verificate attraverso la realizzazione di un aeromodello per sperimentare la parte aerodinamica e le scelte di primo tentativo del dimensionamento dei comandi. Per il dimensionamento del sistema propulsivo si

sono fatte delle scelte iniziali che devono essere verificate anche queste attraverso test sperimentali dei motori scelti. Attualmente siamo circa a metà dell'avanzamento del progetto per quel che riguarda il velivolo vero e proprio che è la parte in cui si inserisce il mio lavoro di ricerca. Per quel che riguarda la messa a punto delle diverse missioni operative, la missione GEO è attualmente ferma visti gli alti costi dello strumento di analisi LiDAR, HYPER sta procedendo all'acquisto della camera multispettrale. In NSD si sta facendo l'analisi dei sistemi di beamforming miniaturizzati che attualmente il mercato mette a disposizione. Per la missione ENV invece si è acquistato un analizzatore di gas per uso aereo che verrà a breve testato a terra.

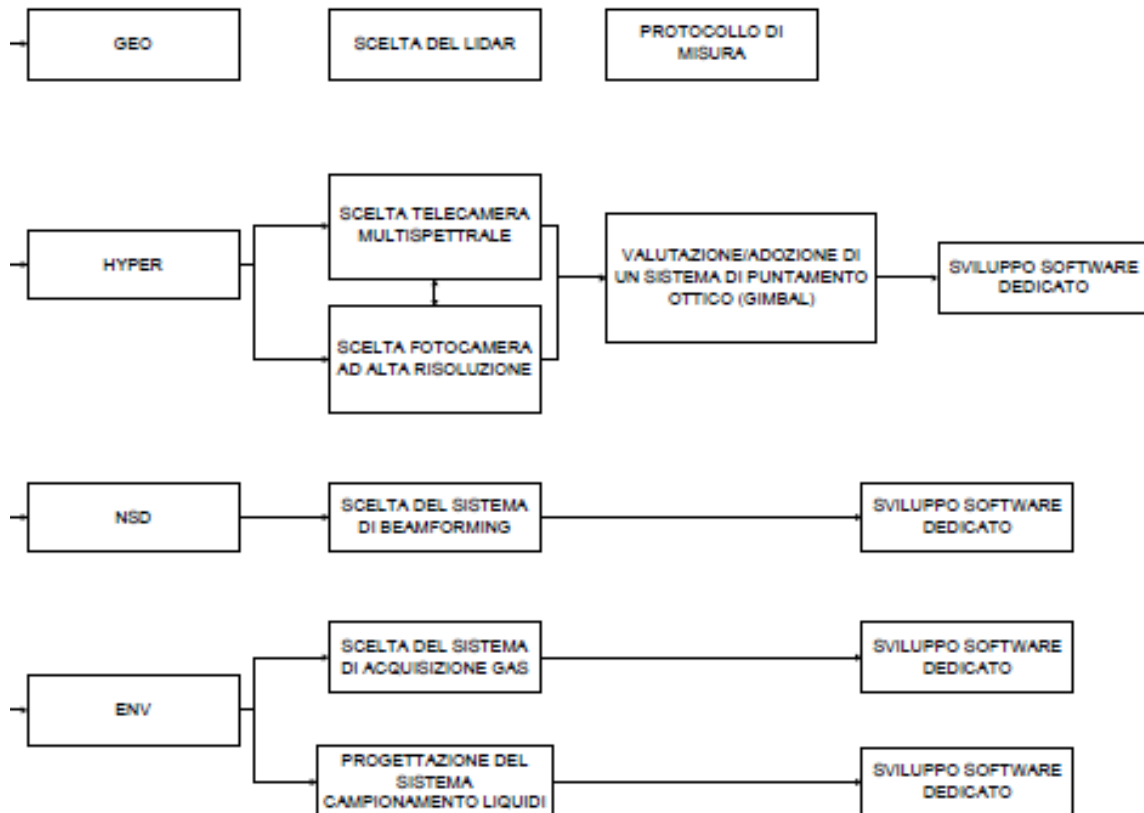


Fig. 20 Schema concettuale delle operazioni previste per ogni modalità operativa.



# Capitolo 4

## 4. PROGETTO AERODINAMICO DRONE ADELE

### 4.1 DIMENSIONAMENTO PRELIMINARE

Il progetto del prototipo dell'aeromobile a pilotaggio remoto, la sua realizzazione, il test e la successiva certificazione da parte di ENAC è il primo importante passaggio del progetto A.D.E.L.E. Il prototipo è stato progettato in modo che soddisfi le richieste di stabilità non solo durante il volo rettilineo orizzontale ma anche in condizioni di sostentamento a punto fisso. Vale a dire che la stabilità va raggiunta tanto in volo orizzontale quanto in volo verticale.

Per il volo verticale si introdurranno dei motori sulle ali che sostengono la maggior parte del peso, a cui si aggiunge un terzo propulsore posteriore che serve al bilanciamento. Si avranno quindi tre punti di spinta che sollevano il velivolo, due sulle ali e uno posteriore sull'asse di mezzeria. Questo è quello che chiameremo "triangolo di spinta dei motori". Inoltre i motori e le eliche devono essere installati internamente all'ala. I fori devono essere tali da garantire l'alloggiamento di motori ed eliche che siano adeguate al sostentamento di 25 chilogrammi di peso, sia in termini di corda della pianta in quel punto, che in termini di spessore del profilo. Inoltre l'intero foro del motore si deve collocare dietro al longherone che percorre tutta l'ala al 25 % della corda.

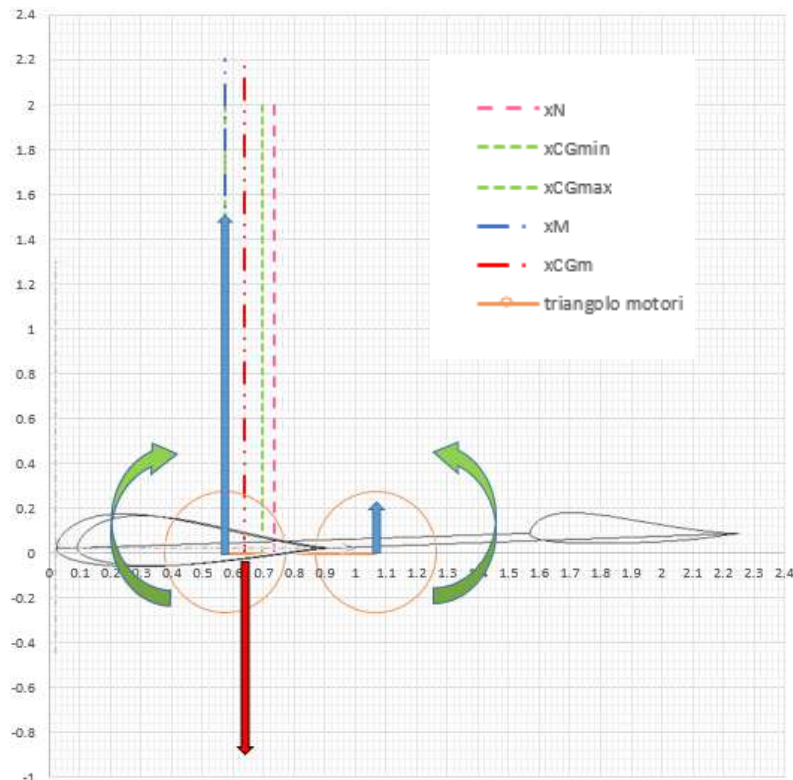


Fig. 21 Schema delle forze applicate per il bilanciamento.

Queste tre condizioni sono state implementate da tre disequazioni le cui variabili dipendono per la maggior parte dalla pianta alare scelta:

- Stabilità statica in volo orizzontale

$$x_{CG} < x_N$$

Ed in particolare per quanto detto al capitolo sopra:

$$0.05 < \frac{x_N - x_{CG}}{CMA} < 0.2$$

- Stabilità in hovering

$$x_{m,principali} < x_{CG} < x_{m,bilanciamento}$$

- Alloggiamento motori

$$x_{m,principali} > x_{longherone} + \frac{D}{2}$$

Dove:  $x_{cg}$  posizione del baricentro,  $x_N$  posizione del punto neutro,  $x_{(m,principali)}$ , posizione dell'asse dei motori principali di hovering,  $x_{(m,bilanciamento)}$ , posizione dell'asse dei motori di bilanciamento,  $x_{longherone}$ , posizione del longherone. Per posizione si intende la distanza dell'elemento detto rispetto al naso del drone, in coordinate 0,0.

In realtà queste scelte richiedevano l'impostazione di una serie di valori non noti a priori che quindi si sono ipotizzati in prima analisi e successivamente verificati per miglioramenti ed approssimazioni successive.

Il primo parametro è il diametro dei motori, si sono scelti in prima analisi dei motori con eliche da 20 pollici di diametro, che possono raggiungere una spinta di 1.3 volte il peso complessivo. A questi quattro motori (due a due controrotanti), posti nelle ali, se ne abbinano altri due più piccoli controrotanti che si suppongono avere una spinta pari ad un decimo di quelli anteriori e che servono al bilanciamento del velivolo in hovering.

Il secondo parametro è la posizione del longherone, che si è scelta pari al 25% della corda in ogni punto della pianta alare, questa informazione andrà poi verificata considerando gli spessori dei profili che verranno scelti.

Le rastremazioni che contengono i rotori non generano la portanza che altrimenti potrebbero esprimere quando integri, si ipotizza in prima analisi che l'intera sezione trapezoidale su cui si trovano i motori generi il 25 % della portanza.

Considerando che la portanza deve essere uguale al peso massimo si è valutata l'area minima portante dalla formula del C L a ritroso:

$$A_{min} = \frac{M g}{0.5 \rho v_{VRO}^2 C_L} = 2.8623 m^2$$

Il CL di progetto viene scelto pari a 0.35 (una dettagliata motivazione viene data nel seguito, l'obiettivo della progettazione sarà dunque avere un velivolo che sviluppa tale coefficiente di portanza.

La velocità di crociera che si imposta per il progetto è di circa 80 [km/h].

A questa area necessaria alla portanza è stata aggiunta quindi quell'area che è stata ritenuta non generasse portanza su quella rastremazione, determinata una volta note le dimensioni caratteristiche della rastremazione dei motori. In prima analisi l'area non portante si ipotizza essere il 75% della rastremazione trapezoidale su cui si trovano i motori:

$$A_{np} = (c_{hub} + c_{1rast}) D * 0.75 = 0.693$$

In tale maniera si ottiene l'area che compensa la perdita legata alla presenza dei fori dei rotori.

$$A_{tot} = A_{min} + A_{np} = 3.375 m^2$$



La pianta finale è così caratterizzata.

| <b>GEOMETRIA</b> | <b>Asse</b> | <b>Radice</b> | <b>Stazione intermedia</b> | <b>Punta</b> |
|------------------|-------------|---------------|----------------------------|--------------|
| Corda [m]        | 0.9         | 0.9           | 0.85                       | 0.7          |
| Y [m]            | 0           | 0.15          | 0.7                        | 2.1          |
| Offset x [m]     | 0           | 0             | 0.07                       | 1.58         |
| Diedro [°]       | 0           | 0             | 0                          | 2            |

**Tab. 4 Geometria della pianta originale del velivolo.**

Con Y la distanza dalla mezzeria e “offset” la distanza fra il bordo di entrata della prima corda e il bordo di entrata corrispondente alla sezione in oggetto.

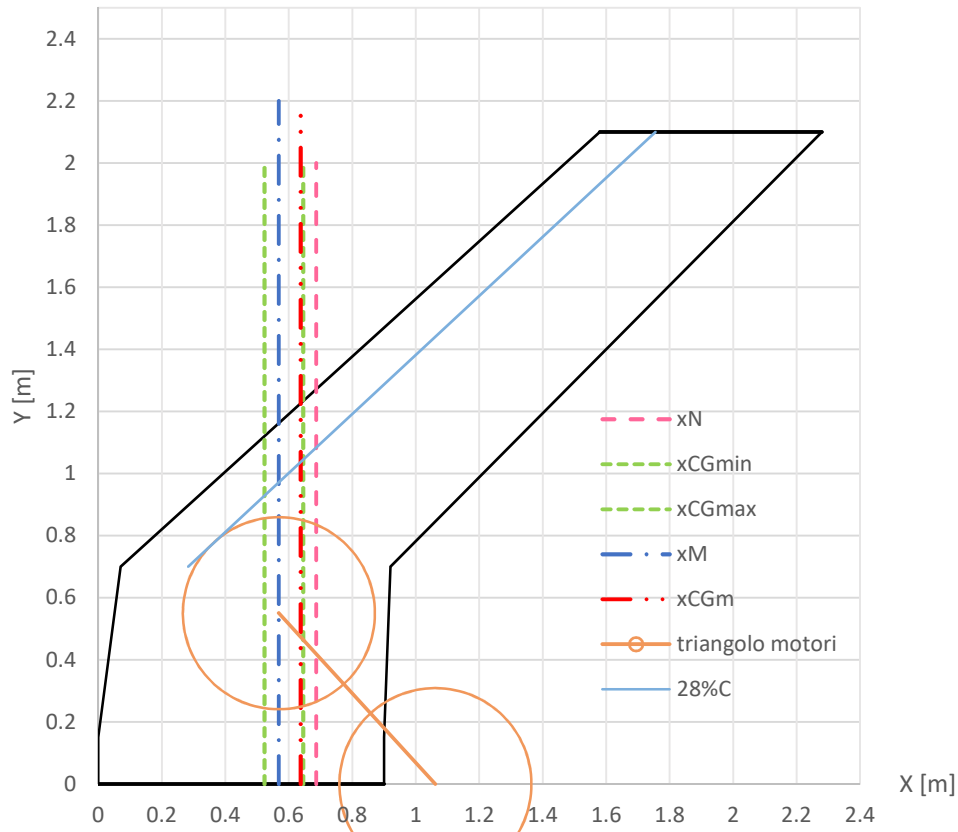
Questa pianta è caratterizzata da tali parametri:

A = 3.403 [m<sup>2</sup>], CMA = 0.815 [m] (Corda Media Aerodinamica)

X punto Neutro = 0.724 [m], X CG= 0.637 [m], Margine Statico = 6%

X (m,principali) = 0.586 [m], X (m,bilanciamento) = 1.061 [m].

Il baricentro si colloca dunque circa al 70 % della corda di radice.



**Fig. 22 Pianta di base di una semiala del velivolo.**

La pianta che ha soddisfatto tutte queste richieste è così caratterizzata: dispone di 3 rastremazioni ognuna dedicata ad uno scopo: la prima detta “hub” destinata ad alloggiare sensori, elettronica di potenza e di controllo nonché le batterie per l’alimentazione.

La seconda rastremazione dà spazio di alloggiamento ai motori, la terza e più esterna è quella che genera la maggior parte della portanza.

In figura in verde si vedono i limiti anteriori e posteriori del centro di gravità per avere stabilità longitudinale, in magenta il punto neutro, in blu (linea tratto-punto) la posizione del centro dei motori. In rosso (tratto-punto-punto) la posizione del baricentro che deriva dal bilanciamento delle spinte dei motori anteriori e posteriori, con i rispettivi bracci. Come si vede questo baricentro cade fra le linee verdi. I motori con il loro diametro entrano nella pianta dietro al longherone.

Come si vede in figura la pianta è dunque dotata di un accentuato angolo di freccia indietro ( $36^\circ$  in media) e di un allungamento alare di 5.18.

In generale una pianta a freccia indietro presenta delle difficoltà costruttive rispetto ad un’ala dritta e per oltre 50 anni c’è stato il falso mito che ali con freccia accentuata fossero aerodinamicamente inferiori. Le ali con un angolo di freccia basso sono aerodinamicamente “pulite”, costruttivamente simili ad ali dritte ma c’è il problema della stabilità longitudinale e del controllo. Le oscillazioni rapide intorno all’asse laterale (presenti in qualsiasi velivolo) si smorzano molto rapidamente ma risultano fastidiose con freccia minore di  $20^\circ$  (Nickel e Wohlfahrt 1994).

Il vantaggio di usare una pianta alare con un angolo di freccia, cioè con il bordo di ingresso spostato indietro o in avanti andando dalla radice verso la punta è collegato al fatto che questo garantisce un braccio stabilizzante della portanza o deportanza dell’estremità alare più lungo, come si vedrà nel seguito.

Comunque come si vede in (Gudmundsson 2014) al capitolo 9.5.3 una pianta di tipo Swept riduce anche la pendenza della curva di portanza dell'ala e questo peggiora ulteriormente l'efficienza così come le caratteristiche di stabilità dinamica tipo lo smorzamento del beccheggio.

Le ali con ala swept back, cioè inclinate all'indietro nel verso del moto sono molto soggette all'effetto diedro che in un'ala volante è molto maggiore della stabilità direzionale. Con effetto diedro si intende il rollio indotto dal movimento laterale dell'aeroplano o comunque dal vento relativo che lo investe di lato. A meno che la stabilità direzionale non sia aumentata attivamente ci dovrebbe essere un moto di oscillazione laterale denominato Dutch roll o problemi di stabilità in spirale.

## 4.2 GLI STRUMENTI DI ANALISI

Nella fase di progetto aerodinamica si è fatto un uso intensivo del programma XFLR5 V6.32, uno strumento di analisi per profili alari, ali e velivoli operanti a bassi numeri di Reynolds, distribuito secondo licenza GNU (General Public License).

XFOil è uno dei codici per il progetto di profili alari fra i più noti, scritto dal professore del Massachusetts Institute of Technology Mark Drela nel 1986. Fa uso di un metodo dei pannelli di alto ordine e di un metodo del tutto accoppiato di interazione viscido/inviscido per valutare resistenza, transizione dello strato limite e separazione. XFOil consente di fare analisi viscoso e inviscido di profili esistenti, specificando dove può avvenire la transizione dello strato limite da laminare a turbolento o lasciando al programma la previsione dello spostamento del punto di transizione al variare dell'angolo. L'analisi viscosa si può usare per prevedere  $C_l$ ,  $C_d$ ,  $C_m$  fino ad appena sotto il  $C_l$  massimo. Inoltre consente di simulare la deflessione delle superfici di controllo specificando i punti di cerniera e l'angolo di deflessione.

XFLR5, sviluppato da André Deperrois (Deperrois 2013), in prima battuta era inteso a fornire un'interfaccia grafica ad XFOil oltre a tradurlo dal FORTRAN al C/C++, si è poi esteso all'analisi dell'ala finita.

Esso include le analisi diretta e inversa di XFOil (Mark Drela) per profili alari, e la possibilità di progetto e analisi dell'ala intera, basate sulla teoria della linea portante (Lifting Line Theory, LLT), sul Metodo del reticolo di vortici (Vortex Lattice Method, VLM) per ali con geometrie non consistenti con le ipotesi dell'LLT e su un metodo dei pannelli tridimensionale.

Di seguito si è migliorato il VLM introducendo degli anelli di vortici a quadrilatero (Katz e Plotkin) e poi il metodo dei pannelli 3D per modellare anche le fusoliere. Infine nella versione 6 del codice (2010) si è introdotta l'analisi di stabilità del velivolo.

I metodi a pannelli rappresentano uno strumento molto utile per la progettazione preliminare di un velivolo in quanto consentono di ricavare in tempi brevi le principali caratteristiche (margine statico, curva  $CL$ -alpha,  $CM$ -alpha, etc) di diverse configurazioni e di confrontarle quindi fra loro prima di ricorrere alla fluidodinamica computazionale (CFD). L'ipotesi di base per applicare un metodo a pannelli consiste nell'assumere il flusso come potenziale. Per la validità di questa ipotesi si deve assumere che gli effetti viscosi siano trascurabili. In queste condizioni le equazioni di Laplace consentono una rappresentazione del flusso non viscoso. La limitazione dunque risiede nel fatto che la quota parte di resistenza viscosa non può essere determinata (se non mediante interpolazione successiva come si vede nel seguito) mentre la componente indotta viene calcolata correttamente. Nel nostro caso non siamo interessati a ottimizzare le prestazioni del velivolo in termini di minima resistenza totale quanto a definire la configurazione di velivolo che risponda ai principali requisiti di stabilità ed equilibrio.

Fra i metodi a pannelli si distingue il Vortex Lattice Method che si contraddistingue rispetto ad un comune metodo a pannelli in quanto:

- Il VLM ignora lo spessore delle superfici
- Le condizioni al contorno sono applicate in corrispondenza delle superfici di riferimento.

L'ala viene "meshata" in un numero di pannelli distribuiti lungo lo span e la corda della pianta, un vortice o un doppietto viene associato a ciascun pannello. L'analisi VLM viene fatta sul piano che giace sulla linea di camber, nel caso del metodo dei pannelli 3D l'ala viene invece modellata come una superficie spessa. Per la creazione della mesh si è fatto attenzione ad infittirla in corrispondenza dei punti di variazione della geometria e al bordo di ingresso e di uscita. C'è un limite inferiore per la dimensione dei pannelli per cui il calcolo diventa instabile benché la precisione aumenti con la finitura della mesh contestualmente al tempo di calcolo. Inoltre si possono avere instabilità numeriche (nel metodo dei pannelli 3D) se la dimensione dei pannelli è

molto diversa lungo l'ala e lungo la corda. Attualmente si usano pannelli piatti del 1° ordine, essi dovrebbero avere i loro quattro angoli nello stesso piano, che non è possibile per geometrie molto svergolate, il che non è un problema se si lavora su alianti con basso svergolamento alare.

Nel nostro caso questa potrebbe essere invece una limitazione nell'uso del codice. La velocità superficiale è il gradiente delle forze dei doppietti fra i pannelli adiacenti. Quindi si è avuta l'accortezza di avere il più possibile lo stesso numero di pannelli in direzione della corda e lo stesso tipo di distribuzione spostandosi lungo l'apertura alare.

Per l'analisi 3D quindi si può scegliere uno fra i suddetti tre metodi: LLT, VLM, pannelli 3D. Tutti e tre si accoppiano con l'analisi 2D di XFOil per stimare la parte di resistenza viscosa. Per esempio il metodo della linea portante di Prandtl che è classicamente lineare è modificato in XFLR5 sulla base della nota tecnica della NASA 1269. Fra i limiti di questo metodo si nota che comunque i calcoli son soggetti alle stesse ipotesi di base della teoria della linea portante, per cui non ci si aspetta che diano risultati accurati per ali con basso aspect ratio e larghi angoli di freccia. Inoltre il metodo ipotizza che la pianta giaccia essenzialmente nel piano X-Y cioè non modella bene l'angolo di diedro. Nell'LLT di media si hanno massimo 40 pannelli lungo lo span. L'angolo di freccia e il diedro sono usati solo per determinare il momento di beccheggio ma non nella distribuzione di portanza. Dunque nel nostro caso si verificano subito i limiti di uso del metodo, in quanto il velivolo in questione ha largo angolo di freccia, basso rapporto di aspetto, angolo di diedro nella seconda rastremazione.

Nel nostro caso è preferibile quindi usare il metodo VLM in alternativa all'LLT con le sue limitazioni. Il calcolo della distribuzione di portanza, degli angoli indotti e della resistenza indotta è di tipo inviscido e lineare, cioè è indipendente dalla velocità dell'ala e dalle caratteristiche di viscosità dell'aria. Il metodo è applicabile a qualsiasi configurazione inusuale, inclusi quindi freccia, basso AR, diedro e winglets.

Il principio di base del VLM è di modellare la perturbazione generata dall'ala come la somma di vortici distribuiti sulla pianta. La forza di ciascun vortice è calcolata per rispettare le condizioni al contorno adeguate, come la condizione di impermeabilità del pannello. La soluzione del problema VLM richiede l'inversione di una matrice quadrata di dimensione pari al numero dei pannelli. La forza agente su ogni pannello è proporzionale al prodotto vettoriale fra densità per Velocità e forza del vortice secondo il teorema di Kutta Joukowski.

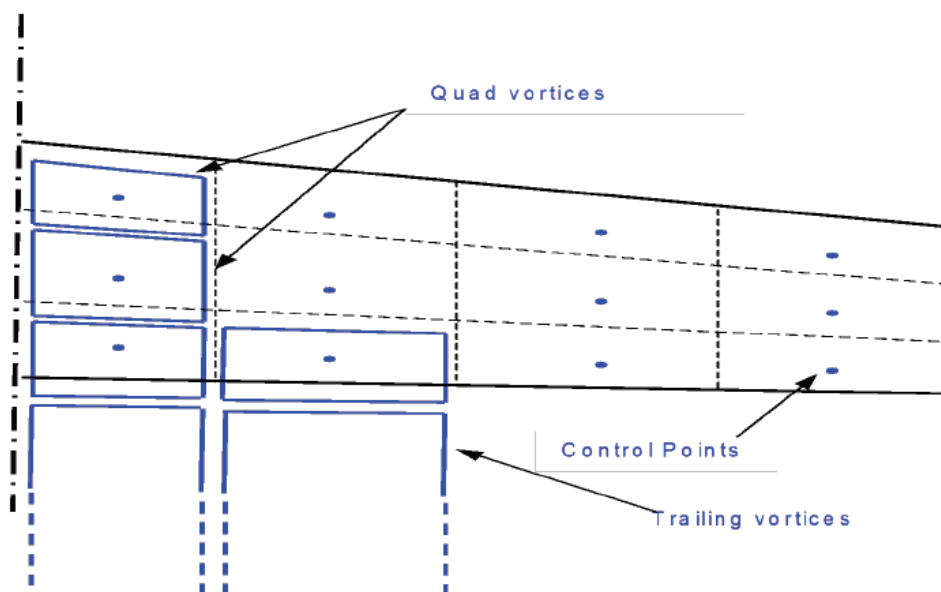


Fig. 23 Posizione dei vortici nel metodo dei pannelli VLM 2.

L'algoritmo del VLM calcola inizialmente il  $C_l$  e gli altri valori che si possono calcolare per integrazione delle forze superficiali come i coefficienti di momento e la posizione del centro di pressione. Le variabili viscosi, come il coefficiente di resistenza viscosa, le transizioni etc sono interpolate dal valore di  $C_l$  sulle polari generate in precedenza da Xfoil.

Questo ovviamente fa nascere il problema dei  $C_l$  alti e bassi dove la polare di Tipo 1 può essere interpolata sia prima che dopo l'angolo di stallo. Dunque i risultati della VLM non si dovrebbero considerare per angoli di attacco vicini allo stallo. Inoltre il VLM fa l'ipotesi di piccoli angoli di attacco. Nel metodo classico VLM si posiziona un vortice a ferro di cavallo al quarto di corda del pannello e a tre quarti di corda si impone la condizione di impermeabilità. In linea di principio sia l'LLT che il VLM sono metodi adattati a configurazioni di superfici portanti sottili, che operino a piccoli angoli di attacco. La limitazione maggiore consiste nell'uso dei risultati di Xfoil (che fanno riferimento ad ali 2d di lunghezza infinita) ad ali con aspect ratio anche basso. Le caratteristiche viscosi sono meno rappresentative tanto più la geometria differisce da quella di un'ala infinita 2D. Va sottolineato che i tradizionali metodi dei pannelli e VLM non considerano affatto gli effetti viscosi ma per aerei operanti a pochi metri al secondo la parte viscosa non è trascurabile se confrontata con quella indotta e andrebbe quindi stimata. In XFLR5 si stima interpolando le polari di Xfoil dal valore di  $C_L$  tridimensionale risultante dall'analisi 3D lineare. Questo assume implicitamente che il comportamento di un profilo su un'ala finita non sia troppo diverso da un'ala infinita analizzata con Xfoil.

Secondo i risultati sperimentali descritti in (Deperrois 2009) tutti e tre i metodi descrivono correttamente rispetto alle misure il coefficiente di momento globale dell'ala e la sua pendenza in funzione di  $\alpha$ . L'analisi VLM è abbastanza precisa per la maggior parte delle applicazioni mentre il metodo dei pannelli 3D non migliora l'accuratezza dei risultati, tutti i metodi sottostimano la resistenza probabilmente nella sua parte viscosa.

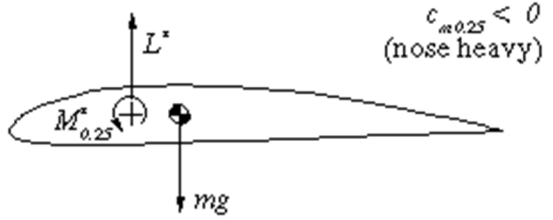
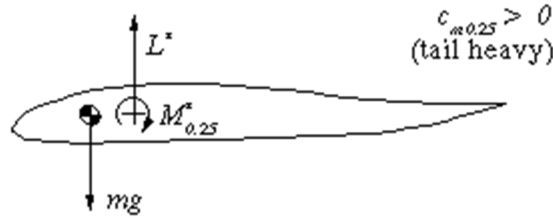
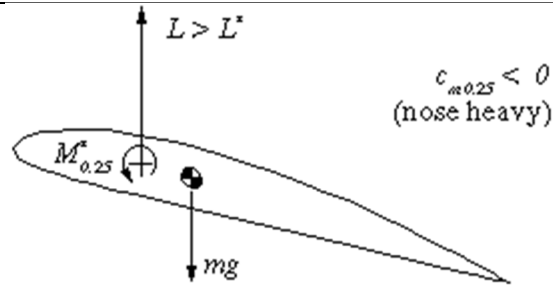
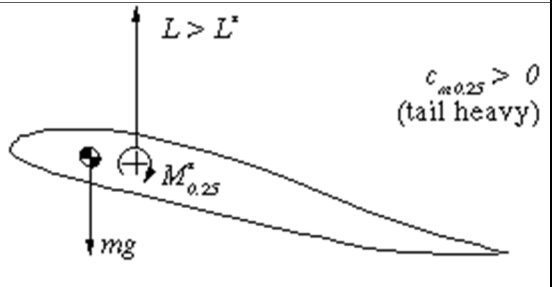
### 4.3 PROFILI ALARI

Gli aerei senza coda potrebbero in linea di principio essere dotati di quasi tutti i tipi di profilo, a condizione che l'angolo di inclinazione dell'ala e lo svergolamento geometrico sono poi scelti di conseguenza. Quindi non esiste un profilo unico adatto alle ali volanti. Se si desidera progettare un velivolo con un ampio range operativo, l'ala dovrebbe avere un piccolo quantitativo di svergolamento geometrico, se non affatto, per tenere la resistenza indotta a livelli ragionevoli attraverso tutto l'inviluppo di volo. Sotto queste condizioni l'ala non dovrebbe creare una grande variazione del coefficiente di momento quando si varia l'angolo di attacco. Questo rende necessario l'uso di profili con un basso coefficiente di momento. Nel caso di un'ala dritta, si deve quindi usare un profilo con coefficiente di momento positivo, per evitare di dovere defletter in alto i flap in condizioni di volo in assetto di equilibrio.

Questi profili con coefficiente di momento positivo hanno di solito una linea di camber con una doppia curvatura e prendono il nome di profili reflex. La loro linea media presenta due campate di concavità opposta, la prima positiva (rivolta in basso) e la seconda negativa (rivolta in alto). La prima concavità contribuisce a creare una depressione concentrata sulla parte anteriore dell'estradosso, la seconda concavità invece genera una depressione che aspira in basso la parte posteriore (lungo la corda) dell'intradosso. La conseguente distribuzione delle pressioni genera un momento cabrante, cioè positivo. Il momento aerodinamico maggiore di zero è necessario perché l'ala volante raggiunga una condizione di volo orizzontale staticamente stabile; in un velivolo con convenzionale impennaggio di coda tale momento è fornito dall'elevatore, la superficie orizzontale della coda.

Per capire perché un profilo reflex sia intrinsecamente stabile si consideri che le forze di pressione che agiscono sulla superficie di ogni sezione di ala, possono essere rimpiazzate con una forza totale singola e un singolo momento totale. Entrambi sono applicati al quarto di corda del profilo. Quando cambia l'angolo di attacco (per una raffica per esempio), il momento resta circa costante, ma la risultante della forza per esempio aumenta se aumenta l'angolo di attacco. Inoltre si consideri che in generale le traslazioni e le rotazioni di corpi liberi in aria sono fatte rispetto al loro centro di gravità. Quando l'angolo di attacco di un velivolo cambia, l'aereo ruota (beccheggio) intorno al suo centro di gravità.

Si confrontano di seguito (Hepperle 2008) un profilo con camber convenzionale e uno reflex. Le condizioni di volo di equilibrio, dove tutte le forze e i momenti son equilibrati, sono contraddistinte da “\*”).

| Profilo con camber convenzionale   | Profilo con camber reflex  |
|--|--|
| <b>Stato di equilibrio</b>   |  |
|  <p style="text-align: right;"><math>c_{m0.25} &lt; 0</math><br/>(nose heavy)</p>   |  <p style="text-align: right;"><math>c_{m0.25} &gt; 0</math><br/>(tail heavy)</p>  |
| <p>Il profilo ha un momento picchiante, come già detto il centro di gravità è anche il centro di rotazione dell'ala. Quando esso si trova dietro al quarto di corda, la risultante <math>L^*</math> di fronte al CG contrasta il momento picchiante <math>M^*</math> proprio del profilo per raggiungere l'equilibrio. La distanza fra CG e C/4 dipende dal valore di <math>M^*</math>. Un profilo simmetrico ha <math>M^*=0</math>, che significa che il CG si trova sul quarto di corda.</p>                 | <p>La linea di camber reflex rende il coefficiente di momento positivo, cioè il momento intorno al quarto di corda è cabrante. Quindi il CG deve essere posizionato di fronte al C/4 perché la portanza <math>L^*</math> possa bilanciare il momento <math>M^*</math>. All'aumentare del momento del profilo, aumenta la distanza fra C/4 e CG per avere l'equilibrio.</p> |
| <b>Stato disturbato</b>  |  |
|  <p style="text-align: right;"><math>c_{m0.25} &lt; 0</math><br/>(nose heavy)</p>   |  <p style="text-align: right;"><math>c_{m0.25} &gt; 0</math><br/>(tail heavy)</p>  |
| <p>Se aumenta l'angolo di attacco (ex raffica), la portanza <math>L</math> aumenta e diventa maggiore della portanza che si aveva all'equilibrio (<math>L &gt; L^*</math>). Il momento cabrante dovuto alla portanza è maggiore del momento intorno al C/4, che è rimasto lo stesso dell'equilibrio (<math>M = M^*</math>). Di conseguenza l'ala cabrerà ulteriormente aumentando ancora il suo angolo di attacco. Questo comportamento è instabile e c'è bisogno di una coda per stabilizzare il sistema.</p> | <p>In questo caso, la risultante aerodinamica agisce dietro il CG, dando luogo a un momento picchiante addizionale all'aumentare della portanza (se aumenta l'angolo di attacco). Con <math>L &gt; L^*</math> l'ala tenderà a picchiare, riducendo dunque l'angolo di attacco, finché non si raggiunge di nuovo l'equilibrio. Il sistema è stabile.</p>                    |

Tab. 5 Confronto fra profilo reflex e convenzionale.

Oltre ai coefficienti di portanza e resistenza il comportamento del momento del profilo è altrettanto importante per il comportamento di un velivolo, in modo particolare per i velivoli senza coda. Come già detto è possibile dividere i velivoli senza coda in tre gruppi, in funzione di come raggiungono la stabilità longitudinale.



I requisiti per il coefficiente di momento sono un risultato diretto del meccanismo stabilizzante.

- Ali dritte senza freccia indietro

La stabilità è data solo dal profilo, si richiede un momento positivo.

- Ala con freccia indietro

È possibile usare profili qualsiasi, poiché la stabilità può sempre essere raggiunta selezionando una combinazione adeguata di freccia e twist. Per una performance migliore sotto ogni aspetto sono da preferirsi profili con coefficiente molto basso o nullo. Essi hanno bisogno di poco twist il che dà luogo ad un range di velocità più esteso senza essere troppo penalizzati dal lavorare fuori dalle condizioni ottimali di progetto.

Ci sono in realtà una serie di parametri legati strettamente fra loro che hanno influenza nel progetto di un profilo con momento basso e portanza elevata per permettere al drone di volare anche con velocità ridotte.

Le possibili strade da percorrere per il progetto di profili con queste caratteristiche dunque sono in primo luogo spostare la camber massima verso il Bordo di entrata:

- Coefficiente di momento più stabile (più positivo)
- Sollecita di più lo strato limite vicino al bordo di entrata (picco di aspirazione)

Aumentare la camber:

- Migliore portanza, la polare Cl-Cd si sposta verso valori positivi di Cl,
- Cl max può aumentare
- Coefficiente di momento meno stabile (più negativo)
- Sollecita di più lo strato limite al bordo di uscita dove si ha una maggiore caduta di pressione.

Aumentare l'ammontare della reflex:

- Coefficiente di momento più stabile (più positivo),
- Minore portanza (la polare Cl-Cd si sposta verso valori di Cl negativi),
- Cl max diminuisce.

Finora si è tuttavia trascurato il comportamento dello strato limite e la distribuzione della velocità del flusso lungo il profilo.

In sostanza all'aumentare della camber la transizione dello strato limite da laminare a turbolento si anticipa e si può avere separazione per cui non si raggiunge il Cl massimo atteso. Quando si aumenta troppo la camber, la portanza massima può diminuire anche poiché la camber deve essere compensata da una reflex più accentuata, andando a sollecitare di più lo strato limite. Tipicamente la portanza massima si può aumentare di un po', aumentando camber e reflex, al prezzo di uno stallo più brusco, che potrebbe essere pericoloso durante decollo e atterraggio.

Anche all'aumentare dell'ammontare della reflex in realtà si hanno problemi di anticipo della transizione, questa volta non sul bordo di ingresso ma sul bordo di uscita con un effetto destabilizzante e un aumento della resistenza. Aumentando la reflex, si accelera il flusso sulla superficie inferiore mentre rallenta sulla parte superiore. L'area delimitata di portanza positiva nella prima metà del profilo aumenta anch'essa, contribuendo alla portanza. L'area delimitata di portanza negativa vicino al bordo di uscita aumenta, portando il coefficiente di momento verso valori positivi (più stabile). Le prestazioni dei reflex dipendono molto dal numero di Reynolds. I velivoli più piccoli senza coda, come ultraleggeri o alianti lanciati a mano, dovrebbero essere progettati con un'attenzione particolare al comportamento allo stallo. A causa della loro bassa

velocità di volo, sono molto soggetti a raffiche durante la fase di decollo e atterraggio, il che può causare ampie variazioni di angolo di attacco e quindi potenziali stalli. Inoltre essi operano in range di numeri di Reynolds fra 200000 e 1 milione, dove lo strato limite ha un grande impatto sulla prestazione e sul comportamento del profilo.

**Per la maggior parte dei velivoli senza coda dunque sono da privilegiare bassi coefficienti di momento e alti coefficienti di portanza, ottenibili con camber di tipo reflex, ma le corrispondenti distribuzioni di velocità sono sensibili ai numeri di Reynolds bassi e quindi si potrebbero avere problemi di stallo. Il compromesso migliore per aerei leggeri senza coda sembra essere una camber leggermente reflex combinata con una camber massima spostata in avanti e un naso abbastanza tozzo. A proposito delle caratteristiche allo stallo il profilo gioca un ruolo importante ma solo in combinazione con la distribuzione di portanza lungo lo span, risultato della pianta e del twist. Le ali a freccia e rastremate tendono ad avere un carico più alto vicino al tip, che può portare allo stallo delle estremità alari se non si usa affatto lo svergolamento geometrico.**

Altra caratteristica desiderabile in un profilo per ala volante è un coefficiente di momento  $C_m$  il più regolare e costante possibile nel range di angoli con cui potrebbe volare il drone. Oltre a questo si sceglieranno profili senza pozzetto laminare in quanto in via preliminare non si sa quale angolo di volo si riuscirà a garantire e quindi è bene avere ampio margine di angoli di attacco ammissibili.

Visto l'uso che si farà di questo drone, è necessario poi disporre di un certo volume di carico nel quale alloggiare non solo la strumentazione ma anche la componentistica per il volo (ricevente, flight controller, regolatori di tensione, batterie etc.), l'alimentazione e il controllo dei motori (batterie, ESC); la radice dell'ala sarà anche il posto dove saranno alloggiati questi elementi, nonché la parte centrale del drone. Si preferirà quindi per la radice dell'ala un profilo di spessore elevato mentre la punta il profilo sarà più sottile per alleggerire la struttura senza tuttavia renderla fragile. In sintesi: sarà preferibile un profilo reflex di elevato spessore e momento positivo per la radice e uno più sottile al più con momento aerodinamico nullo per la punta.

|        | Spessore  | $C_m$ | $C_l$   |
|--------|-----------|-------|---------|
| Radice | 18 ÷ 20 % | >0    | elevato |
| Punta  | 13 ÷ 15 % | >=0   | elevato |

**Tab. 6 Sintesi delle specifiche di progetto dei profili.**

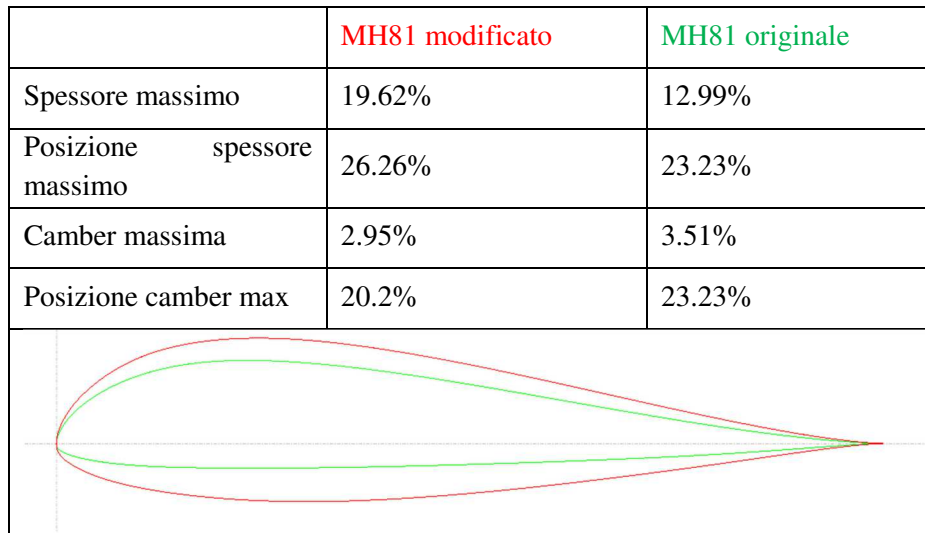
I parametri di base che caratterizzano un'analisi in Xfoil sono:

- Numero di Reynolds che esprime la natura del moto di un fluido attorno ad un corpo.
- Numero di Mach, esprime l'influenza della comprimibilità del fluido.
- Ncrit, indice di turbolenza, è un parametro per modellare la turbolenza del fluido o la rugosità del profilo (Drela e Youngren 2001).

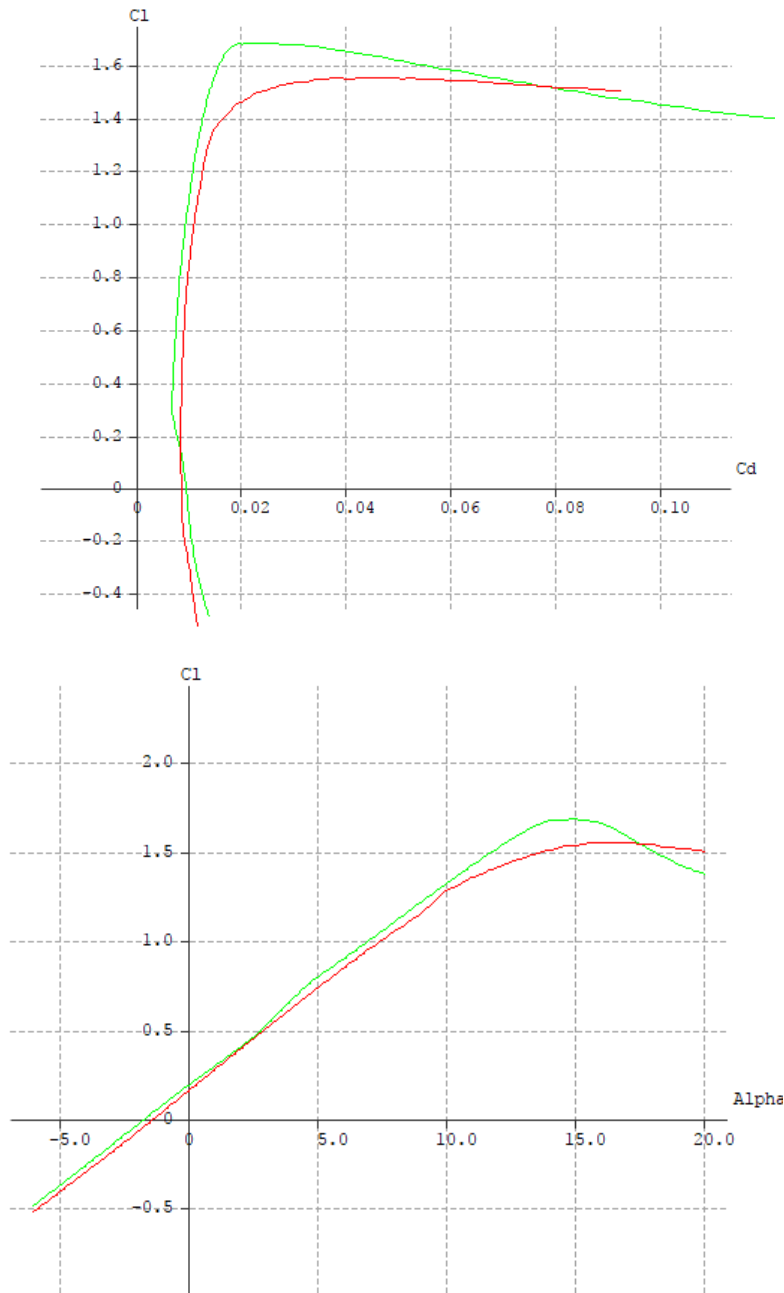
|                                    |          |
|------------------------------------|----------|
| Aliante/alta quota                 | 12 to 14 |
| Motoaliante                        | 11 to 13 |
| Galleria del vento pulita          | 10 to 12 |
| Galleria del vento non ottimizzata | 9        |
| Galleria del vento sporca/pioggia  | Da 4 a 8 |

**Tab. 7 Numero critico in Xfoil per tipologia di applicazione.**

Per queste analisi dunque i parametri che sono rimasti costanti sono  $Ma=0.05$  e  $N_{crit}=6$ . I profili reflex di elevato spessore sono assai rari nei database internazionali, quindi è stato necessario modificare un profilo esistente, l'MH81 progettato da Martin Hepperle. Il profilo alla radice è stato modificato per i nostri scopi aumentando lo spessore massimo dal 13% al 19.62% della corda e spostando la camber di 3 punti percentuali più a monte. Inoltre la posizione dello spessore massimo è stata indietreggiata per tenere conto delle esigenze costruttive.



**Fig. 24 MH81 modificato in rosso, MH81 originale in verde.**



**Fig. 25 Confronto fra MH81 modificato (rosso) e MH81 originale (verde) nelle polari Cl-Cd e Cl-alpha a  $Re_{1000000}$ .**

Si vede che l'ispessimento del profilo comporta una riduzione del Cl massimo di 0.13, con un angolo di stallo che aumenta però di circa  $1.5^\circ$ .

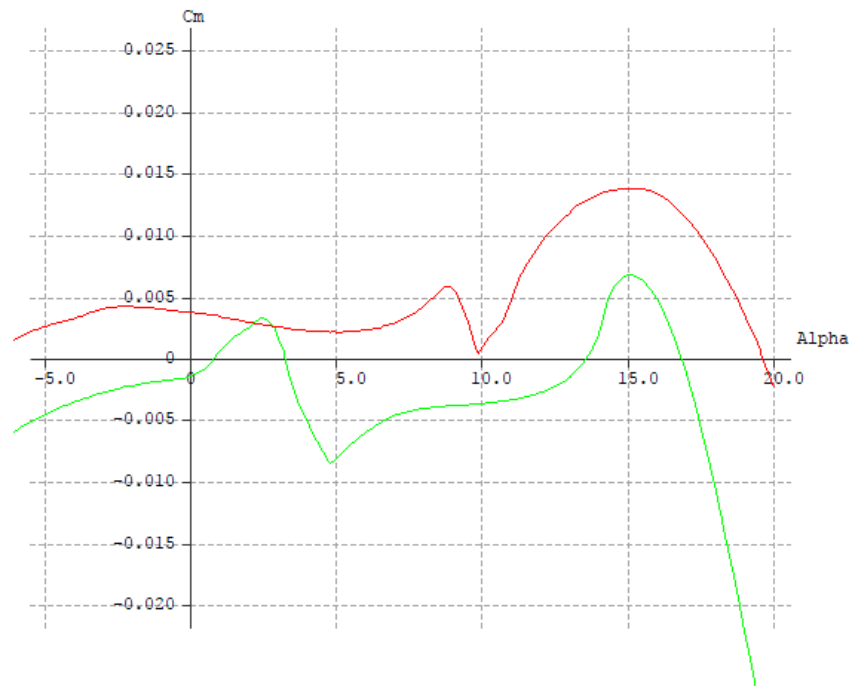
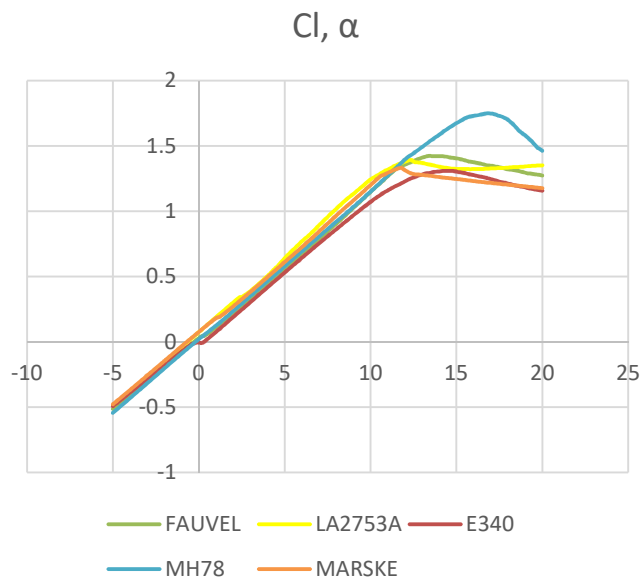
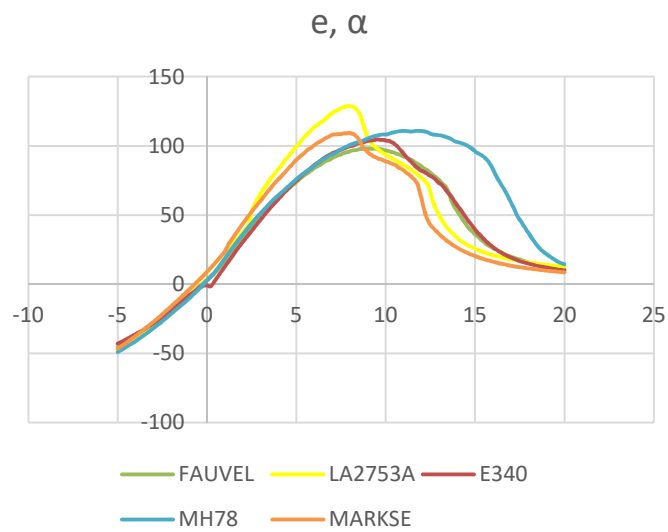
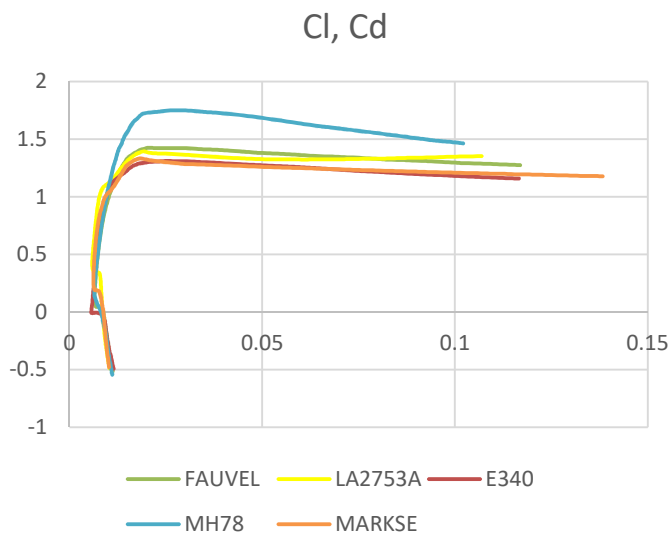
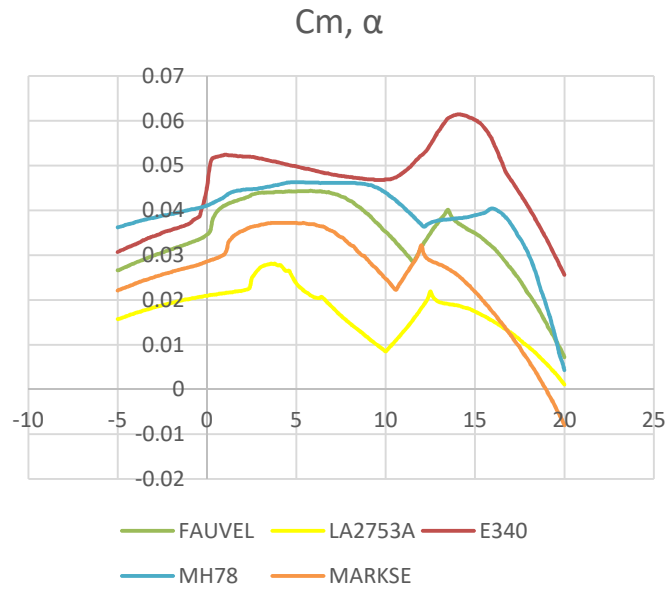


Fig. 26 Confronto fra MH81 modificato (rosso) e MH81 originale (verde) nella polare  $C_m$ - $\alpha$ .

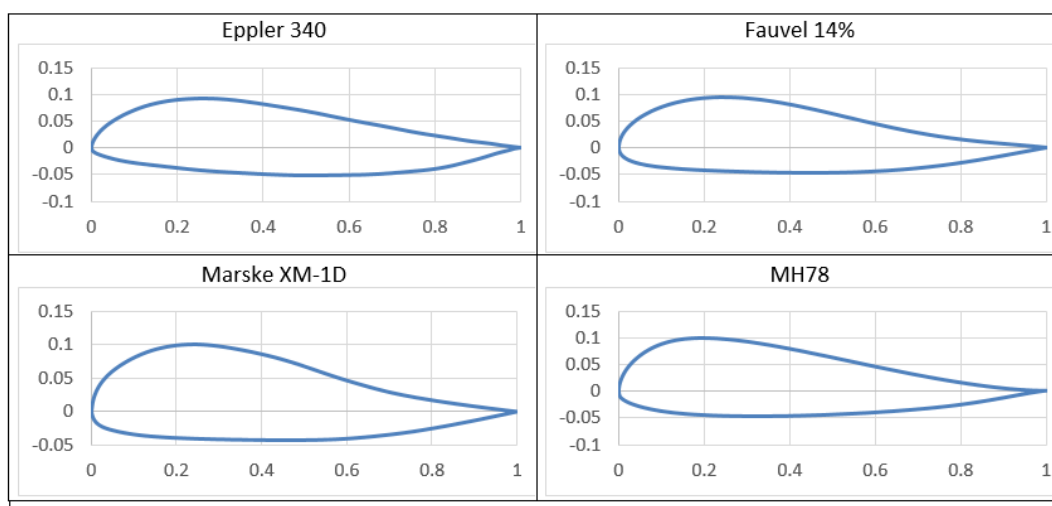
Inoltre come si vede dalla polare  $C_m$ - $\alpha$  ( $Re\ 1000000$ ) si è spostato il coefficiente di momento verso valori positivi.

I candidati al profilo da usare in punta per quanto detto sopra sono stati scelti sempre nella categoria “reflex”, con il migliore compromesso tra  $C_m$  e  $C_l$  nell’ottica di avere sia una buona portanza che una stabilità maggiore possibile: LA2573A, Eppler 340, MH78, Fauvel 14%, Marske XM-1D (questi ultimi tutti usati in alianti esistenti).





**Fig. 27 Confronto fra le polari di Eppler 340, MH78, Fauvel 14%, Marske XM-1D, LA 2573° (Re 1M).**

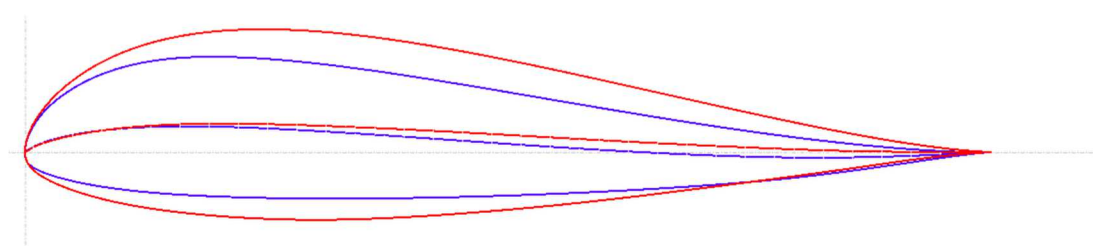


**Fig. 28 Profili confrontati per il tip.**

Il profilo ritenuto migliore è il MH78 in quanto, nonostante un  $C_m$  non maggiore degli altri scelti mostrava il  $C_l$  di stallo superiore e un maggiore angolo di stallo rispetto agli altri profili oltre che presentare uno stallo più morbido. Esso presenta un'efficienza sì elevata anche se non tanto come l'LA2753A in cui tuttavia l'efficienza massima si ha ad angoli molto localizzati. A differenza di quest'ultimo, nell'MH78 il pozzetto laminare è più esteso e con un salto tra i  $C_d$  meno evidente. Inoltre il  $C_l$  e il coefficiente di momento dell'MH78 risulta maggiore.

Il profilo MH 78 ha le seguenti caratteristiche:

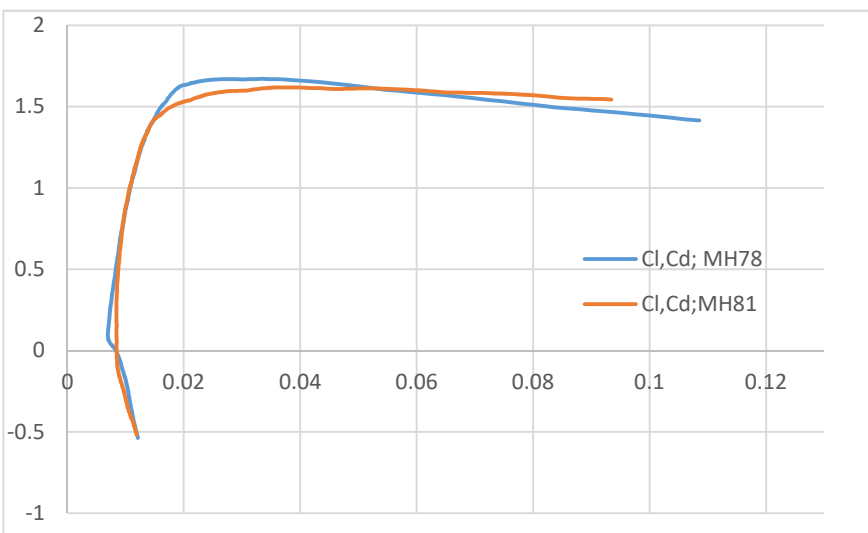
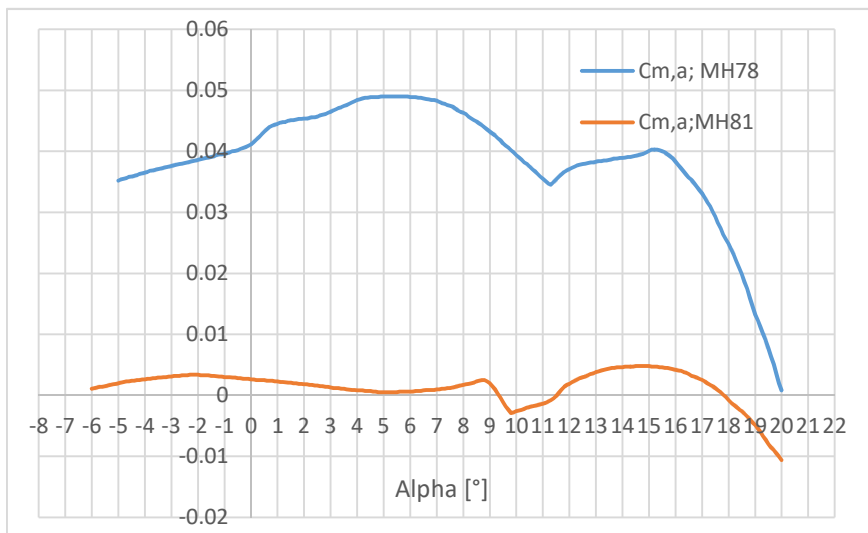
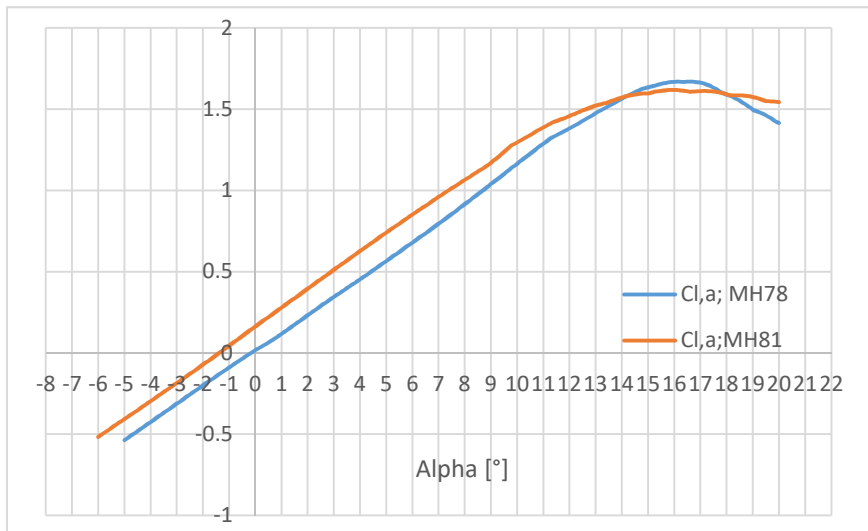
- Spessore massimo: 14.47%
- Posizione spessore massimo: 22.22%
- Camber massima: 2.68%
- Posizione camber max: 16.16%



**Fig. 29 Profilo di radice (rosso) e di estremità alare (blu).**

Secondo quanto riportato da Martin Hepperle, il progettista del MH78, durante il progetto di questo profilo, si è posta enfasi nel progettare un profilo che fosse adatto per alianti con freccia alare moderata. Mentre la performance non era un problema, la portanza massima e delle buone qualità di maneggevolezza erano più importanti. Come si vede il bordo di ingresso è piuttosto tozzo e il movimento graduale della separazione del bordo di uscita è responsabile delle caratteristiche confortevoli di stallo.

Seguono quindi le polari dei due profili che abbiamo scelto per il velivolo, MH81 modificato alla radice e MH78 in punta.



**Fig. 30 Confronto fra le polari dei profili MH81 e MH78 (Re 1000000).**



#### 4.4 STABILITÀ LONGITUDINALE

Si entra ora nel vivo della descrizione di come si è valutata e garantita la stabilità del velivolo in oggetto. Una volta nota la posizione del centro di gravità (CG), quando il CG viene spostato da molto avanti a molto indietro la derivata di stabilità longitudinale ( $C_{m\alpha}$ ) si modifica notevolmente, da un numero negativo elevato in valore assoluto ad un numero positivo alto. La pendenza positiva della curva  $C_m$ - $\alpha$  indica un velivolo instabile staticamente, una pendenza negativa un velivolo viceversa stabile. Per legge, per esempio, un aereo di Aviazione Generale deve essere stabile, per cui diventa molto importante capire quale è la posizione del CG per cui la pendenza diventa nulla, denominato punto neutro.

Ci son due tipi di punto neutro, quello a comandi bloccati (stick-fixed) e quello a comandi liberi (stick-free), il primo si riferisce ad una condizione di stabilità con l'elevatore fissato nella sua posizione neutrale (angolo di deflessione  $0^\circ$ ), il secondo si riferisce ad un elevatore libero di muoversi. La distinzione non è banale in quanto a un dato AOA ( $>0$ ), un elevatore convenzionale tende a galleggiare deflettendo il trailing edge in su (come ad aiutare il velivolo a avere un AOA anche maggiore). Quindi il velivolo in questo caso è meno stabile di quando l'elevatore sia tenuto fisso. Per un velivolo convenzionale quindi il punto neutro a comandi liberi dovrebbe essere più avanti rispetto al punto neutro a comandi bloccati. In realtà nel caso di un velivolo a controllo remoto i comandi sono sempre bloccati, nel senso che il servocomando è sempre in tensione e non consente il movimento della superficie mobile a meno che il pilota non invii un segnale mediante il radiocomando. Dunque nel nostro casi ci interesseremo solamente al punto neutro a comandi bloccati.

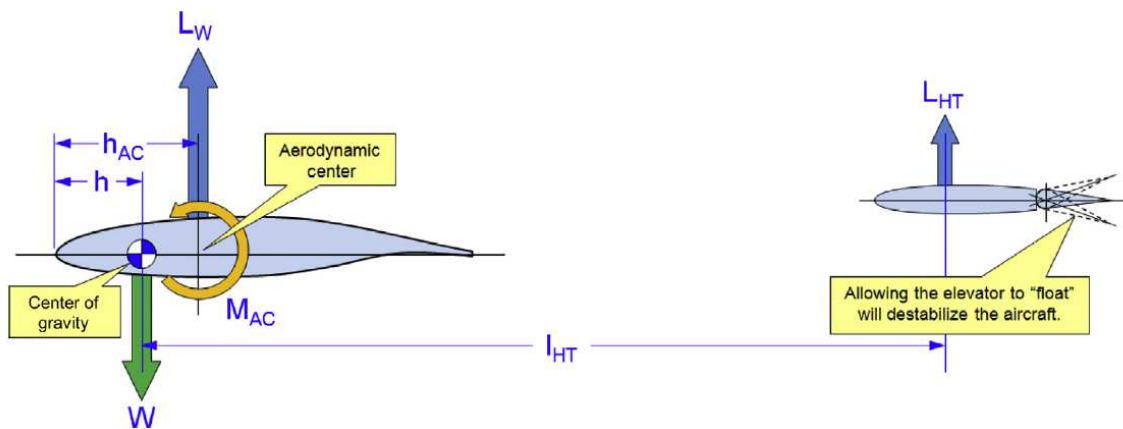


Fig. 31 Grandezze caratteristiche per la determinazione del punto neutro in un aeroplano convenzionale.

Data una configurazione di aeroplano convenzionale come quella che si vede in figura il punto neutro a comandi bloccati si determina con la seguente equazione:

$$\frac{hN}{MAC} = \frac{hAC}{MAC} + \eta_{HT} * V_{HT} * \frac{CL\alpha_{HT}}{CL\alpha} * \left(1 - 2 * \frac{CL\alpha}{\pi * AR}\right) - \frac{Cm\alpha_{AC}}{CL\alpha}$$

Con AR = Aspect Ratio dell'ala

$hN$  = posizione del CG a cui  $C_{m\alpha} = 0$ , cioè il punto neutro a comandi bloccati.

$hAC$  = posizione fisica del centro aerodinamico dell'ala rettangolare equivalente.

$\eta_{HT}$  = efficienza della coda

VHT = Volume orizzontale di coda,  $VHT = \frac{SHT \cdot lHT}{S \cdot MAC}$ , cioè superficie della coda orizzontale per distanza fra il CG e il centro aerodinamico della coda diviso la superficie dell'ala per la corda media aerodinamica.

$CL\alpha$  = pendenza della curva di portanza dell'ala

$CL\alpha_{HT}$  = pendenza della curva di portanza della coda

$Cm\alpha_{AC}$  = contributo alla stabilità longitudinale di componenti diversi dall'ala.

Il termine  $Cm\alpha_{AC}$  si riferisce agli effetti stabilizzanti di componenti come la fusoliera, le gondole motore, il carrello di atterraggio, l'ala stessa e così via in funzione dell'AOA. Il segno di questo contributo dipende in ultima analisi dalla configurazione dell'aeroplano.

In prima battuta si è quindi calcolato il punto neutro con questa formula, nel nostro caso le cose cambiano in quanto non si ha la coda e la formula si semplifica notevolmente. In prima analisi, si è considerato che il punto neutro si riducesse al primo termine, cioè con la posizione del centro aerodinamico dell'ala reale, esso coincide con la posizione del centro aerodinamico della corda media aerodinamica, che è stato approssimato al suo quarto di corda. Dunque esso è un parametro esclusivamente geometrico.

In realtà va detto che il centro aerodinamico non coincide sempre con il quarto di corda, e il centro aerodinamico esiste fintanto che il momento è costante al variare dell'angolo di attacco. Come si è visto il coefficiente di momento di questi profili non è costante anche nel range tipico di angoli di attacco di utilizzo ( $0^\circ$ - $15^\circ$ ). Come si legge in (Nickel e Wohlfahrt 1994) la linea dei centri aerodinamici si sposta rispetto alla linea del quarto di corda dell'ala. Per un'ala dritta infinitamente lunga a corda costante tutti i centri aerodinamici giacciono sul quarto di corda. Questo risulta corretto per un flusso non viscoso. In un fluido reale l'affermazione è vera solo se il flusso è attaccato e se il numero di Reynolds è sufficientemente alto. Se si considera poi un'ala swept infinitamente lunga la linea dei centri aerodinamici non è più una linea ma una curva. Nel caso di freccia indietro anche la linea si sposta indietro. Questo è vero anche in ali swept di lunghezza finita, come si vede in Schlichting Truckenbrodt (1960, p 69), la linea dei centri aerodinamici (o punti neutri come riportato in figura) è dietro il quarto di corda nell'ala interna e davanti al quarto di corda nell'ala esterna.

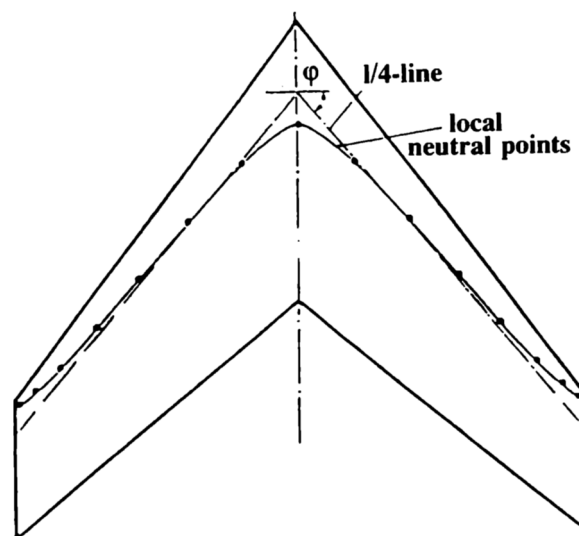


Fig. 32 Linea dei centri aerodinamici per un'ala a freccia.

Pertanto la valutazione puramente geometrica del punto neutro è adatta ad una prima analisi ma necessita di validazioni ulteriori.

La valutazione che invece fa il software XFLR5 del punto neutro parte dalla considerazione che esso altro non è che la pendenza del grafico ( $CL \cdot XCP - CL$ ). La valutazione è fatta sul  $CL$  e sul  $XCP$  cioè sulla posizione del centro di pressione dell'ala completa e sembra poter tenere in considerazione meglio gli effetti della finitezza dell'ala.

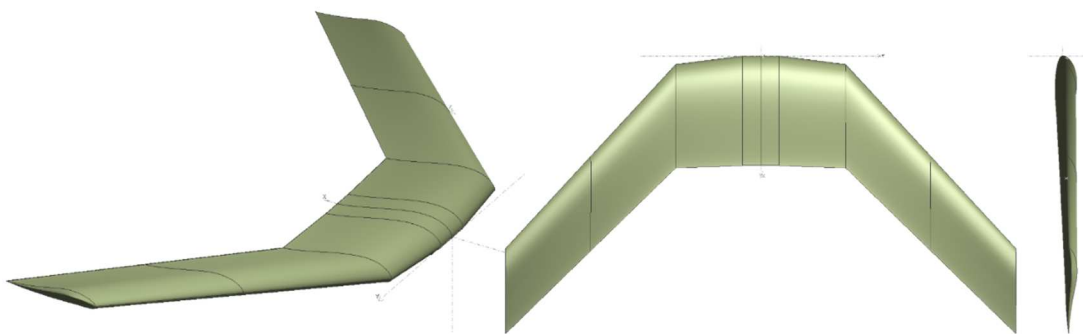
Inoltre si è visto che la valutazione puramente geometrica colloca sempre il punto neutro più a valle della valutazione portata avanti con il software.

Dunque se si considerasse la prima valutazione si avrebbe sempre una condizione di margine statico maggiore (a parità di posizione del baricentro) di quanto si avrebbe con la seconda valutazione che colloca il punto neutro mediamente più avanti. Quindi si è scelto di usare come termine di confronto il punto neutro calcolato con il software che rispecchia una condizione più conservativa; se siamo in condizioni di margine statico sufficienti con questo (in media maggiori del 5%), lo saremo anche con la valutazione geometrica.

Il termine stabilità statica accettabile è in realtà abbastanza nebuloso e dipende dalla classe di aeroplani che si prende in considerazione. Si riferisce alla grandezza in valore assoluto della pendenza della curva  $C_m - \alpha$ . Quindi, gli aerei da trasporto hanno di solito una alta stabilità a beccheggio, che dà luogo ad un valore di  $C_m \alpha$  nel range da -1.2 fino a -1.7 per radiante. Gli aerei di aviazione generale sono tipicamente nel range -0.6 fino a -1.0 su radiante. D'altro canto i moderni aerei da combattimento sono instabili di proposito ( $C_m \alpha > 0$ ).

Un alto livello di stabilità è una buona qualità per un aereo da trasporto, poiché il pilota non dovrà agire per mantenere il volo livellato. Il principale svantaggio è la manovrabilità ridotta (la velocità a cui si può cambiare l'orientamento del velivolo), ma questa è una priorità secondaria per aerei da trasporto che devono essere manovrabili a sufficienza per avere un volo sicuro. Gli aerei da combattimento, d'altro canto rappresentano l'altro estremo, hanno un alto carico alare e alto momento di inerzia. Se troppo stabile, il velivolo sarà inerte in modo inaccettabile. La soluzione è una riduzione della stabilità statica a favore della manovrabilità. In effetti i moderni aerei da combattimento sono longitudinalmente instabili per questo motivo, il limite è che richiedono un sistema di controllo computerizzato (fly-by-wire o il più moderno fly-by-light).

Nel corso del progetto si è dunque cercato di avere derivate di stabilità che si avvicinassero il più possibile ai valori minimi degli aerei di aviazione generale (-0.6 [1/rad]), pari a -0.0105 [1/gradi] fino a -1.7 [1/rad] pari a 0.0297 [1/gradi]). Il nostro drone si potrà paragonare agli aerei di aviazione generale meno stabili, ma comunque stabili.



**Fig. 33** Pianta di base del primo prototipo, in assonometria, da sopra, di lato.

Le simulazioni numeriche che il software XFLR5 rende disponibili, effettuabili sulla geometria del prototipo, si differenziano sia per il metodo di calcolo che per i parametri vincolati. Il metodo usato è quello del Vortex Lattice Method (VLM), i tipi di analisi aerodinamica sono quelli T1 a velocità costante e angolo di attacco variabile e T2 a portanza costante. La prima tipologia di analisi è più robusta e riesce a generare polari più estese in termini di AOA, la seconda invece consente di conoscere le velocità che sono necessarie per generare una portanza uguale al peso dato un certo angolo di attacco ma richiede a monte un database di polari 2D dei profili più esteso, in particolare ad alti Re: la tipologia T1 è stata usata quando servisse osservare un andamento generale, la seconda invece è stata usata per approfondire il comportamento di una certa configurazione, disponendo anche della polare del velivolo “Vz,V”.

Le analisi T1 sono state effettuate con una velocità di 22.22 m/s  $\approx$  80 km/h pari alla velocità di crociera di progetto ( $v_{VRO}$ ) e per un range di angoli di attacco da  $-5$  a  $+14^\circ$  o quando possibile  $+20^\circ$  (per questione di convergenza numerica). Le analisi T2 richiedono come input solamente la massa del modello, impostata a 25 kg che è il peso massimo che il velivolo potrà avere.

La geometria della pianta alare viene caratterizzata dal numero di pannelli che costituiscono ogni rastremazione e dalla loro distribuzione: noto che tanti più pannelli vi sono, tanto più accurata diventa la simulazione ma aumenta anche l'onere computazionale richiesto (il limite massimo di 5000 pannelli è imposto dal software), lungo la corda sono stati inseriti 33 pannelli mentre nella direzione dell'apertura si è tenuta una dimensione costante di 3.889 mm/pannello: in tale modo un pannello così generato su una rastremazione retta come quella dell'hub, assume una forma che tende a quella del quadrato, ideale per l'accuratezza del calcolo; lo stesso passo è stato mantenuto nelle altre rastremazioni.

Come descritto dalle linee guida del software, la distribuzione dei pannelli lungo la corda è stata di tipo “coseno” che li addensa in corrispondenza dei bordi d'ingresso e d'uscita, nella direzione dell'apertura alare.

La geometria viene caratterizzata anche dalla sua grandezze inerziali e per questo tipo di polari sono necessari i dati della massa e del centro di massa: la prima è pari a 25 kg, la posizione del baricentro invece è stata ripresa dal foglio di calcolo in Excel:  $x_{CG}=0.637$  m.

La simulazione genera forze e momenti che vengono adimensionalizzati con dei valori di riferimento di area della pianta alare, apertura alare e corda, in modo da ottenere i coefficienti caratteristici  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_m$  etc. Riferendo tutte le simulazioni agli stessi parametri è possibile confrontare due modelli differenti.

Prima dell'introduzione delle winglet, sono stati usati:

- $A_{rif} = A_{pianta}=3.403$  [m<sup>2</sup>]
- $b_{rif} = \text{apertura alare}=4.2$  [m]
- $c_{rif} = CMA= 0.815$  [m]

Una volta che sono state introdotte, sono stati utilizzati:

- $A_{rif} = A_{pianta}=3.403$  [m<sup>2</sup>]
- $b_{rif} = \text{apertura alare}=4.2$  [m]
- $c_{rif} = CMA \text{ con winglet}= 0.778$  [m]

Le grandezze che caratterizzano l'aria necessarie alle simulazioni sono:

- Densità:  $\rho = 1.225$  kg/m<sup>3</sup>
- Viscosità dinamica  $\mu = 1.5 \cdot 10^{-5}$  Pa s

Quindi è stata eseguita l'analisi di tipo T2 del prototipo con i profili così distribuiti.

|                   | Asse       | Radice     | Stazione intermedia | Punta |
|-------------------|------------|------------|---------------------|-------|
| Profilo           | MH81 (20%) | MH81 (20%) | MH81 (20%)          | MH78  |
| Svergolamento [°] | 0          | 0          | 0                   | -2°   |

**Tab. 8 Distribuzione dei profili alari lungo l'apertura alare del velivolo di base.**

Si noti il valore di primo tentativo dello svergolamento di -2° geometrici, esso indica che il profilo ruotando colloca il bordo di ingresso più in basso rispetto al bordo di uscita.

Si introduce di seguito una legenda che sarà valida per i dati ricavati dalle simulazioni, gli angoli si intendono sempre in gradi di qui in avanti.

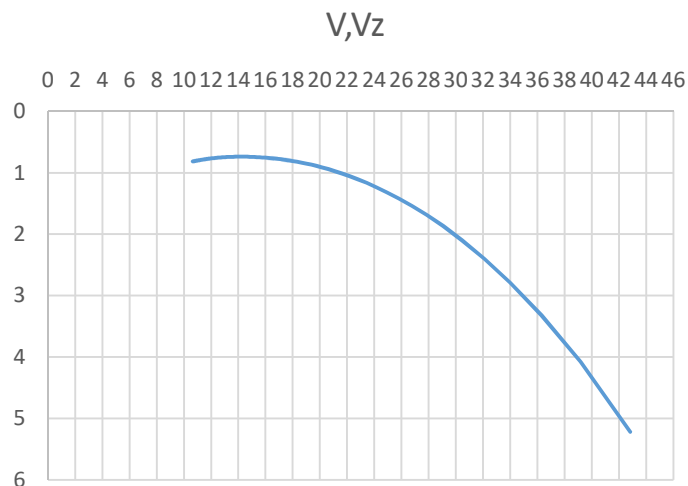
XNP = posizione del punto neutro in metri rispetto all'origine del sistema di riferimento, cioè il bordo di ingresso della mezzeria del velivolo;

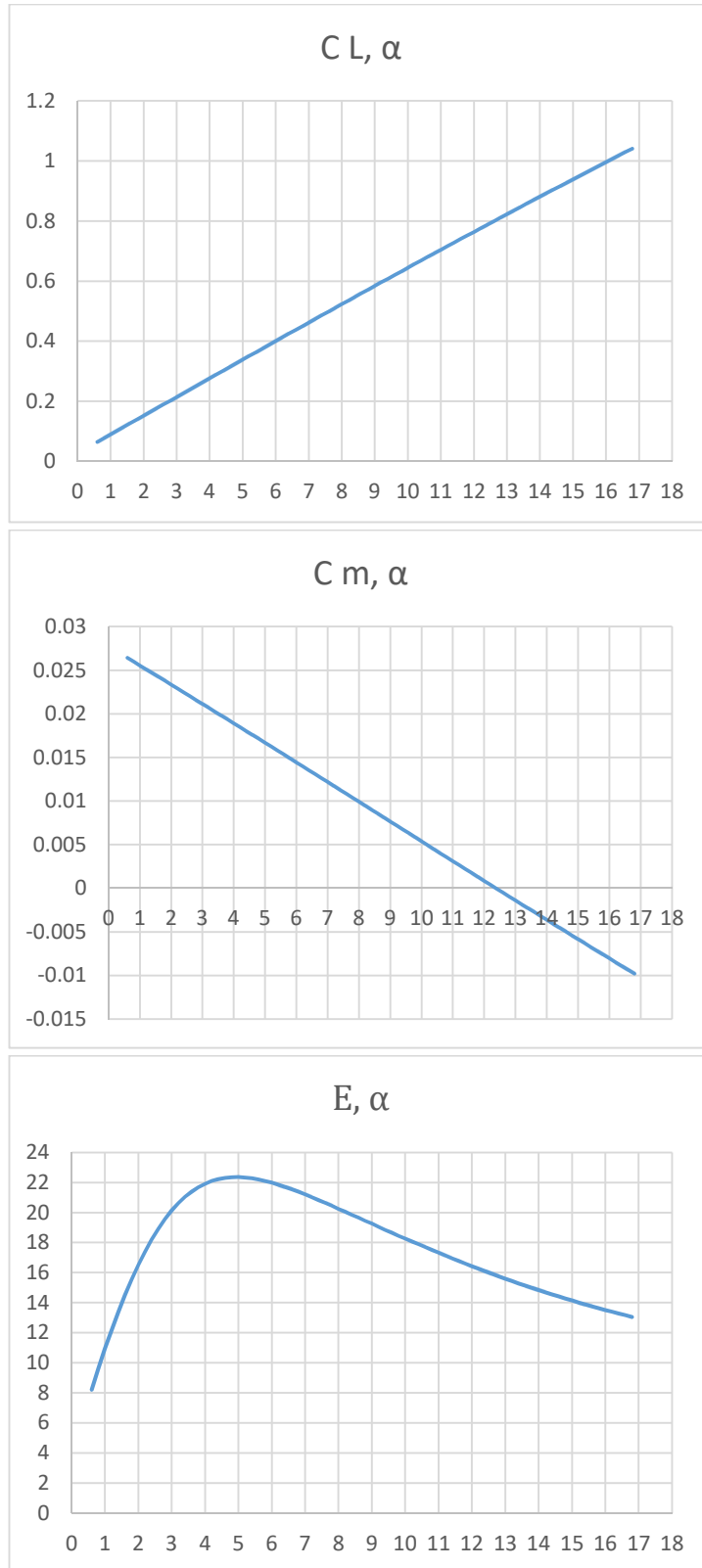
CLa = pendenza della curva CL-alpha, [1/gradi]

Cma = pendenza della curva CM-alpha del velivolo [1/gradi];

$\alpha@Cm0$ ,  $CL@Cm0$ ,  $Cd@Cm0$ ,  $E@Cm0$ ,  $V@Cm0$ ,  $Vz@Cm0$  = indicano angolo di attacco effettivo [°], coefficienti di portanza, resistenza, efficienza, velocità [m/s], velocità verticale [m/s] all'angolo in cui il coefficiente di momento vale zero, cioè all'angolo di volo;

$E_{max}$ ,  $\alpha@E_{max}$ ,  $CL@E_{max}$ ,  $V@E_{max}$ ,  $Vz@E_{max}$  = indicano l'efficienza massima, l'angolo, il coefficiente di portanza, la velocità e la velocità verticale all'efficienza massima.





**Fig. 34 Polari della prima pianta del velivolo.**

I risultati della prima simulazione sulla pianta progettata sono i seguenti.

Prototipo di base, T2

| XNP              | CLa              | Cma                 |                    |                     |        |
|------------------|------------------|---------------------|--------------------|---------------------|--------|
| 0.686            | 0.0605           | -0.0022             |                    |                     |        |
| $\alpha@Cm0$     | CL@Cm0           | Cd@Cm0              | E@Cm0              | V@Cm0               | Vz@Cm0 |
| 12.3             | 0.781            | 0.048               | 16.2               | 12.3                | 0.8    |
| E <sub>max</sub> | $\alpha@E_{max}$ | CL@E <sub>max</sub> | V@E <sub>max</sub> | Vz@E <sub>max</sub> |        |
| 22.4             | 5.0              | 0.339               | 18.6               | 0.8                 |        |

**Tab. 9 Prospetto di sintesi delle prestazioni della prima pianta del velivolo.**

Il primo risultato considerevole è che le simulazioni effettuate mostrano come esista un punto di intersezione della curva  $C_m, \alpha$  con l'asse delle ascisse ( $C_m=0$ ) e quindi un angolo per cui si ha una configurazione di volo stabile, che corrisponde a  $12.3^\circ$ .

Questo dà luogo al fatto affatto indifferente che la pianta progettata, unitamente alla posizione del baricentro trovata, può volare.

Tuttavia tale configurazione non è aderente alle condizioni di progetto per il fatto che, ricavando il C L di volo, esso è eccessivamente alto (0.781 rispetto a 0.35 che era quello di primo tentativo). Questo comporta un'efficienza ridotta (infatti allo stesso angolo l'efficienza di volo è lontana dalla massima) e una velocità di 12.3 [m/s] lontana da quella di progetto (22.2 [m/s]).

I miglioramenti successivi saranno volti a portare la condizione di volo al C L di progetto e in prossimità della massima efficienza.

#### 4.5 WINGLETS

Nell'ottica di ottimizzare il prototipo, e quindi di migliorare le sue prestazioni, sono state implementate le alette di estremità, le cosiddette winglets. Esse hanno la principale funzione di ridurre i vortici di estremità alari, e dunque la resistenza indotta in un'ala finita.

La resistenza totale di un velivolo può essere scomposta nella somma del contributo dovuto al profilo alare, che dipende dal quadrato della velocità, ed un contributo associato ai vortici di estremità, che è inversamente dipendente dal quadrato della velocità. Ciò fa sì che esista un punto per il quale la resistenza presenta un valore minimo, e si verifica alla velocità di massima Efficienza aerodinamica.

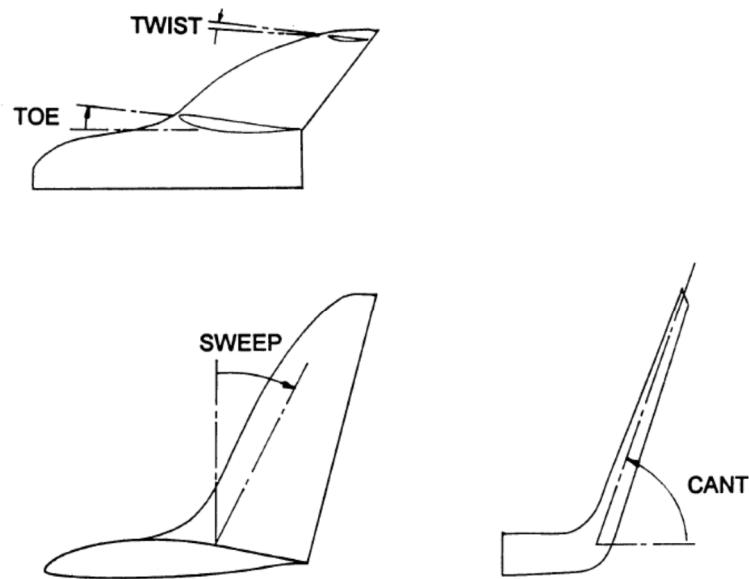
Una riduzione della resistenza associata ai vortici di estremità porterà uno spostamento del punto di massima efficienza verso velocità minori. Diversamente un aumento della resistenza di profilo porterà uno spostamento del punto di massima efficienza verso velocità maggiori.

Come si legge in Ricci, s.d., a metà degli anni '70 al NASA Langley il Dr. Richard Withcomb propose di modificare le estremità alari modificando le ali di un Boeing 707 mediante prove in galleria del vento. L'idea di base proposta da Withcomb era quella di ridurre il nucleo del vortice di estremità generando un vortice di diametro maggiore ma di minore intensità, a ciò si aggiungeva l'idea di spostare il vortice su di un piano diverso da quello dell'ala, con una riduzione non trascurabile del flusso secondario indotto dalle estremità alari. Gli studi di Withcomb furono finalizzati ad aerei di linea operanti a velocità transoniche; proprio in questo specifico caso si riusciva ad ottenere una sensibile riduzione di Resistenza Indotta ad elevati angoli di attacco (fino al 20%), tipici delle operazioni di decollo, con un netto miglioramento dell'Efficienza Massima (circa il 9%). Da tutto ciò Withcomb dedusse che l'introduzione delle Winglets produceva dei benefici aerodinamici pari a circa il doppio di quelli di un eventuale aumento di superficie alare della stessa entità. L'obiezione principale degli oppositori era quella per cui il beneficio di tali dispositivi era limitato ad un piccolo range di lavoro dell'aeroplano e che al di fuori di tale zona la presenza di una maggiore superficie poteva incrementare la Resistenza di attrito superficiale complessiva dell'aereo. Fu grazie all'interesse del Dr. David Marsden dell'Università di Alberta e alle sue esperienze fatte sulle winglets che si fece chiarezza su alcuni parametri geometrici principali sui quali intervenire per migliorare le prestazioni delle alette.

Tali parametri sono:

- CANT Angle (Angolo di Diedro)
- Sweepback (Angolo di freccia)
- Twist (Svergolamento geometrico dell'aletta)
- Taper (Rastremazione) rapporto fra corda di base della winglet e la corda di estremità dell'ala.





**Fig. 35 Parametri geometrici di progetto delle winglets.**

L'angolo di diedro (CANT Angle) viene portato a circa 7-12 gradi per sopperire alla deformazione elastica delle ali che si può avere durante il volo. A causa di tale deformazione parte della portanza generata dalle Winglets agisce in modo negativo e solo fornendo un certo diedro alle stesse è possibile ridimensionare il problema.

L'angolo di Freccia (Sweepback) è invece ottenuto mediante osservazioni sperimentali derivanti da visualizzazioni con fili di lana; da tali osservazioni viene messo in evidenza come la radice della winglet vada in Stallo prima dell'estremità. Tale comportamento deve essere modificato portando la winglets a stallare tutta contemporaneamente; ciò può ottenersi spostando il carico aerodinamico verso l'estremità dell'aletta, intervento realizzato mediante l'applicazione di un angolo di freccia, (Sweep fino a 30 [°]).

Per ridurre la resistenza offerta dalla Winglet i primi modelli presentavano la corda alla radice posta ad un angolo di incidenza nullo rispetto al flusso principale (TOE Angle = 0 °). In tali condizioni però si verificava che a bassi angoli di attacco dell'ala venivano a generarsi dei carichi eccessivi sulle alette con possibili separazioni sulla parte esterna delle stesse. La soluzione a tali evidenze sperimentali fu quella di porre il TOE Angle per angoli compresi fra -2° e -3°, in funzione del profilo adottato; in tali condizioni la resistenza offerta dalle winglets risulta bassa (in genere a -3° il Cl del profilo è nullo). Dalla radice della winglet, procedendo verso l'estremità della stessa, viene applicato uno svergolamento positivo (Wash-In) in modo da far sì che l'angolo di incidenza effettivo sia costante su tutta l'aletta. La determinazione dell'angolo di svergolamento ottimale passa per una serie di prove sperimentali e, ad oggi, lo svergolamento ottimale (SWEEP ANGLE) sembra essere circa +2°. Altro parametro importante dell'aletta è il rapporto di rastremazione (TAPER RATIO), analizzato in dettaglio dal Prof. Horstmann del DFVLR di Braunschweig, che contribuisce a rendere lineare lo svergolamento. Più precisamente per grandi rapporti lo svergolamento si modifica gradualmente mentre diventa più brusco al diminuire del taper ratio. Valori tipici di Taper Ratio sono: 0.50 (ASW20) – 0.70 (DISCUS), attualmente il valore più adottato è 0.6.

Per quanto riguarda la scelta del profilo da adottare per le winglets esso dovrà presentare:

- Una resistenza bassa ad alta velocità
- Avere buone prestazioni a bassi numeri di Reynolds
- Avere buone qualità ad angoli di incidenza negativi.

Tali caratteristiche non sono semplici da ottenere pertanto le prime applicazioni utilizzarono profili già sperimentati a bassi numeri di Reynolds, come ad esempio il Wortmann FX60126. Successivamente, grazie all'interessamento di Peter Masak, pilota di aliante e Professore presso il Pennsylvania State University, venne sviluppato un profilo che rispondeva alle caratteristiche prima citate; il profilo venne identificato come PSU-090.125 e, diversamente dallo FX60126, presentava una camber massima meno arretrata, così da evitare zone di separazione laminare sull'intradosso mediante una riduzione della curvatura locale. Ovviamente tale espediente comportava il raggiungimento di  $Cl_{max}$  di valore inferiore, ma ciò non desta preoccupazioni. Il profilo PSU-90-125WL è stato progettato da Michael S. Selig.

Le specifiche di progetto del profilo erano le seguenti:

- $Cl_{minimo} = 0.15$
- $Cl_{massimo} = 1.5$
- Spessore massimo: 12.5 [%]
- Re range: 350.000 – 1.000.000
- Assenza di bolle di separazione per  $Cl=0.5$ .

Ovviamente la distribuzione di Portanza dell'ala viene modificata dall'introduzione delle winglets, l'aggiunta delle alette implica che la portanza unitaria possa essere diversa da zero all'estremità della pianta alare, in quanto essa va ad azzerarsi sulla cima della winglet. Di fatto si ha che l'inserimento della winglet su una semiala ne incrementa "l'apertura apparente"; tale aumento di Portanza alare consente una prestazione maggiore dell'aliante in tutte quelle situazioni per le quali si debba operare a bassa velocità. A ciò si aggiunge il contributo dell'aumento di diedro effettivo che consente una migliore stabilità ad alti angoli di spirale. Per ali con freccia indietro le winglets generano più stabilità direzionale. Inoltre visto che le winglets aumentano la portanza locale, esse incrementano l'efficacia degli alettoni che si trovano in prossimità delle stesse.

Questi benefici vanno sempre comparati con il peggioramento di prestazioni che le winglets causano ad alte velocità, dove la Resistenza Indotta è minima ma quella di attrito superficiale è massima.

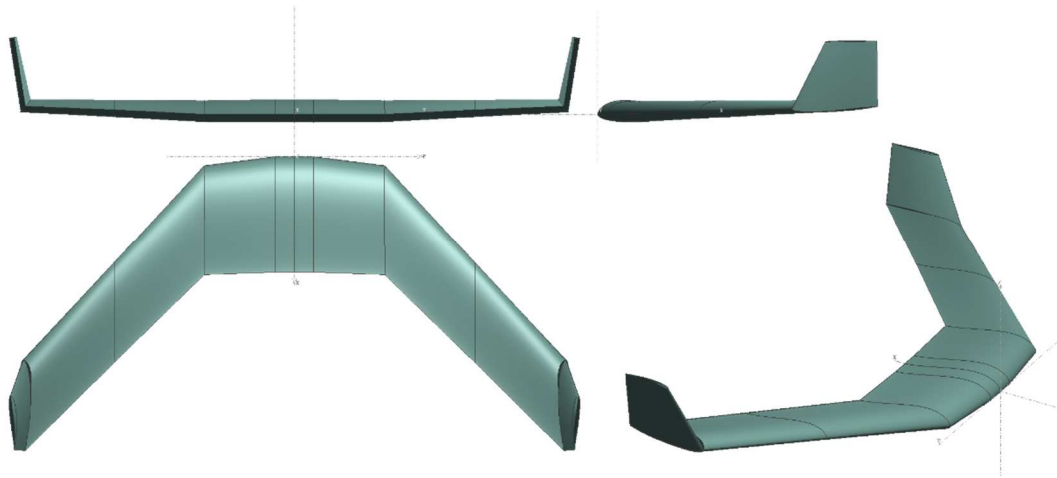
Esse presentano poi (Nickel e Wohlfahrt 1994) degli svantaggi che vale pena menzionare:

- La massa addizionale delle winglets non è favorevole nella maggior parte dei casi e può indurre wing flutter. Inoltre in generale peggiorano il comportamento in vite e la struttura si deve rinforzare per sostenere il peso aggiuntivo.
- Generano durante tutto il volo resistenza parassita.
- Aumenta il rollio che si ha durante la scivolata d'ala, che insieme alla freccia indietro può aumentare la possibilità del rollio olandese.

Un primo dimensionamento è stato eseguito seguendo dunque le indicazioni fornite dalla letteratura:

- Corda di base coincidente con quella di punta dell'ala
- Rapporto di rastremazione  $0.5 < TR < 0.8$
- Diedro della winglet:  $80^\circ$
- Profilo specifico per winglets: PSU-90-125WL
- Svergolamento del profilo di punta della winglet:  $-2^\circ$  (naso in fuori)
- Angolo di freccia della winglet:  $26.5^\circ$

Si è effettuata la simulazione in XFLR5 della configurazione pensata, di seguito i risultati sintetici e le polari corrispondenti.

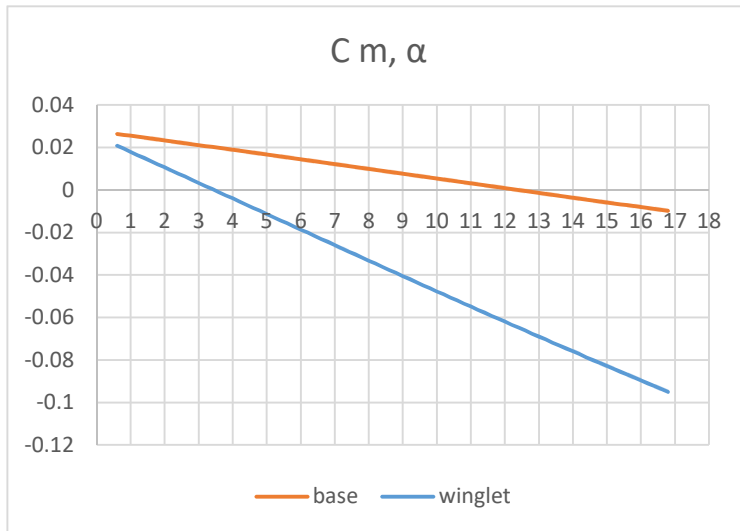
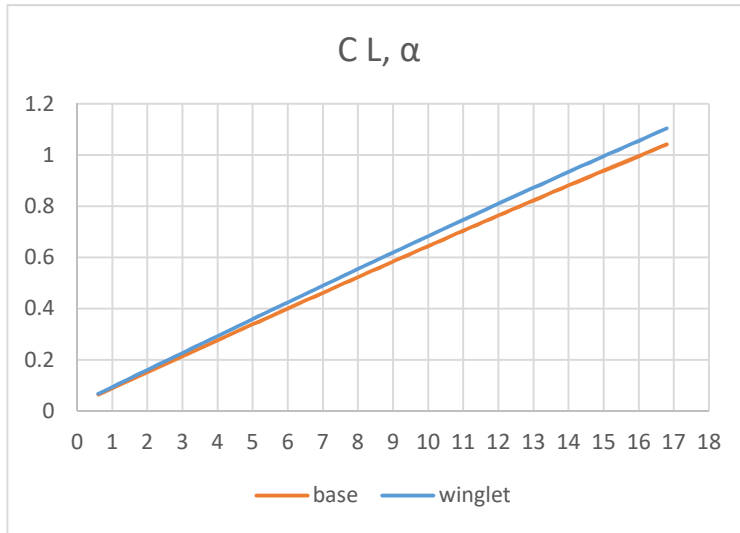
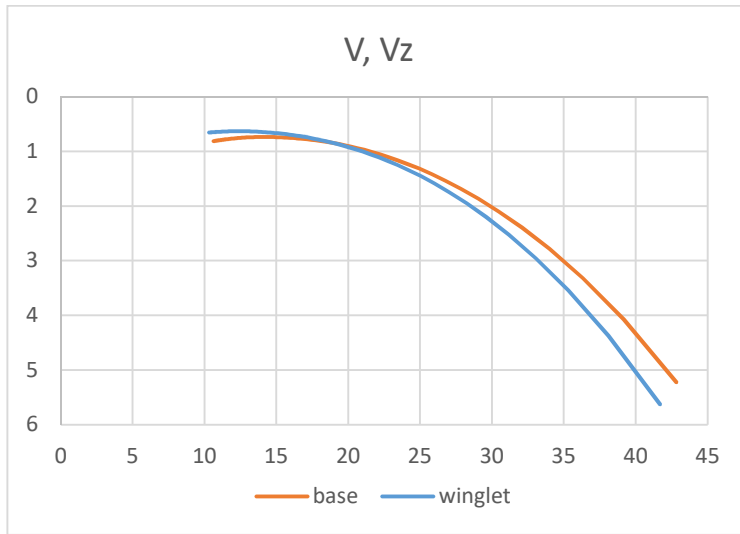


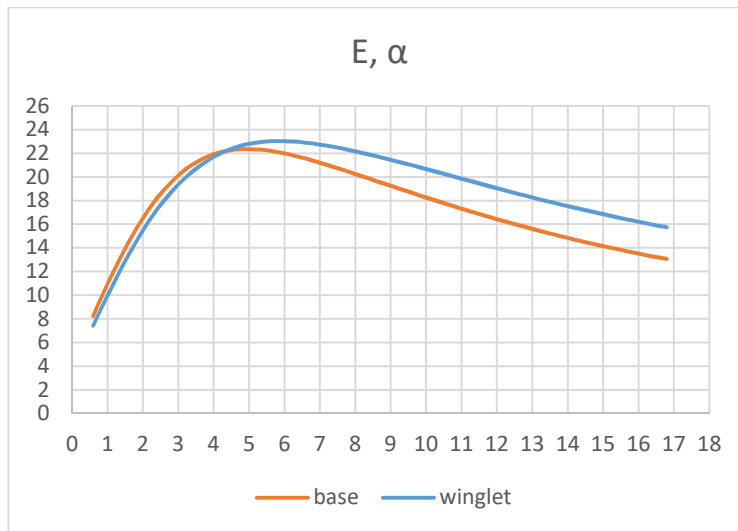
**Fig. 36** Pianta di base modificata con le winglets.

Prototipo con winglet, T2

|                                |  |                           |                          |                           |               |
|--------------------------------|--|---------------------------|--------------------------|---------------------------|---------------|
| <b>XNP</b>                     | <b>CLa</b>                                 | <b>Cma</b>                |                          |                           |               |
| 0.753                          | 0.053687                                   | -0.0063                   |                          |                           |               |
| <b><math>\alpha</math>@Cm0</b> | <b>CL@Cm0</b>                              | <b>Cd@Cm0</b>             | <b>E@Cm0</b>             | <b>V@Cm0</b>              | <b>Vz@Cm0</b> |
| 3.5                            | 0.218                                      | 0.011                     | 20.6                     | 21.4                      | 1.0           |
| <b>E<sub>max</sub></b>         | <b><math>\alpha</math>@E<sub>max</sub></b> | <b>CL@E<sub>max</sub></b> | <b>V@E<sub>max</sub></b> | <b>Vz@E<sub>max</sub></b> |               |
| 23.0                           | 5.9  | 0.354                     | 16.8                     | 0.7                       |               |

**Tab. 10** Prospetto di sintesi delle prestazioni della prima pianta del velivolo modificata con le winglets.





**Fig. 37 Polari della prima pianta del velivolo a confronto con la pianta con le winglets.**

Dai valori sintetici si può notare che le winglet abbiano spostato l'angolo di equilibrio in modo significativo da  $12.3^\circ$  a  $3.5^\circ$ , abbiano aumentato la portanza per ogni angolo (tra cui quello di volo); andando a volare ad un'efficienza molto maggiore del caso senza winglets (20.6). L'efficienza massima è aumentata da 22.3 a 23.0.

Come previsto la resistenza non è variata uniformemente in quanto a bassi angoli di attacco (alte velocità di volo) è aumentata mentre è diminuita a quelli alti (basse velocità).

L'efficienza all'angolo di volo è aumentata per lo spostamento del punto di equilibrio ad opera delle winglets.

Inoltre le winglets consentono di volare alla velocità di 21,4 [m/s], che si avvicina alla velocità iniziale di progetto (22.2 [m/s]).

Nel caso in cui le winglets abbiano le loro direzioni di portanza nulla che si vanno allargando andando dal muso alla coda sulle ali con freccia indietro, l'effetto è di produrre uno svergolamento indotto (washin = Bordo di uscita del tip alare verso il basso) che ha un effetto picchiante. Il fatto che i bordi di entrata convergano genera una forza di aspirazione, questa bassa pressione agisce anche sulla superficie superiore dell'ala esterna aspirandola, quindi si genera un momento picchiante in tutte le condizioni di volo.

Si deduce che a dispetto delle considerazioni preliminari che sono state fatte per winglets su alianti generici, in questo caso si potrebbe indagare la possibilità di far lavorare le winglets ad un angolo di attacco positivo. In questo modo si può generare un twist geometrico apparente che si somma in modulo a quello già presente senza svergolare geometricamente l'ala a discapito delle prestazioni del profilo. In effetti si dovrà valutare il miglior compromesso fra l'aumento di resistenza dovuto al far lavorare le winglets ad angolo di attacco positivo ( $TOE > 0^\circ$ ) e l'aumento di resistenza che si avrebbe svergolando il solo profilo di estremità dell'ala.

## 4.6 CONTROLLO

### 4.6.1 Butterfly e atterraggio

Per comprendere meglio come un'ala volante mantenga la sua stabilità longitudinale mentre è in volo e come si possa agire per controllare il beccheggio si consideri la figura che mostra un'ala volante che è in equilibrio ad un certo angolo di attacco.

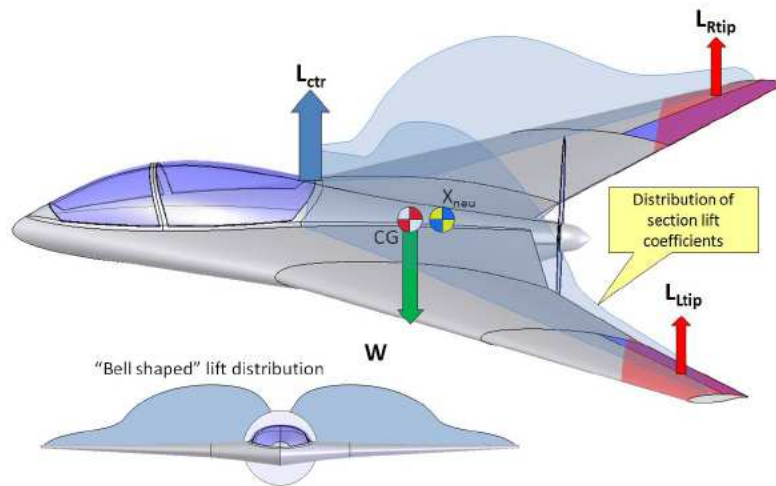


Fig. 38 Schematizzazione delle forze in equilibrio su una pianta a freccia.

La regione collinare ombreggiata rappresenta la portanza distribuita lungo lo span. Questa portanza distribuita si potrebbe rappresentare usando delle forze puntuali. Per esempio si consideri  $L_{Rtip}$  e  $L_{Ltip}$  come la risultante di forze data dalla distribuzione di pressione nelle due aree in rosa di destra e di sinistra, allo stesso modo  $L_{ctr}$  come la risultante delle pressioni nella restante parte di ala centrale, se  $W$  è il peso del velivolo,  $CG$  il punto in cui si ha il baricentro e  $X_{neu}$  il punto neutro a barra fissata, ci sarà un AOA per cui la somma dei prodotti di queste forze per la loro distanza dal  $CG$  sia nullo, cioè l'aereo è trimmato.

L'equilibrio per un altro angolo di attacco si raggiunge deflettendo gli alettoni per aggiustare l'ampiezza di queste tre forze puntuali, in altre parole questo piazza il Centro Aerodinamico sul  $CG$ . Riferendosi alla stessa figura il velivolo genera stabilità come se fosse appeso per questi tre punti dove si trovano  $L_{ctr}$ ,  $L_{Rtip}$ ,  $L_{Ltip}$  con  $W$  agente sul  $CG$ , questa è ovviamente una semplificazione che mostra come non sia necessaria una portanza rivolta verso il basso benché è possibile che si abbiano coefficienti di portanza negativi al tip. Se si rimpiazzano idealmente le forze con tre cordini, si vede che si può raggiungere l'equilibrio con tutte e tre i cordini in tensione fintanto che il  $CG$  è dietro alla stringa centrale. Dunque la stabilità longitudinale richiede solo che si abbia una riduzione della portanza (e non diventare necessariamente negativa) andando verso l'esterno dell'ala fintanto che il  $CG$  è dietro a quella che si può considerare la forza di portanza della sezione mediana dell'ala e davanti al punto neutro.

Al variare della portanza sulle estremità a causa di una deflessione sincrona cioè nella stessa direzione degli alettoni si raggiunge un diverso angolo di equilibrio. Contemporaneamente si deflettono i flap verso il basso per compensare alla variazione di momento e per eventualmente aumentare la resistenza e ridurre la velocità per esempio in atterraggio. La manovra descritta è il cosiddetto "butterfly".

Per capire quali sono le problematiche del controllo longitudinale si fa riferimento ad alcune fra le ali volanti più diffuse che sono quelle dei fratelli Horten, che hanno progettato e costruito un

numero impressionante di tali velivoli. Per comprendere meglio le limitazioni del controllo longitudinale si consideri a titolo esemplificativo il Vortex Lattice Method dell'ala volante Horten Ho-II come riportato in (Gudmundsson 2014). Il modello presenta un washout di  $3^\circ$  e un profilo Horten al 13% di spessore. Il margine statico è del 10% della corda media geometrica.

Al diminuire della velocità l'angolo di equilibrio aumenta e questo angolo si può raggiungere mediante una deflessione delle superfici di controllo verso l'alto. Inserire  $3^\circ$  di washout riduce i requisiti di deflessione degli alettoni. Allo stesso tempo lo svergolamento geometrico (washout) rende il velivolo leggermente meno efficiente richiedendo un angolo di attacco di equilibrio maggiore ( $5.4^\circ$  rispetto a  $5.0^\circ$  per quella senza svergolamento). Vale a dire che garantire il controllo longitudinale avviene a prezzo dell'efficienza. La differenza non è così significativa per cui lo svergolamento geometrico è una buona soluzione rispetto al volare tenendo costantemente gli alettoni deflessi in alto.

Inoltre per stallare l'Horten Ho-II alla velocità di 21.4 KCAS ci sarebbe bisogno di una deflessione degli elevoni molto maggiore di  $25^\circ$ . In effetti questa velocità di stallo è impossibile poiché anche gli alettoni stessi sarebbero stallati e quindi la loro autorità diminuirebbe e con essa la capacità di aumentare l'angolo di attacco fino allo stallo o oltre lo stallo. Per esempio delle superfici di controllo di tipo plain flap iniziano a stallare quando la loro deflessione raggiunge i  $15^\circ$  quindi elevoni deflessi di  $25^\circ$  non hanno molto significato. In effetti dei piloti collaudatori affermano che stallare l'Horten HO-II non è possibile, ma che piuttosto il velivolo si stabilizza alla minima velocità di 48 KCAS. La configurazione dell'Horten quindi garantisce una stabilità intrinseca allo stallo. Di conseguenza predire la velocità di stallo a partire dalla sola area dell'ala non è sufficiente, bisogna considerare parallelamente il controllo longitudinale necessario per portare il velivolo a quella velocità e a quell'angolo. Va detto che gli elevoni nell'Ho-II si estendono per il 50% dello span, ed ognuno è più grande di una configurazione tipica di un aereo con la coda. A prima vista ci si aspetta che ali volanti inclinate all'indietro (swept back) abbiano caratteristiche allo stallo pericolose a causa della nota tendenza allo stallo di estremità legata a questo tipo di pianta. In ogni caso, per portare in stallo questo tipo di aerei gli elevoni devono essere significativamente deflessi verso l'alto, gli elevoni sono superfici di controllo che uniscono le funzioni di equilibratore (usato per il controllo di beccheggio) e gli alettoni (usati per il controllo di rollio). Se questi sono posizionati vicino alle punte, questo abbassa il coefficiente di portanza locale dando luogo ad una progressione dello stallo opportuna (dalla radice alla punta, così che le superfici di controllo, poste in punta, sono attive fino alla fine). Questo dovrebbe forzare l'ala interna ad andare in stallo prima di quella esterna, causando una caduta del naso in modo auspicabile, mentre si rimane contemporaneamente stabili a rollio per il fatto che le estremità alari non sono stallate.

Ecco che la valutazione dello stallo del nostro prototipo è in effetti molto complessa e necessita di una verifica sperimentale.

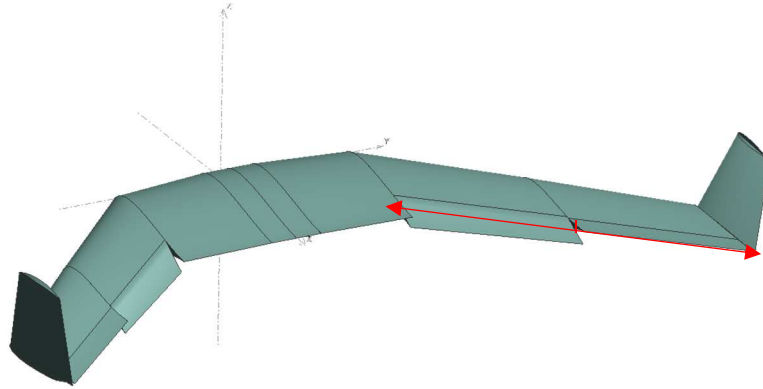


Fig. 39 Superfici mobili del velivolo.

Nel nostro caso abbiamo dotato il prototipo di quattro superfici mobili, situate nella seconda rastremazione. Si ha cioè un flap e un alettone per ogni semiala. Essi si estendono per metà della rastremazione lungo l'apertura e per il 25% della corda in ogni sezione che è nel range di estensioni tipico dell'aviazione civile (Gudmundsson 2014) al paragrafo 10.3.1.

Questa dimensione è stata scelta considerando poi quanto espresso in (Nickel e Wohlfahrt 1994), (p 40 §2.1). I flap e alettoni servono principalmente al controllo longitudinale piuttosto che all'aumento di portanza per decollo e atterraggio. Se quindi l'obiettivo è massimizzare l'incremento di momento per data deflessione di alettoni o flap la dimensione ottimale è del 25% ( $C_f/C$ ) della corda alare. Questo ha origine nella teoria dei profili sottili per cui:

$$\frac{dC_m}{d\eta} = -2 * \sqrt{C_f/C * \left(1 - \frac{C_f}{C}\right)^3}$$

La funzione ha un massimo in corrispondenza del 25% della corda. Quindi con un alettone o flap di queste dimensioni c'è bisogno di una minima deflessione ( $\eta$ ) per avere un coefficiente di momento più elevato possibile.

Per avere un'indicazione delle deflessioni necessarie e delle velocità raggiungibili con la deflessione delle superfici di controllo sono state effettuate le simulazioni del prototipo, dotato di winglet, con i flap abbassati e alettoni alzati per simulare il butterfly in atterraggio. In questo modo si possono valutare le prestazioni durante le manovre di atterraggio.

Nella simulazione: la rastremazione delle ali è stata divisa in due parti uguali, senza che questa divisione alteri la struttura data inizialmente; il profilo aerodinamico assegnato a questa sezione è un'interpolazione lineare 50:50 tra i profili di radice e di punta, indicato con "MH8178"; corda, i twist sono la media tra i valori di radice e punta, il diedro è necessariamente inalterato.

| GEOMETRIA            | Asse       | HUB        | 1rast      | "Flap/Alett" | 2rast |
|----------------------|------------|------------|------------|--------------|-------|
| Corda [m]            | 0.9        | 0.9        | 0.85       | 0.775        | 0.7   |
| Y [m]                | 0          | 0.15       | 0.7        | 1.4          | 2.1   |
| Offset x [m]         | 0          | 0          | 0.07       | 0.825        | 1.58  |
| Diedro [°]           | 0          | 0          | 0          | 2            | 2     |
| Profilo              | MH81 (20%) | MH81 (20%) | MH81 (20%) | "MH8178"     | MH78  |
| Svergolamento [°]    | 0          | 0          | 0          | -1           | -2°   |
| Corda flap/alet. [m] | 0          | 0          | 0.2125     | 0.19375      | 0.175 |

Tab. 11 Caratteristiche geometriche e profili lungo l'apertura alare del velivolo con le superfici mobili.



Le prove sono state effettuate su alcune configurazioni che spaziano in modo discreto il range tipico di deflessioni sia dei flap che degli alettoni, nonché saranno analizzati i comportamenti che queste configurazioni assumono.

In tabella la prima cifra rappresenta l'angolo in gradi di deflessione del flap (positivo bordo di uscita verso il basso e negativo verso l'alto), la seconda rappresenta la deflessione delle superfici più esterne cioè gli alettoni, con la stessa convenzione dei segni.

| T2     | Polari |       |          |
|--------|--------|-------|----------|
|        | XNP    | CLa   | Cma      |
| Base   | 0.753  | 0.063 | -0.00745 |
| +5_0   | 0.729  | 0.054 | -0.00423 |
| +5_-5  | 0.722  | 0.051 | -0.00289 |
| +10_-5 | 0.714  | 0.046 | -0.00185 |
| +20_-5 | 0.706  | 0.041 | -0.00062 |
| +30_0  |        |       |          |

| T2     | @Cm0     |       |       |      |      |     |
|--------|----------|-------|-------|------|------|-----|
|        | $\alpha$ | CL    | CD    | E    | V    | Vz  |
| Base   | 3.5      | 0.260 | 0.013 | 20.7 | 21.3 | 1.0 |
| +5_0   | 1.5      | 0.164 | 0.012 | 13.2 | 26.8 | 2.0 |
| +5_-5  | 17.9     | 0.963 | 0.120 | 8.0  | 11.1 | 1.4 |
| +10_-5 | 19.7     | 0.993 | 0.150 | 6.6  | 10.9 | 1.6 |
| +20_-5 | 19.7     | 0.968 | 0.173 | 5.6  | 11.0 | 2.0 |
| +30_0  |          |       |       |      |      |     |

Tab. 12 Prospetto di sintesi delle prestazioni aerodinamiche con diverse deflessioni di flap e alettoni.

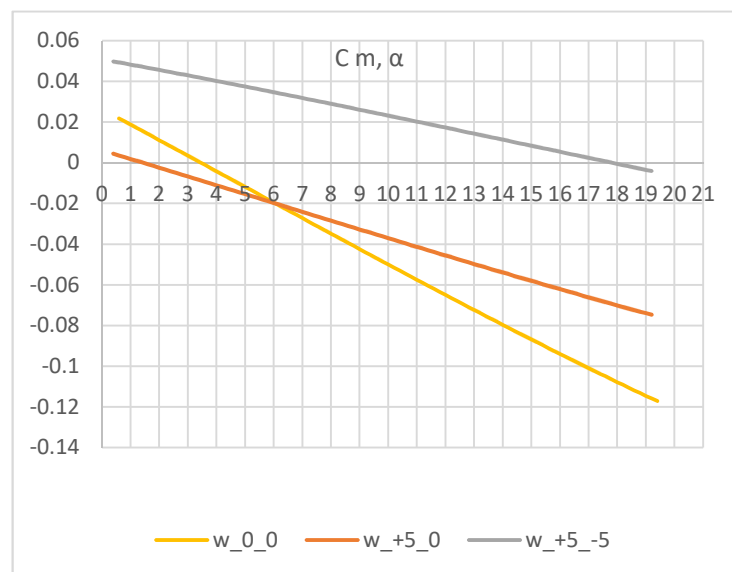


Fig. 40 Polari Cm-alpha di confronto a diverse deflessioni di flap e alettoni.

Delle configurazioni analizzate, (+5\_0, 5\_-5, +5\_-10, +10\_0, +10\_-5, +20\_0, +20\_-2.5, +20\_-5, +30\_0, +40\_0, +40\_-5) non tutte consentono un volo stabile durante la fase di atterraggio in quanto non tutte presentano una curva  $C_m, \alpha$  a pendenza negativa ne hanno tale curva con un intervallo di valori  $>0$  (molte anzi sono interamente  $<0$ ). Dunque esse non ammettono un angolo di volo in equilibrio.

Osservando in particolare le polari  $C_m, \alpha$ , è interessante osservare come l'abbassamento dei flap sposta le curve più in basso e a pendenza via via crescente con valori da negativi a positivi: dovuto ad un contributo maggiore di  $C_m 2D$  che è più negativo per l'uso stesso dei flap.

Applicando una deflessione verso l'alto agli alettoni si ha invece un effetto parzialmente opposto: le curve  $C_m, \alpha$  mantengono la stessa pendenza ma sono traslate verso angoli di equilibrio maggiori. È necessaria una deflessione parziale positiva dei flap compensata da una negativa degli alettoni. I casi in cui si hanno delle configurazioni di volo stabile che si può tenere durante un atterraggio sono con deflessioni dei flap ridotte, fino a  $20^\circ$  in quanto mantengono ancora la pendenza  $C_m$  negativa, accompagnati sempre da una deflessione degli alettoni in alto (in genere  $-5^\circ$  sono sufficienti dato che oltre tale valore le polari  $C_m, \alpha$  salirebbero in modo eccessivo andando a generare un angolo di volo troppo elevato).

Le tre configurazioni (+5\_-5, +10\_-5, +20\_-5) si equivalgono in termini di  $C_L$ , differiscono per la resistenza che cresce con la deflessione dei flap e per la velocità di discesa. La velocità verticale è inferiore con la configurazione +5\_-5 che però richiede una velocità orizzontale superiore alle altre e quindi una pista di atterraggio più lunga.

È interessante notare come la deflessione degli alettoni in alto di soli  $5^\circ$ , con flap deflessi in basso di  $5^\circ$ , riduca la velocità orizzontale fino a 11 [m/s]. Si conclude che le deflessioni necessarie alla variazione dell'angolo di attacco sono minimali, dell'ordine di 5 gradi in alto e in basso per gli alettoni. Per i flap si può arrivare a deflessione di 10 o 20 gradi che siano però accompagnate dall'effetto farfalla, cioè dalla deflessione degli alettoni verso l'alto.

Si può osservare che la curva  $C_L, \alpha$  diminuisce in pendenza assieme alla deflessione dei flap, mentre cresce il valore di  $C_L$  ad  $\alpha=0$ . Nonostante la diminuzione di pendenza, si ottiene un  $C_L$  di volo elevato grazie all'angolo di volo elevato. Quando sono deflessi anche gli alettoni, che producono una diminuzione di portanza ed un aumento di momento aerodinamico, si ottiene un abbassamento della polare  $C_L, \alpha$ .

La curva  $C_L, C_D$  si sposta verso destra per l'aumento di resistenza, provocata dalla deflessione dei flap; se si deflettono anche gli alettoni, si ha una traslazione in basso della medesima curva, quindi si potrebbe avere volo stabile ma a prezzo di una velocità maggiore in atterraggio.

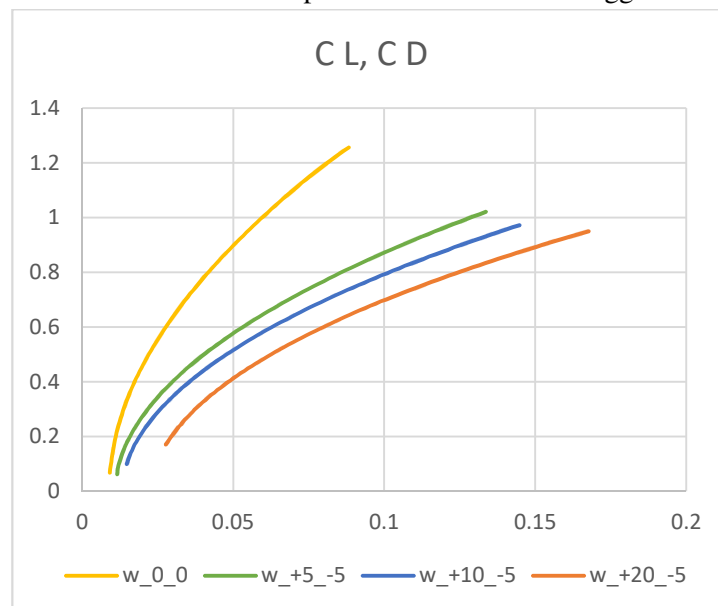


Fig. 41 Polare CL-CD a diverse deflessioni di alettoni e flap.

## 4.6.2 Virata

L'altro aspetto valutato sono le fasi di rollio e conseguente virata, sono state analizzate tre configurazioni: tutte virate verso destra (alettone destro alzato e sinistro abbassato) due senza deflessione differenziale mentre una terza ha come rapporto "sinistra : destra = +1 : -2".

La deflessione differenziale degli alettoni indica che l'alettone dell'ala interna alla virata si dovrà deflettere di più verso l'alto di quanto si deflette in basso l'alettone dell'ala esterna. In generale la differenziazione serve a contrastare il fenomeno dell'imbardata inversa, vale a dire che l'ala che si alza a causa della portanza maggiore, vede anche una resistenza maggiore (basti pensare alla polare  $C_l$ - $C_d$  di un profilo) e dunque una forza che tende a far uscire il velivolo dalla virata. Considerando che in questo caso non si ha neanche una coda convenzionale per compensare eventualmente l'effetto in volo, il fenomeno necessita di approfondimento.

La coda convenzionale garantirebbe un braccio di azione maggiore e quindi una sua minima deflessione prodotta dal pilota o dal sistema di controllo compenserebbe questo effetto secondario. In questa tabella la prima cifra rappresenta la deflessione dell'alettone sinistro mentre la seconda cifra di quello destro (positivi verso il basso e negativi verso l'alto).

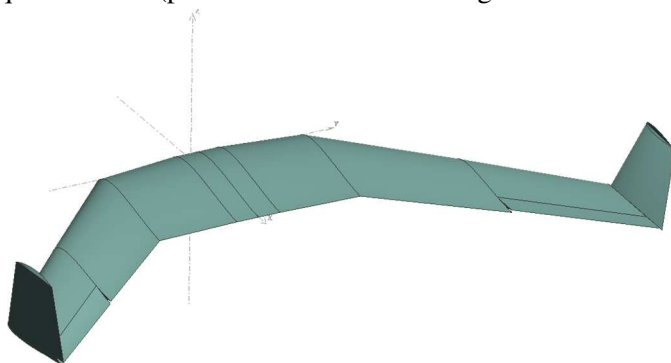


Fig. 42 Deflessione differenziale degli alettoni per effettuare il rollio.

| T1           | polari   |         |       |          |       |
|--------------|----------|---------|-------|----------|-------|
|              | XNP      | CLa     | CL_a0 | Cma      | Cm_a0 |
| Base         | 0.737    | 0.06550 | 0.028 | -0.00760 | 0.026 |
| Asim-2.5+2.5 | 0.724    | 0.06407 | 0.028 | -0.00626 | 0.027 |
| Asim-5+2.5   | 0.715    | 0.06298 | 0.019 | -0.00536 | 0.037 |
| Asim-5+5     | 0.701    | 0.06180 | 0.028 | -0.00417 | 0.027 |
| <b>@Cm0</b>  |          |         |       |          |       |
|              | $\alpha$ | CL      | CD    | E        |       |
| Base         | 3.5      | 0.260   | 0.013 | 20.8     |       |
| Asim-2.5+2.5 | 4.3      | 0.307   | 0.015 | 20.9     |       |
| Asim-5+2.5   | 6.9      | 0.457   | 0.023 | 20.1     |       |
| Asim-5+5     | 6.5      | 0.434   | 0.023 | 18.8     |       |

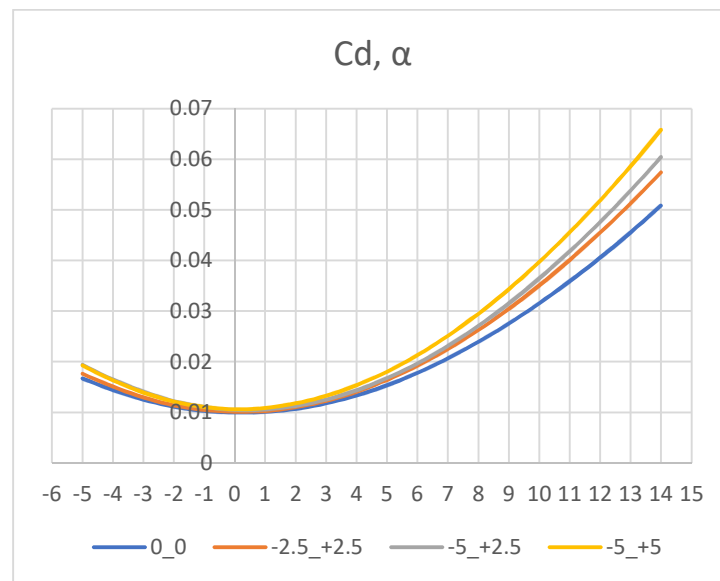
Tab. 13 Prospetto di sintesi delle prestazioni aerodinamiche con deflessione differenziale degli alettoni

Osservando i parametri sintetici delle polari  $CL$ ,  $\alpha$  e  $C_m$ ,  $\alpha$ , le prime rimangono pressappoco a pendenza costante con la deflessione degli alettoni, al più perdono in modulo di  $CL$ , osservabile dal  $CL$  a  $\alpha = 0$  decrescente. La seconda polare è più sensibile a questa variazione: non solo la pendenza diminuisce in modo accentuato con la deflessione, spostando a valori più elevati l'angolo di equilibrio ma mantenendo costante il  $C_m$  ad  $\alpha = 0$ , ma la deflessione differenziale contribuisce ad una minore perdita di pendenza e uno spostamento verso l'alto del  $C_m$  ad  $\alpha = 0$ .

In tutti i casi si raggiunge una configurazione di equilibrio, ma come intuibile una deflessione uniforme maggiore sposterà il punto di equilibrio a forti angoli di attacco, spostamento che verrà compensato in parte dalla deflessione differenziale.

Come intuibile in fase di rollio cioè la portanza è inclinata lateralmente e o si aumenta l'angolo di attacco per restare in equilibrio o si aumenta la velocità, questo effetto come confermato dalle simulazioni per il prototipo in questione è più marcato nel caso in cui non si differenzi la deflessione degli alettoni.

Altro fattore è la resistenza che si vede nel grafico sottostante aumentare proporzionalmente alle deflessioni. Queste simulazioni andranno evidentemente verificate in volo, per prevedere quale sia il modello dinamico del velivolo da inserire nel controllore di volo.



**Fig. 43 Polare CD-alpha a diverse deflessioni degli alettoni.**

#### 4.7 SVERGOLAMENTO ALARE

Il posizionare il CG davanti al punto neutro non è una garanzia di equilibrio, ma solo una condizione necessaria per la stabilità longitudinale. A questo si aggiunge che la somma di tutti i momenti intorno al CG in assetto di equilibrio deve essere zero. Se si è già posizionato il CG davanti al punto neutro per rispettare la prima condizione sarà possibile raggiungere l'equilibrio solo grazie alla scelta corretta dei profili ed aggiustando il twist dell'ala. Su velivoli convenzionali con coda orizzontale è di solito possibile aggiustare la differenza fra gli angoli di incidenza di ala e coda durante i primi test in volo. Nelle ali volanti viceversa non è possibile modificare lo svergolamento dell'ala una volta realizzata. Quindi è molto importante trovare la combinazione di pianta, profili e twist il più corretta possibile prima che l'ala sia costruita. Il twist o svergolamento richiesto si combina di due parti:

- **TWIST GEOMETRICO:** lo svergolamento geometrico che si costruisce nell'ala come differenza fra l'asse di corda alla radice e all'estremità. Questo corrisponde alla differenza angolare fra l'ala principale e la coda di velivoli convenzionali e si può facilmente misurare. Un twist positivo indica un angolo di incidenza minore al tip che ha nome di washout. Angoli di twist geometrici alti possono essere usati per stabilizzare ali con moderati angoli di freccia o molto camberati ma hanno il limite di creare una gran quantità di resistenza indotta, quando l'ala opera fuori dal suo punto di progetto.
- **TWIST AERODINAMICO:** Se si selezionano profili con diversi angoli di portanza nulla, possiamo ridurre l'ammontare del twist geometrico. La differenza fra le direzioni di portanza nulla prende il nome di svergolamento (twist aerodinamico) e si può trovare nelle polari dei profili. Inoltre un momento piccolo o positivo riduce lo svergolamento geometrico necessario e migliora la performance dell'ala in condizioni fuori progetto.

L'obiettivo è dunque capire quale sia la quantità di washout o svergolamento geometrico richiesto. A bassi svergolamenti gli elevatori sono in posizione neutra ad alte velocità ma sono sempre deflessi alle basse e aumentano la resistenza parassita e verosimilmente anche quella indotta. Con un largo washout invece gli elevatori sono neutri alle basse velocità ma sono deflessi in basso ad alte velocità e aumentano la resistenza.

Per capire come risolvere il problema bisogna considerare il  $Cl^*$  di volo di progetto a cui il velivolo può volare senza deflessione degli alettoni. Prima si determina quale sia questo  $Cl$  e poi si cerca la distribuzione di washout ottimale. Quindi è necessario determinare quale sia il profilo delle operazioni che il velivolo deve svolgere, cioè in che percentuale ogni fase di volo appartiene ad un volo tipico del velivolo.

Per le ali volanti risulta auspicabile mantenere il  $Cl$  di progetto basso per una serie di motivi:

- A velocità alta la resistenza indotta è trascurabile poiché dipende dal quadrato del  $Cl$ . Qui la resistenza di forma dovuta alla deflessione deve essere ridotta al minimo, cioè elevatori in condizione neutra per quanto possibile.
- A velocità bassa la resistenza indotta è prevalente ( $Cl$  elevato), per tenerla bassa si deve fare una progettazione attenta della pianta alare e del sistema delle superfici di controllo. Il sottile aumento della resistenza di forma (parassita) per la deflessione dei flap è tollerabile a basse velocità.
- In generale per i profili con pozzetto laminare con coefficiente di momento positivo o nullo hanno il loro minimo di  $Cd$  a bassi valori di  $Cl$ , quindi il  $Cl$  di progetto dell'ala ad alte velocità deve essere con elevatori neutri nella regione di basso  $Cl$ .
- Per raggiungere  $Cl$  alti si possono aggiungere dei flap addizionali.

È quindi da preferirsi usare un flap con deflessione positiva su un profilo poco curvo (quindi veloce) per le basse velocità, piuttosto che adattare un profilo molto curvo (quindi lento) con un flap deflesso negativamente alle alte velocità. Questo avviene perché anche un piccolo flap con una deflessione positiva (verso il basso) aumenta di molto la portanza senza aggiungere troppo in resistenza. Se si facesse il contrario, cioè compensare la camber alta con l'aiuto di un flap deflesso in alto, il profilo risultante con ampia reflex sarebbe molto penalizzato in termini di resistenza. In conclusione per ali volanti con freccia indietro è consigliabile tenere il CL di progetto basso e raggiungere alti valori di CL con la deflessione degli elevatori e se necessario con l'uso di flap curvi. In questo modo si può progettare un velivolo con un ampio range operativo, multiuso/multimissione come è il nostro caso.

Per tutti i suddetti motivi si è scelto un CL di progetto pari a 0.35.

Una volta noto quale sia il CL di progetto si deve capire quale sia la forma o distribuzione ideale di washout. Lo svergolamento geometrico è lineare, cioè aumenta linearmente dalla radice al tip. Si vola in equilibrio quando vale l'equazione per cui la somma di coefficiente di momento dovuto al washout, più il momento proprio dei profili alari più il coefficiente di portanza per il suo braccio si annullano.

Se sono noti i profili e il coefficiente di portanza di progetto e il braccio (che altro non è che il margine statico di progetto) si ricava immediatamente il CMwashout.

$$CM_{Washout} + CM_{profili} - CL_{progetto} * margine\ statico = 0$$

In realtà il coefficiente di momento dovuto allo svergolamento non dipende solo dalla distribuzione di washout ma è legato alla pianta dell'ala, per calcolarlo è necessario il calcolo di tutta la distribuzione di portanza. Secondo Wohlfahrt si vede che il rapporto di rastremazione influenza di poco il coefficiente di momento se è minore di 0.5. Quindi CMWashout dipende solo dall'angolo di freccia  $\phi$  e dall'aspect ratio  $\lambda$  oltre che ovviamente dall'angolo di washout  $\alpha W$ .

$$CM_{Washout} = C(\phi, \lambda) * \alpha W$$

Dove la funzione  $C(\phi, \lambda)$  elaborata con una teoria per l'ala finita (angoli in gradi) è graficata in figura.

$$\alpha W = (CL_{progetto} * margine\ statico - CM_{profili}) / C(\phi, \lambda)$$

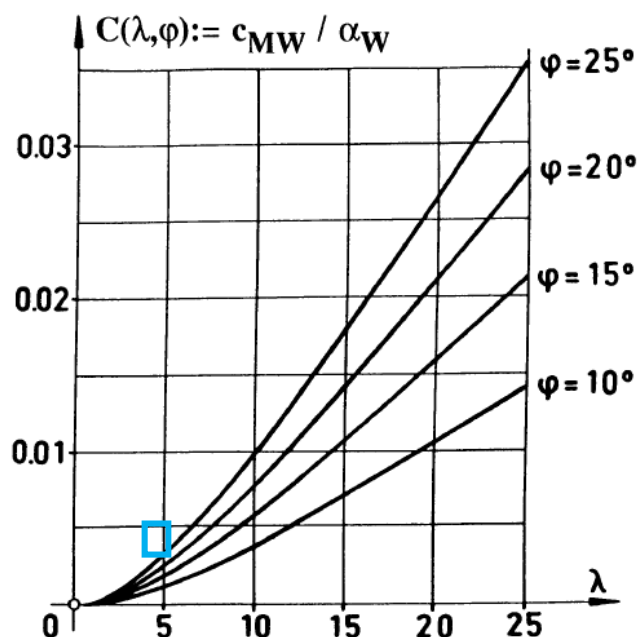


Fig. 44 Relazione  $C(\phi, \lambda)$  con indicazione dell'intorno di valori di interesse.

Nel nostro caso  $\lambda = 5.184$  mentre  $\phi = 36^\circ$ . Si vede che nel nostro caso il valore di  $C(\phi, \lambda)$  potrebbe cadere nel rettangolo blu, quindi fra 0.003 e 0.005, con un valore di  $C_{M\text{profili}}$  circa 0.013 (media pesata sull'area), un margine statico di 15% e un CL di progetto di 0.35,  $\alpha_W$  varia fra  $7.9^\circ$  e  $13.2^\circ$ .

Con un margine statico del 6%, come nel nostro caso, invece i valori variano fra  $-2.7^\circ$  e  $-1.6^\circ$ . Va detto che i dati della funzione  $C(\phi, \lambda)$  sono validi senza piatti di estremità, l'uso di winglets infatti aumenta l'efficacia dello svergolamento. Con questi dispositivi l'angolo di svergolamento potrebbe ridursi fra il 10% e il 20%. A questo punto l'ottimizzazione dell'angolo di washout si può effettuare solo attraverso una simulazione.

Si è preso quindi in esame un twist variabile fra  $-2^\circ$  e  $-3.5^\circ$ .

| T1                     | Polari   |         |         |          |         |          |       |
|------------------------|----------|---------|---------|----------|---------|----------|-------|
|                        | XNP      | CLa     | CL_a0   | Cma      | Cm_a0   |          |       |
| Prototipo base         | 0.737    | 0.06550 | 0.02771 | -0.00760 | 0.02641 |          |       |
| Prototipo twist - 2.2° | 0.738    | 0.06546 | 0.02460 | -0.00761 | 0.02842 |          |       |
| Prototipo twist -3°    | 0.752    | 0.06580 | 0.01322 | -0.00843 | 0.03540 |          |       |
| Prototipo twist -3.5°  | 0.751    | 0.06577 | 0.00619 | -0.00831 | 0.03959 |          |       |
|                        | @Cm0     |         |         |          | @Emax   |          |       |
|                        | $\alpha$ | CL      | CD      | E        | Emax    | $\alpha$ | CL    |
| Prototipo base         | 3.5      | 0.260   | 0.013   | 20.8     | 23.9    | 6.2      | 0.438 |
| Prototipo twist - 2.2° | 3.8      | 0.274   | 0.013   | 21.3     | 23.9    | 6.2      | 0.435 |
| Prototipo twist -3°    | 4.2      | 0.291   | 0.014   | 21.3     | 23.0    | 6.2      | 0.426 |
| Prototipo twist -3.5°  | 4.7      | 0.320   | 0.015   | 21.5     | 22.3    | 6.0      | 0.406 |

Tab. 14 Prospetto di sintesi delle prestazioni aerodinamiche con diversi angoli di svergolamento geometrico del tip alare.



L'effetto base dell'aumento dell'angolo di twist è quello di aumentare l'efficienza all'angolo di volo e di spostare ad angoli più elevati l'angolo di equilibrio. Dall'altra parte la curva  $CL, \alpha$  trasla verso il basso (stessa pendenza e valori ad angolo nullo inferiori) e aumenta la resistenza. L'efficienza massima decresce con il twist che aumenta, come ci si aspettava. La curva  $Cm, \alpha$  invece, oltre ad aumentare la pendenza aumenta anche il suo valore ad angolo nullo, sintomo di un momento di richiamo più forte a seguito di una variazione di angolo di attacco. Nell'ottica di aumentare il  $CL$  di volo e senza scadere in termini di efficienza, è stato impostato il twist della punta dell'ala a  $-3.5^\circ$ .

## 4.8 OTTIMIZZAZIONE

Si è deciso poi di iniziare una prima fase di ottimizzazione del velivolo, che in seguito dovrà comunque tenere in considerazione l'evoluzione delle simulazioni e dei risultati per quanto riguarda i fori sulle ali e le prove di volo del modello in scala.

All'inizio sono state ottimizzate le caratteristiche della winglet.

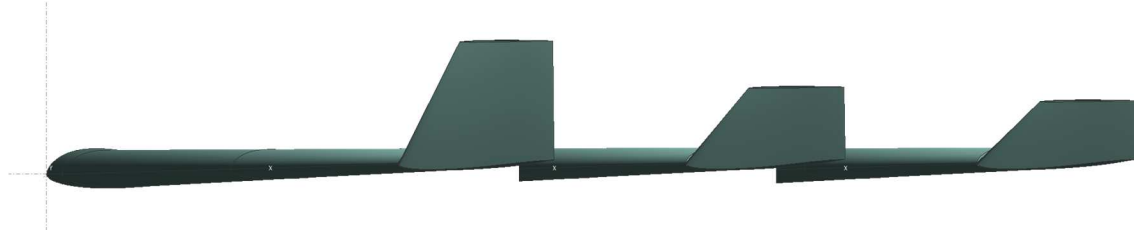


Fig. 45 Vista laterale delle winglets: rispettivamente  $h= 55, 33, 27$  [cm].

Si è ridotta l'altezza, quella di partenza di primo tentativo era di 55 [cm] a seguire si è ridotta prima a 33 [cm] e poi a 27 [cm]. Al diminuire dell'altezza si ha uno spostamento verso valori più elevati dell'angolo di volo. Inoltre a bassi angoli, è più efficiente una winglet più corta, mentre ad alti angoli è migliore la winglet più alta. Poiché, l'angolo di volo è il parametro che più influenza il CL che si avrà durante il volo, è stata scelta la winglet che permette di aumentare il più possibile il CL, quindi quella alta 27 [cm].

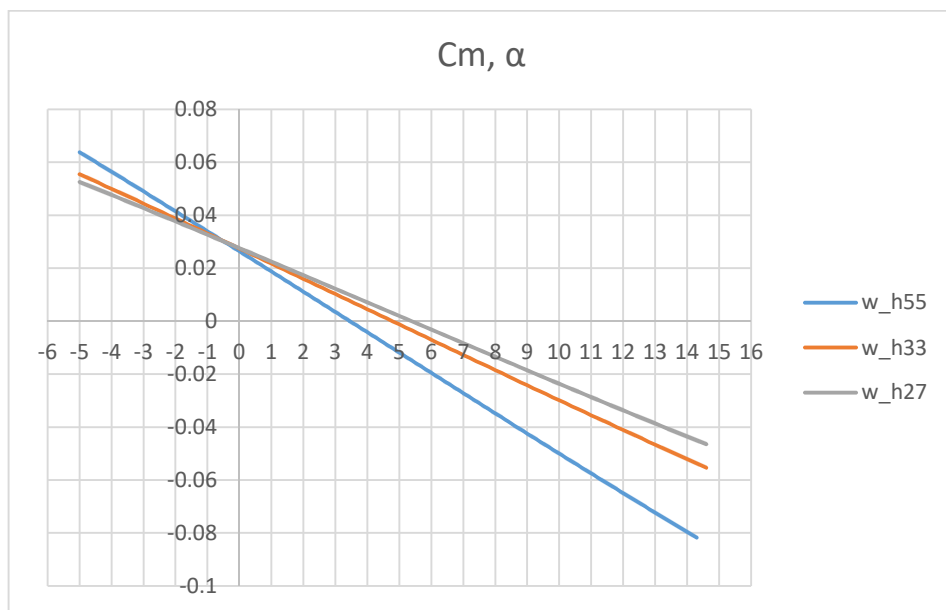
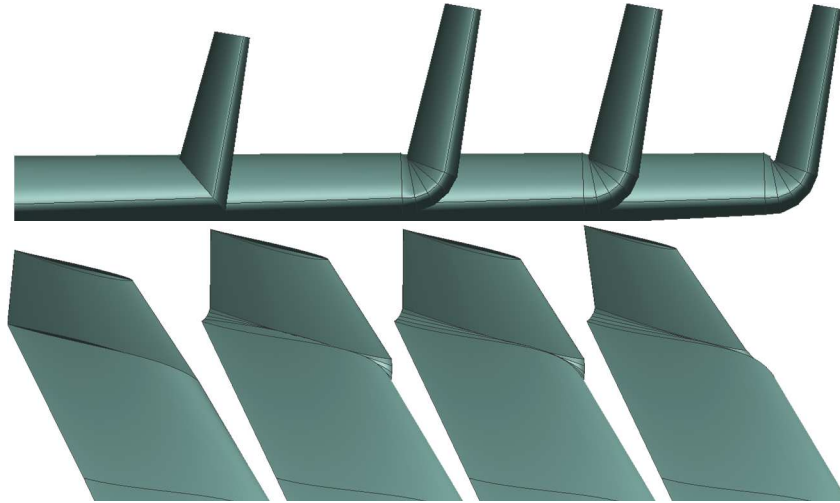


Fig. 46 Polare Cm-alpha di confronto fra le varie altezze delle winglets.

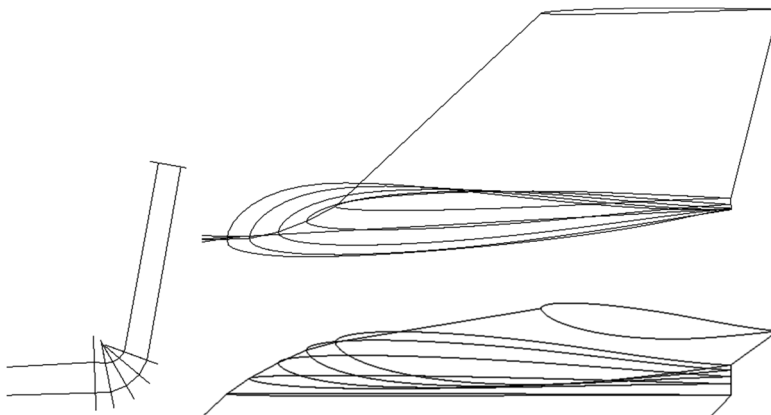
Il software è poi sensibile al raccordo tra winglet e l'ala stessa: infatti le due rastremazioni stanno tra loro con un forte angolo che influenza il calcolo. È stato implementato un raccordo tra ala e winglet a 3 nodi, che coprono l'angolo richiesto dal diedro della winglet in 4 parti e che in sostanza fa diminuire la pendenza della polare  $C_m, \alpha$ .



**Fig. 47** Forma del raccordo delle winglets, vista frontale e assonometrica; procedendo da sinistra a destra si è migliorato il raccordo.

Una ulteriore modifica effettuata è stata sulle corde della winglets per ridurre la resistenza di attrito della superficie esposta. La corda alla base della winglet è stata ridotta a 0.55 m e quella in punta allo stesso modo ma mantenendo lo stesso rapporto di rastremazione ( $TR=0.6$ ) ottenendo una corda in punta di 0.33m.

Difatti tutte le polari di questa configurazione si discostano poco da quelle con le winglet con corda intera, ma contribuiscono a spostare a valori più elevati l'angolo di volo e come atteso aumentano l'efficienza diminuendo la resistenza.



**Fig. 48** Configurazione ottimale della winglet.

Il prototipo fin qui simulato, nonostante la sua finitezza aerodinamica, accusa alcuni problemi, in particolare di tipo costruttivo che avrebbero potuto presentarsi in fase realizzativa. Esso era stato dimensionato con una motorizzazione per l'hovering non idonea, sia per quanto riguarda il sostegno dei motori che per il diametro delle eliche stesse.

- Anche con la motorizzazione precedente, questa si trovava in una posizione che interessava due rastremazioni diverse, complicando il raccordo fra le due;
- Non lascia abbastanza spazio in coda per posizionarci un elemento strutturale sul bordo d'uscita dell'ala.
- Non è dimensionato nell'ottica delle valutazioni effettuate con il software CFD sul profilo 2D dotato di foro.

Quindi è stato effettuato un nuovo dimensionamento che tenesse in considerazione questi fattori nonché il diametro della nuova motorizzazione, maggiorato a 21.5 pollici rispetto a 20 pollici.

| GEOMETRIA         | Stazione   |            |            |       |
|-------------------|------------|------------|------------|-------|
|                   | Asse       | Radice     | intermedia | Punta |
| Corda [m]         | 0.95       | 0.95       | 0.9        | 0.75  |
| Y [m]             | 0          | 0.3        | 0.88       | 2.14  |
| Offset x [m]      | 0          | 0          | 0.1        | 1.6   |
| Diedro [°]        | 0          | 0          | 0          | 2     |
| Profilo           | MH81 (20%) | MH81 (20%) | MH81 (20%) | MH 78 |
| Svergolamento [°] | 0          | 0          | 0          | -3.5  |

$A=3.722$  [m<sup>2</sup>],  $CMA=0.874$  [m],

$X_{NP}=0.695$  [m],  $X_{CG}=0.627$  [m],  $MS=7.82\%$

$X(m,principali)=0.589$  [m],  $X(m,bilanciamento)=1.077$  [m].

**Tab. 15 Geometria e caratteristiche di base della pianta ottimizzata del velivolo.**

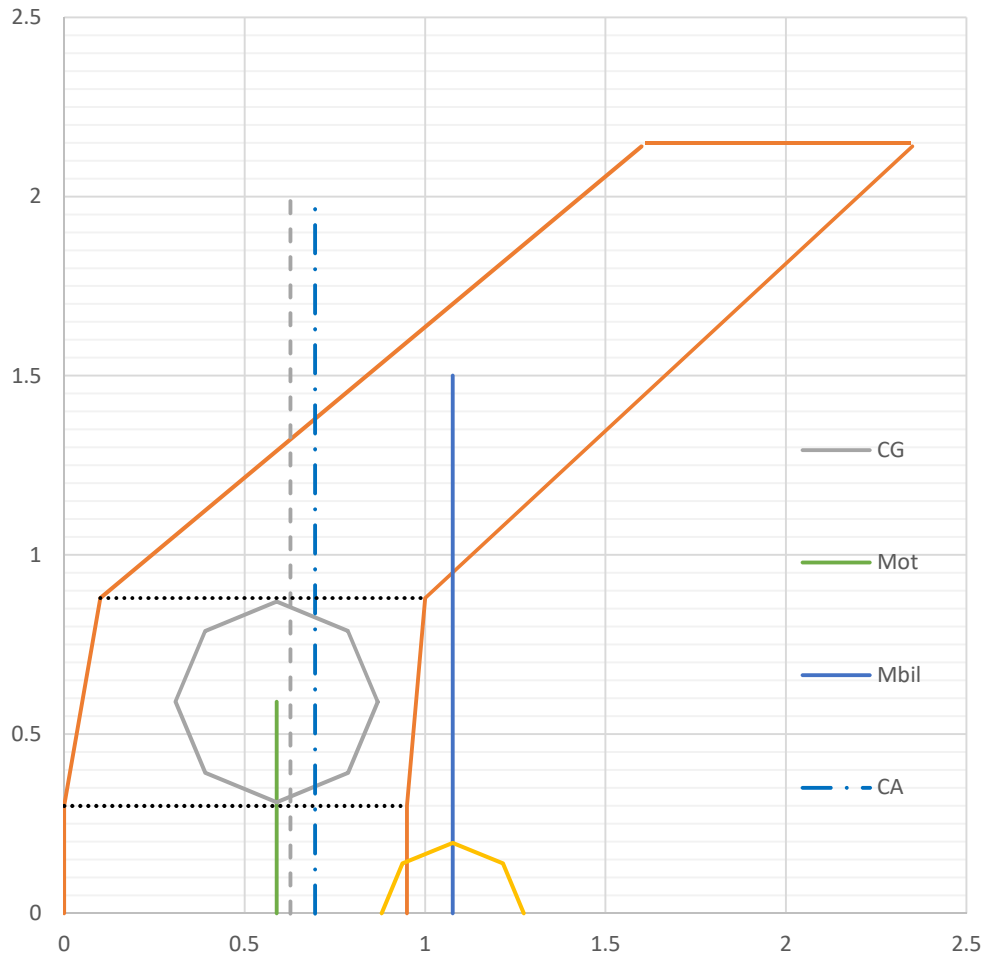


Fig. 49 Pianta di base ottimizzata di una semiala del velivolo.

A questa pianta sono state adattate le soluzioni viste precedentemente, le winglet e la coda, entrambi ottimizzati per questa pianta alare.

| Polari                        |          |         |        |          |                   |          |       |
|-------------------------------|----------|---------|--------|----------|-------------------|----------|-------|
|                               | XNP      | CLa     | CL_a0  | Cma      | Cm_a0             |          |       |
| Pianta nuova                  | 0.666    | 0.06104 | 0.020  | -0.00194 | 0.030             |          |       |
| Pianta nuova + winglet        | 0.752    | 0.06592 | 0.010  | -0.00815 | 0.042             |          |       |
| Pianta nuova + winglet + coda | 0.745    | 0.06778 | -0.010 | -0.00853 | 0.046             |          |       |
|                               | @Cm0     |         |        |          | @E <sub>max</sub> |          |       |
|                               | $\alpha$ | CL      | CD     | E        | E <sub>max</sub>  | $\alpha$ | CL    |
| Pianta nuova                  | 14.5     | 0.895   | 0.061  | 14.7     | 22.2              | 5.4      | 0.354 |
| Pianta nuova + winglet        | 5.3      | 0.364   | 0.016  | 22.9     | 23.1              | 6.0      | 0.410 |
| Pianta nuova + winglet + coda | 5.3      | 0.354   | 0.015  | 23.6     | 23.8              | 5.8      | 0.388 |

Tab. 16 Sintesi delle prestazioni della pianta ottimizzata, con l'aggiunta delle winglets e della coda.

Le winglets, ben raccordate con la punta dell'ala, aumentano la pendenza della curva  $C_m$ ,  $\alpha$  portandola a valori paragonabili con quelli del prototipo precedente, migliorando al tempo stesso la portanza generata, ne risulta un C L di volo leggermente più basso rispetto all'altro modello ma ancora coerente con quello dato come obiettivo.

Si possono infine confrontare i risultati ottenuti con la prima pianta e con la seconda, parzialmente ottimizzata.

|                            | Prototipo 2 | Prototipo1 |
|----------------------------|-------------|------------|
| XNP                        | 0.748       | 0.761      |
| Cma                        | -0.378      | -0.530     |
| CL@Cm0                     | 0.411       | 0.384      |
| Cd@Cm0                     | 0.019       | 0.016      |
| E@Cm0                      | 21.730      | 23.462     |
| V@Cm0                      | 15.821      | 17.201     |
| Vz@Cm0                     | 0.728       | 0.733      |
| $\alpha$ @Cm0              | 6.500       | 6.100      |
| E <sub>max</sub>           | 21.788      | 23.516     |
| $\alpha$ @E <sub>max</sub> | 6.000       | 5.800      |
| CL@E <sub>max</sub>        | 0.379       | 0.364      |
| V@E <sub>max</sub>         | 16.483      | 17.659     |
| Vz@E <sub>max</sub>        | 0.757       | 0.751      |

**Tab. 17 Confronto delle prestazioni del velivolo e del velivolo dopo una prima ottimizzazione.**

Si vede che la velocità di equilibrio diminuisce fino a 15.8 [m/s] e l'efficienza massima diminuisce di circa due unità. Inoltre diminuisce leggermente la pendenza della curva Cm-alpha. In realtà le altre prestazioni cambiano assai poco, a dimostrazione del fatto che si era arrivati ad un buon livello di ottimizzazione anche nella prima versione.

#### 4.9 AERODINAMICA DEI FORI PER I MOTORI

È evidente che uno dei principali aspetti critici a livello aerodinamico è la presenza dei fori per i motori dedicati al sostentamento verticale che producono una sensibile variazione del campo di moto sull'ala e che influenzano in modo non noto le prestazioni dell'ala nella rastremazione in questione. Per studiare nel dettaglio gli effetti fluidodinamici del buco sui motori un gruppo di lavoro parallelo sta portando avanti delle analisi CFD prima 2D e poi 3D del profilo forato. A questa analisi fluidodinamica seguirà una validazione dei risultati presso la galleria del vento dell'Università Politecnica delle Marche.

Si vuole in questa sede semplicemente suggerire un modo per inserire questi risultati all'interno della simulazione del velivolo completo per poi passare alla prototipazione di un velivolo che tenga realmente in considerazione gli effetti oltre alla semplice maggiorazione dell'area portante dedicata.

Le prime analisi CFD sono state eseguite in STAR-CCM+ (Version 9.02. CD-adapco, 2014) sul profilo 2D provvisto di foro, un MH81 (20%) in cui è stato effettuato un taglio retto in corrispondenza della massima mancanza di superficie. Le simulazioni sono state effettuate con un modello di turbolenza K-omega. In prima battuta si ottiene una diminuzione sensibile di portanza e un aumento di resistenza, inoltre il profilo perde quasi completamente la caratteristica reflex con un momento quasi nullo.

L'analisi effettuata vedeva il profilo inclinato di  $+5^\circ$  rispetto al vento relativo, essendo intorno a questo angolo che si colloca l'angolo di equilibrio.

Gli effetti generati dalla presenza dei motori si possono riassumere nei seguenti valori di coefficienti aerodinamici:  $C_l = 0.249$ ,  $C_d = 0.0693$ ,  $C_m = 0.00583$ .

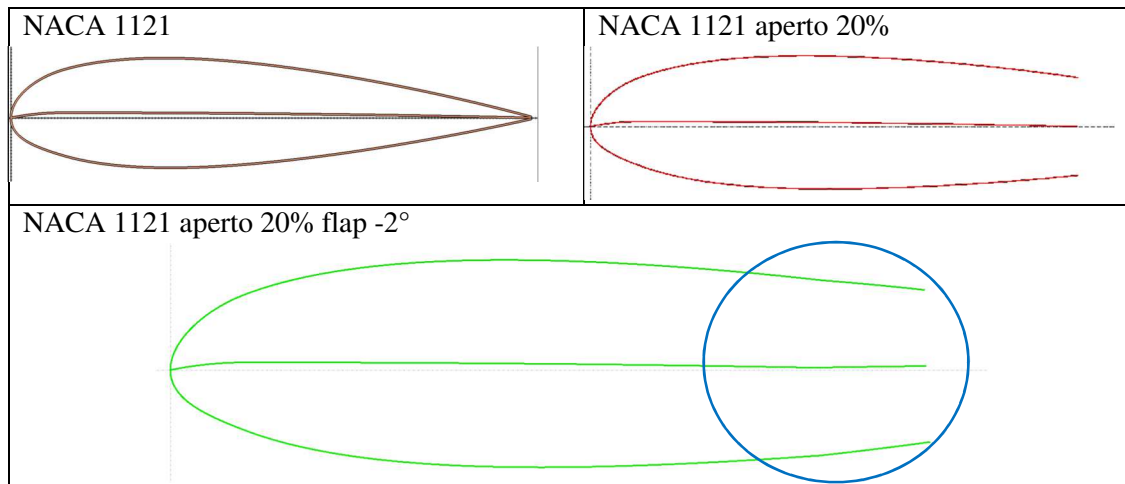
L'implementazione dell'effetto dei buchi all'interno del modello in XFLR5 avviene tramite la sostituzione del profilo aerodinamico in corrispondenza di questi con un profilo appositamente modificato che riproduca le stesse caratteristiche aerodinamiche.

Si è inizialmente cercato tra i profili esistenti con questi criteri:

- $C_l \leftrightarrow$  è influenzato dalla camber
- $C_d \leftrightarrow$  aumenta all'aumentare dello spessore
- $C_m \leftrightarrow$  varia con la posizione della camber

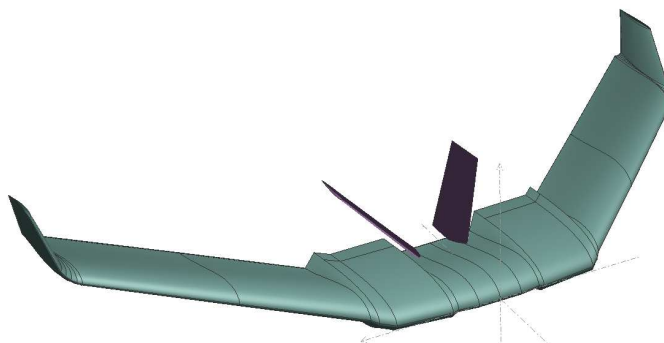
I profili individuati inizialmente sono: NACA 0021, NACA 1121, NACA 2421, NREL S808. In corrispondenza di un  $C_l$  pari a quello richiesto non venivano contemporaneamente soddisfatti i requisiti di  $C_d$  e  $C_m$ . Per aumentare la resistenza è stata quindi sfruttata una funzione del software di analisi che applicava al bordo d'uscita un divario, facendolo assomigliare ad un corpo più tozzo, per il coefficiente di momento è stato invece applicato un flap (cioè una curvatura reflex della linea di camber) che riportasse tale parametro al valore richiesto.

Il profilo che aderisse al meglio alle richieste è stato un NACA 1121 modificato con un'apertura posteriore del 20% e con un flap deflesso di  $-2^\circ$  con cerniera all'80% della corda.



**Tab. 18** Modifica del NACA 1121 con un'apertura posteriore del 20% e con flap a  $-2^\circ$ .

Il  $C_l=0.249$  si verifica ad un angolo di  $2.08^\circ$ , che implica un  $C_d=0.046$  e un  $C_m=+0.002$ . Nella simulazione 2D di tale profilo in sostanza si modella una superficie aperta, come se la streamline in prossimità del foro sia riprodotta dalla forma aperta ricavata numericamente, il che in effetti non è molto lontano dalla realtà. All'interno del modello sono state aggiunte le sezioni di inizio e fine dei fori, di raccordo tra quello normale e il modificato.

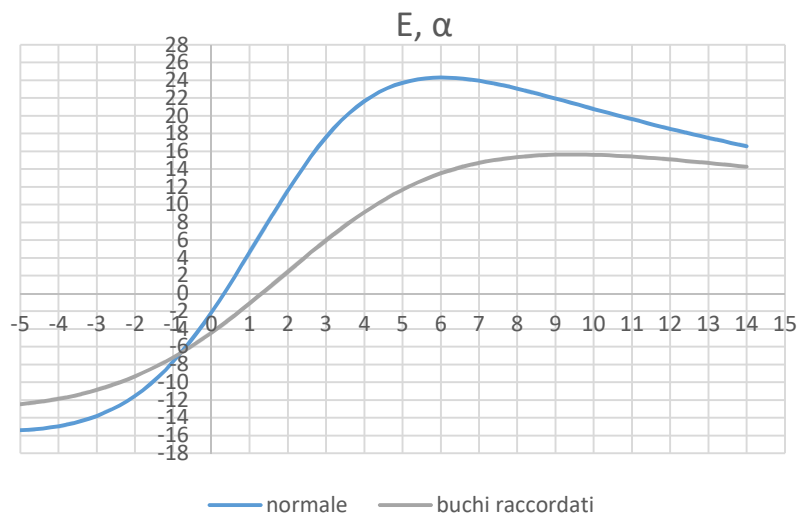
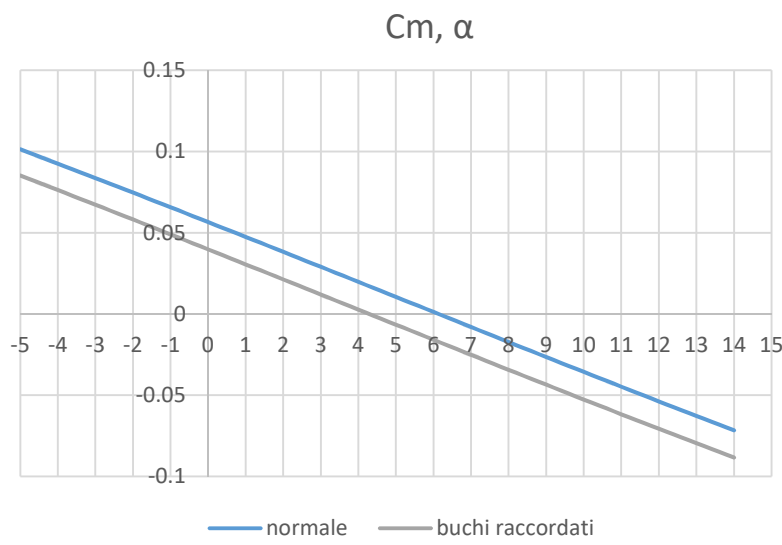
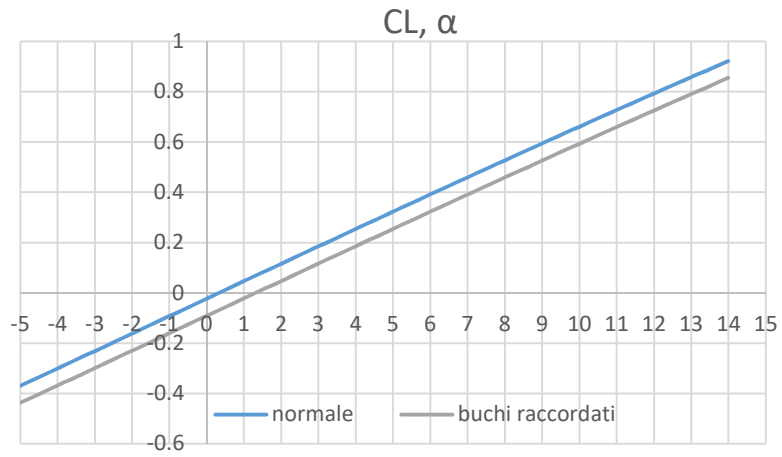


**Fig. 50** Pianta del velivolo in cui si inserisce l'effetto dei buchi.

Dalle polari si può osservare che a causa dei fori, oltre ad una perdita consistente di portanza si ha anche un aumento di resistenza tale che complessivamente viene dimezzata l'efficienza. L'angolo di volo si sposta a causa della variazione della polare  $C_m$ ,  $\alpha$  verso valori più bassi e quindi anche il CL di volo si abbassa, rendendo necessaria una velocità più elevata per mantenere in aria il drone. Globalmente le prestazioni aerodinamiche decadono in maniera significativa ma viene comunque mantenuta una condizione di stabilità. È evidente la diminuzione di efficienza del velivolo.

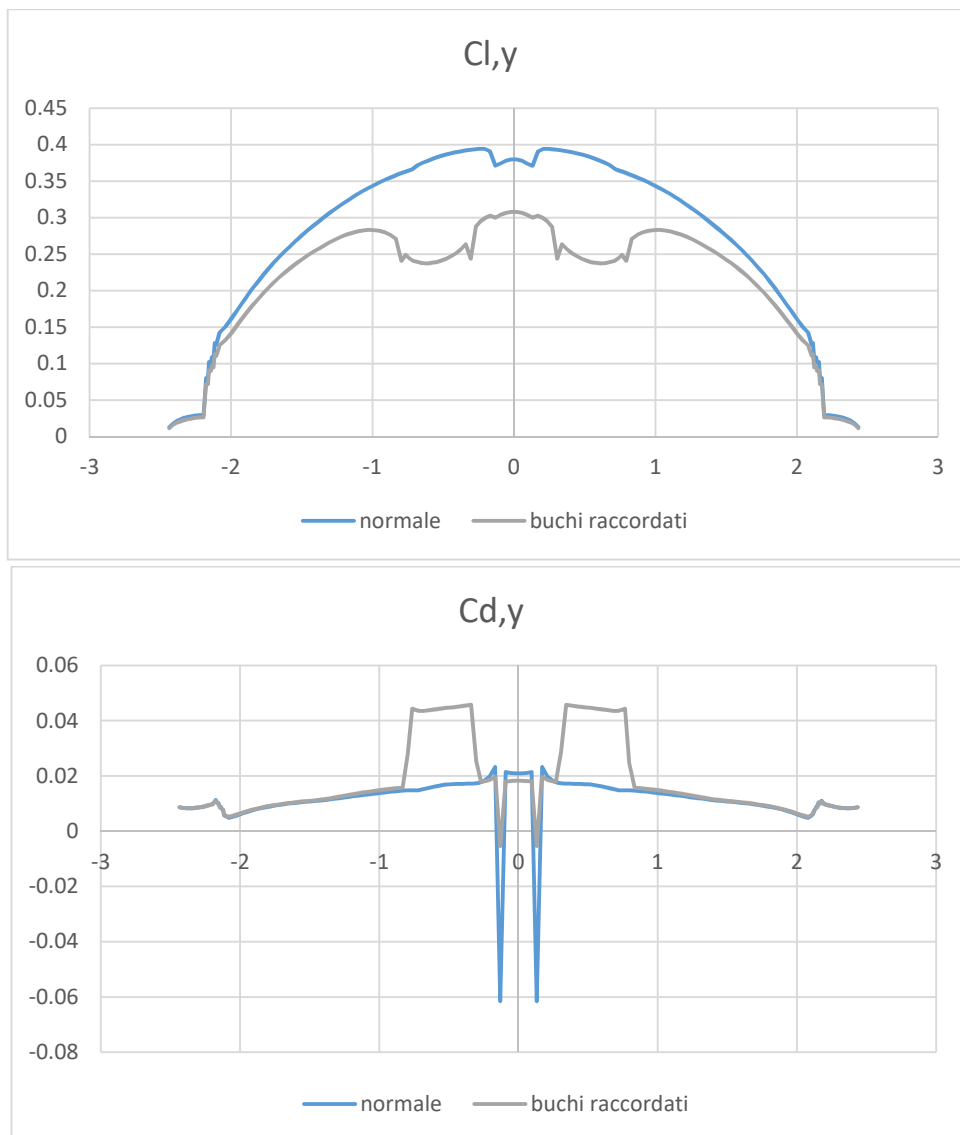
Va sottolineato che tali simulazioni sono del tutto preliminari e tracciano solo una metodologia applicabile una volta che i fori siano stati adeguatamente caratterizzati. In ogni caso i valori che esse forniranno in termini di previsioni di stabilità ed efficienza saranno validi con tutti i limiti del metodo dei pannelli.





**Fig. 51** Polari di confronto fra velivolo intero e velivolo in cui sono simulati i fori dei motori.

Se si osserva la distribuzione lungo l'apertura alare dei coefficienti di portanza e resistenza si può osservare cosa accade nelle grandezze aerodinamiche specifiche per ogni sezione in particolare  $C_l(y)$  e  $C_d(y)$ , le distribuzioni sono estratte a 5 gradi di angolo di attacco.



**Fig. 52** Distribuzione lungo lo span del coefficiente di portanza e di resistenza a 5°.

Si può vedere come l'andamento di  $C_l$  lungo lo span nel caso senza fori sia regolare così come anche il  $C_d$  sia contenuto entro limiti accettabili. Il picco in basso del  $C_l(y)$  nel mezzo è causato dall'interferenza tra la coda e la fusoliera, come anche i picchi nell'andamento del  $C_d(y)$ . Nel modello in cui sono modellati i fori invece, il  $C_l$  subisce un brusco abbassamento e contemporaneamente è ben evidente il salto del  $C_d$  in corrispondenza di questi.



# Capitolo 5

## 5. ANALISI DEI CARICHI E DEI PESI

---

### 5.1 PROGETTO STRUTTURALE DEL LONGHERONE

#### 5.1.1 Involuppo di volo

A questo punto si è affrontata la progettazione strutturale del velivolo, a partire dalla determinazione dei carichi aerodinamici. Il comportamento di una struttura sollecitata da un carico applicato in modo impulsivo è completamente diverso da quello in cui il carico è applicato staticamente. Nel caso di volo orizzontale uniforme la portanza è in equilibrio con il peso del velivolo che è concentrato sulla fusoliera, o meglio nella parte centrale dello stesso, per cui quest'ultimo subirà un carico statico sulla sua struttura.

Nel caso in cui, invece, la struttura nella fase di volo sia soggetta a raffiche ascendenti, essa subirebbe una brusca variazione di incidenza e quindi di portanza. In questo caso ci troviamo di fronte ad un carico dinamico, che indurrà brusche deformazioni nella struttura e risulterà la condizione peggiore da verificare nella fase di dimensionamento delle varie parti strutturali.

Nelle costruzioni aeronautiche, poiché lo studio dinamico risulta di difficile determinazione, nella pratica ingegneristica la struttura viene caricata con carichi statici amplificati opportunamente per tener conto di questi effetti dinamici. Quando parliamo di amplificazione dei carichi intendiamo dire che nella fase di dimensionamento, una volta valutati accuratamente i carichi statici agenti sulla struttura in funzione di svariati parametri tra cui peso, velocità, eventuali manovre tipiche del drone, andremo a considerare un coefficiente maggiorativo da moltiplicare al carico statico massimo trovato per ottemperare ad un corretto dimensionamento della struttura. Tale coefficiente maggiorativo viene chiamato coefficiente di sicurezza ( $K$ ) il cui valore oscilla spesso tra 1.5 e 2 perché se per essere più conservativo il progettista potrebbe essere portato a scegliere il valore più alto, d'altro canto tale scelta porterebbe alla riduzione delle prestazioni (perdita di potenza e scarica più rapida della batteria) e quindi aumento dei consumi e riduzione dell'efficienza globale dovuta all'incremento di peso.

Generalmente per le strutture aeronautiche l'ente nazionale italiano per l'aviazione civile (ENAC) considera un valore di  $K=2$ . Le normative FAR 23 (Federal Aviation Regulation) e "JARUS CS-LUAS Recommendations for Certification Specification for Light Unmanned Aeroplane Systems" invece considerano sufficiente un valore di  $K=1.5$

Come già accennato, nella fase di volo il velivolo è soggetto oltre alle semplici forze statiche agenti nel volo orizzontale uniforme, anche a forze e sollecitazioni dovute a raffiche improvvise o a manovre in volo (virate, richiamate al termine di una picchiata, voli rovesci etc.) provocanti nella struttura sollecitazioni che possono essere dovute a forze aerodinamiche (turbolenza atmosferica incidente) o aeroelastiche (dovute al moto del corpo).

In funzione della categoria, cioè del tipo di velivolo, è possibile scegliere un fattore di carico che permetterà di valutare le sollecitazioni massime a cui il nostro velivolo sarà soggetto durante una normale fase di volo. Secondo le normative è possibile classificare i velivoli nelle seguenti categorie:

- Normale:  $n_{lim} \leq 3.8$
- Semi-acrobatica  $n_{lim} = 4.4$
- Acrobatica  $n_{lim} = 6$

Tali categorie sono però valutate su velivoli con un pilota a bordo mentre negli aeromobili a pilotaggio remoto le sollecitazioni impulsive non saranno allora funzione dei tempi di risposta del pilota ma dei tempi di risposta e delle accelerazioni subite dalla struttura in risposta ai comandi inviati via radio e trasmessi alla struttura dai servomotori.

A tal proposito, è stata allora fatta una ricerca bibliografica allo scopo di trovare una fonte certa che garantisse quale fosse il fattore di carico ideale da scegliere per queste tipologie UAV.

Dopo un'attenta analisi si è scelto un fattore di carico "n" pari a 4 che corrisponde alla fascia dei velivoli semiacrobatici.

Tenendo conto dei dati presi come riferimento dalla normativa JARUS si è potuto allora costruire il diagramma di involuppo del velivolo, un diagramma che mette in relazione velocità e fattore di carico e definisce quindi le condizioni di volo in sicurezza del nostro drone.

Il diagramma di involuppo è di norma costruito facendo riferimento al diagramma di manovra e al diagramma di raffica.

Il diagramma di manovra permette di analizzare il volo controllato dal pilota e quindi la condizione di volo in cui ogni manovra effettuata è figlia di un comando remoto trasmesso alle superfici di controllo tramite servocomando.

Particolarmente rilevanti nella costruzione dei due diagrammi sono 4 diversi n che rappresentano rispettivamente:

$n_1$  : fattore di carico limite positivo (in volo rettilineo) dovuto ad una manovra del pilota;

$n_2$  : fattore di carico limite negativo (in volo rovescio) dovuto ad una manovra del pilota;

$n_3$  : fattore di carico limite positivo dovuto ad una raffica ascensionale alla velocità di crociera;

$n_4$  : fattore di carico limite negativo dovuto ad una raffica ascensionale alla velocità di crociera.

Tutti questi fattori rappresentano durante il volo delle situazioni limite in cui potrà trovarsi l'aeromobile e di conseguenza il più alto tra questi fattori rappresenterà il valore da scegliere nel dimensionamento delle strutture portanti del drone.

La costruzione di questo diagramma passa anche per la determinazione delle velocità del mezzo in condizioni particolari. Esse sono funzione del fattore di carico scelto, del carico alare e di coefficienti determinati sperimentalmente e che sono definiti nella normativa JARUS. La velocità di stallo ([m/s]) si determina quindi come

$$V_{s, min} = \frac{2 W g}{\rho S C_{L, max}}$$

Dove ( $C_{L,MAX} = 1.16$ ), il CL massimo si è calcolato come la media pesata dei CL massimi dei due profili, ridotto poi per l'effetto dell'ala finita e della freccia secondo quanto riportato in (Gudmundsson 2014) alla formula 9-72 e 9-73.

La velocità di stallo rappresenta una condizione aerodinamica limite. Essa è definita sia per il volo dritto che per il volo rovescio ed è di importante determinazione perché rappresenta il limite inferiore di velocità cui potrà andare l'aeromobile al fine di evitare lo stallo. Infatti nel momento in cui la portanza garantita è sempre almeno pari al peso dell'oggetto stesso, quello che varia sono la velocità e il coefficiente di portanza che sarà funzione dell'angolo di volo in quella determinata configurazione. Ciò significa che all'aumentare del  $C_L$  la velocità diminuisce fino ad un valore limite determinato dallo stallo del profilo una volta superato un certo angolo d'attacco; in questa configurazione un'ulteriore cabrata nei comandi manda in stallo la struttura e farà perdere completamente il controllo del mezzo. Si definisce poi la velocità minima di manovra.

$$V_{a,min} = 6.79 \times \sqrt{n1 \frac{W}{S}} \times 1.85$$

Dove il coefficiente 6.79 è determinato empiricamente dai progettisti e dai costruttori degli aeromobili durante le prove di volo riportato nella normativa, mentre 1.85 è un fattore di conversione di unità di misura da nodi in km/h. La velocità di manovra rappresenta la massima alla quale è possibile portare a fondo corsa i comandi senza superare il fattore di carico massimo consentito in manovra e la minima che consente un adeguato margine sulla velocità di stallo durante le manovre. Quest'ultimo concetto è descritto nella determinazione della velocità di manovra che è pari a:

$$V_a = V_s n^{1/2}$$

Essa inoltre deve essere necessariamente minore della velocità di crociera considerando che la velocità minima di crociera ([km/h]) è la velocità per la quale si ottiene la massima efficienza, in termini di rapporto distanza percorsa diviso tempo, a parità di consumo di combustibile.

$$V_{c,min} = 7.69 \times \sqrt{n1 \frac{W}{S}} \times 1.85$$

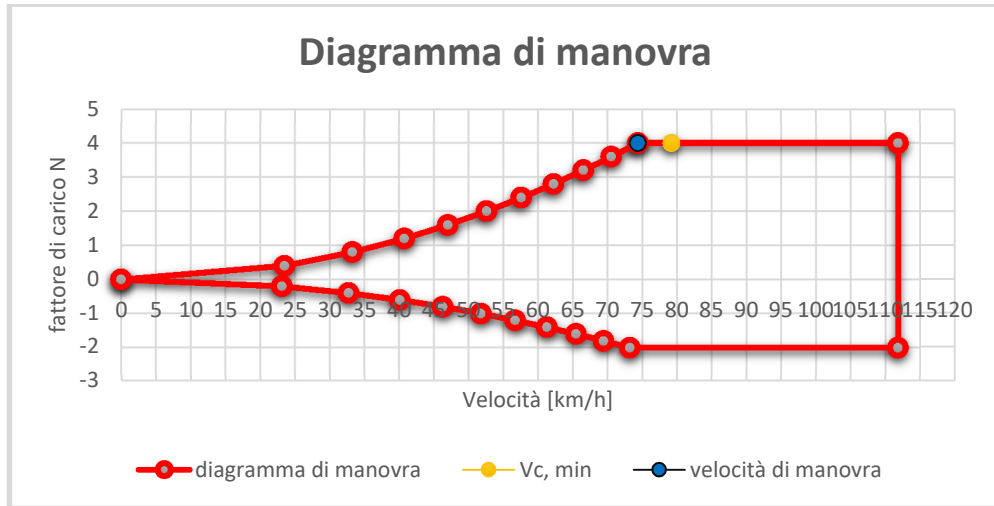
E la velocità teorica raggiungibile in affondata ([km/h]).

$$V_{d,min} = 10.86 \times \sqrt{n1 \frac{W}{S}} \times 1.85$$

Riassumiamo in una tabella i valori ricavati dalle formule appena descritte in [km/h].

| Va,min | Vc, min | VD,min | VS    |
|--------|---------|--------|-------|
| 69.98  | 79.17   | 111.81 | 37.22 |

**Tab. 19** Velocità caratteristiche del velivolo.



**Fig. 53 Diagramma di manovra del velivolo.**

Si costruisce poi il diagramma di raffica che è invece quel diagramma che tiene conto dell'effetto sul velivolo di eventuali raffiche di vento o moti ascensionali casuali che inducono nella struttura una forza ed un moto tale da sollecitarlo fortemente inducendolo a compiere traiettorie non controllate e portandolo in condizioni di volo critico.

Nella determinazione del diagramma di raffica sono state consultate la JARUS e la FAR23 che hanno indicato entrambe le stesse formule per il calcolo del fattore di carico cui sarà soggetta la struttura in funzione delle caratteristiche fisiche e aerodinamiche del mezzo. Il diagramma di raffica viene poi costruito partendo questa volta dai valori già calcolati di velocità di crociera e di velocità in affondata. Questa volta saranno determinati quindi i valori critici di n alle diverse velocità previste sopra.

$$n = 1 \pm \frac{a v_i \rho w_i f}{2 \frac{W}{S}}$$

Dove:

a = coefficiente angolare della retta di portanza del velivolo in [1/rad]

v<sub>i</sub> = è la velocità indicata dal velivolo espressa in [km/h]

ρ = densità dell'aria valutata in condizioni standard

w<sub>i</sub> = velocità di raffica espressa in [m/s]

- ± 15.2 m/s per velocità di crociera
- ± 7.6 m/s per velocità di affondata

f = fattore di attenuazione della raffica

$$f = \frac{0.88 \times \mu_g}{5.3 + \mu_g}$$

μ<sub>g</sub> = rapporto di massa del velivolo

$$\mu_g = \frac{2 \frac{W}{S}}{\rho c a g}$$

c = corda alare media geometrica espressa in [m]

Sono stati quindi estratti 4 valori di n di cui 2 in volo dritto alla velocità di crociera e alla velocità di affondata e altri 2 in volo rovescio sempre alle velocità di crociera e di affondata ottenendo i seguenti valori.

| Diagramma di raffica |       |
|----------------------|-------|
| V                    | n     |
| 0                    | 1     |
| 79.17                | 4.55  |
| 111.80               | 3.51  |
| 111.80               | -1.51 |
| 79.17                | -2.55 |

Tab. 20 Valori caratteristici del diagramma di raffica.



Dove risulta evidente che il valore massimo che troviamo è quello in prossimità della velocità di crociera ed è per questo motivo che sarà considerato il parametro di progetto per il dimensionamento delle parti strutturali del velivolo.

L'involuppo fra i due diagrammi, di raffica e di manovra, appunto, prende nome di diagramma di involuppo. Si noti che la curva nel tratto parabolico alle velocità più basse, corrisponde alla condizione al di sopra della quale il velivolo stalla, quindi le sollecitazioni superiori che potrebbero essere prodotta da una raffica non possono avvenire in quanto il velivolo non si troverà mai in tale situazione.

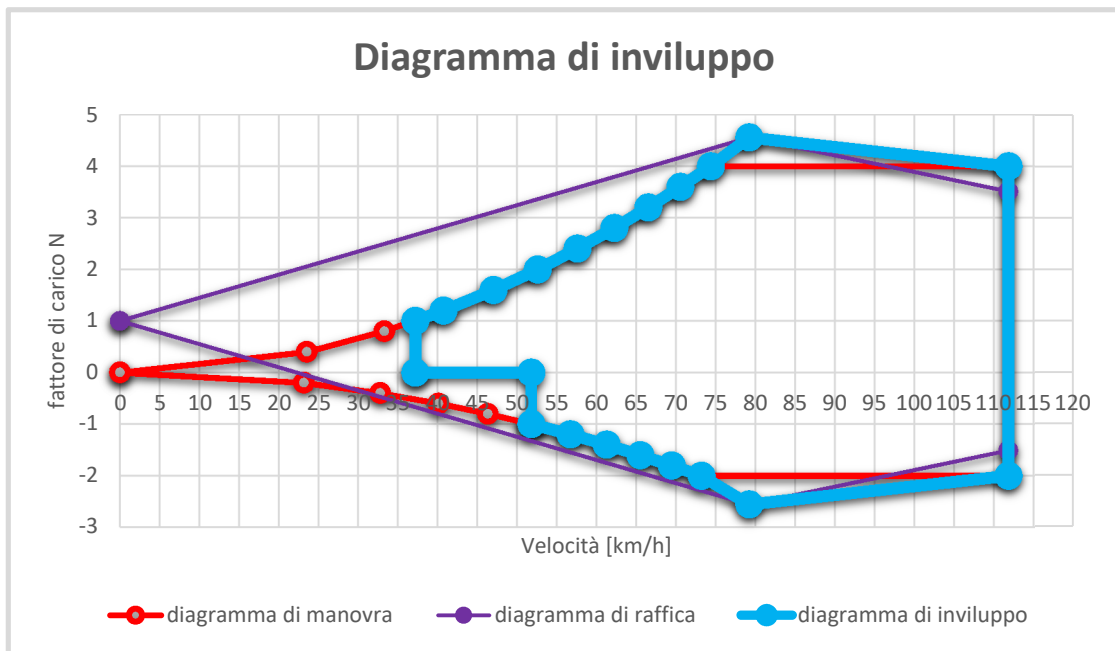


Fig. 54 Diagramma di involuppo.

### 5.1.2 Carichi in volo orizzontale

Una volta determinati questi diagrammi è stato possibile passare alla progettazione e al calcolo strutturale.

Come già accennato precedentemente il calcolo strutturale avviene attraverso un'analisi statica tenendo conto di una serie di sollecitazioni che operano sulla struttura secondo una classificazione di questo tipo:

- Flessione diretta verso l'alto causata dalla portanza (L)
- Flessione diretta verso la coda causata dalla resistenza (D)
- Taglio che accompagna la flessione
- Torsione per forza aerodinamica che tende a svergolare l'ala.

In realtà nella valutazione della torsione in fase di volo risulta predominante la forma particolarmente rastremata della pianta alare che va a contrastare l'effetto torcente che si genera in prossimità del leading edge.

Generalmente le sollecitazioni maggiori risultano essere quelle di flessione data dalla portanza e di torsione negli attacchi dell'ala; inizialmente la nostra analisi sarà rivolta alla risoluzione di uno

schema di tipo trave semplice che poi verrà verificato e trattato più nel dettaglio attraverso programmi di simulazione solida.

L'analisi statica del nostro drone è cominciata considerando la fase di volo orizzontale valutata sui limiti strutturali imposti dal diagramma di inviluppo, la velocità di crociera dunque si prende pari a 79.17 [km/h] e n corrispondente pari a 4.55. Il fattore di carico è preso dall'inviluppo di volo ed assume il valore massimo alla velocità di crociera.

Una volta fissato il valore di n si è passati alla determinazione della distribuzione dei carichi sull'estradosso dell'ala, carichi fortemente dipendenti dal peso che l'ala stessa dovrà supportare in fase di volo, ma anche della geometria con il quale essa è stata pensata per garantire stabilità e condizioni di volo in sicurezza.

Il drone è stato pensato come un velivolo costituito da ali con 2 rastremazioni in prossimità di ogni specifica sezione; ogni rastremazione rappresenta una variazione della geometria dell'ala che andrà di conseguenza ad incidere sulla tipologia di carico che verrà considerato all'interno della progettazione.

Dalla formula seguente abbiamo quindi ricavato il carico unitario (espresso in [kg/m]) agente in prossimità di ogni rastremazione:

$$q = \frac{(W_t - W_{ala}) * n}{S} * c$$

Dove:

$W_t$  = peso dell'intero velivolo

$W_{ala}$  = peso dell'ala

n = fattore di carico

S = superficie dell'ala (su cui è applicato il carico)

C = corda caratteristica in cui è applicato il carico

Come è possibile notare il carico viene portato in N/m (moltiplicando per 9.81 m/s<sup>2</sup>) Nella tabella esposta qui di seguito è possibile valutare i carichi unitari per ogni sezione caratteristica in cui cambia l'angolo di rastremazione.

| Sezione    | $(W_t - W_{ala}) * n / S$ | $S_{p_{max}}$ | C    | Carico unitario [N/m] |
|------------|---------------------------|---------------|------|-----------------------|
| Tip        | 485.7                     | 0.102         | 0.75 | 148.21                |
| Intermedia |                           | 0.177         | 0.9  | 177.85                |
| Radice     |                           | 0.187         | 0.95 | 187.73                |

**Tab. 21 Carichi su ogni sezione caratteristica.**

Nota la distribuzione di carico abbiamo calcolato la sollecitazione massima di taglio, momento flettente e momento torcente agenti sull'unica sezione che garantisce l'isostaticità della struttura, ovvero alla radice.

Si sono valutate quindi le sollecitazioni agenti alla radice per determinare poi la reazione di taglio e momento in prossimità di quella sezione. Il sistema di riferimento è solidale all'ala per poter identificare i momenti operanti sulla struttura come Momenti Flettenti e Momenti Torcenti.

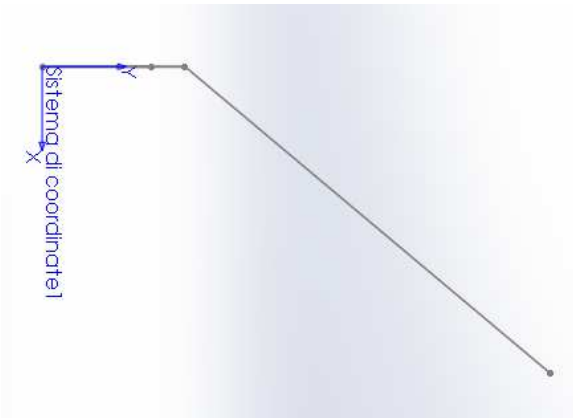


Fig. 55 Linea media del longherone nel sistema di coordinate adottato nell'analisi dei carichi aerodinamici.

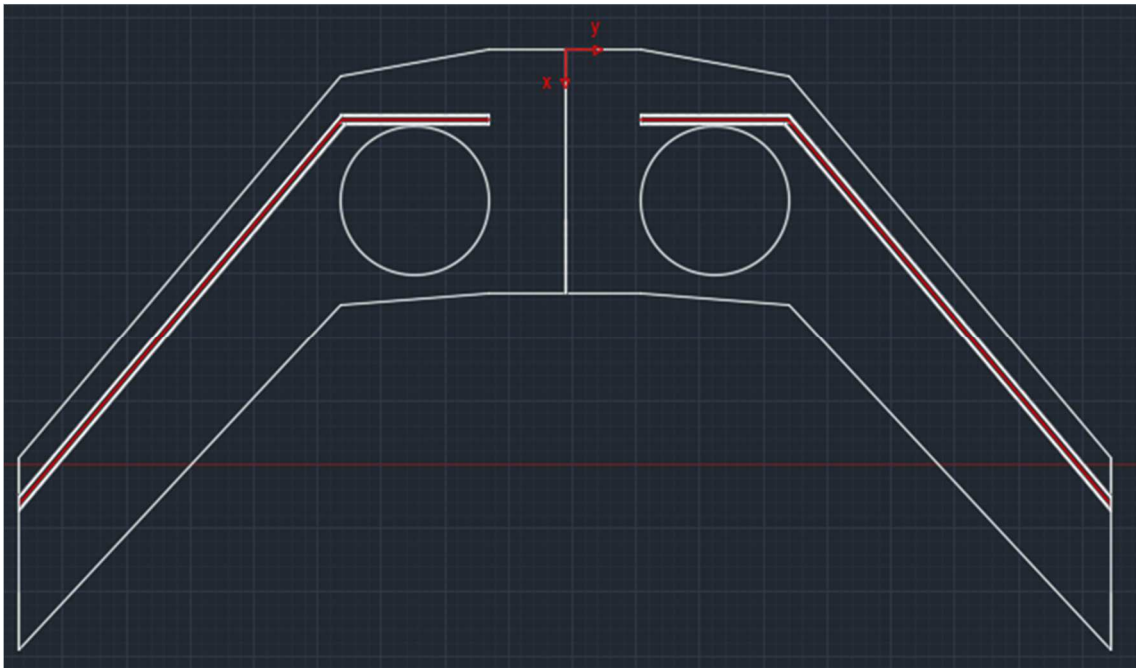


Fig. 56 Rappresentazione del longherone nella pianta ottimizzata.

Si sono quindi trovate le reazioni vincolari di taglio e momento alla radice con i seguenti risultati:

| T [N]  | $M_x$ [Nm] | $M_y$ [Nm] |
|--------|------------|------------|
| 426.96 | 409        | -232       |

Tab. 22 Reazioni vincolari alla radice.

Questa configurazione è stata scelta per semplicità di messa in opera e di assemblaggio del longherone al resto della struttura. Essendo infatti i due longheroni delle due semiali confluenti nelle due sezioni esterne dell'hub essi dovranno essere collegati attraverso l'utilizzo di una baionetta rettilinea che può quindi essere inserita facilmente.

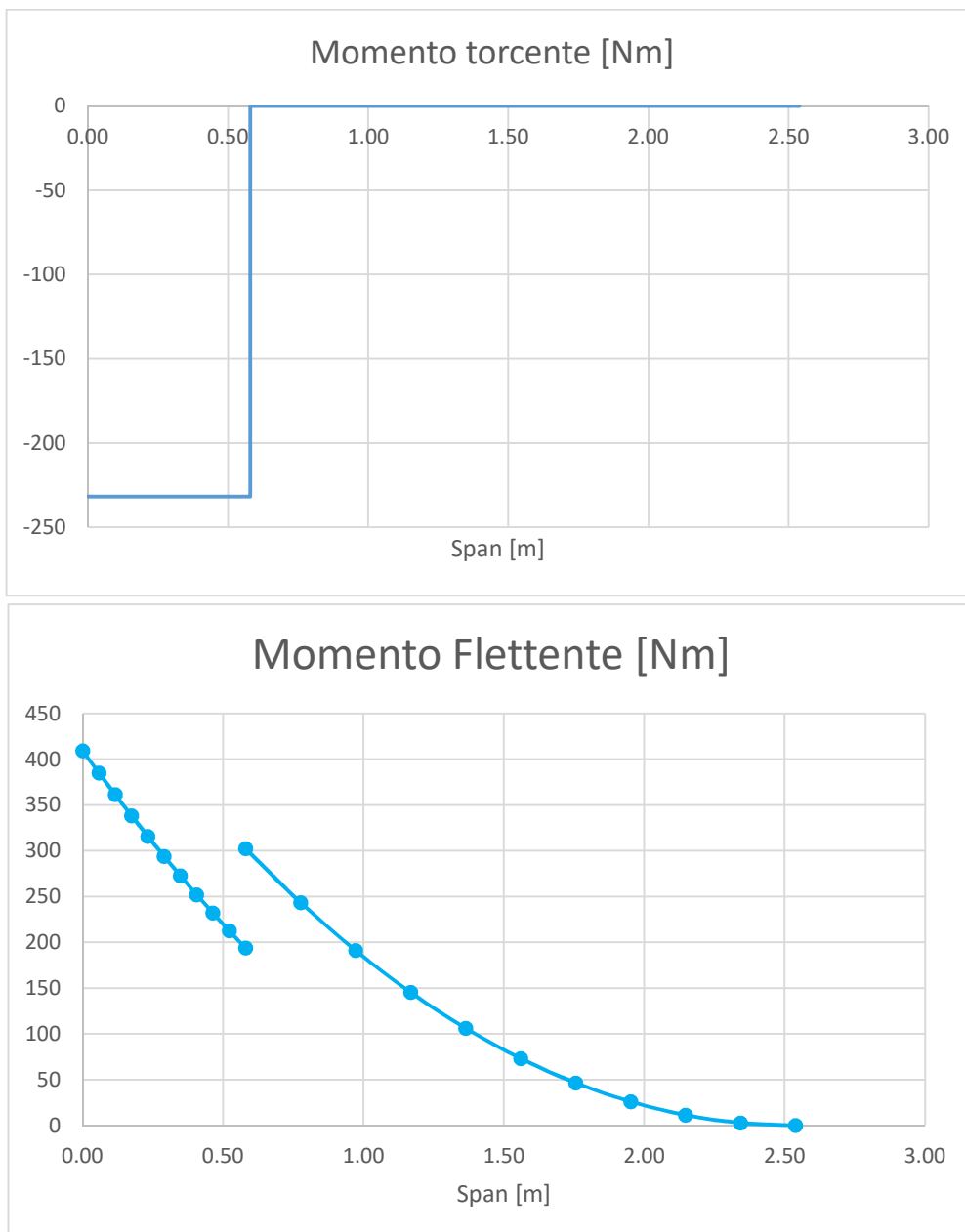
Generalmente il longherone viene posto in prossimità della zona in cui il profilo presenta lo spessore più elevato cosicché il progettista sia libero di dimensionare il longherone riducendo i limiti legati allo spazio disponibile. Nella costruzione dell'ala sono stati utilizzati 2 profili diversi per cui risulterà diversa anche la posizione dello spessore massimo in prossimità di ogni specifico profilo.

Nel dettaglio la posizione dell'asse del longherone specificata rispetto al naso del profilo in ogni sezione caratteristica è collocata ad una distanza di:

- Radice: 271 [mm]
- Intermedia: 171 [mm]
- Tip: 181 [mm]

Nelle figure esposte in seguito vengono esplicitati i grafici relativi al momento flettente e torcente agenti sul longherone a partire dalla radice dove la sollecitazione è massima fino ad arrivare al tip in cui la sollecitazione è nulla per entrambi i momenti. Si noti che:

$$M_f = M_x; M_t = M_y$$



**Fig. 57 Momento flettente e momento torcente agente sul longherone.**

Una volta analizzati i carichi agenti sulla struttura prendendo come riferimento una distribuzione trapezoidale dei carichi stessi si considera che questa distribuzione è ancora lontana da quella prodotta dai carichi aerodinamici veri e propri sullo span.

### 5.1.3 Carichi nel sostentamento a punto fisso

La successiva analisi è stata effettuata sulla valutazione dei carichi agenti sulla struttura del drone nella fase di decollo verticale.

Questa procedura ha richiesto un approccio leggermente diverso dalla precedente in quanto assenti completamente forze di portanza sulla struttura ed avendo a che fare con forze di resistenza aerodinamica, forze peso e forze inerziali sulla struttura dovute all'accelerazione che il corpo subisce nella fase iniziale di decollo per portarsi alla velocità di salita prestabilita di 3 m/s partendo da una velocità di partenza pari a zero.

Attraverso una serie di considerazioni basate sulle forze caricanti la struttura (e quindi l'intero volume) e forze esercitate puramente su una superficie abbiamo determinato i carichi distribuiti in prossimità di ogni sezione caratteristica (rastremazione) e successivamente con lo stesso approccio utilizzato nell'analisi precedente abbiamo ottenuto i seguenti valori:

| FASI DI VOLO      | Taglio max radice [N] | Momento Flettente max radice [Nm] | Momento Torcente max radice [Nm] |
|-------------------|-----------------------|-----------------------------------|----------------------------------|
| Volo rettilineo   | 426.96                | 409.44                            | 231.76                           |
| Decollo verticale | 79,6                  | 31.44                             | 5,5                              |

Tab. 23 Sollecitazioni sulla radice in volo rettilineo e nel decollo verticale.

La tabella mostra come i risultati dell'analisi delle sollecitazioni sulla struttura in fase di volo rettilineo e di decollo verticale sono nettamente differenti. La situazione più critica è quella in fase di volo orizzontale o rettilineo per cui la progettazione verrà eseguita tenendo conto di questa fase.

Un'ulteriore considerazione va fatta confrontando il momento torcente scaricato dal motore sul longherone. Esso infatti nella fase di decollo verticale non è elevato alla radice anzi, tutt'altro; questo perché il momento torcente, generato dalla spinta dell'elica per il rispettivo braccio rispetto alla posizione del longherone, si oppone al momento torcente generato dalla forza peso, dalla forza inerziale agente solo in fase di accelerazione del velivolo a controllo remoto e dalla resistenza aerodinamica. In realtà però tale momento assume un valore massimo in prossimità del propulsore e viene considerato sulla struttura come momento torcente proiettato sull'asse del longherone e di modulo pari a:

$$M_t = T \times d = 0.8 \times 25 \times 9.81 \times 0.3 = 58.86 \text{ [Nm]};$$

Considerando un'accelerazione verticale di massimo 1.8 g. Questo momento torcente agisce in prossimità della prima rastremazione, quindi può essere confrontato con il momento torcente calcolato in volo rettilineo di modulo pari a 231.76 [Nm].

Dal confronto fra i due valori è chiaro che  $231.76 \text{ Nm} > 58.86 \text{ Nm}$  per cui è possibile giustificare ulteriormente la scelta di progettare il longherone considerando i carichi in volo rettilineo.

## 5.1.4 Dimensionamento del longherone

### 5.1.4.1 Scelta dei materiali

Il progetto A.D.E.L.E. è vincolato alla costruzione di un drone con caratteristiche inerziali molto rigide. Infatti la struttura nel suo complesso non deve superare per nessun motivo il peso imposto dalla normativa di 25 kg, compreso anche del payload. Questo aspetto comporta ovviamente delle limitazioni nella scelta del materiale di costruzione. I fondi a disposizione inoltre sono un'ulteriore limitazione nella progettazione e nella scelta del materiale. I materiali utilizzabili in campo aeronautico sono tutti quei materiali che presentano un rapporto resistenza meccanica/peso piuttosto elevato poiché la leggerezza è un requisito indispensabile in campo aeronautico non solo per motivi vincolati alla norma di cui sopra ma anche perché controllare, soprattutto da remoto, un dispositivo con inerzia elevata implica tempi di risposta più lenti e quindi possibili problemi di sicurezza e di manovrabilità del drone.

Un materiale utilizzato quotidianamente nella progettazione strutturale dei velivoli è l'alluminio, più precisamente si tratta di leghe di alluminio che garantiscono ulteriore leggerezza e resistenza meccanica.

Nel nostro caso però, per motivi di eccedenze sia dal punto di vista economico che inerziale dell'alluminio la scelta è ricaduta sull'utilizzo di materiali legnosi.

Nel caso specifico del longherone, sono state valutate diverse tipologie di materiali:

- Tiglio;
- Samba;
- Balsa;
- Compensato avionico di betulla.

|                       | Densità [kg/m <sup>3</sup> ] | $\sigma_{max}$ [N/m <sup>2</sup> ] |
|-----------------------|------------------------------|------------------------------------|
| TIGLIO                | 490                          | 47000000                           |
| SAMBA                 | 380                          | 60800000                           |
| BALSA                 | 150                          | 19600000                           |
| COMPENSATO DI BETULLA | 797                          | 130000000                          |

Tab. 24 Caratteristiche fisiche e meccaniche dei materiali valutati.

### 5.1.4.2 Scelta della sezione resistente

Nella progettazione strutturale di un aeromobile una caratteristica necessaria è la leggerezza. Essa infatti incide sulla generazione di portanza che il drone stesso dovrà garantire in fase di volo ma anche sulla manovrabilità e quindi sui tempi di risposta del dispositivo ai comandi opportunamente forniti da remoto. A tale proposito la struttura interna dell'ala non sarà mai una struttura piena ma sarà costituita da diverse centine opportunamente distanziate le une dalle altre che garantiranno la forma del profilo in tutto il suo span. Esse però non assicurano resistenza strutturale in quanto molto sottili e quindi prive di caratteristiche significative di rigidità flessionale o torsionale. La parte resistente dell'ala è rappresentata dal longherone.

Su di esso infatti agiscono tutti i carichi portanti generati dall'ala ed è su di esso che si basa il dimensionamento strutturale.

Una volta calcolati quindi tutti i diagrammi di carico relativi alla distribuzione lungo l'ala del taglio, del momento flettente e del momento torcente è necessario pensare alla geometria più adatta a garantire al longherone rigidità e resistenza meccanica e che al contempo trovino un giusto compromesso con la facilità di costruzione e messa in opera.

Dovendo poi la struttura essere assemblata ed incollata, la geometria più adatta che garantisce più solidità e rigidità è quella rettangolare cava. L'utilizzo di questa geometria viene riscontrato in molti modelli simili costruiti anche in passato.

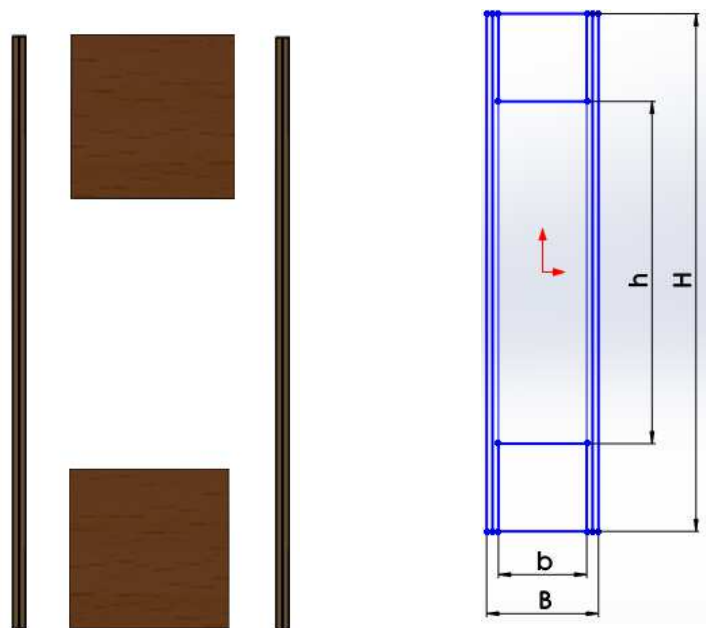
Il dimensionamento del longherone è la fase più importante e prevede che esso sia dimensionato per resistere, al netto di un coefficiente di sicurezza, al carico massimo agente sulla struttura nella condizione più critica valutata nel diagramma di manovra.

Come è possibile prevedere, la struttura del longherone non è unica ma è costituita da un assemblaggio di pezzi. Questo per diverse ragioni che dipendono da:

- Proprietà del legno: materiale ortotropo, con caratteristiche meccaniche che cambiano in funzione della direzione di orientazione delle fibre, motivo che porta a selezionare e ad assemblare molto attentamente le varie parti in funzione del carico applicativi;
- Difficoltà di lavorazione di corpi così estesi;
- Difficoltà di reperimento di materiali delle dimensioni che vedremo poi successivamente.

La sezione rettangolare cava assumerà allora una forma come quella mostrata in figura dove i componenti, superiore ed inferiore, verranno chiamati listelli mentre le facce laterali saranno chiamate lastre.

Le facce laterali o lastre nel caso in esame hanno lo scopo sia di resistere ai carichi distribuiti sulla superficie che si traducono in sforzi di taglio sulla sezione della lastra, ma fungono anche da collanti tra i due listelli sopra e sotto.



**Fig. 58 Sezione rettangolare cava del longherone.**

Come visto nella tabella riportata precedentemente, i materiali a disposizione variano tra loro per caratteristiche meccaniche e fisiche. Confrontando rapidamente i diversi materiali risulta abbastanza evidente come ci sia una certa correlazione e proporzionalità tra densità e resistenza in quanto materiali più leggeri mostrano caratteristiche meccaniche più scadenti.

Per quanto riguarda la scelta del materiale utilizzato nella costruzione del listello è stata fatta un'analisi considerando tiglio, samba e balsa cercando la configurazione più leggera ma al contempo in grado di resistere senza rompersi, alle sollecitazioni caricanti la struttura.



### 5.1.4.3 Dimensionamento listelli

Passando alla progettazione vera e propria il dimensionamento dei listelli viene effettuato con il criterio di resistenza a flessione (Fрати 1946) in “The Glider”. Inizialmente la procedura richiesta è quella di dimensionare la sezione ricavando il modulo di resistenza  $W_f$

$$\sigma_{amm} = \frac{\sigma_r}{k}$$

Dove  $\sigma_r$  rappresenta la tensione di rottura e  $k$  rappresenta il coefficiente di sicurezza  $k=1.5$ . Generalmente nella verifica di resistenza si impone:

$$\sigma_{max} \leq \sigma_{amm}$$

Nel dimensionamento invece impongo la condizione di uguaglianza.

$$\sigma_{max} = \sigma_{amm}$$

Conoscendo sia il momento flettente massimo che la tensione di rottura del materiale ed associando un coefficiente di sicurezza utilizzato generalmente in aviazione è possibile risalire al calcolo del modulo di resistenza a flessione.

$$W_f = \frac{M_{f,max}}{\sigma_{amm}}$$

Una volta trovato questo modulo è necessario impostare dei parametri imponendoli come valori noti per risolvere il sistema e dimensionare correttamente. In generale le dimensioni del longherone sono variabili in quanto dipendono fortemente dai materiali usati e le soluzioni per la messa in opera di quest'ultimo sono molteplici.

Esso infatti può essere inserito all'interno dell'ala incassandolo tra una centina e l'altra e creando quindi dei fori interni alle centine che abbiano dimensioni coincidenti con quelle del longherone in quella determinata sezione. Oppure un'altra soluzione è di creare un longherone a tutt'altezza. Questa configurazione comporta che il longherone occupi l'altezza massima disponibile nel profilo al netto di uno strato di balsa che riveste il longherone sopra e sotto e costituente rispettivamente l'estradosso e l'intradosso del profilo. Questa soluzione comporta la separazione delle centine in prossimità del longherone.

Entrambe le soluzioni citate sono soluzioni valide ma nel nostro caso è stata scelta la seconda a causa della difficile messa in opera in fase di montaggio che impone un livello di precisione altissimo, difficilmente garantibile se non attraverso la modellazione e la realizzazione di tutti i componenti attraverso macchine CNC.

$$W_f = \frac{b(H^3 - h^3)}{6H}$$

Il  $W_f$  è stato calcolato nelle sezioni caratteristiche dove cambia l'angolo di freccia dell'aeromobile. Questo significa che lungo lo span, la  $\sigma$  di calcolo rimane la stessa mentre cambia il carico come visto nel diagramma del momento mostrato precedentemente.

Conoscendo tale modulo vengono quindi fissati due parametri che sono  $b$  ed  $H$ , rispettivamente la base del listello e l'altezza massima tra listello superiore ed inferiore. Il dimensionamento consiste nel calcolare il parametro  $h$  e ricavare da questo per differenza con  $H$  l'altezza del singolo listello.

Eseguita questa procedura sono state dimensionate le lastre laterali.

#### 5.1.4.4 Dimensionamento lastre

La procedura di dimensionamento viene fatta monitorando la condizione di resistenza a taglio (Fрати 1946). Questa prevede che sia dimensionato lo spessore della lastra imponendo come noto il valore dell'altezza H ricavato prima.

$$\delta_{\text{lastra}} = \frac{1.5 \times T}{H \times \tau_{\text{max}}}$$

Il valore dello spessore  $\delta_{\text{lastra}}$  che si trova deve essere diviso per 2 perché entrambe le lastre assorbono la forza di taglio concentrata in quella sezione. Come visto anche per il dimensionamento del listello, tale calcolo andrebbe fatto in tutte le sezioni caratteristiche lungo lo span del velivolo.

In effetti una volta realizzati tutti i calcoli di cui sopra sono stati riscontrati dei problemi di instabilità elastica dovuti alle dimensioni molto lunghe e sottili delle lastre e alle poche superfici a disposizione per l'incollaggio rigido dei componenti. I valori erano molto bassi, si sarebbe potuto cioè realizzare un longherone più basso rispetto allo spessore massimo inserito nelle centine, altrettanto resistente ma più complesso a livello realizzativo.

A questo punto si è deciso di cambiare metodologia e di impostare già dall'inizio la geometria del longherone e di verificare successivamente la resistenza di questo alle diverse sollecitazioni sulla struttura. Il longherone si estende dall'estremità dell'hub in cui vengono inserite tutte le strumentazioni di controllo e misure, fino alla sezione più esterna dell'ala denominata "tip".

Questo significa che la scelta delle dimensioni e della forma del longherone viene ponderata sulla base di:

- Geometria dell'ala;
- Rigidezza del longherone;
- Facilità di montaggio;

Attorno a questi aspetti si basa la progettazione che dovrà essere convalidata attraverso la verifica a flessione, a taglio ed a torsione di ogni sezione del longherone lungo lo span.

Nella tabella qui di seguito vengono mostrati i valori di riferimento di primo tentativo fissati per il dimensionamento del longherone.

|                            | Radice | Intermedia | Tip |
|----------------------------|--------|------------|-----|
| H [mm]                     | 181    | 160        | 103 |
| B [mm]                     | 38     | 38         | 34  |
| h [mm]                     | 121    | 100        | 83  |
| B [mm]                     | 30     | 30         | 30  |
| h <sub>listello</sub> [mm] | 30     | 30         | 10  |

**Tab. 25 Dimensioni caratteristiche del longherone per ogni rastremazione.**

Conoscendo questi valori è possibile risalire al modulo di resistenza a flessione e quindi calcolare la  $\sigma_{\text{max}}$

$$\sigma_{max} = \frac{M_{f, max}}{W_f}$$

Una volta trovata la massima tensione si verifica che questa resista confrontandola con la  $\sigma_{amm}$ .

$$\sigma_{max} \leq \sigma_{amm}$$

Nella tabella si vedono i carichi che subisce la struttura in volo considerando sempre la condizione più estrema in ogni sezione caratteristica, cioè dove cambia l'angolo di freccia lungo lo span e quindi in prossimità di ogni rastremazione.

|                               | Radice    | Intermedia | Tip      |
|-------------------------------|-----------|------------|----------|
| $M_f$ [Nmm]                   | 409435    | 302537     | 2859     |
| $W_f$ [mm] <sup>3</sup>       | 158548.18 | 130883.33  | 32361.02 |
| $\sigma$ [N/mm <sup>2</sup> ] | 6.16      | 5.34       | 0.20     |
| T [N]                         | 423.9     | 318.34     | 29.3     |
| $M_t$ [Nmm]                   | 623550.2  | 623550.2   | 0        |

**Tab. 26 Prospetto dei carichi sulle diverse rastremazioni.**

Verifichiamo ora la resistenza a flessione dei listelli confrontando le tensioni resistenti dei diversi materiali a disposizione ( $k = 1.5$ ).

|   | Tiglio       | Samba        | Balsa        |
|---|--------------|--------------|--------------|
| $\sigma_{rottura}$ [N/mm <sup>2</sup> ] | 47           | 60.8         | 19.6         |
| k                                       | 1.5          | 1.5          | 1.5          |
| $\sigma_{amm}$ [N/mm <sup>2</sup> ]     | 31.33        | 40.53        | 13.07        |
| $\sigma_{max} < \sigma_{amm}$           | 2.58 < 31.33 | 2.58 < 40.53 | 2.58 < 13.07 |
| Sicurezza                               | Verifica     | Verifica     | Verifica     |

**Tab. 27 Verifica di resistenza a flessione per diversi materiali.**

La condizione di sicurezza è verificata per tutti i materiali e dunque la scelta viene fatta privilegiando il materiale più leggero: la Balsa che risulta essere quattro volte più leggera del Tiglio e più di due volte più leggera del Samba.

Per la valutazione della resistenza al taglio si verifica che lo spessore calcolato della lastra sia minore di quello fissato inizialmente ( $\delta < 4$  [mm]), la  $\tau$  del compensato di betulla è 11.77 [N/mm<sup>2</sup>].

$$\delta = \frac{1.5 T}{\tau H}$$

|                      | Radice   | Intermedia | Tip      |
|----------------------|----------|------------|----------|
| T [N]                | 423.9    | 318.34     | 29.28    |
| M <sub>t</sub> [Nmm] | 231757   | 231757     | 0        |
| δ[mm]                | 0.3      | 0.25       | 0.036    |
| Sicurezza (δ < 4)    | Verifica | Verifica   | Verifica |

**Tab. 28 Verifica di resistenza a taglio nelle diverse sezioni.**

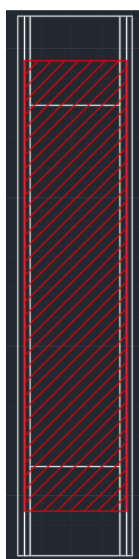
Per la verifica della torsione invece è stata analizzata la formula di Bredt dedicata alla Torsione nelle travi di parete sottile a sezione chiusa.

Nella valutazione della torsione è bene specificare che questa è assorbita principalmente dal longherone che dovrà garantire una certa rigidezza torsionale limitando lo svergolamento dell'ala entro un certo range di sicurezza.

Tale verifica viene eseguita considerando:

$$\tau_{max} = \frac{M_f}{2A\delta} < \tau_{amm}$$

Dove A indica l'area interna del longherone presa su una linea media che passa per tutta la sezione del longherone come mostrato in figura.

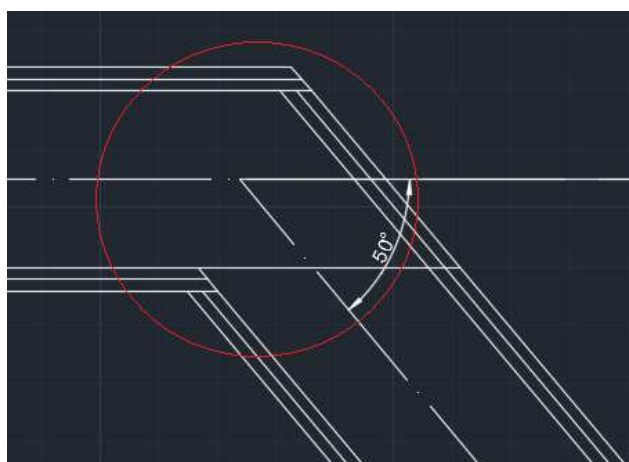


**Fig. 59 Superficie che viene considerata nella verifica di resistenza a torsione.**

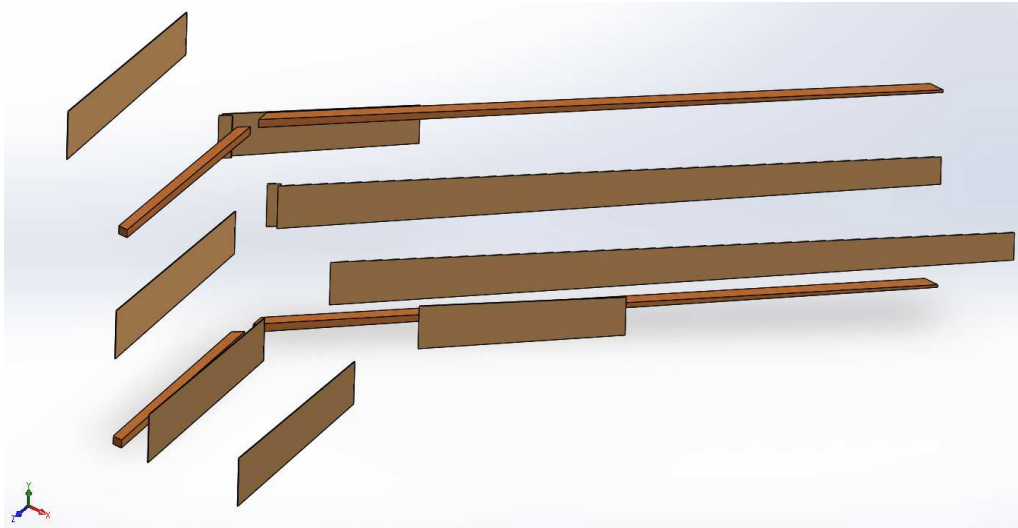
|                                     | Radice       | Intermedia   |
|-------------------------------------|--------------|--------------|
| $A_{resistente}$ [mm <sup>2</sup> ] | 10268        | 8840         |
| P [mm]                              | 760.3        | 578          |
| $\tau_{max}$ [N/mm <sup>2</sup> ]   | 5.65         | 6.55         |
| $\tau_{amm}$ [N/mm <sup>2</sup> ]   | 7.8          | 7.8          |
| $\tau_{max} < \tau_{amm}$           | $5.65 < 7.8$ | $6.55 < 7.8$ |
| Condizione di sicurezza             | Verifica     | Verifica     |

**Tab. 29** Verifica di resistenza a torsione del longherone.

Le analisi effettuate mostrano che il longherone, soggetto a carichi dinamici ottenuti attraverso il procedimento teorico, resiste ampiamente in ogni condizione rimanendo sempre nel campo di sicurezza assegnato. Inoltre dai risultati ottenuti è possibile prevedere come la rottura del longherone avvenga prima per torsione piuttosto che per flessione nella zona rastremata in prossimità della sezione in cui l'angolo di freccia non è più nullo ma assume una configurazione diversa con un angolo pari a circa 50°.



**Fig. 60** Sezione maggiormente sollecitata a torsione.



**Fig. 61** Spaccato di tutti i component del longherone, listelli e lastre che poi andranno incollati.

## 5.2 STIMA DEI PESI E DEL BARICENTRO

È stato poi realizzato un dimensionamento di massima dell'intero velivolo, al fine di calcolare i pesi e il baricentro ottenibili. Si vanno a valutare in questa sede tutta una serie di elementi che vanno a bordo del velivolo, che non sono stati finora considerati. Dai motori alla coda, all'elettronica per la propulsione e il controllo.

È stato dunque elaborato un foglio di calcolo parametrico per stimare la massa e il baricentro di un velivolo con pianta a freccia e le caratteristiche geometriche, aerodinamiche e costruttive del velivolo del progetto A.D.E.L.E. Si sono considerati tutti gli elementi prevedibili da inserire sul velivolo che sono sia elementi ripetuti (centine in legno che verranno montate per forma e dimensioni differenti), che elementi distribuiti (come la tela che avvolge il prototipo). Alcuni dei dati appartenenti ad elementi strutturali non di facile implementazione analitica sono stati disegnati e calcolati con le densità tipiche dei materiali in oggetto in SolidWorks, per esempio il longerone principale, il naso lavorato con macchine a controllo numerico e il longerone posteriore.

Successivamente sono stati scelti tutti gli altri elementi puntuali la cui posizione dipende in minore misura dalla pianta. Si determina quindi in maniera più precisa possibile il peso e il baricentro del drone attraverso l'inserimento della massa degli elementi che lo compongono (non solo strutturali quindi ma anche elettronici e sensori) e la posizione che si suppone abbia il baricentro di tale elemento.

### 5.2.1 Motorizzazione

In primo luogo viene determinato il baricentro obiettivo sulla base del triangolo di spinta, determinato sia dalla posizione che dal modulo della spinta dei motori. Questo baricentro obiettivo è quello che rispetta i requisiti descritti al capitolo 4.

Il baricentro è in corrispondenza del punto sull'asse mediano del triangolo in cui il momento dei motori principali è uguale a quello dei motori di bilanciamento. Questo punto ha determinato un margine statico accettabile ai fini della stabilità longitudinale. In sostanza il centro di spinta del triangolo dei motori dovrà coincidere con il centro di massa della struttura e dovrà soddisfare le condizioni di stabilità. Inoltre questo punto deve rispettare i requisiti costruttivi per cui il longherone è stato posto al quarto di corda, cioè in corrispondenza dello spessore massimo. Inoltre i motori principali devono giacere più dietro rispetto allo stesso longherone, per poter realizzare un longherone dritto senza complicazioni costruttive. Per la pianta ottimizzata come dettagliato al capitolo 4 il baricentro si trova quindi a 62.7 cm dal naso.

Il vero problema è che non è sufficiente imporre un baricentro che garantisca il sostentamento verticale, la stabilità in volo orizzontale e i requisiti costruttivi, tale baricentro deve essere poi realmente ottenuto sul velivolo senza necessità di compensare con piombo in aggiunta. Di qui la necessità di una valutazione preliminare della distribuzione dei pesi.

Nella determinazione della motorizzazione è stata trovata come configurazione ideale un set di 4 motori, 2 a due controrotanti, che sostengono la maggior parte del peso del drone insieme ad una coppia di motori posteriori che funge da forza di bilanciamento, per evitare che il tutto si ribalti durante lo stazionamento e la salita. Complessivamente la spinta massima di progetto è 1.3 volte il peso massimo, e si è deciso di ripartire il carico 10:1 (AVANTI : DIETRO).

Un parametro geometrico che permette di determinare la dimensione del triangolo di spinta è il braccio che separa il baricentro dall'asse di spinta posteriore, inoltre si fissa la posizione dei motori lungo lo span più esterna possibile, pari a 0.59 m dalla mezzeria.

Tali dati sono sufficienti, insieme alla posizione lungo la corda dell'asse dei motori principali, a calcolare le posizioni del baricentro e dell'asse dei motori di bilanciamento.

Seguono i dati caratteristici del motore principale scelto, del propulsore, degli ESC, della batteria, e quindi dei corrispondenti tempi di volo in hovering. Le scelte sono state effettuate mediante il software di dimensionamento e-Calc e costituiscono dei valori di primo tentativo adeguati per il sostentamento.

| Propulsione Flying wing TRI 21.5x7.3 COAX 22Ah 12s |     |                               |
|--|-----|-------------------------------|
| Batteria   |     | LiPo 22000mAh - 25/35C        |
| Configurazione                                     |     | 12S1P                         |
| Capacità totale                                    | mAh | 22000                         |
| Scarica massima                                    |     | 85%                           |
| Tempo di volo in hovering                          | min | 7                             |
| Peso   | g   | 6504                          |
| Controllore  |     | KDE Direct KDEXF-UAS75HVC     |
| Corrente   | A   | 75                            |
| Peso   | g   | 110                           |
| Corrente MAX motore                                | A   | 62                            |
| Motore   |     | KDEDirect KDE6213XF-185 (185) |



| Motore @ Hovering          |      |                                     |
|----------------------------|------|-------------------------------------|
| Elica                      |      | KDE Direct KDE-CF (0°) 21.5" x 7.3" |
| Numero di pale             |      | 3                                   |
| Corrente                   |      | 39.86                               |
| Tensione                   |      | 42.02                               |
| Giri                       |      | 4915                                |
| Gas (lineare)              |      | 73                                  |
| Efficienza                 | %    | 84.7                                |
| Temperatura stimata        | °C   | 110                                 |
| Motorizzazione totale      |      |                                     |
| Peso totale motorizzazione | g    | 9222                                |
| Spinta-Peso                |      | 1.3                                 |
| Corrente @ Hovering        | A    | 159.43                              |
| P(in) @ Hovering           | W    | 7078.7                              |
| Efficienza @ Hovering      | %    | 80.1                                |
| Corrente @ max             | A    | 269.82                              |
| P(in) @ max                | W    | 11980.1                             |
| Efficienza @ max           | %    | 77.5                                |
| Multicottero               |      |                                     |
| Peso totale                | g    | 25000                               |
| Tilt massimo               | °    | 30                                  |
| Velocità massima           | km/h | 29                                  |
| Rateo di salita stimato    | m/s  | 3                                   |

**Tab. 30 Prospetto con tutti i parametri caratteristici della propulsione principale.**

Si sono scelte due batterie da 6S da collegarsi in serie per arrivare alla tensione di alimentazione ottimale dei motori. Si noti che la configurazione coassiale rispetto alla configurazione in cui i motori sono singoli ha un'efficienza migliore.

Per il motore da usare come bilanciamento si sono cercate delle configurazioni di motore ed elica (numero pale e diametro) tali che alimentati al 50% della manetta fornissero metà della forza necessaria al bilanciamento in fase di salita; viene quindi scelta la configurazione seguente.

| Modello motore | Tensione V | Assorb. A | Manetta | Diam elica inch | Pale | Spinta g | RPM  | Peso g |
|----------------|------------|-----------|---------|-----------------|------|----------|------|--------|
| KDE4215XF-465  | 23.1       | 8.5       | 50%     | 15.5            | 2    | 1670     | 5340 | 195    |

**Tab. 31 Parametri caratteristici del motore posteriore.**

I motori contenuti all'interno dell'ala sono sorretti da elementi che denomineremo piastre, costituiti da razze di sostegno in fibra di carbonio. Si dimensionano quindi le razze che sostengono i piattelli su cui sono montati i motori: questi infatti, essendo in mezzo ad un foro devono essere sostenuti durante il volo. Le razze devono essere capaci di sostenere non solo il peso ma anche l'inerzia legata all'accelerazione della salita.

Tali razze sono disposte a intervalli regolari e collegano il piattello interno per collegare i motori e l'anello esterno di battuta, il cui diametro interno è quello del foro, quello esterno garantisce un'area di appoggio sulle centine che circondano il motore.

Le razze vengono dimensionate con due criteri: massimo sforzo tollerabile in sicurezza e massima deflessione; alcune misure sono ipotizzate: larghezza delle razze (10mm), raggio del piattello (55mm), raggio interno dell'anello di battuta (280mm). Il criterio di massima deflessione è più in sicurezza in quanto richiede più materiale rispetto al caso di massima tensione.

Il dimensionamento suddivide il carico massimo per asse e quindi per tutte le razze che sono in un rotore:

$$\text{Forza} = (\text{Massa totale} * g * \text{Spinta/Peso} / 2) / \text{numero razze}$$

Quindi si tratta ogni razza come una trave incastrata di cui si calcola l'altezza necessaria alla sezione per ottenere la deflessione imposta a partire dal modulo di resistenza necessario.

E' stato necessario usare il metodo di massima deflessione perché materiali così resistenti, prima di arrivare alla tensione voluta permettono anche una elevata deflessione in particolare con strutture così snelle.

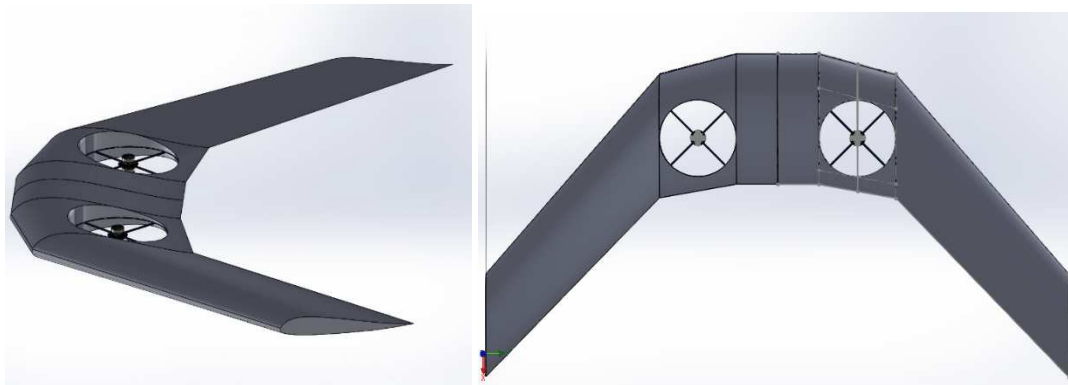


Fig. 62 Motori con struttura di sostegno interna all'ala.

Per il dimensionamento della propulsione orizzontale si è scelta una turbina elettrica che garantisca la traslazione orizzontale mentre il decollo avverrà in verticale. Per la fase di transizione sarà necessaria una attenta progettazione e taratura del sistema di controllo da parte di personale specializzato.

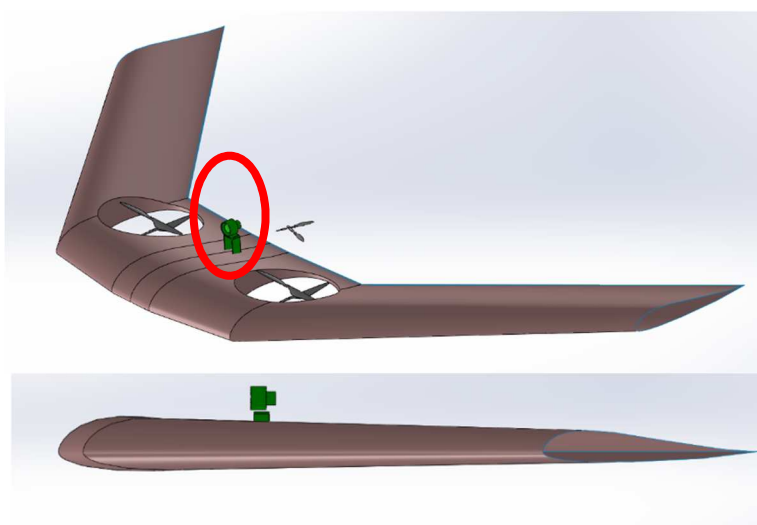
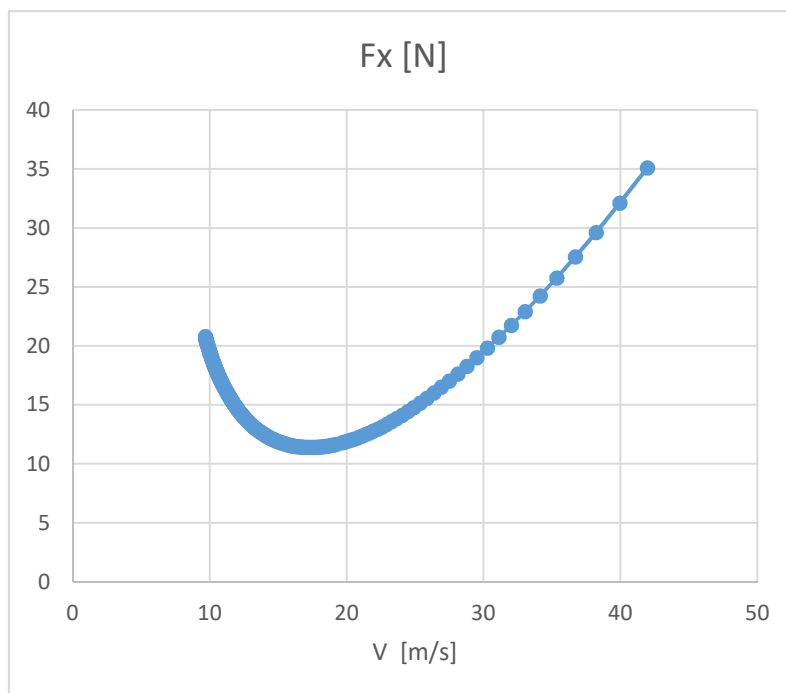


Fig. 63 Posizione della turbina spingente in corrispondenza del centro di gravità del velivolo.



**Fig. 64 Resistenza aerodinamica in funzione della velocità.**

Come si vede dal grafico estratto da XFLR5 per la traslazione in volo orizzontale la forza lungo X varia in funzione della velocità ottenibile. Si vede che per raggiungere velocità di traslazione di 30 [m/s] si dovrà raggiungere una spinta di 20 [N].

Per la propulsione orizzontale si è ipotizzata dunque una turbina elettrica spingente Schuebeler-Jets ceflix250 che potesse compensare alla resistenza prodotta dal velivolo in volo orizzontale.

|                   |                           |
|-------------------|---------------------------|
| Turbina           | Schuebeler-jets ceflix250 |
| Peso              | 140 g                     |
| Materiale         | CFRP                      |
| Turbina intubata  | DS-30-AXI HDS®            |
| Diametro esterno: | 76 mm                     |
| Motore            | <b>HET 2W23</b>           |
| Celle:            | 5S                        |
| Corrente:         | 70 A                      |
| Spinta            | 20 N                      |



**Tab. 32 Caratteristiche della turbina spingente.**

## 5.2.2 Struttura

L'ala e ogni elemento che si distribuisce su di essa, viene diviso in stazioni corrispondenti alla posizione delle centine. Sulla posizione della centina o del punto medio della stazione vengono eseguiti i calcoli necessari. Le centine alari sono divise in vere e "finte", cioè che arrivano solo al longherone. Le cosiddette vere sono in compensato per le prime due rastremazioni. Tutte le centine finte e quelle vere della seconda rastremazione sono in balsa. Tutte le centine sono spaziate di 7 [cm] l'una dall'altra. Il calcolo della massa si basa sul calcolo della massa della centina intera e si moltiplica per un "rapporto di svuotamento" ricavato attraverso la misura dell'area occupata dal pieno sull'area totale con uno svuotamento percentuale tipico eseguito tramite AutoCAD. Con lo stesso programma sono stati ricavati i baricentri tipo delle centine.

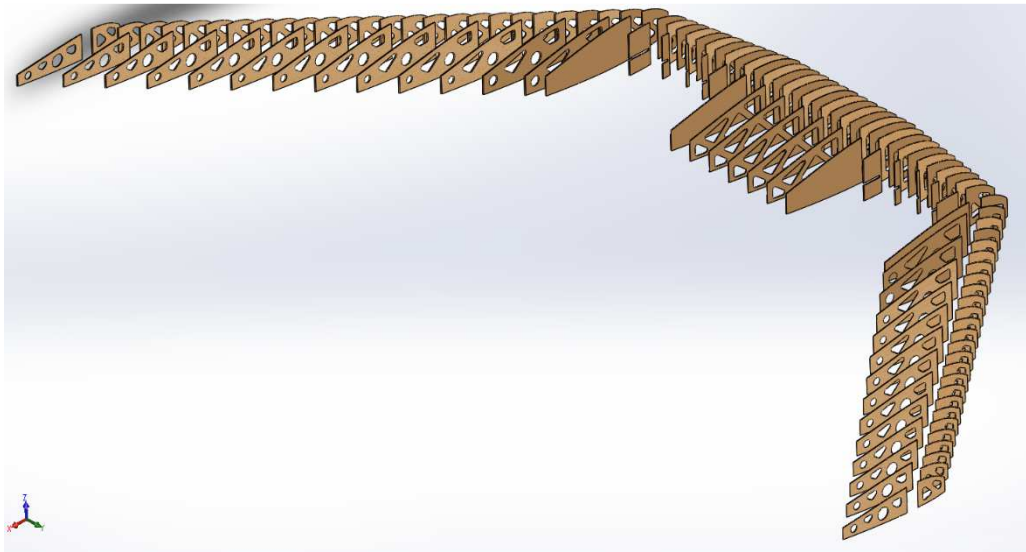


Fig. 65 Centine distribuite e svuotate per la necessaria leggerezza.

L'area della centina intera viene calcolata con una formula descritta in (Gudmundsson 2014), Appendice D, formula D2.

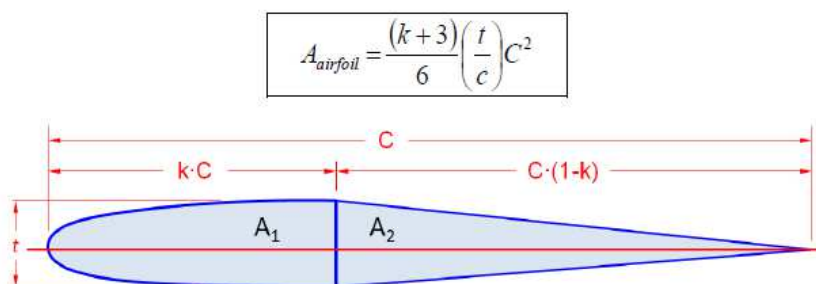


Fig. 66 Calcolo dell'area della centina media.

Moltiplicando per lo spessore della centina e per la densità del materiale si ottiene la massa totale della centina non svuotata.

L'ala verrà poi ricoperta in tela per impieghi aeronautici. Si calcola, sulla sezione media di ogni stazione, il perimetro del profilo con l'equazione riportata in (Gudmundsson 2014), Appendice D, formula D-3.

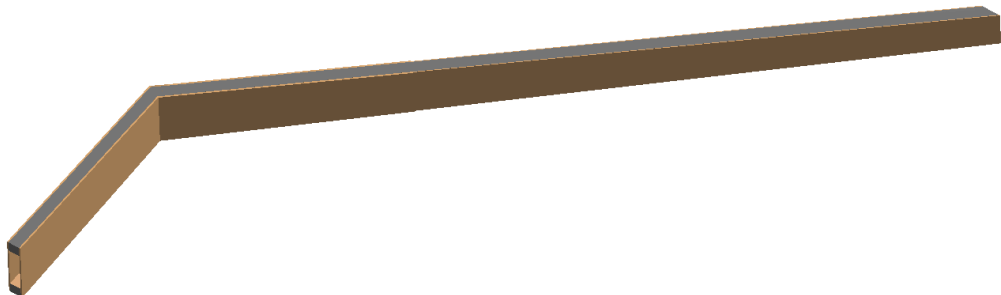
$$s_{airfoil} = \sqrt{\frac{t^2}{4} + 4(kC)^2} + \frac{t^2}{16kC} \sinh^{-1}\left(\frac{4kC}{t}\right) + \sqrt{t^2 + 4C^2(1-k)^2}$$

**Fig. 67** Calcolo della superficie bagnata in funzione di corda (C), posizione spessore massimo (k), spessore massimo (t).

Quindi, moltiplicando per l'estensione in y della stazione, si fornisce un'approssimazione dell'area che dovrà essere ricoperta di tela. Tramite AutoCAD è stato ricavato il baricentro di una sezione di tela e quindi si è potuto calcolare anche il baricentro della distribuzione della tela.

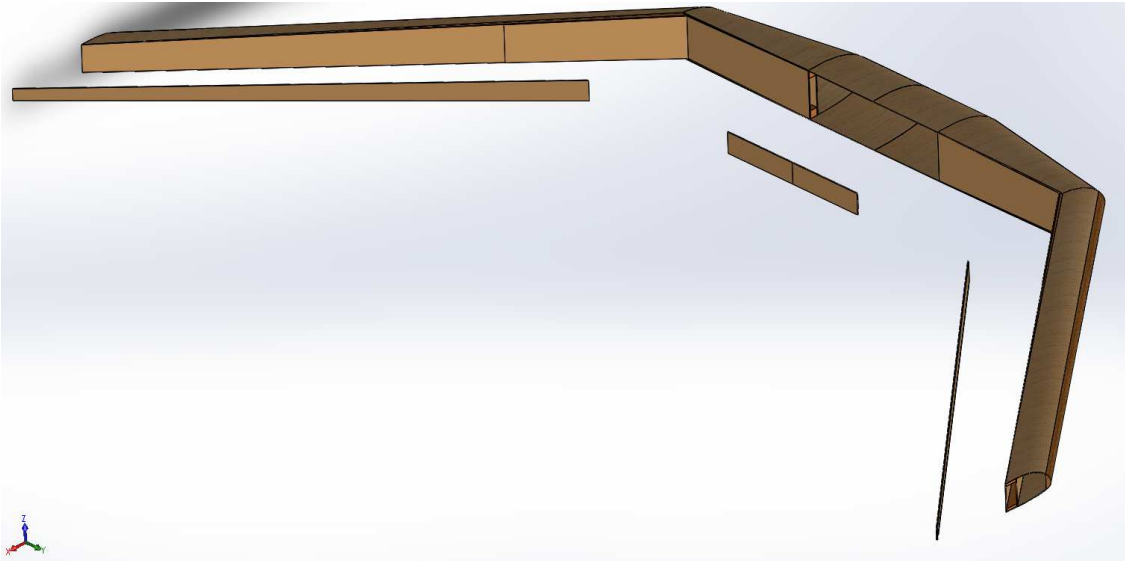
La winglets è stata pensata come un guscio di fibra di carbonio spesso 1mm con i dati geometrici ricavati dalla winglet costruita con XFLR5. Allo stesso modo della tela, ci si calcola prima il perimetro con la formula usata per la tela e poi il volume moltiplicando tale perimetro per l'estensione della stazione e dello spessore del pannello. Di ogni stazione è calcolato anche il baricentro e quindi si ha il baricentro dell'elemento complessivo.

Per quanto riguarda il longherone e il longherone secondario, pesi e baricentri sono ricavati dal modello 3D realizzato con SOLIDWORKS che tiene conto anche di soluzioni costruttive successivamente considerate.



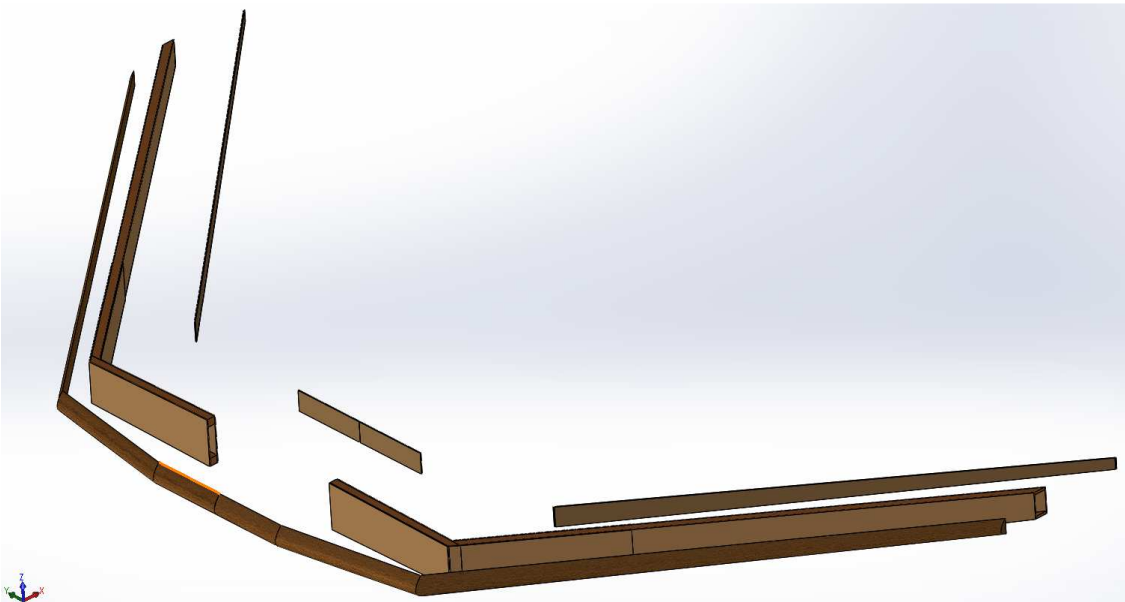
**Fig. 68** Longherone del velivolo.

I longheroni secondari sono le strutture di appoggio su cui verranno incernierate le superfici mobili di alettoni e flap.



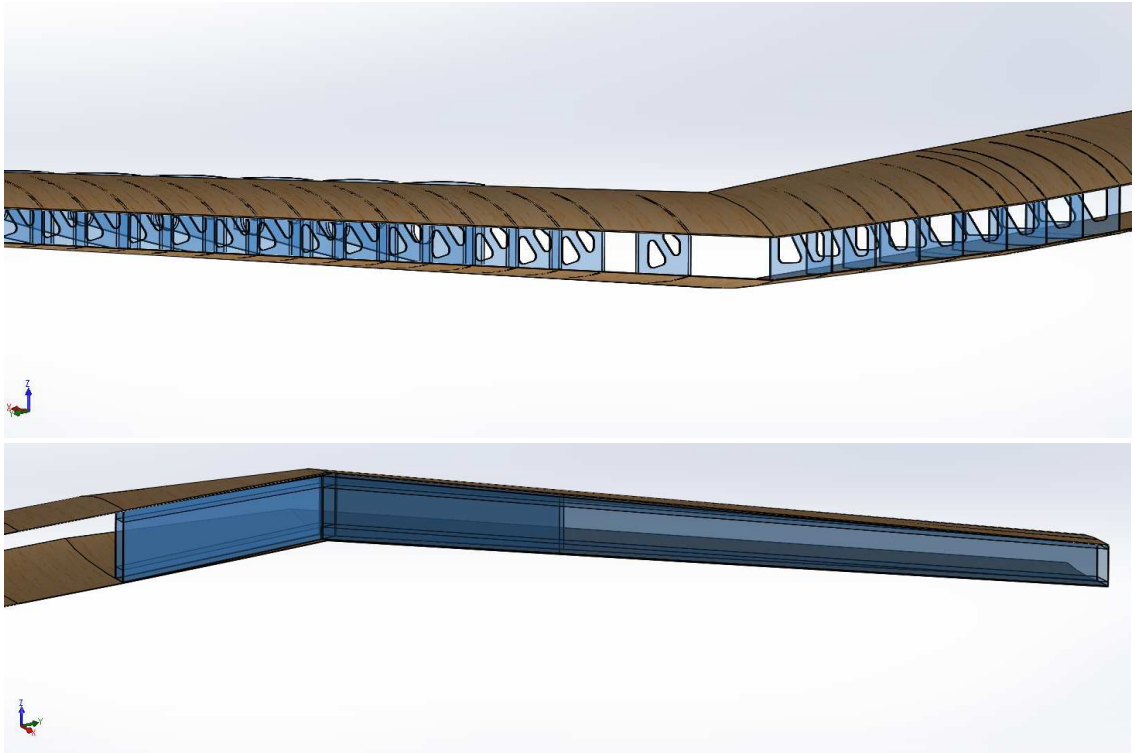
**Fig. 69 Longheroni secondari.**

Allo stesso modo si è valutato il listello presente sul naso del velivolo.



**Fig. 70 Listello sul naso.**

Con DBox si intende il guscio esterno in balsa che riveste il primo quarto dell'ala, questo dovrebbe conferire resistenza a torsione e garantire la forma del naso. Di esso si calcola il baricentro di una sezione tipica via AutoCAD che poi viene esteso a tutte le stazioni.



**Fig. 71 Particolari del D-Box in balsa.**

Il sostegno dei motori posteriori deve essere progettato, preliminarmente si è considerato il peso di due tubi di sostegno in fibra di carbonio.



**Fig. 72 Carrelli di atterraggio selezionati.**

I carrelli di atterraggio scelti sono della Robart, a forcella per quello anteriore e ad aggancio laterale per quelli posteriori. Sono dimensionati per aeromodelli fino a 25 kg, con tubolare di 15,8 mm di diametro in materiale aeronautico, per ruote fino a 6 pollici di diametro.

### 5.2.3 Coda a V

Oltre al dimensionamento strutturale del longherone si è provveduto a progettare una coda da aggiungere al velivolo. La coda si è resa necessaria in quanto la sola progettazione aerodinamica portata avanti nel capitolo precedente non tiene conto dello sbilanciamento dovuto alla propulsione. La coda garantirà un grado di libertà in più nel controllo del beccheggio. Inoltre introduce la possibilità di controllare direttamente l'imbardata, eventualità finora affidata solo alla deflessione differenziale degli alettoni. Si è scelto di usare una coda dalla forma a V. La ricerca sulle configurazioni con coda V risalgono agli studi del 1931 dell'ingegnere aeronautico polacco Rudlicki, in sostanza la configurazione combina le tre superfici di una coda convenzionale in due sole superfici che formano una chiara V. In tal modo le funzionalità di una tipica superficie singola verticale e delle due orizzontali viene combinata in due superfici denominate "ruddervators" che saranno deflesse in modo da ricreare effettivamente la funzionalità di timone e elevatore. La coda a V si trova in numerosi aeroplani come l'UAV Northrop Grumman RQ-4 Global Hawk o il Lockheed F-117 Nighthawk. Le code a V inoltre storicamente rispondono meglio al requisito di progettazione di avere bassa osservabilità da parte dei radar. Si considerino i vantaggi della coda a V (report NACA R-823), a confronto con la coda convenzionale. In primo luogo c'è meno resistenza aerodinamica di interferenza poiché le code a V hanno meno punti di giunzione fra coda e fusoliera. Secondo, c'è meno tendenza al "rudder locking", letteralmente "bloccaggio della coda" che è causato da una insufficiente stabilità direzionale ad alti angoli di vento laterale. Nel momento in cui l'aeroplano è imbardato ad un alto angolo, (per esempio in una manovra di scivolata d'ala) può accadere che se la coda verticale non è ben progettata, questa potrebbe stallare. Una conseguenza di questo potrebbe essere una ripida diminuzione di stabilità direzionale. Terzo, la posizione più alta delle superfici di coda riduce la deflessione di elevatore richiesta poiché il centro di pressione è sopra la fusoliera e quindi la componente di resistenza degli alettoni deflessi incrementerà il momento cabrante. Il momento cabrante  $M$  può essere scritto come:

$$M = F_V * a + F_H * b$$

Dove:

$F_V$  = Componente verticale della risultante aerodinamica sulla coda;

$F_H$  = Componente orizzontale della risultante aerodinamica sulla coda;

$a, b$ , = bracci su cui agiscono le forze di cui sopra, distanza fra il punto di applicazione della forza e il centro di gravità, rispettivamente in orizzontale e in verticale.

Il momento corrispondente per una coda convenzionale sarebbe solo  $F_V * a$ , inoltre le superfici si estendono più lontano da terra, fuori dall'effetto suolo rispetto alla coda convenzionale, rendendo la coda più efficace durante decollo e atterraggio. Quarto, la coda è fuori dalla scia dell'ala e della fusoliera nel volo ad alta velocità e quindi c'è meno probabilità di buffeting della coda. Quinto ci sono meno superfici della coda da realizzare. Una coda a V è poi una gran configurazione per velivoli attrezzati con motori spingenti centrali, come sarà il nostro caso, che possono essere montati su un pod sopra la fusoliera sulla mezzeria del velivolo. Due esempi recenti di questa soluzione sono il Cirrus SF50 Vision e l'Eclipse. Vanno poi considerati i seguenti svantaggi (report NACA R-823). In primo luogo c'è una possibile interazione delle forze di controllo di elevatore e timone. Per esempio, durante un atterraggio con vento traverso il pilota potrebbe usare i pedali del timone per far scivolare lateralmente l'aeroplano in avvicinamento finale, poiché questo causerebbe una deflessione TEU (Training edge up, cioè bordo di uscita deflesso verso l'alto) in una delle due superfici mobili e TED (Trailing Edge Down, cioè bordo di uscita deflesso verso il basso) nell'altra. Le forze sulla barra saranno influenzate dalla manovra rispetto a quelle

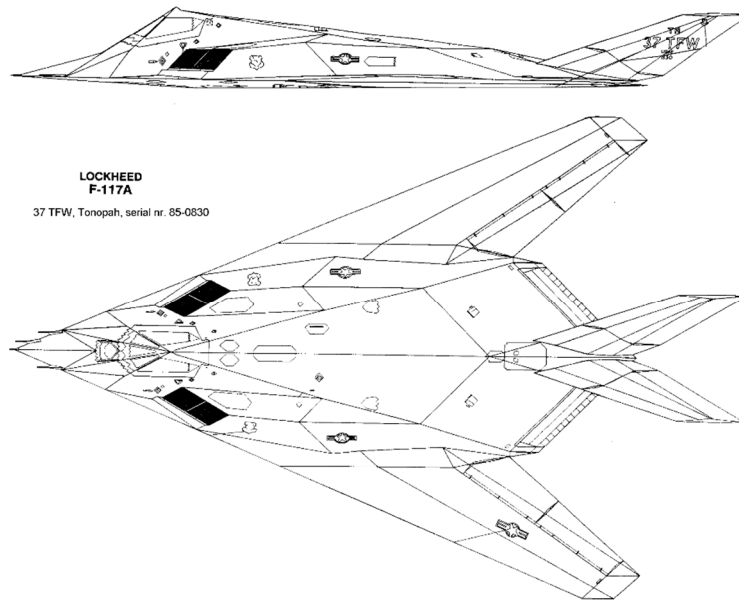


in condizioni di timone neutro. Secondo, il sistema di controllo richiede un trattamento speciale degli input di controllo. Questo viene fatto usando un dispositivo chiamato miscelatore dei comandi (control system mixer). Terzo, su questa coda agiscono carichi maggiori, il che fa aumentare il peso della struttura, poiché la coda a V deve servire come coda orizzontale e verticale. Questo richiede di avere una dimensione maggiore di quanto avrebbe per una sola di queste funzioni, cioè una struttura più robusta e quindi più pesante. In realtà ci sono anche altri difetti non menzionati nel report. In primo luogo l'applicazione del timone genera rollio in direzione opposta all'angolo di bank voluto. Per capire, si consideri che il pilota voglia eseguire una virata a sinistra. Per farlo, ruoterà l'ala sinistra in basso, questo fa sì che l'ala destra si alzi e quindi si muova attraverso un arco con un raggio maggiore dell'ala sinistra. Per questo si muoverà più velocemente rispetto all'aria rispetto all'ala sinistra. Ne consegue che genera resistenza maggiore della sinistra e questo causa una tendenza a puntare il naso verso destra, nonostante la prua stia cambiando verso sinistra. Questo fenomeno noto come imbardata inversa viene compensato dal pilota o dal sistema di controllo dando comando sul pedale sinistro del timone di coda. Se osserviamo il velivolo da dietro mentre ciò accade, vedremmo che l'azione del pilota forza la coda a muoversi verso destra, mentre contemporaneamente il musetto si sposta verso sinistra (direzione voluta). Per alcuni velivoli, il pilota corregge attivamente la virata in questo modo, mentre per altri c'è meno bisogno del suo intervento. La fenomenologia descritta non è una conseguenza della coda a V ma si deve tenere sempre presente. A causa dell'inclinazione dei vettori risultante aerodinamici, all'effetto desiderato volto ad avere una virata coordinata si aggiunge un rollio che tende a ruotare il velivolo in direzione opposta alla rotazione della virata (rollio inverso). Inoltre un altro limite è il fatto che la rotazione dell'aeroplano intorno all'asse di beccheggio è dovuta alla componente verticale della portanza che agisce sulla coda a V. Per questo è necessaria una coda a V più larga. Il controllo di imbardata inoltre può interagire con il controllo del beccheggio poiché dando il comando di imbardata si può causare anche un momento cabrante o picchiante, funzione della geometria della coda e dei profili alari. Questo potrebbe richiedere una deflessione differenziale delle superfici di coda da realizzare nel sistema di controllo. La deflessione differenziale andrà quindi caratterizzata durante le prove in volo del velivolo. Infine un attributo importante della coda a V è che aumenta l'effetto di diedro del velivolo.

Si determina quindi la geometria della coda e la sua posizione ipotizzando che il suo ruolo non è di stabilizzazione del drone durante il volo ma di bilanciamento dei momenti picchianti provocati dalla turbina per il volo rettilineo orizzontale e dalle resistenze dei carrelli.

Il dimensionamento preliminare della coda è avvenuto cercando, come spesso avviene in aviazione, esempi storici efficaci di configurazioni simili e realizzando valori simili come primo tentativo.

Un esempio notevole di coda su un velivolo che non abbia la costituzione convenzionale ali-fusoliera-coda, è l'aereo militare F-117 della Lockheed: la sua fusoliera è ben raccordata con la sua apertura alare, ha un elevato angolo di freccia (dovuta alle alte velocità di volo) e dispone di un impennaggio a V.



**Fig. 73** Trittico del velivolo F-117A Lockheed.

Per effettuare il confronto fra le code a V del velivolo militare e del nostro prototipo, sono state riprese le misure dell'impennaggio del F-117 e si è calcolato un parametro sintetico caratteristico, detto volume orizzontale di coda, che tiene conto della superficie alare, della distanza fra coda e ala e della superficie della coda, "Tail Volume" attraverso un foglio di calcolo.

È stata progettata una coda in modo che il volume orizzontale di coda dei due velivoli sia il più simile possibile. Il velivolo militare ha un Tail volume orizzontale di 0.03405 mentre il velivolo in fase di progetto di 0.02241. Il fatto che i due piani di coda abbiano uno scopo ben differente (il piano di coda dell'aereo militare serve anche per la stabilità), comporta una differenza tra i due parametri, seppure rimangano comparabili.

Nel nostro caso per la coda si è scelto un profilo NACA0009, biconvesso simmetrico, coerentemente con scelte fatte nella progettazione di impennaggi per i comuni aerei commerciali. Seguono le caratteristiche geometriche della coda, inclinata di 45° rispetto all'orizzontale.

| <b>GEOMETRIA</b> | <b>Radice</b> | <b>Punta</b> |
|------------------|---------------|--------------|
| Corda [m]        | 0.4           | 0.3          |
| Y [m]            | 0.15          | 0.5          |
| Offset x [m]     | 0.7           | 1.1          |
| Diedro [°]       | 0             | 45           |
| Profilo          | NACA0009      | NACA0009     |
| Calettamento [°] | 3             |              |

**Tab. 33** Caratteristiche geometriche della coda.

L'angolo di calettamento che andrà sul prototipo reale sarà una conseguenza della pianta alare e del bilanciamento richiesto dai momenti prodotti dalle resistenze dei carrelli e dall'elica intubata usata per la propulsione orizzontale: questi generano infatti tutti momenti picchianti e la coda dovrà generarne uno cabrante per bilanciarlo. Senza la coda, l'angolo di volo dell'ala sarebbe stato modificato da tali momenti. Il centro aerodinamico viene assunto come punto di applicazione delle forze aerodinamiche, in particolare è necessario sapere la posizione del centro

aerodinamico della coda rispetto al centro di gravità del velivolo, su cui verrà posizionata la turbina elettrica spingente.

Quindi strettamente legata alla coda è la forza che la turbina deve sviluppare per far avanzare il drone. La forza da vincere è quella della resistenza, generata dall'ala stessa, dai carrelli e dalla coda. In realtà in questa fase non è ancora noto l'incremento di resistenza generato dai fori sui profili. Quindi come valore dell'angolo di calettamento si è scelto un angolo di 3 gradi che in prima analisi non modifichi in maniera sostanziale la polare dell'ala precedentemente trovata. La presenza della coda contribuisce a spostare ad angoli leggermente più elevati l'angolo di equilibrio dei momenti aumentando un poco il CL, l'aumento di resistenza dovuto alla nuova superficie non compromette eccessivamente l'efficienza.

|                    |       | Polari  |       |          |                  |       |       |
|--------------------|-------|---------|-------|----------|------------------|-------|-------|
| T1                 | XNP   | CLa     | CL_a0 | Cma      | Cm_a0            |       |       |
| Prototipo base     | 0.751 | 0.06614 | 0.00  | -0.00956 | 0.053            |       |       |
| Prototipo con coda | 0.754 | 0.06813 | -0.02 | -0.01003 | 0.057            |       |       |
|                    |       | @Cm0    |       |          |                  | @Emax |       |
|                    | a     | CL      | CD    | E        | E <sub>max</sub> | a     | CL    |
| Prototipo base     | 5.5   | 0.364   | 0.016 | 23.4     | 23.7             | 6.20  | 0.411 |
| Prototipo con coda | 5.7   | 0.370   | 0.015 | 24.3     | 24.3             | 6.00  | 0.391 |

Tab. 34 Sintesi delle prestazioni aerodinamiche, con e senza coda.

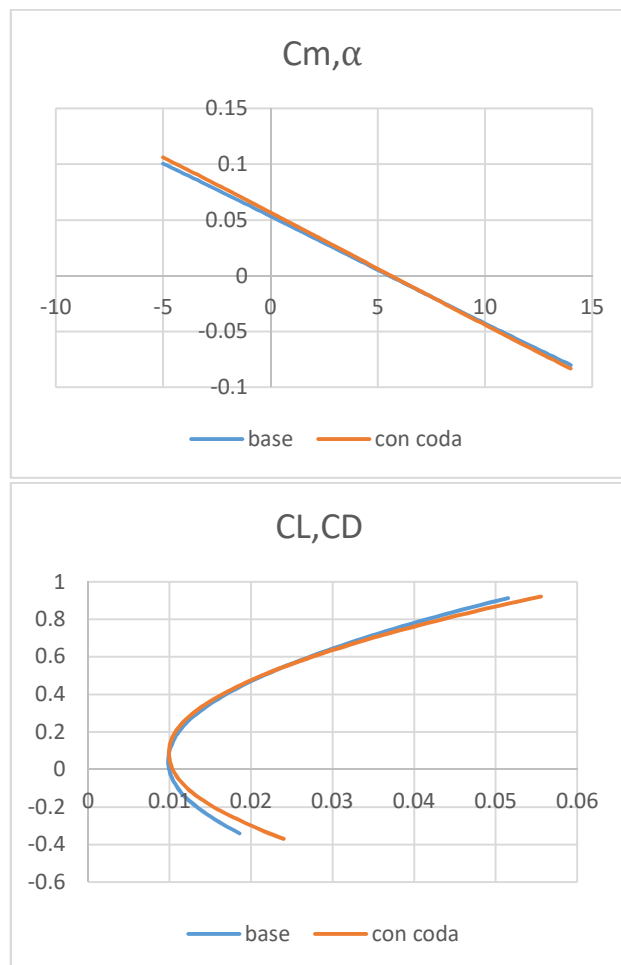


Fig. 74 Polari del velivolo con e senza coda.

Come si vede dalle polari la coda calettata a  $3^\circ$  non influenza la polare dell'ala, si potrà usare la sua deflessione per compensare i momenti picchianti (e variabili indotti dalla turbina).  
Il peso della coda si calcola quindi allo stesso modo delle centine alari. Si suddivide in centine e tela, riprendendo i dati geometrici tipici della coda.

## 5.2.4 Calcolo del baricentro

Gli elementi da considerare sono divisi quindi in 3 categorie:

- Strutturali, tutto ciò che compone la struttura lignea e le parti di montaggio;
- Puntuali, che comprende tutti gli elementi compatti e che devono essere posizionati a mano conoscendone l'ingombro e lo spazio disponibile nel drone;
- Sensori, che comprende la dotazione sensoristica di base (paracadute e videocamera IR+VIS e una fotocamera ad alta risoluzione) e una scelta tra i sensori legati alle varie missioni operative descritte al capitolo 3.

Di ogni categoria si calcola il peso proprio e il baricentro.

Segue una lista dei materiali scelti, tanto per gli elementi costruttivi, quanto per gli elementi necessari al controllo del drone sia in termini elettronici che meccanici e alla sua alimentazione.

|                           |   |
|---------------------------|---|
| Centine ala               | Betulla fino ai buchi e all'esterno tutte in balsa, le alleggerite tutte in balsa |
| Centine coda              | Betulla le intere e balsa le alleggerite  |
| Winglet                   | Guscio in fibra di carbonio di 1 mm   |
| Longherone                | Compensato di betulla e balsa   |
| Longherone coda           | Fibra di carbonio   |
| Tela ala                  | Ceconite Ultralightweight   |
| Tela coda                 | Ceconite Ultralightweight   |
| Dbox                      | Balsa   |
| Piastre motori            | Fibra di carbonio 5 mm  |
| Tubi motori               | Lamina in balsa di 3 mm   |
| Longheroni secondari      | Samba   |
| Naso                      | Samba   |
| Batteria primaria         | Alien 6S 22000mAh 30C LiPo Battery  |
| Batteria secondaria       | Alien 2s 2600mAh battery-110g Mini Mono   |
| Ricevente                 | Spektrum AR12310T con Powersafe e telemetria                                      |
| Lightbridge (+ant)/TX     | DJI LB 1= flusso AV e gimbal; LB 2= con radiocomando proprio                      |
| Flight control            | Pixhawk2  |
| Servomotori alettoni      | HS-5685MH High Voltage, High Torque, Metal Gear                                   |
| Servo flap                | HS-5685MH High Voltage, High Torque, Metal Gear                                   |
| Servo coda                | HS-5685MH High Voltage, High Torque, Metal Gear                                   |
| Motori principali         | KDE6213XF-185 (peso comprensivo di cavi)  |
| ESC motori princ + bil    | KDEXF-UAS75HVC (comprensivo di cavie e connettori)                                |
| Motori bilanciamento      | KDE4215XF-465   |
| Elica + supporti (princ)  | KDE-CF215-DP + KDE-TPA-ML   |
| Elica + supporti (bilanc) | Integrato in "motori bilanciamento"   |
| Turbina                   | Schubeler DS-30-AXI HDS (69mm) (no sistema di retrazione)                         |
| ESC turbina               | YGE90HV, consigliato da datasheet turbina   |
| Motore turbina            | HET 2W23, consigliato da datasheet  |
| Carrello anteriore        | #684 Fork Robostrut, 5 1/4" Wheel Max   |
| Carrelli posteriori       | #682L+R offset RoboStrut, 5 1/2" - 6" Wheel                                       |
| Ruote                     | Aluminium Wheels for 5" Tire 1/4" Axle  |
| Paracadute                | Progettato internamente   |

|               |                          |
|---------------|--------------------------|
| IR+Visibile   | FLIR DUO R               |
| Fotocamera HR | Alpha 6000               |
| Lidar         | Velodyne LiDAR Puck LITE |
| Iperspettrale | Specim FX10              |
| Beamforming   | Progettato internamente  |
| Multigas      | Scentroid DR1000         |

**Tab. 35 Sintesi dei materiali scelti.**

Il paracadute è in fase di progettazione, insieme al suo sistema di sgancio, comprensivo di sistema di controllo e apertura pilotata. Si è ipotizzato un peso conservativo di 1 kg.

La batteria secondaria serve ad avere un'alimentazione separata per il sistema di controllo, cioè il controllore di volo (Pixhawk2), la ricevente e il sistema di trasmissione a terra dei segnali video (Lightbridge).

Per i sensori si è fatta una scelta preliminare sulla base delle indicazioni fornite dai diversi gruppi di lavoro GEO, HYPER, ENV, NSD. Per la fotocamera ad alta risoluzione si è scelta una Sony Alpha 6000. Per la termocamera abbinata al visibile si è optato per la FLIR DUO R.

Segue quindi la sintesi di tutti i pesi e dei baricentri così come sono stati calcolati.

| Ambito      | Elemento                    | Peso unitario  | Peso totale   | Coordinate CG elemento |              |               |              |
|-------------|-----------------------------|----------------|---------------|------------------------|--------------|---------------|--------------|
|             |                             |                |               | X                      | Y            | Z             |              |
|             |                             |                | [Kg]          | [m]                    | [m]          | [m]           |              |
| Strutturali | Centine ala                 |                | 1.038         | 0.479                  | 0.532        | 0.532         |              |
|             | Centine coda                |                | 0.105         | 1.092                  | 0.328        | 0.328         |              |
|             | Winglets                    |                | 1.244         | 2.044                  | 2.230        | 0.159         |              |
|             | Longherone                  |                | 3.616         | 0.662                  | 1.079        | -0.073        |              |
|             | Longherone coda             |                | 0.362         | 1.023                  | 0.325        | 0.270         |              |
|             | Tela ala                    |                | 0.415         | 0.887                  | 1.037        | 0.024         |              |
|             | Tela coda                   |                | 0.027         | 1.100                  | 0.317        | 0.211         |              |
|             | Dbox balsa                  |                | 0.102         | 0.770                  | 0.323        | 0.044         |              |
|             | Piastre motori              |                | 0.561         | 0.589                  | 0.000        | 0             |              |
|             | Tubi motori                 |                | 0.112         | 0.589                  | 0.590        | 0             |              |
|             | Longheroni secondari        |                | 0.772         | 1.239                  | 0.000        | 0.067         |              |
|             | Naso                        |                | 2.160         | 0.444                  | 0.967        | 0.025         |              |
|             |                             | <b>Sub tot</b> |               | <b>10.5</b>            | <b>0.828</b> | <b>0</b>      | <b>0.071</b> |
| Puntuali    | Batteria primaria           | 2560.0         | 2             | 5.120                  | 0.45         | 0             | 0            |
|             | Batteria secondaria         | 299.0          | 1             | 0.299                  | 0.45         | 0             | 0            |
|             | Ricevente                   | 48.2           | 1             | 0.048                  | 0.35         | 0             | 0            |
|             | Lightbridge                 | 94.0           | 1             | 0.094                  | 0.5          | 0             | 0            |
|             | Flight control              | 100.0          | 1             | 0.100                  | 0.627        | 0             | 0            |
|             | Servo alettoni              | 57.0           | 2             | 0.114                  | 1.8          | 0             | 0            |
|             | Servo flap                  | 57.0           | 2             | 0.114                  | 1.2          | 0             | 0            |
|             | Servo coda                  | 57.0           | 2             | 0.114                  | 0.7          | 0             | 0            |
|             | Motori principali           | 415.0          | 4             | 1.660                  | 0.589        | 0             | 0            |
|             | Esc motori                  | 114.0          | 6             | 0.684                  | 0.4          | 0             | 0            |
|             | Motori bilanciamento (x2)   | 668.2          | 1             | 0.668                  | 1.077        | 0             | 0            |
|             | Elica+supporti (principali) | 92.0           | 4             | 0.368                  | 0.589        | 0             | 0            |
|             | Turbina                     | 55.0           | 1             | 0.055                  | 0.627        | 0             | 0.06         |
|             | Esc turbina                 | 79.0           | 1             | 0.079                  | 0.55         | 0             | 0            |
|             | Motore turbina              | 100.0          | 1             | 0.100                  | 0.627        | 0             | 0.08         |
|             | Carrello anteriore          | 250.0          | 1             | 0.250                  | 0.271        | 0             | -0.15        |
|             | Carrelli posteriori         | 250.0          | 2             | 0.500                  | 1            | 0             |              |
| Ruote       | 266.0                       | 3              | 0.798         | 1                      | 0            | -0.3          |              |
|             | <b>Sub tot</b>              |                | <b>11.165</b> | <b>0.598</b>           | <b>0</b>     | <b>-0.024</b> |              |
| Sensori     | Paracadute                  |                | 1.000         | 0.25                   |              | 0             |              |
|             | IR+visibile LR              |                | 0.084         | 0.15                   |              | 0             |              |
|             | Fotocamera HR               |                | 0.494         | 0.15                   |              | 0             |              |
|             | GEO                         |                | 0.635         | 0.25                   |              | 0             |              |
|             | HYPHER                      |                | 0.497         | 0.25                   |              | 0             |              |
|             | NSD                         |                | 1.500         | 0.25                   |              | 0             |              |
|             | <b>Sub tot</b>              |                | <b>3.078</b>  | <b>0.325</b>           | <b>0</b>     | <b>0</b>      |              |

Tab. 36 Prospetto dei pesi di tutti gli elementi e della loro posizione sul drone.

| Totale               | Peso [Kg] | X CG  |      | Y CG          |      | Z CG  |      |
|----------------------|-----------|-------|------|---------------|------|-------|------|
| Ottenuto             | 24.77     | 0.662 | [m]  | 0             | [m]  | 0.019 | [m]  |
| Obiettivo            | 25        | 0.627 | [m]  | 0             | [m]  | 0     | [m]  |
| Ottenuto - Obiettivo | -0.23     | -36   | [mm] | 0             | [mm] | -19   | [mm] |
| Punto neutro         | 0.695     |       | [m]  | Davanti al NP |      | +33   | [mm] |

**Tab. 37 Sintesi del peso complessivo e del baricentro totale.**

Come si vede in tabella, dalla stima di tutti i componenti presenti a bordo, siamo vicini alle condizioni ottimali. In realtà il peso (che è già inferiore al limite di legge) diminuirà in quanto il longherone (che rappresenta da solo il 14.6% del peso totale) può ridurre il suo peso se dimensionato con la distribuzione di portanza reale dell'ala. Il payload destinato alla strumentazione è di 3.3 kg, sufficiente alla strumentazione ipotizzata per le missioni operative GEO, HYPER, NSD. Per la missione ENV si è dunque optato per una soluzione alternativa che verrà descritta al capitolo successivo.

Inoltre il baricentro ottenuto si colloca 3.8 cm dietro rispetto all'obiettivo. In fase realizzativa si avranno delle variazioni imprevedibili che rientrano in questo margine di errore. In sostanza siamo in grado di dire che è possibile ottenere il baricentro imposto in fase di progetto con la realistica distribuzione di pesi e masse dell'intero velivolo.

Il bilanciamento definitivo verrà effettuato dunque sul prototipo, una volta installati tutti i componenti reali, con lo spostamento eventuale delle batterie che costituiscono una quota significativa del peso (21.9 % del totale).





# Capitolo 6

## 6. PROGETTAZIONE QUADRICOTTERO

### 6.1 UNA SOLUZIONE IBRIDA

Durante l'evoluzione del progetto A.D.E.L.E. si è considerata la necessità di mettere a disposizione dei diversi gruppi di lavoro uno strumento che consentisse comunque di iniziare la ricerca in termini di misure in volo. Vale a dire che la progettazione e la fase di test del velivolo ad ala volante hanno richiesto un impegno notevole in termini di tempo e risorse e si è quindi deciso di progettare in parallelo un drone ad ala rotante che consentisse di iniziare subito a mettere a punto le diverse modalità di misura e allo stesso tempo di superare i limiti di payload resi evidenti dall'ala volante. Il carico massimo che il velivolo senza coda può portare a bordo è di circa 3 chilogrammi. I sensori necessari alla valutazione degli inquinanti, per la modalità operativa ENV, possono essere più pesanti. Inoltre c'è la necessità di sonde di campionamento che si collocano fuori dal mezzo ed il campionamento deve avvenire mediante stazionamento a punto fisso.

Nasce dunque la necessità di progettare un drone multicottero per portare a bordo in primo luogo gli strumenti necessari alla missione di tipo ENV. Evidentemente, essendo questo il payload massimo sarà possibile caricare anche gli strumenti delle altre tipologie di missioni.

Si è valutata la possibilità di usare il drone multicottero per portare in quota un aliante da aeromodellismo trasformato in drone autonomo, il drone viene pensato fin dall'inizio in modo diverso e flessibile.

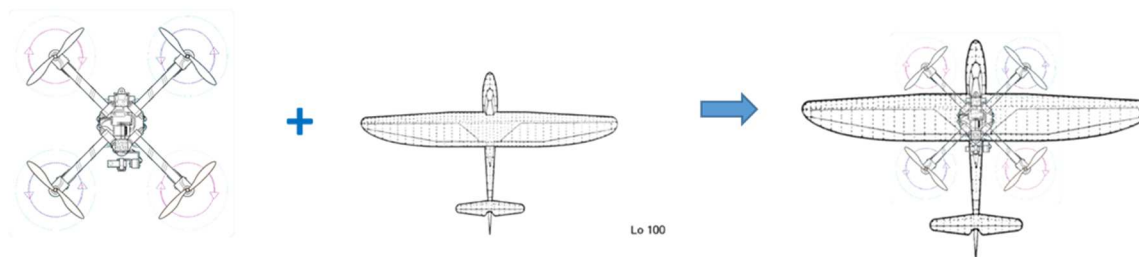
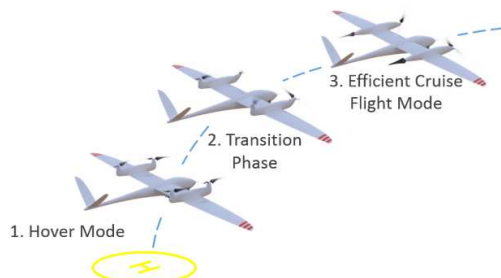


Fig. 75 L'idea di base della soluzione cosiddetta "ibrida".

|                         |                |
|-------------------------|----------------|
| Peso massimo al decollo | 14 kg          |
| Tempo volo massimo      | Fino a 120 min |
| Max. Range (Area)       | 90 km          |
| Range controllo         | Fino a 3 km    |
| Payload                 | Fino a 2 kg    |
| Velocità di crociera    | 60 - 90 km/h   |
| Vento massimo           | Fino a 6 m/s   |
| Temperatura             | 0°C - 40°C     |
| Wingspan                | 3500 mm        |



**Tab. 38** Caratteristiche di un velivolo VTOL commerciale.

Un esempio in commercio di una soluzione del genere è stato sviluppato dall'azienda Quantum Tron che ha integrato su un velivolo ad alta efficienza quattro eliche che hanno la possibilità di ruotare per trasformarsi da propulsori verticali ad orizzontali.

Nel nostro caso si è pensato di usare le eliche del drone per la propulsione verticale e la turbina spingente di cui sarà dotato l'aliante per il volo in orizzontale. L'idea è quindi quella di usare un aliante per aeromodellismo sportivo per modificarlo e agganciare sopra di esso il drone. In questa eventualità il payload del drone sarà dunque costituito dall'aliante e dai sensori. È chiaro che non si potrebbe comunque caricare a bordo dell'aliante la strumentazione per l'analisi dei gas.

In questo modo, tuttavia, con lo stesso drone si potrà eventualmente portare in quota l'aliante e quindi avere a disposizione i vantaggi della traslazione verticale.

Questi pregi si combinano alla flessibilità di un drone da carico che si può sganciare dall'aliante e può portare come semplice multicottero il payload massimo. Si è dunque fatta un'analisi di fattibilità della soluzione.

L'aliante adatto per i nostri scopi è un Duo Discus XL in scala 1:3.75, di 5.33 metri di apertura alare, prodotto dalla EMS Model. L'ala è integralmente in fibra di carbonio, D-Box in fibra di carbonio mentre la fusoliera è in fibra di vetro. L'aliante è pensato per uso sportivo e si intende già pronto al volo radiocomandato, senza controllore di volo che va aggiunto per renderlo autonomo. Esso è poi rinforzabile dal costruttore fino ad un carico alare di ca 150 [g/dm<sup>2</sup>] e il prodotto è già stato testato per resistere fino a 10 g e venduto in più esemplari per un progetto NASA.

Inoltre l'aliante è accessorizzato con una turbina elettrica spingente (5 chilogrammi di spinta) per il decollo autonomo e la traslazione orizzontale.

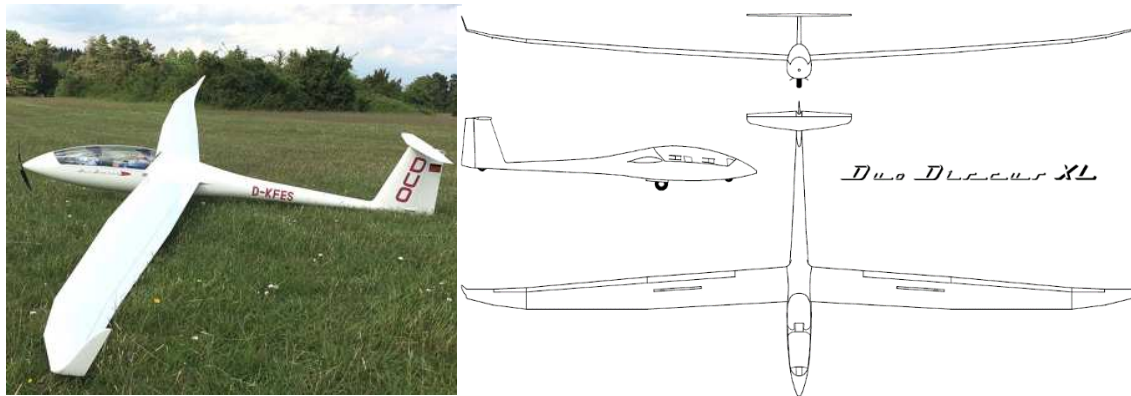


Fig. 76 Foto e trittico del Duo Discus XL in scala.

Di seguito le caratteristiche principali e le foto degli ingombri interni, il materiale va ridistribuito per alloggiare i sensori necessari alle varie missioni operative.

|  |               |
|--|---------------|
| Nome Modello                           | DUO DISCUS XL |
| Apertura Alare [mm]                    | 5134.2        |
| Sup. Alare [dm <sup>2</sup> ]          | 112.1         |
| Allungamento                           | 22.25         |
| Profilo Alare                          | HQ2.5/12      |
| Apertura P. Orizzontale [mm]           | 836.38        |
| Sup. P. Orizzontale [dm <sup>2</sup> ] | 8.9           |
| Allungamento                           | 7.61          |
| Profilo P. Orizzontale                 | NACA 0012     |
| Carico Alare Max [g/dm <sup>2</sup> ]  | 150-200       |
| Peso Modello [g]                       | 12000         |
| Peso Modello + Turbina [g]             | 14000         |
| Rapporto Vol. di coda                  | 0.48          |

Tab. 39 Caratteristiche geometriche dell'aliante Duo Discus XL in scala.

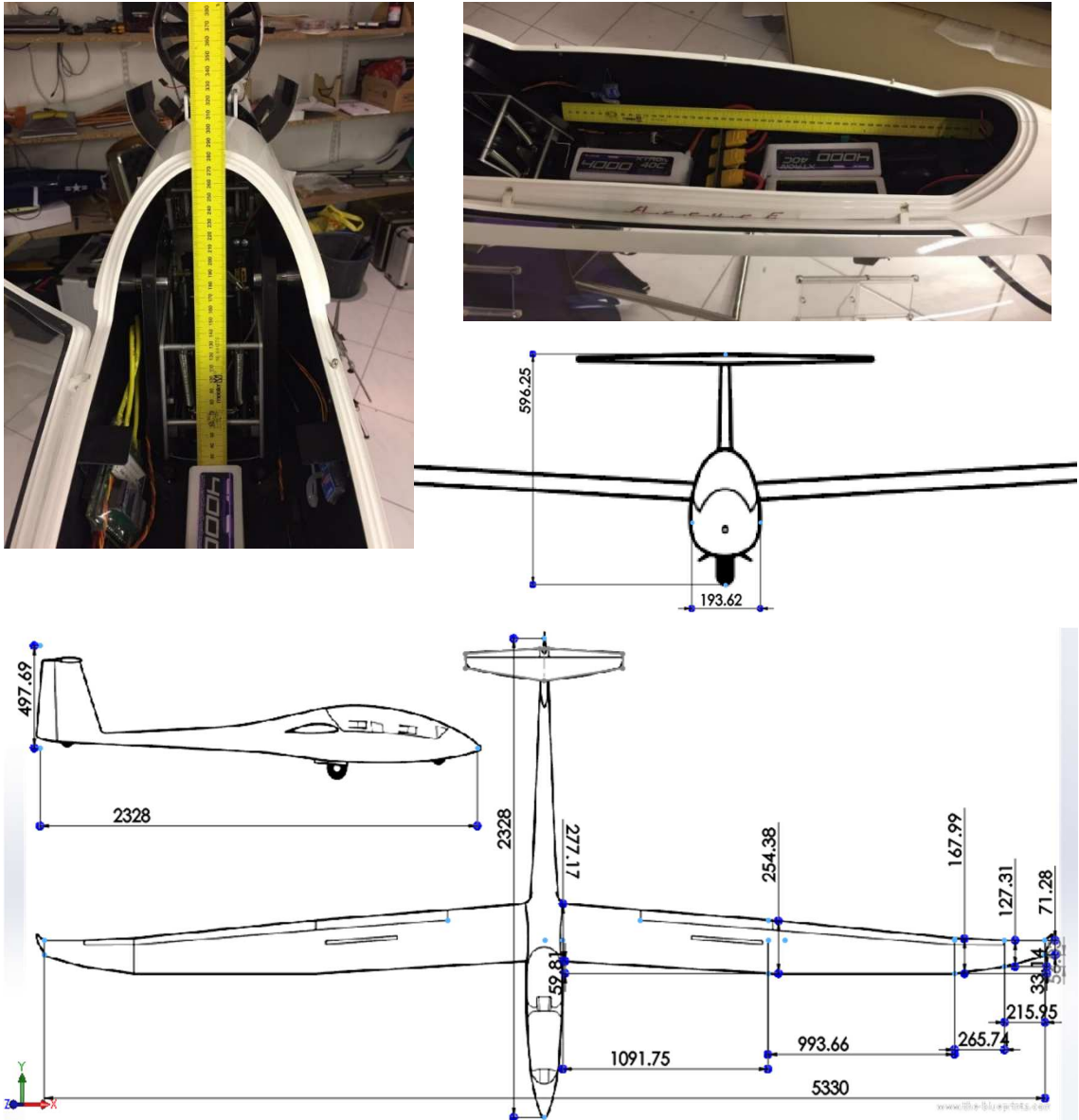
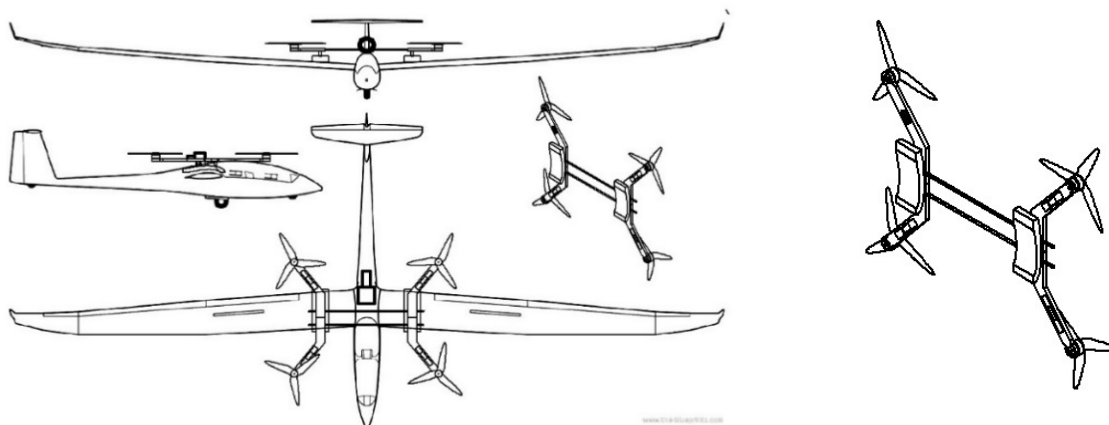


Fig. 77 Ingombri e dimensioni di massima del velivolo in scala [mm].

Una volta analizzate nel dettaglio le misure del velivolo si è iniziato a progettare il drone da carico che si potesse adattare a queste, tenendo quindi valida l'ipotesi di agganciarlo.

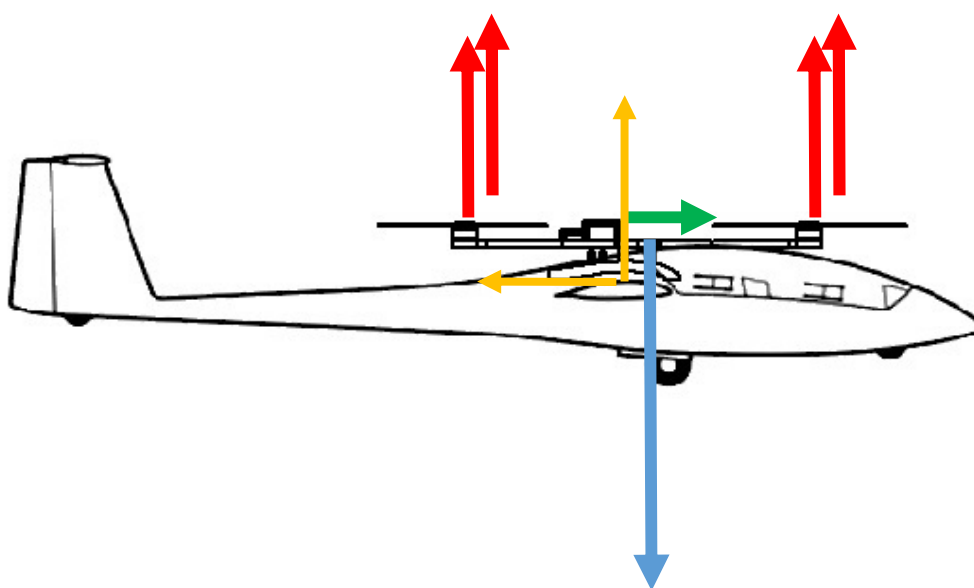


**Fig. 78 Vista del drone agganciato sopra l'aliante, particolare del drone.**

Il drone è costituito quindi da due pezzi simmetrici ed estendibili in larghezza mediante due tubolari di collegamento che consentono al drone di allargarsi per ospitare l'aliante sotto di esso o un carico di dimensioni comunque variabili.

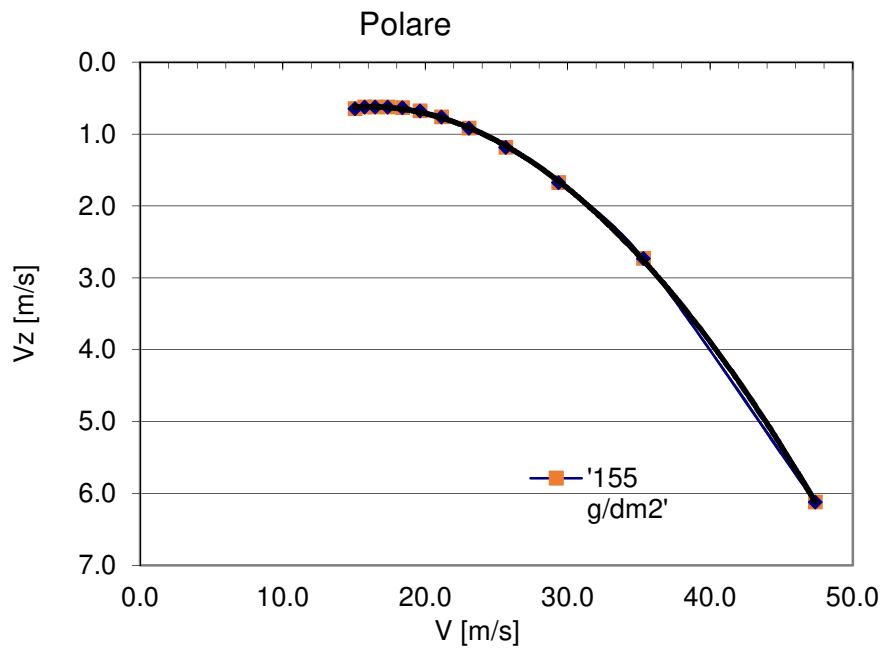
Il drone si colloca davanti alla turbina estraibile, ad una distanza di sicurezza dalla stessa.

Il centro di spinta del drone è costruito per coincidere con il baricentro del modello che si trova a 60 mm dal bordo di ingresso dell'ala alla radice. Ogni motore sorregge  $\frac{1}{4}$  del peso dell'aliante e della strumentazione, cioè circa 9 Kg (con 2 g di accelerazione).



**Fig. 79 Forze applicate nella soluzione ibrida.**

Dunque in rosso si vedono le forze per la traslazione verticale esercitate dai quattro motori, in blu il peso nel suo centro di gravità, in verde la forza spingente, in giallo la portanza e resistenza.



**Fig. 80 Polare del Duo Discus XL in scala con carico alare massimo.**

Sopra si vede la polare dell'aliante nel caso esso si debba portare dietro il drone agganciato, con un carico alare massimo di 155 [g/dm<sup>2</sup>]. Come si vede la velocità a cui si ha la minima caduta, cioè la velocità di atterraggio è abbastanza alta, tale da far considerare l'ipotesi di atterrare solo in hovering.

## **6.2 IL DRONE CARGO QUADRICOTTERO**

Il nucleo di questo capitolo è proprio la progettazione e realizzazione del drone cargo quadricottero per l'esecuzione di missioni di tipo ENV.

Il progetto presentava vincoli funzionali non banali in quanto il quadricottero avrebbe dovuto poter operare con payload critici caratteristici delle operazioni di tipo ENV (l'equipaggiamento associato ha un peso relativamente elevato, non inferiore ai 3 kg) e contemporaneamente garantire l'operatività nelle altre missioni operative. L'approccio è stato quello di cercare di mantenere una struttura il più semplice e versatile possibile, mantenendo una simmetria su entrambi gli assi passanti per il centro di spinta del drone e giacenti sul piano rotorico dei motori. Procedere per simmetria ha consentito di trovare più semplicemente una soluzione strutturale che potesse garantire una sufficiente compattezza nel caso di utilizzo del drone in solitario, ma che parallelamente potesse integrarsi con la struttura dell'aliante. Per ottenere tali caratteristiche si è deciso di progettare la struttura del drone in modo che potesse essere letteralmente divisa a metà, scorrere lungo delle guide e garantire la possibilità di agganciare il drone cargo alle ali dell'aliante modello così da poterlo sollevare per operazioni di VTOL. L'aggancio andrà progettato accuratamente in funzione del modello di aliante che effettivamente si sceglierà.



## 6.2.1 Propulsione ed elettronica di potenza

Gli elementi principali necessari alla propulsione di un multicottero sono essenzialmente quattro: motori, controllori, eliche e batteria/e. Tramite la progettazione ed il dimensionamento di questi 4 elementi si può stabilire quale sarà la spinta effettiva della propulsione e di conseguenza, sapendo il peso del multicottero, conoscere il payload massimo trasportabile. Con payload si fa riferimento al carico trasportato da un veicolo aereo che non è indispensabile al volo stesso, dunque a tutto quell'equipaggiamento atto a svolgere particolari attività svincolate dal solo sostentamento del velivolo. L'obiettivo è comprendere che tipo di equipaggiamento poter alloggiare nel drone e dunque che tipo di missioni poter effettuare. In questo caso l'elettronica di potenza è stata determinata basandosi sul peso massimo di legge pari a 25 [kg].

Si è pensato di selezionare un pacchetto motori-eliche-controllori-batterie in grado di sollevare tale peso maggiorato di un fattore pari a 1.5 per garantire una sufficiente manovrabilità.

Per poter effettuare ciò ci si è avvalsi di due strumenti principali:

- Software di progettazione per droni multicotteri eCalc Multicopter© («eCalc RC calculator», s.d.),
- Dati dei test effettuati sui propulsori dall'azienda produttrice KDEdirect («KDEDirect» s.d.).



Fig. 81 Schermata del software eCalc©

I dati in ingresso utilizzati per la progettazione tramite eCalc Multicopter sono stati:

- MTOW: 25 [kg]
- Configurazione rotori: piatta a 4 rotori (quadricottero)
- Dimensione del frame: circa 1200 [mm], è la distanza tra i centri dei motori opposti. Questo dato è utilizzato dal software per effettuare un calcolo approssimativo della resistenza aerodinamica dell'oggetto, che è proporzionale difatti alla superficie esposta. Resistenza a sua volta utilizzata per il calcolo della massima velocità di salita in verticale e massima velocità di volo in orizzontale e di conseguenza il massimo tilt possibile cioè l'inclinazione che il drone ha quando vola in orizzontale.

Tramite questi dati e ricerche di schede tecniche di prodotti disponibili sul mercato, si è giunti alla scelta di motori, controllori ed eliche dell'azienda KDEdirect e delle batterie dell'azienda AlienPowerSystems.

Di seguito vengono dettagliate le scelte fatte.

I motori sono motori elettrici a corrente continua a magneti permanenti brushless (senza spazzole). Rispetto ai motori con i contatti a spazzole hanno un attrito minore e quindi una maggior efficienza e una vita più lunga in quanto la commutazione è gestita elettricamente e non meccanicamente attraverso lo strisciamento. Infatti sullo statore sono fissati gli avvolgimenti di induttore, mentre sul rotore ci sono i magneti permanenti e il ponte diodi di conversione corrente alternata/continua. Essendo solidali al rotore non è necessario il contatto strisciante tipico dei motori tradizionali. I magneti permanenti si trovano in serie lungo il rotore, l'uno ha polarità opposta rispetto a quello adiacente. La corrente di polarizzazione dello statore è fornita dagli ESCs (electronic speed controller); questi componenti sono regolatori di velocità, il loro compito è cioè quello di dare al motore esattamente il contributo di corrente richiesto dal carico.

Il coefficiente KV è un indicatore istantaneo delle prestazioni in quanto fornisce il numero di giri al minuto a seconda della tensione in ingresso. Questo parametro è però caratteristico per un motore con carico nullo, a parità di voltaggio maggiore è il peso (carico) maggiore è la corrente necessaria e quindi la potenza.

|   |  |
|---|--|
| Motori KDE6213XF-185  |  |
| <a href="https://www.kdedirect.com/collections/uas-multi-rotor-brushless-motors/products/kde6213xf-185">https://www.kdedirect.com/collections/uas-multi-rotor-brushless-motors/products/kde6213xf-185</a> |  |
| KV (Costante di velocità del motore)  | 185 RPM/V                                  |
| Corrente massima continua   | 62+ A (180 s)                              |
| Potenza massima continua  | 2755+ W (180 s)                            |
| Efficienza massima  | > 93%                                      |
| Range tensione alimentazione  | 22.2 V (6S LiPo) - 52.2 V (12S LiHV)       |
| Poli di statore   | 24 (24S28P, HE)                            |
| Poli magnetici  | 28 (24S28P, HE)                            |
| Diametro motore   | φ70 mm                                     |
| Peso motore   | 360 g (415 g con cavi e connettori)        |
| Taglia dell'elica   | Fino a 24.5"-TP (24.5"-DP massimo con 12S) |

**Tab. 40** Caratteristiche dei motori KDE6213XF-185



**Fig. 82 Motore brushless KDE6213XF-185.**

Le eliche muovendosi interagiscono con l'aria circostante e generano quello scambio di forze aerodinamiche tale per cui il drone vince la sua stessa forza peso. Su ogni elica si formano portanza  $L$  e resistenza (drag)  $D$ , la cui risultante è  $R$ . Il valore di queste forze dipende dai parametri costruttivi, superficie dell'ala, aerodinamici e dalla velocità relativa tra l'aria e il vento, di conseguenza dalla velocità di rotazione. Se la somma delle componenti verticali di portanza delle quattro eliche risulta maggiore del peso, l'UAV decolla. Queste eliche ruotano l'una con verso opposto a quella adiacente per annullare la coppia generata dall'elica. Infatti l'elica oltre a generare la forza  $R$ , ha come effetto un momento intorno all'asse verticale che non serve alla traslazione, verticale od orizzontale, ma ha come conseguenza la rotazione del drone. Per essere annullato è necessario che le eliche adiacenti ruotino di verso opposto, perciò delle quattro eliche due ruotano in senso orario, le altre due in senso anti-orario.

In fase di spostamento verticale, i quattro motori ruotano tutti con la stessa velocità in modo da avere forze uguali e il drone risulta bilanciato, l'unica componente non equilibrata è quella verticale; a seconda della velocità dei motori la componente verticale può essere maggiore, minore o uguale alla forza peso, dunque il mezzo può alzarsi, abbassarsi o restare in posizione di hovering.

Per quanto riguarda invece la rotazione attorno all'asse verticale, imbardata, questa è dovuta dallo squilibrio dei motori rotanti in un verso piuttosto che in un altro. Infatti questo sbilanciamento genera una coppia risultante e quindi un'accelerazione angolare.

La traslazione orizzontale invece è data da un momento non nullo di rollio o di beccheggio. Il principio di funzionamento è identico, cambia l'asse attorno al quale il drone si inclina, il momento di rollio è il momento intorno all'asse passante per il baricentro longitudinale al drone, il momento di beccheggio quello attorno all'asse passante per il baricentro ma trasversale. Il momento è dato quindi da un aumento di velocità di rotazione di un motore così che l'interazione con l'aria produca forze aerodinamiche maggiori rispetto agli altri motori. Tuttavia ciò comporta anche uno sbilanciamento della coppia di imbardata. Per annullare tale conseguenza, quando non voluta, viene ridotta la velocità al motore diametralmente opposto: in questo modo si mantiene lo squilibrio dell'asse di rollio o di pitch, ma si bilancia l'imbardata poiché si ha un momento risultante lungo questo asse nullo.

|   |                            |
|---|----------------------------|
| Eliche KDE-CF245-TP 24.5" x 8.1   |                            |
| (https://www.kdedirect.com/collections/multi-rotor-propeller-blades/products/kde-cf245-tp ) |                            |
| Taglia  | 24.5" x 8.1" (pala tripla) |
| Peso  | 34.9 g                     |

**Tab. 41 Caratteristiche geometriche delle eliche.**



**Fig. 83 Eliche KDE-CF245-TP 24.5"x8.1**

Gli ESCs (Electronic Speed Controllers). Sono dispositivi atti a variare la velocità dei motori brushless in funzione di tre fattori:

- Tensione batteria;
- Segnale in arrivo;
- Carico sostenuto.

Il segnale servo in ingresso viene dalla ricevente o nel nostro caso dal flight controller. Dopo che il flight controller ha elaborato i segnali servo provenienti dalla ricevente, il segnale viene gestito elettronicamente attraverso il selezionamento di una rete di FETs (Field Effect Transistor, ovvero Transistor ad Effetto Campo). I FETs sono transistor cioè elementi circuitali a quattro terminali applicati ad un substrato di silicio drogato (positivamente o negativamente). Variando la differenza di potenziale tra il terminale di gate e gli altri due terminali, source e drain, si modifica la conduttività e quindi la corrente tra i morsetti di source e drain. Il quarto terminale, il bulk è collegato sempre a massa. In questo modo l'ESC genera una corrente alternata AC tri-fase a basso voltaggio tale da polarizzare le bobine di statore nel motore brushless. Gli ultimi ESCs hanno integrati anche dei dispositivi chiamati BECs (Battery Eliminator Circuit) che hanno la funzione di regolare il voltaggio della ricevente, eliminando l'utilizzo di una batteria adibita all'alimentazione della sola ricevente.

A livello di segnale gli ESCs accettano in ingresso segnali PWM servo, ovvero un segnale PWM il cui duty cycle va da 1 ms a 2 ms. Ad un duty cycle di 1 ms gli ESCs tengono i motori al minimo, se il duty cycle è 2 ms i motori accelerano fino alla massima velocità.

|   |                                      |
|---|--------------------------------------|
| Controllori (ESC) KDEXF-UAS75HVC  |                                      |
| <a href="https://www.kdedirect.com/collections/uas-multi-rotor-electronics/products/kdexf-uas75hvc">https://www.kdedirect.com/collections/uas-multi-rotor-electronics/products/kdexf-uas75hvc</a> |                                      |
| Refresh Rate  | 600 Hz (50 – 600 Hz Adaptive)        |
| Corrente massima di picco   | 130 A (5 s)                          |
| Potenza massima di picco  | 5,770 W (5 s)                        |
| Corrente massima continua   | 75+ A (180 s)                        |
| Potenza massima continua  | 3,330+ W (180 s)                     |
| Efficienza massima  | > 98%                                |
| Range di alimentazione  | 11.1 V (3S LiPo) - 52.2 V (12S LiHV) |
| BEC interno   | Nessuno (Opto-Isolation)             |
| RPM massimi   | 360,000 rpm (2-Pole)                 |
| ESC Dimensioni  | 37 mm (W) x 82 mm (L)                |
| ESC Peso  | 78 g (114 g con cavi/connettori)     |
| Cavi di potenza   | 12 AWG, 200°C                        |
| Cavi motore   | 13 AWG, 200°C                        |
| ESC Cavi di segnale   | 22 AWG, 3-Wire JR (W-R-B)            |
| ESC Cavi per programmazione   | 22 AWG, 3-Wire JR (O-R-B)            |

Tab. 42 Parametri caratteristici degli ESCs.



Fig. 84 KDE-UAS75HVC

La batteria Alien 10s 22000mAh 30C Lipo FLAT è quella che verrà usata per la Soluzione ENV mentre la batteria 2X Alien 5s 8000mAh 35C Lipo FLAT si usa per la soluzione in cui si caricano due batterie e il drone si separa in due parti simmetriche.



Fig. 85 Batterie Alien 10s 22000mAh 30C e Alien 5s 8000mAh 35C LiPo

|  |                   |
|--|-------------------|
| Batteria in configurazione unica del drone. ALIEN-10s-22000mAh-30C-LiPo<br>( <a href="http://alienpowersystem.com/shop/batteries/alien-10s-22000mah-30c-lipo-battery-flat/">http://alienpowersystem.com/shop/batteries/alien-10s-22000mah-30c-lipo-battery-flat/</a> ) |                   |
| Dimensioni   | 200 x 180 x 55 mm |
| Peso   | 4270 g            |
| Capacità   | 22 Ah             |
| Voltaggio  | 37 V (10S)        |
| Scarica massima  | 30 C              |

|   |               |
|---|---------------|
| Batteria in configurazione separate del drone. Alien 5s 8000mAh 35C LiPo<br>( <a href="http://alienpowersystem.com/shop/batteries/alien-5s-8000mah-35c-lipo-battery/">http://alienpowersystem.com/shop/batteries/alien-5s-8000mah-35c-lipo-battery/</a> ) |               |
| Dimensioni  | 170 x 60 x 50 |
| Peso  | 1090 g        |
| Capacità  | 8 Ah          |
| Voltaggio   | 18,5 V (5S)   |
| Scarica massima   | 35 C          |

Tab. 43 Parametri caratteristici delle batterie adottate.

Inserendo tutti i dati necessari riguardanti questi prodotti all'interno del software eCalc Multicopter, si ottengono dei risultati relativi alle prestazioni del drone, sia in termini di potenza che di consumi. Di seguito vengono riportati i risultati estrapolati dal programma.

|  |                                     |        |
|--|-------------------------------------|--------|
| <b>Drone cargo, sistema propulsivo KDE6213XF(185) TRI 24.5x8.1</b> |                                     |        |
| <b>Batteria</b>  | LiPo 22000mAh - 25/35C              |        |
| Configurazione:  | 10S 1P                              |        |
| Tensione nominale:   | 37                                  | V      |
| Capacità totale:   | 22000                               | mAh    |
| scarico massima:   | 85%                                 |        |
| Capacità utilizzata:   | 18700                               | mAh    |
| Tempo di volo in hovering:   | 14.7                                | min    |
| Peso:  | 5420                                | g      |
| <b>Controllore</b>   | KDE Direct KDEXF-UAS75HVC           |        |
| Corrente:  | 75                                  | A      |
| Peso:  | 110                                 | g      |
| Corrente MAX motore:   | 62                                  | A      |
| <b>Motore @ massimo</b>  | KDE Direct KDE6213XF-185 (185)      |        |
| Peso:  | 360                                 | g      |
| Corrente:  | 75.33                               | A      |
| Tensione:  | 33.1                                | V      |
| Giri*:   | 5033                                | rpm    |
| Potenza elettrica:   | 2493.3                              | W      |
| Potenza meccanica:   | 2022.5                              | W      |
| Efficienza:  | 81.1                                |        |
| Temperatura stimata:   | 182                                 | °C     |
| <b>Motore @ Hovering</b>   |                                     |        |
| Elica  | KDE Direct KDE-CF (0°) 24.5" x 8.1" | 3 pale |
| Corrente:  | 19.03                               | A      |
| Tensione:  | 36.02                               | V      |
| Giri*:   | 2944                                | rpm    |
| Gas (log):   | 40                                  | %      |
| Gas (lineare):   | 52                                  | %      |
| Gas (su corrente MAX):   | 30.69                               | %      |
| Potenza-Peso:  | 167.7                               |        |
| Efficienza:  | 83.2                                |        |
| Spinta specifica:  | 6.13                                | g/W    |
| Temperatura stimata:   | 63                                  | °C     |
| <b>Motorizzazione totale</b>                                       |                                     |        |
| Peso motorizzazione:   | 8030                                | g      |
| Potenza-Peso:  | 593.7                               |        |

|                          |                   |     |
|--------------------------|-------------------|-----|
| Spinta-Peso:             | 2.3               |     |
| Corrente @ Hovering:     | 76.13             | A   |
| P(in) @ Hovering:        | 2816.8            | W   |
| P(out) @ Hovering:       | 2281.1            | W   |
| Efficienza @ Hovering:   | 81                |     |
| Corrente @ max:          | 301.33            | A   |
| P(in) @ max:             | 11149.3           | W   |
| P(out) @ max:            | 8089.8            | W   |
| Efficienza @ max:        | 72.6              |     |
| Multicottero             | 4 rotori - piatto |     |
| Peso totale:             | 16800             | g   |
| Payload aggiuntivo:      | 16953             | g   |
| Rateo di salita stimato: | 7.7               | m/s |
| Superficie totale:       | 121.66            |     |
| Payload                  | 8770              | g   |
| Payload/PesoTOT          | 52.2              | %   |
| Struttura                | 10000             | g   |

Tab. 44 Sintesi dei risultati della simulazione per la propulsione.

Questi dati sono confrontati con i dati sperimentali dell'azienda produttrice, con la medesima configurazione di eliche installata.

| THROTTLE RANGE | AMPERAGE [A]      | POWER INPUT |      | THRUST OUTPUT |        |
|----------------|-------------------|-------------|------|---------------|--------|
|                | (LOWER IS BETTER) | [W]         | [hp] | [g]           | [N]    |
| 25.0%          | 3.0               | 115         | 0.15 | 1600          | 15.69  |
| 37.5%          | 7.1               | 273         | 0.37 | 2900          | 28.44  |
| 50.0%          | 13.8              | 531         | 0.71 | 4440          | 43.54  |
| 62.5%          | 21.5              | 827         | 1.11 | 5910          | 57.96  |
| 75.0%          | 34.3              | 1320        | 1.77 | 7600          | 74.53  |
| 87.5%          | 50.0              | 1925        | 2.58 | 9700          | 95.12  |
| 100.0%         | 69.9              | 2691        | 3.61 | 11610         | 113.86 |

| THROTTLE RANGE | RPM [rev/min]      | EFFICIENCY |         |
|----------------|--------------------|------------|---------|
|                | (HIGHER IS BETTER) | [g/W]      | [lb/hp] |
| 25.0%          | 1880               | 13.91      | 22.87   |
| 37.5%          | 2600               | 10.62      | 17.46   |
| 50.0%          | 3260               | 8.36       | 13.75   |
| 62.5%          | 3660               | 7.15       | 11.75   |
| 75.0%          | 4160               | 5.76       | 9.47    |
| 87.5%          | 4560               | 5.04       | 8.28    |
| 100.0%         | 4840               | 4.31       | 7.09    |

Tab. 45 Dati sperimentali dichiarati da KDEdirect

In figura sono riportati i dati dichiarati e pubblicati dall'azienda produttrice. Come si può notare dal confronto tra la tabella sopra riportata (la quale è riferita alla combinazione motore KDE6213XF ed eliche tripala da 24.5" x 8.1" in fibra di carbonio e batterie da 37V, ovvero la



combinazione corrispondente alle nostre scelte) ed i dati del motore KDE 6213XF-185 la corrente necessaria a sviluppare una spinta di 9700g si attesta sui 50A, ovvero al 85% delle possibilità del motore in funzionamento continuo. Poiché la corrente massima in continuo del motore è limitata a 62 A. A tal punto si può dire che la spinta generata complessivamente dai 4 motori sia sufficiente per garantire una buona spinta complessiva al drone, visto che:

$$9700g * 4 = 38800g.$$

Quindi possiamo trovare il rapporto spinta/peso globale dell'oggetto, ipotizzando una sua MTOW di 18kg:

$$\frac{38800g}{18000g} = 2.15$$

Il rapporto di spinta/peso ci indica in maniera indicativa quali saranno le performance di volo del velivolo in termini di manovrabilità, maggiore sarà questo rapporto, più il drone risulterà agile:

- buono: rapporto > 1.8. Consente un volo agile e di riuscire a mantenere il drone in hovering con circa il 60% o meno della manetta.

- sufficiente: da 1.2 a 1.8. Manovre e possibilità di tilt del drone limitati. Gas da 60% a 80% in hovering.

- insufficiente: <1.2. Necessità di superare l'80% della manetta per mantenere il drone in hovering. Impossibile manovrare il velivolo vista l'impossibilità di inclinare il drone a causa della conseguente perdita di portanza che ne deriverebbe.

Dunque nel nostro caso, quando si consideri la soluzione per la modalità operativa ENV, il drone risulta molto agile e manovrabile.

## 6.2.2 Avionica di bordo

Il termine avionica sta ad indicare i sistemi elettronici usati per qualunque tipo di aeromobile. I sistemi avionici comprendono tutta l'elettronica utile alla comunicazione, navigazione, visualizzazione e gestione di più sistemi e tutti quei sistemi che consentono di eseguire operazioni autonome al velivolo. Nel caso in esame si sono effettuate scelte che potessero soddisfare i requisiti di navigazione e trasmissione dati di tutte le varie configurazioni di equipaggiamento previste dal progetto A.D.E.L.E. Di seguito si riportano le scelte e le specifiche tecniche dei vari elementi.

Per quanto riguarda strettamente il volo l'UAV necessita di un sistema di trasmissione comandi trasmettitore-ricevente e di un flight control che elabori questi comandi per armare i motori.

Tutti i sistemi di trasmissione comandi tra trasmettitore e ricevente usano onde radio con lunghezza d'onda 2.4GHz. L'aspetto più importante per qualsiasi trasmettitore è mantenere una connessione solida con il ricevitore. FrSky dota i suoi radiocomandi della tecnologia ACCST a "salto di frequenza" che sfrutta l'intera banda a 2,4 GHz con conseguente eccellente gamma e affidabilità. Inoltre questo modello di radiocomando Taranis monitora continuamente la qualità di ricezione del velivolo e, visto che molte cose possono interferire con la connessione tra il trasmettitore e il ricevitore, tramite l'RSSI (indicazione dell'intensità del segnale del ricevitore) Taranis avviserà il pilota prima che la qualità del segnale diventi critica.

La trasmittente scelta è dunque una FRSKY TARANIS X9D.

### FRSKY TARANIS X9D TRANSMITTER

- Compatibilità: serie FrSky X, serie D, serie L e ricevitori serie V8-II (più altri ricevitori se si utilizza un modulo esterno)
- Gamma di tensioni di funzionamento 9,6 V
- Numero di canali: 16 canali (fino a 32 canali)
- Intervallo di temperatura di funzionamento: -10 ~ 60 °C

Tab. 46 Caratteristiche della **FRSKY TARANIS X9D TRANSMITTER**



Fig. 86 Trasmittente **FRSKY TARANIS X9D**.

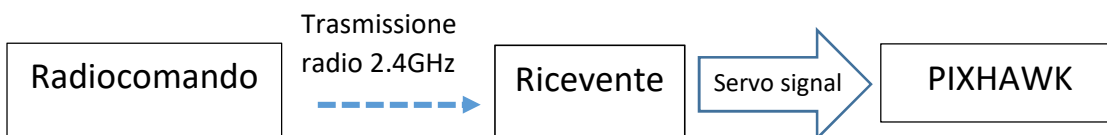
La ricevente che va a bordo del drone è la FRSKY X8R della stessa marca.

|   |
|---|
| <b>FRSKY X8R RECEIVER</b>   |
| Compatibilità: FrSky DFT / DJT / DHT / DHT-U in modalità D, FrSky Taranis X9D / XJT in modalità D8, FrSky Taranis X9D / XJT in modalità D16                                   |
| Peso: 16,6 g  |
| Dimensioni: 46,25 x 26,6 x 14,2 mm (L x L x A)  |
| Intervallo operativo: > 1,5 km  |
| Tensione: 4,0 ~ 10 V  |
| Corrente: 100 mA a 5 V  |
| Numero di canali: 16CH (1 ~ 8 canali dalle uscite dei canali convenzionali, 1 ~ 16 canali dalla porta SBUS Oppure combinare due X8R per diventare un ricevitore a 16 canali). |

**Tab. 47** Caratteristiche della **FRSKY X8R RECEIVER**.



**Fig. 87** Ricevente **FRSKY X8R**.



**Fig. 88** Schema di trasmissione del segnale.

Parte dei segnali che partono dalla ricevente sono inviati al flight control o controllore di volo. A questo dispositivo arrivano quindi i comandi che partono dal trasmettitore, e qui vengono elaborati per comandare i motori a seconda della modalità di autopilota scelta. Per autopilota si intende quel sistema che assiste il pilota nella guida di un veicolo nel controllo di esso, lasciando il pilota libero di essere attento allo stato generale del mezzo aereo. L’autopilota permette di seguire in modo più preciso una rotta, di mantenere fissa una certa quota, di virare e/o mantenere una determinata direzione. Il sistema consiste in un giroscopio e un magnetometro che dalla lettura, interpretazione ed elaborazione dei dati inerziali derivanti dal giroscopio e magnetometro eliminano l’errore inerziale attraverso l’azionamento di servo attuatori che vanno a modificare il rollio e/o il beccheggio e/o l’imbardata a seconda del livello di controllo.

Il controllore scelto è una Pixhawk 2, sviluppata all’interno del progetto open source PX4 ed anche per questa sua “apertura” scelta in quanto programmabile.

Il miglioramento introdotto nella versione due della Pixhawk consiste nel cosiddetto “Cube” che include una Inertial Management Unit (IMU) con tripla ridondanza che è isolata e smorzata ed include un sistema di riscaldamento che la rendono adatta a operare in climi estremi. Una IMU in generale ha 3 accelerometri che misurano il vettore gravità nelle tre direzioni, due giroscopi

che misurano la rotazione intorno almeno al tilt e al beccheggio. Questi dati non sono sufficienti in quanto gli accelerometri son “rumorosi” nel breve periodo mentre i giroscopi derivano nel tempo. I dati che vengono da entrambi sono dunque combinati via software per determinare l’assetto reale e il movimento del velivolo per creare una AHRS cioè una Altitude Heading Reference System. In sostanza la combinazione della IMU e del software necessario a interpretare le uscite dei sensori servono a stabilire il piano su cui si trova il velivolo e il suo orientamento.

Al Cube si possono collegare più sistemi GPS con precisione centimetrica.

A questa si aggiunge il modulo Here + RTK GNSS, che fornisce informazioni di precisione centimetriche grazie alla ricezione di più GNSS dei sistemi attualmente più efficienti, inclusi GPS, GLONASS e Galileo. Grazie a questo si fruisce della massima ricezione satellitare. Esso dunque garantisce una precisione del centimetro sulla posizione, una Cinematica integrata in tempo reale (RTK), un barometro MS5611, una IMU e una bussola.

La Pixhawk 2.1 standard dispone quindi di una IMU con:

- 3 accelerometri
- 3 giroscopi (ST Micro a 16 bit)
- 3 magnetometri (ST Micro a 14 bit)
- 2 barometri

L’IMU è su supporti smorzati ed isolata, controllata in temperatura, con uno slot per scheda SD e interfaccia micro USB. Per quanto riguarda la connettività dispone di:

- 5 porte seriali
- 2 porte CAN
- 2 porte I2C
- 2 porte di potenza,
- 1 porta ADC
- 7 uscite PWM
- 6 GPIO utilizzabili anche come PWM in uscita
- Porta ricevente per Spektrum dedicata
- Ingresso e uscita S.BUS, PPM in ingresso.

Il processore della Pixhawk è un Core ARM Cortex M4 a 32 bit con FPU 168 Mhz / 256 KB di RAM / 2 MB di flash a cui si abbina un Co-processore failsafe a 32 bit.

| Dimensioni PIXHAWK 2.1 |                   |
|------------------------|-------------------|
| Peso 38 g              | Larghezza 50 mm   |
| Altezza 15,5 mm        | Lunghezza 81,5 mm |

**Tab. 48** Caratteristiche geometriche della Pixhawk 2.1.



Fig. 89 Pixhawk 2.1.

La Pixhawk e l'avionica di bordo vengono alimentate da uno stabilizzatore di tensione (KDEXF UBEC22), necessario per fornire una tensione predefinita stabile ad uno o più elementi elettronici alimentati allo stesso voltaggio per evitare qualsiasi tipo di danno ai circuiti in caso di avarie della batteria. Nel caso della soluzione in esame, sono utilizzati 2 UBEC22, impostati uno a 12 V e l'altro a 5 V, così da coprire le necessità di voltaggio di tutto il pacchetto di avionica di bordo con cui è equipaggiato il drone.

Per quanto riguarda il software di controllo a terra si è scelta la GROUND STATION MISSION PLANNER HOME.

Una stazione di controllo a terra è un'applicazione software, in esecuzione su un computer non a bordo del velivolo, che comunica con l'UAV tramite telemetria wireless. Visualizza i dati in tempo reale sulle prestazioni e sulla posizione del drone e può fungere da "cabina di comando virtuale", mostrando molti degli stessi strumenti che si avrebbero se si pilotasse un aereo reale. Viene spesso utilizzato anche per monitorare i flussi video in diretta dalle telecamere equipaggiate nel drone.

Con questa GSMP è possibile:

- Inserire waypoint point e dirigere il drone sul posto, utilizzando Google Maps
- Selezionare i comandi missione dai menu a discesa
- Scaricare i file di log delle missioni e analizzarli
- Configurare le impostazioni APM
- Interfacciarsi con un simulatore di volo PC per pianificare una missione completa.
- Vedere l'uscita dal terminale seriale dell'APM



Fig. 90 Schermata della ground station.



**Fig. 91 SIK TELEMETRY RADIO**

Una radio telemetria SiK è uno dei modi più semplici per impostare una connessione telemetrica tra Pixhawk e una stazione di terra.

- Peso leggero (inferiore a 4 grammi senza antenna)
- Disponibile nelle varianti 900MHz o 433MHz (solo v2)
- Sensibilità del ricevitore a -121 dBm
- Trasmissione della potenza fino a 20dBm (100mW)
- Collegamento seriale trasparente
- Velocità di trasmissione dell'aria fino a 250 kbps
- Framing del protocollo MAVLink e report sullo stato
- Spettro diffuso a salto di frequenza (FHSS)
- Multiplexing a divisione di tempo adattiva (TDM)
- Supporto per LBT e AFA
- Ciclo di lavoro configurabile
- Codice di correzione degli errori integrato (in grado di correggere fino al 25% di errori dei bit di dati)
- Gamma dimostrativa di diversi chilometri con una piccola antenna omni
- Può essere utilizzato con un amplificatore bidirezionale per una portata ancora maggiore
- Firmware open source
- Comandi AT per configurazione radio
- Comandi RT per la configurazione della radio remota
- Controllo del flusso adattivo quando utilizzato con APM
- Basato su moduli radio HM-TRP, con microcontrollore Si1000 8051 e modulo radio Si4432.



**Fig. 92 UBLOX GPS + COMPASS MODULE**

Il modulo UBlox GPS + Compass è il GPS più comunemente utilizzato per i controllori di volo compatibili ArduPilot. ArduPilot configura automaticamente il GPS subito dopo l'avvio, quindi non c'è bisogno di alcuna calibrazione relativa al GPS.

Il sistema di distribuzione della corrente, solitamente effettuato tramite una Power Distribution Board, verrà invece realizzato internamente. Consiste in una coppia di toroidi, un negativo e un positivo, in rame, opportunamente alloggiati e distanziati in un materiale plastico stampato in 3D. Essi fungeranno da collegamento di potenza per i 4 ESCs.

### 6.2.3 Struttura

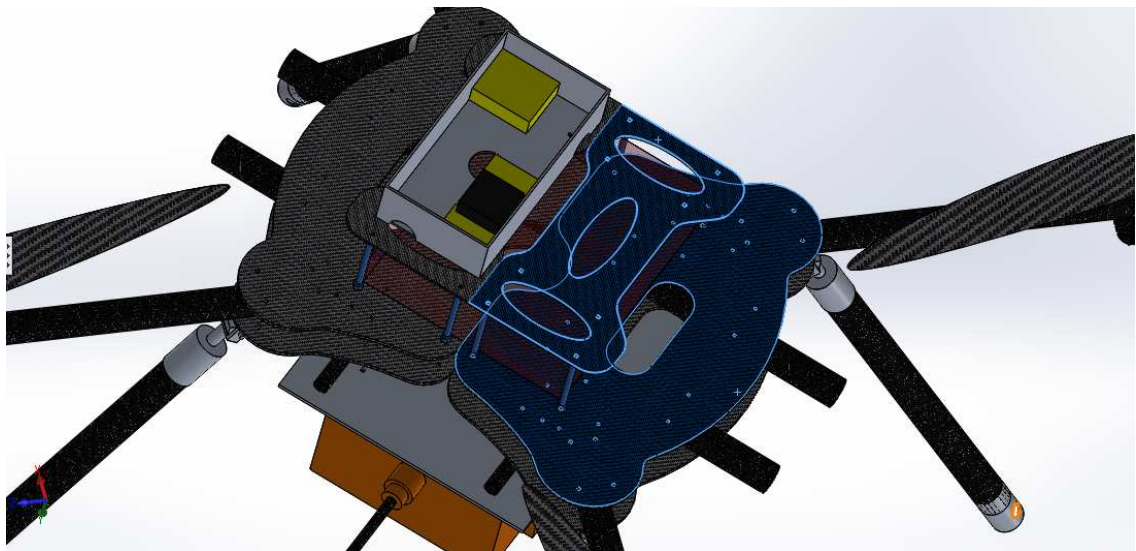
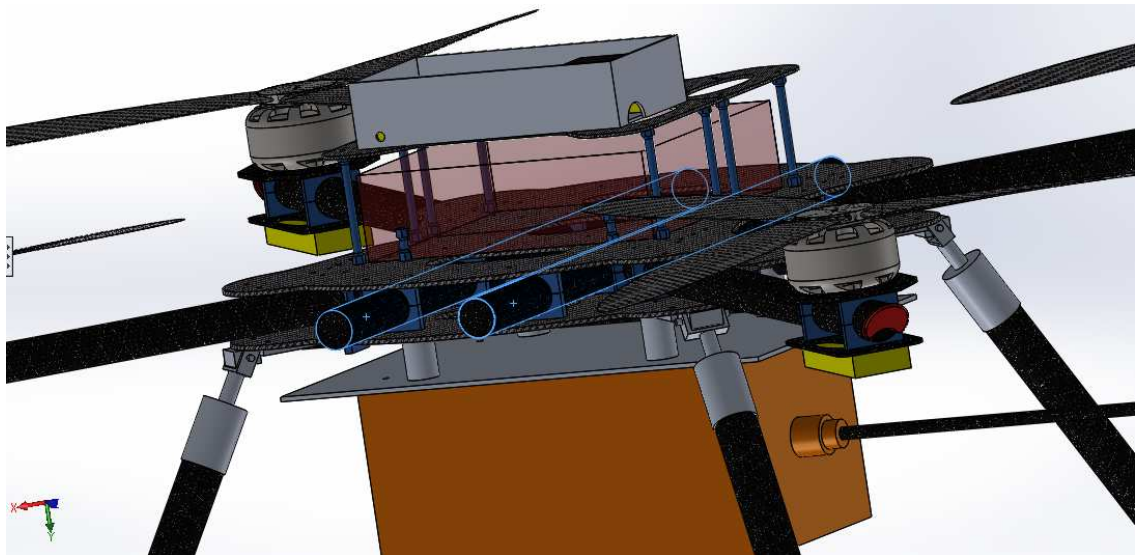
Il materiale con il quale si è deciso di progettare tutto il telaio del drone è la fibra di carbonio, nella fattispecie la fibra *AS4C 3k Hexcel*© (di cui si riportano le caratteristiche nella figura qui di seguito).

| Typical Fiber Properties                 | SI Units               |
|--|------------------------|
| <b>Tensile Strength</b>                  |                        |
| 3K                                       | 4,480 MPa              |
| 6K                                       | 4,310 MPa              |
| 12K                                      | 4,380 MPa              |
| <b>Tensile Modulus (Chord 6000-1000)</b> |                        |
|  | 231 GPa                |
| <b>Ultimate Elongation at Failure</b>    |                        |
| 3K                                       | 1.8%                   |
| 6K                                       | 1.7%                   |
| 12K                                      | 1.8%                   |
| <b>Density</b>                           |                        |
|  | 1.78 g/cm <sup>3</sup> |
| <b>Weight/Length</b>                     |                        |
| 3K                                       | 0.200 g/m              |
| 6K                                       | 0.400 g/m              |
| 12K                                      | 0.800 g/m              |
| <b>Approximate Yield</b>                 |                        |
| 3K                                       | 5.00 m/g               |
| 6K                                       | 2.50 m/g               |
| 12K                                      | 1.25 m/g               |
| <b>Tow Cross-Sectional Area</b>          |                        |
| 3K                                       | 0.11 mm <sup>2</sup>   |
| 6K                                       | 0.22 mm <sup>2</sup>   |
| 12K                                      | 0.45 mm <sup>2</sup>   |
| <b>Filament Diameter</b>                 |                        |
|  | 6.9 microns            |
| <b>Carbon Content</b>                    |                        |
|  | 94.0%                  |
| <b>Twist</b>                             |                        |
|  | Never Twisted          |

**Tab. 49 Caratteristiche fisiche della fibra di carbonio AS4C Hexcel©**

Essa conferisce una adeguata rigidità e resistenza meccanica al sistema nonostante il peso ridotto che è necessità cruciale in questo tipo di applicazioni aeronautiche. Altro materiale utilizzato è stato la lega 7075 di alluminio e zinco, commercialmente conosciuta col nome di Ergal, per tutte quelle parti di collegamento tra le varie componenti in fibra di carbonio. La struttura nella configurazione compatta è la classica dei quadricotteri: una struttura centrale fatta da due piastre in fibra di carbonio poste parallele l'una sopra l'altra e collegate tra loro da dei "clamp" (flange poste tra due piastre forate) in alluminio 7075. Quest'ultimi a loro volta bloccano dei tubi in carbonio che fungono da bracci per gli alloggiamenti dei 4 motori, posti simmetricamente rispetto all'asse di divisione della struttura centrale ed a 90° l'uno dall'altro. Inoltre con lo stesso sistema di clamp e tubi si garantisce l'unione e la rigidità delle due parti della struttura centrale, con la possibilità di montare tubi in carbonio di maggior lunghezza per le applicazioni con il modello di aliante. Lo spessore delle piastre ritenute maggiormente strutturali, ovvero quelle centrali del vero e proprio corpo del drone e quelle dove sono calettati i motori, sono dello spessore di 3 mm, mentre le altre piastre di supporto per avionica e batterie sono da 2 mm di spessore.





**Fig. 93 Drone simmetrico e separabile in due parti scorrevoli.**

Come si vede in figura il lato destro (in blu) e il lato sinistro si possono separare scorrendo su due tubi evidenziati nella figura superiore, con i contorni in blu anche essi. I tubi possono essere sostituiti con tubi più lunghi nel caso ci sia necessità di estendere ulteriormente la struttura. Le piastre sono conformate per alloggiare tutti gli elementi necessari tanto propulsivi quanto avionici. Inoltre esse sono scavate lì dove possibile per alleggerire il peso complessivo oltre a prevedere i fori di passaggio dei cavi, di potenza e di segnale. La scatola di alluminio schermato contro i disturbi elettromagnetici che si vede in alto a sinistra contiene l'avionica di bordo. La batteria (in figura in configurazione singola da 22 Ah) si trova al livello sotto ed è indicata nelle sue dimensioni effettive in rosa. La distribuzione dei pesi della strumentazione è bilanciata per far coincidere il baricentro con il centro del drone cioè il centro di spinta dei motori. Gli ESCs (in giallo) sono fissati mediante una piastrina sugli stessi clamp che fissano il motore al tubolare in carbonio, si trovano quindi in prossimità dello stesso motore. I carrelli sono dei sistemi commercializzati per droni della stessa categoria ed hanno due centraline di controllo sincronizzate. Essi si alzano al di sotto dei bracci motori stessi e lasciano quindi lo spazio necessario tanto alla sonda del sistema di acquisizione quanto eventualmente alla sacca per il campionamento dell'aria.



**Fig. 94 Modello del drone cargo completo.**

Per la stabilità si è verificato che il drone abbia un baricentro spostato sotto il piano delle eliche, per cui esso resta “appeso” alle eliche ed è intrinsecamente stabile.

Si è ritenuto di dover procedere alla simulazione statica dell’elemento del telaio che si considera più soggetto a stress all’interno dell’intera struttura del drone, ovvero il tubo di 500 mm che collega la piastra del motore alla struttura centrale principale. Il software utilizzato è Solidworks che grazie alla sua modalità “Simulation” ha permesso di porre un carico statico all’estremo di questo tubo e vincolarlo all’estremo opposto, simulando la spinta del motore verso l’alto.

È stato utilizzato un carico di 200 [N], ovvero 100 [N] moltiplicati per un coefficiente di sicurezza di 2. I 100 [N] di valore base sono corrispondenti a circa 10 [Kg], che è il massimo di spinta che il motore può generare nella configurazione di batteria-eliche scelta, secondo quanto riportato nei report dei test effettuati dall’azienda produttrice.

| Proprietà del materiale impostate |                             |
|-----------------------------------|-----------------------------|
| Nome:                             | Hexcel AS4C custom          |
| Tipo di modello:                  | Isotropico elastico lineare |
| Snervamento:                      | 4.15e+009 N/m <sup>2</sup>  |
| Modulo elastico:                  | 2.31e+011 N/m <sup>2</sup>  |
| Coefficiente di Poisson:          | 0.32                        |
| Densità di massa:                 | 1780 kg/m <sup>3</sup>      |

Tab. 50 Proprietà del carbonio per la simulazione.

Si applicano quindi i vincoli e i carichi sulla faccia del tubo (corona circolare).

| Risultanti           | X      | Y        | Z     | Risultante |
|----------------------|--------|----------|-------|------------|
| Forza di reazione(N) | -0.307 | -199.918 | 0.206 | 199.918    |

Tab. 51 Forze di reazione sul tubo.

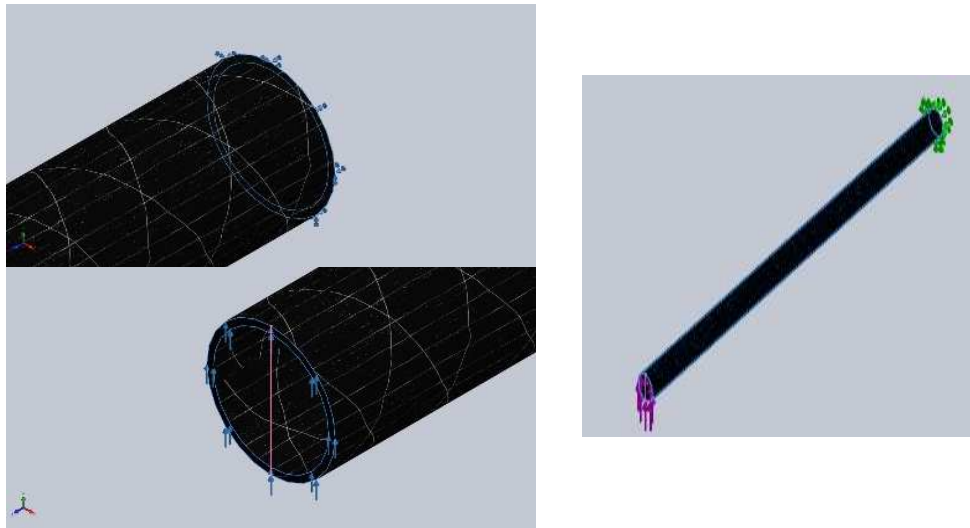
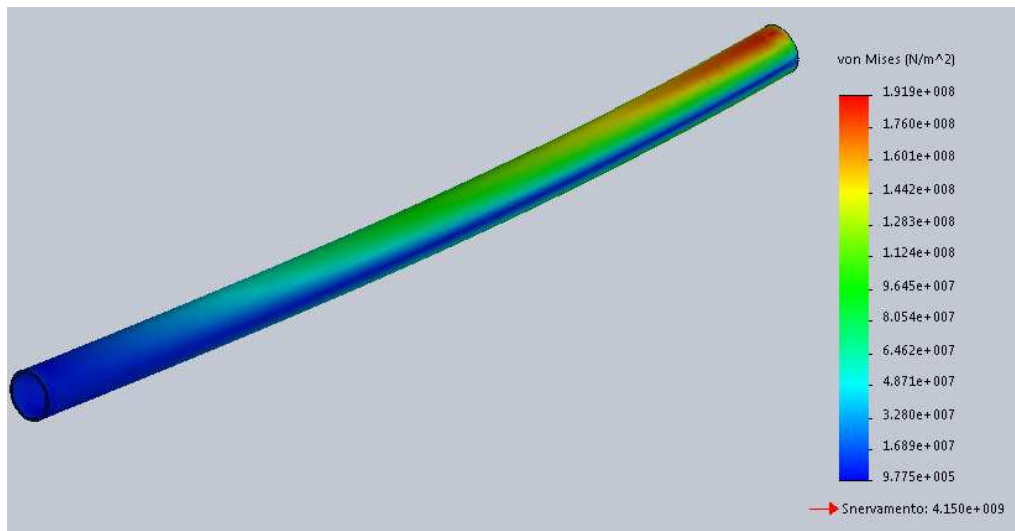
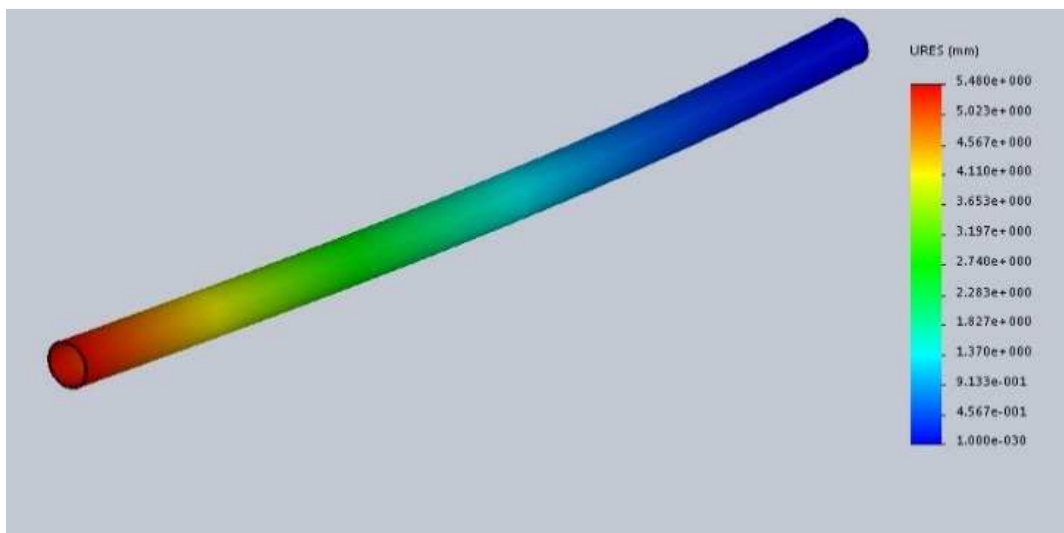


Fig. 95 Rappresentazione dei vincoli e dei carichi sulle facce del tubo.

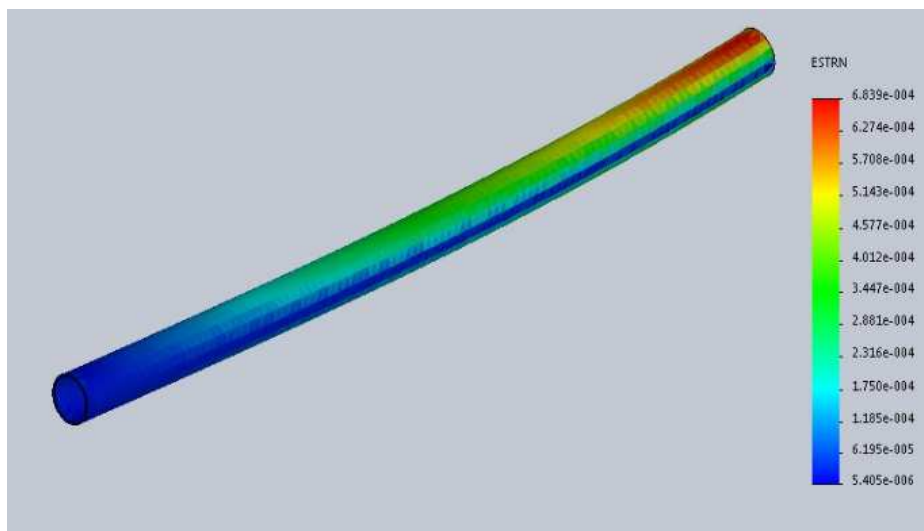
La mesh di elementi solidi consta di circa 9000 elementi. Segue una sintesi dei risultati della simulazione.



**Fig. 96** Andamento della sollecitazione sul tubo di sostegno dei motori.



**Fig. 97** Andamento dello spostamento sul tubo di sostegno dei motori.



**Fig. 98** Andamento della deformazione sul tubo di sostegno dei motori.

| Carico su tubo da 500 mm       | min                                   | Max   |
|--------------------------------|---------------------------------------|---|
| Sollecitazione<br>Von Mises    | 977539 N/m <sup>2</sup><br>Nodo: 1737 | 1.91918e+008 N/m <sup>2</sup><br>Nodo: 2447 |
| Spostamento risultante URES    |                                       | 5.47994 mm<br>Nodo: 8167                    |
| Deformazione equivalente ESTRN | 5.40527e-006<br>Elemento: 7216        | 0.000683919<br>Elemento: 5523               |

**Tab. 52 Valori di sollecitazione, spostamento e deformazione dei tubi di sostegno dei motori.**

Come si può vedere dai risultati, si è ottenuto che lo sforzo massimo raggiunto è circa 20 volte inferiore al limite di snervamento della fibra di carbonio presa a riferimento, dunque ci si trova in un range molto cautelativo per cui siamo in condizioni di massima sicurezza.

Inoltre altro risultato da mettere in evidenza è lo spostamento all'estremo, ovvero la freccia massima del tubo, che risulta essere di 5.5 [mm]. Da quest'ultima osservazione si può intendere facilmente che anche alla massima freccia, la parte estrema dove è applicata la forza ovvero dove è previsto l'alloggio del motore, il tubo assume una configurazione inclinata di soli 0.65° circa. L'idea era di compensare l'eventuale flessione dovuta alla spinta calettando i motori in modo che fossero leggermente aperti verso l'esterno. In realtà si è visto che la flessione non giustifica l'inclinazione dei motori verso l'esterno con inevitabili complicazioni costruttive e di montaggio. Per questa ragione si è deciso di calettare i motori paralleli alla piastra su cui giace la struttura centrale.

Alla struttura si deve aggiungere anche un sistema di sicurezza. Per ciò che concerne i sistemi di sicurezza sui droni in generale si parla dei sistemi in grado di salvare il drone in caso di caduta per qualsivoglia motivo, sia indotta che non. In questo caso si è prevalentemente considerata l'opzione di dotare il drone di un paracadute in grado di rallentare la velocità di caduta fino ad una soglia che risulti non dannosa per qualsiasi parte del velivolo. Un sistema commerciale adeguato risulta essere proveniente dal mercato finlandese e consistente in un lanciatore senza pilotino. Il sistema di lancio con paracadute Skycat è commercializzato dall'azienda finlandese Skycat© e si basa su di un paracadute ripiegato all'interno di un tubo di lancio e che viene interamente e direttamente lanciato dal suo interno. Si tratta di un sistema sicuramente ben ingegnerizzato visto anche il peso molto ridotto (meno di 0.5 kg per il sistema X68, per droni fino a 20kg). Sono state previste delle apposite piastre e forature sulla piastra principale del quadricottero A.D.E.L.E. per poter eventualmente alloggiare il sistema.

Si noti il peso ridotto e la rapidità di implementazione sul drone quadricottero, visto che una volta acquistato il sistema è già ready to fly.

## 6.2.4 Previsioni autonomia di volo

Si è poi valutata quale fosse l'autonomia possibile in termini di tempo e di spazio percorso per il drone progettato, con le batterie e la propulsione scelti.

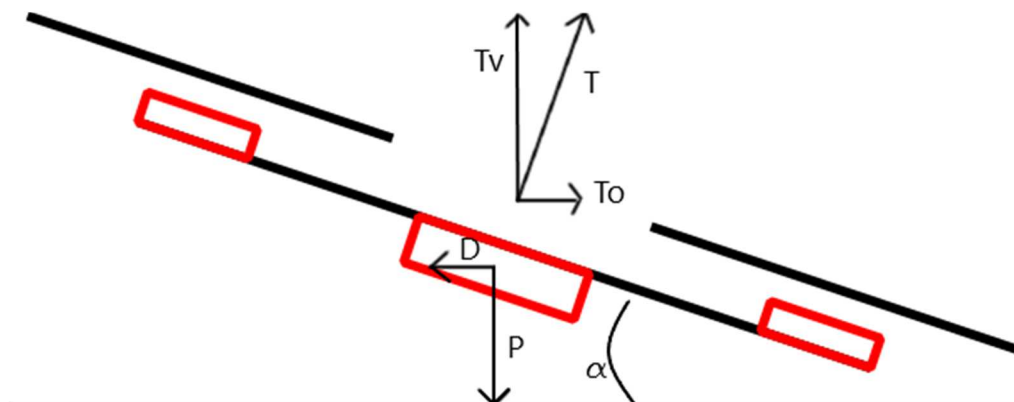


Fig. 99 Schema delle forze in gioco sul drone cargo.

Si ipotizza una massa iniziale di 18 [kg], la superficie esposta all'aria nel caso di salita verticale estratta dal modello 3 D e il coefficiente di resistenza di un corpo tozzo come media pesata dei coefficienti di resistenza dei diversi corpi in gioco (0.45).

Se si impone poi la velocità di salita massima ottenibile dalle simulazioni in e-Calc si può ricavare la forza resistente alla salita verticale e quindi la forza da imporre per la salita che compensi il peso e la resistenza. Si impone il massimo angolo di tilt a cui può volare il drone e quindi la spinta perpendicolare al piano rotorico la cui parte verticale compensi il peso.

La componente orizzontale della spinta coincide al massimo con la resistenza all'avanzamento in volo orizzontale. Da qui si ricava la velocità di avanzamento possibile. La spinta totale è quella che viene fornita dai motori.

Nota la curva di assorbimento dei motori in funzione della spinta erogabile e nota la quota raggiungibile per legge si può fare una stima del consumo in traslazione verticale, orizzontale e nello stazionamento a punto fisso.

Date le batterie da 22 Ah si vede che il drone potrebbe fare una missione composta per circa il 50% da traslazioni orizzontali e il 50% da traslazioni verticali della durata di circa 19 minuti, con uno spazio orizzontale percorso di 19 chilometri alla massima velocità di traslazione.

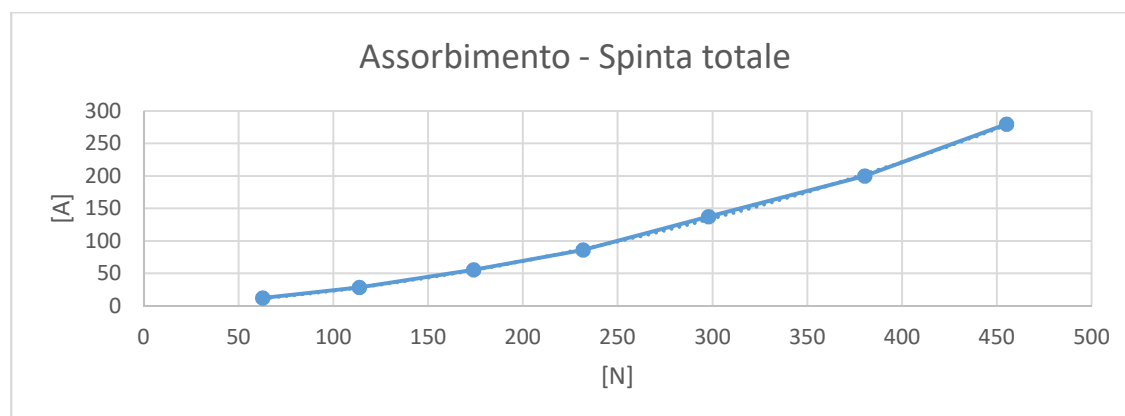


Fig. 100 Curva di assorbimento dei motori secondo il costruttore.

| VOLO MISTO (Simulatore consumi e durata di missione) |      |     |        |     |
|--|------|-----|--------|-----|
| Decollo  | 1    | min | 1.002  | Ah  |
| Hovering   | 7    | min | 6.763  | Ah  |
| Percorso orizzontale                                 | 19.2 | km  | 9.68   | Ah  |
| Tempo orizzontale                                    | 9.99 | min |        |     |
| Atterraggio  | 1    | min | 0.950  | Ah  |
| Consumo Totale                                       |      |     | 18.390 | Ah  |
| Capacità disponibile                                 |      |     | 18.7   | Ah  |
| Durata missione                                      |      |     | 18.77  | min |

**Tab. 53 Stima autonomia in volo misto.**

### 6.2.5 Missione operativa ENV con Scentroid DR1000

Si procede ora a descrivere quale sia la strumentazione per cui il drone è attualmente pensato, che ha dato luogo a delle scelte progettuali ben definite.



**Fig. 101 Analizzatore di gas DR 1000.**

L'unità di campionamento aria selezionata è prodotta e ingegnerizzata dalla Scentroid, che si è specializzata nella progettazione di sistemi di misura chimici in volo. La Scentroid DR1000 si può usare per campionare e analizzare l'aria dell'ambiente fino a 150 metri sopra al livello del suolo, per realizzare mappe di qualità dell'aria, verificare i modelli, analizzare siti potenzialmente pericolosi. Essa fornisce un monitoraggio continuo di molte specie chimiche. L'analizzatore ha la possibilità di vedere alloggiati al suo interno 5 o 6 sensori elettrochimici (a seconda della tipologia) che analizzano l'aria a intervalli regolari (5 secondi), inviando le informazioni alla ground station posta a terra. Le informazioni sono anche salvate in una memoria interna per poter effettuare elaborazioni e/o mappature successivamente. Quando l'operatore identifica delle aree critiche, o se si vogliono misurazioni in posizioni particolari (es. ciminiera), è possibile comandare da remoto il riempimento di un'apposita sacca ermetica in nylon per effettuare analisi successive in laboratorio. Con i tracciamenti fatti durante il percorso è possibile costruire una mappa dinamica (anche tridimensionale) dell'evoluzione temporale della dispersione aerea dei gas e/o degli inquinanti. Il DR1000 può alloggiare 5 o 6 sensori, a seconda della tipologia, che potrebbero eventualmente essere cambiati in base alle esigenze.



|  |
|--|
| • [NC1] Nitric Oxide (NO) - LC   |
| Nome: Nitric Oxide (NO) Low Concentration Sensor                                       |
| Tipo: Electro Chemical Sensor (EC)   |
| Limite massimo identificabile: 20 ppm  |
| Limite minimo identificabile: 15 ppb   |
| Risoluzione: 5 ppb   |
| • [ND1] Nitrogen Dioxide (NO <sub>2</sub> ) - LC                                       |
| Nome: Nitrogen Dioxide (NO <sub>2</sub> ) Low Concentration Sensor                     |
| Tipo: Electro Chemical Sensor (EC)   |
| Limite massimo identificabile: 20 ppm  |
| Limite minimo identificabile: 0.03 ppm   |
| Risoluzione: 0.02 ppm  |
| • [ON1] Oxidizing Gases Ozone and Nitrogen Dioxide (O <sub>3</sub> & NO <sub>2</sub> ) |
| Nome: Oxidizing Gases Ozone and Nitrogen Dioxide (O <sub>3</sub> & NO <sub>2</sub> )   |
| Tipo: Electro Chemical Sensor (EC)   |
| Limite massimo identificabile: O <sub>3</sub> : 20ppm, NO <sub>2</sub> : 20 ppm        |
| Limite minimo identificabile Threshold: 20 ppb   |
| Risoluzione: 15 ppb  |
| • [MT1] Methane - LEL (CH <sub>4</sub> )   |
| Nome: Methane - LEL (CH <sub>4</sub> )   |
| Tipo: Non-Dispersive Infrared Sensor (NDIR)  |
| Limite massimo identificabile: 100 % LEL (50,000 ppm)                                  |
| Limite minimo identificabile: 500 ppm  |
| Risoluzione: 200 ppm   |
| • [CD2] Carbon Dioxide (CO <sub>2</sub> ) LC Sensor                                    |
| Nome: Carbon Dioxide (CO <sub>2</sub> ) Low Concentration Sensor                       |
| Tipo: Non-Dispersive Infrared Sensor (NDIR) technology                                 |
| Limite massimo identificabile: 5000 ppm  |
| Limite minimo identificabile Threshold: ≈0 ppm   |
| Risoluzione: 15 ppm  |
| • [FM1] Formaldehyde (CH <sub>2</sub> O)   |
| Nome: Formaldehyde (CH <sub>2</sub> O)   |
| Tipo: Electro Chemical Sensor (EC)   |
| Limite massimo identificabile: 10 ppm  |
| Limite minimo identificabile Threshold: 0.01 ppm                                       |
| Risoluzione: 0.01 ppm  |

**Tab. 54 Caratteristiche dei sensori scelti per il DR1000.**

Le letture chimiche insieme alla posizione GPS e all'altitudine possono fornire una mappa 3D dell'inquinamento ambientale.

Per quanto riguarda la comunicazione a terra il DR1000 è dotato di sistema GPRS e WiFi, il primo è usato per inviare i dati ad un server cloud dedicato denominato DRIM (Drone Information Management System). Il sistema on line consente di monitorare da remoto e anche di controllare il “laboratorio volante”, così come di immagazzinare e processare i dati raccolti. Inoltre il drone si connette alla Ground Station dedicata con un protocollo di comunicazione WiFi. Sia la ground station che il server cloud sono basati su un programma proprietario appositamente sviluppato. La ground station è un comune laptop dedicato con un antenna WiFi ad alto guadagno. Dalla ground station si può controllare il laboratorio per esempio per iniziare un’acquisizione, impostare l’intervallo di campionamento e fare operazioni di routine come la calibrazione dei sensori oltre a registrare tutti i dati acquisiti. Quindi si ha un controllo in tempo reale a cui si aggiungono le serie storiche per tutti i sensori chimici associati alla posizione GPS, altitudine, temperatura e umidità.

Il sistema pesa 3410 grammi in tutto e ha dimensioni di 26 \* 16 \* 18 cm. Ha un’autonomia con la batteria del tutto carica di 2.5 ore.

Inoltre per il campionamento si può dotare di una borsa in cui viene raccolto 1 litro d’aria ogni 5 secondi. Il DR1000 si userà per il monitoraggio del particolato, PM1, PM2.5, PM10 usando un contatore di particolato laser scatter. Inoltre è dotato di una sonda per il campionamento che si estende al di fuori del flusso delle eliche come si vede in figura.



**Fig. 102 Drone con DR1000 in volo.**

Il DR 1000 è avvitato ad una piastra in carbonio che a sua volta si fissa a delle baionette sottostanti il drone tramite dei clamp.

La peculiarità del sistema è che esso nasce per essere del tutto autonomo ed auto-contenuto, non richiede nulla al drone in termini di alimentazione e di comunicazione o controllo. Necessita solamente di un veicolo che lo porti in quota o in luoghi non raggiungibili altrimenti, che abbia un payload di almeno 3 kg. Il sistema dunque risponde esattamente alle nostre esigenze in quanto non sono necessarie delle modifiche al drone per il trasporto dello stesso e quindi si ha una grande flessibilità di impiego, in corrispondenza con gli obiettivi del progetto A.D.E.L.E. che aveva fra gli obiettivi la flessibilità di passaggio da una missione operativa all’altra.



# Capitolo 7

## 7. RISULTATI SPERIMENTALI

---

### 7.1 REALIZZAZIONE MODELLO IN SCALA

#### 7.1.1 Introduzione

In questa fase del progetto si è scelto di validare sperimentalmente le considerazioni e la progettazione aerodinamica fatta al capitolo 4. Si è voluta verificare la validità della simulazione numerica portata avanti con il metodo Vortex Lattice Method, in considerazione delle effettive limitazioni che tale modellazione presenta. Con l'intento di individuare le criticità del velivolo ideato si è dunque pensato, realizzato e testato un modello in scala del prototipo. L'obiettivo era avere uno strumento abbastanza rapido per verificare le scelte aerodinamiche, da portare avanti insieme alla modellazione numerica, che sia punto di arrivo e di partenza per le modifiche al modello successivo, per arrivare quindi alla soluzione che verrà realizzata in scala reale e che sarà in uso al Progetto A.D.E.L.E.

Il modello verrà testato in una prima fase in volo planato, per cui non verrà dotato di motori e avrà le ali integre (non forate).

L'intento è verificare la stabilità statica e dinamica e la risposta ai comandi negli assi di beccheggio, rollio e imbardata. Alla fase di caratterizzazione visiva del comportamento in volo effettuata finora seguirà in futuro la strumentazione del modello con un sistema per l'acquisizione della telemetria di bordo, a seguire ancora il test del modello con i fori sulle ali e con la turbina spingente in scala montata e collegata.

Il materiale principale costituente il modello è una schiuma di polistirene espanso estruso (XPS, Styrodur 2500C), che consente di mantenere pesi contenuti ( $< 40 \text{ [g/dm}^2\text{]}$ ) pur prevedendo una struttura non centinata. Il modello inoltre, come la gran parte degli aeromodelli tuttora della stessa tipologia costruttiva (Tzagi), non necessita di longheroni per l'irrigidimento e il fissaggio delle ali al corpo centrale, essendo il materiale previsto (XPS) autoportante. In particolare, l'XPS, grazie a una struttura espansa a cellula chiusa avente densità  $\rho=35 \text{ [kg/m}^3\text{]}$  e grazie anche alla sua consistenza più compatta e particolarmente resistente a sforzi di compressione (resistenza a compressione con schiacciamento al 10%,  $\geq 300 \text{ [kPa]}$  secondo norma EN286) si presta più efficacemente al nostro scopo costruttivo rispetto al comune polistirene espanso EPS (densità inferiore,  $\rho=20\text{-}25 \text{ [kg/ m}^3\text{]}$ ).

Inoltre la scelta è motivata dalla facilità di riparazione che il materiale garantisce in caso di rottura, mostrandosi particolarmente idoneo agli scopi di collaudo previsti.

### 7.1.2 Realizzazione del modello in polistirene espanso estruso

In primo luogo si è quindi ricavata la pianta di base del modello costituita da pezzi da incollare successivamente. Per il taglio del polistirene si è usata una macchina a controllo numerico CNC, costituita da un cavo metallico fissato su due colonnine mobili, le quali forniscono al filo sia la corrente elettrica, necessaria a raggiungere la temperatura desiderata per il taglio della schiuma, che l'output di movimento. Per semplificare il processo realizzativo si è realizzato il drone in blocchi separati di schiuma, prevedendo dapprima il taglio dell'Hub, seguito da ciascuna semiala, a sua volta composta da una due porzioni a sweep variabile. In figura si vede in giallo l'hub, in azzurro la prima rastremazione, in rosso la seconda rastremazione.

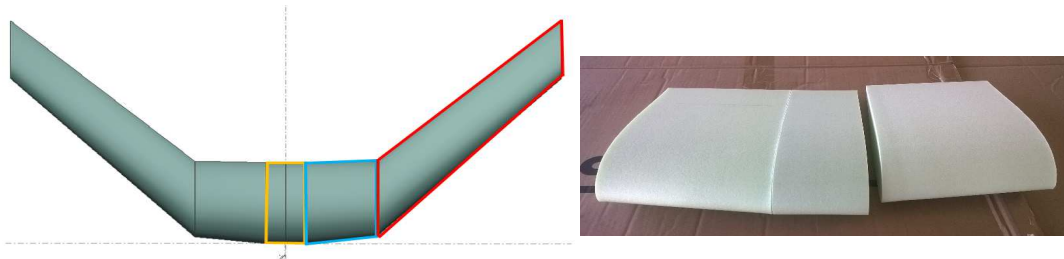


Fig. 103 Taglio delle diverse rastremazioni.

La macchina in realtà non è in grado di tagliare un'ala con un angolo di freccia così accentuato come quello della seconda rastremazione poiché l'angolazione del filo di taglio rispetto all'asse Z (coincidente con lo sweep dell'ala) comporterebbe velocità di avanzamento delle due colonnine eccessivamente differenti (bassa velocità in tip, elevata velocità in radice), da evitarsi in quanto la macchina scioglierebbe molto più materiale al tip che alla radice, andando a falsare le proporzioni impostate. Si è pensato dunque di inserire come input di taglio un'ala fittizia (per semplicità la chiamiamo ALA FINITA), interna all'ala reale ma con un angolo di freccia nettamente inferiore. Infatti i profili di estremità in questo caso risultano perpendicolari al bordo d'uscita dell'ala reale così come evidenziato nella seguente figura.

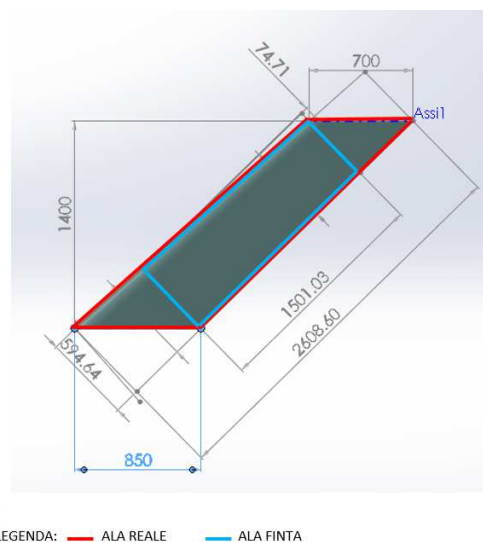


Fig. 104 Taglio della rastremazione a freccia maggiore.

Le parti tagliate sono poi state incollate con colla epossidica bicomponente a presa rapida, a medio-alta viscosità. Grazie all'assenza di componenti volatili questa permette di realizzare

incollaggi strutturali. Non occorrono bilance di precisione per pesare i componenti, poiché possono essere dosati anche in volume: l'indurente, contenendo un addotto poliammidico e Mercaptani, ha un buon margine di tolleranza e quindi piccoli errori nel dosaggio (max 5%) non compromettono il buon esito. Di seguito si è incollato un pezzo in compensato sottostante al modello che servisse da impugnatura per il lancio a mano. Gli incollaggi strutturali sono stati fatti con resina ed indurente con una lavorabilità di 24 ore misti ad Aerosil.

### 7.1.3 Realizzazione superfici mobili

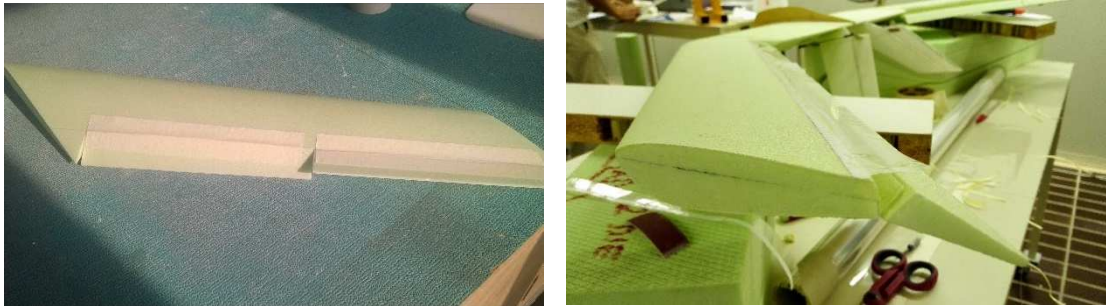


Fig. 105 Dettagli delle superfici mobili, Mylar di copertura.

Le superfici mobili costituite da **alettoni e flap** hanno una larghezza pari al 25% della rispettiva corda, sono state tagliate in modo da poter avere un'escursione di massimo 40° verso il basso. Le cerniere sono costituite da uno scotch da modellismo ad hoc per le cerniere che si posiziona sull'estradosso dell'ala.

I fori delle cerniere nell'intradosso sono attappati con Mylar trasparente per evitare l'effetto aerodinamico negativo indotto dalla brusca variazione di forma e conseguente separazione del flusso.

Sono installati quindi 6 micro-servocomandi, ciascuno per l'azionamento di una superficie mobile.

| Funzione  | Alettoni  | Flap/Coda a V   |
|---|---|---|
| MAXPRO  | <b>MICRO SERVO<br/>DIGITALE 3050</b>  | <b>MICRO SERVO<br/>ANALOGICO 3002</b>   |
| Alimentazione   | 4.8V - 6V   | 4.8V - 6V   |
| Coppia  | 3.0kg/cm @ 4.8V;<br>3.5kg/cm @ 6V   | 2.2 kg/cm @ 4.8V;<br>2.5 kg/cm @ 6V   |
| Velocità  | >0.12s/60° @ 4.8 V;<br>0.10s/60° @ 6 V  | >0.12 s/60° @ 4.8 V;<br>0.10 s/60° @ 6 V  |
| Dimensioni  | 23.2x12x29.5mm  | 23.2x12x24.8mm  |
| Peso  | 11 g  | 10 g  |
|   | Ingranaggi in metallo   | Ingranaggi in metallo   |
| *tutti i servi sono alimentati a 4.8V, connettori tipo JR/Hitec alle estremità. |  |  |

Tab. 55 Caratteristiche dei servocomandi

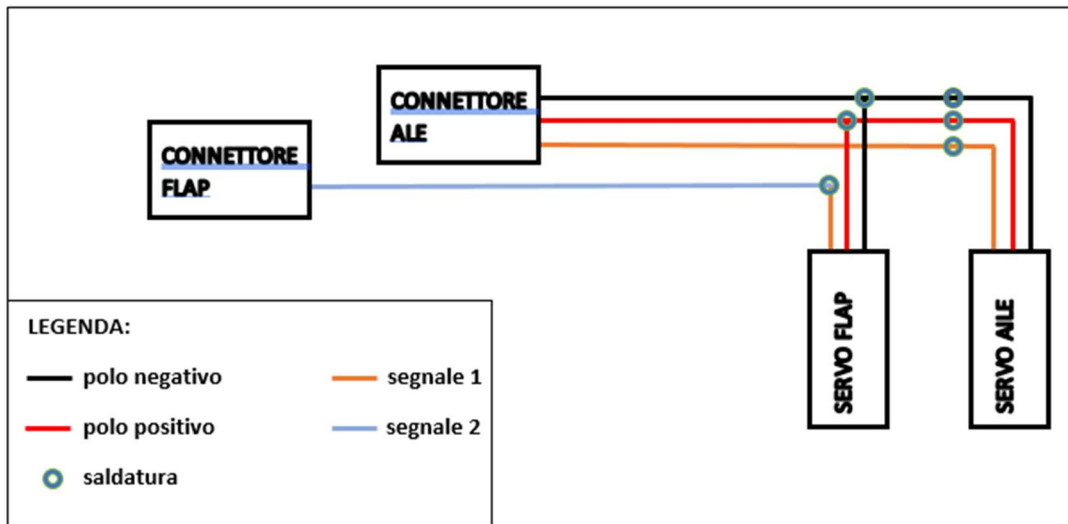


Fig. 106 Schema del collegamento elettrico dei servomotori.

Il segnale di potenza in uscita dal solo canale dell'alettone della ricevente è in grado di alimentare due servocomandi. Attraverso un quarto cavo è stata realizzata la prolunga per il solo segnale relativo al servo del flap, opportunamente connesso a un differente canale sulla ricevente.

Per l'alimentazione dei servi sono installati una batteria LiPo 2S con una capacità di 1200 mAh e 25C di scarica ed un circuito Ubec, ossia un regolatore di tensione, in grado di abbassare batterie con range 7.4 - 29.6V (2 – 8 celle LiPo) a 5V di tensione per l'alimentazione della ricevente.



Fig. 107 UBEC e Batteria del modello.

La ricevente è una Spektrum AR10000 a 10 canali, con modulazione: DSM2, DSMX a 2.4GHz, del peso di 11.9g, alimentabile fra 3.5V e 9.6V. Essa include un'antenna interna e due satelliti ricevitori DSMX aggiuntivi, montati a una distanza reciproca maggiore di 40mm e disposti su piani mutuamente perpendicolari.



Fig. 108 Ricevente e antenna del modello



I servomotori sono stati immersi nel polistirene così come i cablaggi sono stati collocati a scomparsa all'interno della schiuma.



Fig. 109 Scavi per l'alloggiamento dei servi e dei cavi sul modello.

I servomotori sono poi stati collegati alle superfici mobili per mezzo di squadrette realizzate ad hoc in vetronite, aste in acciaio armonico da 2 mm di diametro filettato (per avere possibilità di regolare la corsa) e forcelle in acciaio da collegare alla squadretta del servo.

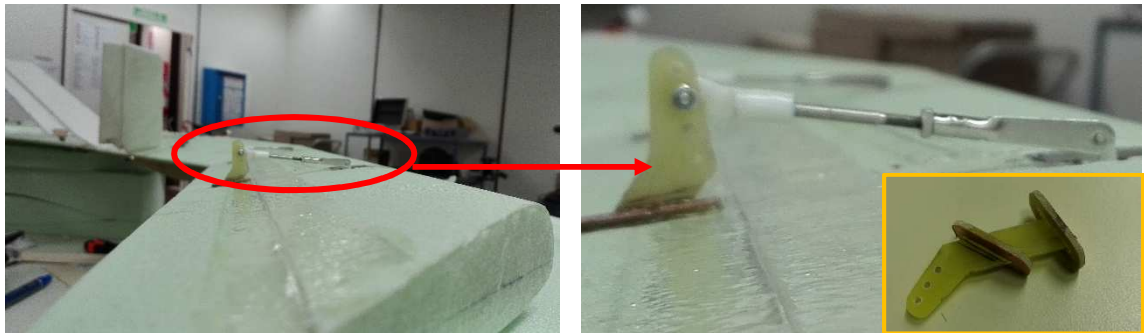


Fig. 110 Particolari dei comandi.

La **coda a V** è stata realizzata in Depron da 3 millimetri di spessore rivestito in fibra di vetro a grammatura fine e resina indurente. In questo modo si è conferita la necessaria rigidità strutturale alle superfici che sono poi state tagliate per realizzare le parti mobili della superficie, pari anche qui al 25% della rispettiva corda. A seguire sono state inserite all'interno della schiuma con un angolo di 3 gradi rispetto alla corda in prossimità del pezzo definito in precedenza hub. Le due corde delle superfici di coda vanno quindi a convergere andando dal bordo di ingresso verso il bordo di uscita. La coda è poi inclinata di 45° rispetto all'orizzontale.

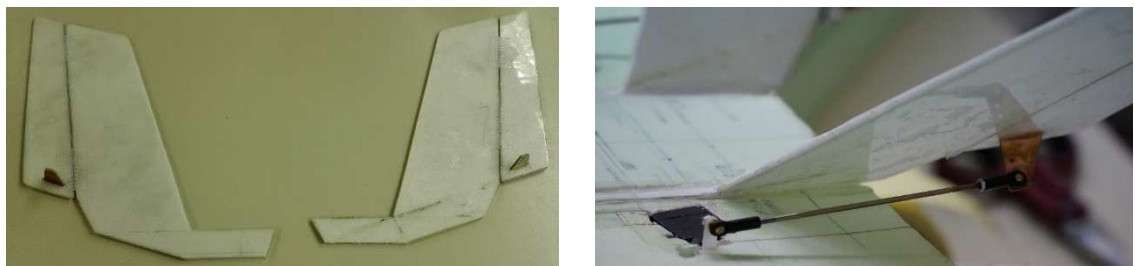


Fig. 111 Particolare del comando della coda a V.

Per la realizzazione delle **end-plates**, al taglio della forma in Depron è seguito l'irrobustimento con fibra di vetro e resina epossidica.

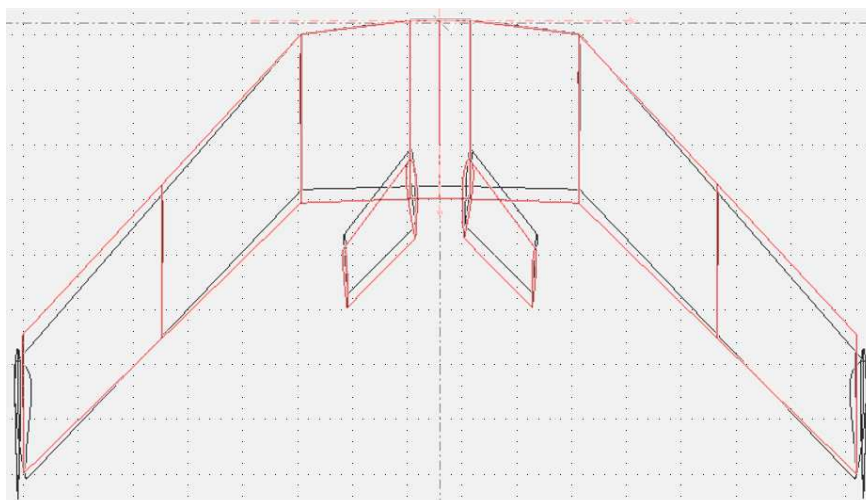


**Fig. 112 Endplates in fase di realizzazione e finite.**

Le end plates vengono poi attaccate al modello con biadesivo spugnoso, l'intento è far sì che possano assorbire l'impatto staccandosi per prime dal modello in un eventuale urto.

#### **7.1.4 Bilanciamento del modello**

Tutte le misure del modello sono state ridotte in scala 1:3, principalmente per motivi costruttivi nel senso che la macchina a controllo numerico per il taglio ha un piano di lavoro limitato nelle sue dimensioni. Come accennato sopra, la macchina taglia la schiuma con un filo percorso da corrente che percorre le traiettorie che descrivono i due profili di punta e radice impostate su due piani diversi. Essendo il profilo di punta più piccolo del profilo di radice e dovendosi muovere solidali in quanto collegati da un filo, è evidente che il filo stazionerà di più sulla traiettoria più breve, sciogliendo di conseguenza più materiale. Non è prevedibile a priori la differenza eventualmente impostabile maggiorando le dimensioni del profilo di punta. Di conseguenza la scala ottenuta è leggermente diversa nelle varie misure. Per ottenere la scala equivalente si è dunque deciso di scalare rispetto alla corda media aerodinamica (CMA prototipo/CMA modello). La scala effettivamente realizzata è 1:3.313.



**Fig. 113 Pianta ideale e pianta effettivamente realizzata del modello.**

In rosso la dimensione del modello se fosse effettivamente scalato 1:3, in nero le effettive dimensioni del modello con le differenze di scala dovute a inevitabili imprecisioni realizzative. Come si vede il modello risulta più snello dell'originale.

Una volta montati sul modello tutti i componenti le masse in gioco sono le seguenti:

- Schiuma (371 g), comprensivo di coda, maniglia di lancio e colla: 485g
- Elettronica (servi, cavi) e tiranti per la coda: 156 g
- Batteria: 59g
- Endplates (forma iniziale, non scavata): 114 g

Per riproporre la posizione del baricentro sul modello in scala si è pensato di restare il più fedeli possibile alla distribuzione di pesi propria del prototipo in scala reale. Si è ritenuto opportuno andare a scalare con rapporto 1:3.313 tutte le dimensioni del triangolo d'equilibrio per l'hovering, che interessa la posizione dei motori sulle semiali, il baricentro ed il motore posteriore. In particolare si è scalata la dimensione dei fori motori 1:3.313 che si sono riposizionati sull'ala come se dovesse effettivamente ospitarli, si è in sostanza rifatto il bilanciamento della pianta come nel velivolo reale.

Da qui ne deriva una posizione del baricentro  $XCG = 196$  mm. Dunque si ha un margine statico:

$$\sigma = \frac{(234-196)}{246} = 0.154 \approx 15.4\%.$$

Si noti che se si scala il baricentro direttamente in scala 1:3.313, verrebbe a 192 [mm] dal bordo di ingresso, mentre se si scala la dimensione del baricentro 1:3 esso viene a 212 [mm]. Ci si è collocati in sostanza in mezzo a queste due considerazioni, cercando di rimanere più fedeli possibili alla realtà.

Una volta noto il baricentro da raggiungere per il bilanciamento è stato dunque necessario aggiungere 492[g] di zavorra, per un peso complessivo del modello di 1309 [g].



**Fig. 114 Bilanciamento del modello**

La linea del baricentro è tracciata in rosso sotto al modello che viene appoggiato ad un supporto metallico e poi si aggiungono o spostano i pesi in piombo fino a raggiungere l'equilibrio. Quando il modello è orizzontale la linea di corda del profilo di punta è circa inclinata di tre gradi rispetto all'orizzontale (-3.5° di svergolamento impostato).



Fig. 115 Modello completo.

### 7.1.5 Programmazione del radiocomando

A seguire si è effettuata la programmazione del radiocomando che è uno Spektrum DX18T a 18 canali a 2.4 [GHz].

Ai normali comandi di beccheggio e imbardata sullo stick sinistro e rollio sullo stick destro, si sono aggiunti alcuni potenziometri e trim.

In particolare con lo stick di destra si può regolare l'entità del butterfly. In atterraggio l'alettone sale di più rispetto a quanto scende il flap. Ci si aspetta che se aumenta l'escursione della corsa dell'alettone (in alto), diminuisca lo spazio necessario ad atterrare mentre se aumenta la deflessione verso il basso del flap diminuisca la velocità di atterraggio. Si noti che la cabrata e picchiata avviene mediante la deflessione combinata di coda, alettoni e flap.

Si è aggiunto quindi un trim per la sola coda a V che consenta di compensare eventuali variazioni di momento indotte dal butterfly.

Il rollio avviene mediante il movimento di alettoni e flap che si muovono in modo sincrono e di qui in avanti chiameremo "flapperoni". Si è inserito un comando differenziale fra ala che si abbassa e ala che si alza tale che la superficie che scende scenda di 1/3 della corsa del servo e chi sale di 2/3 della medesima corsa.

Si è inserito poi un potenziometro per avere una deflessione a passi discreti del flap, per ottenere un profilo variabile in volo. In sostanza si può cambiare la quantità di reflex del profilo e quindi il momento picchiante.

La corsa dei comandi ha un andamento di risposta esponenziale piuttosto che lineare, cioè il comando è poco sensibile nella prima parte della corsa mentre la sensibilità aumenta esponenzialmente nell'ultima parte della corsa, in entrambi le direzioni.

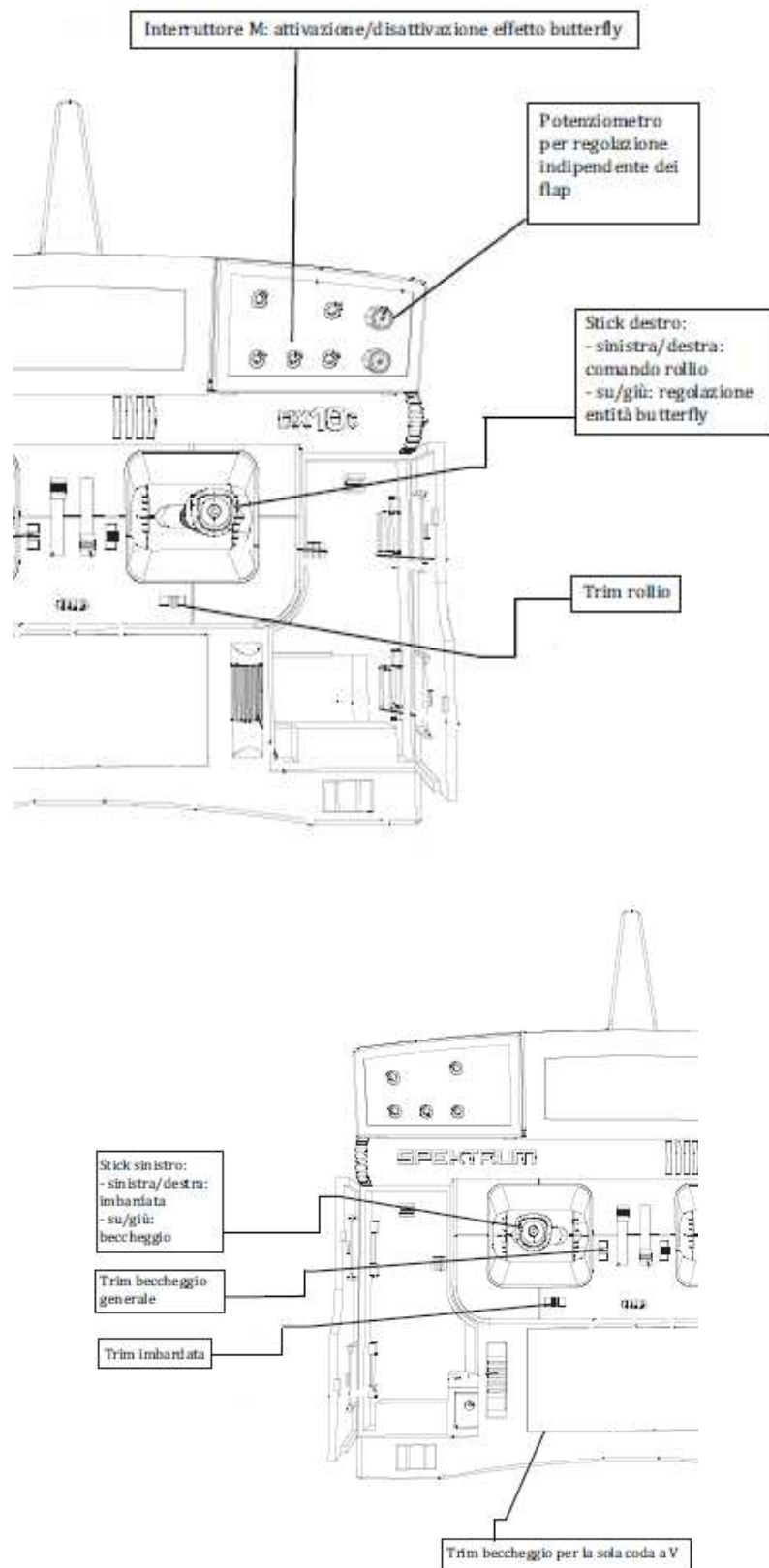
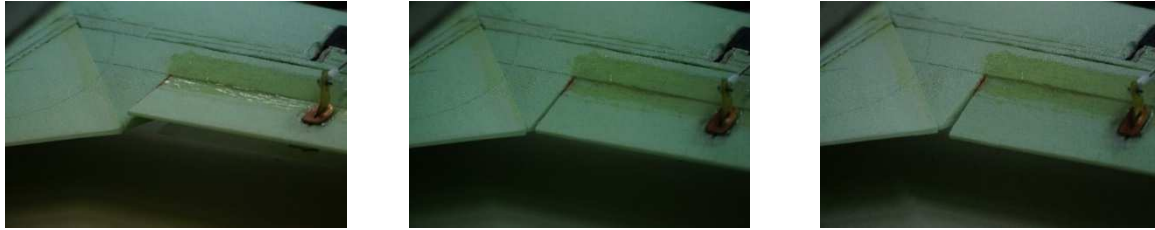


Fig. 116 Indicazione dei comandi sul radiocomando Spektrum DX18t



**Fig. 117 Tipica deflessione del flap, in alto, centrale, in basso.**



**Fig. 118 Tipica deflessione della coda, a sinistra, centrale, a destra.**

## **7.2 PROVE DI VOLO**

### **7.2.1 Simulazione statica e dinamica**

Prima di effettuare le prove di volo abbiamo deciso di effettuare la simulazione numerica del comportamento del modello in scala mediante lo stesso procedimento usato per il velivolo originale. In questo modo si può tenere conto dell'effetto di scala del numero di Reynolds, considerando che i profili reflex sono molto influenzati da questo parametro. Inoltre si possono introdurre nella simulazione le effettive dimensioni ottenute. Alla simulazione statica si è aggiunta la simulazione della stabilità dinamica che il software consente attraverso la modalità di analisi denominata T7. Una volta che il velivolo sia stabile staticamente, non è detto che lo sia anche dinamicamente. Lo studio della stabilità longitudinale dinamica considera la dipendenza temporale di un disturbo longitudinale. Sono di particolare interesse le oscillazioni longitudinali intorno ad una traiettoria di volo fissata. I due parametri essenziali per valutare la stabilità sono la frequenza delle oscillazioni e lo smorzamento. Se per esempio aumenta l'angolo di attacco è auspicabile che la reazione a questo disturbo sia che l'angolo di attacco si riduca lentamente nel tempo (con magari una sovra correzione, cioè diventa negativo una volta prima di tornare al valore originario). Sono viceversa indesiderati i casi per cui si produce una veloce oscillazione intorno al valore desiderato che scompare solo molto lentamente o rimane costante o si amplifica. Il fattore decisivo per lo smaltimento di un disturbo è lo smorzamento che può essere: forte (movimento aperiodico), moderato, non efficace, negativo (per cui si amplifica l'oscillazione). Lo smorzamento in aerei convenzionali è sempre molto largo, con ali volanti può essere viceversa basso e dare quindi delle difficoltà.

Inevitabilmente una raffica di vento, o un comando del pilota disturberanno il velivolo. Il proposito dell'analisi di stabilità e controllo fornito da XFLR5 (Deperrois 2013) è di valutare la stabilità dinamica e la risposta nel tempo del velivolo a tale perturbazione. In termini fisici, quando un velivolo viene perturbato tende a rispondere in modi di volare preferenziali. A livello

matematico questi modi sono definiti “modi naturali”, descritti da un autovettore, che descrive la forma modale e un autovalore che descrive la frequenza e il suo smorzamento. Un aereo ben progettato ha 8 modalità aerodinamiche di oscillare preferenziali, 4 longitudinali e 4 laterali. Fra i modi longitudinali ce ne sono due simmetrici di fugoide e due simmetrici di fugoide di breve periodo. Per quelli laterali c'è: il modo spirale, il modo di rollio smorzato, il modo di rollio olandese.

La fugoide è un modo di oscillare macroscopico in cui avviene uno scambio di energia cinetica e potenziale attraverso la portanza con un periodo dell'ordine di 10 s, può essere compensata bene dal pilota o dal sistema di controllo. Se siamo ad angolo costante anche il CL è costante, se il CL è costante la portanza aumenta solo con il quadrato della velocità. Se la portanza aumenta l'aereo sale di quota con assetto costante ma traiettoria in salita. Di seguito rallenta trasformando la sua energia cinetica in energia potenziale, quindi la portanza diminuisce e il velivolo scende di quota, facendolo, con angolo di attacco costante accelera, guadagna velocità e così via potrebbe ricominciare il ciclo. Questo modo si smorza a causa della perdita di energia per attrito fra il velivolo e l'aria.

Il modo di breve periodo è una variazione rapida di angolo di attacco con rotazione intorno all'asse laterale che dà luogo ad un movimento verticale e variazione del beccheggio in fase, di solito ad alta frequenza (ordine di grandezza 1 [Hz]) e ben smorzato (per i velivoli convenzionali). La proprietà di oscillare è data in primo luogo dalla ripidità della curva Cm-Alpha. Se l'angolo di freccia è basso o nullo lo smorzamento aerodinamico è quasi nullo per cui ci si aspetta che questi velivoli siano molto soggetti alle oscillazioni alpha.

Il modo spirale consiste nella variazione della prua, non è oscillatorio, è lento e di solito instabile nel senso che non si smorza autonomamente. Viene iniziato da un disturbo sul rollio o sulla direzione di prua, che crea un angolo di attacco positivo sulle superfici verticali che tendono ad aumentare il momento di imbardata. Richiede l'intervento del pilota per uscirne.

Il rollio smorzato è un movimento di rollio stabile dovuto alla rotazione intorno all'asse longitudinale, l'ala che scende vede un angolo di attacco aumentato che quindi aumenta la portanza da quel lato. Simmetricamente la portanza diminuisce sull'ala opposta. Questo crea un momento riequilibrante opposto alla rotazione che tende a smorzare il modo già dalla prima oscillazione.

Il rollio olandese è una combinazione di imbardata e rollio, fasati a 90° e di solito poco smorzato, è diviso in 4 parti. Il velivolo imbarda a sinistra (fase 1), dunque l'ala di destra che percorre uno spazio maggiore nello stesso tempo ha una velocità maggiore e si ha dunque portanza maggiore sull'ala esterna che quindi si alza e si ha quindi rollio (fase 2). Contemporaneamente sulla stessa ala aumenta anche la resistenza così come la portanza, dunque si ha una successiva imbardata verso destra (fase 3). Imbardando l'ala esterna (ora la sinistra) vede una velocità relativa maggiore e dunque una portanza maggiore che induce un rollio che fa alzare la suddetta ala (fase 4).

Durante il volo una perturbazione come un input dei comandi o una raffica di vento ecciterà tutti i modi in diverse proporzioni. Di solito la risposta al modo di breve periodo e al rollio smorzato (ben smorzati) scompare rapidamente. La risposta alla fugoide e al rollio olandese sono visibili ad occhio e la risposta a spirale è lenta e di bassa ampiezza rispetto ad altri fattori in gioco, non è visibile ad occhio nudo e viene corretta inconsciamente dal pilota.

La risposta nel tempo per esempio della velocità orizzontale, verticale, o del rateo di rollio o beccheggio è una:

$$f(t) = \text{cost} * e^{(\sigma 1 + i\omega N)t}$$

Con autovalore

$$\lambda = \sigma 1 + i\omega N$$

Dove  $\sigma 1$  è la costante di smorzamento collegata al rapporto di smorzamento,  $\omega N$  è la frequenza naturale circolare.

In termini matematici l'autovettore fornisce informazioni su ampiezza e fase delle variabili di volo, in XFLR5 l'autovettore viene analizzato in modo essenzialmente visivo. L'assunzione ragionevole che si fa nel programma è che la dinamica longitudinale e laterale siano disaccoppiate e indipendenti, sono descritte ognuna da 4 variabili aerodinamiche.

Il fattore di smorzamento è un coefficiente adimensionale, un modo con smorzamento critico pari a 1, è non oscillante e ritorna lentamente allo stato stazionario. Un modo con coefficiente  $\zeta < 1$  (sotto smorzato) o  $\zeta > 1$  (sovra smorzato) tornano allo stato stazionario più lentamente. La frequenza naturale è la frequenza della risposta a quel modo specifico. La frequenza naturale non smorzata è il valore di frequenza virtuale che si avrebbe se il modo non fosse smorzato. Il diagramma dei luoghi delle radici fornisce un'interpretazione visiva della frequenza e dello smorzamento di un modo di oscillare.

L'analisi di stabilità in XFLR5 richiede che siano definite le proprietà di inerzia del velivolo, che sono valutate approssimativamente anche nello stesso programma fornendo la massa delle ali e la massa di componenti come il piombo di equilibratura, la batteria, la ricevente, i servomotori, le end plates. Una volta inserite le masse è importante valutare che la massa totale e la posizione del centro di gravità sia corretta. Inserendo tutte queste informazioni all'interno di XFLR5 abbiamo effettuato la simulazione statica e dinamica del prototipo, per confrontare sul campo la rispondenza o meno della simulazione alla realtà.

| Stabilità statica |        |        |       | Punto neutro [m] |           | Margine Statico  |                          |
|-------------------|--------|--------|-------|------------------|-----------|------------------|--------------------------|
|                   |        |        |       | 0.234            |           | 15.4 %           |                          |
| dCm/dα            | CL@Cm0 | Cd@Cm0 | E@Cm0 | V@Cm0 [m/s]      | α@Cm0 [°] | E <sub>max</sub> | W/S [g/dm <sup>2</sup> ] |
| -0.513            | 0.282  | 0.019  | 15.1  | 14.1             | 4.1       | 16.4             | 37.7                     |

**Tab. 56 Risultati della simulazione di stabilità statica del modello.**

Si noti che l'efficienza massima del modello è molto minore rispetto a quella del velivolo reale, a conferma di quanto i profili risentano della variazione del numero di Reynolds. Inoltre la velocità di equilibrio risulta abbastanza alta (circa 50 [km/h]) rispetto a quanto usuale nella pratica dell'aeromodellismo. Il carico alare risulta medio alto ma comunque adeguato a un modello in schiuma.



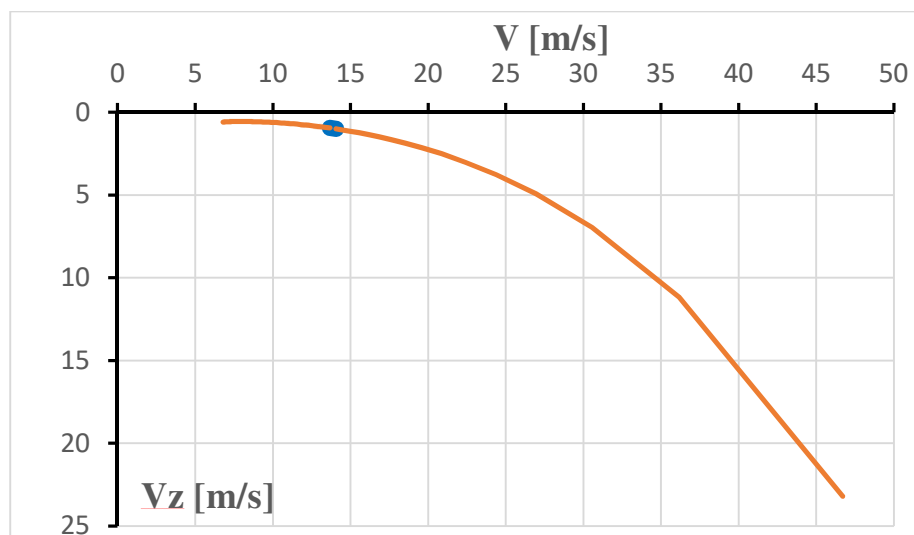


Fig. 119 Polare del modello simulata in XFLR5.

Nella polare si evidenzia in blu la velocità di equilibrio che non si discosta molto dalla velocità di massima efficienza.

Per l'analisi di stabilità dinamica si riportano i periodi di oscillazione.

| <b>Stabilità dinamica</b> |         |        |
|---------------------------|---------|--------|
| <b>MODI LONGITUDINALI</b> |         |        |
| <b>BREVE PERIODO</b>      | STABILE | 0.64 s |
| <b>FUGOIDE</b>            | STABILE | 7.69 s |
| <b>MODI LATERALI</b>      |         |        |
| <b>ROLLIO</b>             | STABILE | 0.07 s |
| <b>DUTCH ROLL</b>         | STABILE | 0.94 s |

Tab. 57 Periodi di oscillazione simulati per il modello.

Dai risultati della simulazione dunque il modello risulta stabile dinamicamente. Tutti i modi di oscillazione sono stabili e il periodo per esempio della fugoide potrebbe essere misurato in volo.

### 7.2.2 Programma di prova

Le prove di volo previste saranno effettuate in ordine, a partire dalle statiche per verificare le condizioni di volo planato e l'atterraggio. Ci si aspetta di capire se il baricentro si colloca bene sul velivolo, se si ha portanza sufficiente e se il velivolo è ben controllabile in volo. Si verificherà poi se e quale percentuale di butterfly sia necessaria ad avere una velocità di atterraggio adeguata. Si passa poi alle virate per capire la presenza di eventuali effetti secondari dei comandi e l'escursione necessaria sulla coda per avere virata coordinata. In rollio si vuole capire se i comandi hanno un'escursione ed una dimensione sufficiente ad avere un adeguato rateo di rollio.

Seguono manovre di salita e discesa per capire anche qui se la coda ha un'escursione e dimensione sufficiente. Inoltre, eventualmente, in presenza di condizioni meteo adeguate si verificherà il comportamento al vento trasverso.

Segue poi il test di affondata (Clerx s.d.) che ci dice quale sia la stabilità longitudinale del modello. Da questo test si può dedurre la posizione del centro di gravità del velivolo che è l'informazione che vogliamo verificare. Quindi il test di affondata ci dice in modo indiretto dove si trova la posizione relativa del baricentro, non dove metterla. Per effettuare il test si inizia dalla massima altezza di lancio, si picchia con il comando di beccheggio in avanti, si rilascia lo stick e si osserva la traiettoria del velivolo. Se esso esce autonomamente dalla picchiata rapidamente, il velivolo ha un centro di gravità spostato in avanti, è stabile a beccheggio ed ha una velocità di equilibrio ben definita che è quella per cui è stato equilibrato in volo orizzontale con il trim della coda. Questa condizione è l'ideale per alianti per volo libero e piloti non esperti ed è la condizione desiderata per il nostro modello. Se il velivolo invece effettua una graduale uscita dall'affondata, siamo in condizioni intermedie fra molto stabile e neutralmente stabile. Se il velivolo resta in un'affondata di 45° esso è neutralmente stabile, cioè il baricentro si trova sul punto neutro. Questa è una buona posizione per voli veloci o competizioni di F3B, poiché l'aereo va lì dove è direzionato invece di palleggiare ogni volta che si lascia il comando. Questo significa che il velivolo deve essere costantemente mantenuto sotto controllo cambiando continuamente il beccheggio per mantenere la velocità adeguata. Per questo sarebbe necessario tenere sempre in una buona visuale il velivolo.

Se il velivolo si infila da solo in affondata o continua ad alzare il naso quando si esce dall'affondata, il velivolo ha una stabilità negativa. Quale che sia il trend di velocità, esso tenderà ad accelerare questo trend. Questo implica un velivolo molto manovrabile ma richiede un controllo computerizzato per eliminare la tendenza a divergere. In questo caso il centro di gravità è arretrato.

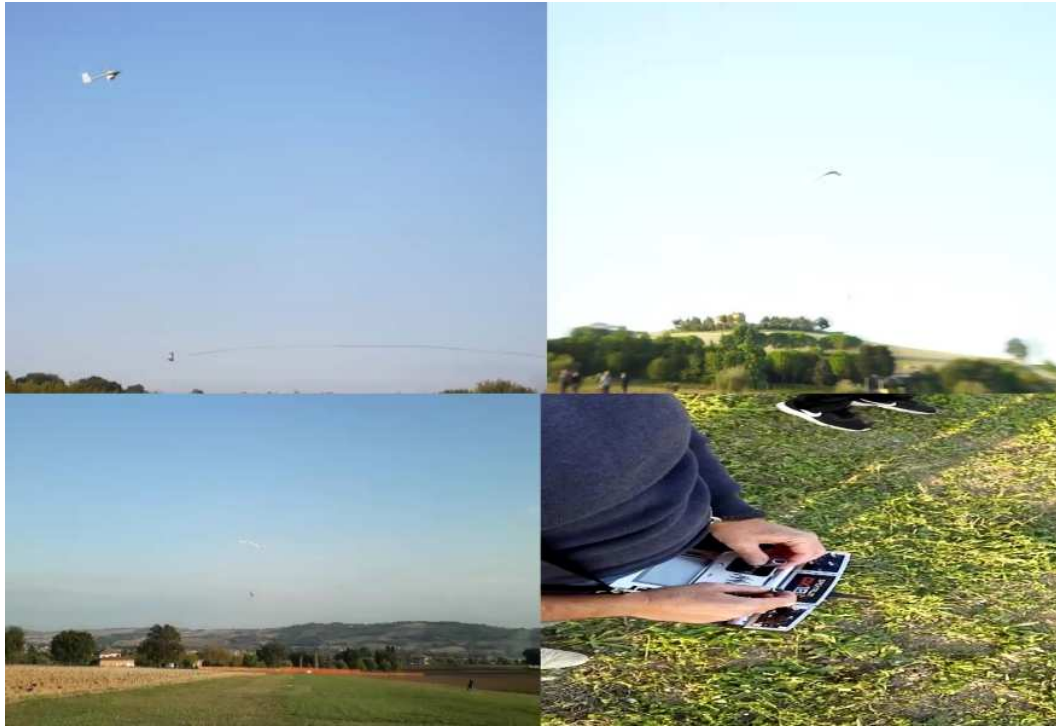
Per verificare poi la tendenza ad entrare in vite si incrociano i comandi di imbardata e rollio, si consideri che con le endplates dovrebbe fare molta più fatica a entrare in vite rispetto a senza.

Per verificare lo stallo, una volta raggiunta una quota di scurezza si aumenta l'angolo di attacco e si rallenta, si aumenta ancora l'angolo e si verifica come il velivolo si rimette dallo stallo centralizzando il cabra-picchia e tenendo sotto controllo la coda.

### **7.2.3 Prove effettuate**

La campagna di prove sperimentali è stata effettuata fra i mesi di settembre e ottobre 2017 presso l'Aviosuperficie Sant'Anna di Montecassiano (MC), coordinate 43° 21' 55" Nord, 13° 27' 30" Est, elevazione 360 ft/slm, lunghezza 600 metri, orientata 130°-310°, in discesa verso sud est e con fondo in erba.

Tutti i voli sono stati ripresi con fotocamere ad alta risoluzione da più angolazioni compresa la ripresa dei comandi imposti sul radiocomando dal pilota. Dai video sincronizzati si è fatta un'analisi nel dettaglio fotogramma per fotogramma (Con l'ausilio del software Kinovea 0.8.15) e si sono estratte delle informazioni molto utili ai fini della caratterizzazione del modello. Ai voli è spesso seguita la riparazione del modello.



**Fig. 120** Esempio di fotogramma analizzato.

Nell'ordine il velivolo viene ripreso di lato (sopra a sinistra), davanti (sopra a destra), dietro (basso a sinistra), radiocomando (basso a destra).

### 7.2.3.1 *Volo 1*

|        |                 |
|--------|-----------------|
| Data   | 21-09-2017      |
| Durata | 2.09 [s]        |
| Vento  | 2-2.5 [m/s], SE |

**Tab. 58** Parametri caratteristici del volo 1.

Il modello è stato lanciato a mano da una persona che lo teneva sollevato sopra la spalla, la velocità di sostentamento doveva essere fornita dalla corsa e dal lancio verso il basso lungo la pista in discesa. In realtà la velocità non è sufficiente al sostentamento e il velivolo ha impattato al suolo dopo il distacco da terra. Dagli ultimi istanti di volo precedenti l'impatto si nota che il modello accenna a una leggerissima risposta alla cabrata, tuttavia non ha né il tempo né la velocità necessari a permettergli di rialzare il muso per poter atterrare.

Si deduce che si dovrà utilizzare per il volo successivo un elastico per portare il modello a velocità adeguata in decollo.

Ci si è dotati quindi di un elastico da modellismo Histart per modelli con apertura alare fino a 3 metri, lungo 30 metri del diametro di 4.8 mm. Se tutto esteso a 3.5 volte la lunghezza ci si aspetta un'altezza di lancio di 45 metri. L'elastico viene fissato a terra con un picchetto e al modello mediante un anellino in acciaio. Fra l'anellino che si collega al modello e l'elastico viene

interposto un paracadute di circa 25 cm di diametro che serve a decelerare la corsa dell'elastico una volta staccatosi dal modello.

Sul sostegno in compensato sottostante il modello abbiamo posizionato quindi un gancio in acciaio armonico. La posizione e la forma del gancio necessitano di particolare attenzione. L'anellino si dovrà sganciare dal modello per gravità una volta che il modello si è adeguatamente sollevato da terra, si auspica in realtà che il modello raggiunga la quota maggiore possibile e che cioè si stacchi poco prima della perpendicolare al picchetto. Dunque la forma del gancio deve consentire sì che rimanga agganciato nella fase di traino ma che si stacchi ad una certa quota.

Il gancio deve poi essere posizionato davanti al baricentro, in modo tale che nella prima fase di traino, quando ancora non si ha velocità sufficiente al sostentamento, faccia ruotare il modello cabrandolo. Nel caso in cui sia tirato da dietro al baricentro si potrebbe avere che il modello picchia e ad angoli di portanza negativi non riesce a decollare ma viene trascinato a terra. Viceversa se tirato da una posizione molto avanzata rispetto al baricentro il modello si potrebbe impennare e sganciare o capovolgere. Per il posizionamento in (Nickel e Wohlfahrt 1994) si suggerisce di verificare dapprima l'altezza del gancio sottostante il modello, si vuole un gancio basso (fra 2 e 4 cm sotto al baricentro) per aiutare la cabrata in decollo orizzontale. Si noti che la cabrata iniziale nel lancio è inversamente proporzionale alla deflessione dei flap in alto, quindi conviene effettuare i primi lanci con deflessione nulla o quasi per non farlo impennare troppo. Di seguito si testa quale sia la distanza dal punto neutro ottimale, il valore consigliato è un 15% della corda locale in avanti rispetto al punto neutro, difatti abbiamo posizionato il gancio circa a questa distanza (192 [mm] dal bordo di ingresso). Il porsi vicino al punto neutro come suggerito necessita di una deflessione minore degli alettoni e quindi garantisce una portanza maggiore in fase di traino e cioè il raggiungimento di una quota maggiore.



**Fig. 121 Incollaggio del gancio**

### 7.2.3.2 *Volo 2*

|                   |            |
|-------------------|------------|
| Data              | 10-10-2017 |
| Durata            | 05.456 s   |
| Elastico a riposo | 10.5 m     |
| Elastico teso     | 35 m       |
| Vento             | Assente    |

**Tab. 59 Parametri caratteristici del volo 2.**

In questo volo si ricorre all'utilizzo dell'elastico di lancio per la fase di decollo. L'anello (solidale all'estremità libera dell'elastico) di aggancio al modello è molto sottile, circa 1 [mm] di diametro.



**Fig. 122 Anello di collegamento fra elastico e modello.**



**Fig. 123 Prima fase del decollo, modello soggetto a resistenza aerodinamica.**

Dopo il decollo il modello si impenna e avanza orizzontalmente facendo resistenza per circa 2 metri, poi riprende il suo assetto di salita. Fra il primo e terzo fotogramma intercorrono 0.44 [s], la quarta immagine in basso a sinistra riassume i tre angoli assunti durante la prima fase del traino.

Il modello effettua un buon decollo, mostrando un'ottima stabilità in fase di salita unitamente ad una buona capacità di risposta al comando di rollio. Tuttavia non reagisce al beccheggio impartitogli dal pilota e lo sgancio fra elastico e modello non riesce.

Prendendo in considerazione gli istanti di volo corrispondenti si è portati a pensare che l'anellino attaccato al gancio del modello e solidale all'estremità libera dell'elastico sia rimasto incastrato sul gancio perché altrimenti il modello, una volta superata la linea perpendicolare al terreno (e alla posizione del picchetto), si sarebbe dovuto sganciare automaticamente, anche senza effettuare una cabrata. Ciò può essere dovuto tanto al basso angolo di installazione del gancio rispetto alla corda in mezzeria del modello quanto alle dimensioni troppo piccole di sezione proprie dell'anello utilizzato, che avrà esercitato una elevata pressione tra gancio e pattino in legno, rimanendovi incastrato.



**Fig. 124 Particolare del gancio.**



**Fig. 125 Modello agganciato in picchiata.**

Come si evince il gancio o l'anellino andranno modificati per consentire lo sgancio, si è dunque allargato l'angolo fra gancio e compensato e si è sostituito l'anello con uno più spesso che non avesse la possibilità di restare impigliato.

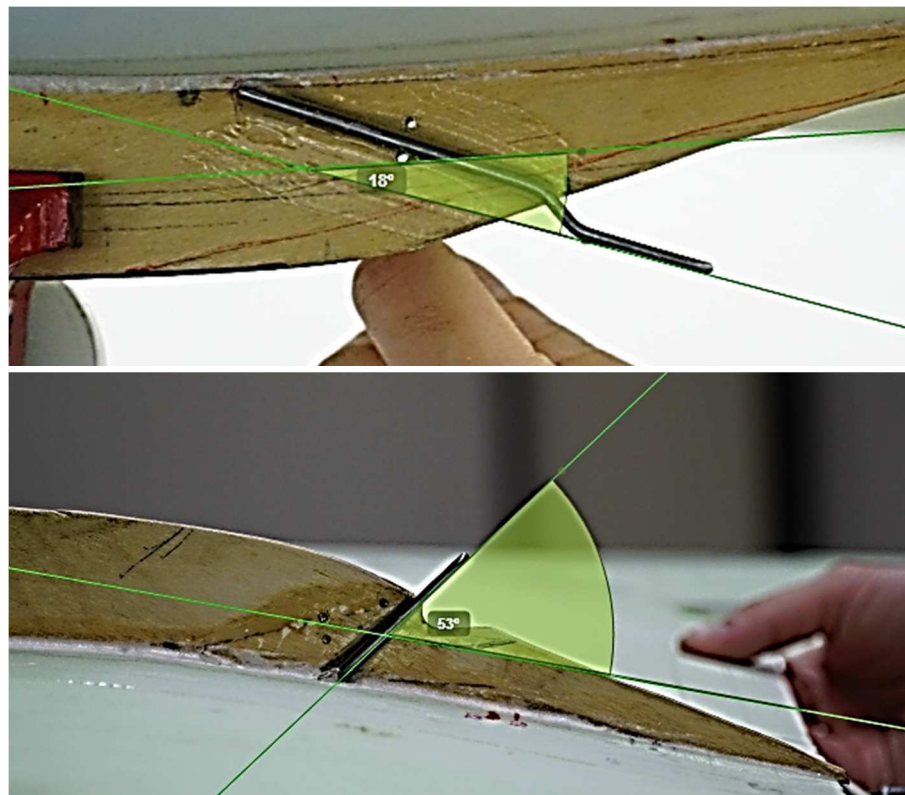


Fig. 126 Variazione dell'angolo del gancio per il decollo.

### 7.2.3.3 *Volo 3*

|                   |               |
|-------------------|---------------|
| Data              | 12-10 -2017 A |
| Elastico a riposo | 10.5 m        |
| Elastico teso     | 35 m          |
| Tensione elastico | 6kg           |

Tab. 60 Parametri caratteristici del volo 3.

Il lancio è fallito in partenza, in quanto l'anello dell'elastico che sta a contatto col gancio solidale al modello si è sganciato immediatamente. Ciò può essere dovuto tanto alla forza di tensionamento dell'elastico troppo bassa (6 [kg], misurato con un semplice dinamometro da viaggio) quanto al tipo di anello previsto per l'aggancio al modello, probabilmente a causa della sua sezione circolare a diametro troppo elevato ( $\approx 5\text{mm}$ ) che è quindi sfuggito subito dalla sua sede.

L'anello è stato pertanto sostituito, dopo l'impatto, con un anello a sezione rettangolare (diagonale  $\approx 2\text{mm}$ ).

#### 7.2.3.4 *Volo 4*

Lancio del 12-10 B

|                   |               |
|-------------------|---------------|
| Data              | 12-10 -2017 B |
| Durata            | 10.963 s      |
| Elastico a riposo | 10.5 m        |
| Elastico teso     | 35 m          |
| Tensione elastico | 8.5 kg        |

**Tab. 61 Parametri caratteristici del volo 4.**

In questo volo il modello si è sganciato ed ha planato adeguatamente. La planata avviene senza sentire bene il comando di beccheggio, segue una ampia virata a destra ed un atterraggio veloce e leggermente picchiato che porta a rottura di un'ala. Si percorre una distanza complessiva di circa 160 metri dal punto di decollo. Si noti che in questo secondo tentativo di lancio i flap sono disattivati e bloccati nella loro posizione con deflessione ad angolo nullo, perché dopo l'impatto col suolo avvenuto al tentativo di lancio precedente un servocomando del flap si era dissaldato. Dunque durante l'analisi del volo si deve considerare il mancato apporto di controllo associato ai flap.

Il modello risponde bene al comando di rollio. La planata risulta comunque pulita e priva di disturbi, con velocità di volo medio alta per un modello di 1,4m di span e carico alare 37 [g/dm<sup>2</sup>].



**Fig. 127 Stima grafica della velocità in volo planato.**

I due fotogrammi sono presi a 0.32 [s] di differenza, il velivolo percorre 170 [cm] in questo intervallo di tempo, confrontando la misura con la dimensione laterale del modello, quindi si ha una stima della velocità di 5 [m/s].

Si nota una certa inerzia al rollio negli istanti precedenti l'impatto col suolo, quando il modello è rollato a dx e il pilota cerca di correggerlo con lo stick del rollio a sx. Anche ciò può essere imputato al mancato apporto di momento a rollio attribuito ai flap inattivi, riducendo la superficie di comando dei flapperoni.

Il beccheggio è carente poiché la coda e i soli alettoni, funzionando da elevoni durante il comando di cabra ma non supportati dai flap (inattivi), evidentemente non hanno abbastanza superficie per risultare efficaci nel beccheggio del modello.

Da queste considerazioni si è dunque pensato di arretrare il baricentro a 199 mm dal bordo di ingresso (differenza di 3 mm rispetto al precedente) in modo da ridurre il valore di margine statico e rendere così il modello più maneggevole (Margine Statico = 14.2%) con una massa complessiva di 1221 [g]



### 7.2.3.5 *Volo 5*

|                   |              |
|-------------------|--------------|
| Data              | 19-10-2017 A |
| Durata            | 12.355 s     |
| Vento             | 2 - 2.5 m/s  |
| Tensione elastico | 9.25 kg      |

**Tab. 62 Parametri caratteristici del volo 5.**

Il velivolo si sgancia quasi subito, ben prima di aver raggiunto la perpendicolare al picchetto.



**Fig. 128 Fotogramma coincidente con lo sgancio 1.**

Il modello sale bene, vira a sinistra e cabra contemporaneamente. Ritorna verso il pilota con vento in coda, il pilota cabra ulteriormente, sembra stallare a pochi metri di altezza, picchia senza riuscire a riprendersi dallo stallo, si rompe l'ala destra. In generale è molto rapido e reattivo ai comandi.

Per il movimento di beccheggio il velivolo risponde con una certa inerzia alla cabrata perché il baricentro risulta essere ancora avanzato rispetto alla posizione ideale, lo si può capire infatti dalla tendenza a volare livellato pur agendo costantemente sul cabra (comando tutto cabrato).

Per quanto riguarda la virata invece il modello risponde bene a rollio.

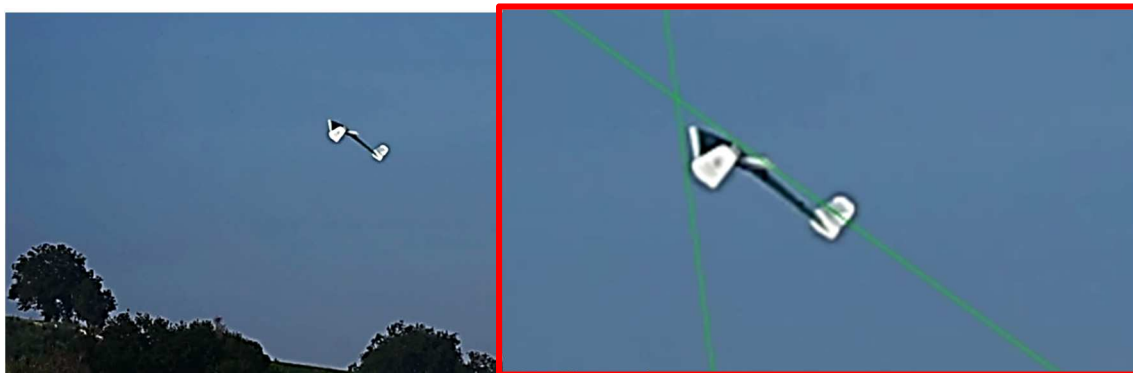


**Fig. 129 Manovra di rollio del modello.**

I fotogrammi in figura sono presi a 0.60 [s] di differenza, nel mezzo è avvenuto il rollio e cabrata da assetto inclinato a destra ad assetto cabrato e inclinato a sinistra.

Nella virata, favorita dal vento contrario, è possibile notare come il rollio, nonché il differenziale sul mixaggio dei flapperoni, favoriscano la cabrata apportando un contributo aggiuntivo al momento di beccheggio.

Nella fase di stallo, che avviene ad un assetto molto angolato, dovuto alla cabrata del pilota e alla ridotta velocità di volo, il velivolo non risponde al comando di rollio ad indicare che il flusso è separato lungo tutta l'estensione dell'ala. Inoltre il modello dopo circa 1.1 s di assetto molto cabrato comincia la fase di picchiata autonomamente, ancor prima che il pilota ne corregga l'assetto andando a picchiare con lo stick. Inoltre quest'ultimo comando di beccheggio risulta essere troppo ridotto per essere inteso come la causa di picchiata del modello, in rapporto alla effettiva rapidità con cui il modello è passato dall'assetto cabrato a totalmente picchiato, lasciando intendere la presenza dello stallo.



**Fig. 130 Particolare dell'angolo di stallo.**

Lo stallo quindi avviene di muso, in modo intrinsecamente sicuro e morbido, se il naso cade per primo, si rompe l'assetto che ha portato allo stallo e si ha la possibilità di recuperare autonomamente (se si ha quota sufficiente, come non è il nostro caso). Inoltre i comandi hanno un'escursione sufficiente a portare il velivolo in quell'assetto, cosa affatto comune nella media dei velivoli senza coda.

### 7.2.3.6 *Volo 6*

|                   |                |
|-------------------|----------------|
| Data              | 19-10-2017 B   |
| Durata            | 08.006 s       |
| Vento             | 2 - 2.5 m/s SE |
| Tensione elastico | 8.5 kg         |

**Tab. 63 Parametri caratteristici del volo 6.**

Per il decollo ci si è posizionati, come per il volo precedente, in direzione obliqua rispetto alla direzione della pista, con un orientamento a SE, in modo da lanciare il modello controvento.

In questo volo si è aumentata la lunghezza (a riposo) dell'elastico rispetto al volo precedente (da 10m a 15m) poiché nel volo precedente il modello si era sganciato relativamente presto, dunque una lunghezza maggiore di cavo avrebbe consentito di raggiungere una quota maggiore. In realtà il modello si è sganciato prima e più in basso rispetto alle previsioni probabilmente a causa della minor tensione dello stesso (da 9.25 [kg] a 8.5 [kg]). In breve il modello sale bene, si sgancia,

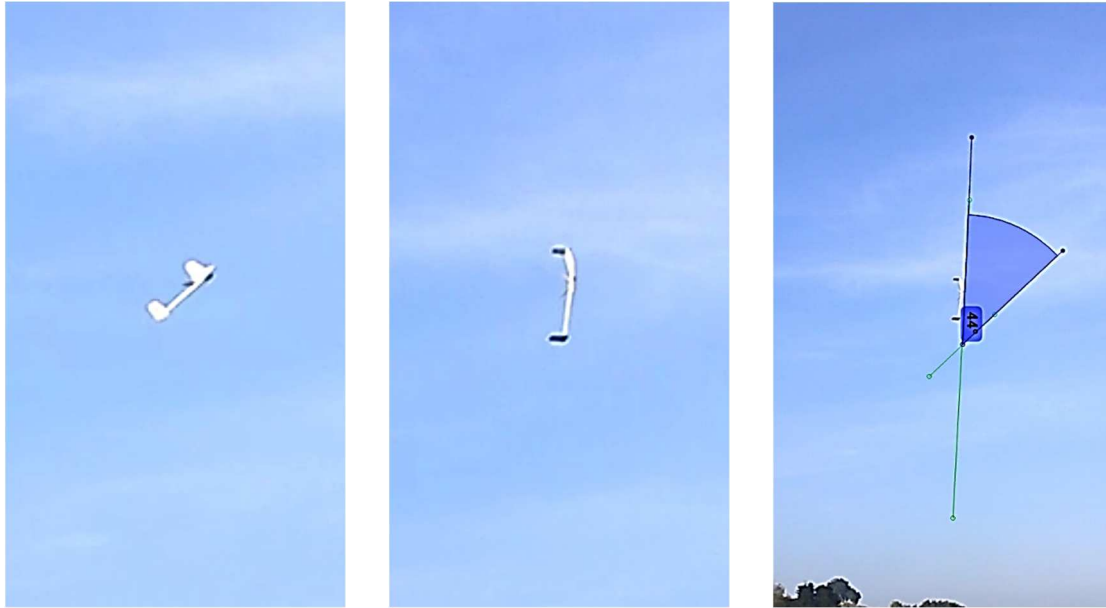
vira a destra accompagnando la virata con una cabrata, si mette perpendicolare al terreno, si raddrizza poi parallelo al terreno mentre scende. Il modello non riesce a richiamare ed atterra pesantemente con assetto ancora troppo picchiato e rapido. Si ha una rottura del pezzo centrale.



**Fig. 131** Fotogramma coincidente con lo sgancio 2.

Da una preliminare analisi dell'immagine si vede che prendendo una misura nota di riferimento ed un probabile rapporto prospettico il modello si sgancia a circa 8 metri di altezza.

In volo il modello si è mostrato da subito reattivo al comando di rollio. Al contrario, la risposta alla cabrata risulta ancora non accettabile, infatti in conseguenza delle prime correzioni di rollio in volo livellato il modello tende a perdere quota. All'inizio della virata a coltello si nota come il modello tenda prima ad alzare il muso e successivamente ad avviare la rollata, come se il comando di cabrata (impostato con curva esponenziale) sia efficace solo ad elevati gradi di deflessione degli elevoni e dopo che il modello abbia raggiunto una certa velocità (perdita di quota → incremento velocità). Al contempo si potrebbe pensare che il contributo di cabrata non sia dato esclusivamente dagli elevoni ma anche dal rollio, che produce un momento di pitch aggiuntivo. Infatti azionando contemporaneamente cabra e rollio, sulla semiala destra i flapperoni raggiungono un angolo di deflessione in su maggiore rispetto al caso in cui fosse azionata solo la cabrata senza rollio.



**Fig. 132 Rateo di rollio del modello.**

I primi due fotogrammi in figura sono presi a 0.47 [s] di differenza, nel terzo si ricava graficamente l'angolo percorso, con un rateo di rollio di circa 90 [°/s].

Nella fase finale del volo, mentre il modello perde quota in picchiata, si nota una certa inerzia dello stesso a rispondere al momento di rollio, inerzia ancora più marcata nella risposta a beccheggio. Probabilmente il ritardo a rollio è dovuto ancora una volta al fatto che siano azionati allo stesso tempo cabra e rollio (a sinistra). In effetti il contributo degli elevoni a cabrare diminuisce la deflessione in giù dei flapperoni sull'ala destra, diminuendo la portanza effettiva della stessa, ostacolando dunque la rollata a sinistra.

Da qui deriva la deduzione che il contributo alla cabrata da parte della coda a V, che dovrebbe sopperire proprio a questa mancanza di componente di pitch durante la virata a comandi cabra/roll simultanei, risulta inefficiente, o per lo meno di lieve entità.

Si può pensare ad una maggiorazione della superficie dei comandi tanto della coda quanto di alettoni e flap.

In definitiva dalle prime prove di volo, che andranno comunque integrate con prove successive, si deduce che il modello in generale vola bene ed è abbastanza equilibrato. Esso è tuttavia troppo veloce (benché questo fosse già evidente dalla simulazione) e poco efficiente, vale a dire che la perdita di quota con la distanza percorsa è notevole.

Il comportamento allo stallo è sicuro e i comandi hanno un escursione sufficiente per controllare assetti molto angolati.

La coda e in generale i comandi per comandare il movimento di beccheggio hanno poca efficacia. Si suggerisce dunque di aumentare la superficie di tutti i comandi dal 25% al 30% della corda o superiore.

La coda potrebbe essere o maggiorata o inclinata di angolo maggiore di 3°. In effetti essa dovrà compensare anche l'effetto picchiante della turbina installata superiormente.

Infine il baricentro potrebbe essere spostato indietro di alcuni millimetri.

Questo può avere due significati:

- il punto neutro calcolato con XFLR5 è in realtà più avanzato di quello reale, dunque il baricentro si può indietreggiare (diminuendo la zavorra necessaria e quindi il carico alare e la velocità di volo).
- il baricentro che abbiamo scalato considerando di posizionare nell'ala dei motori scalati con la scala ottenuta fra le corde medie aerodinamiche di velivolo e modello (1:3.313) può essere indietreggiato ulteriormente, indicando che una scala dei motori 1:3 può andare bene anche nel modello.

In entrambi i casi le deduzioni sono a favore della realizzabilità del velivolo o comunque conservative, in quanto la freccia che si era impostata per indietreggiare il punto neutro il più possibile potrebbe in realtà essere leggermente ridotta.

Inoltre il fatto significativo è che la simulazione con il metodo dei pannelli ci pone in sicurezza con un margine statico reale maggiore di quello previsto.

Va detto che questa prima campagna di prove non descrive esaustivamente il comportamento del modello in volo, mancano all'appello (per mancanza di tempo) le prove per testare la stabilità dinamica come il test di affondata e di vite oltre che il volo con vento trasverso.

Il prossimo passo è sicuramente la strumentazione del modello per acquisire mediante GPS le velocità durante il volo e mediante una IMU le accelerazioni angolari nei tre assi da correlare ai comandi impartiti dal pilota.

Per il prossimo modello sarà poi necessario incrementare adeguatamente l'area, soprattutto nella sezione dove son presenti i motori per ridurre la velocità di volo. Si avrà dunque un modello con freccia minore, superficie alare maggiore e magari con i profili di tip leggermente più svergolati (passando da  $-3.5^\circ$  a  $-4.5^\circ$  per esempio). Questo dovrebbe consentire di aumentare l'angolo di volo di equilibrio e quindi il CL di volo e quindi diminuire la velocità.

Inoltre si suggerisce di aumentare l'angolo di diedro per aumentare la stabilità a rollio, si può conferire alla prima rastremazione un diedro di  $2^\circ$  e alla seconda un diedro di  $4^\circ$ .



**Fig. 133** Modello sul campo.



# Capitolo 8

## 8. CONCLUSIONI

---

In questo lavoro si è voluto fornire un approccio scientifico approfondito a quello che è l'uso degli aeromobili a pilotaggio remoto per la diagnosi non distruttiva di sistemi energetici e per svariate applicazioni di ricerca. Si è partiti dall'analisi di quanto si fa attualmente mediante i droni, in particolare per la diagnosi non distruttiva dei difetti nel settore eolico. Le attuali tecniche di indagine, cioè l'ispezione delle pale per mano di tecnici su fune non sono più adeguate, in termini di rischio, affidabilità e ripetibilità delle analisi, oltre che, soprattutto, per i tempi di fermo della macchina. Dunque in questo campo è divenuto importante cercare soluzioni alternative, adattando quelle che sono le attuali tecniche di indagine o sviluppando nuovi metodi per portarle in essere. Si è visto che si hanno già applicazioni commerciali di indagine mediante aeromobili a pilotaggio remoto. Nel panorama attuale la quasi totalità delle indagini avviene attraverso delle camere che operano nel visibile. Le analisi risultano affidabili ma si limitano alla rilevazione dei difetti superficiali. Ecco quindi che l'applicazione della termografia per andare più in profondità e per avere cognizione di quale sia la struttura sottostante della pala e quindi il substrato su cui si possono generare dei difetti diventa interessante. In particolare si ipotizza l'uso di una termografia di tipo attivo che fa uso del riscaldamento giornaliero come input termico. In realtà ad oggi la termografia non viene usata in modo quantitativo in campo e dunque è necessario indagare ulteriormente in questo settore. Si stanno facendo dei passi verso l'automatizzazione tanto dell'acquisizione delle immagini quanto della guida autonoma del drone per la scansione mediante algoritmi di controllo ad hoc. Si sono dunque poste le basi per l'uso dei droni in questo settore.

Come intuibile l'uso dei droni coinvolge una serie di competenze diversificate, si va dall'aerodinamica all'elettronica al controllo fino alle competenze strettamente legate alla misura che si vuole mettere in atto attraverso il mezzo aereo. In questo contesto è nato presso l'Università Politecnica delle Marche un progetto interdipartimentale denominato A.D.E.L.E. (Aerial Drone for Environmental and Energy Researches). L'idea era quella di unire tutte le competenze necessarie.

L'obiettivo era quello di progettare e realizzare un velivolo a controllo remoto che servisse a diverse esigenze di misura. Si va dalla manutenzione nel settore eolico, e fotovoltaico, alla rilevazione dell'elevazione del terreno per applicazioni topografiche, alla rilevazione di sorgenti acustiche, al monitoraggio di variabili biofisiche della vegetazione fino al monitoraggio della qualità dell'aria. Dunque il velivolo in oggetto doveva rispondere ad una serie di requisiti diversi per poter effettivamente portare a termine le diverse modalità operative.

Le due esigenze principali erano in primo luogo quella di poter sorvolare ampi spazi, con una ampia autonomia, per esempio per la rilevazione del terreno o il monitoraggio acustico di un territorio. L'altra esigenza era quella di stazionare a punto fisso, per esempio per campionare l'aria o per scansionare le turbine eoliche, dopo averle raggiunte. Si vede che le due esigenze

sono apparentemente contrastanti e si possono realizzare mediante velivoli completamente diversi.

Nel primo caso si ha necessità di un velivolo ad ala portante, ad alta efficienza, con un ampio range operativo in termini di spazio e di tempo di volo. Nel secondo caso si ha necessità di un velivolo che si sostenta grazie a delle eliche ad asse verticale, per esempio quello che viene comunemente chiamato multicottero.

L'idea principale quindi è stata quella di unire i pregi di entrambe le soluzioni, progettando un velivolo cosiddetto VTOL, che ingloba le eliche all'interno delle ali e che trasla in orizzontale mediante un motore spingente, che può quindi decollare e stazionare in hovering e spostarsi su lunghe distanze lavorando a portanza.

Il mio lavoro si è concentrato sulla progettazione di questo velivolo innovativo, che presentava una serie di vincoli e di accortezze aerodinamiche significativi. Si è scelto di realizzare un velivolo cosiddetto senza coda, in cui la fusoliera è integrata nell'ala, per convenienza aerodinamica e costruttiva. Nell'ala saranno quindi integrati i sensori di misura e i sistemi di controllo del velivolo. Si è fatta quindi un'analisi aerodinamica sia dei profili più adatti che di tutte le accortezze aerodinamiche che in questo tipo di velivolo non sono ausiliarie ma necessarie al volo, a partire dalle winglets che in un velivolo a basso allungamento come il nostro diventano cruciali per l'ottenimento dell'angolo di volo desiderato. La pianta a freccia che risponde ad esigenze di stabilità, combinata allo svergolamento dei profili di punta.

La progettazione ha dato luogo ad una configurazione non convenzionale anche fra le ali volanti, in effetti mentre di solito si abbina una pianta dritta a profili con coefficiente di momento positivo e una pianta a freccia a profili più che altro svergolati invece che reflex, nel nostro caso si è realizzata una soluzione in cui i vantaggi di entrambi si fondono. La pianta dritta con coefficienti di momento positivi su tutta l'ala a generare stabilità è in effetti molto soggetta a oscillazioni rapide sull'asse di beccheggio oltre che avere un range molto limitato di escursione del baricentro. La pianta a freccia che abbiamo scelto serve per ospitare i motori ma i profili di punta non si sono svergolati esageratamente come si fa diffusamente. Lo svergolamento geometrico della punta dell'ala verso il basso impedisce di fatto che i profili lavorino tutti entro lo stesso range di angoli di attacco, e quindi è impossibile che lavorino tutti alla massima efficienza. Per ovviare a questo tuttavia si è dovuto far uso di profili reflex anche in estremità, in questo modo in effetti si fa sì che tutta l'ala contribuisca in ugual modo alla generazione di stabilità. L'artefice della stabilità non è solo lo svergolamento delle punte né il coefficiente di momento dei profili ma i due effetti si combinano, a favore dell'efficienza aerodinamica e della stabilità dinamica. Il risultato è sicuramente un velivolo molto delicato e unico nel suo genere.

A questa fase è seguita l'analisi dei carichi e quindi il dimensionamento del longherone, su cui si concentrano la massima parte di essi, sia in volo orizzontale che verticale. In realtà il longherone è stato dimensionato per occupare tutto lo spessore del profilo e per questo presenta una sezione resistente che può essere ridotta e resistere comunque al carico massimo, a favore di un peso che si può ridurre dunque.

Il longherone è in fase di realizzazione per effettuare il test a rottura preliminare applicando i carichi distribuiti così come indicato dall'involuppo di volo e dalla distribuzione di carico teorica.

A seguire si è fatto un primo dimensionamento sia della propulsione che di tutti i sistemi di controllo. Si è aggiunta al velivolo una coda a V che servisse da grado di controllo ausiliario nel



momento in cui si introdurranno i motori, il cui effetto in termini di variazione di coefficienti di portanza, resistenza, momento, viene studiato in parallelo da un altro gruppo di ricerca.

Il baricentro del velivolo che deve essere raggiunto tanto per la stabilità in volo orizzontale quanto per la stabilità in verticale è effettivamente ottenibile considerando una realistica stima del peso di tutti gli elementi dimensionati che sono in realtà tutti gli elementi che ad ora è possibile prevedere sul velivolo.

In seguito considerando il peso degli strumenti necessario all'analisi dell'aria e la necessità di campionare in hovering si è reso necessario progettare un drone multicottero che avesse una possibilità di carico maggiore. Una volta progettato questo velivolo, si sono acquistati i motori, le batterie e tutti i pezzi necessari al controllo. Siamo in grado nel prossimo futuro di realizzare il drone quadricottero, di realizzare il manuale di volo del mezzo, mettere a punto la programmazione del controllore di volo e quindi di testare il mezzo in volo. Lo strumento di analisi è stato acquisito e a breve sarà possibile eseguire misure della qualità dell'aria, in volo, sul mezzo che è stato pensato ad hoc.

Nell'ultima fase del lavoro si è realizzato il modello in scala 1:3 del velivolo progettato. La fase sperimentale è uno strumento di lavoro necessario alla progettazione vera e propria e non è un passaggio conclusivo di semplice verifica. In effetti la simulazione con il metodo dei pannelli fa una serie di approssimazioni che, soprattutto per un velivolo non convenzionale come il nostro, devono essere verificate sul campo. Come si legge in (Nickel e Wohlfahrt 1994) sui velivoli senza coda spesso il test in volo riserva delle sorprese, è per questo che nella progettazione ci siamo avvalsi di una serie di indicazioni tratte da prove di volo di ali volanti notevoli. In fase realizzativa si sono implementate e apprese una serie di soluzioni e accorgimenti costruttivi da replicare nel velivolo reale in prima analisi.

Il velivolo in scala ha fatto il suo volo inaugurale di successo il 12 Ottobre 2017. Le prove di volo hanno mostrato che il velivolo può effettivamente volare, senza disturbi, oscillazioni o instabilità evidenti in nessuno degli assi di rotazione del velivolo. Il modello presenta una velocità alta e una elevata reattività sull'asse di rollio. Sull'asse di beccheggio invece è necessario intervenire in quanto ha una controllabilità troppo bassa, sarà necessario indietreggiare il baricentro in prima analisi e poi aumentare l'area delle superfici di controllo. In effetti se l'indicazione che si trae dal modello è che il baricentro può indietreggiare, si deduce che in realtà il rapporto delle spinte dei motori anteriori e posteriori si può riequilibrare leggermente verso valori di spinta più alti dietro. O ugualmente si può diminuire la freccia alare spostando leggermente in avanti il punto neutro, in modo da diminuire comunque la distanza fra baricentro e punto neutro che è indice di manovrabilità longitudinale del velivolo. In sostanza si è visto che attualmente il velivolo è troppo stabile e anzi quasi inerte al beccheggio. Il rischio maggiore che si correva era invece l'instabilità. Questo è indice del fatto che le scelte che si sono portate avanti sono state fin troppo conservative, si traccia dunque la strada per pesare adeguatamente queste scelte nella realizzazione del modello definitivo.

Dunque si è dimostrata la fattibilità aerodinamica del prototipo reale con i primi test sul modello. Siamo in grado di dire che la strada percorsa fa supporre delle concrete possibilità per la realizzazione di questo velivolo VTOL unico nel suo genere.

È necessario proseguire con l'attività delle prove di volo, parallelamente alla correzione di alcuni parametri come indicato dalle prime prove. In particolare va caratterizzata la risposta alle manovre in modo non più qualitativo ma quantitativo, andando a strumentare il modello con un

controllore di volo che venga addestrato a riconoscere gli input sui servocomandi e la risposta dinamica del modello, per essere poi esportato sul velivolo reale.

In futuro per quanto riguarda la manutenzione delle turbine eoliche è necessario progettare delle prove di acquisizione nel visibile come primo passo. In effetti l'Università con il progetto A.D.E.L.E. si è dotata di piloti certificati e queste operazioni si possono svolgere internamente, con una relativa facilità. A seguire si abbinerà la rilevazione nell'infrarosso, per verificare se in effetti i ritmi di riscaldamento giornalieri presenti nel nostro territorio possono essere utili per valutare i difetti nel transitorio termico.

Il drone per trasportare l'analizzatore di gas è in una fase di realizzazione, dunque si prevede di poter effettuare le misure di tipo ambientale già nei mesi seguenti alla scrittura di questo elaborato.

Per il completamento del progetto A.D.E.L.E., si deve procedere a dimensionare adeguatamente tutta la generazione e distribuzione di potenza. Inoltre il sistema di controllo deve essere realizzato ad hoc da personale competente in materia.

Sulla base delle simulazioni fluidodinamiche in corso e dei test in galleria del vento dei fori per i motori sulle ali si dovrà correggere eventualmente la pianta ulteriormente.

In parallelo altri gruppi di lavoro all'interno del progetto metteranno a punto la misura nelle diverse missioni operative con gli strumenti adeguati, sia per le analisi geografiche, che per il rilevamento delle sorgenti acustiche e nel campo iperspettrale.

Infine questi strumenti verranno integrati adeguatamente nel velivolo reale per rispondere effettivamente agli obiettivi del progetto A.D.E.L.E.

Si sono quindi poste le basi per avvalersi di alcune possibilità che il volo, mediante dei mezzi aeromobili a pilotaggio remoto, offre largamente, anche per la ricerca in campo energetico.



## 9. REFERENZE

---

- Clerx, Ben. s.d. «Center of Gravity and Dive testing». Consultato 30 ottobre 2017. [http://www.orlandobuzzards.org/?page\\_id=1629](http://www.orlandobuzzards.org/?page_id=1629).
- Craft, D.G., e C.E. Thompson. 2017. *Wind tower and wind farm inspections via unmanned aircraft systems*. Google Patents. <https://www.google.com/patents/US9759200>.
- Deperrois, André. 2009. «Results VS Prediction: About XFLR5 calculations and experimental measurements».
- 2013. «XFLR5 v6.02 Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers».
- Drela, Mark, e Harold Youngren. 2001. «XFOIL 6.9 User Primer». XFOIL 6.9 User Primer. 30 novembre 2001. [http://web.mit.edu/aeroutil\\_v1.0/xfoil\\_doc.txt](http://web.mit.edu/aeroutil_v1.0/xfoil_doc.txt).
- «eCalc RC Calculator». s.d. <https://www.ecalc.ch/index.htm>.
- ENAC. 2017. *Regolamento Mezzi Aerei a Pilotaggio Remoto*.
- Frati, Stelio. 1946. *The Glider*. <http://www.seqair.com/TheGlider/TheGlider.html>.
- Galleguillos, C., A. Zorrilla, A. Jimenez, L. Diaz, á. L. Montiano, M. Barroso, A. Viguria, e F. Lasagni. 2015. «Thermographic Non-Destructive Inspection of Wind Turbine Blades Using Unmanned Aerial Systems». *Plastics, Rubber and Composites* 44 (3):98–103. <https://doi.org/10.1179/1743289815Y.0000000003>.
- Gudmundsson, Snorri. 2014. *General aviation aircraft design applied methods and procedures*. 1st ed. Amsterdam: BH, Butterworth-Heinemann/Elsevier.
- Heggem, Hans Erik. 2017. «Autonomous Wind Blade Inspection». Master of Science in Cybernetics and Robotics, Norwegian University of Science and Technology.
- Hepperle, Martin. 2008. «Aerodynamics of Model Aircraft». Aerodynamics of Model Aircraft. 16 febbraio 2008. <https://www.mh-aerotoools.de/airfoils/index.htm>.
- Høglund, Sondre. 2014. «Autonomous Inspection of Wind Turbines and Buildings using an UAV». Master of Science in Engineering Cybernetics, Norwegian University of Science and Technology.
- Huiyi, Zhang. 2016. «Reducing Uncertainty in Wind Turbine Blade Health Inspection with Image Processing Techniques». PhD Thesis, Wind Energy Science, Engineering, and Policy, Iowa State University.
- «KDEDirect». s.d. Commerciale. Consultato 15 ottobre 2017. <https://www.kdedirect.com/>.
- Krankenhagen, Rainer, Mathias Röllig, Tamara Worzewski, e Manoucher Doroshtnasir. 2016. «Thermographic rotor blade inspection from larger distances – a promising tool for the maintenance of wind turbines». In *Proceedings of the 19th WCNDT, We.4.D.4.*, 1 – 8.
- Ley, Obdulia, Manny Butera, e Valery Godinez. 2012. «Inspection of composite structures using line scanning thermography». In , a cura di Douglas Burleigh e Gregory R. Stockton, 835406. <https://doi.org/10.1117/12.919176>.
- Ley, Obdulia, Manny Butera, Valery Godinez, e Simon Chung. 2012. «Assessing Impact Damage on Composites Using Line Scanning Thermography». *Advanced Materials and Processes* 170:20–25.
- Maldague, Xavier. 2001. *Theory and practice of infrared technology for nondestructive testing*. Wiley series in microwave and optical engineering. New York: Wiley.
- Manohar, Arun, e Francesco Lanza di Scalea. 2013. «Detection of Defects in Wind Turbine Composite Blades Using Statistically Enhanced Lock-In Thermography». *Structural Health Monitoring: An International Journal* 12 (5–6):566–74. <https://doi.org/10.1177/1475921713498531>.
- Melnyk, S.I., I.G. Tuluzov, e A.S. Melnyk. 2014. «Method of remote dynamic thermographic testing of wind turbine blades». In . QIRT Council. <https://doi.org/10.21611/qirt.2014.037>.

- Naderhirn, M., e P. Langthaler. 2014. *Method and System for Inspecting a Surface Area for Material Defects*. Google Patents. <https://www.google.com/patents/US20140168420>.
- Nickel, Karl, e Michael Wohlfahrt. 1994. *Tailless aircraft in theory and practice*. London: Edward Arnold.
- Ricci, Renato. s.d. «Alette di estremità nel volo a vela».
- Stege, J. 2012. *Method to inspect components of a wind turbine*. Google Patents. <https://www.google.com/patents/US20120300059>.
- Sun, J. G. 2006. «Analysis of Pulsed Thermography Methods for Defect Depth Prediction». *Journal of Heat Transfer* 128 (4):329. <https://doi.org/10.1115/1.2165211>.
- Yang, Bin, Lixin Zhang, Weidong Zhang, e Yibo Ai. 2013. «Non-destructive testing of wind turbine blades using an infrared thermography: A review». In , 407–10. IEEE. <https://doi.org/10.1109/ICMREE.2013.6893694>.
- Yang, Ruizhen, Yunze He, e Hong Zhang. 2016. «Progress and Trends in Nondestructive Testing and Evaluation for Wind Turbine Composite Blade». *Renewable and Sustainable Energy Reviews* 60 (luglio):1225–50. <https://doi.org/10.1016/j.rser.2016.02.026>.
- Zell, H., V. Carl, e Heliscan GmbH. 2012. «Wind Turbine Inspection - New Methods of Remote Non-destructive Inspection of Rotorblades». *DEWI-Magazin. Windenergie* 40.
- Zeng, Zhi, Ning Tao, Li Chun Feng, Ye Shu Li, e Cun Lin Zhang. 2011. «Relative Thermal Contrast Analysis in the Inspection of Wind Turbine Blades Using Pulsed Thermography». In *Advanced Measurement and Test*, 301:591–596. Advanced Materials Research. Trans Tech Publications. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMR.301-303.591>.
- Zhao, Shi bin, Cun-lin Zhang, Nai-ming Wu, Yu-xia Duan, e Hao Li. 2009. «Infrared thermal wave nondestructive testing for rotor blades in wind turbine generators non-destructive evaluation and damage monitoring». In , a cura di Jeffery Puschell, Hai-mei Gong, Yi Cai, Jin Lu, e Jin-dong Fei, 73831W. <https://doi.org/10.1117/12.835123>.