

POLITECNICO DI TORINO
Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale

*Preliminary Design and Analysis
of a Fixed Wing UAV for Photogrammetry
Applications*

Disegno ed Analisi Preliminare di un UAV ad ala fissa per applicazioni
di Fotogrammetria Aerea



Relatore:

Prof. Paolo Maggiore

Tutor Aziendale:

Ing. Gaetano Massari

Candidato:

Federico Scussat

Marzo/Aprile 2021

Prefazione

Il seguente lavoro, nasce in collaborazione con la *Aerialclick*, azienda che opera nel campo dei servizi e della progettazione di UAV per varie applicazioni.

L'idea che sta alla base della tesi è quella di definire l'architettura di un drone tutt'ala destinato ad applicazioni di fotogrammetria Aerea.

Il lavoro si focalizza principalmente sull'aspetto delle performance e della loro verifica preliminare, lasciando poi ad una seconda analisi, che tuttavia esula dal contenuto di questa tesi, lo studio della stabilità longitudinale e latero-direzionale.

In primo luogo, si è proceduto ad uno studio di quello che è lo stato dell'arte relativo al mercato dei velivoli *flying wing*, al fine di individuarne le caratteristiche e le principali tipologie di architetture.

Dall'analisi di mercato, sono state individuate tutta una serie di informazioni utili al dimensionamento ed alla stima di alcune caratteristiche, necessarie al fine di piazzare il drone oggetto di studio nello spazio di mercato occupato dai competitor.

Successivamente allo studio di mercato, l'attenzione si pone sull'analisi dei vincoli, necessaria a stimare il punto di progetto in termini di carico alare e rapporto peso potenza, che costituiscono il punto di partenza per la stima di superficie alare e potenza massima necessaria al soddisfacimento dei requisiti di progetto.

Noti i requisiti di progetto, la superficie alare e la potenza richiesta, verrà effettuata una valutazione economica utilizzando il modello di *Eastlake*, riadattato per velivoli di tipo elettrico.

Nota la superficie alare, si procede al dimensionamento preliminare dell'ala, andando ad impostare le grandezze tipiche che caratterizzano l'ala, fra cui ovviamente il profilo alare.

Al fine di valutare in prima battuta la bontà delle scelte progettuali, la configurazione alare scelta, verrà valutata attraverso uno script *Matlab*® che implementa la teoria della linea portante.

Altro componente da valutare a seguito dell'analisi dei vincoli è il sistema propulsivo.

Le caratteristiche del motore verranno stimate attraverso l'applicazione *eCalc*®, che consente, scelta la tipologia di motore e la valutazione delle sue prestazioni. Sempre utilizzando *eCalc*® abbiamo una valutazione di massima del centro di pressione dell'ala.

Nota la geometria alare e la tipologia di motore da utilizzare, si passa all'individuazione dell'avionica di bordo.

Scelti i componenti verranno valutati le rispettive masse ed ingombri e tali informazioni verranno utilizzate al fine di posizionare opportunamente i componenti in modo da valutare, almeno in prima approssimazione un opportuno margine statico, scelto in analogia a velivoli simili.

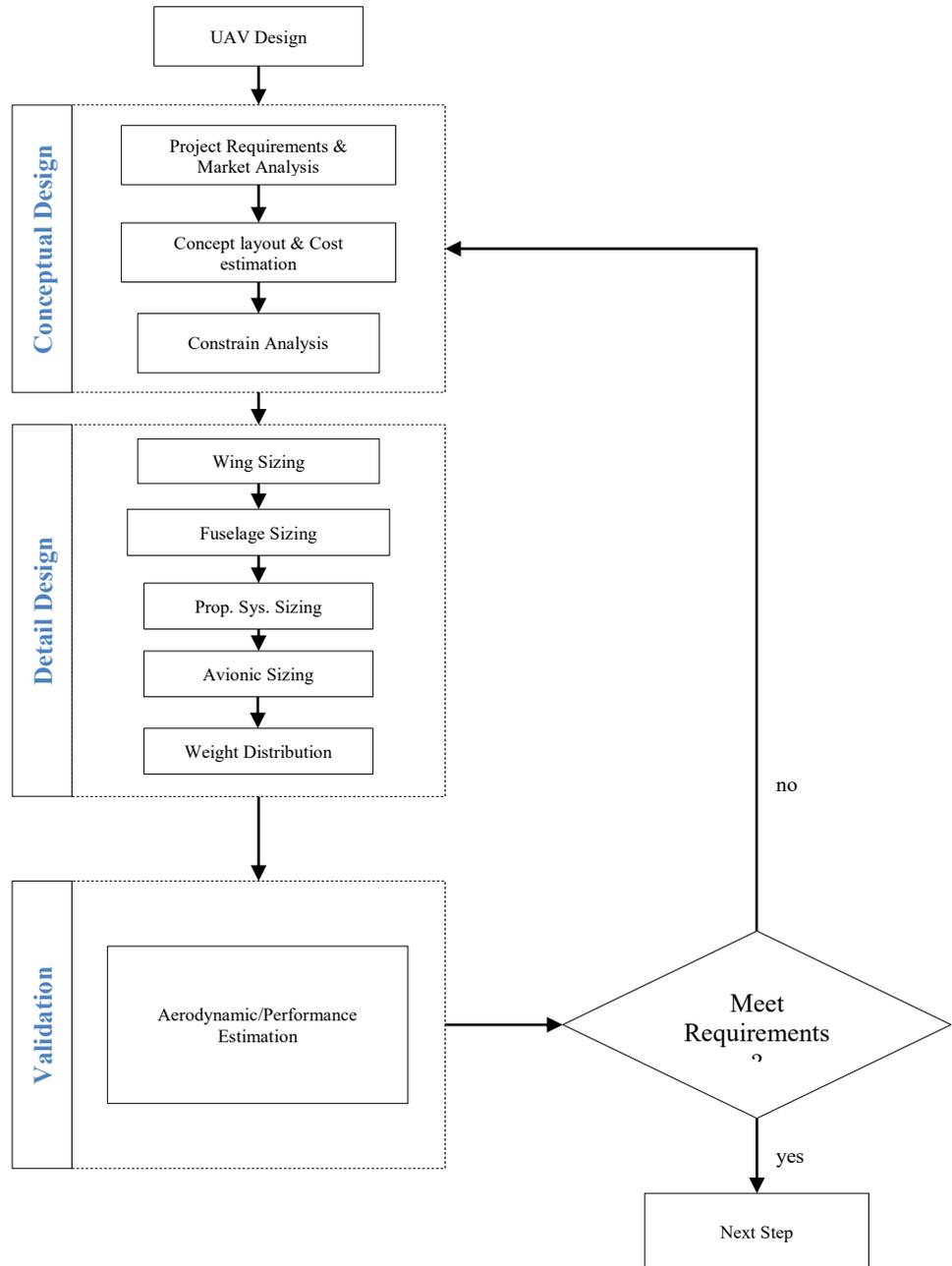
Si passa quindi al dimensionamento della fusoliera del velivolo ed alla successiva modellazione del mezzo attraverso il software CAD *SolidWorks*®.

Partendo dalla geometria del velivolo si passa all'analisi attraverso il programma *Flow5*® delle prestazioni del velivolo.

Flow5® è un *panel method solver* (e non solo), in cui nota la geometria alare e quella della fusoliera è possibile analizzare le performance del mezzo, al fine di valutare il soddisfacimento dei requisiti di progetto.

Il *software* consente anche di analizzare la stabilità sia longitudinale che latero-direzionale del mezzo; tuttavia tale analisi verrà effettuata in un secondo momento ed al di fuori di questo lavoro di tesi

Nel seguente diagramma di flusso di pagina *III* è schematizzato a grandi linee, quanto fin qui esposto in maniera discorsiva.



Sommario

Capitolo 1 : Introduzione.....	1
1.1 – Mercato degli UAV	2
1.2 – Classificazione degli UAV	3
1.3 – Componentistica degli UAV	5
1.4 – Applicazioni degli UAV	8
Capitolo 2 : Quadro normativo.....	9
2.1 – Regolamento per mezzi di massa inferiore ai 2 Kg.....	12
2.2 – Documentazione richiesta ai produttori.....	12
2.3 – Requisito di Inoffensività	13
Capitolo 3 : Requisiti di Missione, definizione Layout e stima costi	15
3.1 – Analisi di Mercato	16
3.2 – Definizione Specifiche di Progetto.....	17
3.3 – Analisi Comparativa	23
3.4 – Definizione Layout e Stima Costi	24
3.4.1 – Stima dei Costi	25
Capitolo 4 : Analisi dei Vincoli.....	33
4.1 – Stima Preliminare	33
4.2 – Velocità di Stallo	36
4.3 – Velocità Massima	38
4.4 – Quota massima Tangenza.....	42
4.5 – Virata a velocità costante.....	44
4.6 – Rateo di Salita.....	46
4.7 – Constrain Diagram.....	47
Capitolo 5 : Progetto Ala.....	48
5.1 – Definizione Profilo Alare	49
5.2 – Definizione Geometria Alare	53

5.2.1 – Richiami Teorici.....	53
5.2.1.1 Aspect Ratio	54
5.2.1.2 Taper Ratio	55
5.2.1.3 Sweep Angle	56
5.2.1.4 Twist Angle.....	59
5.2.1.5 Wing Incidence	62
5.2.2 – Dimensionamento Ala.....	63
5.2.3 – Analisi Preliminare.....	64
Capitolo 6 : Dimensionamento Motore e Scelta elettronica di Bordo	72
6.1 – Dimensionamento sistema Propulsivo	73
6.2 – Scelta Elettronica di Bordo	81
Capitolo 7 : Studio della distribuzione dei pesi e modellazione drone.....	86
7.1– Studio distribuzione pesi	86
7.2– Modellazione Fusoliera	88
Capitolo 8 : Analisi Aerodinamica e Prestazionale	89
8.1– Introduzione a Flow5	89
8.1.1 – Formulazione Matematica.....	90
8.1.2 – Procedura Numerica.....	94
8.2– Analisi Prestazionale	101
8.2.1 – Velocità massima	111
8.2.2 – Rateo di salita	112
8.2.3 – Velocità di stallo.....	113
8.2.4 – Planata a motore spento	114
8.2.5 – Absolute Ceiling.....	117
8.2.6 – Raggio di Virata minimo.....	117
8.2.7 – Massima Endurance	120
Conclusioni.....	123

Bibliografia..... 124

Indice delle Figure

FIGURA 1-1-SUDDIVISIONE MERCATO 3

FIGURA 1-2-DRONE TUTT'ALA ATLAS C4EYE 4

FIGURA 3-1-DESING PROCESS FLOW CHART 15

FIGURA 3-2-DIAGRAMMA QUOTA VS MASSA 18

FIGURA 3-3-PROFILO MISSIONE 19

FIGURA 3-4-RAGGIO VIRATA @H=80M 21

FIGURA 3-5-TRADE OFF EVALUATION 24

FIGURA 3-6-UAV LAYOUT 24

FIGURA 3-7 – COST ESTIMATION 32

FIGURA 4-1-STALL SPEED REQUIREMENT 37

FIGURA 4-2-MAXIMUM SPEED REQUIREMENT 41

FIGURA 4-3-ABSOLUTE CEILING REQUIREMENT 43

FIGURA 4-4 – TURN REQUIREMENT 45

FIGURA 4-5 – RATE OF CLIMB REQUIREMENT 46

FIGURA 4-6 – DEFINIZIONE PUNTO PROGETTO 47

FIGURA 5-1 – $CM = F(A)$ PER I PROFILI STUDIATI 50

FIGURA 5-2 - $CL = F(A)$ PER I PROFILI STUDIATI 51

FIGURA 5-3 – $CiCd = F(A)$ PER I PROFILI STUDIATI 51

FIGURA 5-4 – PROFILO FAUVEL 14% 52

FIGURA 5-5 – EFFETTO DI AR SUL CL AL VARIARE DI A 54

FIGURA 5-6 – EFFETTO Λ SULLA LIFT DISTRIBUTION 56

FIGURA 5-7 – EFFETTO S.A. SULLA POSIZIONE DI A.C. 57

FIGURA 5-8 – EFFETTO DI Λ SULLA LIFT DISTRIBUTION 58

FIGURA 5-9 – WASHOUT 59

FIGURA 5-10 – EFFETTO TWIST SU LIFT DISTRIBUTION 60

FIGURA 5-11 – EQUILIBRIO FORZE/MOMENTI PIANO LONGITUDINALE 60

FIGURA 5-12 – WASHOUT PER UN VELIVOLO TALESS 61

FIGURA 5-13 – SUPERFICIE ALARE IN PIANTA (QUOTE IN MM) 63

FIGURA 5-14 – ANGOLI CORRISPONDENTI AD OGNI SEGMENTO 65

FIGURA 5-15 – LIFT DISTRIBUTION VS SEMISPAN LOCATION 68

FIGURA 5-16 – INDUCED DRAG DISTRIBUTION 69

FIGURA 5-17 – DOWN WASH DISTRIBUTION 69

FIGURA 5-18 – SUPERFICIE ALARE IN PIANTA MODIFICATA 70

FIGURA 5-19 – VISTA ISOMETRICA ALA 70

FIGURA 5-20 – GEOMETRIA WINGLETS 71

FIGURA 5-21 – POSIZIONE CG E PN 71

FIGURA 6-1- SCHEMA FUNZIONAMENTO GRUPPO PROPULSIVO 73

FIGURA 6-2 –INPUT SCELTA MOTORE 74

FIGURA 6-3 – RISULTATI ECALC 75

FIGURA 6-4 – INGOMBRI MOTORE 76

FIGURA 6-5 – POTENZA ALBERO VS MANETTA	77
FIGURA 6-6 – MOTORE BRUSHLESS TMOTOR MN3508 (KV380)	78
FIGURA 6-7 – ESC TMOTOR AIR20A	79
FIGURA 6-8 – SCHEMA FUNZIONAMENTO SWITCHING BEC.....	79
FIGURA 6-9 – ELICHE IN FIBRA DI CARBONIO 15 X 10''	80
FIGURA 6-10 – SPINNER CON ELICHE RIPIEGATE	80
FIGURA 6-11 – FLIGHT CONTROLLER CUBE BLACK+ SU MINI CARRIER BOARD	82
FIGURA 6-12 – GNSS HERE2	83
FIGURA 6-13 – DIFFERENTIAL AIR SPEED PITOT TUBE	83
FIGURA 6-14 – HERELINK VIDEO TRANSMISSION SYSTEM.....	83
FIGURA 7-1 – LAYOUT COMPONENTI.....	86
FIGURA 7-2 – POSIZIONE BARICENTRO	87
FIGURA 7-3 – CONFIGURAZIONE UAV.....	88
FIGURA 7-4 – INCIDENZA ALA FUSOLIERA.....	88
FIGURA 8-1 – DOMINIO APPLICAZIONE EQUAZIONE LAPLACE	90
FIGURA 8-2 – GRADO INTENSITÀ DOPPIETTE	95
FIGURA 8-3 –DISTRIBUZIONE INCIDENZA FITTIZIA LUNGO APERTURA ALARE	98
FIGURA 8-4 – RAPPRESENTAZIONE SCIA CON VPW	100
FIGURA 8-5 – SCHEMA ALGORITMO FLOW5.....	100
FIGURA 8-6 – PROFILI ANALIZZATI	102
FIGURA 8-7 – ESEMPIO RISULTATI ANALISI XFOIL.....	102
FIGURA 8-8 – VELIVOLO DISCRETIZZATO	103
FIGURA 8-9 – DISTRIBUZIONE DELLE MASSE.....	104
FIGURA 8-10 – DISTRIBUZIONE DOPPIETTE	106
FIGURA 8-11 – ANDAMENTO DEL CP E VORTICI DI SCIA	107
FIGURA 8-12 – CONDIZIONE DI VOLO $\alpha = 9.6^\circ$	107
FIGURA 8-13 – ANDAMENTO RESISTENZA	108
FIGURA 8-14 – LIFT DISTRIBUTION @ CLCDmax	109
FIGURA 8-15 – DRAG DISTRIBUTION	109
FIGURA 8-16 – BENDING MOMENT	110
FIGURA 8-17 – DRAG POLAR	110
FIGURA 8-18 – VELOCITÀ MASSIMA.....	111
FIGURA 8-19 – ODOGRAFA PERFORMANCE SALITA H=100 M.....	112
FIGURA 8-20 – CONFIGURAZIONE ELEVON DOWN 30°	113
FIGURA 8-21 – CURVE CL – α PER LE 3 CONFIGURAZIONI	113
FIGURA 8-22 – PLANATA A MOTORE SPENTI	114
FIGURA 8-23 - CLCD = $f(\alpha)$	115
FIGURA 8-24 – CONFRONTO FRA LE DUE CONFIGURAZIONI ELEVON	116
FIGURA 8-25 – H =F(ROC).....	117
FIGURA 8-26 – CONFIGURAZIONE VIRATA.....	118
FIGURA 8-27 – POLARE AERODINAMICA @12 M/S	118
FIGURA 8-28 – nmax = $f(v_{inf})$	119
FIGURA 8-29 – MAX ENDURANCE	120
FIGURA 8-30 - Cm = $f(\alpha)$	121
FIGURA 8-31 - Cm = $f(CL)$	121

Indice delle Tabelle

TABELLA 3-1-ANALISI DI MERCATO	16
TABELLA 3-2-CARATTERISTICHE PAYLOAD	17
TABELLA 3-3-IMPRONTA AL SUOLO	18
TABELLA 3-4-TRADE OFF ANALYSIS	23
TABELLA 4-1-VELIVOLI DI RIFERIMENTO	34
TABELLA 4-2-CALCOLO K E CDO	36
TABELLA 5-1 – CARATTERISTICHE PROFILI	ERRORE. IL SEGNALIBRO NON È DEFINITO.
TABELLA 5-2 – VALUTAZIONE PROFILI	ERRORE. IL SEGNALIBRO NON È DEFINITO.
TABELLA 5-3- CARATTERISTICHE ALI IN PIANTA COMPETITOR	63
TABELLA 6-1 – CARATTERISTICHE TECNICHE MOTORE	76
TABELLA 6-2 – CARATTERISTICHE AL VARIARE DELLA MANETTA.....	77
TABELLA 6-3 – RIEPILOGO COMPONENTI	84
TABELLA 8-1- METOLI RISOLUZIONE LAPLACE	95

Capitolo 1 : Introduzione

L'utilizzo dei droni (*SAPR* – Sistemi Aeromobili a Pilotaggio Remoto), o UAV (*Unmanned Air Vehicle*) è ormai ampiamente diffuso nel vissuto comune e trova riscontro in molteplici applicazioni, dal campo militare a quello civile, industriale e professionale.

Le nuove sfide che il mercato ci pone davanti ormai, riguardano principalmente l'ottimizzazione di performance e/o l'implementazione di nuove tecnologie produttive, allo scopo di ridurre i costi, mantenendo elevati standard qualitativi del prodotto ed il rispetto della normativa vigente, atta a regolare l'utilizzo di questi mezzi.

L'ambito in cui si andrà a collocare il presente studio sarà quello di definire ed ottimizzare una tipologia di velivolo destinata ad applicazioni di tipo industriale/professionale, con o scopo di intercettare una fascia di mercato il più ampia possibile.

La storia dei SAPR ha inizio in Austria nel 1849, quando l'esercito Austro-Ungarico utilizzò dei palloni imbottiti di esplosivi in ambito bellico per bombardare Venezia.

Successivamente a seguito del conflitto del 1898 fra Spagna ed USA, il giornalista fotografo *William Abner Eddy*, ideò il primo sistema fotografico aereo, montato su degli aquiloni manovrati per mezzo di un sistema di funi.

Lo sviluppo dei droni continua poi nel corso del primo conflitto mondiale, quando viene messo a punto il progetto *Aerial Target*, un velivolo a motore radiocomandato.

Questi primi prototipi abbastanza rudimentali non erano ancora dotati di sistemi di stabilizzazione, che vennero introdotti solo in seguito con i primi sistemi giroscopici.

Risale invece al 1935 il primo utilizzo di un drone telecomandato a distanza per scopi cinematografici.

La ricerca e lo sviluppo dei droni prese ampiamente piega durante il secondo conflitto mondiale.

Nel 1939 *Reginald Denny* fondò la *Radioplane Company* e con la collaborazione di alcuni progettisti radio della *Lockheed* diede vita ad un progetto di produzione di droni su larga scala.

Si trattava degli *OQ2*, piccoli aerei radioguidati dalle dimensioni molto ridotte, con una *endurance* di più di un'ora e di cui vennero prodotti circa 15000 esemplari.

Nel decennio 1980-90 il boom della tecnologia elettronica e l'ampia maturazione dalla miniaturizzazione dei dispositivi, portò ad un forte sviluppo del mercato SAPR.

1.1 – Mercato degli UAV

Secondo uno studio effettuato dall'osservatori sui Droni del Politecnico di Milano, nel solo 2018 il mercato professionale dei Droni, ha rappresentato un settore con un fatturato di circa 100 milioni di euro.

Oltre il 55 % delle aziende coinvolte nel settore ha evidenziato una forte crescita negli ultimi 12 mesi ed oltre i due terzi prevede un forte ampliamento del *business* nei prossimi 3 anni.

Dal Gennaio 2016 a Dicembre 2019, circa 13479 droni sono stati registrati sul portale *ENAC*, con un incremento medio annuo di quasi il 13%.

A livello internazionale, sono stati recensiti nel 2019, 258 progetti di applicazione industriale, il 50% dei quali ancora in fase di sviluppo/sperimentazione, solo il 19% operativi.

La filiera produttiva legata al settore dei droni è costituita da circa 700 imprese, la stragrande maggioranza delle quali offre erogazione di servizi di varia natura.

Una piccola parte delle aziende sono legate più al settore produttivo e/o di progettazione sotto vari ambiti, dalla produzione di piattaforma, software e *payload*.

Nell'immagine di figura una suddivisione dell'indotto a seconda del settore di appartenenza.

Come si può osservare è un mercato relativamente ancora molto poco occupato, se si vuole fare progettazione/produzione, poiché la stragrande maggioranza del mercato è fatta di chi offre servizi.

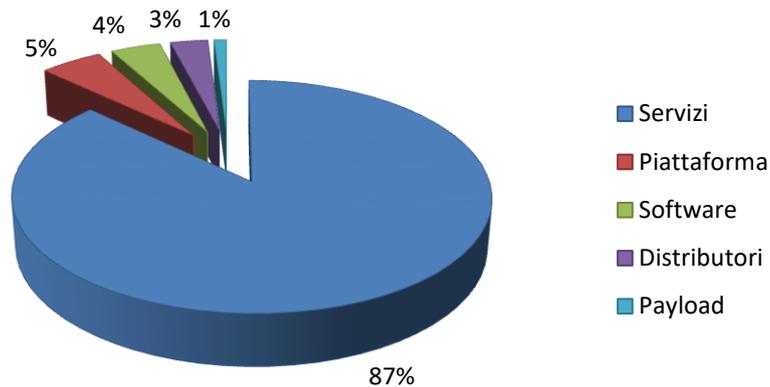


Figura 1-1-Suddivisione Mercato

1.2 – Classificazione degli UAV

Tra gli UAV esistono differenze tecnologico/funzionali che li rendono più o meno idonei ad un particolare tipo di applicazione.

La principale classificazione viene fatta in base alla tipologia di sistema che consente il volo, abbiamo:

- Droni Multirotori;
- Droni ad Ala Fissa;
- Droni Ibridi.

Attualmente una grossa porzione del mercato è occupata dai multirotori, grazie alla svariata diversità in termini di prestazioni (e quindi di costi) che questi SAPR offrono.

Questi droni sono costituiti da un *frame* con una serie di bracci, tipicamente da tre ad otto, disposti a raggiera su cui montano i rotori.

Punto di forza di questi sistemi, è la possibilità di *Hovering*, ovvero di stazionamento.

Fra i punti vantaggi che hanno consentito una così ampia diffusione di questa tipologia di droni vi è la loro capacità trasportare elevati carichi e la necessità di spazi ridotti per decollo ed atterraggio.

I multicotteri hanno inoltre elevate caratteristiche di manovrabilità in modalità di guida manuale.

Il limite principale dei mezzi ad eliche, sta nella limitata autonomia (15-30 min) da cui deriva una bassa capacità di copertura areale, caratteristica che non li rende particolarmente idonei ad applicazioni fotogrammetriche.

Altro fattore maggiormente impattante in modo diretto sui costi, sono le maggiori esigenze di manutenzione.

I Droni ad Ala Fissa presentano una struttura semplice, che consente loro di generare portanza grazie all'interazione del flusso relativo con l'aria.

La spinta, necessaria a far sì che la portanza venga generata, viene fornita generalmente da un'elica posta in coda e messa in rotazione da motori *Brushless*.

Il controllo di un drone ad ala fissa si ottiene per mezzo di opportune superfici di controllo ricavate sull'ala stessa (*Aileron, Elevator e Rudder*), in maniera del tutto analoga a quanto avviene per un aeromobile.



Figura 1-2-Drone Tutt'ala Atlas C4EYE

Per le loro caratteristiche di semplicità ed elevata efficienza, l'utilizzo di questa configurazione presenta i seguenti salienti vantaggi:

- **Elevata Autonomia:** Gli UAV ad ala fissa possono volare mediamente per molto più tempo rispetto ai multicotteri (anche più di 45 m) e potendo raggiungere velocità di crociera ben più elevate (anche 100 Km/h);
- **Maggiore copertura territoriale:** La maggiore efficienza si traduce nella possibilità di coprire aree che si estendono anche fino a 10 Km² potendo fronteggiare raffiche di vento anche fino a 60 Km/h;
- **Migliore qualità del risultato fotografico:** La capacità di questa configurazione di coprire ampi territori in bassi tempi consente di mantenere una migliore uniformità delle riprese.

La possibilità di volare senza elica consente inoltre di eliminare i rumori dovuti alle vibrazioni indotte dal sistema propulsivo;

- **Maggiore sicurezza nel volo:** In caso di avaria del motore il mezzo può ancora essere guidato in modalità planata;
- **Payload maggiore:** A parità di peso possono trasportare maggiori carichi rispetto ai multicotteri.

D'altro canto, i contro legati alla configurazione ad ala fissa sono un maggior costo, l'impossibilità di stazionamento e la necessità di piste di decollo e atterraggio.

Esistono poi configurazioni ibride, i cosiddetti *VTOL* (*Vertical Take Off and Landing*) e gli *STOL* (*Short Take off and Landing*), in grado di combinare le doti di flessibilità dei multicotteri e quelle di durata ed efficienza degli Ala Fissa.

1.3 – Componentistica degli UAV

Un SAPR è un sistema in cui diversi sottosistemi integrati lavorano in sinergia fra loro garantendo il corretto ed efficiente funzionamento del mezzo, gli elementi che compongono l'architettura del mezzo sono:

- Frame;
- Sistema Propulsivo (ESC e Motore);
- Flight Controller;
- Batterie;
- Radiocomando;
- *Payload*;
- Ground Station e software di controllo e gestione.

Il Frame può essere realizzato con materiali e secondo architetture differenti a seconda della tipologia del mezzo.

Nei multicotteri il frame è generalmente realizzato in fibra di carbonio che garantisce buona maneggevolezza e resistenza; sul mercato si trovano ormai anche molti modelli in ABS.

La struttura deve essere tale da garantire il bilanciamento e la stabilità del velivolo durante lo svolgimento delle missioni, inoltre sovente i bracci sono spesso ripieghevoli in modo da incrementare le caratteristiche di *Handling*.

A seconda del diametro di raggiera su cui sono disposti i rotori possiamo individuare diverse categorie per i multicotteri. Il telaio deve presentare inoltre buone doti di smorzamento per garantire che le vibrazioni indotte dai motori non influenzino la missione, specialmente qualora si parli di applicazioni aerofotogrammetriche.

Negli UAV ad ala fissa, la struttura è costituita da Elapor Polimerico espanso, un polimero termoplastico molto simile al polistirolo, che conferisce buone caratteristiche di resistenza meccanica e di assorbimento degli urti.

Passando ai sistemi propulsivi, questi sono principalmente di tipo elettrico (*Brushless*) a cui sono collegate le eliche ed i regolatori ESC (*Electronic Speed Control*).

Il numero di motori per i multicotteri può variare fino ad arrivare a 6 o 8.

Tale numero influisce sulla potenza e sul *Payload*, inoltre influisce sulla sicurezza della missione.

Nel caso di esacotteri o ottacotteri la missione può infatti continuare anche in caso di avaria di uno o più motori.

Il sistema ESC si occupa di controllare e regolare la velocità e la risposta delle singole eliche, per adattare la risposta del mezzo alle varie fasi del volo.

Il *Flight Controller* costituisce il cuore dell'UAV, un sistema microelettronico che gestisce in autonomia attraverso l'IMU (*Inertial Measurement Unit*) il drone.

Il *Flight Controller* è costituito da diversi sotto componenti, GPS, Accelerometro, Barometro, Magnetometro e GPS.

Altro compito importante svolto dal *Flight Controller* è quello di registrare il LOG di missione che contiene i parametri di volo e dell'intero sistema elettro-meccanico del drone in analogia a quanto fatto nei velivoli più grandi dalla scatola nera.

Per i droni utilizzati in ambito fotogrammetrico l'alimentazione è garantita da gruppi di batteria, prevalentemente si trovano sul mercato accumulatori in polimeri di Litio.

Queste batterie presentano rispetto ad altre tipologie, quali ad esempio quelle *Ni-Cd* (Nichel Cadmio) e *Ni-MH* (Nichel-metallo idruro), un peso inferiore dovuto alla particolare struttura in laminato polimerico.

Di contro le batterie *Li-Po* presentano maggiore rischio di incendio rispetto ad altre tipologie e necessitano di una particolare attenzione nella fase di carica, che deve essere svolta con particolare attenzione. Le batterie sono in genere costituite da più

celle, solitamente da 3 a 6 ed hanno un numero di cicli carica-scarica che si aggira intorno ai 500 se utilizzate appropriatamente.

Passando a sistema di controllo, questo è costituito da un sistema ricetrasmittente, in grado sia di trasmettere comandi al drone, che di ricevere da questo varie informazioni sul suo stato di salute, in modo da poter effettuare un *Health Monitoring in Real Time*.

Esistono vari tipi di Radiocomandi che si differenziano fra loro per il numero di canali e/o il numero di frequenze utilizzate per la trasmissione.

Quelli a più canali consentono di comandare, oltre al drone anche altri dispositivi di bordo, *Gimbal*, fotocamere, paracadute e via dicendo.

I radiocomandi dei droni, operano in genere nella banda 2.4 – 5.8GHz ed assicurano un segnale affidabile nel raggio di 2 Km.

A seconda dell'applicazione il *Payload* del drone può essere di diversa natura, di solito abbiamo dei sensori di vario genere.

I sensori necessitano di particolari supporti progettati in modo da garantire al *Payload* opportuni gradi di libertà e lo orientano in base alle esigenze, il principio di funzionamento è quello del giunto cardanico.

Il *Gimbal* è di solito un sistema a 3 assi, che oltre tutto ha il compito di attenuare le vibrazioni indotte ad esempio dai motori.

La *Ground Station*, che può essere un *tablet* o uno *Smartphone* piuttosto che una piattaforma *Hardware* appositamente progettata per questo tipo di applicazione.

Pianificando la missione attraverso vari *WayPoint* è possibile programmare la missione e far volare il drone in completa autonomia potendo controllare ed editare comunque in *Real Time* i parametri di volo e missione.

La *GS* ha anche il compito di dover registrare tutti i *LOG* relativi alla missione.

Infine il *Payload*, che come già abbondantemente discussa può essere di varia natura a seconda della missione che il velivolo è chiamato a svolgere.

Alcuni esempi di sensoristica che è possibile equipaggiare sugli UAV sono i seguenti:

- Fotocamere;
- Videocamere;
- LiDAR;
- Termo camere ad Infrarossi;
- Sensori Multispettrali.

1.4 – Applicazioni degli UAV

Si passa ora in esame una rapida carrellata delle principali applicazioni che potrebbero essere mercato di sbocco per i drone del presente studio:

- **Fotogrammetria e controllo Cave:** La fotogrammetria è attualmente utilizzata in larga scala per rilievi e ricostruzioni topografiche del territorio. Il drone viene equipaggiato con delle fotocamere tarate e dotate di intervallometro che scattano immagini georeferenziate che vengono poi attraverso opportuni software post-processate ed utilizzate per ricostruzioni 3D del territorio. I rilievi delle cave sono ad esempio ampiamente utilizzati per valutare i volumi di materiale estratti in modo molto più efficiente del metodo tradizionale.
- **Ispezioni di oleodotti, gasdotti, linee elettriche e ferroviarie:** Con i droni è possibile anche effettuare operazioni di ricerca guasto e malfunzionamento su diversi impianti, in maniera sicura e veloce, riducendo i costi. Fotocamere ad alta risoluzione e termo camere risultano fondamentali. Altra applicazione sempre in ambito ricerca guasti riguarda la manutenzione degli impianti fotovoltaici; grazie alle riprese termografiche vengono ricercati ed identificati eventuali *hot-spot*.
- **Misurazioni Atmosferiche:** Esistono anche applicazioni di utilizzo per rilievi atmosferici e di qualità dell'aria; in questo caso il carico è costituito da sensori termometrici, barometrici e via dicendo.
- **Monitoraggio Immobili e topografia:** Vengono effettuati rilievi fotogrammetrici a scopo catastale o di monitoraggio di aree a rischio o di particolare rilievo archeologico.
- **Operazioni di soccorso/prevenzione (SAR):** 'E' possibile sfruttare i droni per la gestione di operazioni di soccorso o di azione in zone colpite da calamità naturali e quindi non accessibili all'uomo. Altra applicazione a scopo preventivo può essere quella di identificazione incendi grazie a sensori termici.

Capitolo 2 : Quadro normativo

L'*ENAC* (Ente Nazionale Aviazione Civile), ha provveduto attraverso una serie di normative a classificare le varie tipologie di UAV e a regolamentarne l'impiego in termini di operazioni eseguibili e gestione delle criticità.

Nello specifico il regolamento delinea, quali sono le categorie di UAV che devono essere soggette ad immatricolazione nel registro Aeromobili Nazionale e quali di questi devono essere assoggettati al codice di navigazione secondo quanto previsto dal regolamento.

Risultano essere di competenza *ENAC* gli UAV con massa al decollo superiore a 25 Kg ed indipendentemente dal peso, quelli progettati o modificati a fini di ricerca, sperimentazione o simili.

Esistono poi anche delle categorie escluse dal regolamento, quali ad esempio gli UAV di stato, quelli che svolgono operazioni *indoor*, gli UAV costituiti da palloni o palloni frenati per osservazioni scientifiche e gli aeromobili giocattolo.

Oltre a quanto già in precedenza detto, lo scopo del regolamento è quello di definire i requisiti da soddisfare per garantire gli opportuni livelli di sicurezza per le diverse tipologie di operazioni che possono essere eseguite dagli UAV, oltre che le disposizioni di pilotaggio e le regole di circolazione nello spazio aereo nazionale con relative limitazioni

Da regolamento, è definito come UAV, un qualsiasi mezzo aereo (nei limiti di peso prima visti), a pilotaggio remoto, senza persone a bordo, costituito oltre che dalla struttura e i sistemi necessari al volo, anche da componenti indispensabili a controllo e comando da parte di pilota remoto.

Nella categoria rientrano anche gli UAV automatici, in grado ovvero di svolgere tutta la missione a o parte di essa in base ad un programma preimpostato dal pilota, che mantiene comunque il comando del velivolo potendo intervenire per riprenderne il controllo in qualsiasi fase della missione.

Una prima classificazione che l'*ENAC* fa è in base alla massa al decollo del velivolo, abbiamo:

- a) Mezzi di massa operativa al decollo minore di 25 Kg;
- b) Mezzi di massa operativa al decollo maggiore di 25 Kg.

L'ENAC regola e definisce anche gli impieghi consentiti, nello specifico si ha:

1. Operazioni specializzate in scenari critici o non critici, dove con questa distinzione di intende:
 - a. Scenario non critico: aree non congestionate ed in assenza di assembramento di persone ed infrastrutture sensibili.
Tali operazioni devono essere condotte ad una distanza orizzontale di almeno 150 m dalle aree congestionate, e ad almeno 50 m dalle persone che non siano coinvolte nelle operazioni.
 - b. Scenario critico: per scenario critico si intende quanto in contrasto a quello che rientra nella precedente definizione.
2. Attività di ricerca e sviluppo;
3. Attività non specializzate in scenari non critici, ove per operazioni specializzate si intendono le attività a titolo oneroso.

Altri tipi di attività quali impiego per attività promozionale o trasporto merci pericolose sono soggette a disposizioni nazionali in materia o contratti specifici tra i soggetti interessati.

A seconda della tipologia di impiego del velivolo un'ulteriore classificazione per i SAPR è la seguente:

1. *VLOS (Visual Line of Sight)*: Sono operazioni condotte in un raggio d'azione tale da permettere al pilota di mantenere sempre il contatto visivo.
2. *EVLOS (Extended Visual Line of Sight)*: Sono operazioni condotte in *VLOS* per cui i requisiti sono soddisfatti con metodi alternativi accettati dall'ENC.
3. *BVLOS (Beyond Visual Line of Sight)*: Sono operazioni in cui il pilota non utilizza il contatto visivo per la condotta del mezzo.

Per le operazioni condotte in *VLOS* i requisiti prescrivono al pilota, prima di iniziare la missione, una scansione visiva dello spazio di volo circostante, al fine di ridurre i rischi di collisione con eventuali oggetti estranei di varia natura.

La normativa impone ai piloti di UAV ad uso professionale, a prescindere dal peso e/o ai proprietari di UAV con massa maggiore o uguale di 250 g destinati a scopo ludico, di essere registrati al portale *D-Flight* e di apportare al mezzo un opportuno codice identificativo QR, secondo disposizione di regolamento.

Il velivolo, se di massa superiore a 250 g deve essere dotato di manuale o documento equivalente, e di sistema elettronico le cui caratteristiche sono stabilite dall'*ENAC* in grado di registrare e trasmettere tutti i dati di volo.

L'*ENAC* definisce anche quali sono i requisiti qualitativi e organizzativi che l'operatore del settore deve possedere per poter operare in determinate condizioni.

L'operatore deve essere dotato di un manuale che definisca in maniera chiara le procedure messe in atto per gestire le attività di volo, le attività di manutenzione, le attività di gestione e valutazione del rischio associato alle attività e le azioni correttive da intraprendere nel caso.

Tutti i dati di missione devono essere registrati ed archiviati per un lasso di tempo definito dal regolamento in modo da poter essere disponibili in caso di necessità.

Il regolamento definisce anche la documentazione che deve possedere l'operatore per poter svolgere attività di pilotaggio.

1. Dati identificativi dell'UAV, caratteristiche prestazionali, nonché certificato di conformità rilasciato dalla casa costruttrice;
2. La tipologia di operazioni che si intende svolgere;
3. Una valutazione ed analisi del rischio relativa alle operazioni di competenza;
4. Manuale di volo o documento equivalente;
5. Programma di manutenzione del mezzo;
6. Procedure operative relative alle attività in essere;
7. Evidenza dell'avvenuta registrazione del mezzo al portale *D-Flight*.

2.1 – Regolamento per mezzi di massa inferiore ai 2 Kg

Passiamo ora ai requisiti definiti dalla normativa per i droni con massa operativa al decollo minore o uguale a 2 Kg.

Le operazioni condotte in *VLOS* da droni rientranti in questa categoria, non sono da considerarsi critiche in qualsiasi condizione operativa, a condizione che le caratteristiche progettuali del mezzo gli consentano di essere conforme al *Requisito di inoffensività*.

Rimane valido per questa categoria, il divieto di sorvolare aree in cui vi siano assembramenti o comunque concentrazioni inusuali di persone.

2.2 – Documentazione richiesta ai produttori

L'*ENAC* definisce quali siano i documenti che le case costruttrici devono rilasciare in accompagnamento al mezzo, oltre al certificato di conformità.

E' possibile ottenere dall'*ENAC* un certificato di progetto a conclusione di opportuni accertamenti a patto che il costruttore abbia:

1. Organizzazione riconosciuta idonea dall'*ENAC* per emissione di certificato di conformità;
2. Chiarezza e definizione della configurazione di UAV oggetto di certificato;
3. Conduzione di tutte le analisi e prove necessarie a stabilire l'operatività e soprattutto le limitazioni in simulazione dello scenario in cui andrà ad operare il mezzo;
4. Predisposizione del manuale di uso e manutenzione o documenti equivalenti.

Autorizzata dall'*ENAC* è anche la pianificazione di manutenzione che deve essere presentata a fronte del progetto di registrazione di uno o più droni.

L'operatore, deve stabilire infatti un programma di manutenzione in modo da garantire l'impiego del mezzo in condizioni di piena efficienza e sicurezza.

L'operatore deve avere un piano/sistema, che gli permetta di storicizzare le ore volo, le attività di manutenzione svolte, ed eventuali ricambi effettuati su velivolo.

L'operatore può essere abilitato come manutentore per le manutenzioni ordinarie dopo essere stato opportunamente formato dal costruttore o da altre organizzazioni a questo preposte.

Il costruttore o altre organizzazioni da questo riconosciute son autorizzate a svolgere attività di manutenzione sul velivolo.

2.3 – Requisito di Inoffensività

Aspetto importate definito dall'*ENAC* ed al quale in velivolo oggetto del presente studio dovrà essere conforme è il requisito di inoffensività.

Tale linea guida è applicabile in generale a tutti i velivoli con massa operativa al decollo minore o uguale a $2Kg$ e definisce quali requisiti deve avere il velivolo al fine di minimizzare il rischio di causare danni alle persone contro cui dovesse collidere involontariamente.

Il soddisfacimento di tali requisiti è prerogativa l fine del rilascio da parte dell'*ENAC* di tutte le autorizzazioni necessarie.

Il livello di danno causato dall'eventuale impatto di un UAV contro una persona, viene definito in base alla scala *AIS* (*Abbreviated Injury Scale*).

Esistono diverse scale, che definiscono intervalli di valori di energia cinetica conseguenti all'impatto, e che associano ad ogni intervallo un certo grado di severità del danno; ad esempio, una classificazione dee energie cinetiche potrebbe essere:

- Basso rischio lesioni: $< 40 J$
- Lesioni pericolose: $40 J - 122 J$
- Danni severi: $> 122 J$

Tuttavia i livelli di energia cinetica trasferita dall'*UAV* al soggetto/oggetto colpito non sono sufficienti a determinare il livello di pericolosità dell'impatto, bisogna anche tener conto dei materiali con cui il velivolo è realizzato e del suo design.

In base alla *MOD*, all'*ECI* ed alle caratteristiche dinamiche e costruttive, sono state individuate due classi di *UAV* (distinzione valida per *UAV* con $0.3 < MOD \leq 2 Kg$).

- *UAV* caratterizzati da *MOD* e V_{max} tali da determinare una *ECI* non superiore a 66 *J*.
- *UAV* caratterizzati da *MOD* e V_{max} tali da determinare una *ECI* superiore a 66 *J* ma inferiore a 122 *J*.

Dunque ricapitolando un velivolo può essere considerato inoffensivo se soddisfa due tipologie di criteri di classificazione:

- Criteri Quantitativi: Questi criteri tengono conto dell'*ECI* massima dell'*UAV* all'impatto contro una persona al suolo.
- Criteri Qualitativi: Le caratteristiche costruttive, il design ed i materiali con cui il velivolo è realizzato, possono ovviamente influenzare la capacità dello stesso di causare danni in caso di impatto.

Al fine di valutare la conformità o meno del velivolo al soddisfacimento di tali requisiti possono essere richiesti da parte di *ENAC*, dei veri e propri crash test contro dei bersagli la cui consistenza simula quella del corpo umano

Capitolo 3 : Requisiti di Missione, definizione Layout e stima costi

Il presente capitolo ha lo scopo di definire l'iter di design che verrà adottato nel proseguo della trattazione ed i requisiti di missione che faranno da input per il dimensionamento di dettaglio.

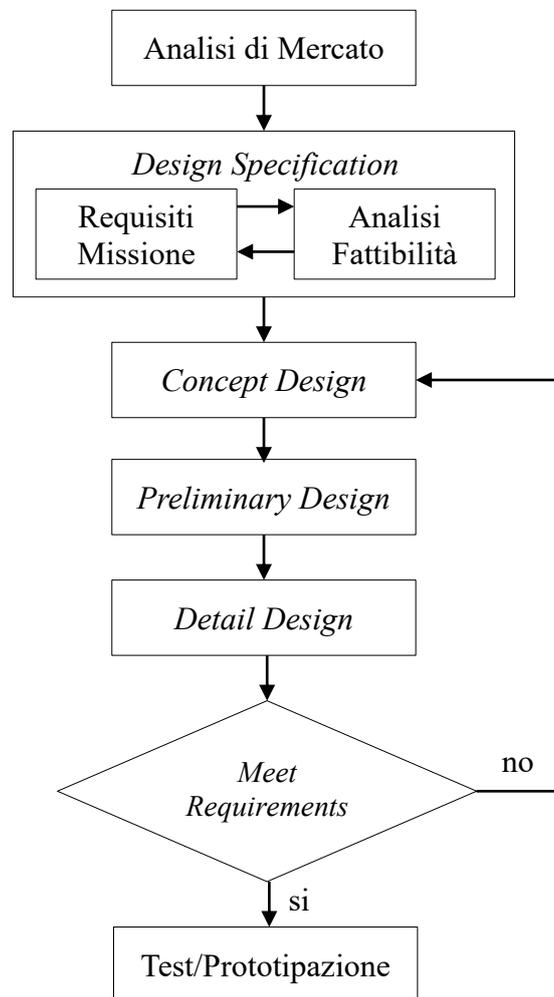


Figura 3-1-Desing Process flow Chart

Per quanto Riguarda il lavoro di questa tesi, principale attenzione verrà posto al design ed all'analisi Aerodinamico Prestazionale.

L'analisi di stabilità e strutturale verranno effettuate in un secondo momento al di fuori del presente progetto di Tesi.

3.1 – Analisi di Mercato

Scopo del presente lavoro, come già accennato è il design di un drone per fotogrammetria aerea.

La configurazione scelta è quella di un drone *flying wing* con sistema propulsivo costituito da elica alimentata da un motore elettrico *Brushless*.

Di seguito, le specifiche che hanno guidato la progettazione del mezzo:

- *Endurance*: 1 h
- *Weight*: 1.5- 2.5 Kg

Si procede di seguito ad un primo studio di fattibilità; si analizzeranno alcuni *UAV* con caratteristiche simili a quelle del mezzo che si vuole andare a progettare.

Utilizzando i dati provenienti da una ricerca di mercato si effettuerà uno studio parametrico per avere una stima dei target su cui dovrà essere tarato il progetto.

UAV	Massa [Kg]	Ap. Alare [mm]	Vcrociera [m/s]	quota Cr. [m]	endurance [min]
DATAhawk	2.15	1164	19	120	45
eBee	1.1	1110	20.5	122	59
FlyFast	1.4	1180	12.5	150	30
Birdie	2.5	1400	20	150	60
Atlas PPX	2.3	1550	15	150	59
RX-48	2	1200	14	125	50
RX-60	3.2	1370	22	125	60
UX-11	1.5	1100	15	122	59
BUZZARD	1.9	1200	20	130	60
REMO M-001	1.3	1300	18	150	60
PARROT	0.95	1150	20	120	45
ZOHD	1.1	900	15	100	20
Sentera PHX	1.9	1400	16	122	59
DV Wings	0.94	900	14	130	85
Delta Drone	1.4	1520	16	110	45

Tabella 3-1-Analisi di mercato

3.2 – Definizione Specifiche di Progetto

L'UAV oggetto della tesi, come già in più occasioni ribadito, sarà destinato a scopi di fotogrammetria aerea; il *Payload* sarà dunque una fotocamera ad alta risoluzione.

La fotocamera scelta per questo tipo di applicazione è una *Sony Cyber-shot DSC-RX100 III* da 20 MegaPixel, di cui riportiamo di seguito alcune caratteristiche utili per i nostri scopi:

<i>Sw</i> (Sensor Width) [mm]:	13.2
<i>Fr</i> (Focal Length) [mm]	8.8
<i>Imw</i> (Image Width) [Pixel]:	5472
<i>Imh</i> (Image Height) [Pixel]:	3648
Weight [Kg]:	0.29
Self-Timer [s]	2

Tabella 3-2-Caratteristiche Payload

Si descrivono di seguito, in maniera rapida alcuni concetti di fotogrammetria utili a comprendere quanto si andrà a fare in seguito.

- **GSD (Ground Sampling Distance):** È la distanza fra i centri di due Pixel consecutivi misurata al suolo. Ad esempio un *GSD* di 3 *Pixel/cm* vuol dire che ogni *Pixel* corrisponde a 3 *cm*.
- **Impronta al Suolo:** Rappresenta l'area nominale che il drone può catturare volando ad una data altezza, garantendo un risultato fotografico ottimale.
- **Overlapping:** È la sovrapposizione fra due immagini consecutive, dipende al tipo di terreno che si va a fotografare. Tale parametro permette di determinare l'intervallo fra due immagini consecutive.

Attraverso le seguenti relazioni, per le quali non si entrerà nel dettaglio, è possibile calcolare l'impronta al suolo del rilievo:

$$GSD = \frac{S_W H}{(F_R I_{mh})} 100; \quad D_W = \frac{GSD I_{mw}}{100}; \quad D_S = \frac{GSD I_{mh}}{100} \quad (3.1)$$

Nel set di equazioni, manca come dato per poter calcolare i 3 parametri fotogrammetrici, la quota di volo H .

Tornando all'analisi di mercato riportata in *Tabella 3.1*, andiamo ad osservare la distribuzione delle quote di volo in funzione della massa del mezzo.

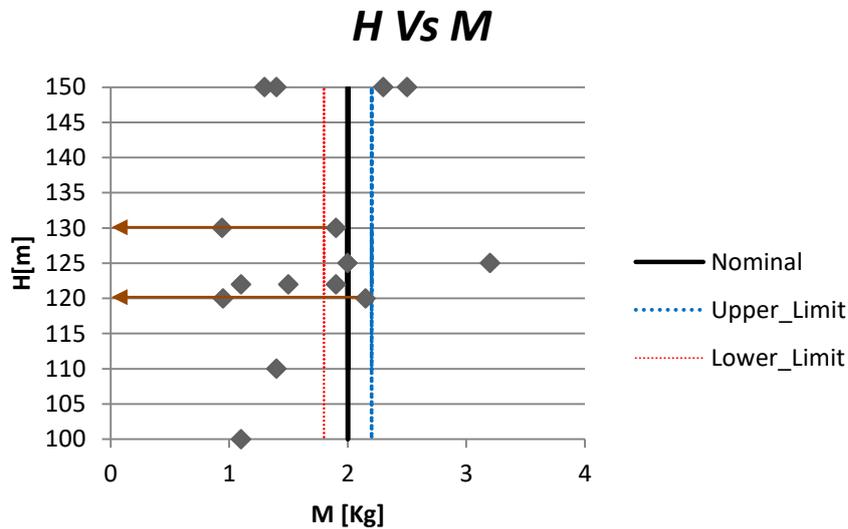


Figura 3-2-Diagramma Quota Vs Massa

Per il velivolo si è fissata come parametro di progetto un valore di massa pari a $2 \pm 0.2 \text{ Kg}$.

In base a valutazioni dettate dall'esperienza per questo genere di applicazioni può risultare più produttivo volare a quote che si aggirano intorno ai 100 m .

Assumiamo quindi una quota di crociera di $100 \pm 20 \text{ m}$, e prendendo il limite inferiore e superiore andiamo attraverso il set di equazioni (3.1) a valutare i parametri di impronta al suolo.

H[m]	GSD [cm/Pixel]	Dw[m]	DH [m]
80	2.19	120	80
120	3.29	180	120

Tabella 3-3-Impronta al suolo

Come si osserva dai risultati in *Tabella 3* risulta chiaro quanto accennato prima, ad una quota più bassa abbiamo un GSD minore e quindi un'immagine con un dettaglio maggiore.

A seconda delle necessità possiamo quindi volare a quote più basse per garantire il risultato ed un dettaglio più elevato.

Diamo prima però una regola generale che si usa in ambito aerofotogrammetrico la cui applicazione è con buona approssimazione sufficiente a garantire un risultato fotografico.

Per far sì che durante la fase di *Post Processing* dei dati vi siano abbastanza informazioni da garantire un buon risultato fotografico, deve esserci una certa sovrapposizione, anche detta *overlapping*.

L'*Overlapping* varia a seconda del terreno da rilevare, ma può con buona norma essere assunto pari a 80% per l'*Overlapping Frontale* ed al 60% per l'*Overlapping Laterale*.

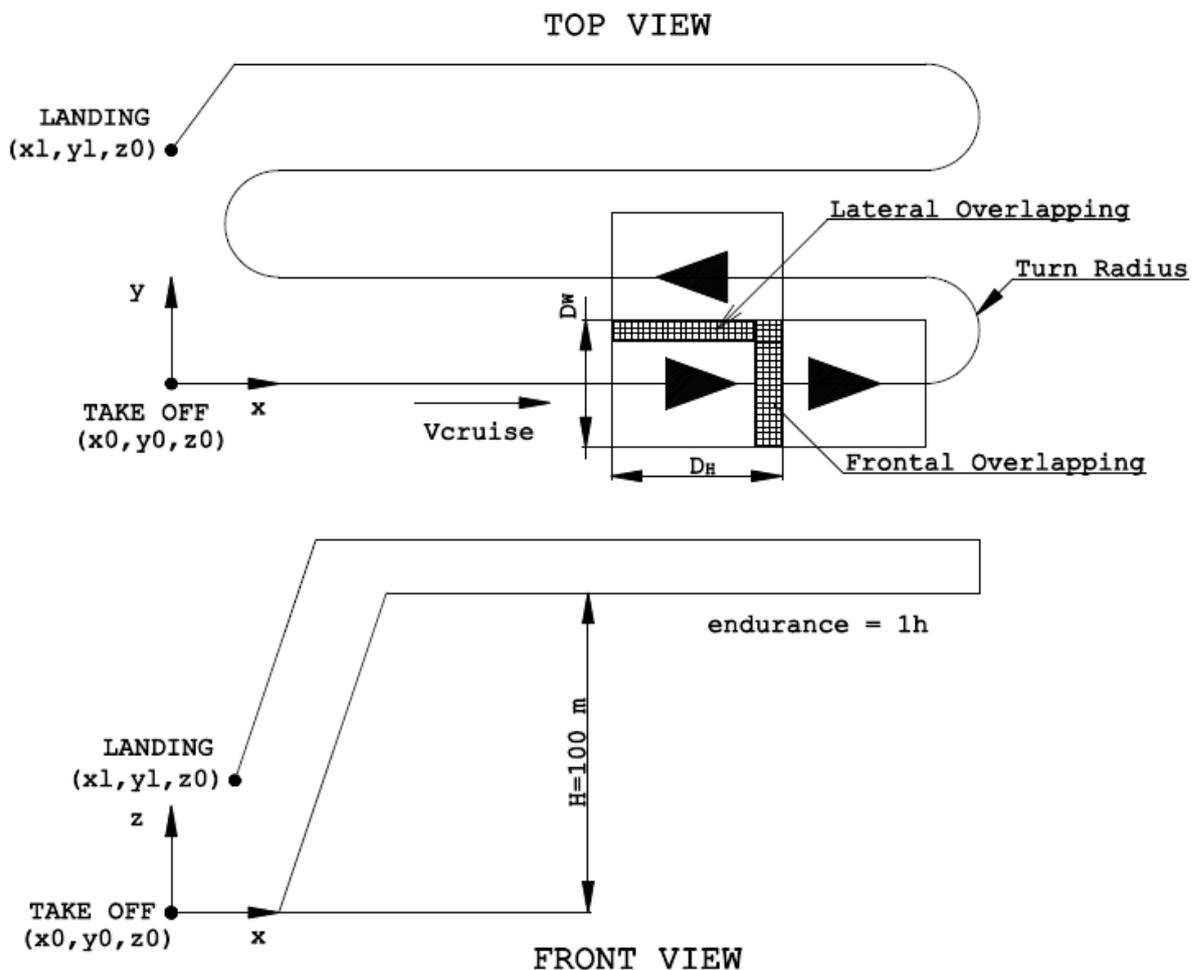


Figura 3-3-Profilo Missione

Nell'immagine di *Figura 3.3* si può notare come il rettangolo di lati D_W e D_H che avevamo in precedenza calcolato, sia l'impronta al suolo della fotocamera; questi valori ci saranno ora utili per determinare la Velocità massima ed il *Turn Radius* del drone.

Considerando l'intervallo di tempo fra uno scatto e l'altro di 2 secondi per il sensore scelto e dovendo garantire un *Overlapping frontale* di almeno l'80% della distanza calcolata D_w possiamo calcolare la velocità di crociera del mezzo:

$$V_{cruise} = \frac{0.2D_h}{t_{ST}} = 17 [m/s] \quad (3.2)$$

La velocità calcolata con l'espressione (3.2) alla quota di 100 m risulta essere quella più stringente in termini di requisiti, ed il valore ottenuto è stato incrementato del 30% per garantire un margine di sicurezza.

Si passa ora al requisito sulla velocità di stallo del mezzo.

Il velivolo in rispetto alle norme *ENAC* viene progettato in modo da avere un'energia cinetica all'impatto di circa 66 J.

Da questo dato, conoscendo la massa del velivolo possiamo stimare la massima velocità di impatto ammissibile.

$$E = \frac{1}{2}mV^2 \Rightarrow V_{impatto} = \sqrt{\frac{2E}{m}} = 8.12 [m/s] \quad (3.3)$$

Quindi, nel caso di piantata dei motori, il mezzo deve poter planare in sicurezza ad una velocità che noi assumeremo pari alla velocità di stallo.

$$V_{stallo} \cong 8.00 [m/s]$$

Un'altra considerazione che può essere fatta, riguarda il raggio di virata del mezzo, questo infatti risulta vincolato dal *Side Overlapping* che dovrà come minimo essere pari al 60%.

Consideriamo in maniera analoga a quanto fatto per la velocità le due condizioni di volo a quota massima e minima.

Si osserva che la condizione più stringente sul raggio di virata, si ha sulla quota di volo al limite inferiore, nello specifico:

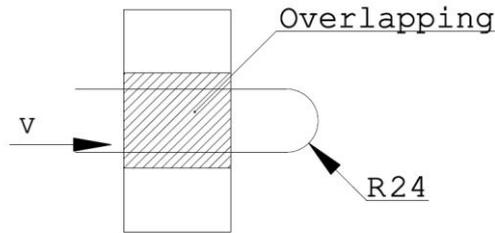


Figura 3-4-Raggio virata @h=80m

Tuttavia, quello illustrato in figura rappresenta il massimo raggio di virata tale da garantire un risultato fotograficamente accettabile.

Più basso sarà il raggio di virata, migliora sarà il risultato, quindi assumiamo come limite inferiore per il raggio di virata, un valore tale da garantire una sovrapposizione laterale dell'80%.

$$R_{min} = 10 [m]$$

Altro requisito che deriva da analisi di mercato è quello relativo al massimo *bank angle*.

Per velivoli tutt'ala infatti causa assenza di superfici di controllo relative al piano latero direzionale il *bank angle* può assumere valori relativamente più contenuti:

$$\Phi_{max} = 20^\circ \div 40^\circ$$

Assumendo un *bank angle* massimo di 40° , possiamo stimare il fattore di carico massimo n .

$$n_{max} = \frac{1}{\cos(\Phi_{max})} \simeq 1.30$$

Noto il fattore di carico massimo possiamo stimare attraverso le seguenti relazioni la velocità di virata minima.

$$R_{min} = \frac{V_{Rmin}^2}{g \sqrt{n_{Rmin}^2 - 1}}; \quad n_{Rmin} = \sqrt{2 - \frac{1}{n_{max}^2}}$$

(3.4)

Attraverso le relazioni (3.4) possiamo stimare la velocità minima di per eseguire la virata a Raggio minimo e fattore di carico massimo dati:

$$V_{Rmin} \simeq 8.0 [m/s]$$

In ultimo, per quanto riguarda la velocità massima, assumiamo da analisi di mercato per velivoli di categoria simile il seguente valore:

$$V_{max} = 25 [m/s]$$

Ricapitolando dunque, i requisiti di progetto per il velivolo sono i seguenti:

-
- Condizioni di crociera:
 - quota: 100 [m]
 - Velocità: 17 [m/s]
 - *Absolute Ceiling*: 2400 [m]
 - Velocità massima: 25 [m/s]
 - Condizioni di virata:
 - Raggio: 10 [m]
 - Velocità: 7.5 [m/s]
 - fattore di carico max: 1.22
 - Velocità di stallo: 8 [m/s]
 - Massa operativa: 2 [Kg]
 - Endurance: 1 [h]
-

3.3 – Analisi Comparativa

Si è iniziato lo studio anticipando che si sarebbe studiato un drone con configurazione ad ala fissa.

Esistono però diverse tipologie per questa categoria di velivoli, bisogna quindi valutare in quale direzione dovrà essere orientato il progetto.

Si prendono in esame le tre tipologie più comuni di drone ad ala fissa, velivolo *flying-wing*, *monoplano* oppure *VTOL*.

Lo studio verrà eseguito confrontando le 3 configurazioni attraverso un criterio quantitativo opportunamente dimensionato.

Verranno definiti in base alle nostre necessità e priorità delle caratteristiche chiave, le *FOM* (*figure of Merit*) e ad ognuna di esse verrà attribuito un peso in termini di percentuale sul totale.

Poi ad ogni caratteristica verrà attribuito un valore discreto di 1, 0 o -1.

Il valore 1 sta a significare che quella particolare configurazione influenza positivamente una la *FOM* in oggetto, 0 sta a significare che non influenza la *FOM* e -1 sta a significare che abbiamo un'influenza negativa sulla *FOM*.

Successivamente per ogni figura viene calcolato in indice dato come somma del punteggio attribuito alle relative *FOM*, ognuna pesata in base suo punteggio percentuale.

$$I_{FOM} = \sum_{i=1}^{11} FOM_i w\% \tag{3.5}$$

ID	FOM	Weight %	CONFIGURATION		
			FLYING WING	MONOPLANE	VTOL
1	<i>Cost</i>	5	1	0	-1
2	<i>Performance</i>	10	0	-1	1
3	<i>Flight endurance</i>	10	0	1	-1
4	<i>Stability-Control</i>	10	-1	0	1
5	<i>Period of Design</i>	10	1	1	-1
6	<i>Beauty</i>	5	1	0	1
7	<i>Maintainability</i>	5	1	1	-1
8	<i>Manufacturability</i>	5	1	0	-1
9	<i>Weight</i>	15	1	0	-1
10	<i>Manoeuvrability</i>	10	-1	0	1
11	<i>Transportability</i>	15	1	0	1

Tabella 3-4-Trade Off Analysis

Config. Evaluation

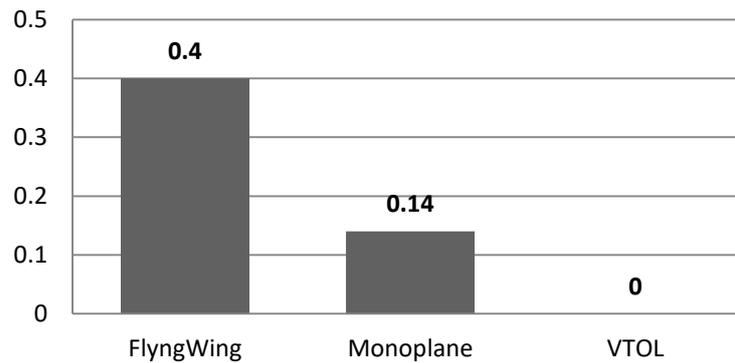


Figura 3-5-Trade Off Evaluation

Risulta quindi conveniente in base all’analisi fatta che tiene conto degli obiettivi del progetto, andare a dimensionare un velivolo tutt’ala.

3.4 – Definizione Layout e Stima Costi

Di seguito una rappresentazione grafica della struttura del mezzo che si andrà a dimensionare, con relativi elementi costitutivi e loro disposizione nell’architettura generale.

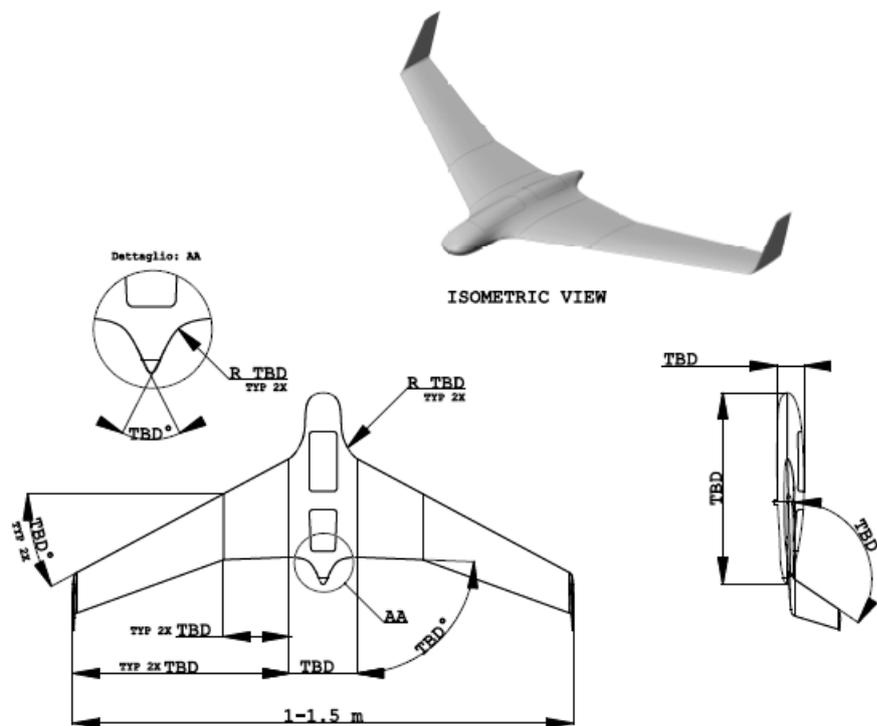


Figura 3-6-UAV Layout

Nell'immagine di figura 3.6 è stato definito il layout del velivolo; al momento, con riferimento all'analisi di mercato di tabella 3.1, l'unico parametro su cui si ha un'informazione è l'apertura alare.

L'apertura alare, se si vuole che il mezzo possa competere nella fetta di mercato in cui si deve collaudare non deve superare il metro e mezzo.

3.4.1 – Stima dei Costi

Si va ora ad effettuare un'analisi preliminare dei costi, che potrà essere poi corretta in corso d'opera, almeno per quanto riguarda le ore di *Engineering* sarà possibile alla fine del lavoro consuntivarle e correggere eventualmente la stima effettuata tramite un modello di calcolo che si andrà a breve a discutere.

Prima di passare alla stima vera e propria dei costi, accenniamo brevemente al modello di calcolo utilizzato per stimare alcune delle voci di costo oggetto di stima.

Il modello utilizzato per il calcolo dei costi relativamente ad alcune voci è il modello di *Eastlake*.

Il modello *Eastlake* è un modello di tipo statistico che usa set di equazioni esponenziali che derivano dall'applicazione del metodo dei minimi quadrati a dati pervenuti dalle analisi di mercato, relative a varie categorie di velivoli.

Questo modello di stima è nato in campo militare ed è stato in seguito rielaborato dal prof. *Charles Eastlake* per poter essere riadattato a velivoli di tipo civile.

Rimane da dire che ovviamente il modello non è stato utilizzato così come viene esposto poiché nella nostra analisi stiamo parlando di droni, ed alcune stime ottenute da questo calcolo erano fortemente in conflitto con i dati a consuntivo che derivano dall'esperienza, ma per altre voci di costo invece, sotto opportune ipotesi i risultati sono discretamente accettabili, per lo meno per una fase iniziale di stima dei costi.

Il modello *Eastlake* permette di calcolare in primo luogo le ore uomo legate ad una determinata attività di sviluppo o manufacturing, avendo come input il peso massimo al decollo del mezzo e la velocità massima stimata del mezzo ed il numero di unità che si intende produrre stima/intende produrre in un determinato lasso di tempo.

Una volta stimate le ore uomo, è possibile conoscendo il costo orario di una determinata attività il costo vero e proprio dell'attività in oggetto.

$$\begin{aligned}H_{attività} &= f(V_{max}^a; W_{TO}^b; N^c) [h] \\C_{attività} &= gH_{attività}R_h [€]\end{aligned}\tag{3.6}$$

Nelle equazioni (3.6) i parametri a , b , c sono parametri ottenuti attraverso le analisi statistiche su citate, mentre R_h è il costo orario legato all'attività presa in considerazione.

Il parametro g tiene invece conto del *CPI*, serve a tenere conto del *consumer price index* attuale, rispetto a quello del momento in cui il modello è stato elaborato.

I parametri di input del modello sono invece V_{max} , la velocità massima stimata, W_{TO} , il peso massimo al decollo ed infine N è il numero di velivolo che si stima di produrre in un lasso di tempo di 5 anni.

Per quanto riguarda N questa sarà una variabile che ci aiuterà a fare valutazioni di tipo commerciale, il peso massimo al decollo è noto, in quanto requisito di progetto ed è pari a circa 2 Kg, mentre dalle analisi di mercato ed in relazione alla velocità di crociera definita dai requisiti di missione viene stimata una velocità massima di circa 20 m/s.

Va sottolineato che per la velocità massima stiamo parlando di una stima, che in base alle considerazioni fatte è abbastanza conservativa, ma il valore effettivo verrà calcolato in seguito.

Passiamo ora ad elencare le varie macro aree di costo e da quali voci di costo ciascuna di esse è composta.

Per ogni voce di costo cercheremo di stimare un valore di ore uomo necessario all'adempimento di quella attività e quindi un costo.

Dove il modello *Eastlake* non risultasse adeguato, faremo considerazioni di altra natura per stimare il costo.

L'obiettivo è quello di stimare il costo unitario del prodotto al variare del numero di unità che verranno prodotte.

Altre considerazioni di tipo economico/commerciale verranno lasciate alla fine del capitolo.

Sostanzialmente possiamo racchiudere tutte le voci di costo in 3 macro aree, legate a *sviluppo*, *manufacturing* ed *equipment* e *qualità prodotto*.

Ulteriore osservazione da fare è che il modello *Eastlake* più generico è stato corretto tenendo conto la natura di sistema a propulsione elettrica, quale è l'UAV. Va comunque sottolineato in maniera anche abbastanza marcata, che tale modello di stima essendo basato su dati statistici di velivoli appartenenti a tutt'altra classe, potrebbe portare delle discrepanze a consuntivo.

Nel seguito il fattore K è un fattore correttivo che tiene in conto la diversa natura del velivolo che si studia rispetto a quelli per cui tale modello nasce.

Oggetto di futuri studi, potrebbe essere la raccolta dati relativa alla classe UAV oggetto di studio al fine di definire un modello di stima (valutando in maniera precisa K attraverso un'analisi statistica) costi consono e coerente alle tecnologie produttive, di design e di materiali per questa categoria di velivoli.

- ***RDT&E (Research Development Test & Evaluation):*** Sotto questa voce sono racchiusi diversi costi, per lo più si tratta di costi non ricorrenti, legati allo sviluppo del prodotto in termini diretti, andiamo ad elencare i vari costi che fanno parte di questa categoria e vediamo come sono stati stimati:
 - ***Cost of Engineering (COSTO NON RIC.):*** E' il costo legato all'ingegneria di sviluppo prodotto.
Viene calcolato, partendo dal computo delle ore uomo necessarie all'attività attraverso le seguenti relazioni.

$$H_{ENG} = 0.0396 W_{TO}^{0.791} V_{MAX}^{1.526} N^{0.183}$$

$$C_{ENG} = 2.0969 H_{ENG} R_{ENG} K CPI_{2020}$$

(3.7)

- ***Cost of Tooling (COSTO NON RIC.):*** Tiene conto del costo relativo ai Tools necessari alla fase sia di prototipazione, che della successiva fase di produzione.

Nel calcolo del Tooling, oltre al valore ottenuto dal modello *Eastlake* viene considerato l'eventuale investimento relativo a macchinari necessari (Taglio filo a caldo per il materiale di cui sarà costituito il frame).

$$H_{TOOL} = 1.0032 W_{TO}^{0.764} V_{MAX}^{0.899} N^{0.178} Q_m^{0.066}$$

$$C_{TOOL} = 2.0969 H_{TOOL} R_{TOOL} K CPI_{2020} + C_{IMP} \quad (3.8)$$

Nelle equazioni (3.8) compare il termine Q_m che rappresenta il numero di velivoli prodotti al mese, funzione ovviamente di N e del lasso di tempo che stiamo considerando come utile al rientro dei costi. Il termine C_{imp} è invece il termine di costo legato ad investimenti su impianti e/o macchinari necessari all'avvio di un'eventuale produzione in serie, andrà ovviamente valutato in base al volume di produzione che si intende affrontare N .

○ **Development & Support (COSTO NON RICORRENTI):**

Tiene conto dei costi generale legati ad entità quali amministrazione, risorse umane, impianti e manutenzione e simili.

$$C_{DEV} = 0.06458 W_{TO}^{0.873} V_{MAX}^{1.89} N^{0.346} K CPI_{2020} \quad (3.9)$$

○ **Flight Test & Certification (COSTO NON RIC.):** Tiene conto dei costi legati all'intero processo di *testing* e sviluppo per l'acquisizione della certificazione al volo:

$$C_{FT} = (0.009646 W_{TO}^{1.16} V_{MAX}^{1.3718} N_P^{1.281} CPI_{2020} F_{CERT} K) + C_{cert} \quad (3.10)$$

Nell'espressione (3.10) il termine fra parentesi rappresenta il costo legato alla gestione interna di *flight testing* e certificazione.

Il termine N_P è il numero di prototipi utilizzato in questa fase, che noi stimiamo essere pari a 2; il termine F_{CERT} rappresenta una sorta di grado di severità legato al tipo di certificazione che si intende adottare per il velivolo, nella fattispecie del nostro caso *ENAC* ed in una scala da 1 a 10 viene assunto pari a 5.

Il termine C_{cert} rappresenta il costo dell'ente di certificazione in termini di fornitore esterno atto ad erogare il servizio di certificazione.

Come si è visto tutti i costi fin qui presi in esame sono costi indiretti, il loro totale verrà poi spalmato in base sul numero totale di velivoli in produzione in base alle stime di vendita.

Passiamo ora alla stima dei costi legati al *manufacturing* ed agli *equipment*; questi sono tutti costi di natura ricorrente e vanno dunque presi in considerazione per ogni unità prodotta.

Prima di passare all'analisi di questi costi è opportuno capire cosa sono si intende per *equipment* nello specifico.

Gli *equipment* sono tutti gli strumenti ed/o apparati che contribuiscono a rendere il mezzo operativo e funzionale allo scopo.

Si tratta nello specifico dell'avionica e del *payload* con cui il mezzo sarà equipaggiato.

L'avionica del velivolo è costituita dai seguenti apparati:

1. Centralina;
2. GPS;
3. Pitot;
4. Trasmettitore/Telemetria;
5. Batteria;
6. LED;
7. BEC;

Si entrerà più avanti nel merito di quali elementi sono stati definiti e ad una sommaria descrizione delle loro caratteristiche.

Ovviamente nel computo dei costi ricorrenti rientrerà anche il costo del gruppo propulsivo e dei materiali sia per la realizzazione del *frame* sia di ausilio (cablaggi e varie).

- ***Manufacturing & Equipment:*** Vediamo ora quali sono le voci di costo legate a questa macro area, e come sono stati stimati:
 - ***Cost of Manufacturing (COSTI RICORRENTI):*** Sono I costi legati in maniera diretta o indiretta alla produzione del mezzo, vengono computati calcolando prima le ore uomo:

$$H_{MFG} = 9.6613 W_{TO}^{0.74} V_{MAX}^{0.543} N^{0.524}$$

$$C_{MFG} = 2.0969 H_{MFG} R_{MFG} CPI_{2020}K \quad (3.11)$$

- **Equipment (COSTI RICORRENTI):** Stimati sommando il contributo degli apparati su citati, i cui costo è stato ottenuto da indagini di mercato, rifacendosi a velivoli con caratteristiche simili al nostro:

$$C_{equip} = C_{avionica} + C_{payload} \quad (3.12)$$

- **Cost of Material (COSTI RICORRENTI):** Includono sia i costi legati al materiale necessario alla realizzazione del *frame* sia i costi legati a cablaggi ed altre strutture varie.

Tale costo potrà ovviamente essere stimato con maggior efficienza una volta che tutta la struttura sarà stata dimensionata, ma per il momento è calcolato attraverso la seguente relazione:

$$C_{MAT} = 24.896 W_{TO}^{0.689} V_H^{0.624} N^{0.792} CPI_{2020}K \quad (3.13)$$

- **Cost of Engine (COSTI RICORRENTI):** Viene qui stimato il attraverso le seguenti relazioni il costo rispettivamente di motore, *propeller*, *Power Management system* e batterie.

Verrà poi maggiormente dettagliato a seguito del dimensionamento della spinta necessaria.

$$\begin{aligned} C_{EM} &= 174 N_{PP} P_{EM} CPI_{2020} \\ C_{PMS} &= 150 P_{EM} CPI_{2020} \\ C_{BAT} &= 200 E_{BAT} CPI_{2020} \\ C_{SCPROP} &= 210 N_{PP} D_P^2 \left(\frac{P_{SH}}{D_P} \right)^{0.12} CPI_{2020} \end{aligned} \quad (3.14)$$

Nell'espressione (3.14) abbiamo come parametri di input N_{PP} , ovvero il numero di motori (uno nel nostro caso) e P_{SHP} , la potenza del motore, che abbiamo stimato da velivoli di categoria simile al nostro come circa 0.2 HP.

Troviamo poi P_{EM} , E_{BAT} , D_P che rappresentano rispettivamente la potenza elettrica del motore, l'energia delle batterie utilizzate e il diametro del propeller messo in rotazione dal motore.

Tutte le grandezze sono state stimate da velivoli di categoria simile.

- **Costi Qualità Prodotto (COSTI RICORRENTI):** I costi legati alla qualità sistema, ovvero gestione a fin che il sistema qualità soddisfi i requisiti dell'ente certificatore sono stati annegati nelle voci costi sviluppo e costo certificazione. Si intendono qui i costi legati direttamente alla qualità prodotto, ovvero collaudi dimensionali collaudi accettazioni fornitori emissione di documentazione e report e via dicendo.

$$C_{QC} = 0.12 K C_{MFG} \quad (3.15)$$

Abbiamo quindi fin qui distinto ed elencato tutti i costi ricorrenti e non ricorrenti legati allo sviluppo ed alla produzione del nuovo velivolo.

Prima di tirare le somme riguardo al calcolo del costo totale facciamo un'altra considerazione riguardo al fattore QFD (*Quantity Discount Factor*), calcolato come segue:

$$QFD = (F_{exp})^{1.4427 \ln(N)} \quad (3.16)$$

Questo coefficiente tiene conto della curva di apprendimento legato allo sviluppo ed alla produzione del prodotto.

Al crescere delle serie prodotte, aumenta la competenza e efficienza del personale, con una riduzione delle ore necessarie allo svolgimento delle varie attività.

Il valore del parametro F_{exp} viene assunto pari a 0.85 in base a considerazioni di tipo bibliografico.

Nel grafico l'andamento del costo di produzione al variare del numero di unità prodotte.

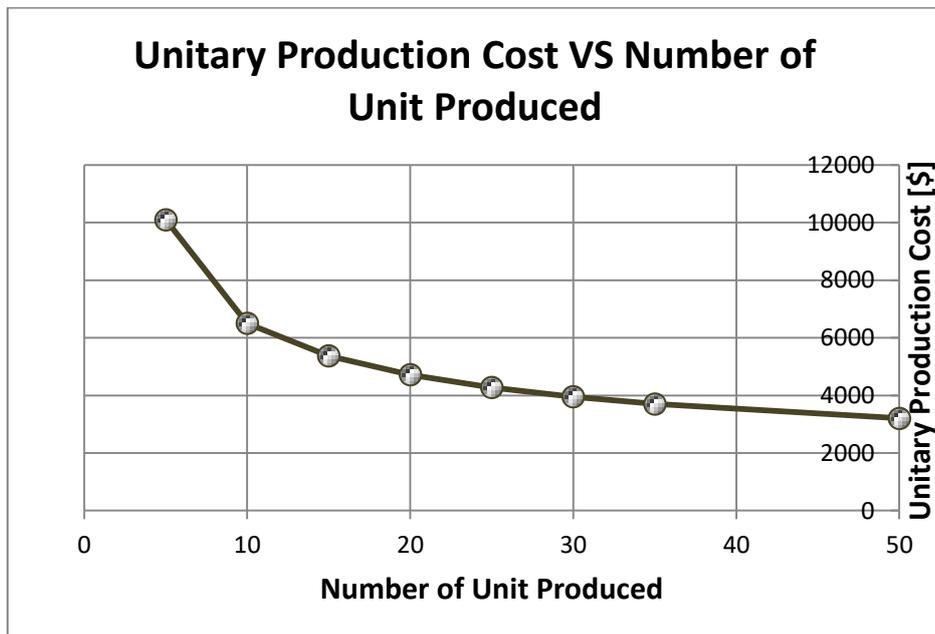


Figura 3-7 – Cost Estimation

Nell'immagine di figura i costi di produzione, considerando diversi scenari in relazione al numero di unità prodotte in un periodo di 2 anni.

Sara oggetto di analisi qui non trattate le valutazioni del punto di pareggio e di tutta la *break even point analysis*.

Capitolo 4 : Analisi dei Vincoli

Nel presente capitolo, partendo dai requisiti di progetto in precedenza definiti si passerà alla determinazione dei *constrain diagrams* rispondenti ad ogni requisito. Una volta determinati i digrammi per ogni singolo requisito verranno plottati in un unico grafico da cui si determinerà infine il punto di progetto, utile alle successive fasi di progetto.

4.1 – Stima Preliminare

Per la determinazione del rapporto peso potenza in funzione del carico alare verranno utilizzate le equazioni classiche della meccanica del volo, note le performance richieste attraverso i requisiti di progetto.

Nello specifico verranno scritte una serie di equazioni, nella seguente forma:

$$\begin{aligned}\left(\frac{W}{P}\right)_{V_s} &= f_1\left(\frac{W}{S}, V_s\right); \\ \left(\frac{W}{P}\right)_{V_{max}} &= f_2\left(\frac{W}{S}, V_{max}\right); \\ \left(\frac{W}{P}\right)_{ceiling} &= f_3\left(\frac{W}{S}, h_c\right); \\ \left(\frac{W}{P}\right)_{turn} &= f_4\left(\frac{W}{S}, V_{turn}, R_{turn}\right). \\ \left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} &= f_5\left(\frac{W}{S}, ROC\right).\end{aligned}\tag{4.1}$$

Tutte le equazioni (4.1) una volta plottate su un unico grafico esprimeranno l'andamento del *Power Loading* (W/P) in funzione del carico alare.

Tali funzioni, definiranno sul *constrain diagram* una regione comune, in cui tutti i requisiti del velivolo saranno soddisfatti.

Prese le funzioni singolarmente l'area sottesa a ciascuna di esse è quella in cui i requisiti sono soddisfatti.

Combinando le funzioni sul diagramma possono essere identificati anche più punti di progetto, ma alla fine andrà scelto quello con il maggior rapporto peso potenza, che minimizza la spinta richiesta e quindi anche i costi del sistema propulsivo.

Noto il punto di progetto, attraverso le seguenti relazioni verranno ricavate la superficie alare di riferimento e la potenza necessaria.

$$(S)_d = W_{To} / (W/S)$$

$$(P)_d = W_{To} / (W/P)$$
(4.2)

Tuttavia per l'utilizzo delle equazioni (4.2) è richiesta la conoscenza di tutta una serie di parametri che in questa fase del progetto, non essendo ancora stata definita in dettaglio la geometria del mezzo (soprattutto dell'ala), non possono essere calcolati.

Per la stima preliminare di questi dati si farà riferimento a valori statistici derivanti dall'analisi di velivoli di categoria simile.

Sono stati scelti per questa stima, cinque velivoli, con massa operativa al decollo e prestazioni simili a quelle del velivolo che si sta studiando.

	hac[m]	m[Kg]	S[m2]	b[m]	Vmax[m/s]	Pmax[W]
UX-11	1000	1.5	0.35	1.1	20.00	100
DataHawk	5000	2.15	0.47	1.16	25.00	360
Birdie	540	2.5	0.4	1.4	25.00	360
Buzzard	1000	1.9	0.5	1.2	28.00	250
Santhera PhX	4500	1.9	0.45	1.4	25.00	250

Tabella 4-1-Velivoli di riferimento

Nella tabella sono riportati per i velivoli di riferimento alcuni parametri che utilizzeremo nella stima preliminare dei coefficienti da utilizzare nelle (4.2).

Il primo parametro che andremo a stimare è il coefficiente C_{D_0} , ovvero il coefficiente di resistenza a portanza nulla.

$$C_{D_0} = \frac{2 \frac{P_{SL_{MAX}} \eta_P}{V_{MAX}} - \frac{4KW^2}{\rho \sigma V_{MAX}^2 S}}{\rho_0 V_{MAX}^2 S}; \quad (4.3)$$

Nella relazione (4.3) compare η_P , il *propeller efficiency* che è assunto pari a circa $0.7 \div 0.85$ in condizioni di velocità massima.

Nell'equazione (4.3) compare $P_{SL_{max}}$ la massima potenza al livello del mare, la velocità massima; inoltre abbiamo la densità ρ alla quota di volo, calcolata attraverso le tabelle dell'atmosfera standard alla quota di crociera.

Il coefficiente σ è il rapporto fra la densità alla quota considerata e la densità ρ_0 al livello del mare.

Per i velivoli riportati in tabella 4.1 sono stati ricavati attraverso considerazioni e valutazioni grafiche, le caratteristiche dell'ala in pianta.

Queste caratteristiche sono state poi utilizzate per calcolare attraverso le seguenti relazioni le grandezze utili a stimare l'*aspect ratio* ed il coefficiente di *oswald*:

$$MAC = \frac{2}{3} C_r \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right); \quad AR = \frac{b}{\bar{C}};$$

$$e = \frac{1}{1.05 + 0.007\pi AR}; \quad K = \frac{1}{\pi e AR}; \quad (4.4)$$

Nelle espressioni (4.4) compaiono il rapporto di rastremazione λ , la corda media aerodinamica \bar{C} ed la corda alla radice C_r .

Va ricordato come il rapporto di rastremazione sia definito appunto come rapporto fra la corda al *tip* e la corda alla radice.

Nella seguente tabella riassunti i parametri geometrici dell'ala che fungono da input alle equazioni (4.4).

Inoltre il fattore di Oswald è stato stimato attraverso il modello di *Obert*, che consente di approssimare attraverso l'*Aspect Ratio*.

	b[m]	S[m2]	Ct[m]	Cr[m]	λ	MAC[m]	$\Lambda LE[^\circ]$	$\Lambda TE[^\circ]$	AR	e	K	Cd0
UX-11	1.10	0.35	0.23	0.31	0.74	0.27	33	22	4.10	0.8771	0.089	0.038
DataHawk	1.16	0.41	0.27	0.31	0.87	0.29	23	21	4.00	0.8788	0.091	0.063
Birdie	1.40	0.54	0.27	0.38	0.71	0.33	22	13	4.30	0.8737	0.085	0.048
Buzzard	1.20	Non disponibile										
Santhera	1.40	0.42	0.25	0.35	0.71	0.30	22	13	4.70	0.867	0.078	0.042

Tabella 4-2-Calcolo K e Cd0

Questi valori verranno utilizzati per il calcolo di un coefficiente K e di un *induced drag factor* medi.

$$\bar{K} = \frac{1}{5} \sum_{i=1}^5 K_i = 0.087$$

$$\bar{C}_{D_0} = \frac{1}{5} \sum_{i=1}^5 C_{D_{0i}} = 0.05$$

(4.5)

4.2 – Velocità di Stallo

Come ben noto la velocità di stallo rappresenta la minima velocità del mezzo in cui il velivolo deve essere dimensionato in modo tale che in condizioni siano garantite condizioni di equilibrio orizzontale per qualsiasi valore di velocità, dalla minima, pari alla velocità di stallo alla massima.

Dall'equazione della portanza, abbiamo che in condizioni di volo livellato alla velocità di stallo, per garantire equilibrio fra portanza e peso, il coefficiente di portanza deve essere massimo:

$$W = L = \frac{1}{2} \rho V_S^2 S C_{L_{max}}$$

(4.6)

Nella (4.6) compaiono come termini la densità alla quota di volo considerata ed il coefficiente di portanza massimo; l'equazione può essere riscritta nella seguente forma:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_S} = \frac{1}{2} \rho V_S^2 C_{L_{max}} \quad (4.7)$$

Come si può notare dall'equazione (4.7) per il requisito di velocità di stallo, il carico alare non è funzione del *Power Loading*.

In generale è auspicabile una velocità di stallo più bassa possibile, che si traduce in una maggiore sicurezza del volo.

Il requisito sulla velocità di stallo è importante soprattutto in fase di decollo, che nel caso del nostro mezzo è fatto tramite *Hand Lanch*.

Nell'equazione (4.7) la velocità di stallo è un dato di progetto, le incognite sono la densità, calcolabile dalle tabelle sull'atmosfera standard e il coefficiente di portanza massimo.

In questo momento il $C_{L_{max}}$ può solo essere stimato in base all'osservazione di velivoli con caratteristiche simili; viene assunto pari a 1,1.

Per quanto riguarda la densità, essa viene assunta pari a quella al livello del mare, poiché a tale valore corrisponde il minimo valore di velocità di stallo.

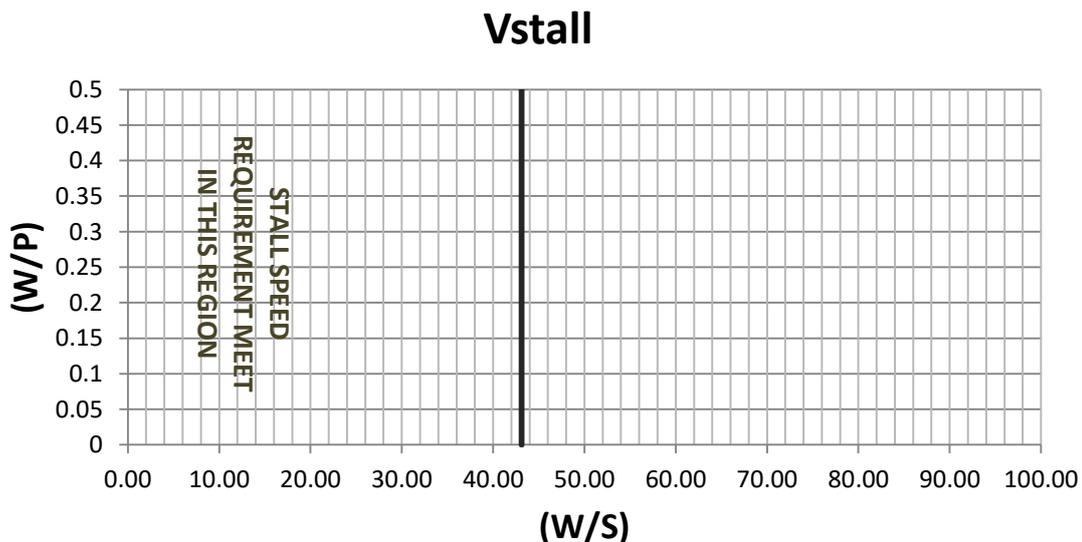


Figura 4-1-Stall Speed Requirement

Come si osserva dal grafico di figura 4.1 il requisito sulla velocità di stallo è rispettata per tutti i punti alla sinistra della retta che definisce l'equazione (4.7).

4.3 – Velocità Massima

Un altro importante requisito prestazionale è quello inerente alla velocità massima del mezzo; questo è il requisito che va a pesare maggiormente sul dimensionamento della potenza del motore.

Richiamiamo brevemente come vengono derivate le equazioni che poi verranno utilizzate per la rappresentazione grafica del requisito di velocità massima.

In condizioni di volo livellato abbiamo che devono essere rispettate le seguenti equazioni di equilibrio:

$$\begin{aligned} T_{max} &= D_{max} \\ L &= W \end{aligned} \tag{4.8}$$

Dove la portanza e la resistenza sono le due azioni aerodinamiche scrivibili come:

$$\begin{aligned} L &= \frac{1}{2} \rho V_{max}^2 S C_L \\ D &= \frac{1}{2} \rho V_{max}^2 S C_D \end{aligned} \tag{4.9}$$

Bisogna considerare come la spinta decresca al crescere della quota; tale relazione tra spinta e quota può essere riscritta attraverso la seguente espressione:

$$T_{alt} = T_{SL} \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right) = T_{SL} \sigma \tag{4.10}$$

Nell'espressione (4.10) abbiamo la spinta alla quota ricercata, la densità a tale quota e la densità a livello del mare; T_{SL} è la spinta al livello del mare.

Sostituendo la (4.10) nella prima equazione delle (4.8) otteniamo:

$$T_{SL}\sigma = \frac{1}{2}\rho V_{max}^2 S C_D \quad (4.11)$$

Consideriamo ora il coefficiente di resistenza come dato dalla somma di due contributi

$$C_D = C_{D_0} + K C_L^2 \quad (4.12)$$

Il coefficiente di resistenza a portanza nulle e l'*induced drag factor* sono stati in precedenza definiti attraverso le espressioni (4.3) e (4.4).

Sostituendo la (4.12) nella (4.11) otteniamo quanto segue:

$$T_{SL}\sigma = \frac{1}{2}\rho V_{max}^2 S (C_{D_0} + K C_L^2) \quad (4.13)$$

Sostituendo la seconda delle equazioni (4.8) nella prima delle equazioni (4.9) possiamo ricavare il coefficiente di portanza attraverso la seguente espressione:

$$C_L = \frac{2W}{\rho V_{max}^2 S} \quad (4.14)$$

Sostituendo la (4.14) nella (4.13) possiamo riscrivere:

$$T_{SL}\sigma = \frac{1}{2}\rho V_{max}^2 S \left(C_{D_0} + K \left[\frac{2W}{\rho V_{max}^2 S} \right]^2 \right) \quad (4.15)$$

L'equazione può essere semplificata come:

$$T_{SL}\sigma = \frac{1}{2}\rho V_{max}^2 S C_{D_0} + \frac{1}{2}\rho V_{max}^2 S K \left[\frac{2W}{\rho V_{max}^2 S} \right]^2 = \frac{1}{2}\rho V_{max}^2 S C_{D_0} + \frac{2KW^2}{\rho V_{max}^2 S} \quad (4.16)$$

Dividendo ambo i membri della (4.16) per il peso W otteniamo:

$$\left(\frac{T_{SL}}{W} \right)_{V_{max}} = \rho_0 V_{max}^2 C_{D_0} \frac{1}{2 \left(\frac{W}{S} \right)} + \frac{2K}{\rho \sigma V_{max}^2} \left(\frac{W}{S} \right) \quad (4.17)$$

L'equazione (4.17) può ancora essere riscritta nella seguente forma semplificata, che evidenzia per la spinta, un andamento decrescente del rapporto spinta peso.

$$\left(\frac{T_{SL}}{W}\right)_{V_{max}} = \frac{aV_{max}^2}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{b}{V_{max}^2} \left(\frac{W}{S}\right) \quad (4.18)$$

Ricordiamo ora che nel nostro caso il sistema propulsivo non è un turbo getto o simile, ma più assimilabile ad un turbo albero; l'equazione (4.18) scritta in termini di spinta va quindi riadattata in termini di potenza.

In condizioni di volo orizzontale, la potenza disponibile deve essere uguale alla potenza richiesta, si può quindi scrivere:

$$P_{avl} = P_{req} \Rightarrow \eta_P P_{max} = TV_{max} \quad (4.19)$$

L'andamento della potenza in funzione della quota può essere riscritto in maniera analoga a come fatto nella (4.10) per la spinta:

$$P_{alt} = P_{SL} \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right) = P_{SL} \sigma \quad (4.20)$$

Sostituendo la (4.20) nella (4.19) possiamo scrivere:

$$\eta_P P_{SL} \sigma = TV_{max} \Rightarrow T = \frac{\eta_P P_{SL} \sigma}{V_{max}} \quad (4.21)$$

Infine sostituendo la (4.21) nella (4.17) e riscrivendo in termini di rapporto peso/potenza otteniamo:

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_{V_{max}} = \frac{\eta_P}{\frac{1}{2} \rho_0 V_{max}^3 C_{D_0} \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2K}{\rho \sigma V_{max}} \left(\frac{W}{S}\right)} \quad (4.22)$$

L'equazione (4.22) riproponendo l'utilizzo delle costanti a e b come per la (4.18) può essere riscritta come segue modo, evidenziando a denominatore un contributo

cubico della velocità, a differenza di quanto accadeva per la spinta in cui il contributo a della velocità è quadratico a numeratore.

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_{V_{max}} = \frac{\eta_P}{\frac{aV_{max}^3}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{b}{V_{max}} \left(\frac{W}{S}\right)} \quad (4.23)$$

Come si può osservare dalla (4.23) il *Power Loading* è una funzione non lineare del carico alare.

Con i dati di progetto del nostro mezzo, il *Power Loading* in funzione del carico alare ha l'andamento riportato nella seguente immagine di figura.

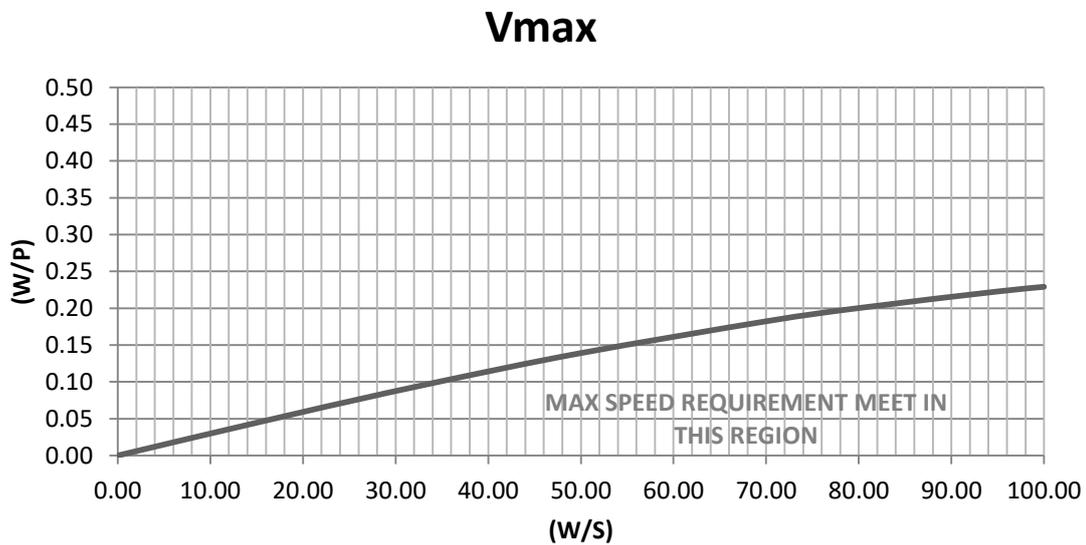


Figura 4-2-Maximum Speed Requirement

Con riferimento all'immagine di figura 4.2, il requisito sulla velocità massima è soddisfatto per tutti i punti di progetto giacenti nell'area sottesa alla curva.

4.4 – Quota massima Tangenza

L' *absolute ceiling* è la massima quota che il velivolo può mantenere in condizioni di volo orizzontale; in altri termini è la quota per cui il *Rate of Climb* è pari a zero.

$$ROC = \frac{P_{avl} - P_{req}}{W} = \frac{\eta_P P - DV}{W} \quad (4.24)$$

Nell'espressione (4.24) compaiono a numeratore la potenza disponibile e la potenza richiesta, a denominatore il peso; tale rapporto prende anche il nome di eccesso di potenza specifico.

La velocità per cui si ottiene il massimo rateo di salita può essere ricavata attraverso la seguente espressione:

$$V_{ROC_{max}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}}} \quad (4.25)$$

Sostituendo la (4.25) nella (4.24) otteniamo quanto segue:

$$ROC_{max} = \frac{\eta_P P_{max}}{W} - \frac{D}{W} \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}}} \quad (4.26)$$

Sostituendo la seconda espressione delle (4.9), che esprime la resistenza aerodinamica in funzione della superficie alare nella (4.26) otteniamo:

$$ROC_{max} = \frac{\eta_P P_{max}}{W} - \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 S C_D}{W} \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}}} \quad (4.27)$$

L'espressione (4.27) può ancora essere semplificata:

$$ROC_{max} = \frac{\eta_P P_{max}}{W} - \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{max} \eta_P}\right)} \quad (4.28)$$

Manipolando la (4.28) evidenziando a primo termine W/P :

$$\left(\frac{W}{P}\right) = \frac{1}{\frac{ROC}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{max} \eta_P}\right)}} \quad (4.29)$$

Essendo per definizione *l'absolute ceiling*, la quota per cui si ha un *rate of climb* pari a zero possiamo infine scrivere, tenendo sempre presente di esprimere attraverso la (4.20) la potenza in quota in funzione della potenza al *sea level*:

Il rapporto (L/D) è stato assunto pari a 8 in prima battuta da confronto con velivoli d categoria simile.

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_{AC} = \frac{\sigma_{AC}}{\sqrt{\frac{2}{\rho_{AC} \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{max} \eta_P}\right)}} \quad (4.30)$$

Absolute Ceiling

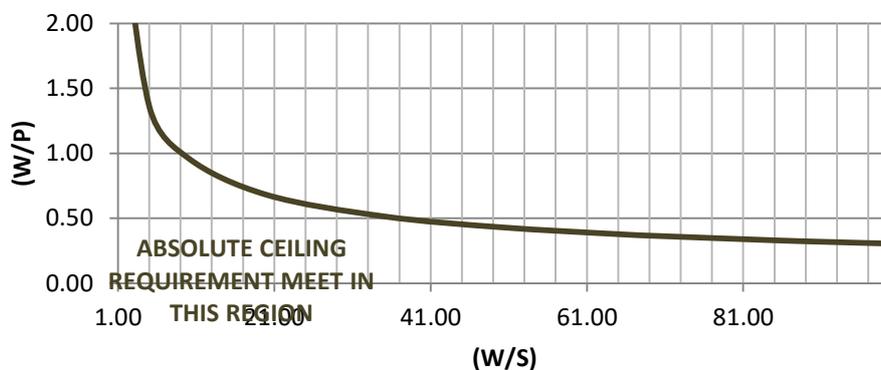


Figura 4-3-Absolute Ceiling Requirement

4.5 – Virata a velocità costante

Per la tipologia di mezzo oggetto di studio, il requisito sulla virata nel piano laterale non costituisce di per sè un requisito particolarmente stringente.

L'unico vincolo è che si riesca a consentire un raggio di virata minimo, tale da garantire il risultato fotografico.

In condizioni di virata nel piano laterale, alla velocità V e fattore di carico n valgono le seguenti relazioni:

$$(V)_{R_{min}} = \sqrt{\frac{4K(W/S)}{\rho(T/W)}}; n_{R_{min}} = \sqrt{2 - \frac{4KC_{D_0}}{(T/W)^2}} \quad (4.31)$$

Il minimo raggio di virata può essere scritto come:

$$\begin{aligned} R_{min} &= \frac{V_{R_{min}}^2}{g \sqrt{n_{R_{min}}^2 - 1}} = \frac{4K(W/S)}{\rho(T/W)} \frac{1}{g \sqrt{2 - \frac{4KC_{D_0}}{(T/W)^2} - 1}} \\ &= \frac{4K(W/S)}{\rho(T/W)} \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{4KC_{D_0}}{(T/W)^2}}} \end{aligned} \quad (4.32)$$

Sostituendo la (4.21) nella (4.32) possiamo scrivere:

$$R_{min} = \frac{4K(W/S)}{g\rho \left(\frac{\eta_p P_{SL}}{V_{R_{min}}} / W \right)} \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{4KC_{D_0}}{\left(\frac{\eta_p P_{SL}}{W V_{R_{min}}} \right)^2}}} \quad (4.33)$$

Quindi il *Power Loading* a livello del mare può essere riscritto, rimanipolando la (4.33) attraverso la seguente espressione:

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_{turn} = \frac{\frac{\eta_{pr}\sigma}{V_{turn}}}{\left[\left(\frac{V_{turn}^4}{(R_{min}g)^2} + 1\right) \frac{K(W/S)}{\frac{1}{2}\rho V_{turn}^2} + \frac{1}{2}\rho V_{turn}^2 \frac{C_{D0}}{(W/S)} \right]} \quad (4.33)$$

Constnt level-speed Turn

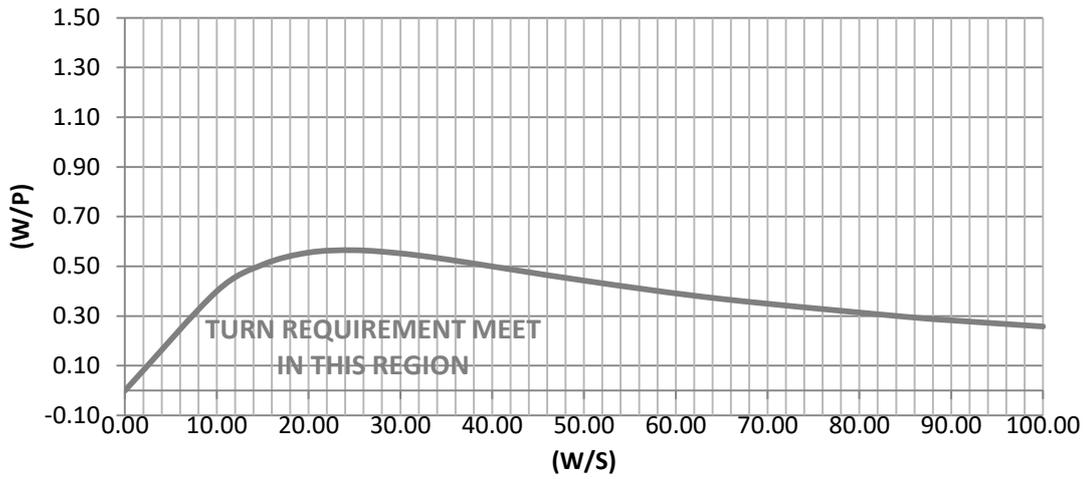


Figura 4-4 – Turn Requirement

4.6 – Rateo di Salita

Altro requisito da tenere in considerazione è quello sul ROC, che, per analogia con velivoli della stessa categoria viene posto pari a 3 m/s.

Attraverso la seguente relazione è possibile esprimere il rapporto perso potenza in funzione del carico alare:

$$\left(\frac{W}{P}\right) = \frac{1}{\frac{ROC}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{\left(\frac{L}{D}\right)_{max} \eta_P}\right)}$$

(4.34)

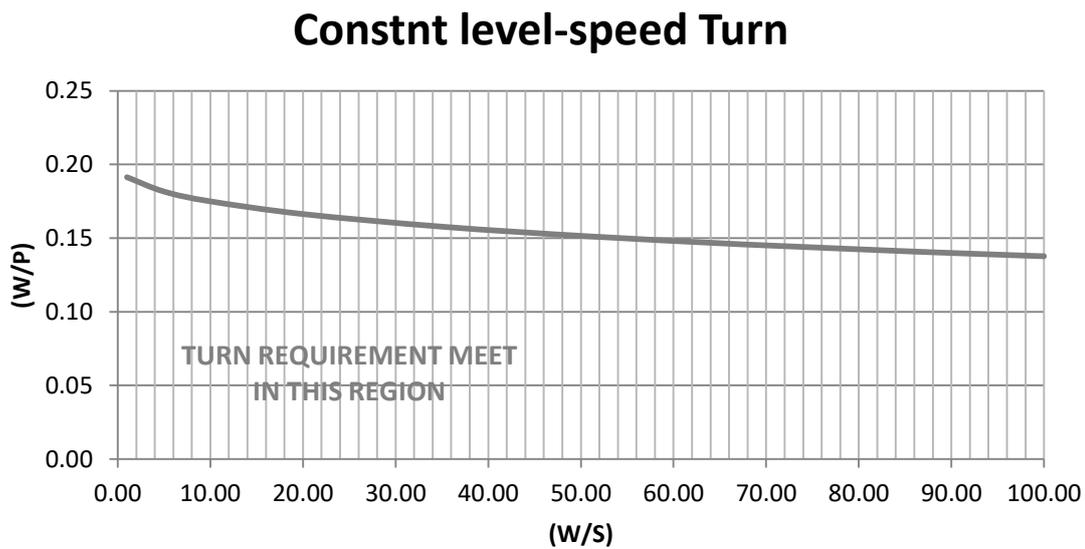


Figura 4-5 – Rate of climb Requirement

4.7 – Constrain Diagram

Determinate le equazioni master e quindi gli andamenti prestazionali per ogni requisito, questi possono essere plottati su di un unico grafico, attraverso cui sarà possibile valutare il punto di progetto.

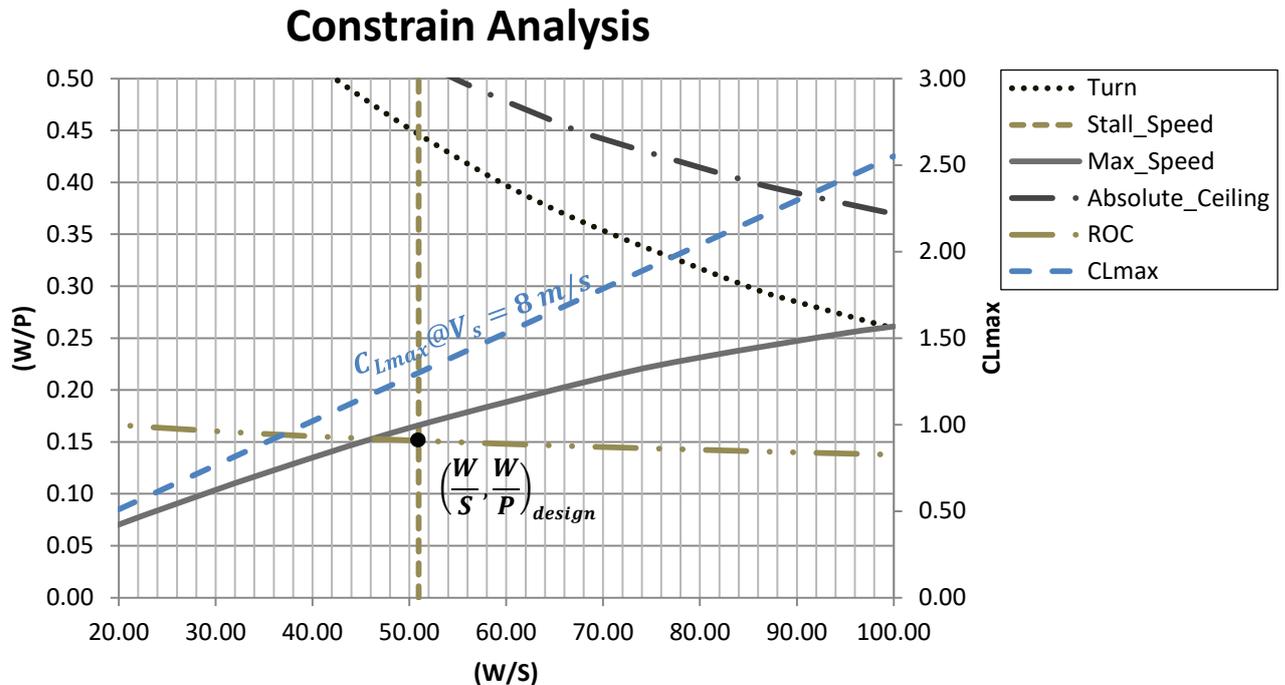


Figura 4-6 – Definizione punto progetto

Come si può osservare dal grafico di figura (4.5) i requisiti che pesano di più e che quindi sono più stringenti sul dimensionamento sono quello sulla velocità massima e sulla velocità di stallo.

Otteniamo quindi per il punto di progetto quanto segue, ricordando che la massa del drone è un dato di progetto ed è pari a 2 [Kg].

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{design} = 51.00 \left[\frac{N}{m^2} \right] \Rightarrow S_{design} = 0.40 [m^2]$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{design} = 0.152 \left[\frac{N}{W} \right] \Rightarrow P_{design} = 129 [W]$$

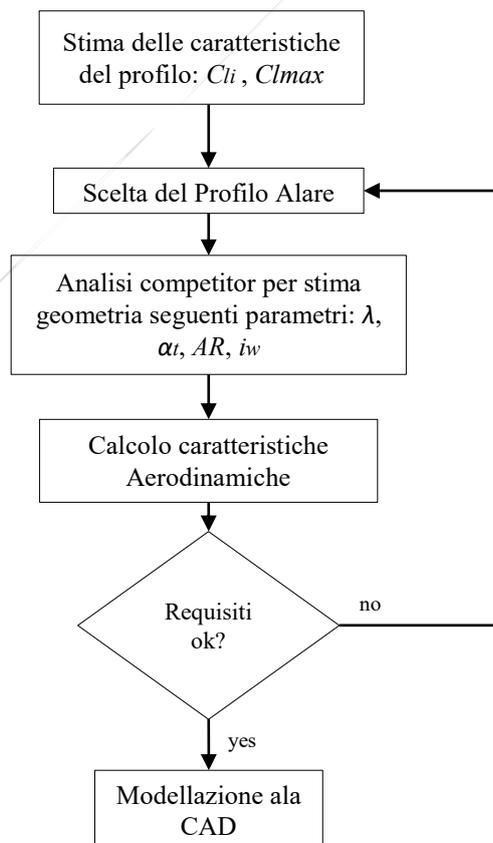
Capitolo 5 : Progetto Ala

Avendo a disposizione come dati il rapporto peso potenza ed il carico alare si può procedere ora ad un dimensionamento preliminare della geometria alare.

Si procederà dunque in primo luogo alla scelta del profilo alare che meglio si adatta a quelli che sono le nostre specifiche di progetto.

Successivamente attraverso dettagliata analisi delle caratteristiche in termini di geometria alare dei competitor, verranno in prima approssimazione stimate le caratteristiche geometriche dell'ala.

Si procederà poi al calcolo delle caratteristiche aerodinamiche che l'ala ipotizzata può sviluppare, ed attraverso un procedimento *trial and error*, si correggeranno tali risultati al fine di incontrare le specifiche di progetto.



5.1 – Definizione Profilo Alare

Avendo a che fare con un velivolo *Tailless*, uno dei fattori determinanti nella scelta del profilo è la questione della stabilità statica.

Esistono due approcci possibili per ottenere stabilità statica, il primo consiste nell'adoperare un'ala con elevato angolo di freccia ed un opportuno svergolamento (Aerodinamico e/o geometrico), utilizzando profili Alari in cui $C_{m_{ac}} \approx 0$.

Il secondo approccio consiste nell'utilizzo di una geometria alare con bassa freccia e svergolamento nullo (o quasi).

Nel secondo caso vengono impiegati profili detti autostabili o *reflex*, in cui si ha $C_{m_{ac}} > 0$.

Nel nostro caso, la scelta progettuale ricadrà sul secondo approccio per due motivi:

- Riduzione di peso: abbiamo infatti che per poter avere stabilità oltre allo svergolamento ed alla freccia anche l'allungamento alare gioca un ruolo importante.
Ovviamente maggior allungamento alare, comporta un aumento del peso del velivolo.
- Riduzione dei costi: Abbiamo nel secondo caso minori costi legati alla producibilità di una geometria alare più semplice.

Andremo di seguito ad analizzare alcuni profili *Reflex* al fine di individuare quello più idoneo alle nostre necessità.

Le grandezze che verranno confrontate fra i vari profili sono le seguenti:

- Coefficiente di Portanza massimo: $C_{L_{max}}$;
- Coefficiente di momento aerodinamico: $C_{m_{ac}}$;
- Rapporto di efficienza Aerodinamica: C_L/C_D .

Al fine di garantire stabilità statica longitudinale, il profilo scelto deve essere in grado di generare un momento positivo attorno al centro aerodinamico.

I profili in grado di soddisfare tale requisito sono i profili *Reflex*, grazie al loro incurvamento negativo in prossimità del bordo di fuga.

Essendo il coefficiente di del profilo positivo, si genera un momento a cabrare, che compensa il momento a picchiare delle risultanti aerodinamiche rispetto al baricentro.

I profili che andremo a confrontare sono i seguenti:

- *Eppler 334*;
- *Eppler 339*;
- *Fauvel*;
- *MH 70*;
- *MH 78*;
- *MH 81*;
- *MH 82*.

I profili su elencati verranno analizzati attraverso *xflr5*, un software simile a *Xfoil* che consente di analizzare sia i profili isolati, che l'intera geometria alare, attraverso differenti algoritmi fra cui *VLM* ed *LLT*.

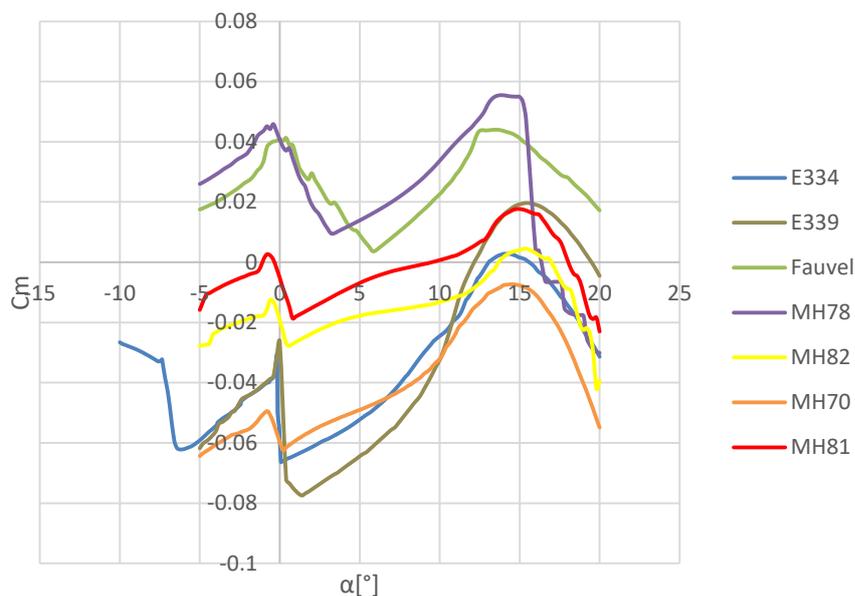


Figura 5-1 – $C_m = f(\alpha)$ per i profili studiati

Gli unici due profili in grado di generare un coefficiente di momento $C_{m_0} > 0$ e quindi di soddisfare il requisito di stabilità statica longitudinale sono il *Fauvel* e l'*MH78*.

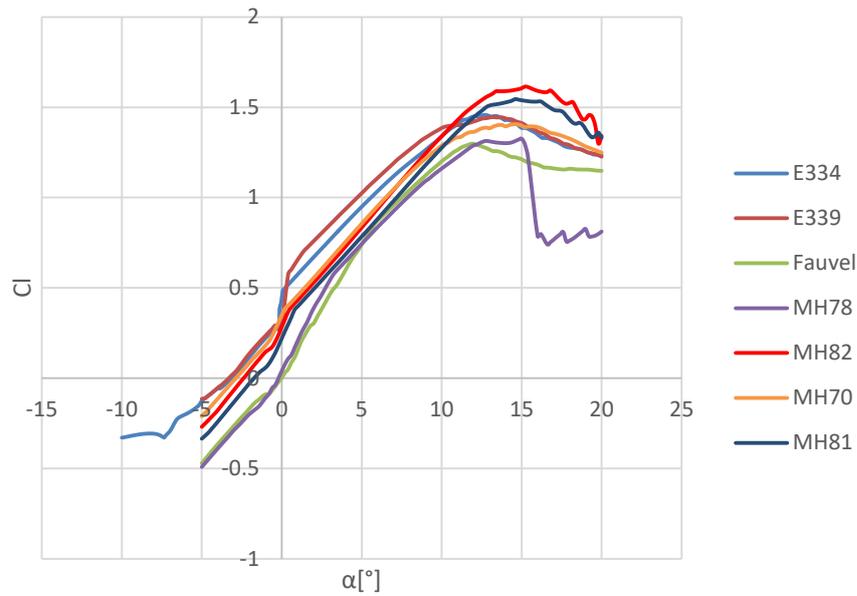


Figura 5-2 - $C_l = f(\alpha)$ per i profili studiati

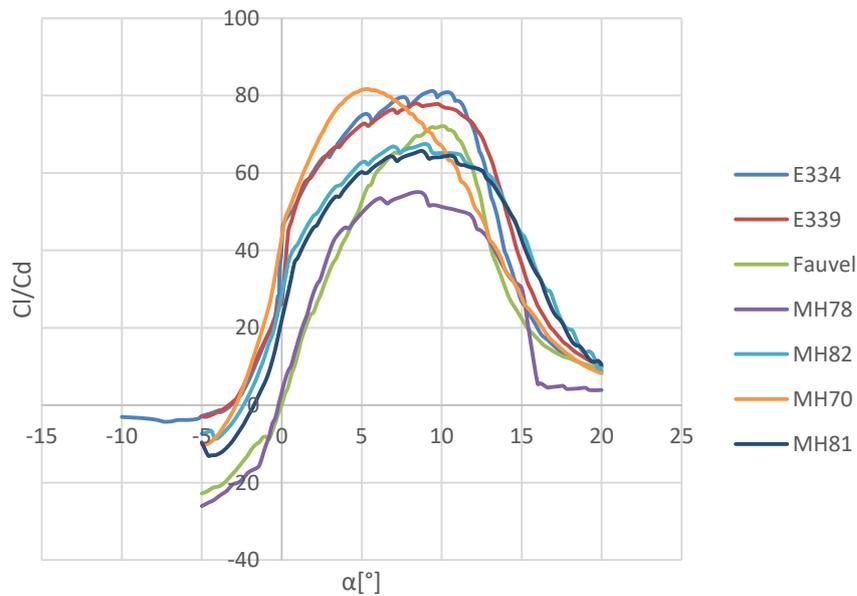


Figura 5-3 - $C_l/C_d = f(\alpha)$ per i profili studiati

Osservando le immagini di *figura 5-3 e 5-4* possiamo osservare come il profilo *fauvel* presenti un minore coefficiente di portanza massimo ed un migliore rapporto C_l/C_d .

La scelta ricade dunque sul profilo *fauvel* visto che la maggior parte della missione si svolgerà in condizione di efficienza aerodinamica ottimale.

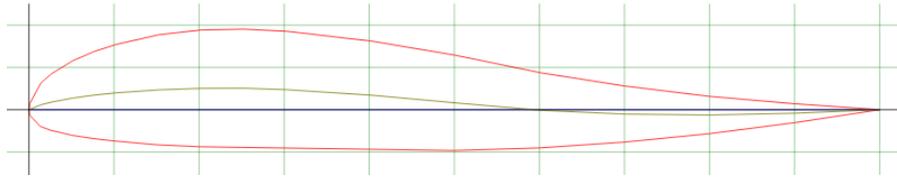


Figura 5-4 – Profilo Fauvel 14%

Fra le varie caratteristiche del profilo che ci saranno utili nella futura trattazione andiamo ad individuare la pendenza del tratto lineare della curva $C_l = f(\alpha)$, e l'incidenza di portanza nulla α_0 .

- $\alpha_0 = 0^\circ$
- $C_{l_\alpha} = 7.3$

Considerando una velocità di crociera di 17 m/s possiamo stimare il coefficiente di portanza in crociera per il velivolo attraverso la seguente relazione:

$$C_{l_c} = \frac{2W}{\rho V_c^2 S} = 0.25$$

Il coefficiente di portanza per l'ala, sempre in condizioni di crociera, può essere invece stimato come segue:

$$C_{l_{cw}} = \frac{C_{l_c}}{0.98} = 0.26$$

Tali valori ci saranno utili nel proseguire per la prima valutazione preliminare che verrà fatta in questo capitolo sulla geometria alare.

5.2 – Definizione Geometria Alare

Nel seguente paragrafo, verrà scelta la forma della superficie alare in pianta del velivolo.

Attraverso un'analisi di mercato di alcuni velivoli della categoria di riferimento verranno analizzati i parametri che caratterizzano le geometrie di questi droni.

Una volta determinata la geometria di partenza questa verrà analizzata con uno script di *Matlab*®, che utilizzando la *lifting line theory*, calcolerà le caratteristiche aerodinamiche in crociera, avendo come input la geometria scelta.

Attraverso un meccanismo *trial and error* la geometria verrà modificata fino a quando non verranno riscontrati i nostri requisiti.

In fine verranno dimensionati i *winglets* ed attraverso un software di modellazione 3D verrà realizzato il modello dell'ala che sarà utilizzato nelle analisi trattate nei successivi capitoli.

5.2.1 – Richiami Teorici

Prima di addentrarci nella parte di dimensionamento, richiamiamo brevemente i parametri fondamentali da scegliere/dimensionare, e le loro ripercussioni sulle caratteristiche aerodinamiche dell'ala.

I parametri oggetto di studio sono i seguenti:

- *Apertura alare*;
- *Aspect ratio (AR)*;
- *Corda alla radice*;
- *Corda all'estremità*;
- *Taper Ratio (λ)*;
- *Sweep angle ($\lambda_{TE}, \lambda_{LE}, \lambda_{c/2}, \lambda_{c/4}$)*;
- *Wing Incidence (i_w)*;
- *Washout (i_t)*.

5.2.1.1 Aspect Ratio

L'Aspect Ratio, come ben noto è definite attraverso la seguente relazione:

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (5.1)$$

La scelta dell'AR può avere diversi effetti, ad esempio sulle performance in termini di aerodinamica, stabilità e controllo, non che in termini di costi di produzione e realizzazione.

All'aumentare dell'AR le caratteristiche aerodinamiche del velivolo migliorano, tendendo ad raggiungere i valori del profilo 2D per $AR \rightarrow \infty$.

Questo miglioramento è dovuto al fatto che più aumenta l'Aspect Ratio minore è l'effetto dei vortici di estremità e di conseguenza minore è il contributo della resistenza indotta.

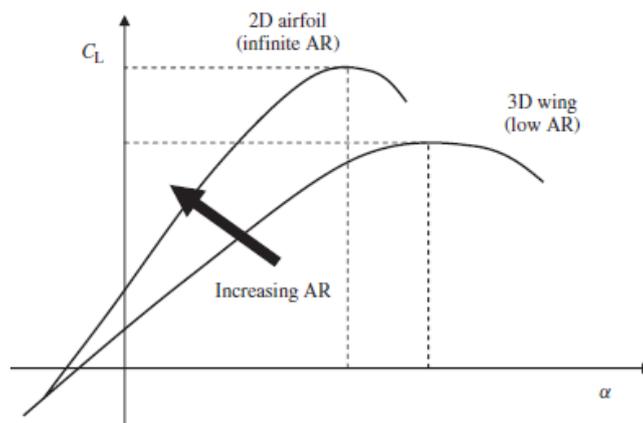


Figura 5-5 – Effetto di AR sul C_L al variare di α

Come conseguenza, aumenta la pendenza della curva del coefficiente di portanza, quindi il coefficiente $C_{L\alpha}$.

Ulteriore conseguenza è il tendere dell'angolo di stallo dell'ala all'angolo di stallo del profilo all'aumentare dell'AR.

Come ultimo effetto legato alla variazione della curva del coefficiente di portanza abbiamo che il coefficiente di portanza massimo cresce tendendo a quello del profilo isolato per $AR \rightarrow \infty$.

Altro aspetto molto importante legato all'Aspect Ratio è la sua influenza sul rapporto *lift to drag max*.

Si ha infatti che:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{MAX} = \frac{1}{2\sqrt{KC_{D_0}}}, K = f\left(\frac{1}{AR}\right) \quad (5.2)$$

Di conseguenza, osservando le espressioni (5.8) si nota che al crescere dell'*Aspect Ratio*, abbiamo un aumento dell'efficienza aerodinamica.

Sempre in termini di effetti sull'efficienza aerodinamica, possiamo osservare attraverso la (5.9) come, all'aumentare dell'*Aspect Ratio* diminuisca la resistenza indotta dai vortici di estremità.

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (5.3)$$

In termini di stabilità invece all'aumentare dell'*AR*, abbiamo un aumento del momento di inerzia del velivolo attorno all'asse x e di conseguenza peggiori caratteristiche in termini di manovrabilità.

In ultimo, maggiori *AR* implicano maggiori costi di produzione.

5.2.1.2 Taper Ratio

Il *Taper Ratio* è definito come il rapporto tra la corda di estremità e quella di radice.

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r}; \quad 0 \leq \lambda \leq 1 \quad (5.4)$$

Fra i principali e più importanti effetti che porta la rastremazione, abbiamo la variazione della distribuzione di portanza lungo l'apertura alare, come si può osservare dall'immagine di *figura 5.5*.

Un'ala rastremata ha poi un peso minore rispetto ad un'ala rettangolare, infatti il centro di gravità di ogni sezione si muove verso la linea di mezzeria della fusoliera. Questo si traduce in un minor momento flettente che va a sollecitare la radice dell'ala.

Ulteriore conseguenza di quanto appena detto, è che si riduce il momento di inerzia rispetto all'asse x , portando ad un incremento delle caratteristiche di manovrabilità laterale.

In ultimo, la rastremazione influenza anche la stabilità statica laterale ($C_{l\beta}$), poiché la rastremazione induce un effetto *sweep angle*, sia al bordo di attacco che sulla linea dei quarti anteriori.

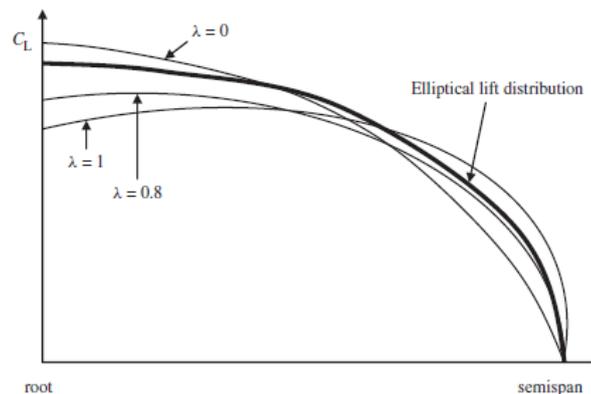


Figura 5-6 – Effetto λ sulla lift distribution

In fine, ragionando in termini di costi, ovviamente causa le maggiori difficoltà produttive, un'ala rastremata ha un costo senz'altro più elevato rispetto ad un'ala rettangolare.

5.2.1.3 Sweep Angle

Ci sono quattro angoli di freccia che andremo a definire, nello specifico:

- Λ_{LE} : Angolo formato fra il bordo d'attacco e l'asse y del velivolo;
- Λ_{TE} : Angolo formato fra il bordo di fuga e l'asse y del velivolo;
- $\Lambda_{c/4}$: Angolo formato fra la linea dei quarti anteriori e l'asse y del velivolo;
- $\Lambda_{c/2}$: Angolo formato fra la linea del 50% delle corde e l'asse y del velivolo.

Fra questi 4 parametri, quelli più rilevanti in termini di impatto sulle caratteristiche aerodinamiche e di stabilità sono Λ_{LE} e $\Lambda_{c/4}$.

Vediamo di seguito e rapidamente gli effetti indotti dall'angolo di freccia:

1. Migliorare le caratteristiche aerodinamiche in transonico e supersonico ritardando gli effetti della compressibilità.

Come si può facilmente immaginare non è questa caratteristica a spingere l'utilizzo degli angoli di freccia nei droni.

Nel caso dei droni l'angolo di freccia viene utilizzato per questioni di equilibrio nel piano longitudinale, come meglio si potrà osservare quando parleremo di *washout*;

2. Spostare il centro di gravità del velivolo;
3. Migliorare la stabilità statica laterale;
4. Impatta sulla stabilità statica longitudinale.

L'effetto dello *sweep angle* è quello di spostare in avanti il centro aerodinamico dell'ala di alcuni punti percentuali.

Nell'immagine di *figura 5.6* possiamo osservare l'effetto dell'angolo di freccia sulla posizione del centro aerodinamico.

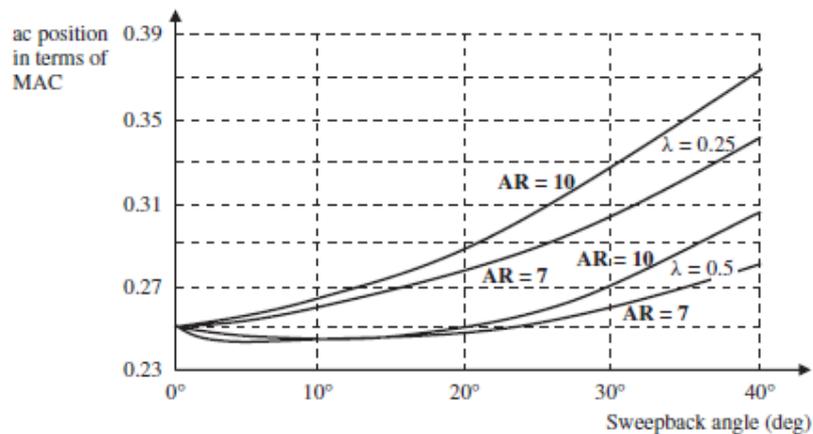


Figura 5-7 – Effetto S.A. sulla posizione di a.c.

Un altro effetto dell'angolo di freccia è quello di variare la distribuzione di portanza lungo l'apertura alare, come si può osservare dall'immagine di *figura 5.7*. Per un'ala con angolo di freccia il coefficiente di *Oswald* può essere espresso attraverso la seguente espressione:

$$e = 4.61(1 - 0.045AR^{0.68})[\cos(\Lambda_{LE})]^{0.15} - 3.1 \quad (5.5)$$

Come si osserva al crescere dell'angolo di freccia aumenta il fattore di efficienza di *Oswald*, che assume valore pari ad uno in caso di distribuzione ellittica di portanza.

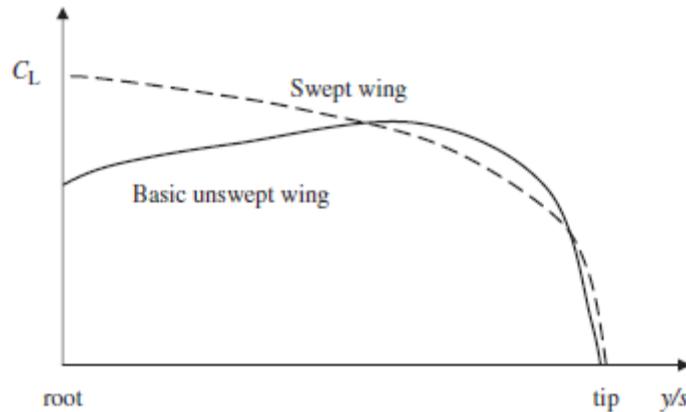


Figura 5-8 – Effetto di Λ sulla lift distribution

Il coefficiente di portanza è legato all'angolo di freccia attraverso la seguente relazione empirica:

$$C_{L_{\max(\Lambda \neq 0)}} = C_{L_{\max}} (0.86 - 0.002\Lambda) \quad (5.6)$$

Si ha quindi che all'aumentare dell'angolo di freccia corrisponde un incremento del coefficiente di portanza massimo.

La pendenza della curva di portanza in funzione dell'incidenza è legata all'angolo di freccia attraverso la relazione (5.13).

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{AR^2(1 + \tan^2(\Lambda) - M^2) + 4}} \quad (5.7)$$

Al crescere dell'angolo di freccia diminuisce la pendenza della curva di portanza.

Per quanto riguarda le ali a freccia, il problema dello stallo è particolarmente serio; si ha infatti che le sezioni di estremità stallano prima di quelle alla radice.

Lo stallo anticipato delle sezioni di estremità si traduce, in un momento a cabrare che accentua lo stallo, visto che le sezioni di estremità sono arretrate rispetto al centro aerodinamico.

Per quanto riguarda la stabilità nel piano latero direzionale, l'angolo di freccia produce un momento di rollio negativo.

$$C_{L\beta} \propto \sin(2\Lambda_{LE}) \quad (5.8)$$

Questo si traduce in una sorta di effetto diedro indotto dall'angolo di freccia, che migliora i requisiti di stabilità del modo spirale peggiorando tuttavia le caratteristiche del modo *dutch roll*.

Nel subsonico dunque, le principali motivazioni che portano all'adozione di un angolo di freccia, sono legate a requisiti di stabilità statica nel piano latero direzionale, e di equilibri nel piano longitudinale.

5.2.1.4 Twist Angle

Il twist angle è definito come la differenza fra l'incidenza di radice e l'incidenza di estremità.

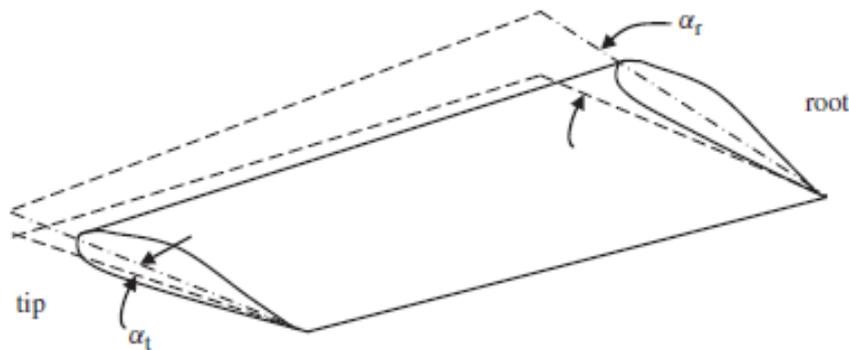


Figura 5-9 – Washout

Nel nostro caso si parlerà di *washout* indicando la condizione in cui la sezione al tip ha un'incidenza minore rispetto a quella di radice.

Il *twist* può essere ottenuto per via geometrica, quando il profilo di estremità è fisicamente ruotato rispetto a quello di radice oppure per via aerodinamica, quando si utilizzano diversi profili lungo l'apertura alare.

Sono principalmente tre le motivazioni per cui si utilizza lo svergolamento:

1. Evitare lo stallo al tip prima della radice;
2. Modificare la distribuzione di portanza, in modo da renderla più ellittica possibile;
3. Favorire la stabilità statica longitudinale.

Come inevitabile controindicazione, avremo una diminuzione di portanza, visto che i profili di estremità dovranno per forza di cose essere deportanti. Nell'immagine di *figura 5.9* si può osservare l'effetto dello svergolamento sulla distribuzione di portanza.

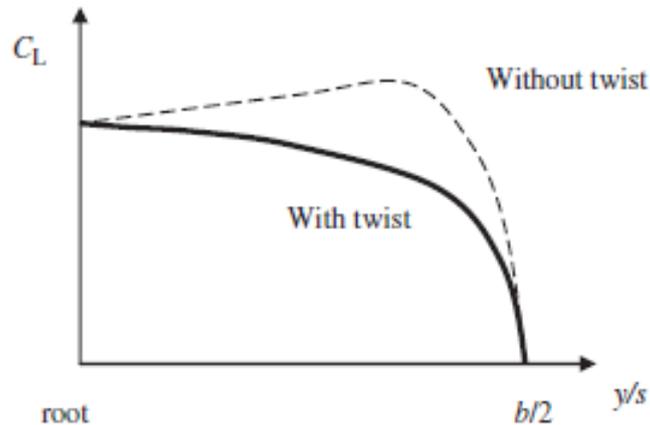


Figura 5-10 – Effetto twist su lift distribution

Come si può osservare in caso di ala senza svergolamento i profili di estremità rischiano di stallare prima di quelli alla radice.

Nell'evenienza di stallo al tip si rischierebbe di perdere le superfici di controllo.

Per quanto riguarda la stabilità soprattutto per velivoli *tailless* come quello oggetto di questo studio, lo svergolamento in combinazione all'angolo di freccia garantisce il soddisfacimento dell'equilibrio nel piano longitudinale.

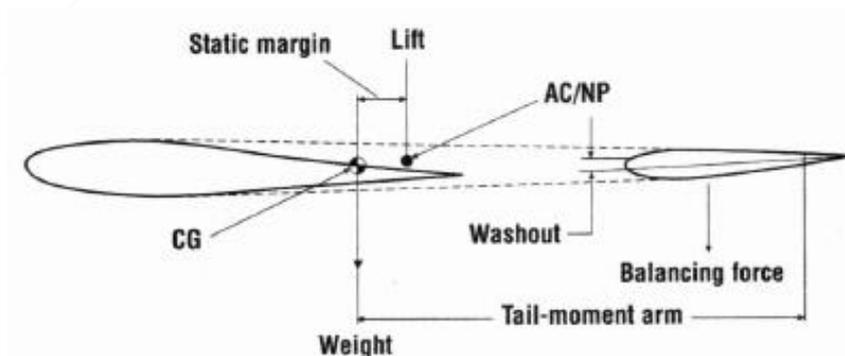


Figura 5-11 – Equilibrio forze/momenti piano longitudinale

Nell'immagine di *figura 10* si può osservare l'equilibrio dei momenti nel piano longitudinale.

Essendo il baricentro posto avanti al centro aerodinamico, la portanza genererà in momento picchiante avente braccio pari al margine statico.

Per poter avere equilibrio la deportanza dei profili di estremità genera un momento che avrà braccio tanto maggiore quanto sarà l'angolo di freccia dell'ala.

Questo consente a parità di momento di utilizzare svergolamenti più ridotti, penalizzando dunque in modo minore la portanza.

Si utilizza per il calcolo del *washout* la relazione di *Culver*:

$$\phi_G = \pi \Lambda_{C/2} \left(\frac{AR}{AR + 1} \right) \frac{C_{LC}}{C_{L\alpha}} \quad (5.9)$$

Dove i termini che compaiono sono:

$AR =$ Aspect Ratio

$\Lambda_{C/2} =$ Angolo fra y e linea delle corde di mezzeria

$C_{LC} =$ Coefficiente di portanza in corciera

$C_{L\alpha} =$ Pendenza della curva di portanza

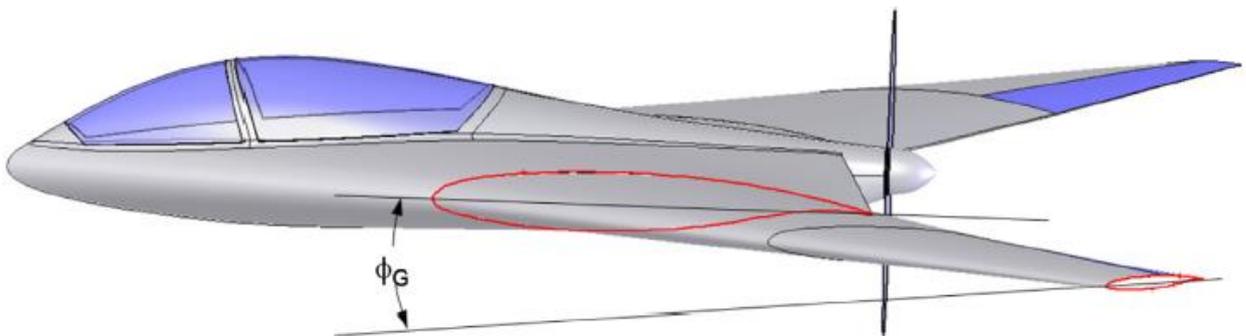


Figura 5-12 – Washout per un velivolo tailless

Successivamente attraverso l'equazione (5.16) si potrà stimare l'andamento dello svergolamento geometrico lungo l'apertura alare.

$$\phi(y) = \phi_G (1 - y)^{1 + \frac{AR}{2\pi}} \quad (5.10)$$

5.2.1.5 Wing Incidence

E' l'angolo formato fra la linea di mezzeria della fusoliera e la corda del profilo alla radice.

L'orientamento fra ala e fusoliera va scelto accuratamente in modo che la fusoliera offra minore superficie esposta all'aria e di conseguenza minore resistenza all'avanzamento.

Anche in questo caso si tratterà di una stima iniziale che verrà poi modificata a seguito della analisi più dettagliate che seguiranno.

L'angolo di orientamento fra ala e fusoliera verrà in prima battuta stimato attraverso la seguente relazione.

$$i_w = \alpha_c - \Delta\phi_{MGC} \quad (5.11)$$

Dove i termini che compaiono sono:

$\alpha_c =$ Angolo di incidenza raccomandato

$\Delta\phi_{MGC} =$ Correzione dovuta a svergolamento

I due termini che compaiono nella (5.16) possono essere ottenuti rispettivamente attraverso la (5.17) e (5.18).

$$\alpha_c = \left(\frac{1}{C_{L\alpha}}\right) \frac{2W}{\rho V_C^2 S} + \alpha_0 \quad (5.12)$$

$$\Delta\phi_{MGC} = \left(\frac{1 + 2\lambda}{3 + 3\lambda}\right) \phi_G \quad (5.13)$$

Come già accennato nel proseguimento del progetto potrebbe rivelarsi necessario modificare questo valore, o anche gli altri impostati.

In conclusione l'angolo di incidenza deve essere tale da garantire che l'ala generi la portanza necessaria a soddisfare i requisiti e tale da evitare che sia eccessiva la superficie della fusoliera bagnata dal flusso, cosa che comporterebbe un eccessivo ed indesiderato incremento della resistenza parassita.

In prima approssimazione è stato impostato un margine statico pari al 16% della corda media aerodinamica, seguendo quella che è la bibliografia di riferimento del settore.

La posizione del punto neutro, è stata trovata graficamente proiettando sull'asse di mezzeria l'intersezione fra la corda media aerodinamica e la linea dei quarti anteriori.

Successivamente la posizione del punto neutro vera determinata in maniera più precisa tramite l'ausilio di opportuni software.

L'informazione sulla posizione del punto neutro è fondamentale in modo da studiare un'opportuna distribuzione di pesi che faccia ricadere il baricentro anteriormente ad esso.

Infine, utilizzando le relazioni (5.17) e (5.18) calcoliamo l'angolo di incidenza alla radice fra ala e fusoliera, ottenendo:

$$i_w = 1.5^\circ \tag{5.14}$$

Come per tutti gli altri, anche questo parametro potrà essere soggetto a successive variazioni.

5.2.3 – *Analisi Preliminare*

Di seguito verrà effettuata un'analisi preliminare della configurazione scelta, utilizzando uno script *Matlab* che implementa la *Lifting Line Theory*.

Descriviamo brevemente l'algoritmo utilizzato prima di procedere all'analisi preliminare della configurazione alare scelta.

L'algoritmo utilizzato può essere utilizzato in modo abbastanza affidabile in questa prima fase dell'avamprogetto, fermo restando che nella fase successiva software più accurati dedicati verranno utilizzati per l'analisi.

La più grande pecca di questa tecnica, è che trattandosi di un algoritmo lineare, non consente di prevedere con accuratezza il comportamento in fase di stallo.

Il calcolo verrà effettuato per una semiala, e per simmetria potrà essere esteso all'altra semiala.

- **Step 1:** Si suddivide la semiapertura alare in un numero N di segmenti, nel nostro caso 50; i segmenti sono equispaziati fra di loro.

- **Step 2:** Calcolare in corrispondente angolo (ϑ) per ogni sezione alare, funzione della distribuzione di portanza come illustrato nell'immagine di figura (5.14).

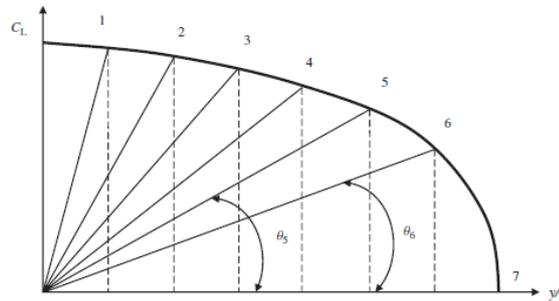


Figura 5-14 – Angoli corrispondenti ad ogni segmento

Inizialmente si assume infatti che la distribuzione di portanza sia ellittica, assunzione che verrà modificata in seguito.

- **Step 3:** Risolvere il seguente sistema di N equazioni in N incognite da A_1 ad A_n :

$$\mu(\alpha_0 - \alpha) = \sum_{n=1}^N A_n \sin(n\vartheta) \left(1 + \frac{\mu n}{\sin(\vartheta)}\right) \quad (5.15)$$

Il parametro μ è definito attraverso la seguente relazione:

$$\mu = \frac{\bar{C}_l C_{L\alpha}}{4b} \quad (5.16)$$

Nell'espressione (5.22) compare anche il termine C_i , la corda media geometrica.

Se l'ala presenta un certo *twist*, questo dovrà essere applicato linearmente ad ogni segmento lungo l'apertura alare.

- **Step 4:** Per ogni segmento calcolare il coefficiente di portanza attraverso la seguente relazione:

$$C_{li} = \frac{4b}{\bar{C}_l} \sum A_n \sin(n\vartheta) \quad (5.17)$$

Inoltre attraverso la (5.24) e (5.25) è stato possibile calcolare la distribuzione del *downwash* e della resistenza indotta lungo l'apertura alare:

$$w = V_c \frac{\sum n A_n \sin(n\vartheta)}{\sin(\vartheta)} \quad (5.18)$$

$$C_{Dv} = \pi AR \sum n A_n^2 \quad (5.19)$$

- **Step 5:** Si procede dunque infine al calcolo del coefficiente di portanza e di resistenza indotta per l'intera ala, attraverso le seguenti relazioni:

$$C_{Lw} = \pi(AR)A_1 \quad (5.20)$$

Dall'equazione (5.26) è possibile scrivere:

$$A_1^2 = \frac{C_{Lw}^2}{[\pi(AR)]^2} \quad (5.21)$$

Introducendo la (5.27) nella (5.25) è ancora possibile scrivere:

$$C_{Dv} = \frac{C_{Lw}^2}{\pi(AR)} \sum n \left(\frac{A_n}{A_1}\right)^2 = \frac{C_{Lw}^2}{\pi(AR)} [1 + \delta] \quad (5.22)$$

E' possibile utilizzare il coefficiente δ che rappresenta essendo sempre positivo l'incremento di resistenza indotta dal fenomeno del *down wash* per calcolare l'efficienza di *Oswald* attraverso la seguente relazione:

$$\varepsilon = \frac{1}{1 + \delta} \quad (5.23)$$

Riscriviamo dunque la (5.28) sfruttando la (5.29):

$$C_{Dv} \frac{C_{Lw}^2}{\pi(AR)\varepsilon} \quad (5.24)$$

Riportiamo ora di seguito lo script *Matlab*® utilizzato per il calcolo preliminare delle caratteristiche fin qui descritte.

A seconda dei risultati attraverso un *Trial and error* andremo a correggere i parametri decisi nello studio della superficie alare in pianta e/o nella scelta del profilo alare eventualmente.

I parametri di input per il calcolo sono i seguenti:

$$\alpha_0 = 0 [^\circ]$$

$$C_{L\alpha} = 7.3$$

$$i_w = 1.5 [^\circ]$$

$$AR = 5.5$$

$$\lambda = 0.58$$

$$S = 0.42 [m^2]$$

$$V_c = 17 [m/s]$$

$$\rho = 1.22 [Kg/m^3]$$

```
clear all;
close all;
clc;
n = 50;           %numero sezioni
N = n-1;         %numero segmenti
S = 0.42;        %Superficie alare [m^2]
V = 17;          %Velocità [m/s]
rho = 1.225;     %Densità aria [Kg/m^3]
AR = 5.5;        %Aspect Ratio
lambda = 0.7;    %Taper Ratio
i_w = 1.5;       %Wing Setting Angle [deg]
a_2d = 7.;       %Lift Curve Slope [1/rad]
alpha_0 = 0;     %Zero-Lift angle of attack [deg]
b = sqrt(AR*S);  %Wing Span [m]
MAC = S/b;       %Mean Aerodynamic Chord [m]
Croot = (1.5*(1+lambda)*MAC)/(1+lambda+lambda^2); %Root Chord [m]
theta = pi/(2*N):pi/(2*N):pi/2;
alpha = i_w+alpha_twist:-alpha_twist/(N-1):i_w; %geometric angle of attack [deg]
z = (b/2)*cos(theta);
C = Croot*(1-(1-lambda)*cos(theta)); %Mean Aerodynamic chord at each section [m]
mu = C*a_2d/(4*b);
LHS = mu.*(alpha-alpha_0)/57.3; %Left Hand Side
%Solving N equations to find coefficient A(n)
for i = 1:N
    for j = 1:N
        B(i,j) = sin((2*j-1)*theta(i))*(1+(mu(i)*(2*j-1))/sin(theta(i)));
    end
end
A = B\transpose(LHS);
delta = 0;
```

```

for i = 1:N
    sum1(i) = 0;
    sum2(i) = 0;
    sum3(i) = 0;
    for j = 1:N
        sum1(i) = sum1(i) + (2*j-1)*A(j)*sin((2*j-1)*theta(i))/sin(theta(i));
        sum2(i) = sum2(i) + A(j)*sin((2*j-1)*theta(i));
        sum3(i) = sum3(i) + (2*j-1)*A(j).^2;
    end
    delta = (delta + i*(A(i)/A(1))^2);
end
delta = delta -1;
CL = 4*b*sum2./C;
w = V*sum1;
cd = pi*AR*sum3;
CL1 = [0 CL(1) CL(2).....CL(49)];
CD1 = [cd(1) cd(1) cd(2).....cd(49)];
y_s = [b/2 z(1) z(2).....z(49)];
W = [w(1) w(1) w(2).....w(49)];

CL_wing = pi*AR*A(1);
CD_induced = (CL_wing^2)/(pi*AR)*(1+delta);
oswald = 1/(1+delta);

L = 0.5*rho*V^2*S*CL_wing;
D_induced = 0.5*rho*V^2*S*CD_induced;
.

```

Lift Distribution

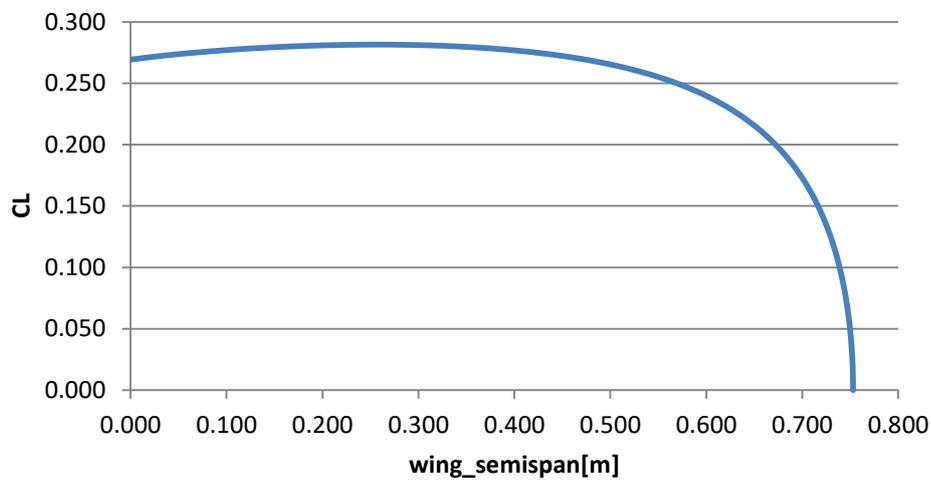


Figura 5-15 – Lift Distribution vs semispan location

$$C_{LW} = 0.255 \rightarrow L = \frac{1}{2} \rho V_c^2 S C_{LW} = 20.82 \text{ [N]} \tag{5.25}$$

Indiced Drag Distribution

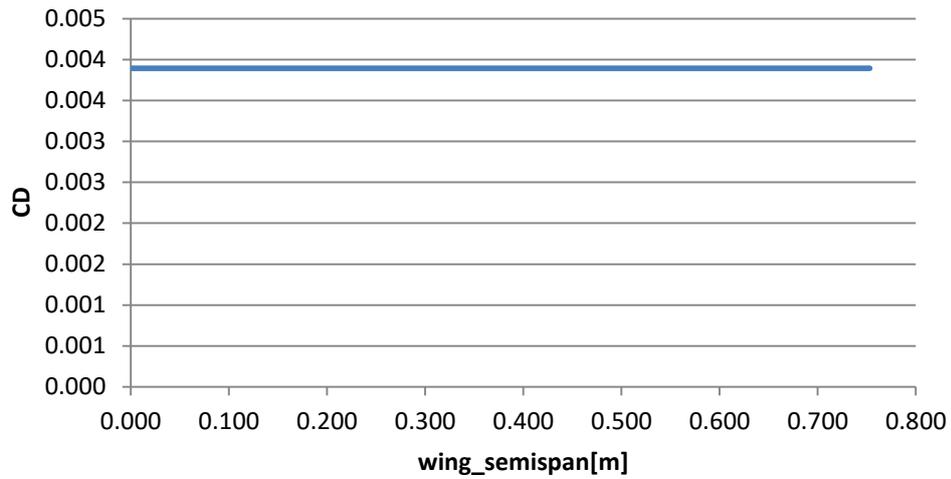


Figura 5-16 – Induced Drag distribution

$$C_{Dv} = 0.0039 \rightarrow D_v = \frac{1}{2} \rho V_c^2 S C_{Dv} = 0.28 \text{ [N]}$$

(5.26)

Downwash Distribution

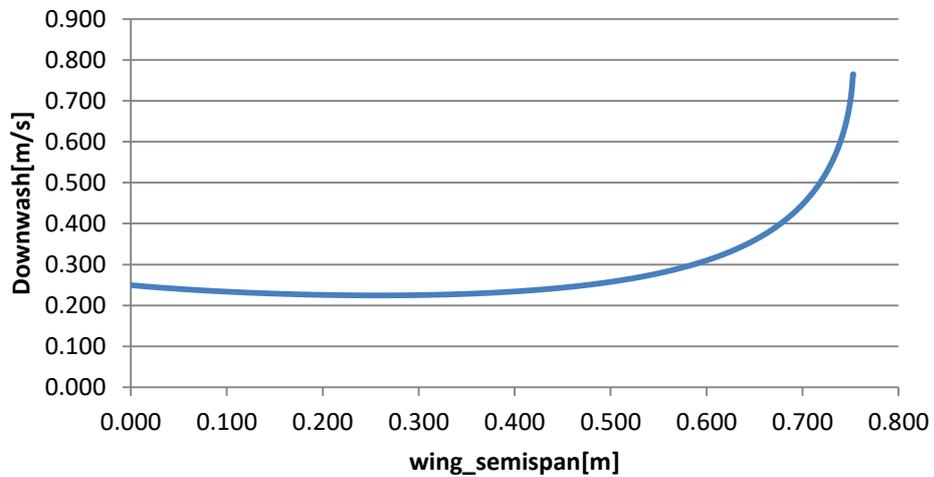


Figura 5-17 – Down Wash Distribution

Vedremo in seguito quale configurazione di *winglets* adottare e come questi contribuiscano a ridurre il fenomeno dei vortici di estremità e di conseguenza la resistenza indotta dai vortici di estremità.

Altro parametro importante che è stato calcolato e che qui riportiamo è il coefficiente di *Oswald*:

$$\varepsilon = 0.9948$$

Riproponiamo ora la superficie alare in pianta, tenendo conto delle modifiche apportate.

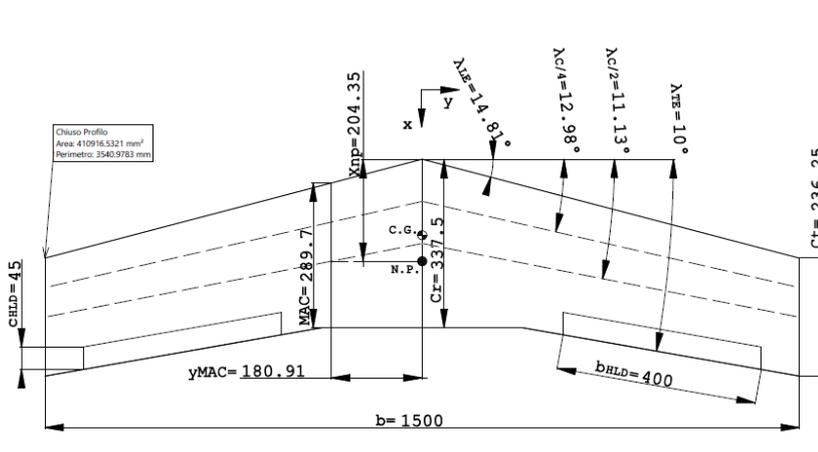


Figura 5-18 – Superficie alare in pianta modificata

Riportiamo nella seguente immagine, l'andamento del *downwash* lungo l'apertura alare, ricalcolato considerando i risultati del test *trial and error* ottenuti dal calcolo con *Matlab*.

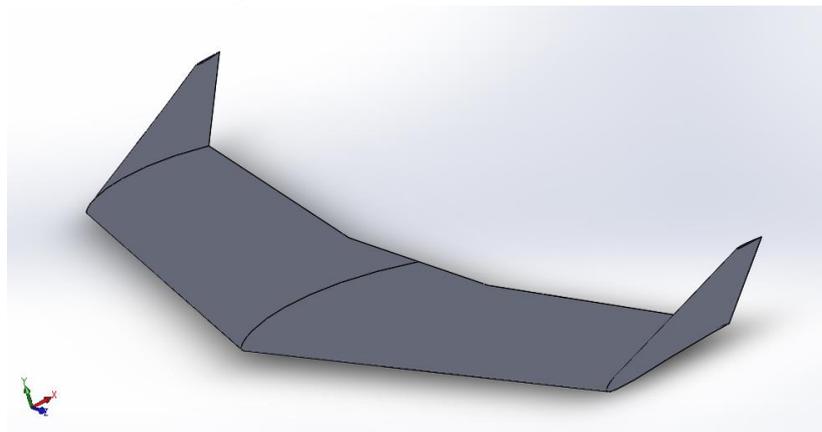


Figura 5-19 – Vista Isometrica Ala

Nell'immagine di *figura (5-21)* si può osservare il modello 3D dell'ala realizzato in *SolidWorks®*.

Riportiamo invece di seguito, nell'immagine di *figura (5-22)* la geometria dei *winglets* adottata, i profili utilizzati sono dei *NACA0009*.

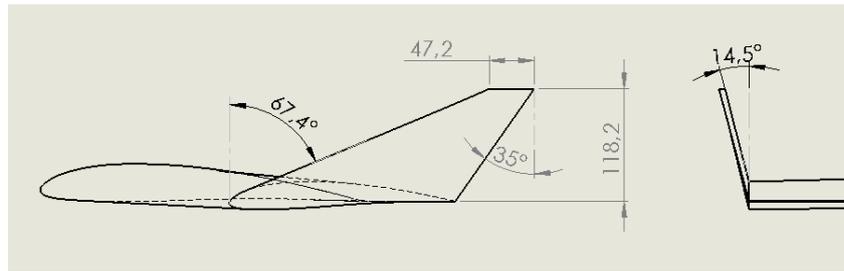


Figura 5-20 – Geometria Winglets

Oggetto di un successivo/futuro studio, potrebbe essere l'individuazione di una geometria per i *winglets* ottimale in termini di resistenza ed efficienza aerodinamica.

In ultimo, è stata utilizzata l'applicazione *eCalc* che più in la utilizzeremo in maniera più dettagliata per il dimensionamento del motore, per individuare il punto neutro/centro aerodinamico, e la posizione del baricentro, considerando un margine statico del 16% come fatto in precedenza.

Il risultato è illustrato nell'immagine di *figura 5-23*.

Results:	Link to recall SBach 342 (Example)		
Aircraft CG range [m]:	11.60 ... 12.97 cm (= 7.50 ... 12.50% of MAC)	Aircraft NP [m]:	16.40 cm (= 25.00% of MAC)
Wing AC [m]:	16.40 cm (= 25% of MAC)	Tail AC [m]:	0.00 cm (= 25% of MAC)
Wing MAC @ Distance:	27.45 cm @ 35.60 cm	Tail MAC @ Distance:	0.00 cm @ 0.00 cm
Wing Span:	150.00 cm	Tail Span:	0.00 cm
Wing Area:	4084.05 cm ²	Tail Area:	0.00 cm ²
Wing Aspect Ratio:	5.51	Tail Aspect Ratio:	0.00
		Stabilizer Volume (V _{stab}):	0.96

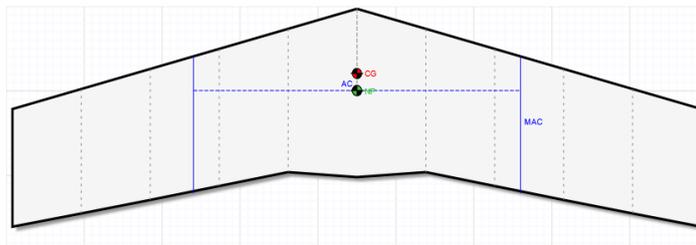


Figura 5-21 – Posizione CG e PN

Come si osserva, il risultato è abbastanza coerente (nell'ordine di grandezza del *cm*) con quello individuato graficamente nell'immagine di *figura 5-19*.

Tali risultati saranno a loro volta presumibilmente coerenti con quelli forniti dal *software* per l'analisi aerodinamica e di stabilità che verrà successivamente eseguita

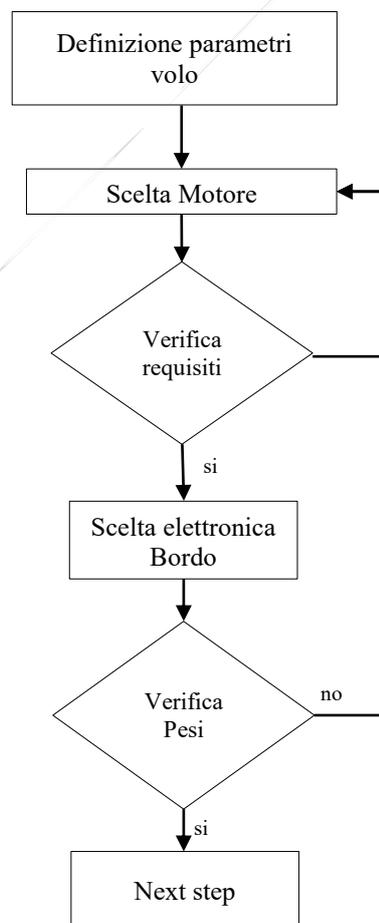
Capitolo 6 : Dimensionamento Motore e Scelta elettronica di Bordo

Nel seguente capitolo, verrà utilizzata l'applicazione *eCalc* per il dimensionamento del motore e dei vari elementi che lo compongono.

eCalc è un software molto utilizzato in ambito aeromodellistico per la scelta, dimensionamento di un motore e relativo calcolo delle prestazioni erogate dal mezzo.

Dopo il dimensionamento di tutto il gruppo propulsivo e della relativa elettronica di *driver* si passerà alla scelta di tutta l'elettronica di bordo.

Per quanto riguarda il *payload*, questo era già stato individuato nei precedenti capitoli.



6.1 – Dimensionamento sistema Propulsivo

Riportiamo nello nell'immagine di figura 6.1 lo schema di funzionamento del sistema propulsivo che equipaggerà il drone.

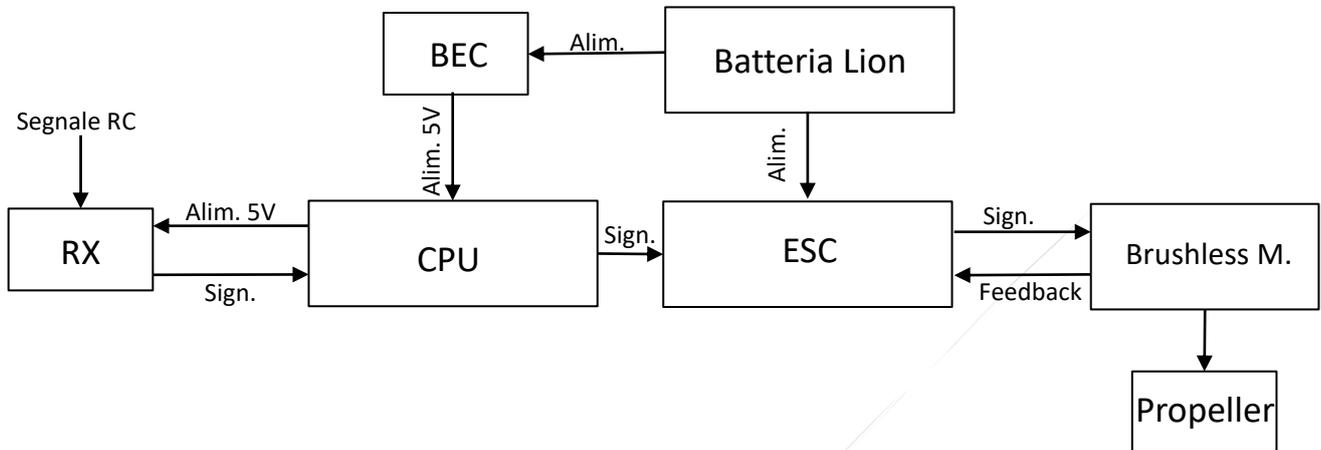


Figura 6-1- Schema Funzionamento Gruppo propulsivo

Nello specifico, i componenti che andremo a scegliere in questo capitolo sono:

- Batterie;
- ESC;
- Motore Brushless;
- Propeller.

Le batterie costituiscono la fonte energetica di tutto il sistema, nel nostro caso utilizzeremo Batterie agli ioni di Litio.

Le batterie hanno il compito di alimentare l'ESC (*Electronic Speed Controller*) il quale regola il numero di giri del motore *Brushless*.

La batteria, oltre l'ESC fornisce energia anche al BEC (*Battery Eliminator Circuit*); questo è un circuito elettronico che ha il compito di regolare il valore di tensione fornito dalla batteria, fornendo come *output* un valore di tensione che va dai 5 ai 6 V, compatibili con le richieste del resto dell'elettronica di bordo.

Abbiamo poi l'elica, che verrà scelta del tipo *folding propeller*, vista la necessità di ripiegarsi durante l'atterraggio che avviene sul ventre.

Come già accennato, utilizzeremo per la scelta del motore, il *software eCalc*, *software*, molto utilizzato in campo aeromodellistico per questo tipo di applicazioni.

Il programma richiede in primo luogo come input, alcuni parametri relativi alla missione di volo.

I parametri di input che andremo a fornire sono:

1. Tipologia di Velivolo: *Monoplano/Slowflyer*;
2. Peso del Velivolo: *2 Kg*;
3. Apertura Alare: *1500 m*;
4. Coefficiente di portanza: *0.25*;
5. Velocità: *17 m/s (43.2 Km/h)*;
6. Spinta: *500 g* (assunta pari al 25% del peso del mezzo);
7. Quota di crociera: *100 m*
8. Superficie alare: *42 dm²*

Sono richieste poi altre informazioni relativamente alla tipologia di batteria da utilizzare, ed al propeller in termini di numero di motori, eliche e via dicendo.

The screenshot shows the eCalc software interface with the following input fields:

- Aeroplano:** Tipo di ala: Monoplano; Peso in ordine di volo: 2000 g (70.5 oz); Apertura alare: 1500 mm (59.06 inch); Superficie alare: 42 dm² (851 in²); Lift Coefficient (Cl): 0.25; raffreddamento: buono.
- Prestazione desiderata:** Missione di volo: Slowflyer; Velocità: 81.2 km/h (38 mph); Spinta: 500 g (17.8 oz); Tempo di volo: 80 min.
- Batterie:** Configurazione: 4 S; Tensione: LiPo - 3.7V.
- Generale:** Temperatura dell'aria: 25 °C (77 °F); Elevazione rispetto al terreno: 100 m ASL (328 ft ASL).
- Motore:** # di motori: 1; Rapporto di trasmissione: 1 : 1; Peso massimo: 15 % POV.
- Elica:** Diametro massimo: 20 inch; Pitch: automatic; # di pale: 2.

Figura 6-2 –Input scelta motore

Per quanto riguarda le batterie, come si può osservare è stata scelta una configurazione 4s con celle *Lipo* da 3.7 V, per un totale 14.8 V; tuttavia nei successivi *form* provvederemo ad inserire batterie *Lion*, come prima detto.

In base ai parametri inseriti, il *software* suggerisce dal suo database interno tutta una serie di motori commerciali e di *propeller*, che potrebbero soddisfare i requisiti di missione (principalmente ore di volo).

eCalc consente in seconda battuta di stimare le prestazioni dei motori consigliati, al fine di valutare il loro impatto su vari aspetti, riscaldamento del motore, corrente assorbita, potenza erogata e via dicendo.

Dopo aver confrontato diversi motori *brushless* la scelta è ricaduta su un motore *T-Motor MN3508 (KV380)*.

Vediamo nell'immagine di *figura 6-3* l'analisi del motore scelto con *eCalc*.

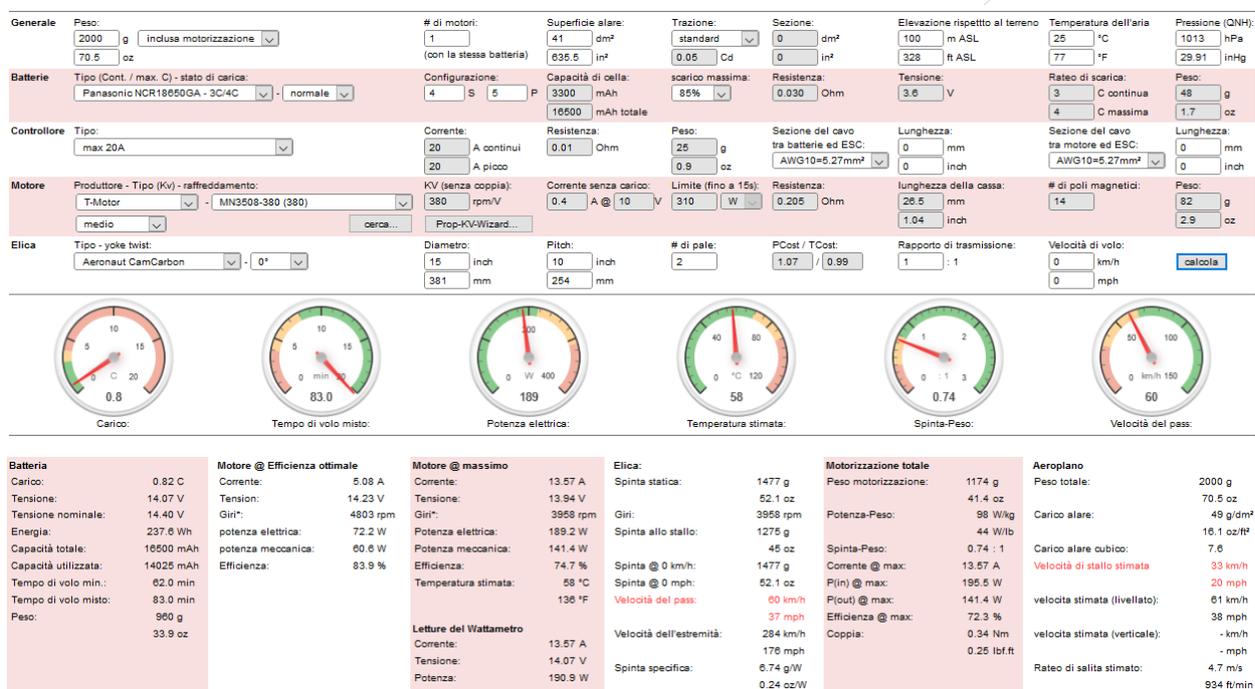


Figura 6-3 – Risultati eCalc

Analizziamo ora di seguito i vari componenti inseriti nel *form* di *eCalc* e le loro caratteristiche, non che i risultati della simulazione in termini di prestazioni ed assorbimenti del motore.

Il motore come già in precedenza anticipato è un motore *brushless* della casa costruttrice *T-Motor*.

Il motore *MN3508* nasce proprio per applicazioni modellistiche e per le sue caratteristiche di affidabilità e basse intensità di vibrazioni trova molto spazio proprio in ambito aerofogrammetrico.

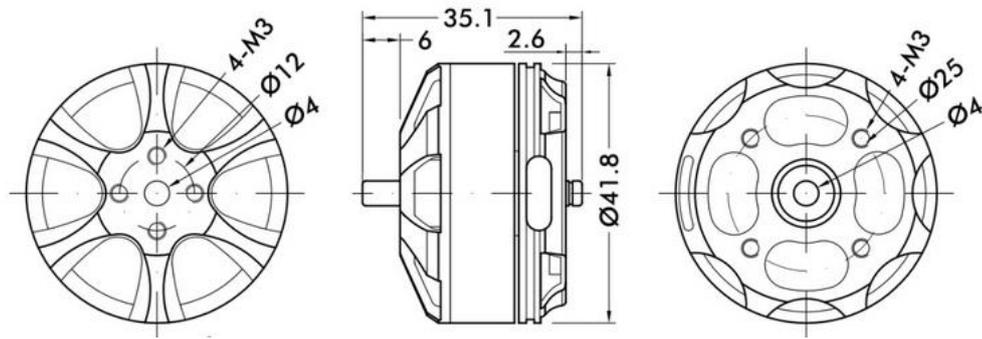


Figura 6-4 – Ingombri Motore

Nell’immagine di *figura 6-4* sono riportate le misure di ingombro massimo del motore, mentre in *tabella 6-1* sono riportate le caratteristiche tecniche del motore.

SPECIFICATIONS			
Internal Resistance	250 mΩ	Configurazione	12N14P
Shaft Diameter	4 mm	Motor Dimension	Ø41,8 x 26,5mm
Stator Diamter	35 mm	Stator Height	8 mm
AWG	18#	Cable lenght	600 mm
Weight w cable	103 g	Weight w/o cable	82 g
N° of Cells	3-6s	Idle curent @10 V	0,4 A
Max cont. Power 180s	310 W	max cont. Current 180s	14 A

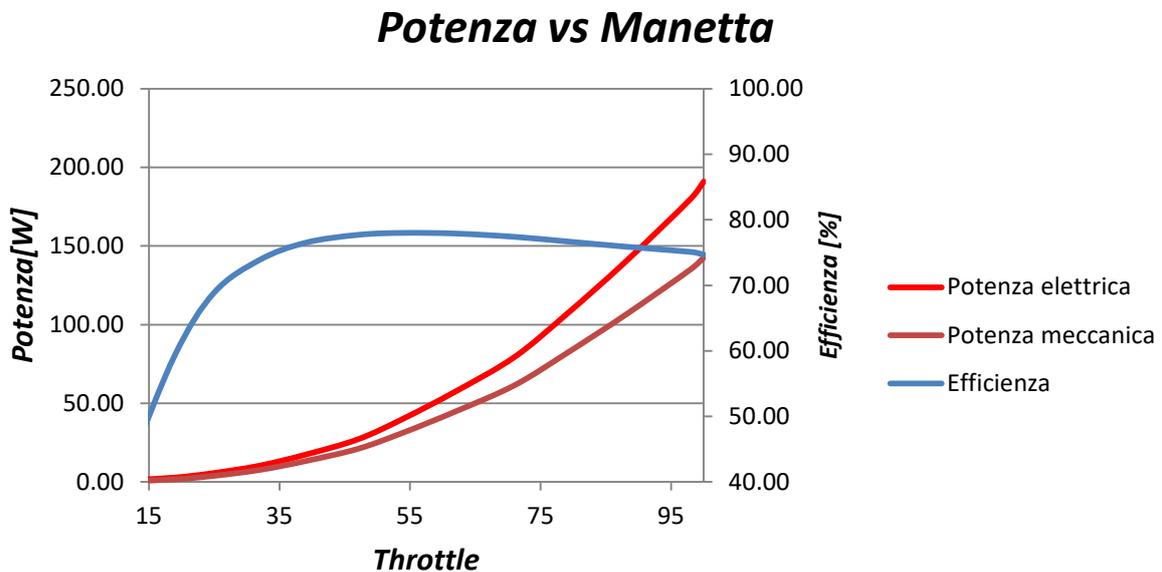
Tabella 6-1 – Caratteristiche Tecniche Motore

In *figura 6-3* sono illustrate le condizioni di funzionamento del motore in condizioni di massimo (*100% Throttle*):

Throttle[%]	Elica [rpm]	corrente[A]	Tensione[V]	Pelettrica[W]	Effic[%]	Pmecc[W]	spinta[g]
12	600	0,10	14,40	1,20	42,60	0,51	34,00
19	900	0,20	14,40	2,80	59,40	1,66	76,00
25	1200	0,40	14,40	5,70	68,90	3,93	136,00
32	1500	0,70	14,40	10,40	73,90	7,69	212,00
39	1800	1,20	14,40	17,40	76,50	13,31	306,00
47	2100	1,90	14,40	27,10	77,70	21,06	416,00
54	2400	2,80	14,30	40,30	78,00	31,43	543,00
62	2700	4,00	14,30	57,60	77,90	44,87	687,00
71	3000	5,60	14,30	79,40	77,40	61,46	849,00
79	3300	7,50	14,20	106,70	76,70	81,84	1027,00
88	3600	9,90	14,20	139,90	75,90	106,18	1222,00
98	3900	12,80	14,10	180,00	75,10	135,18	1434,00
100	3970	13,70	14,10	191,00	74,70	141,40	1486,00

Tabella 6-2 – Caratteristiche al variare della manetta

Figura 6-5 – Potenza Albero Vs Manetta



Nell'immagine di *figura 6-5* si può osservare l'andamento della potenza meccanica all'albero in funzione della manetta

Al 100% della manetta il motore è in grado di sviluppare una potenza pari a circa 141,4 *W* (compatibile con quella di 129 *W* calcolata in fase di analisi dei vincoli.

Altro parametro importante da tenere sotto controllo, poiché non deve solitamente superare i 70-80 °C è la temperatura del motore.

Infine con riferimento all'immagine di *figura 6-3* possiamo osservare il tempo di volo stimato di circa 83 *min*.

Il fatto che il tempo di volo stimato va oltre i 60 *min* richiesti a progetto va ovviamente preso con le pinze, in quanto il *software* ragiona in termini di prestazioni potenziali del motore, non tenendo in conto il contributo dato dall'aerodinamica o dalla stabilità.

Per quanto riguarda il punto di funzionamento ottimale del motore esso è caratterizzato dai seguenti valori:

- Corrente: 5.08 *A*
- Tensione: 14.23 *V*
- Numero giri: 4803 *rpm*
- Potenza elettrica: 72.2 *W*

- Potenza meccanica: 60.6 W
- Rendimento: 83.9%



Figura 6-6 – Motore Brushless TMotor MN3508 (KV380)

Altro componente fondamentale da andare a scegliere è l'*ESC (Electronic Speed Controller)*.

L'*ESC* ha il compito di regolare la velocità del motore *Brushless* fornendo più o meno corrente agli elettromagneti rotorici in base alla necessità.

L'*ESC* riceve un segnale dal motore che indica la posizione del rotore rilevata attraverso dei sensori *Hall* in modo da sapere istante per istante quale elettromagnete eccitare.

Per quanto riguarda le scelte dell'*ESC* partiamo avendo come dato di *input* la corrente massima assorbita dal motore, in condizioni pari al 100 % della manetta, ovvero 13.67 A .

La corrente erogata dall'*ESC* deve essere infatti circa il 20% superiore a quella richiesta dal motore, in questo caso 16.41 A .

Per quanto riguarda la tensione, questa deve essere compatibile con la tipologia di batteria utilizzate, nel nostro caso $4s$ (vedremo dopo la tipologia di batteria scelta).

La scelta dell'*ESC* ricade sul modello riportato nell'immagine di *figura 6-7*, prodotto dalla stessa casa costruttrice che realizza il motore *Brushless*.



Figura 6-7 – ESC Tmotor AIR20A

Grazie alla *BEC* (*Battery eliminator circuit*) è possibile alimentare componenti quali ricevitore e servo prelevando alimentazione dalla stessa batteria che alimenta il motore, senza prevedere una batteria dedicata all'elettronica di bordo.

Nella pratica il *BEC* abbassa il valore di tensione fornito dalla batteria a un valore compreso fra i 5 – 6V.

Esistono due diverse tipologie di *BEC*, *linear BEC* e *switching BEC*.

I *linear BEC*, sfruttano in pratica una resistenza interna per abbassare il valore di tensione, dissipandolo come calore; hanno il vantaggio di essere economici e facili da gestire, ma come contro scaldano molto e sono adatti a lavorare con batterie 3-4s, sono comunque poco efficienti.

Gli *switching BEC* utilizzano un piccolo transistor FET per commutare molto rapidamente la corrente fornita dalla batteria, con una frequenza di circa 150 MHz, che viene poi ripulita attraverso un filtro LC per fornire un valore stabile di tensione in uscita.

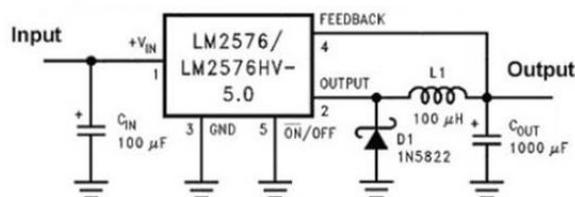


Figura 6-8 – Schema funzionamento Switching BEC

La nostra scelta ricadrà su uno *switching BEC*.

Ultimi componenti da individuare per completare il sistema propulsivo sono il *propeller* e lo *spinner*.

Per quanto riguarda le eliche, come in precedenza anticipato devono essere di tipo ripiegabile.

Questa necessità è dovuta all'atterraggio che avviene sul ventre; le eliche onde evitarne il danneggiamento vengono infatti ripiegate nella fase di atterraggio.



Figura 6-9 – Eliche in fibra di Carbonio 15 x 10''

Nell'immagine di figura troviamo la tipologia di eliche scelte, utilizzate anche nella simulazione con *eCalc*.

Per quanto riguarda lo *spinner* questo deve essere ovviamente compatibile sia con le dimensioni dell'albero motore (*shaft* $\varnothing 4$ mm), sia con la scelta di eliche pieghevoli.

Il modello scelto presenta un corpo in fibra di carbonio e i supporti eliche in Alluminio 7075 lavorato *CNC*.

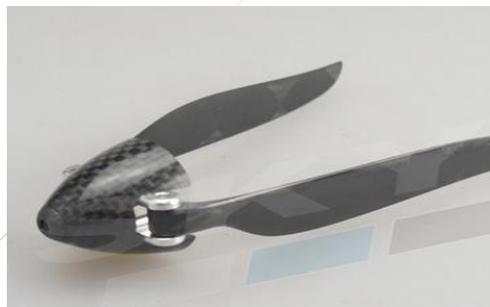


Figura 6-10 – Spinner con eliche ripiegate

Last but not least, rimangono da scegliere le batterie che andranno a costituire il pacco di alimentazione per l'intero velivolo.

Come già accennato, si è deciso di utilizzare, viste le loro prestazioni, batterie di tipo Li-ion (*Ioni di Litio*).

Nello specifico la batteria scelta per l'applicazione è una batteria *Panasonic NCR18650GA 3C/4C*, avente le seguenti caratteristiche:

- Tensione Nominale: 3.6 V
- Capacità Nominale: 3350 mAh
- Fattore Capacità: 3-4C

Il fattore capacità indica che per particolari lassi di tempo solitamente indicati dal costruttore, la batteria è in grado di erogare anche fino a 3 – 4 volte la capacità massima della batteria in termini di corrente.

Con riferimento all'*immagine 6-3* il pacco batterie per l'alimentazione del sistema è costituito da 6 rami in parallelo, ciascuno composto da una serie di 4 batterie.

Il pacco di batterie è dunque in grado di erogare $14.4 V$ a fronte dei circa 14 richiesti dal motore al 100% della manetta.

In termini di corrente, il pacco batterie eroga $19.8 Ah$ a fronte dei 13.66 richiesti dal motore in condizione di massima, lavorando quindi ad un fattore C pari a 0,7.

6.2 – Scelta Elettronica di Bordo

Di seguito una rapida carrellata dei vari componenti scelti per realizzare/gestire tutta l'elettronica di bordo.

Lo scopo della tesi non è quello di discutere nel dettaglio prestazioni e caratteristiche di questi sistemi; si descriverà unicamente le loro funzione.

A fine paragrafo vedremo la tabella riassuntiva in cui per ciascun componente verrà riportato peso ed ingombri, caratteristiche utili per l'analisi di distribuzione pesi che porterà alla determinazione della posizione del baricentro, fondamentale per l'analisi di stabilità.

Verranno ovviamente anche riportati i costi relativi ai vari componenti, quantomeno per avere un riscontro circa le stime di costo effettuate nei precedenti paragrafi.

Primo elemento da definire è il *flight controller*, il cervello che gestisce il funzionamento di tutto il sistema.

Il *flight controller* scelto è del tipo *Pixhawk Cube Black +*, prodotto dalla *HexAero*, azienda che produce, *flight controller*, sistemi di telemetria e posizionamento per droni/UAV.

Questi sistemi sono basata in genere su di un *firmware open source* e possono essere liberamente modificati dall'utente.

Il *Pixhawk Cube Black +* può contare su un potente processore *Cortex M4* da $32 bit$ e $180 MHz$.



Figura 6-11 – Flight Controller Cube black+ su mini Carrier Board

Il *flight controller* dispone delle seguenti unità *IMU*:

- 3 x Accelerometri;
- 3 x Giroscopi;
- 2 x Magnetometri;
- 2 x Barometri.

Le dimensioni di ingombro sono di 38x38x22 *mm* ed il peso si aggira approssimativamente intorno ai 35 g.

Il processore per poter essere installato, al fine di ridurre il numero di collegamenti necessita solitamente dell'utilizzo di una *Carrier Board*.

La *Carrier Board* scelta è del tipo mini e consente un risparmio di peso ed ingombri rispetto alle versioni più grandi.

La *mini Carrier Board* scelta presenta un ingombro di 50x57.5x2.5 *mm* ed in pesi di approssimativamente 20 g.

Nell'immagine di *figura 6-11* è possibile vedere il sistema *flight controller* e *mini Carrier Board*.

Per quanto riguarda il GPS, viene utilizzato un sistema *Here 2*, un ricevitore *GNSS* adatto a lavorare con il *flight controller* scelto.

Il ricevitore è compatibile con il segnale dei più comuni sistemi di posizionamento (*GPS, GLONASS, GALILEO...*).

Il sistema dispone anche di alcune *IMU* integrate fra cui bussolo, giroscopio, barometro e accelerometro.

Il sistema presenta un ingombro di circa 76x76x17 *mm* ed un peso approssimativo di circa 49 g.



Figura 6-12 – GNSS Here2

Il tubo di *Pitot* è stato scelto fra i modelli integrabili con il *flight controller* utilizzato.



Figura 6-13 – Differential Air speed pitot tube

Il tubo di *Pitot* presenta un diametro di 10 *mm* per una lunghezza di circa 110 *mm*, mentre la centralina elettronica un ingombro di circa 21x20x10 *mm*.

L'intero sistema presenta un peso di circa 20 g, che nelle nostre stime distribuiremo a metà sui due componenti.

Rimango infine da definire i sistemi di ricetrasmissione e telemetria del drone.

E' stato scelto un sistema *Herelink*, che funge sia da sistema per la ricezione RC, che da sistema per la trasmissione di dati video e telemetria.



Figura 6-14 – Herelink Video Transmission System

Come si può osservare dall'immagine di *figura 6-14* il sistema è costituito da una centralina, da due antenne e dall'unità controllo/elaborazione dati che si trova a terra.

Per i 3 componenti di bordo, ovvero centralina ed antenne viene stimato un ingombro di circa 50x20x10 mm, il peso complessivo di circa 20 g, verrà suddiviso equamente sulle 3 unità.

Per quanto riguarda le caratteristiche del *Payload*, restano valide le considerazioni e scelte fatte nel capitolo 3 del testo.

Riassumiamo ora nella seguente tabella tutti i componenti scelti, con i rispettivi ingombri e pesi, utili nel successivo studio di distribuzione dei pesi.

Nella tabella sono riportati anche i costi dei vari componenti, la somma costituirà un costo fisso per ciascuna unità prodotta e potrà già darci una indicazione riguardò la bontà della stima costi effettuata nei precedenti capitoli.

Fixed Wing						
Componente	Tipologia	Qtà	Peso[g]	ingombri[mm]	Fornitore	Costo
Telaio	Poliuretano Espanso	1	TBD	TBD	Aerialclick	TBD
ESC	AIR20 A	1	19	42x25x8	T-Motor	16,26 €
Motore	MN3508 KV380	1	103	Ø41,8x35,1	T-Motor	56,91 €
BEC	Switching BEC 3A-5V (5A max)	1	5	14x10x3	ICQUANZX	7,99 €
Propeller	CarbCam 15x10"	2	20	Ø40x10	AeroNaut	17,56 €
Spinner	DAA-GSM30B	1	13	Ø30x26	Dualsky	43,48 €
Flight Controller	Pixhawk Cube Black 2.1	1	32,8	37x37x22	HEX-Aero	203,25 €
Carrier Board	Mini Carrier Board	1	20	50,5x57,5x2,5	HEX-Aero	64,95 €
GPS	Here 2	1	49	76x76x17	HEX-Aero	125,00 €
Cablaggi	Cavi vari coesioni	TBD	50	n/a	TBD	20,00 €
Pitot	Pitot pixhawk	1	20	Ø10x110/21x20x10	HEX-Aero	65,00 €
Trasmettitore Ricevente Telemetria	HereLink Video Transmission System	1	20	50x20x10(@item)	HEX-Aero	569,11 €
Batteria	Li-Ion NCR18650 GA 3C/4C	24	960	Ø18,5x65,3	Samsung	79,00 €
Servo	SG90 9g Micro	2	18	23x12,2x29	Mopei	8,00 €
LED	Luci navigazione Notturna	2	20	n/a	TBD	20,00 €
Camera	24 Mpx 1"	1	150	73x62x36	ADTI	650,41 €

Tabella 6-3 – Riepilogo componenti

In totale abbiamo fino ad ora una massa stimata di circa 1499,8 g che ci lasciano un discreto margine per la realizzazione del telaio.

Il costo complessivo stimato per la componentistica, che andrà a rappresentar un costo fisso per ogni unità prodotta è di circa 1947 €.

Alla luce di queste nuove informazioni si potrebbe già andare ad effettuare delle correzioni sul modello di calcolo utilizzato

A proposito di questo ricordiamo ancora una volta come il modello utilizzato nasca per applicazioni di velivoli elettrici/ibridi relativi al trasporto civile e che, sarebbe

il caso (ma non sarà oggetto di questa tesi) sviluppare un modello più coerente a quelle che sono le tecnologie costruttive e progettuali legate al mondo degli UAV.

Capitolo 7 : Studio della distribuzione dei pesi e modellazione drone

Oggetto del capitolo è lo studio della distribuzione dei pesi, in modo da garantire, almeno per quanto conosciamo fino ad ora, un margine statico del 16%.

Successivamente, una volta stimata la posizione del baricentro, e noti gli ingombri della componentistica si definirà il layout della fusoliera.

7.1– Studio distribuzione pesi

Verranno utilizzati come input dello studio, gli ingombri ed i pesi dei vari componenti scelti, riassunti in *tabella 6-3*.

Ogni componente è stato schematizzato come un elemento di forma geometrica analoga al *device* che rappresenta, avente stessi ingombri e stesso peso.

Nell'immagine di figura 7.1 troviamo schematizzato il layout della disposizione dei componenti.

Nell'immagine è possibile osservare anche il baricentro dei vari componenti ed il baricentro risultante dell'intero complessivo.

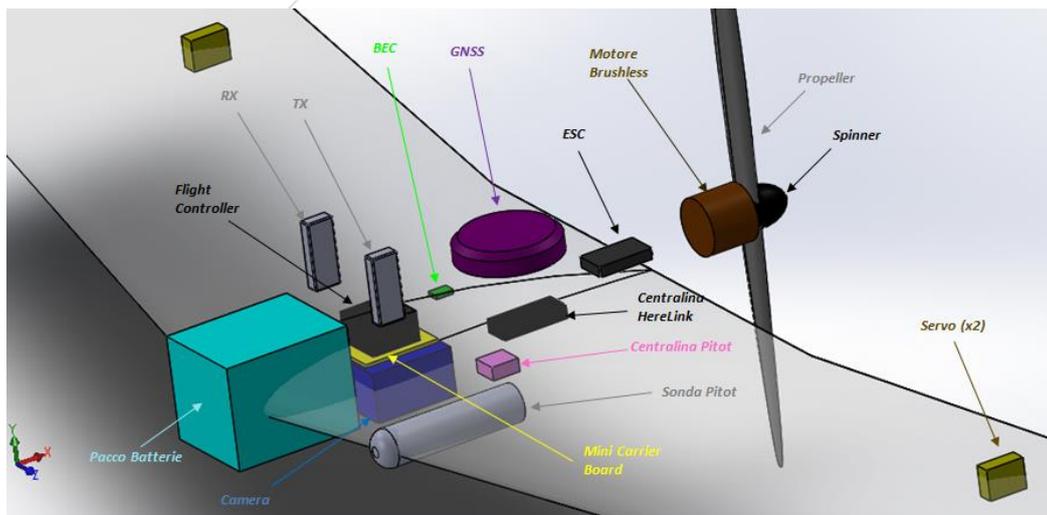


Figura 7-1 – Layout Componenti

Con riferimento all'immagine di *figura 5-23*, ricordiamo che è stato ipotizzato almeno in fase preliminare un margine statico circa fra il 14% ed il 16%.

I componenti sono stati posizionati in modo da avere il baricentro posizionato con un margine statico pari al 16%, in modo da avere possibilità di poterlo arretrare qualora emergesse necessità dalle analisi future, rimanendo comunque all'interno del *range* voluto.

Ovviamente il componente che pesa maggiormente sulla posizione del baricentro è il pacco batterie.

Una volta disposti tutti i componenti, attraverso una serie di tentativi, si è trovata la posizione del pacco batterie che garantisse la posizione del baricentro voluta.

Ricordando quanto visto nel capitolo 5 possiamo scrivere:

$$14\% \leq MS \leq 16\% \rightarrow 116 \leq x_{CG} \leq 129.7 \text{ [mm]} \quad (5.1)$$

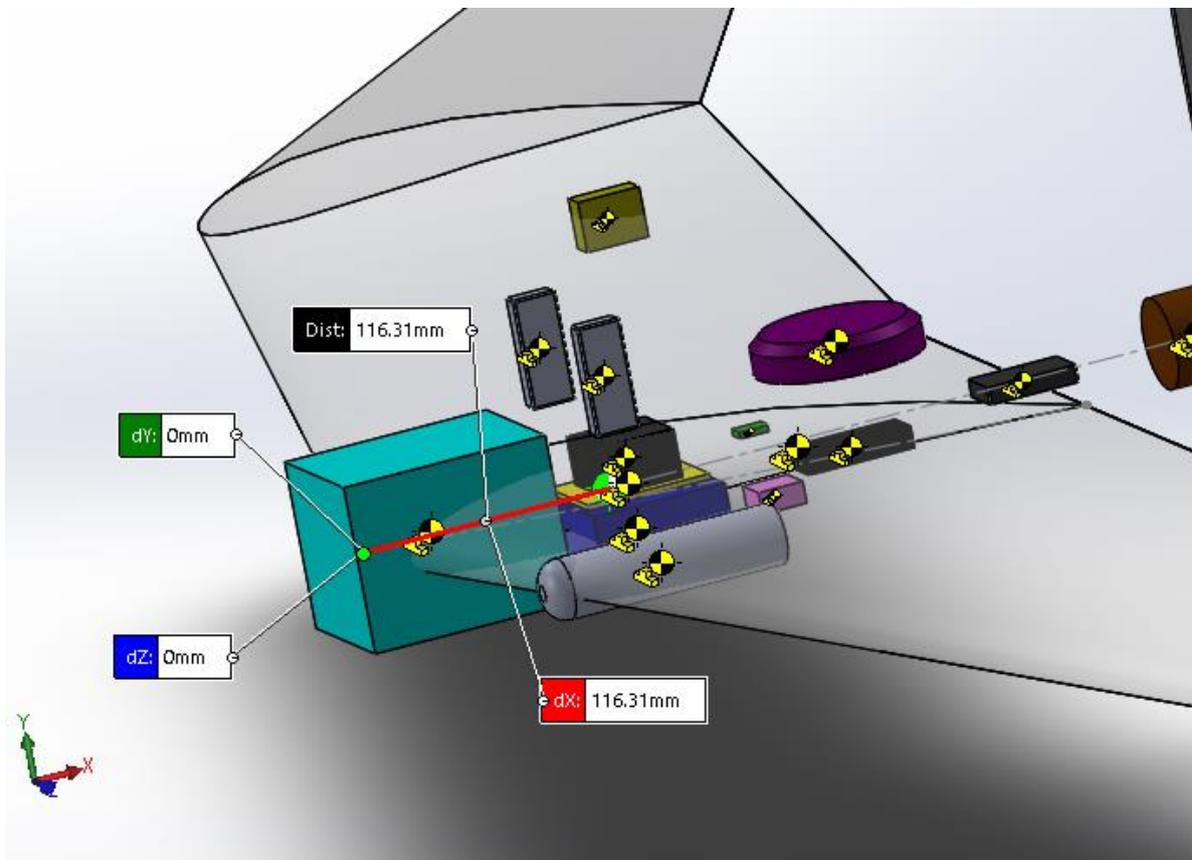


Figura 7-2 – Posizione Baricentro

Nell'immagine di *figura 7-2*, si possono osservare in giallo i baricentri dei singoli componenti, mentre in verde il baricentro complessivo.

Il baricentro si trova ad una x pari a 116.31 mm rispetto al bordo d'attacco della sezione di radice.

7.2– Modellazione Fusoliera

Tenendo conto degli ingombri dei vari componenti, è stato possibile andare a dimensionare la fusoliera, ottenendo il risultato riportato nell'immagine di *figura 7-3*.

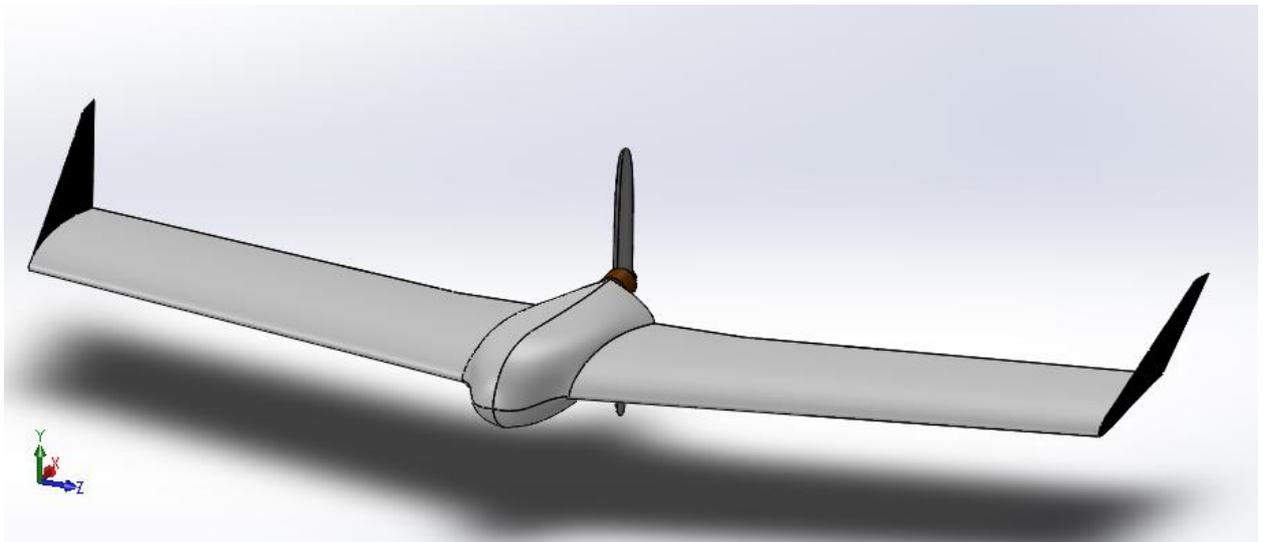


Figura 7-3 – Configurazione UAV

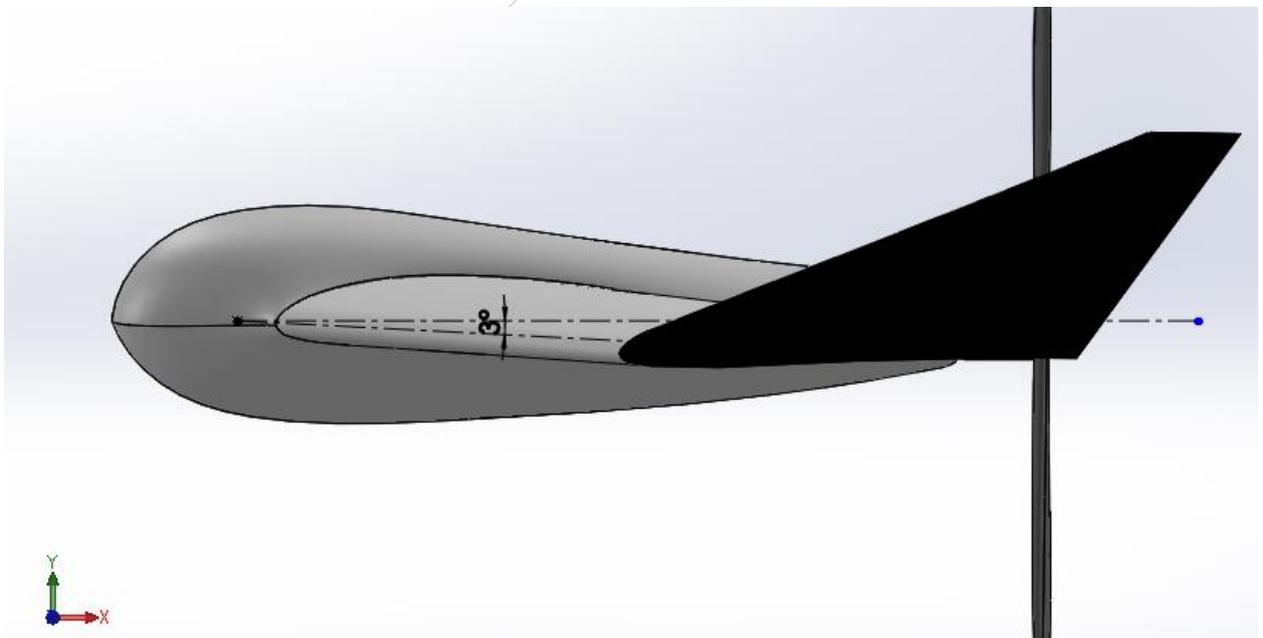


Figura 7-4 – Incidenza ala fusoliera

Capitolo 8 : Analisi Aerodinamica e Prestazionale

In questo capitolo verrà eseguita per il drone oggetto di studio un'analisi Aerodinamica e prestazionale al fine di verificare il soddisfacimento dei requisiti di progetto, almeno in fase di *design* preliminare.

I risultati delle analisi verranno impiegati per effettuare eventuali correzioni delle scelte progettuali fin qui portate avanti al fine di ottenere quanto richiesto.

8.1– Introduzione a Flow5

Prima di procedere alla parte operativa, può essere interessante spendere qualche parola sulla fisica e sulla matematica che stanno dietro a *Flow5*, se non altro per capire cosa o meno aspettarsi dai risultati ottenuti.

Si illustreranno inoltre le scelte impiegate per effettuare l'analisi che seguirà, in termini di parametri di impostazioni.

Flow5 è sostanzialmente un *potential flow solver* per velivoli che operano a bassi numeri di Reynolds, con integrate funzionalità di Pre e Post Processing.

Richiamiamo brevemente le ipotesi alla base della teoria del flusso potenziale; questo ha come punto di partenza le equazioni di *Navier-Stokes*.

Nel caso di fluidi incomprimibili le equazioni di *Navier-Stokes* possono essere scritte nella seguente forma:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \vec{u}}{\partial t} - \nu \Delta \vec{u} + (\vec{u} \cdot \vec{\nabla}) \vec{u} + \nabla p &= \vec{f} & \vec{x} \in \Omega, t > 0 \\ \vec{\nabla} \cdot (\vec{u}) &= 0 & \vec{x} \in \Omega, t > 0 \\ \vec{u}(x, 0) &= \vec{u}_0(x) & \forall x \in \Omega \end{aligned} \tag{8.1}$$

Attraverso le ipotesi di flusso inviscido, flusso irrotazionale e flusso instazionario, le equazioni possono essere ulteriormente semplificate, conducendo alla formulazione della teoria del flusso potenziale.

La teoria del flusso potenziale si basa sull'assunzione che sotto tutte le ipotesi su citate esista una funzione potenziale definita in ogni punto del campo di moto, il cui gradiente definisca il valore della velocità assunto nel medesimo punto del campo di moto.

$$\exists \phi : \vec{V} = \vec{\nabla}\phi \quad (8.2)$$

Inoltre essendo per ipotesi il campo di moto irrotazionale, si può dimostrare che la funzione potenziale è una funzione armonica e soddisfa l'equazione di *Laplace*:

$$\nabla^2\phi = 0 \quad (8.3)$$

L'equazione di *Laplace* ha la caratteristica di essere lineare, quindi siano ϕ_1 e ϕ_2 due soluzioni dell'equazione di *Laplace*, allora si avrà che:

$$\phi_3 = \lambda\phi_1 + \mu\phi_2 : \nabla^2\phi_3 = 0 \quad (8.4)$$

Quindi note alcune soluzioni elementari dell'equazione di Laplace (sorgenti, doppie e vortici), questa può essere risolta, avendo come incognite le costanti che compaiono nell'equazione (8.4), ed è proprio questo il principio su cui si basano a grandi linee i metodi utilizzati nei *PMS*.

Vedremo in seguito come viene tratta l'approssimazione di flusso inviscido, che rappresenterebbe di per sé un grosso limite per questi solutori.

8.1.1 – Formulazione Matematica

Il problema della risoluzione dell'equazione di Laplace con le relative condizioni al contorno, può essere rappresentato schematicamente come nell'immagine di *figura 8.1*.

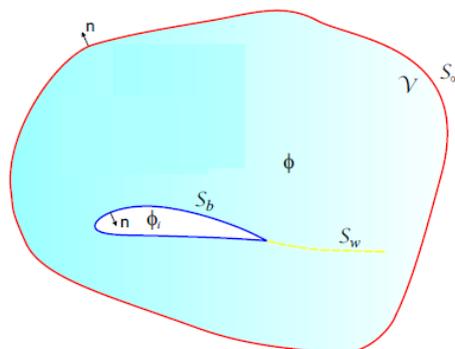


Figura 8-1 – Dominio applicazione equazione Laplace

Nell'immagine di *figura 8.1* possiamo osservare un corpo di forma arbitraria delimitato dalla sua superficie S_b , immerso insieme alla sua scia S_w , in un volume di controllo delimitato a sua volta dalla superficie S_∞ .

All'interno del volume di controllo è possibile ottenere una soluzione all'equazione di *Laplace* sfruttando le identità di *Green*, che legano la soluzione stessa alle condizioni imposte sui contorni del dominio.

Siano ϕ_i e ϕ rispettivamente il potenziale interno alla superficie S_b e quello esterno, senza approfondire troppo la trattazione, per cui si rimanda ai testi [..][..] possiamo scrivere che per un punto P appartenente alla superficie S_b abbiamo che:

$$\begin{aligned} \phi(P \in S_b) = & \phi_\infty(P) + \frac{1}{4\pi} \iint_{S_b} \frac{1}{r} \vec{n} \cdot \vec{\nabla}(\phi - \phi_i) dS \\ & - \frac{1}{4\pi} \iint_{S_{b-P}} (\phi - \phi_i) \vec{n} \cdot \vec{\nabla} \frac{1}{r} dS \pm \frac{1}{2} (\phi - \phi_i)_P \\ & - \frac{1}{4\pi} \iint_{S_w} (\phi_U - \phi_L) \vec{n} \cdot \vec{\nabla} \frac{1}{r} dS \end{aligned} \quad (8.5)$$

Nell'espressione (8.5) come si può osservare compaiono anche i termini legati al potenziale di scia e del potenziale della corrente uniforme.

La soluzione dell'equazione (8.5) consente di calcolare il potenziale per ciascun punto della superficie S_b per opportune condizioni al contorno.

Sulla superficie S_b deve essere soddisfatta la condizione di *Neumann*, per la quale si ha:

$$\vec{n} \cdot \vec{\nabla} \phi = -V_{nT} - V_{nR} \quad (8.6)$$

V_{nR} è la risultante della componente normale della velocità relativa tra fluido e superficie dovuta al moto del corpo e/o alla corrente asintotica che lo investe.

V_{nT} è la componente normale di velocità legata ad eventuali flussi di traspirazione attraverso la superficie, che nel nostro caso, essendo la superficie solida, vale zero.

Per quanto riguarda la scia invece, essendo una superficie fluida, sappiamo che questa non può sopportare salti di pressione.

La vorticità in scia può essere scritta in funzione della differenza di potenziale fra Superficie superiore e inferiore della scia come segue:

$$\vec{\gamma} = -\vec{n} \times \vec{\nabla}(\phi_U - \phi_L) \quad (8.7)$$

Consideriamo un elemento fluido di superficie infinitesima dW appartenente alla scia e scriviamo per esso la forza che vi agisce sfruttando la relazione di *Kutta-Joukowski*:

$$\delta\vec{F} = \rho\vec{V} \times \vec{\gamma}dW \quad (8.8)$$

Ricordando che in quanto superficie fluida la scia non può sopportare salti di pressione la (8.8) deve essere nulla e sostituendo nella (8.8) la (8.7) si ottiene:

$$\vec{n}\vec{V} \cdot \vec{\nabla}(\phi_U - \phi_L) - \vec{V} \cdot \vec{n}\vec{\nabla}(\phi_U - \phi_L) = 0 \quad (8.9)$$

Affinché la (8.9) sia verificata, devono essere nulli entrambi gli addendi.

L'annullarsi del gradiente di potenziale attraverso la scia implica che il potenziale si mantiene costante lungo la scia stessa ed il suo valore è quindi determinato unicamente dal valore che la differenza di potenziale fra dorso e ventre del profilo assume al momento del distacco dal bordo d'attacco, il che implica che la condizione di *Kutta* al bordo di fuga è intrinsecamente soddisfatta.

La sola presenza della scia rappresenta dunque di per garanzia del soddisfacimento della condizione di *Kutta*.

Sempre dalla (8.9) abbiamo una seconda condizione che deve essere verificata per la scia, ovvero:

$$\vec{n} \cdot \vec{V}|_{S_w} = 0 \quad (8.10)$$

La scia deve quindi assecondare l'andamento della corrente che la investe, in ogni punto deve essere soddisfatta la condizione di tangenza della velocità.

Questa condizione introduce delle difficoltà, poiché richiede la conoscenza del campo di velocità che rappresenta l'incognita del problema.

Come vedremo un po' più nel dettaglio successivamente esistono sostanzialmente due tecniche per risolvere il problema.

La prima tecnica consiste nell'imporre che la scia sia fissa ed abbia una posizione predefinita indipendente dal campo di velocità, violando quindi la (8.10)

La seconda tecnica prevede l'utilizzo di metodi iterativi per calcolare la posizione della scia.

La soluzione all'equazione (8.5) può essere ottenuta attraverso infinite possibili distribuzioni di singolarità sulla superficie di integrazione S_b .

Per questioni di stabilità numerica è consigliabile scegliere distribuzioni di singolarità che garantiscano il minor salto di potenziale possibile attraverso la superficie solida, i che vuol dire avere una singolarità che induce una perturbazione minore possibile.

Nello specifico, le singolarità utilizzate nel modello di calcolo sono doppiette e sorgenti.

Viene inoltre imposta una condizione al contorno interna di *Dirichlet*, in cui si assume:

$$\phi_i = \phi_\infty = cost \quad (8.11)$$

Applicando la (8.11) a tutti i punti appartenenti alla faccia interna della superficie S_b , la (8.5) diventa:

$$\begin{aligned} 0 = \phi_\infty(P) + \frac{1}{4\pi} \iint_{S_b} \frac{1}{r} \vec{n} \cdot \vec{\nabla}(\phi - \phi_\infty) dS \\ - \frac{1}{4\pi} \iint_{S_b-P} (\phi - \phi_\infty) \vec{n} \cdot \vec{\nabla} \frac{1}{r} dS + \frac{1}{2} (\phi - \phi_\infty)_P \\ - \frac{1}{4\pi} \iint_{S_w} (\phi_U - \phi_L) \vec{n} \cdot \vec{\nabla} \frac{1}{r} dS \end{aligned} \quad (8.12)$$

Introduciamo ora le grandezze μ e σ , ovvero l'intensità di doppietta e l'intensità di sorgente, definendole come segue:

$$\begin{aligned} 4\pi\mu &= (\phi - \phi_\infty) \\ 4\pi\sigma &= -\vec{n} \cdot (\vec{\nabla}\phi - \vec{\nabla}\phi_\infty) = -V_n - V_{n_\infty} \end{aligned} \quad (8.13)$$

Essendo la superficie S_b una superficie solida allora si ha che $V_n = 0$ e quindi l'intensità della distribuzione di sorgenti è un termine noto definito dalle condizioni asintotiche della corrente indisturbata.

L'unica incognita del problema, rimarrà dunque l'intensità della distribuzione di doppiette μ .

Sostituendo le due espressioni (8.13) nella (8.12) otteniamo quanto segue:

$$\iint_{S_b} \frac{\sigma}{r} dS - \iint_{S_{b-P}} \mu \vec{n} \cdot \vec{\nabla} \frac{1}{r} dS + 2\pi\mu_P - \iint_{S_w} \mu^w \vec{n} \cdot \vec{\nabla} \frac{1}{r} dS = 0 \quad (8.14)$$

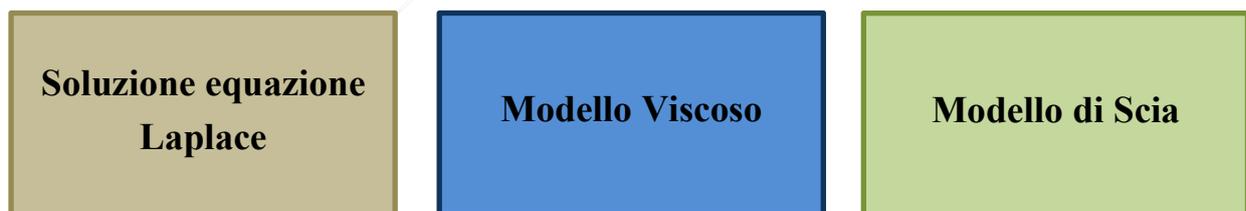
Nella (8.14) $\mu^w = (\phi_U - \phi_L)/(4\pi)$, rappresenta l'intensità di doppietta presenta in scia, che non rappresenta per quanto detto attraverso la (8.9) un'incognita del problema, poiché legata dalla condizione di *Kutta* ai valori delle doppiette assunti sulla superficie superiore ed inferiore al bordo di fuga.

Quindi il problema si riduce alla sola determinazione dell'intensità delle doppiette distribuite sulla superficie S_b .

8.1.2 – Procedura Numerica

Il problema rimane ora quello di definire in maniera numerica la soluzione dell'equazione (8.14) e di tenere conto del contributo della viscosità, non che del problema relativo al corretto orientamento della scia, che si ottiene imponendo la condizione (8.10).

Ricapitolando, nella formulazione del problema, sono sostanzialmente 3 gli ingredienti che compaiono.



Per quanto riguarda l'equazione di *Laplace*, in *Flow5* sono presenti diverse tecniche utilizzate per la sua soluzione, a seconda del grado di approssimazione di cui si necessita nelle analisi.

Come anticipato nella formulazione della teoria del flusso potenziale, si parte dall'ipotesi di fluido inviscido, sarà quindi necessario tenerne conto ed aggiungere in seguito tale contributo.

Per il modello di scia in *Flow5* sono impiegate due soluzioni di cui si darà breve descrizione in seguito.

Come anticipato, a seconda del grado di approssimazione che si desideri, tenendo conto anche dei tempi di calcolo disponibili, abbiamo diverse tecniche con cui può essere risolta l'equazione di Laplace in 3d.

3D	Soluzione elementare	B.C.
LLT	Vortici	Neumann
VLM	Vortici	Neumann
Metodo Pannelli	Sorgenti/Doppiette	Dirichlet/Neumann

Tabella 8-1- Metodi risoluzione Laplace

Il metodo LLT impiegato in Flow5 è di tipo non lineare e per quanto riguarda il VLM, sono implementate due tipi di analisi:

- VLM1: Le singolarità utilizzate sono vortici a staffa di cavallo;
- VLM2: Le singolarità utilizzate sono vortici ad anello e vortici a staffa in prossimità del bordo di fuga.

Questi due tipi di analisi, sono particolarmente indicati in caso di analisi su profili sottili, che non presentino quindi eccessivo inarcamento e/o spessore.

Per quanto riguarda il metodo dei pannelli, che andremo ad utilizzare nella nostra trattazione, abbiamo anche qui diverse possibilità.

Possiamo infatti utilizzare sia elementi quadrangolari che elementi triangolari per la mesh.

Nel secondo caso, viene sfruttata la formulazione di Galerkin e si può scegliere se adottare una distribuzione di singolarità uniforme o lineare sui vari pannelli.

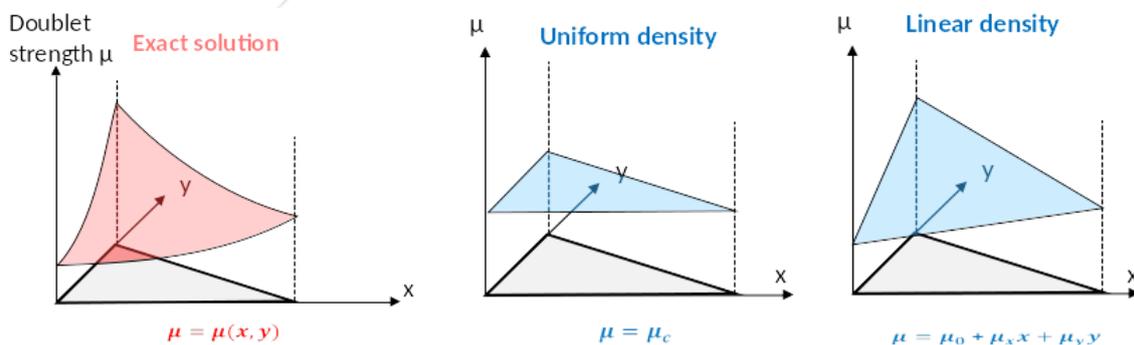


Figura 8-2 – grado intensità doppiette

L'analisi che si andrà effettuare sarà del tipo con pannelli triangolari e distribuzione di singolarità lineare su ogni pannello.

Qualunque sia il metodo scelto il tutto si traduce alla costruzione di un sistema algebrico di n equazioni in n incognite, che sono le intensità delle doppiette sui vari pannelli.

$$[a_{ij}] \begin{bmatrix} \mu_0 \\ \mu_1 \\ \dots \\ \mu_{N-1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} RHS_0 \\ RHS_1 \\ \dots \\ RHS_{N-1} \end{bmatrix} \quad (8.15)$$

Nel sistema (8.15) compiono, a_{ij} la matrice di influenza, che lega i vari pannelli l'uno all'altro, il vettore contenente le incognite μ , e a destra il vettore dei termini noti dato in questa fase dalle sole *Boundary Conditions*.

Tornando al metodo che utilizzeremo nell'analisi, ovvero il metodo di *Galerkin* con distribuzione lineare di singolarità, il principale vantaggio che ne deriva, oltre che ad una maggiore accuratezza dovuto all'utilizzo di funzioni lineari per approssimare le distribuzioni di doppiette, è quello di consentire grazie all'utilizzo di triangoli, invece di quadrati, una migliore qualità della *mesh*, in termini di approssimazione delle superfici.

D'altro canto avremo delle evidenti penalizzazioni in termini di tempi di calcolo e difficoltà nell'assemblaggio della matrice di influenza.

In primo luogo, rispetto ad un metodo dei pannelli con elementi quadrati, avremo il doppio delle incognite immaginando di scomporre ogni elemento quadrangolare in due triangoli.

In secondo luogo, per ogni pannello, volendo utilizzare una distribuzione lineare di singolarità, per ogni pannello avremo tre gradi di libertà invece di uno (vedi immagine *figura 8.2*).

Essendo il tempo necessario alla fattorizzazione *LU*, utilizzata per la risoluzione del sistema, dipendente da n^3 , dove n è la dimensione della matrice di influenza, avremo un notevole incremento dei tempi di calcolo.

Avendo scelto di utilizzare il metodo lineare, anche la costruzione del vettore dei termini noti, risulta maggiorato, poiché la sua costruzione richiede la risoluzione di integrali di superficie.

Gli integrali di superficie vengono risolti utilizzando le formule di quadratura di Gauss, il cui grado influenza a sua volta i tempi di computazione.

Mentre il problema della risoluzione dell'equazione di *Laplace*, seppur con tutte le difficoltà del caso risulta noto e ben determinato, altro discorso è per la determinazione del contributo viscoso.

I *Potential flow solver* più evoluti e quindi più costosi presenti sul mercato, ovviano a questo problema attraverso un processo iterativo utilizzando un *IBLS* (*Interactive Boundary Layer Solver*).

Questa metodologia, basata sulla formulazione integrale (o differenziale) delle equazioni dello strato limite, prende come input il risultato del calcolo inviscido del flusso potenziale e risolve le equazioni dello strato limite.

Una volta fatto ciò viene aggiornata la matrice di influenza e viene nuovamente risolto il problema di *Laplace*.

Il processo viene reiterato fino a che non si ha convergenza fra il campo di moto ottenuto dall'equazione di *Laplace* e di quello ottenuto dalla risoluzione delle equazioni dello strato limite.

Tale procedura, molto complessa da un punto di vista di calcolo non è presente in *Flow5*.

Partiamo dal presupposto, che di per se *Flow5* non presenta alcuna funzionalità per la risoluzione delle equazione dello strato limite, se non un *tool*, che tuttavia è ancora in fase di sperimentazione/sviluppo e che punta a risolvere le equazioni dello strato limite partendo da una formulazione differenziale.

Per tenere conto dei contributi dovuti alla viscosità del fluido, *Flow5* necessita di appoggiarsi ad un'applicazione esterna, he nel caso specifico è *xfoil* (che si basa su una formulazione integrale delle equazioni dello strato limite).

Avendo quindi come input, le polari aerodinamiche e i coefficienti di portanza locali per le varie sezioni provenienti da *xfoil*, *Flow5* provvede ad interpolare questi dati e a sommare il contributo al risultato dell'analisi inviscida.

Ovviamente il risultato fornito rappresenta solo un ordine di grandezza per il contributo viscosa alla resistenza totale.

Un secondo approccio presente il *Flow5*, che è quello che utilizzeremo nella nostra analisi, è quello del *viscous loop*.

Questo metodo si basa sostanzialmente sull'introduzione di un'incidenza fittizia γ , ad ogni stazione lungo l'apertura alare, in cui l'ala è stata appunto suddivisa.

Tale incidenza viene aggiornata iterativamente fino a quando il coefficiente di portanza 2d calcolato da *xfoil* e quello 3d non coincidono.

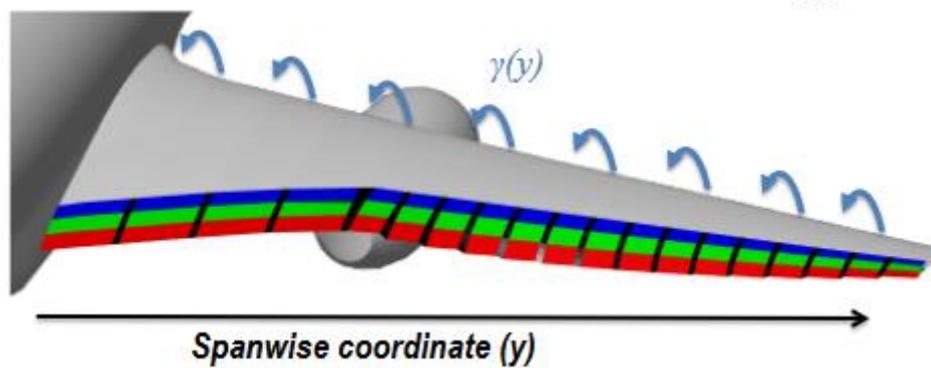


Figura 8-3 – Distribuzione incidenza fittizia lungo apertura alare

Il valore iniziale di $\gamma(y)$ viene inizialmente posto pari a zero, ed abbiamo che l'incidenza effettiva vista da ogni sezione alare risulta pari a:

$$\tilde{\alpha}_i = \alpha_i + \gamma(y) \quad (8.16)$$

Ad ogni passo dell'iterazione, il valore dell'angolo fittizio, viene calcolato attraverso la seguente relazione:

$$\gamma_{i+1}(y) = \gamma(y) + \frac{1}{2} \frac{c_{l_{2Di}}(y) - c_{l_{3d}}(y)}{c_{l_\alpha}} \quad (8.17)$$

A numeratore del secondo addendo della (8.17), compare $c_{l_{2Di}}(y)$ che è il coefficiente di portanza per la sezione y calcolato tramite *xfoil* e $c_{l_{3d}}(y)$ che è il coefficiente di portanza locale alla medesima stazione risultante dal calcolo non viscoso dell'equazione di *Laplace*.

Il fattore $\frac{1}{2}$, è solo un fattore moltiplicativo che favorisce la convergenza del metodo, in *Flow5* può essere impostato a piacimento; tuttavia non sarà da noi modificato.

Il calcolo di gamma viene reiterato fino a quando non viene raggiunto un determinato valore di tolleranza che può essere impostato a piacimento, tenendo ovviamente conto delle ripercussioni in termini di tempi di calcolo.

Rimane da descrivere il metodo con cui viene modellizzata la scia.

Come già anticipato la presenza della scia è fondamentale per poter introdurre la condizione di *Kutta* al bordo di fuga.

Con riferimento alla condizione (8.10), la scia deve essere parallela alla direzione della corrente.

Il processo con cui, partendo da una direzione iniziale della scia, questa viene allineata con la direzione della corrente è detto *wake Relaiation o wake roll-up*.

Questo processo di tipo non lineare, richiede l'implementazione di uno schema di calcolo iterativo.

L'implementazione di tale procedimento è di per se molto complessa, poiché altre ad aumentare i tempi di calcolo richiede ulteriori criteri di convergenza.

La complessità è aumentata dl fatto che c'è rischio di intersezione fra i pannelli della scia dispersa dall'ala e i pannelli della fusoliera e fra i pannelli di scia stessi alle estremità alari , dove si verifica il fenomeno dei vortici di estremità.

Le strade adottate per modellizzare la scia in *Flow5* sono sostanzialmente due.

La prima, che è poi la più semplice, consiste nell'assumere che i pannelli di scia abbiano direzione costante e siano paralleli alla direzione della corrente indisturbata.

Ci sono diversi parametri che possono essere settati a piacimento dell'utente all'interno del software, il numero dei pannelli, la loro lunghezza (in termini di coda media aerodinamica) ed un fattore di progressione.

Tale rappresentazione della scia presenta delle limitazioni, in primo luogo può essere adottata solo per basse incidenze e per bassi angoli di derapata.

Essendo costante la direzione della scia, viene automaticamente violata la (8.10), il che implica che non è più verificata l'ipotesi che una superficie fluida non può sopportare salti di pressione; i pannelli di scia inducono quindi dei carichi parassiti sui pannelli dell'ala, falsando così i risultati ottenuti.

Il secondo metodo utilizzato in *Flow5* per implementare il contributo della scia è la così detta *Vortex Particle Wake*.

In questo metodo, al posto dei pannelli e delle distribuzioni di singolarità, la scia viene modellizzata attraverso delle particelle fluide dette "*vortons*" il cui moto viene seguito da un punto di vista *Lagrangiano*.

Il contributo di queste particelle vorticose, viene computato nel sistema attraverso il vettore dei termini noti.

Tuttavia, essendo la presenza dei pannelli di scia necessaria per poter implementare la condizione di *Kutta* al bordo di fuga è richiesto prima di passare alla rappresentazione con i *vortons* un certo numero di pannelli di *buffer*, il cui numero e le cui dimensioni possono essere regolate dall'utente.

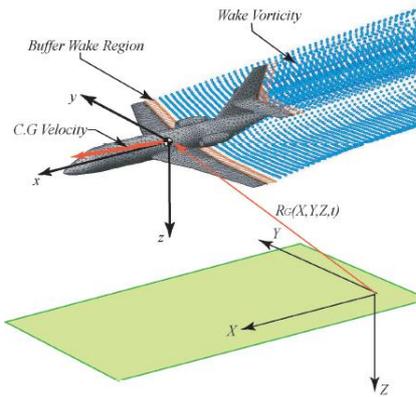


Figura 8-4 – Rappresentazione Scia con VPW

Altra cosa importante da dire riguarda la metodologia con cui sono calcolate le forze in *Flow5*.

Abbiamo due diverse possibilità, la prima consiste nel calcolarle attraverso i coefficienti di pressione su ogni pannello e sommarne i vari contributi.

La seconda via, che noi utilizzeremo, è quella di calcolare le risultanti aerodinamiche direttamente su piano di *Trefftz* (Analisi Off-Body).

Nell'immagine di *figura (8.5)* è rappresentato un diagramma di flusso dell'intera procedura di calcolo fin qui descritta in maniera discorsiva seppur senza entrare nel merito.

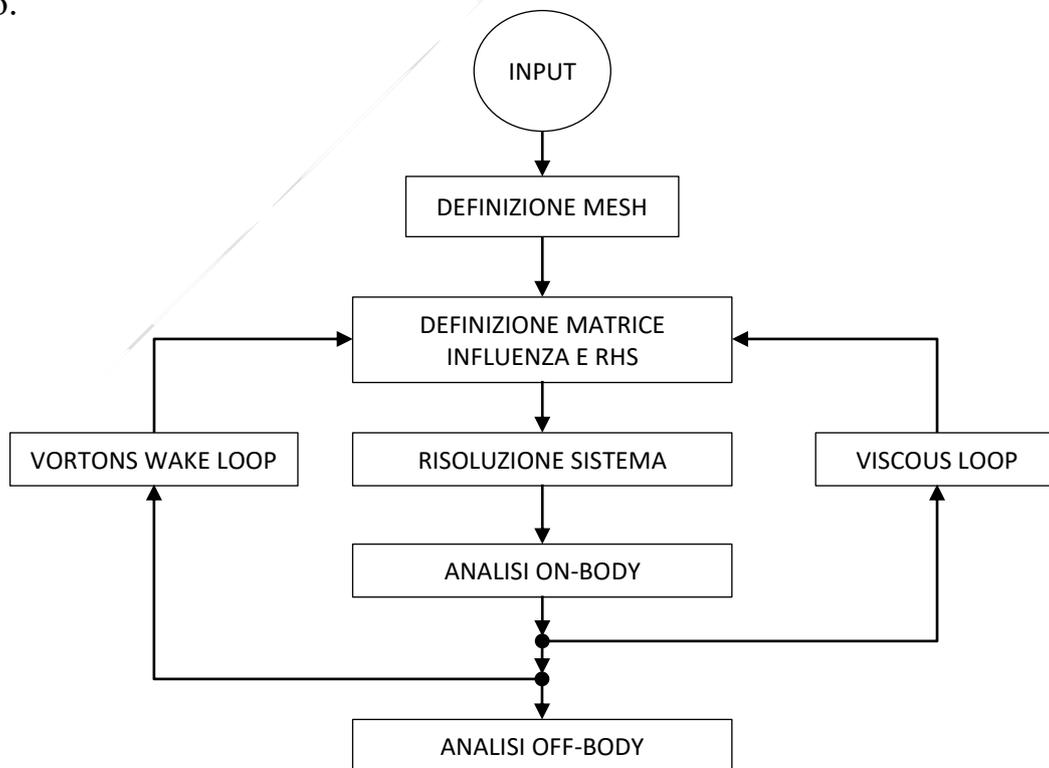


Figura 8-5 – Schema algoritmo *Flow5*

8.2– *Analisi Prestazionale*

Andiamo ora ad effettuare in un primo momento l'analisi aerodinamica del velivolo, al fine di poter effettuare una stima preliminare delle prestazioni con la configurazione attuale.

Come anticipato nel precedente capitolo, *flow5* necessita di un'analisi preliminare del profilo che verrà utilizzato alle varie condizioni in termini di *Reynolds* ed incidenza a cui le varie sezioni si troveranno durante le varie fasi della missione.

La stima dell'intervallo di valori di *Reynolds* è stata fatta considerando la corda massima alla radice e la corda minima al tip.

Per quanto riguarda il range di velocità, utile alla stima del *Reynolds* è stato considerato l'intervallo di velocità che va dalla velocità di stallo alla velocità massima.

Alcune correzioni saranno poi effettuate a posteriori, il *software* infatti segnala eventuali valori che durante l'analisi verranno trovati fuori dall'involucro di volo.

Va fatta una premessa molto importante prima di iniziare qualsiasi tipo di interpretazione dei risultati ottenuti.

Il metodo dei pannelli (così come anche il *VLM*) è sostanzialmente un metodo lineare, questo sta a significare che lo stallo, essendo un fenomeno non lineare dovuto agli effetti viscosi non può essere rappresentato correttamente.

Tuttavia, laddove sarà necessario analizzare la curva $C_L - \alpha$ nella sua parte non lineare potremo utilizzare al metodo *LLT* implementato, che essendo non lineare potrà permetterci una predizione, del comportamento in campo pre/post stallo.

Il metodo *LLT*, non risulta appropriato in presenza di ali con bassi valori di *AR* e bassi valori di angolo di freccia.

Il nostro caso si presenta dunque come caso limite, ma in assenza di alternative potremo procedere ad utilizzare questo metodo consapevoli delle approssimazioni dovute alla situazione.

Il metodo dei pannelli, si presenta invece affidabile nel campo di variazione lineare del coefficiente di portanza in funzione dell'angolo di incidenza con il vento relativo.

Al netto della sottostima del contributo viscoso della resistenza, il metodo dei pannelli fornirà buoni risultati per l'analisi della fase di crociera.

Oltre al profilo “da crociera”, verranno analizzati anche i profili relativi a varie condizioni di escursione degli *elevon*.

Per la geometria degli *elevon*, viene considerata la configurazione riportata nel *Capitolo 5*, nello specifico in *figura 5-19*.

I profili adottati per gli *elevon* sono dei profili NACA, della serie *NACA0009*, come già anticipato nel *Capitolo 5*.

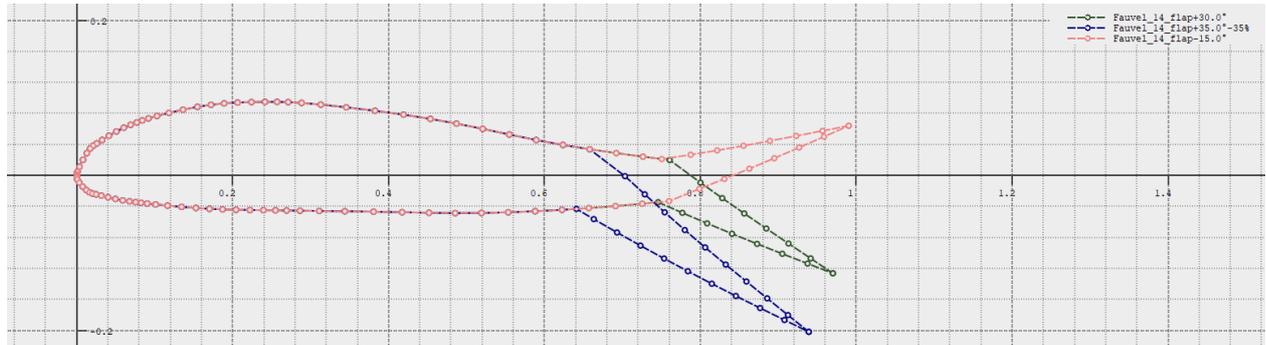


Figura 8-6 – Profili analizzati

Per i profili analizzati, come già detto vengono ricavate le polari aerodinamiche e tutte le altre varie caratteristiche oggetto di interesse.

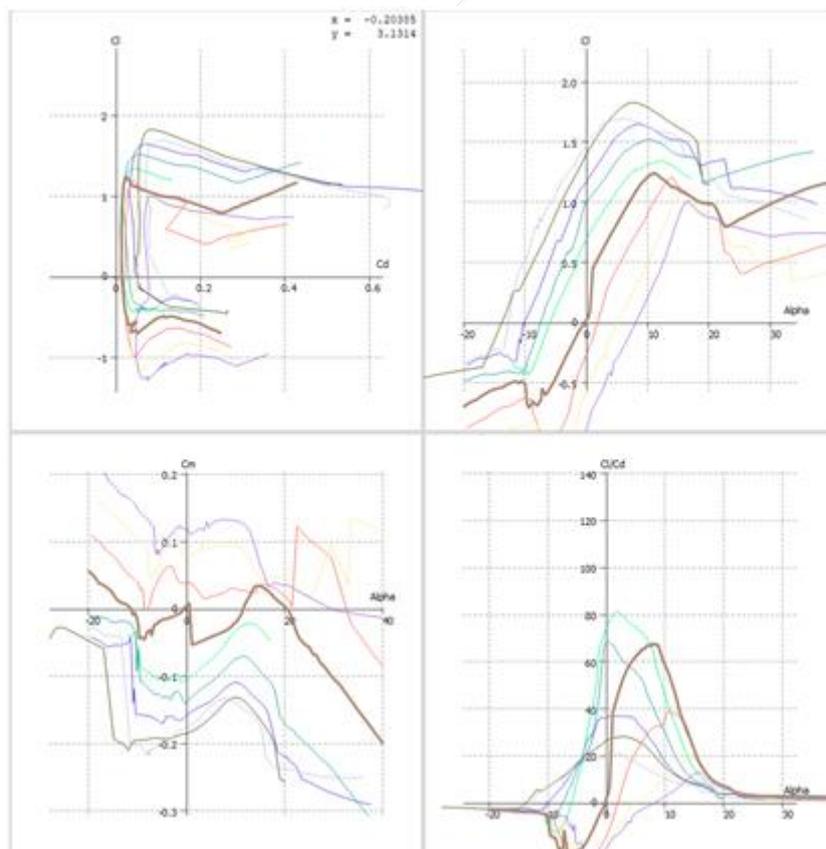


Figura 8-7 – Esempio Risultati analisi xfoil

Nell'immagine di figura 8-7 sono riportate a titolo di esempio le caratteristiche del profilo, sia per la condizione "neutra", che per varie aperture angolari degli *elevon* ad un *Reynolds* pari a 250000.

Questi risultati come più volte ribadito in precedenza, verranno utilizzati, per stimare almeno come ordine di grandezza la resistenza viscosa del mezzo.

La resistenza stimata da *xfoil* risulta infatti puramente viscosa, essendo relativa ad un profilo 2D, che non può presentare resistenza indotta.

Finita questa fase di analisi preliminare, si può passare alla definizione della *mesh* per il modello 3D, precedentemente realizzato tramite *SolidWorks*.

Tra i parametri che è possibile variare per definire la *mesh* abbiamo la tipologia di distribuzione di pannelli (sinusoidale, cosinusoidale ed altre ancora), e la numerosità dei pannelli su ogni porzione dell'ala.

Per quanto riguarda la fusoliera abbiamo una serie di parametri, senza entrare troppo nel dettaglio alcuni sono la dimensione dell'elemento, la tolleranza nodale e via dicendo.

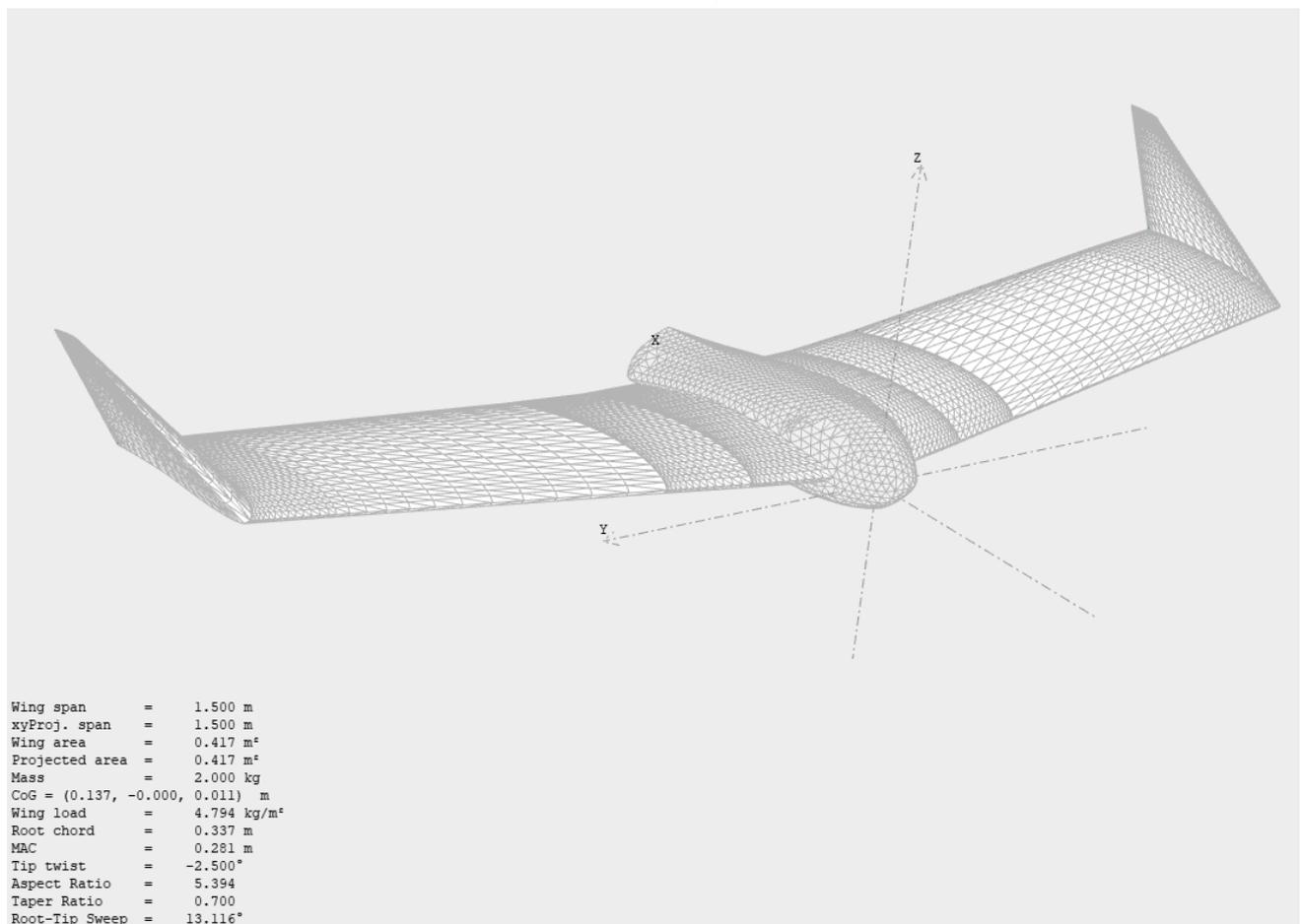


Figura 8-8 – Velivolo discretizzato

Il secondo tipo di analisi, la *fixed speed*, ci è utile per valutare la *drag polar* per una determinata velocità di volo.

Ribadiamo ancora una volta un concetto importante: il metodo dei pannelli è un metodo lineare.

Esisteranno quindi dei valori di *AoA* per i quali le sezioni in prossimità della radice per prime, inizieranno a stallare.

Per i valori di angolo di incidenza su citati, il calcolo si interrompe, poiché il *software* non è in grado di interpolare dalle curve relative ai profili, prima analizzate, i valori di C_L corrispondenti a quelli calcolati con il metodo dei pannelli.

Conseguentemente a quanto detto, non è in grado di derivare i valori di $C_{D_{viscous}}$ di interesse.

Tale limite si potrebbe bypassare impostando un'analisi non viscosa, che ovviamente non avremmo interesse a portare avanti.

Altra osservazione importante riguarda la scelta della tipologia di distribuzione di singolarità da utilizzare.

La scelta è ricaduta su una distribuzione di singolarità uniforme sui vari pannelli.

A seguito di alcuni *Test Case*, utilizzare una distribuzione di singolarità lineare, ha appesantito notevolmente il caso, senza portare diversificazioni tangibili e concreti in termini di risultato, ovviamente questo vale per quelli che sono i nostri scopi.

Il sistema lineare definito, avrebbe nel caso della distribuzione lineare una dimensione tripla rispetto al caso in cui la distribuzione di singolarità scelta sia di tipo uniforme.

$$t_{calcolo} \propto \frac{2}{3}n^3 \tag{8.18}$$

Nell'espressione (8.1) si osserva come i tempi di calcolo siano direttamente proporzionale alla dimensione n del sistema lineare.

Quindi viene facile intuire come avere in sistema lineare di dimensione tripla rispetto ad un altro, impatti fortemente sui tempi di calcolo.

Analogo ragionamento vale per la *memory footprint* impiegata, che cresce con il quadrato della dimensione del sistema lineare.

Nel caso della nostra discretizzazione, il numero di elementi risultanti, che corrisponderà alla dimensione del sistema lineare da risolvere è di 13512.

Infine, il metodo di stima per la componente viscosa è quello del *viscous loop*, definito in precedenza e per la definizione della scia è stato impostato nel calcolo il *VPW*.

Andiamo ora a visualizzare i diversi risultati della simulazione che saranno utili a valutare le *Performance* del nostro velivolo.

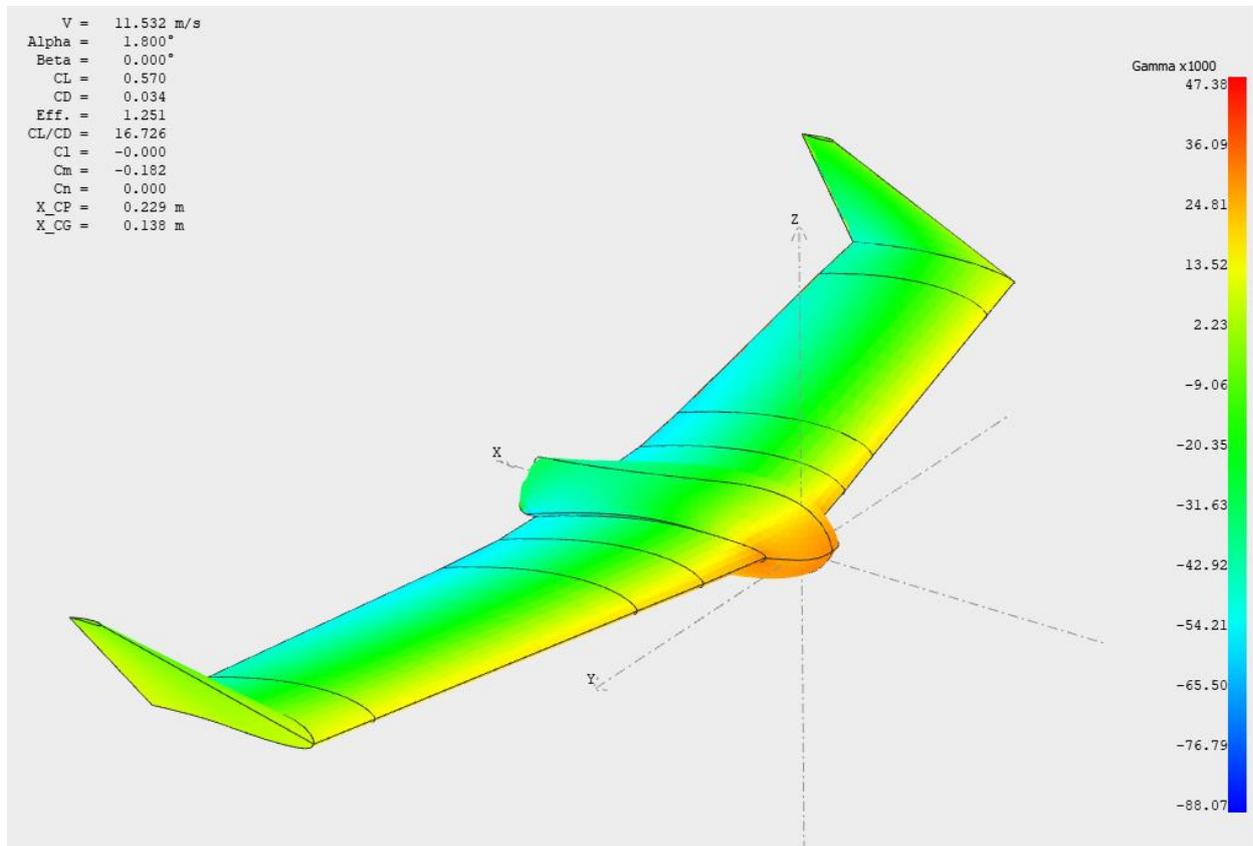


Figura 8-10 – Distribuzione Doppiette

Il primo risultato utile che possiamo analizzare è la distribuzione delle doppiette. È importante osservare soprattutto che le doppiette abbiano una distribuzione uniforme.

L'uniformità della distribuzione di doppiette, e la conseguente assenza di singolarità cromatiche è indice che il calcolo è stato portato a termine correttamente.

Quando parliamo di calcolo portato a termine correttamente intendiamo in questa fase che non sono stati commessi errori nella connessione dei vari elementi della *mesh*; errori che altrimenti avrebbero portato ad una discontinuità della distribuzione di doppiette sulla superficie del velivolo.

L'immagine di *Figura 8-10* è riferita come si può osservare ad una particolare condizione di volo in termini di velocità ed *AoA*.

Come accennato l'analisi effettuata è stata di tipo *fixed lift*, quindi è stato possibile fare tutta una serie di considerazioni utili alla valutazione delle performance.

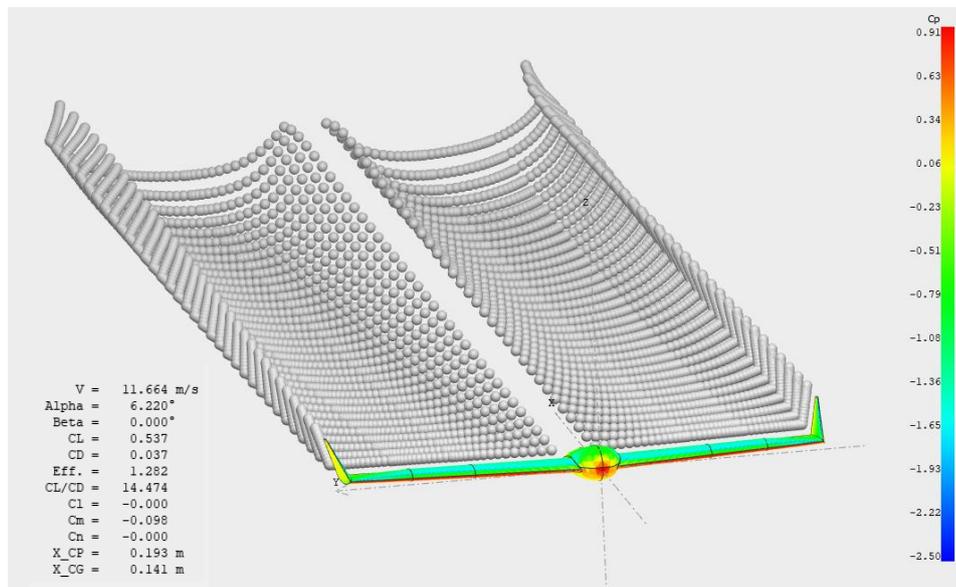


Figura 8-11 – Andamento del C_p e vortici di scia

Delle varie condizioni di volo valutate, in *immagine 8-11* riportiamo quella che corrisponde alla condizione di massimo rapporto di efficienza aerodinamica C_L/C_D .

Fra le varie grandezze riportate, possiamo osservare i vari coefficienti di portanza, resistenza (Contributo Viscido più Viscoso), i vari coefficienti di momento per la condizione di volo e la posizione del centro di pressione.

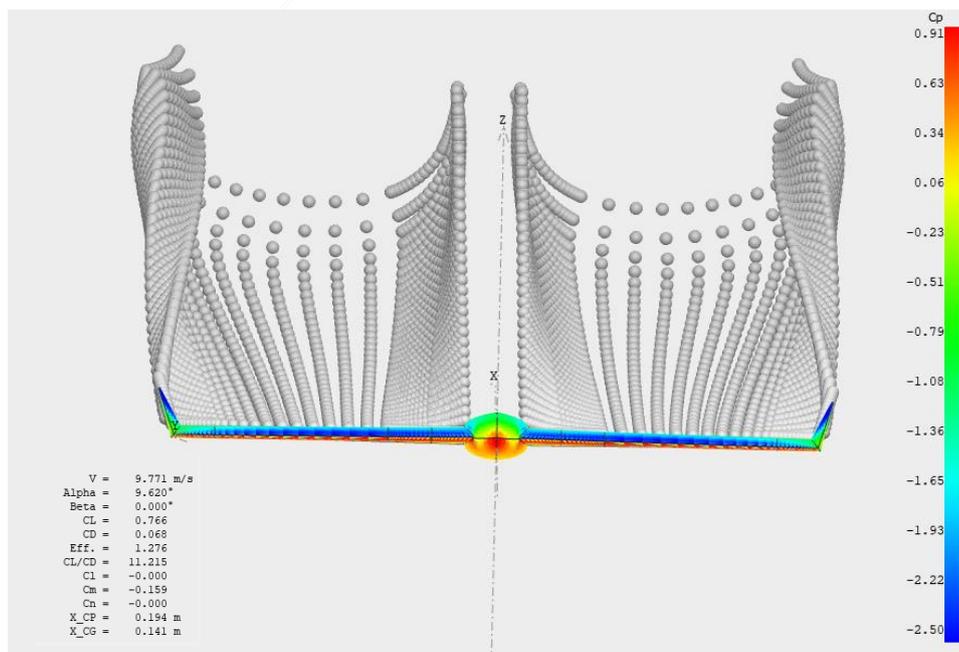


Figura 8-12 – condizione di volo $\alpha = 9.6^\circ$

Nell'immagine di *figura 8-12* è riportata una condizione di volo a maggiore incidenza per cui siamo in campo di variazione lineare del coefficiente di portanza. Si può osservare, come un incremento del coefficiente di portanza comporti la necessità di una minore velocità per mantenere la condizione di volo livellato.

Si osserva anche l'incremento di resistenza (indotta) dovuto al maggiore effetto dei vortici di scia.

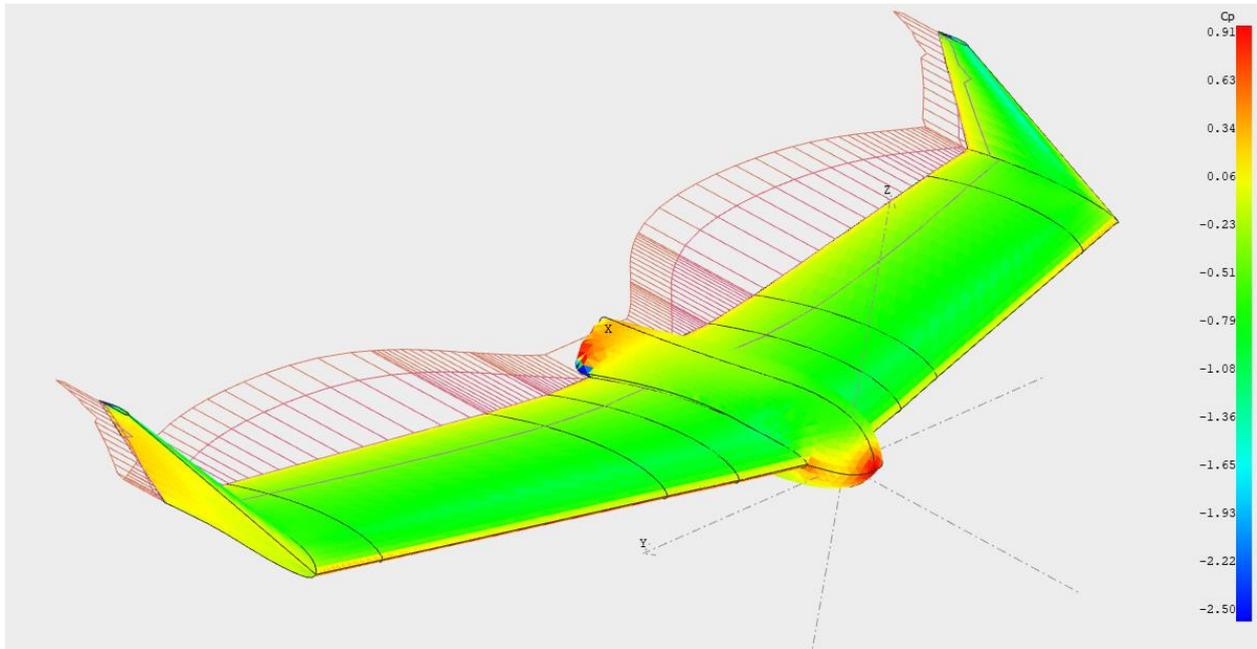


Figura 8-13 – Andamento resistenza

Nell'immagine di *figura 8-13* in arancione la variazione di resistenza indotta lungo l'apertura alare ed in rosso la variazione di resistenza viscosa.

Sempre in *figura 8-13* la linea viola, rappresenta la l'ascissa di transizione in cui il flusso passa da laminare a turbolento.

Ultima cosa che si può osservare è la zona in coda, in cui il C_p presenta delle singolarità rispetto al resto dei valori.

Tali discontinuità hanno sia significato numerico, poiché in quella zona il buffer dei pannelli di scia interseca la fusoliera, ma hanno anche significato fisico poiché quella zona è sede di forti turbolenze.

Andiamo ora ad osservare nei prossimi grafici la distribuzione di alcune grandezze lungo l'apertura alare.

Nell'immagine di *figura 8-14* è stata riportata la distribuzione di portanza lungo l'apertura alare per la configurazione di volo indicata in *figura 8-11*, in cui si ha $\alpha = 6^\circ$ e $V = 10.46 \text{ m/s}$.

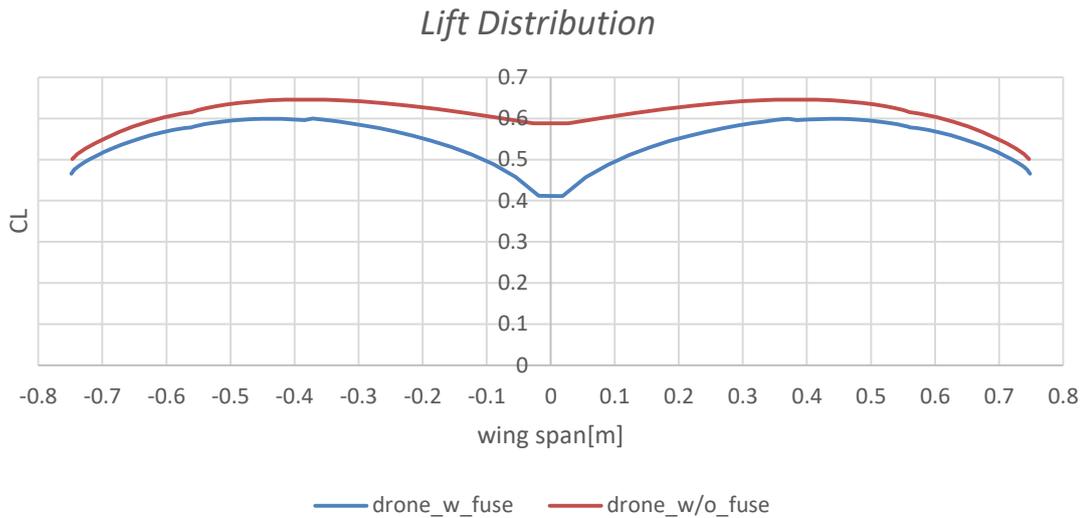


Figura 8-14 – Lift Distribution @ $(C_L/C_D)_{max}$

A scopo informativo si può osservare in *figura 8-14*, la distribuzione di portanza lungo l'apertura alare, anche nel caso di ala isolata, al fine di apprezzare come la fusoliera modifichi l'andamento della portanza.

L'effetto alle estremità dell'ala è dovuto alla presenza dei *winglets*.

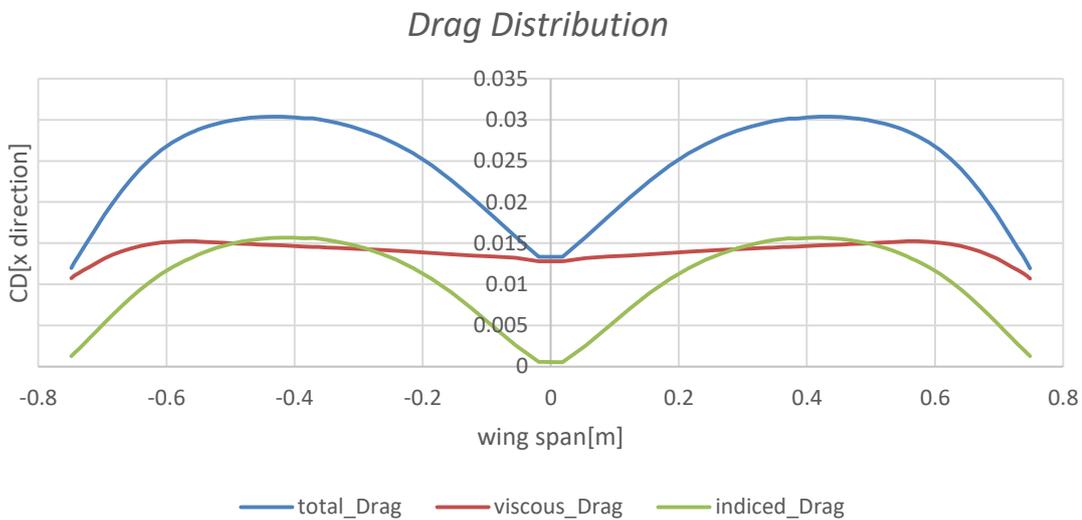


Figura 8-15 – Drag Distribution

In *figura 8-15* possiamo osservare (seppur con tutte le sottostime del caso) che la resistenza viscosa è dello stesso ordine di grandezza della resistenza indotta; trascurare gli effetti viscosi porterebbe quindi ad una soluzione di poco significato fisico.

Un altro risultato che sarà utile in un futuro che esula da questa tesi, è l'andamento del momento flettente lungo l'apertura alare, necessario a valutazioni di tipo strutturale.

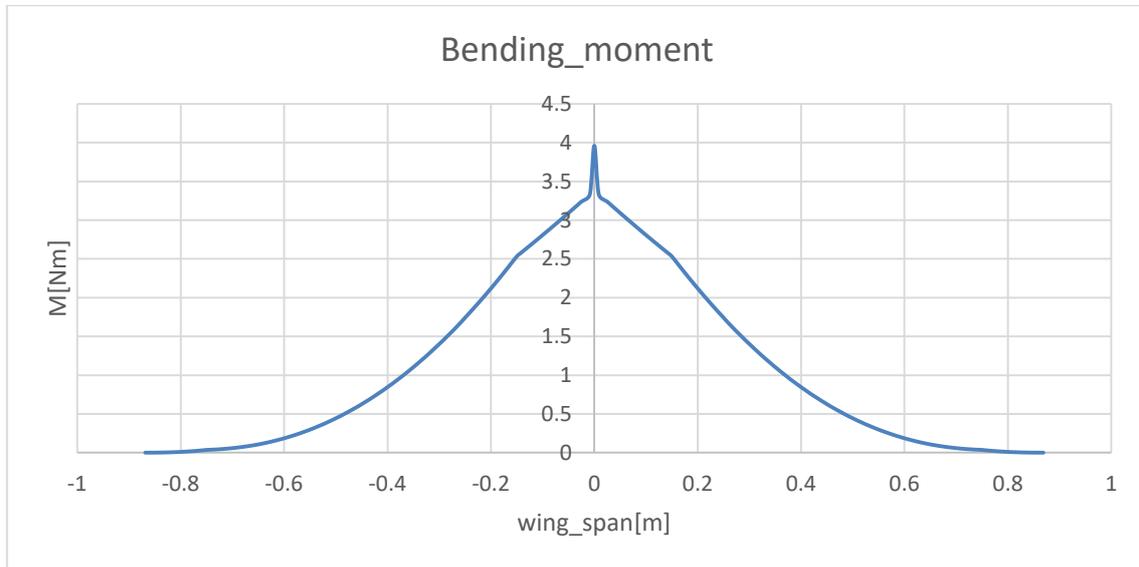


Figura 8-16 – Bending Moment

Infine, altra caratteristica che sarà utile nello studio delle performance è la *drag Polar*, che viene riportata di seguito per differenti valori di velocità.

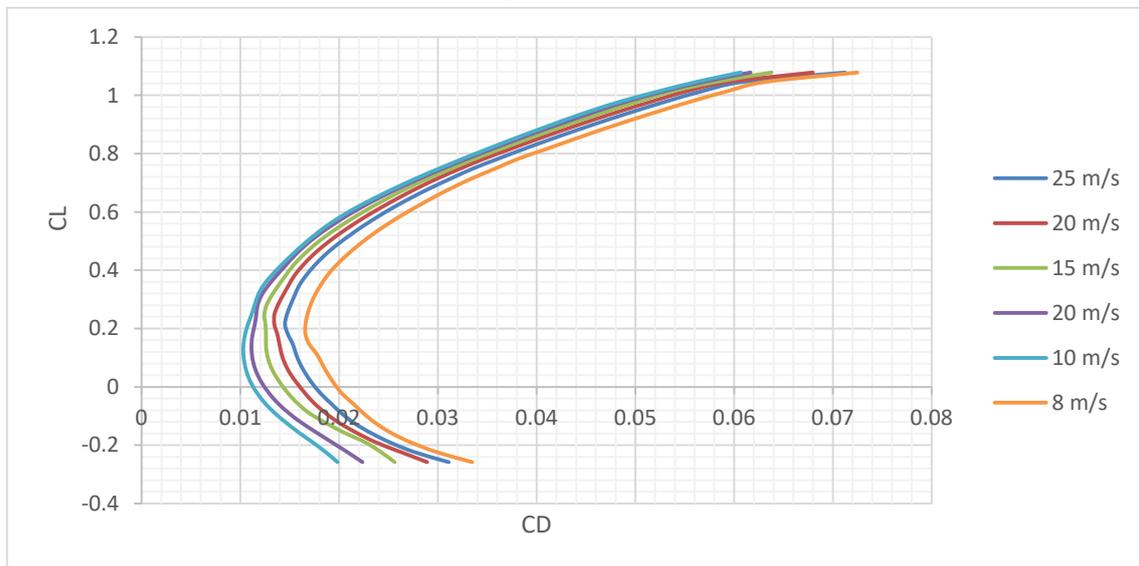


Figura 8-17 – Drag Polar

Dopo aver illustrato questi risultati generali, che possono comunque essere oggetto di future ottimizzazioni, passiamo a valutare più nello specifico le performance del mezzo in varie operazioni.

8.2.1 – Velocità massima

Per quanto riguarda la velocità massima, si ha bisogno di stimare in primo luogo la curva della potenza richiesta ed in secondo luogo la curva della potenza disponibile.

Per valutare la potenza richiesta utilizzeremo i risultati forniti dalla simulazione mentre per valutare la potenza disponibili utilizzeremo la seguente relazione:

$$\Pi_d = \Pi_a \cdot \varphi \cdot \sigma \cdot \eta_P \quad (8.19)$$

Nell'espressione (8.19) compaiono la potenza all'albero, valutata nel *capitolo 6*, il rendimento dell'elica ed il rapporto fra densità in quota, densità dell'aria al livello del mare ed attraverso il parametro φ la manetta.

La velocità massima viene stimata in condizioni di manetta massima, $\varphi = 1$, sia per il caso di quota di crociera, sia nel caso di quota di tangenza massima (pari a quella di specifica, che verificheremo in seguito).

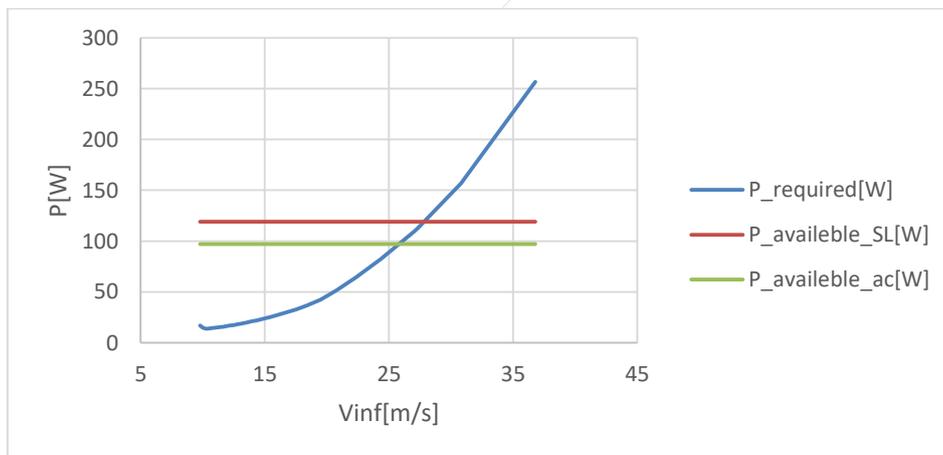


Figura 8-18 – Velocità massima

Graficamente si ricavano i due valori di velocità massima alla quota di crociera pari a 100 m ed alla quota assunta di *absolute ceiling*, ottenendo:

$$V_{max@h=100m} = 28.33 \text{ m/s}$$

$$V_{max@h=absceil} = 25.85 \text{ m/s}$$

Abbiamo in entrambi i casi dei valori di velocità massima superiori al requisito iniziale di progetto.

8.2.2 – Rateo di salita

Le considerazioni fatte da qui in poi, valgono per la quota una quota di crociera, pari a 100 m, analoghe considerazioni valgono tenendo conto della correzione dovuta alla densità per tutte le altre quote operative.

Nell'immagine di *figura 8-19* riportiamo l'odografa per le performance in salita relativa alla quota di crociera.

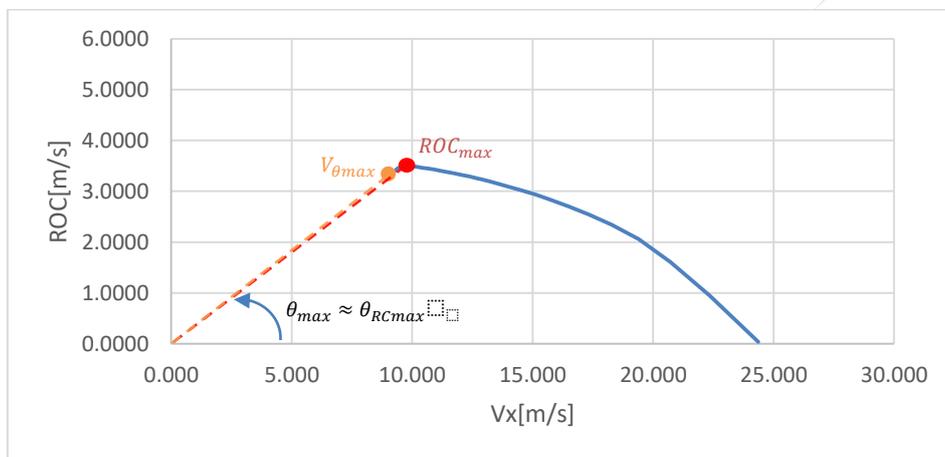


Figura 8-19 – Odografa performance salita $h=100\text{ m}$

I parametri sono stati stimati valutando la potenza disponibile tramite la (8.19) e considerando una manetta pari al 70%.

Attraverso una valutazione grafica, è stato possibile stimare le grandezze di interesse per valutare le performance del mezzo:

$$ROC_{max@h=100m} = 3.504 [m/s]$$

$$\theta_{max@h=100m} = 19.95 [^\circ]$$

$$V_{\theta_{max@h=100m}} = 3.34 [m/s]$$

Ovviamente, salendo su di quota, avremmo una diminuzione del rapporto sigma, che porterebbe ad un decadimento delle prestazioni.

Analogamente dando meno manetta, avremmo performance ridotte rispetto al caso esaminato.

8.2.3 – Velocità di stallo

Per quanto riguarda la velocità di stallo, la valuteremo per tre situazioni distinte, a seconda dell'apertura degli *elevon*, al fine di avere un range di variazione a seconda delle condizioni di volo in cui ci troviamo.

Ribadiamo, che per valutare il coefficiente di portanza massimo del mezzo per le varie condizioni è stata questa volta utilizzata la *LLT* invece del metodo dei pannelli, per i motivi in precedenza descritti.

Le tre condizioni di volo considerate sono state:

- *elevon* posizione neutra;
- *elevon* entrambi abbassati di 30°;
- *elevon* entrambi alzati di 30°.

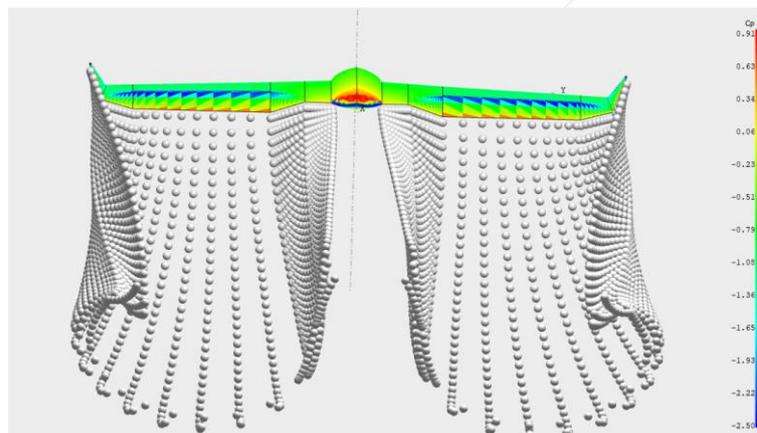


Figura 8-20 – Configurazione *elevon* down 30°

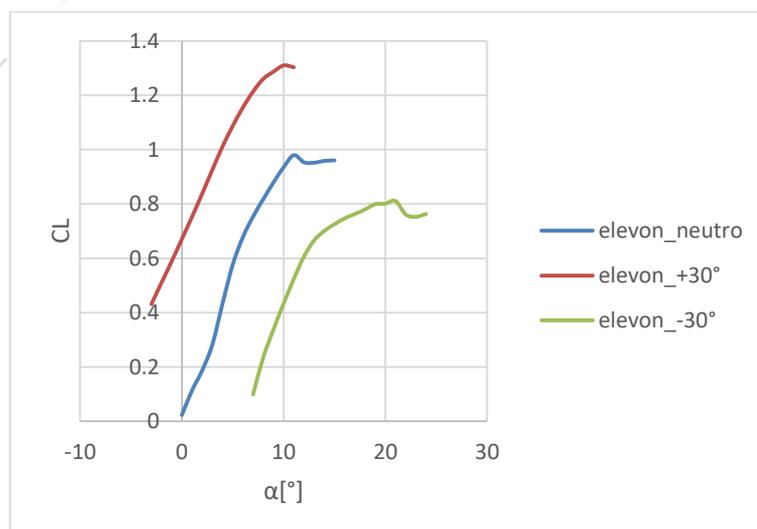


Figura 8-21 – Curve $C_L - \alpha$ per le 3 configurazioni

Dall'andamento riportato in *figura 8-21* è stato possibile stimare i coefficienti di portanza massimi e quindi le velocità di stallo:
 definiamo con il segno + la condizione di *elevon* abbassati e con il segno – la condizione di *elevon* alzati, abbiamo:

$$C_{L_{max,elevon_0^\circ}} = 0.98 \rightarrow V_{stallo} = 8.86 \text{ [m/s]}$$

$$C_{L_{max,elevon_{+30^\circ}}} = 1.31 \rightarrow V_{stallo} = 7.67 \text{ [m/s]}$$

$$C_{L_{max,elevon_{-30^\circ}}} = 0.81 \rightarrow V_{stallo} = 9.74 \text{ [m/s]}$$

8.2.4 – Planata a motore spento

Lo studio di questa fase risulta particolarmente critico, poichè consente di valutare l'assetto a cui il drone dovrà disporsi in caso di guasto al motore, al fine di rispettare il requisito di inoffensività, visto nei primi capitoli.

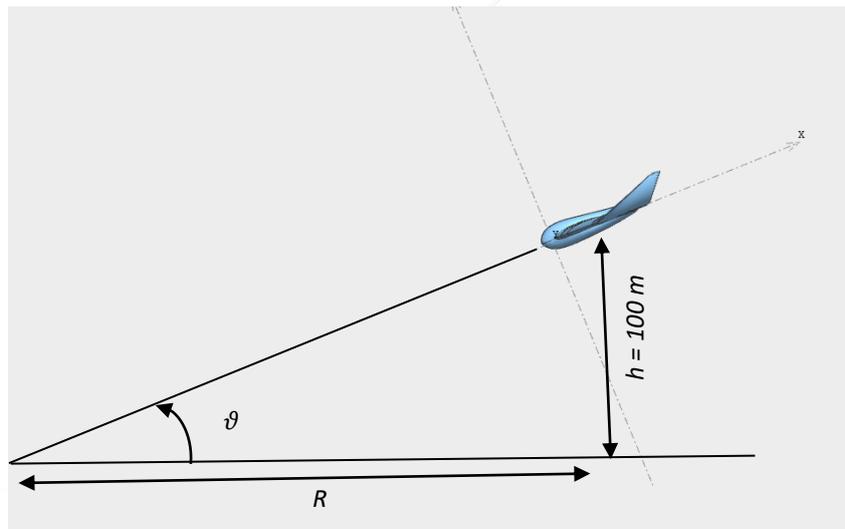


Figura 8-22 – Planata a motore spenti

Attraverso le seguenti grandezze, funzione dell'efficienza aerodinamica, è possibile calcolare l'angolo di planata minimo e la distanza massima percorsa R :

$$\tan \vartheta_{min} = \frac{1}{(L/D)_{max}}$$

$$R_{max} = \frac{h}{\tan \vartheta_{min}}$$
(8.20)

Nell'immagine di figura 8-22 riportiamo l'andamento dell'efficienza aerodinamica, ricordando che:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max} \quad (8.21)$$

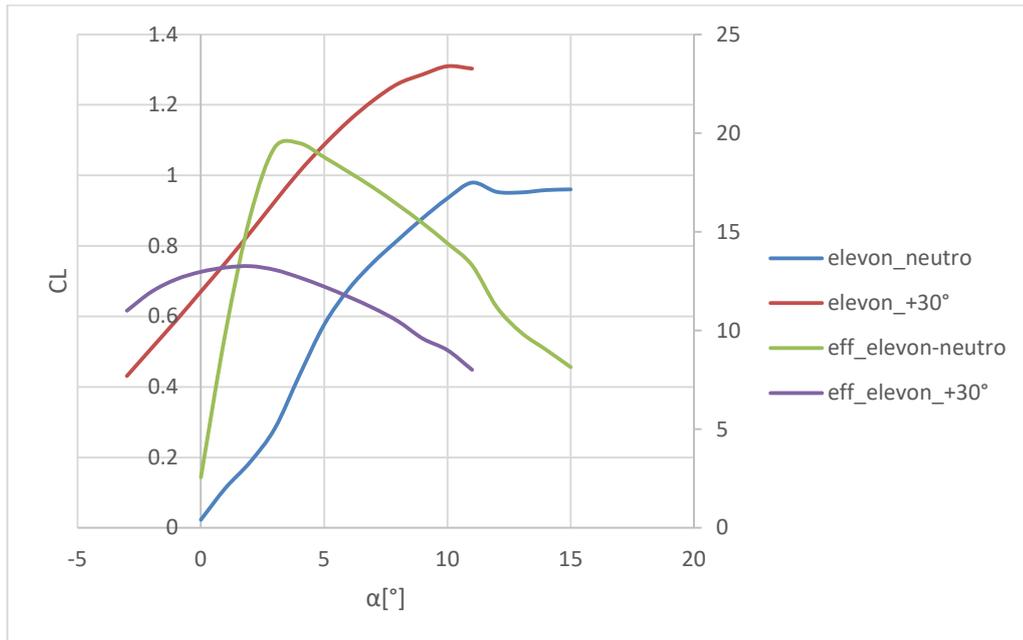


Figura 8-23 - $\frac{C_L}{C_D} = f(\alpha)$

Dalle (8.20) otteniamo, nel caso di *elevon* in posizione neutra e di *elevon* abbassati, rispettivamente:

$$\begin{aligned} \theta_{\min_{elevon=0^\circ}} &= 2.93[^\circ] \rightarrow R_{\max_{elevon=0^\circ}} = 1943 [m] \\ \theta_{\min_{elevon=+20^\circ}} &= 4.31[^\circ] \rightarrow R_{\max_{elevon=+20^\circ}} = 1326 [m] \end{aligned}$$

Ricordando che:

$$V_{\theta_{min}} = \sqrt{\frac{2 \cos \theta_{min} W}{\rho_\infty C_L S}} \quad (8.22)$$

Dall'espressione (8.22) è possibile ricavare la velocità di equilibrio per le fasce di discesa a motori spenti.

Da notare come questa, dipenda attraverso il valore della densità che compare a denominatore, dal valore della quota di volo.

Il valore del coefficiente di portanza che compare nell'espressione (8.22), è il valore di C_L che corrisponde al valore di efficienza aerodinamica utilizzato nella prima delle (8.20), quindi quella massima.

Da quanto sin qui detto, ricaviamo i due valori di velocità di interesse:

$$V_{\vartheta_{min_{elevon0^\circ}}} = 16.01 [m/s] \rightarrow E = \frac{1}{2} m V_{\vartheta_{min_{elevon0^\circ}}^2 = 256.48 [J]$$

$$V_{\vartheta_{min_{elevon+30^\circ}}} = 8.68 [m/s] \rightarrow E = \frac{1}{2} m V_{\vartheta_{min_{elevon+30^\circ}}^2 = 75.47 [J]$$

Come si può osservare in nessuno dei due casi è rispettato il vincolo riguardante l'energia cinetica di impatto da rispettare per essere conformi al requisito di inoffensività.

Per ovviare al problema si è proceduto prevedendo per gli *elevon* un'apertura massima di 35° invece dei 30° in precedenza definiti.

Inoltre si è dimensionato l'*elevon*, con una corda pari al 35% della corda del profilo invece del 25% inizialmente previsti.

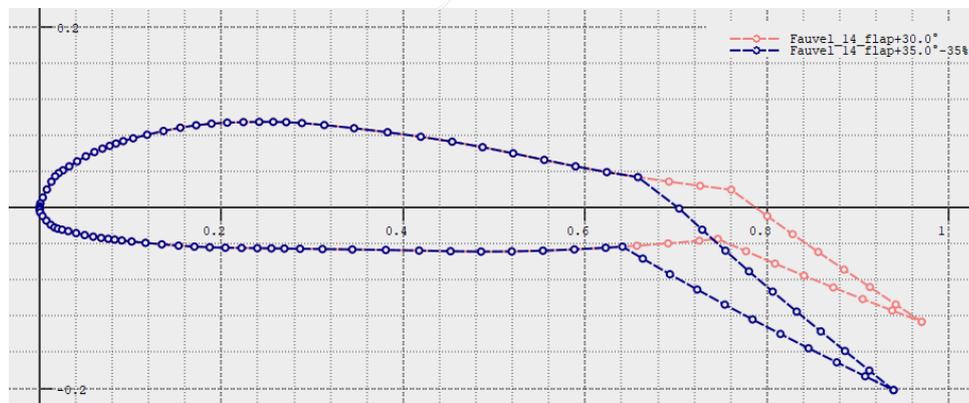


Figura 8-24 – Confronto fra le due configurazioni *elevon*

Ripetendo i calcoli con la nuova configurazione di *elevon*, otteniamo un valore per l'energia cinetica di impatto, pari a:

$$E = \frac{1}{2} m V_{\vartheta_{min_{elevon+30^\circ}}^2 = 63.30 [J]$$

Il valore così ottenuto rispetta il requisito sull'energia cinetica di impatto, rappresenta la condizione in cui il mezzo deve disporsi in caso di piantata motore.

8.2.5 – Absolute Ceiling

Per la stima della quota massima di tangenza si parte dalla sua definizione, sapendo che è la quota per cui il rateo di salita si annulla.

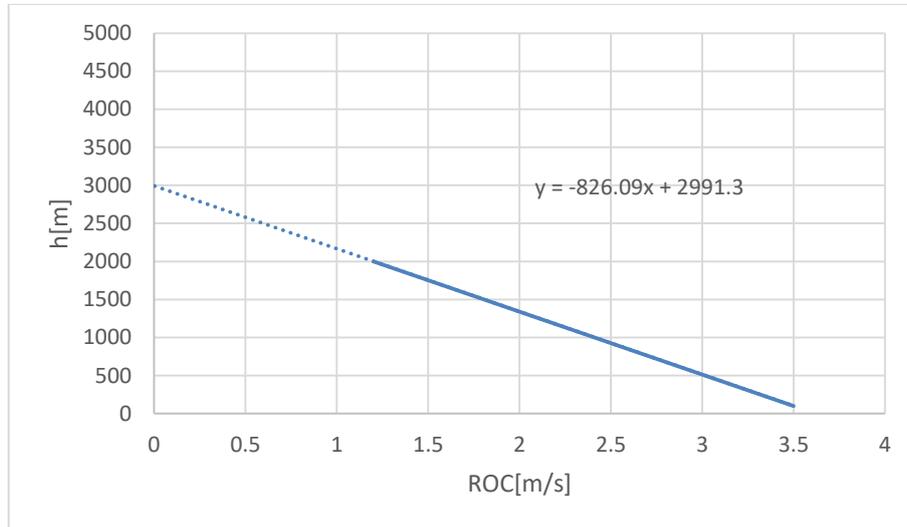


Figura 8-25 – $h = f(ROC)$

Per valutare il la quota massima di tangenza, si è stimato il massimo rateo di salita per due differenti quote.

Tramite la retta costruita, si è poi ricavato il valore di quota che annulla il rateo di salita, trovando che:

$$h_{ac} = 2991 \text{ m}$$

8.2.6 – Raggio di Virata minimo

Per stimare il raggio minimo di virata del velivolo, si è fatto ricorso alle due seguenti espressioni:

$$n_{max} = \left\{ \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \left[\left(\frac{P}{W \cdot V} \right)_{max} - \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \frac{C_{D0}}{W/S} \right] \right\}^2 \quad (8.23)$$

$$n_{max} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \frac{(C_L)_{max}}{W/S} \quad (8.24)$$

Nelle (8.23) e (8.24) compaiono il coefficiente di resistenza a portanza nulla ed il coefficiente di portanza massimo, che andremo a stimare attraverso i risultati della simulazione considerando la configurazione di *figura 8-25*.

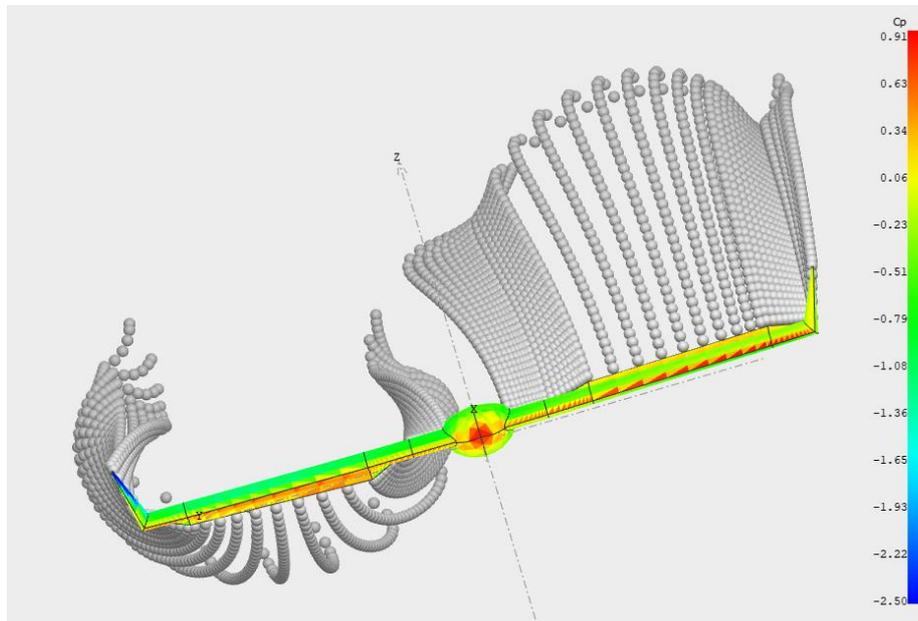


Figura 8-26 – Configurazione Virata

E' stata ipotizzata per la virata, una configurazione degli *elevon* $+10^\circ$, -20° ed una virata eseguita alla velocità di crociera di circa 12 m/s .

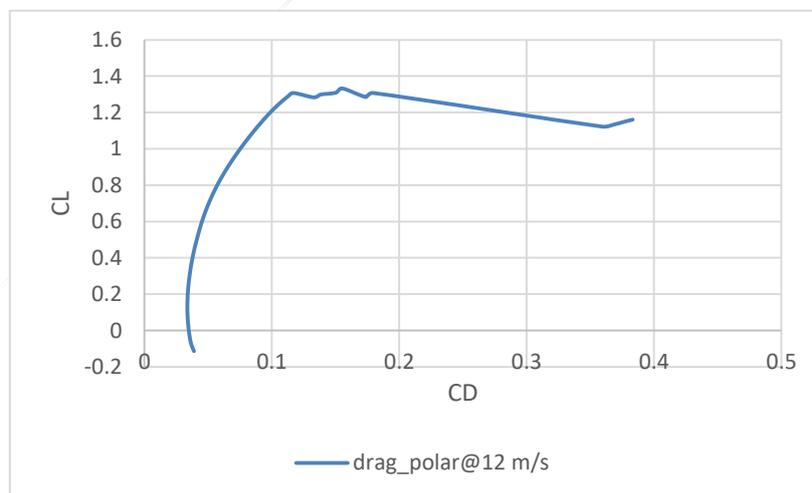


Figura 8-27 – Polare aerodinamica @12 m/s

Il coefficiente di portanza massima per la configurazione configurata è stato stimato in maniera analoga a quanto fatto in precedenza con un'analisi *LLT*.

$$C_{D0} = 0.04; C_{L_{max}} = 1.03; K = 1/(\pi A Re) = 0.06$$

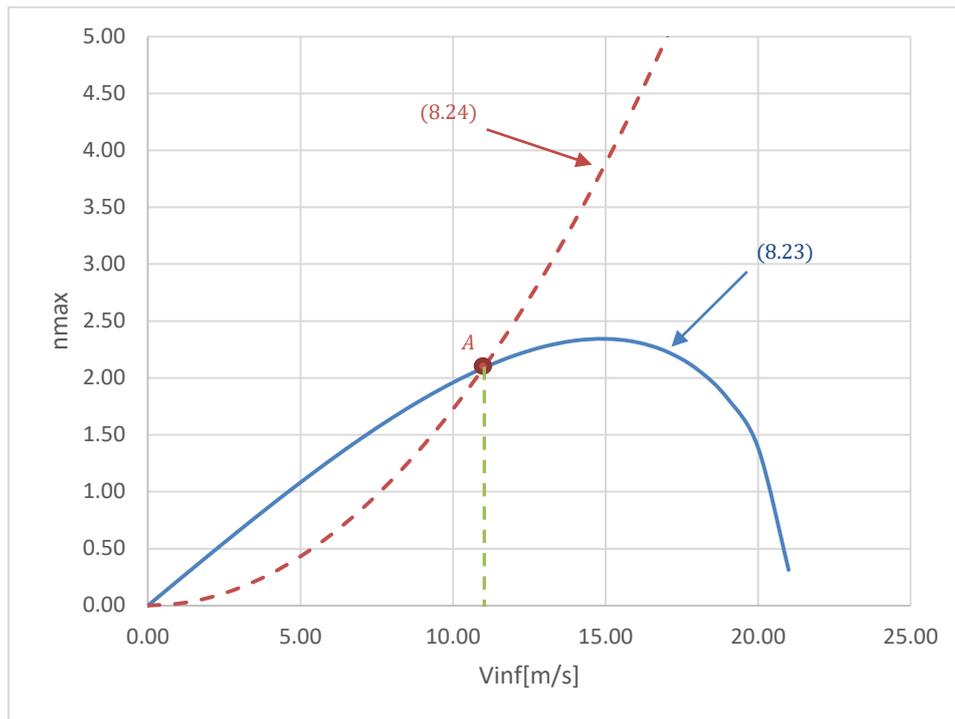


Figura 8-28 – $n_{max} = f(v_{inf})$

Nell'immagine di *figura 8-27* è rappresentato l'andamento del fattore di carico a contingenza massimo in funzione della velocità, derivato dalle espressioni (8.23) ed (8.24).

La curva (8.24) rappresenta il vincolo dato dal massimo coefficiente di portanza; i punti a sinistra della linea verde non possono esistere in quanto il coefficiente di portanza richiesto ad effettuare la manovra sarebbe superiore a quello massimo della configurazione considerata.

Il punto in rosso rappresenta dunque la condizione minima di virata in termine di coefficiente massimo di tangenza e velocità.

$$V_A = 12 \text{ [m/s]}$$

$$n_A = 2.21$$

Possiamo dunque andare a calcolare il minimo raggio di virata nel seguente modo:

$$R_{min} = \frac{V_A^2}{g\sqrt{n_A^2 - 1}} = 7.45 \text{ [m]}$$

8.2.7 – Massima Endurance

La massima endurance, è stata stimata, considerando la natura elettrica del velivolo, attraverso la seguente relazione:

$$E = R_t^{1-n} \left[\frac{\eta_{tot} v \cdot C}{\frac{1}{2} \rho V^3 S C_{D0} + \left(\frac{2W^2 K}{\rho V S} \right)} \right]^n \quad (8.25)$$

Nell'equazione (8.25) compaiono alcuni termini caratteristici della batteria utilizzata, fra cui la tensione erogata e la capacità in termini di *Amperè/ora*.

Anche il parametro R_t è il *battery our rating* [h], anche esso relativo alla batteria, mentre η_{tot} è il rendimento dell'intero gruppo propulsivo.

Alcuni di tali parametri sono stati ricavati nel capitolo 6 dai risultati di *eCalc*, altri sono stati stimati bibliograficamente.

Come noto dalla bibliografia la velocità di massima endurance è quella che tra le altre cose, massimizza il parametro $(C_L/C_D)^{3/2}$.

Proprio dalla polare aerodinamica calcolata per il valore di velocità su citato è stato ricavato il parametro C_{D0} .

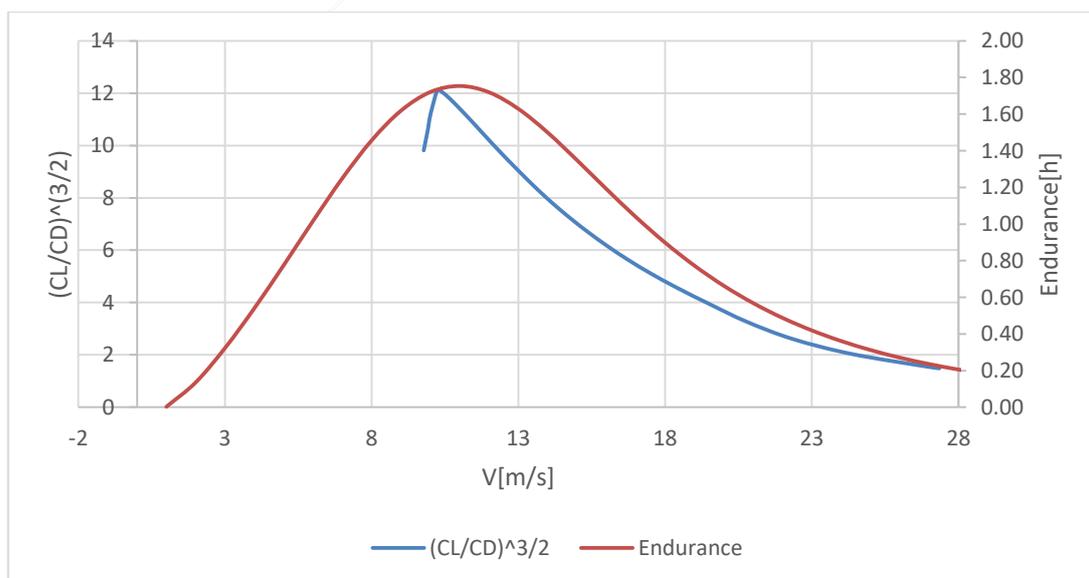


Figura 8-29 – Max Endurance

Come si può osservare dall'immagine di *Figura 8-28*, coerentemente con quanto ci si aspetterebbe, il massimo dell'endurance coincide con il massimo della curva $(C_L/C_D)^{3/2}$.

$$E_{max} = 1.75 [h]$$

Il risultato è tutto sommato abbastanza coerente con quello stimato da *eCalc* nel Capitolo 6.

Infine un'ultima considerazione va fatta sulla stabilità longitudinale, infatti come si può osservare dall'immagine di *figura 8-29* il coefficiente di momento ha andamento decrescente col crescere dell'incidenza, il che garantisce stabilità statica longitudinale.

Dall'immagine di *figura 8-30* possiamo invece osservare l'andamento del coefficiente di momento in funzione del coefficiente di portanza.

Si può osservare come per $C_m = 0$ (che corrisponde alla condizione a comandi liberi) il coefficiente di portanza è positivo.

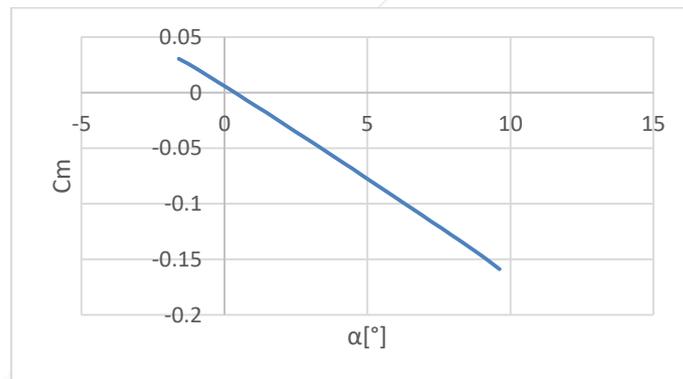


Figura 8-30 - $C_m = f(\alpha)$

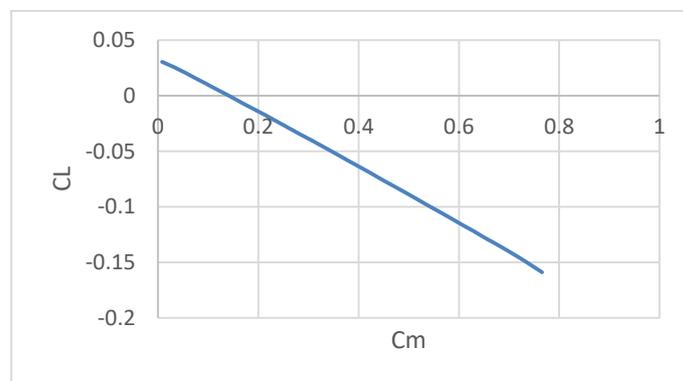


Figura 8-31 - $C_m = f(C_L)$

Come si può osservare dall'immagine di *figura 8-30* il coefficiente di momento decresce all'aumentare dell'angolo di attacco, tale andamento è importante per la stabilità statica longitudinale del velivolo.

Inoltre si può osservare dall'immagine di *figura 8-31* per un coefficiente di momento pari a zero, il coefficiente di portanza sia positivo.

Queste due condizioni rappresentano un prerequisito fondamentale per lo studio della stabilità, soprattutto longitudinale, oggetto di future analisi.

Conclusioni

Il lavoro svolto sin qui ha posto l'attenzione principalmente sull'individuazione delle caratteristiche di un velivolo partendo da quello che è lo stato dell'arte del segmento di mercato occupato da questa tipologia di prodotto e sullo studio delle sue performance.

Noti i requisiti di progetto e l'architettura tipo di partenza abbiamo stimato i costi attraverso un modello di calcolo idoneo a velivoli elettrici di ben maggiore taglia.

Qui abbiamo già un primo spunto di riflessione per attività future, ovvero la messa a punto di un modello di calcolo idonea agli UAV di questa categoria.

Una volta individuate le tipologie di architetture di massima adottate, si è cercato di armonizzarne le caratteristiche al fine di ottenere i risultati voluti.

Tutta la tesi si basa su di una sorta di procedura *Trial and Error* volta a modificare in itere di calcolo tutte le caratteristiche del mezzo al fine di incontrare i requisiti di progetto voluti, ponendo l'accento principalmente sulle *Performance*.

La geometria individuata non rappresenta dunque un punto di arrivo ma di partenza per tutta una serie di considerazioni ed ottimizzazioni future.

Alcune possibilità di ottimizzazione possono essere ad esempio lo studio di una geometria di *Winglets* ottimale volta a ridurre la resistenza indotta, oppure l'ottimizzazione della forma della fusoliera volta alla riduzione della resistenza aerodinamica parassita e di forma.

Il proseguimento naturale di questo lavoro porrà sicuramente attenzione all'analisi di una seconda problematica che potrebbe già di per se portare alla modifica di alcune caratteristiche del messo, ovvero lo studio della stabilità.

Verrà infatti studiata nel proseguimento del progetto la stabilità statica e dinamica sia nel piano longitudinale che latero direzionale e dei modi caratteristici dell'analisi di stabilità.

Sicuramente sarebbe interessante, una volta congelata la configurazione in fase di *Preliminary Design* passare alla validazione definitiva, attraverso *Software CFD* che consentano una stima più accurata dei risultati viscosi.

Infine, una volta validata in maniera definitiva la configurazione, si potrà passare alla fase di produzione.

Bibliografia

Bertin John J., Cumming Russel M., *Aerodynamic for Engineer IV edition*, Pearson Prentice-Hall, 2009.

E.L. Houghton, P.W. Carpenter, Steven H. Collicot, Daniel T. Valentine, *Aerodynamic for Engineering Student VII edition*, Elseiver, 2017.

G.D. McBain, *Theory of Lift*, Wiley, 2012.

Ajoy Kumar Bundu, *Aircraft Design*, Cambridge, 2010.

Daniel P. Raymer, *Aircraft Design: A conceptual approach VI edition*, AIAA, 2018.

Mohammed H. Sadraey, *Aircraft Design: A system engineering approach*, Wiley, 2013.

Jhon D. Anderson Jr., *Aircraft performance and design*, McGraw-Hill, 1999.

Ajoy Kumar Bundu, Mark A. Price, David Riordan, *Conceptual Aircraft Design: An Industrial Approach*, Wiley, 2019.

Snorri Gudmunsson, *General aviation aircraft design: Applied methods and procedures*, Elseiver, 2014.

Selig, Donovan, Fraser, *Airfoil at low speed*, H.A. Stokely, 1989.

Michael S. Selig, James J. Guglielmo, Andy P. Broeren, Philippe Giguère, *Summary of low speed airfoil data*, Soartech, 1995.

Ira H. Abbot, Albert E. Von Doenhoff, *Theory of wing section*, Dover Publications, 1959.

James C. Sivells, Robert H. Neely, *Method for calculating wing characteristics by Lifting Line Theory using nonlinear section lift data*, NACA, 1947.

Brian Maskev, *A computer program or calculating nonlinear aerodynamic . characteristics of arbitrary configuration*, NASA, 1987.

Jan Roskam, *Airplane Design Part I: Preliminary sizing of Airplane*, DARcorporation, 1997.

Jan Roskam, *Airplane Design Part II: Preliminary configuration design and integration of the propulsion system*, DARcorporation, 1997.

Jan Roskam, *Airplane Design Part III: Layout design of cockpit, fuselage, wing and empennage: Cutaway and inboard profiles*, DARcorporation, 1997.

Andy Lennon, *Basics of RC model Aircraft Design*, AirAge Media, 1996.

Kimon P. Valavanis, George J. Vachtsevanos, *Handbook of Unmanned Air Vehicles*, Springer, 2015.

Andrew J. Keane, Andràs Sòbester, James P. Scanlan, *Small Unmanned Fixed-wing aircraft design: A practical approach*, Wiley, 2017.

Ahmed A. Hamada, Abdelrahman A. Sultan, Mohamed M. Abdelrahman, *Design, build and fly a flying wing*, Athens Journal of Technology and Engineering, 2018.

Pei-Hsiang Chung, Der-Ming Ma, Jaw-Kuen Shiau, *Design, Manufacturing, and Flight Testing of an Experimental Flying Wing UAV*, 2019.

Hakky Karakas, Emre Koyuncu, Gokhan Inalhan, *ITU Tailless UAV design*, Springer, 2013.

Massimo Micieli, *Aerofotogrammetria con I droni*, Dario Flaccovio Editore, 2019.

Cère –Aéro, *flow5 online documentation*; <https://flow5.tech/>.