

ALMA MATER STUDIORUM UNIVERSITA' DI BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA

Sede di Forlì

Corso di Laurea Triennale in

INGEGNERIA AEROSPAZIALE

Corso 9234

EELABORATO FINALE DI LAUREA

In

AERODINAMICA DEGLI AEROMODILI

**PROGETTO PRELIMINARE DI UN DRONE VTOL PER APPLICAZIONI AD ELEVATA
AUTONOMIA CHILOMETRICA ED ORARIA**

CANDIDATO

Giacomo Pierini

AZIENDA OSPITANTE

Siralab Robotics S.r.l.

RELATORE

Alessandro Talamelli

Anno Accademico

2022/2023

INDICE

1	Abstract	pag.9
2	Introduzione	pag.10
	2.1 Definizione di drone	pag.10
	2.2 Classificazione	pag.10
	2.2.1 Sistema propulsivo	pag.11
	2.2.2 Generazione di portanza	pag.11
	2.2.3 Impiego	pag.11
	2.3 Normative vigenti per i droni	pag.11
	2.3.1 Classi UAS	pag.12
	2.3.2 Operazioni UAS	pag.12
	2.4 Applicazioni	pag.14
	2.4.1 Agricoltura	pag.14
	2.4.2 Supporto della gestione dei disastri	pag.15
	2.4.3 Telerilevamento	pag.15
3	Definizione del problema in esame	pag.17
	2.1 Scelta della configurazione e dei parametri geometrici	pag.17
4	Calcolo dei parametri aerodinamici con il software XFLR5	pag.25
5	Fase di decollo	pag.36
	5.1 Modello matematico per la spinta dell'elica	pag.36
	5.2 Risoluzione discreta dell'equazione della dinamica	pag.41
	5.3 Analisi delle leggi orarie, dell'andamento della potenza richiesta e della velocità angolare dell'elica	pag.42
6	Fase di rotazione	pag.48
	6.1 Confronto ed analisi di due modalità per svolgere la manovra	pag.49
	6.2 Analisi dell'andamento della potenza e della velocità angolare richiesta	pag.58
7	Fase di crociera	pag.61
	7.1 Modalità ed analisi della condizione di minima potenza	pag.63
	7.2 Analisi delle condizioni di equilibrio	pag.65
8	Scelta del motore e della batteria	pag.69
	8.1 Autonomia chilometrica e oraria	pag.73
9	Futuri miglioramenti	pag.75
10	Conclusione	pag.76
11	Bibliografia	pag.78

SIMBOLI

m_1 : massa ala principale

m_2 : massa piano di coda

m_V : massa piano verticale

S_1 : superficie ala principale

S_2 : superficie piano di coda

S_V : superficie piano verticale

m_{Frif} : massa della fusoliera di riferimento per il dimensionamento [fig.6]

m_{Fextra} : massa extra della fusoliera del drone oggetto di questa tesi rispetto a quella sovrastante

r_{Frif} : raggio della superficie circolare equivalente alla vera sezione della fusoliera del drone di riferimento [fig.6]

r_{Fextra} : raggio medio del cilindro a base circolare con superficie esterna equivalente a quella della parte di fusoliera aggiuntiva nel drone oggetto di questa tesi.

m_{DATrif} : massa data link del drone di riferimento [fig.6]

m_{AVIrif} : massa avionica del drone di riferimento [fig.6]

α : angolo d'attacco rispetto alla linea di portanza nulla del velivolo completo

$\ddot{\alpha}$: accelerazione angolare del drone

δ_e : deflessione equilibratore

α_1^* : angolo d'attacco dell'ala principale rispetto alla corda

α_2^* : angolo d'attacco del piano di coda rispetto alla corda

α_1 : angolo d'attacco dell'ala principale rispetto alla linea di portanza nulla

α_2 : angolo d'attacco del piano di coda rispetto alla linea di portanza nulla

CL : coefficiente di portanza totale

CL_{max} : coefficiente di portanza totale massimo

CL_{TRIM} : coefficiente di portanza totale associato ad una condizione di crociera (equilibrio delle forze e dei momenti)

CD : coefficiente di resistenza totale

CD_{TRIM} : coefficiente di resistenza totale associato ad una condizione di crociera (equilibrio delle forze e dei momenti)

Cm : coefficiente di momento di beccheggio totale

Cl_{α_1} : pendenza curva del coefficiente di portanza dell'ala principale

Cl_{α_2} : pendenza curva del coefficiente di portanza del piano di coda

Cl_{01b} : coefficiente di portanza ad incidenza nulla della configurazione fusoliera più ala principale

Cl_{02} : coefficiente di portanza ad incidenza nulla del solo piano di coda

Cl_{α_1b} : pendenza curva del coefficiente di portanza dell'ala principale con fusoliera

Cm_{01b} : coefficiente di momento costante calcolato nel centro aerodinamico della configurazione fusoliera più ala principale

Cm_{02} : coefficiente di momento costante calcolato nel centro aerodinamico del solo piano di coda

$Cl_{\alpha_{tot}}$: pendenza curva del coefficiente di portanza del drone completo

Cm_{α} : pendenza curva del coefficiente di momento di beccheggio del velivolo completo

Cm_0 : coefficiente di momento costante calcolato nel centro aerodinamico del velivolo completo, ossia il punto neutro

Cl_{δ_e} : moltiplicato per $\frac{S_2 V_2^2}{S_1 V_1^2}$, rappresenta la costante proporzionale che lega la variazione di deflessione dell'equilibratore alla variazione di coefficiente di portanza totale

$Cl_{\delta_{eFIT}}$: moltiplicato per $\frac{S_2 V_2^2}{S_1 V_1^2} \frac{d_2}{MAC}$, rappresenta la costante proporzionale che lega la variazione di deflessione dell'equilibratore alla variazione di coefficiente di momento totale

$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$, ε_0 : coefficienti di downwash. Servono a considerare l'effetto della scia dell'ala principale sul flusso che investe il piano di coda

i_t : calettamento

$\frac{\partial \beta}{\partial \alpha_1}$: coefficiente d'interferenza della fusoliera sull'ala principale

k, k_1 : coefficienti di resistenza indotta.

CD_0 : coefficiente di resistenza di forma e d'attrito

MAC : corda media aerodinamica dell'ala principale

$V_H = \frac{S_1 (d_1 + d_2)}{S_2 MAC}$: volume di coda

$\dot{\omega}_y$: accelerazione angolare attorno all'asse di beccheggio

M_{e_y} : coppie esterne attorno all'asse di beccheggio

I_{yy} : momento d'inerzia attorno all'asse di beccheggio

I_{xz} : momento d'inerzia di deviazione dovuto al fatto che l'asse X e Z non sono principali d'inerzia

$\frac{v_2^2}{v_1^2}$: rapporto delle velocità al quadrato relative al piano di coda e all'ala principale. Esso è pari a 1 perché le ali sono state sfalsate.

W : peso del drone

ρ : densità dell'aria

V_{stallo} : velocità minima di crociera

V_{TRIM} : velocità associata ad una condizione di crociera (equilibrio delle forze e dei momenti)

$V_{fineTO} = V_{stallo}k_{TAS}$: velocità di fine salita

V_t : velocità tangenziale dell'elica

V_r : velocità relativa dell'aria rispetto all'elica

R_0 : 75% della dimensione radiale dell'elica

D_0 : diametro considerando R_0

R_p : dimensione radiale dell'elica

D_p : diametro della pala considerando R

p : passo dell'elica

β : angolo di calettamento di una generica sezione dell'elica

β_0 : angolo di calettamento al 75% della dimensione radiale della pala

φ : angolo tra il piano ortogonale all'asse dell'elica e V_r

α_e : angolo d'incidenza visto da una generica sezione della pala dell'elica

BART: Basic Aerodynamics Research Tunnel

ω_e : velocità angolare dell'elica

n_e : numero di giri al secondo dell'elica

C_T : coefficiente di spinta di una pala dell'elica

C_P : coefficiente di potenza resistente di una pala dell'elica

C_C : coefficiente di coppia resistente di una pala dell'elica

η_e : rendimento dell'elica

J : rapporto di avanzamento dell'elica

T : spinta generata dall'elica

$T_{fineSALITA}$: spinta a fine salita

D : resistenza aerodinamica

m : massa totale del drone

g : costante di gravità terrestre

N_{pale} : numero totali di pale

N_{motori} : numero totali di motori

C_r : coppia resistente dell'elica

P_r : potenza resistente generata dall'elica

P_{INM} : potenza in ingresso nel motore

$P_{n_{salita}}$: potenza necessaria in fase di salita per ogni elica

P_n : potenza necessaria in ogni condizione, ossia quella in uscita dalla batteria

P_d : potenza disponibile del drone

η_{tot} : rendimento totale ipotizzato in fase crociera

η_{cavi} : rendimento di trasmissione dell'energia

η_{ESC} : rendimento del controllore di velocità

η_{motore} : rendimento del motore elettrico

$\eta_{motoreSa}$: rendimento del motore in fase di salita

$\eta_{motoreMAX}$: rendimento del motore massimo fornito dal costruttore {19}

η_{salita} : rendimento totale in fase di salita

ΔCL_{BECC} : variazione del coefficiente di portanza dovuta alla velocità angolare di beccheggio del drone

ΔCm_{BECC} : variazione del coefficiente di momento dovuta alla velocità angolare di beccheggio del drone

R_{loop} : raggio del loop perfetto

$\omega_{BECC} = \frac{V_{fineTO}}{R_{loop}}$: velocità angolare di beccheggio il quale coincide con la velocità angolare del velivolo rispetto Terra

γ : pendenza della traiettoria (angolo tra la velocità del velivolo e il piano orizzontale locale)

γ_{XFLR5} : valori di pendenza della traiettoria utilizzati nell'analisi della rotazione con XFLR5

$L = \frac{1}{2} \rho S_1 V_1^2 CL$: portanza totale del drone

$F_C = m \frac{V_{fineTO}^2}{R_{loop}}$: forza centrifuga

t : tempo

δ_{FLAP} : deflessione del flap anteriore

$CL_{\delta_{FLAP}}$: rappresenta la costante proporzionale che lega la variazione di deflessione del flap alla variazione del coefficiente di portanza totale

$CL_{\delta_{FLAP_FIT}}$: moltiplicato per $\frac{d_1}{MAC}$, rappresenta la costante proporzionale che lega la variazione di deflessione del flap alla variazione di coefficiente di momento di beccheggio

$m_{APPARENTE}$: massa percepita durante la fase di rotazione. È diversa dalla nominale per effetto della forza d'inerzia. Essa dipende da γ

$CL_{ARRE}(\alpha = 0)$, $Cm_{ARRE}(\alpha = 0)$: valori di arresto per l'analisi della rotazione con XFLR5, rispettivamente per il coefficiente di portanza e per il coefficiente di momento

Cm_{errore} : differenza tra il coefficiente di momento calcolato con XFLR5 e $Cm_{ARRE}(\alpha = 0)$

$\dot{\omega}_{fineTO}$: accelerazione angolare del drone rispetto all'asse Y di fine salita, in modo da raggiungere la velocità angolare richiesta per la manovra in 0.05s

M_{fineTO} , Cm_{fineTO} : coppia necessaria e il rispettivo coefficiente di momento da applicare al drone rispetto all'asse Y a fine salita, in modo da raggiungere la velocità angolare richiesta per la manovra in 0.05s

$S_S(T^\circ)$: entropia del sistema, dipendente dalla temperatura di esso

V_{MAX} : velocità massima del drone imposta dalla transizione a strato limite turbolento

Re_{TR} : numero di Reynolds di transizione in campo aeronautico (1000000)

μ_{ARIA} : viscosità cinematica dell'aria

V_0 : tensione nominale della batteria

V_{TEST} : tensione usata per il test statico del motore scelto (24 V) [fig.25]

C_M : coppia motrice generata dal motore

K_M, X : coefficienti di coppia del motore

KV : parametro importante per un motore elettrico. Indica i giri del motore al minuto per ogni volt di alimentazione, tralasciando il carico $\left[\frac{rpm}{Volt} \right]$

I : corrente in uscita dalla batteria (costante in tutto il circuito)

C_0 : capacità nominale della batteria

C : capacità di picco della batteria

$\delta, \varepsilon, \vartheta$: coefficienti sperimentali utilizzati per il modello di scarica della batteria

Δt : autonomia oraria

Δs : autonomia chilometrica

1 ABSTRACT

Il seguente elaborato ha come scopo quello di presentare un progetto preliminare di un drone VTOL ibrido ad elevata autonomia chilometrica ed oraria che rispetti i requisiti assegnati dall'azienda ospitante Siralab Robotics. In particolare, essi sono: massima apertura alare di 1.6m, massimo peso a pieno carico di 2kg e decollo ad assetto verticale [fig.21]. È stato richiesto dalla suddetta azienda, per prima cosa, di verificare la fattibilità del progetto in termini di peso il quale è dipendente dalla potenza necessaria. Una prima iterazione ha permesso di rispondere in maniera affermativa a questa domanda, per questo la seconda richiesta è stata quella di analizzare nel dettaglio le fasi di salita, rotazione e crociera in termini di cinematica, potenza richiesta dal sistema propulsivo e deflessioni delle superfici di controllo per l'equilibrio. Nota l'energia necessaria per la missione, l'ultima richiesta è stata quella di stimare l'autonomia chilometrica ed oraria.

Per raggiungere gli obiettivi richiesti, il primo step è stata la scelta della configurazione e dei parametri geometrici fondamentali tali da permettere una realistica posizione del baricentro, un elevato margine di stabilità longitudinale e una massa complessiva della sola struttura inferiore ai 2kg in modo d'avere capacità di carico aggiuntiva per il payload. Prima di analizzare l'intero profilo di missione, è stato consigliato dall'azienda ospitante di utilizzare il software XFLR5 per calcolare i coefficienti aerodinamici d'interesse. Il software in questione non fornisce direttamente i coefficienti, per questo è stata necessaria un'interpolazione a posteriori, con il software Matlab, dei dati ricavati dalle simulazioni in XFLR5. Unendo quest'ultimi ad un modello sperimentale della spinta dell'elica {20}, è stata possibile l'analisi delle tre fasi suddette. Poiché la crociera è la condizione di maggiore interesse per il drone in oggetto, è stata calcolata in conclusione, grazie ad un modello sperimentale di scarica della batteria {25}, l'autonomia chilometrica ed oraria al variare della velocità di trim.

2 INTRODUZIONE

L'avvento della microelettronica dettato dal processo di digitalizzazione globale ha reso le parti hardware molto leggere ed ha abbattuto i costi di produzione. Grazie a questi fattori, il peso, parametro chiave per i mezzi volanti, non è più un problema e per questo sono ormai dieci anni che i droni sono entrati nella cultura popolare. Inizialmente, la crescita del mercato dei velivoli senza pilota era dovuta alla richiesta dei droni a scopo ricreativo ossia con una massa al decollo inferiore ad 1kg. Successivamente, il continuo sviluppo tecnologico nel mondo dell'elettronica, in particolare l'invenzione di batterie più leggere, ha favorito l'interessamento di molteplici settori all'impiego dei droni. La loro quota di volo permette di schivare ostacoli, avere un campo di vista maggiore quindi perlustrazioni e misurazioni più veloci, inoltre permette inquadrature, altrimenti impossibili, utili nel mercato cinematografico e pubblicitario. La capacità di poterli comandare a distanza potrebbe salvare delle vite umane perché sostituirebbero l'uomo nell'ispezione di zone poco accessibili o ritenute pericolose, per esempio a causa di un disastro naturale. Il continuo sviluppo tecnologico connesso al settore in questione permetterà di aumentare la capacità di carico la quale favorirà in futuro il trasporto di merci su medie/brevi distanze, l'implementazione di sistemi meccanici per l'agricoltura e l'integrazione di molteplici sistemi di misura. Inoltre, le migliorie a livello software permetteranno in futuro di realizzare droni in grado di imparare ad adattarsi alle nuove situazioni e le nuove eliche toroidali sviluppate dal MIT li renderanno più silenziosi {1}, quindi più imprevedibili in applicazioni militari, ma anche meno invasivi in applicazioni civili. Questi sono solo alcuni esempi applicativi già in uso o in fase di sviluppo, ma i campi di impiego possono solo aumentare per effetto della recente crescita del mercato dei droni. Nel paragrafo 1.4 verranno spiegati nel dettaglio alcuni impieghi attuali.

2.1 DEFINIZIONE

Un drone è definito come un velivolo senza pilota comandato da remoto, anche detto **UA** (Unmanned Aircraft) {2,4}. Il volo in ogni istante è gestito dal computer di bordo il quale a sua volta riceve istruzione da un pilota a distanza o decide il percorso e le operazioni da svolgere in autonomia. Nel primo caso si parla di **RPA** (Remotely Piloted Aircraft) invece nel secondo caso di **UAV** (Unmanned Aerial Vehicle). Ne discende che in entrambi i casi esso è composto da un antenna di ricezione, un circuito di demodulazione e un software centrale. Le onde elettromagnetiche generate dal radio comando trasmettente rappresentano il vettore in cui è contenuto l'input, poi quest'ultimo è decodificato dalla CPU di bordo che a sua volta demanda il compito al giusto componente. La presenza di un'antenna trasmettente e un circuito di modulazione è sempre presente in un UAV per il feedback del corretto svolgimento della missione, ma può anche essere presente in un RPA a seconda dello scopo dell'aeromobile perché queste sono apparecchiature essenziali per la trasmissione dei dati dal drone agli operatori a terra. Secondo il regolamento UE 2019/945, tutti i mezzi fisici impiegati a terra per il corretto svolgimento dell'operazione, che sia essa anche solo dilettevole, sono definiti «dispositivi/o di controllo remoto di un aeromobile senza equipaggio» e l'unione di quest'ultimi con UA rappresenta il «**sistema aeromobile senza equipaggio**» (Unmanned Aircraft System, «**UAS**»).

2.2 CLASSIFICAZIONE

Esiste un ampio ventaglio di droni che si differenziano per il loro sistema propulsivo, per la generazione di portanza e per lo scopo.

2.2.1 SISTEMA PROPULSIVO

Nel settore dei droni sono impiegati attualmente i motori elettrici e i motori a combustione interna. I primi sono più economici e leggeri, invece i secondi hanno una densità energetica maggiore. Nel caso dell'elettrico quest'ultimo parametro dipende dal peso delle batterie che è anche il discriminante per i velivoli con pilota. Inoltre, utilizzare un motore elettrico è una soluzione non inquinante, più robusta, silenziosa, in caso di incidente il rischio che esploda una batteria è molto più basso rispetto al carburante e quest'ultimo non rappresenta una fonte di squilibrio, dovuto al suo consumo, causato dallo spostamento del baricentro. Da queste principali caratteristiche discende che il motore a combustione interna si usa solo dove è necessario ovvero per velivoli pesanti, viceversa è sempre più conveniente il motore elettrico.

2.2.2 GENERAZIONE DI PORTANZA

I sistemi UA odierni contrastano la forza di gravità con 3 diverse superfici portanti: ala fissa, ala rotante e ibrida. La prima configurazione permette di aumentare l'autonomia oraria, l'autonomia chilometrica e la stabilità, però è necessaria una pista di atterraggio/decollo, un carrello di atterraggio e un sistema frenante. La seconda opzione permette un decollo/atterraggio verticale (**VTOL**: vertical take-off and landing), una maggior manovrabilità e permette l'hovering, tuttavia è indispensabile un controllore elettronico per ogni motore per compensare l'instabilità e permettere tutti i movimenti nello spazio. La terza soluzione è una combinazione delle due precedenti e per questo è la più utilizzata perché riesce a soddisfare tutti i requisiti a discapito del costo iniziale del prodotto. Nonostante ciò, nel lungo periodo le spese verranno ammortizzate dalla riduzione della richiesta energetica e dai maggiori incassi dell'azienda che ne fa uso.

2.2.3 IMPIEGO

Nel mercato di oggi esistono due tipi di UA: consumer e professionali. La differenza sostanziale tra le due classi è lo scopo a cui sono destinate. La prima rappresenta dei droni per scopi di diletto, quindi economici, di piccole dimensioni e dotati al massimo di una videocamera. La seconda classe avrà in generale prestazioni maggiori in tutti i punti vista come resistenza agli impatti, efficienza del sistema propulsivo, batterie, capacità di carico, ecc.. . Nel particolare, ogni velivolo della categoria in questione avrà specifiche caratteristiche, apparati meccanici e sistemi di misura in base al settore in cui dovrà essere impiegato.



Fig.1 a) RQ-1A predator : drone con motore a 4 tempi, configurazione ala fissa, decollo e atterraggio orizzontale {6}. **b)** Trinity F90+ : drone con motore elettrico, configurazione ibrida, decollo e atterraggio verticale {7}.

2.3 NORMATIVE VIGENTI PER I DRONI

Il quadro normativo sul mondo dei droni è contenuto nel file **Easy Access Rules for Unmanned Aircraft Systems** pubblicato da EASA (European Aviation Safety Agency). Esso si basa su due regolamenti europei

pubblicati dalla commissione europea: UE 2019/945 e UE 2019/947. A quest'ultimi vanno aggiunte le rispettive modifiche: UE 2020/1058 e UE 2022/425.

Il regolamento UE 2019/945, con modifica redatta nel regolamento UE 2020/1058, *stabilisce i requisiti di progettazione e di fabbricazione dei sistemi aeromobili senza equipaggio (UAS) e dei componenti aggiuntivi di identificazione remota. Esso definisce, quindi, i tipi di UAS per i quali la progettazione, produzione e manutenzione dovrebbero essere soggette a certificazione. Infine, stabilisce le norme per la messa a disposizione sul mercato degli UAS, dei kit di accessori e dei componenti aggiuntivi di identificazione remota, e per la loro libera circolazione nell'Unione* {articolo 1, 2,4}.

Invece, il regolamento 2019/947 *stabilisce le disposizioni dettagliate per l'esercizio di sistemi di aeromobili senza equipaggio nonché per il personale, compresi i piloti remoti, e per le organizzazioni coinvolte in tali operazioni* {articolo 1, 3,5}.

A livello nazionale, nel 31 dicembre 2020 è entrato in vigore il regolamento UAS-IT pubblicato dall'ENAC (Ente Nazionale Aviazione Civile) che completa il quadro giuridico del regolamento europeo per quanto riguarda la normativa italiana.

Di seguito si riportano le norme principali, necessarie per l'immissione sul mercato degli UAS e il loro utilizzo.

2.3.1 CLASSI UAS

Dal 31 dicembre 2020, i droni per poter volare nei cieli europei devono possedere un'etichetta di identificazione che certifica l'appartenenza dell'UAS a una delle seguenti 7 classi: C0, C1, C2, C3, C4, C5, C6. Ogni classe prevede dei requisiti che il drone deve soddisfare. Tuttavia, per permettere un graduale adeguamento dei droni ai nuovi requisiti stabiliti, l'EASA ha previsto un periodo di transizione fino al 1 gennaio 2024 {articolo 20, 4} durante il quale si potranno usare UAS privi delle suddette etichette per le operazioni «open» in due casi particolari {articolo 20, 2}:

- a) *nella sottocategoria A1 a condizione che l'aeromobile senza equipaggio abbia una massa massima al decollo inferiore a 250 g, compreso il carico utile;*
- b) *nella sottocategoria A3 a condizione che l'aeromobile senza equipaggio abbia una massa massima al decollo inferiore a 25 kg, compreso il carburante e il carico utile.*

La categoria «open» e le sue sottocategorie A1, A3 suddette verranno spiegate successivamente.

In base al regolamento UE 2020/1058 tutte le classi di droni devono essere immessi nel mercato corredati delle istruzioni del fabbricante e di una nota informativa sulle limitazioni e sugli obblighi da rispettare. Ad eccezione della classe C0, tutte le altre classi possono essere telecomandate solo da un pilota avente una competenza certificata. In generale l'aumento del numero della classe è correlato all'aumento del peso dell'UA, fino ad un massimo di 25kg, e del rischio per persone o cose, per questo sarà maggiore il grado di autonomia ed anche la quantità di dati forniti al pilota come per esempio quota, posizione, velocità, qualità del collegamento e livello delle batterie. Per concludere, le classi si differenziano per la quota permessa, per il sistema energetico e per il tipo di drone (ala fissa vincolato o meno; multi rotore vincolato o meno).

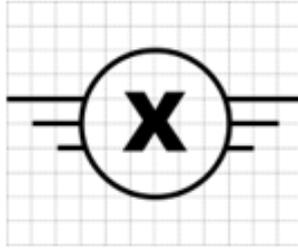


Fig.1 Etichetta di identificazione della classe da apporre sul drone. Al posto della X ci sarà il numero della classe (0-6).{12}

2.3.2 OPERAZIONI UAS

Sono state definite, nel regolamento UE 2019/947, 3 categorie di operazioni: «aperta», «specifica», «certificata». Esse si differenziano sostanzialmente per il drone utilizzato e per le certificazioni correlate al rischio per persone o cose. A seguire verranno descritti i principali requisiti per ogni categoria stilati nel regolamento UE 2019/947.

Categoria «aperta»

Un'operazione è definita «aperta» se l'UA appartiene ad una delle classi sopra menzionate o è costruito da privati o rispetta i punti **a)** e **b)** menzionati in precedenza. Inoltre il drone deve rimanere a distanza di sicurezza dalle persone, non superare i 120 metri di quota, non trasportare merci pericolose e non lasciar cadere alcun materiale. Per finire deve essere condotto in VLOS (Visual Line Of Sight) fuorché il velivolo sia condotto in modalità follow me o ci sia un altro operatore che abbia il contatto visivo con il drone.

La categoria in questione si suddivide a sua volta in tre sottocategorie: A1, A2, A3.

- **A1:** prevede l'utilizzo di droni classificati C0 o C1; prevede il sorvolo su persone solo se la massa è inferiore a 250g; prevede che un drone di classe C1 sia provvisto di sistemi attivi e aggiornati di identificazione diretta a distanza e di geo-localizzazione remota e che sia telecomandato da un pilota con attestato di volo OPEN A1.
- **A2:** prevede l'utilizzo di droni classificati C2; prevede di mantenere una distanza orizzontale di almeno 30m dalle persone non coinvolte eccetto nel caso di bassa velocità e favorevoli condizioni al contorno in cui il drone può volare ad una distanza di 5m; prevede che il pilota abbia un attestato di volo OPEN A2.
- **A3:** prevede l'utilizzo di droni classificati C2, C3, C4, C5, C6 e solo nel caso C4 non sono necessari sistemi attivi e aggiornati di identificazione diretta a distanza e di geo-localizzazione remota; prevede che il drone sia fatto volare ad una distanza di almeno 150m dalle zone residenziali, commerciali o ricreative; prevede che il pilota remoto abbia un attestato di volo OPEN A1.

Categoria «specifica»

Un'operazione è di categoria «specifica» quando uno dei requisiti della categoria suddetta non è rispettato e in questo caso l'operatore UAS è tenuto a ottenere dall'autorità competente dello Stato membro in cui l'UAS è immatricolato un'autorizzazione operativa. Non è necessaria l'autorizzazione se l'operazione ricade nei casi standard stilati nel regolamento UE 2019/497, se l'operatore UAS possiede specifici privilegi o se l'operazione avviene nell'ambito di club e associazioni di aeromodellismo.

Categoria «certificata»

Un' operazione è definita «certificata» quando prevede una delle seguenti condizioni:

- Sorvolo di assembramenti di persone;
- Trasporto passeggeri;
- Trasporto di merci pericolose.

2.4 APPLICAZIONI

Il primo drone creato nella storia risale al 1849 con cui gli austriaci attaccarono Venezia. Esso consisteva in un pallone caricato di esplosivo il quale veniva trasportato dal vento verso l'obiettivo {5}. Purtroppo, ancora oggi i droni vengono usati per scopi militari, ma fortunatamente anche altri settori hanno visto in loro un grande potenziale applicativo. Nell'agricoltura di precisione, dotato di sensori fotosensibili, possono rilevare malattie, livello di umidità del terreno, temperatura e stato della pianta [sotto-paragrafo 1.4.1]. In caso di calamità naturale, il suo intervento repentino su piccola scala può salvare delle vite umane e la visione dall'alto, unita alle misurazioni, può aiutare gli operatori di terra [sotto-paragrafo 1.4.2]. La capacità di sostenere molti tipi di sistemi di misura permette ai droni di trovare impiego in molte missioni di carattere scientifico, in cui è necessario effettuare delle rilevazioni a distanza [sotto-paragrafo 1.4.3]. Oggigiorno il telerilevamento è fatto in gran parte dai satelliti perché hanno un campo di vista molto ampio, ma in futuro con l'aumentare della stabilità e della capacità di carico dei droni si potrebbe, in parte, sostituirli con quest'ultimi. Il guadagno sarebbe quello di migliorare la risoluzione spaziale a discapito del tempo operativo, ma quest'ultimo sarebbe compensato dai costi operativi i quali sono di gran lunga inferiori a quelli per una missione spaziale. Il ventaglio di impiego attuale dei droni comprende anche il monitoraggio di flora e fauna, aerofotogrammetria, edilizia, energetico, cinematografico e sanitario, ma può solo che aumentare visti i miglioramenti in termini di sicurezza, tempistica e denaro. A seguire verranno presentati alcuni articoli scientifici per evidenziare i benefici pratici menzionati.

2.4.1 AGRICOLTURA

La forte dipendenza dell'agricoltura di alcuni paesi del mondo, come per esempio l'India, hanno spinto gli abitanti a trovare delle soluzioni contro insetti e parassiti i quali in certi periodi dell'anno rendevano il raccolto insufficiente. Il primo metodo adottato è stato quello di spargere i pesticidi manualmente, ma questo portava malattie agli addetti ai lavori. L'idea successiva è stata quella di progettare dei droni in grado di spargere pesticidi dove c'era bisogno. {8}

La Yamaha, in questo settore fu il pioniere, con lo sviluppo del modello RMAX il quale aveva integrato, oltre al sistema di spargimento del pesticida/fertilizzante, anche sensori fotosensibili, GPS e un sistema di telecomunicazione. Il drone in questione per prima cosa, attraverso le misure dei sensori, individuava le zone in cui la vegetazione era ridotta. A seguire l'addetto ai lavori poteva decidere che prodotto dare al campo e poteva impostare il percorso che il drone avrebbe dovuto fare grazie al GPS. Con l'ausilio di una rete di sensori a terra, i quali fornivano misure sulla velocità del vento e un feedback sulle zone già sorvolate, il drone poteva cambiare percorso in corso d'opera. {8}



Fig.2 Drone Yamaha RMAX per agricoltura di precisione. {8}

2.4.2 SUPPORTO DELLA GESTIONE DEI DISASTRI

L'impiego dei UA nel caso di disastri naturali o artificiali è indubbiamente utile, ma per ogni tipologia di evento catastrofico si deve individuare l'arco temporale in cui renderlo operativo. {9}

Considerando le esplosioni nucleari, i droni possono intervenire solamente a posteriori, vista la rapidità del fenomeno, con una misura della radioattività, un monitoraggio della diffusione delle nubi o altro materiale pericoloso. Gli UA permettono di non sottoporre operatori a forti radiazioni ed inoltre i rischi dovuti al fattore umano, causati dai stretti tempi operativi e da lunghi voli di perlustrazione, incidono meno. Anche per i terremoti i droni hanno lo stesso arco temporale di impiego in cui hanno il compito di individuare le zone dove i danni sono tali da poter lasciare dei superstiti, inoltre più rapida è la mappatura delle aree colpite e maggiore sarà la probabilità di salvare delle persone. {9}

Le alluvioni, invece, sono fenomeni molto lenti che in molti casi possono essere predetti dalle autorità locali competenti. Nonostante ciò, quando l'area colpita diventa molto grande, ai soccorsi aerei con equipaggio può essere assegnato il controllo su larga scala e invece ai UA su piccola scala così d'aumentare l'accuratezza della perlustrazione. Inoltre i droni possono agire anche in maniera preventiva controllando le condizioni delle dighe e i livelli dei fiumi. {9}

Per concludere, gli incendi boschivi che sono i disastri in cui i droni sono già ampiamente usati. Essi permettono sia di prevederli con camere termiche, sia di agire in corso d'opera registrando dati, per esempio, sulla direzione del vento e sia post-incendio con un monitoraggio delle foreste. Essi sono impiegati generalmente per incendi di medie dimensioni perché sono più economici degli aerei con equipaggio e forniscono un ottimo supporto per i vigili del fuoco a terra. Durante l'evento la loro visuale di centinaia di ettari permette di avere un quadro più ampio della situazione, rispetto gli operatori a terra, e per questo permettono di coordinare meglio le varie squadre di soccorso ed inoltre possono fornire dati sull'intensità del fuoco e sulla direzione di propagazione. {9}

2.4.3 TELERILEVAMENTO

I pesci sparidi, come altri animali acquatici, nella prima fase della loro vita necessitano di un habitat in cui ci sia abbastanza nutrimento per sopravvivere e ci sia riparo dai predatori. Per conservare queste specie di

animali è fondamentale individuare l'ambiente ideale in cui possano superare la fase iniziale della loro vita, in questo senso sono venuti in aiuto le immagini raccolte dai satelliti e da videocamere telecomandate posizionate nei fondali marini. Purtroppo però queste due soluzioni sono assai costose sia in termini economici che temporali ed inoltre le immagini satellitari avrebbero avuto una risoluzione spaziale troppo grande per lo scopo in questione. I ricercatori per questo motivo hanno pensato di ricavare le immagini volute attraverso un drone munito principalmente di due fotocamere, risparmiando così denaro, tempo e garantendo una risoluzione spaziale di circa 1 centimetro. Essendo finito il numero di pixel, i dati ricavati sono poi post processati da un algoritmo automatico. {10}

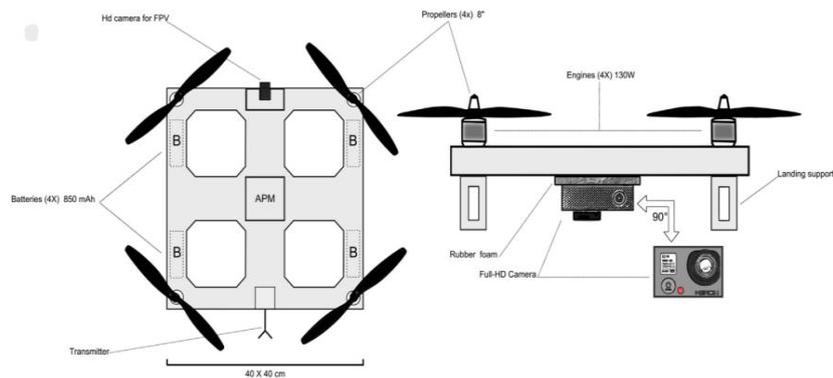


Fig.3 Drone usato per il telerilevamento dei fondali marini. {10}

L'intervento dell'uomo nelle foreste causa un grave danno alla biodiversità che ci vive. In particolare la deforestazione rende le piante nel sottobosco più suscettibili ad attacchi da parte di insetti, aumenta il rischio di incendi e la formazione di temporali. Per minimizzare l'effetto che il lavoro umano ha sulla flora del sottobosco è stato studiato come il pattern degli alberi influisce su quest'ultima. Grazie all'impiego di droni è stato correlata alla forma e alla dimensione dei raggruppamenti di alberi la biodiversità che può sopravvivere al di sotto di essi. Gli UA hanno permesso di migliorare la risoluzione spaziale, rispetto alle immagini ricavate tramite satellite o aereo con pilota a bordo, hanno ridotto i costi, ridotto i tempi e sono indipendenti dalla presenza di nuvole vista la bassa quota. Nello studio in questione è stato usato il drone in figura 4, il quale ha un'apertura alare di 2 metri, peso di 6 chilogrammi, dotato di GPS e scatta una foto ogni 3 secondi. I dati ricavati sono poi stati processati attraverso un software. {11}



Fig.4 Drone utilizzato per la correlazione tra la distribuzione degli alberi in pianta e la biodiversità che vive al di sotto di essa. {11}

3 DEFINIZIONE DEL PROBLEMA IN ESAME

Il progetto proposto dall'azienda Siralab Robotics, è quello di un drone VTOL ibrido. La scelta di questa modalità di decollo/atterraggio è dovuta ai notevoli vantaggi che porta: non necessita di una pista di atterraggio/decollo e del rispettivo sistema frenante, quindi il luogo dell'operazione non è un discriminante e il drone risulta meno complesso, più economico, affidabile e robusto. La presenza ulteriore dell'ala fissa è dettata dal settore d'impiego per cui il velivolo è stato pensato, in particolare tutte quelle operazioni che richiedono grande autonomia chilometrica e oraria, come ad esempio le missioni di perlustrazione o sorveglianza a lungo raggio. Entrando nello specifico l'azienda suddetta ha richiesto che il drone decolli in posizione tale che il suo asse longitudinale sia ortogonale al terreno, abbia un peso massimo di 2kg e un'apertura alare massima di 1.6m. Il particolare assetto durante l'ascesa è stato richiesto per ridurre la resistenza aerodinamica in questa fase e per evitare o di orientare le eliche o di sorreggere peso inutile nella fase di crociera. Tuttavia, lo svantaggio di questa tipologia di drone è l'atterraggio poiché la manovra risulterebbe molto complessa e sensibile anche a piccoli errori d'assetto. In figura 1-b è raffigurata una delle due ulteriori scelte possibili per un drone VTOL ibrido, in cui il velivolo decolla parallelo al terreno e nel mentre un meccanismo rotatorio direziona la spinta delle eliche in modo d'aumentare la velocità orizzontale per permettere di sfruttare le superfici alari statiche. L'altra scelta è quella di evitare l'orientamento delle eliche integrando un sistema di propulsione adibito al solo take-off ed uno alla sola fase di crociera. Così facendo, la complessità in fase costruttiva si riduce e con essa il costo finale del prodotto, tuttavia a discapito del peso aggiuntivo non utilizzato in fase di crociera. Siralab Robotics ha già in commercio quest'ultima tipologia di drone [fig.5], il che avvalorava la volontà di studiare la configurazione che sarà trattata nel seguente elaborato di tesi.

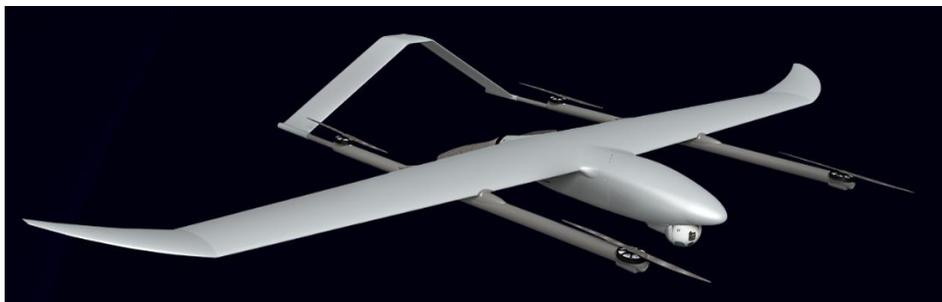


Fig.5 Drone Radon X prodotto dall'azienda Siralab Robotics.{26}

3.1 SCELTA DELLA CONFIGURAZIONE E DEI PARAMETRI GEOMETRICI

Partendo dai requisiti di progetto menzionati è stato scelto, per prima cosa, di progettare un drone in configurazione standard, ossia con ala principale posizionata nell'intorno del centro di gravità, piano di coda e timone posteriormente a quest'ultima. Il motivo risiede nei benefici in termini di stabilità longitudinale ed interferenza fluidodinamica del piano alare secondario e della fusoliera confrontato alla configurazione canard. Un'altra possibilità sarebbe potuta essere la configurazione mono ala, ma essa avrebbe richiesto uno svergolamento ed un angolo di freccia considerevole per equilibrare il velivolo in condizioni di crociera e una superficie alare maggiore per compensare l'assenza del piano di coda. Le conseguenze di questa scelta sarebbero state l'aumento della complessità in fase di produzione dovuto alla particolare geometria della superficie alare, quindi un maggior prezzo di mercato e un tempo maggiore per la fabbricazione. Inoltre, le maggiori dimensioni dell'ala avrebbero richiesto un irrobustimento della radice

alare per sostenerla che a sua volta avrebbe aumentato il peso complessivo del drone. Per finire, l'ala singola in questione avrebbe conferito al velivolo una bassa stabilità longitudinale il quale l'avrebbe reso meno funzionale in giornate ventose.

In prima iterazione, considerando il peso per unità di superficie di un precedente drone costruito dalla suddetta azienda [fig.5] pari a 1.6, sono state scelte le dimensioni di tutte le parti del drone:

- Ala principale: $1.3 * 0.4$;
- Piano di coda: $0.6 * 0.07$;
- Piano verticale: $0.1 * 0.07$;
- Fusoliera: $2 * \pi * 0.02 * 1.34$.

Le misure sopra riportate sono tutte in metri. Per le tre superfici aerodinamiche rappresentano rispettivamente apertura alare e corda, invece per il corpo centrale rappresentano, in ordine, raggio medio e lunghezza longitudinale. Per il calcolo della superficie esterna della fusoliera, essa è stata considerata come un cilindro a base circolare con raggio pari a quello della sezione media poiché il corpo effettivamente simulato con XFLR5 assomiglia ad un fiammifero perché ha una bassa resistenza di forma. A seguito di un primo dimensionamento delle batterie, è stata ingrandita la sezione massima della fusoliera perché è risultata troppo piccola per gli accumulatori. Inoltre, la massa totale, considerando avionica, batterie e motori elettrici sarebbe stata circa pari a 2kg, quindi nessuna capacità di carico per il payload.

Prima di optare per un aumento del peso totale, un nuovo drone in fase di progettazione da parte dell'azienda ospitante, ha permesso di avere a disposizione un mass budget [fig.6] più realistico poiché il velivolo in questione ha caratteristiche geometriche simili a quello analizzato in questa tesi. In particolare, esso è pensato per essere un drone VTOL ibrido mono ala, decollare ad assetto orizzontale e privo di un sistema di orientamento della spinta.

	MASSA (g)
FUSOLIERA	200
ALA	300
AVIONICA	100
DATA LINK	125

Fig.6 Mass budget del drone in fase di progettazione da parte dell'azienda Siralab Robotics.

Le dimensioni facenti riferimento all'ala nella tabella sovrastante sono 1.5m e 0.3m, rispettivamente apertura alare e corda. Poiché in prima iterazione è stata scelta una dimensione simile per l'ala principale del drone che sarà studiato in questa tesi, è una buona approssimazione considerare la stessa massa. La massa del piano di coda e del piano verticale, invece sono state calcolate considerando valida la relazione $\frac{m_1}{m_{2,V}} = \frac{S_1}{S_{2,V}}$. Per concludere, la fusoliera del drone di riferimento [fig.6] è approssimabile come un parallelepipedo lungo 0.4m, alto 0.07m e largo 0.1m il quale dovrà contenere batterie, avionica e data link. Ipotizzando le stesse masse per l'elettronica di bordo, è coerente utilizzare anche le stesse dimensioni, perciò è stato creato uno spazio interno tale da soddisfare queste caratteristiche. Tuttavia, quest'ultimo è stato sovradimensionato perché il drone a cui si riferisce quest'elaborato sarà più pesante e quindi richiederà batterie più grandi. Inoltre, il drone in esame avrà una fusoliera circa 3 volte più lunga, di conseguenza per essa è stato considerato un peso maggiore. Prima di spiegare il metodo usato per la stima

della massa extra rispetto al drone di riferimento [fig.6], deve essere illustrato il modo in cui XFLR5 costruisce la fusoliera [fig.7].

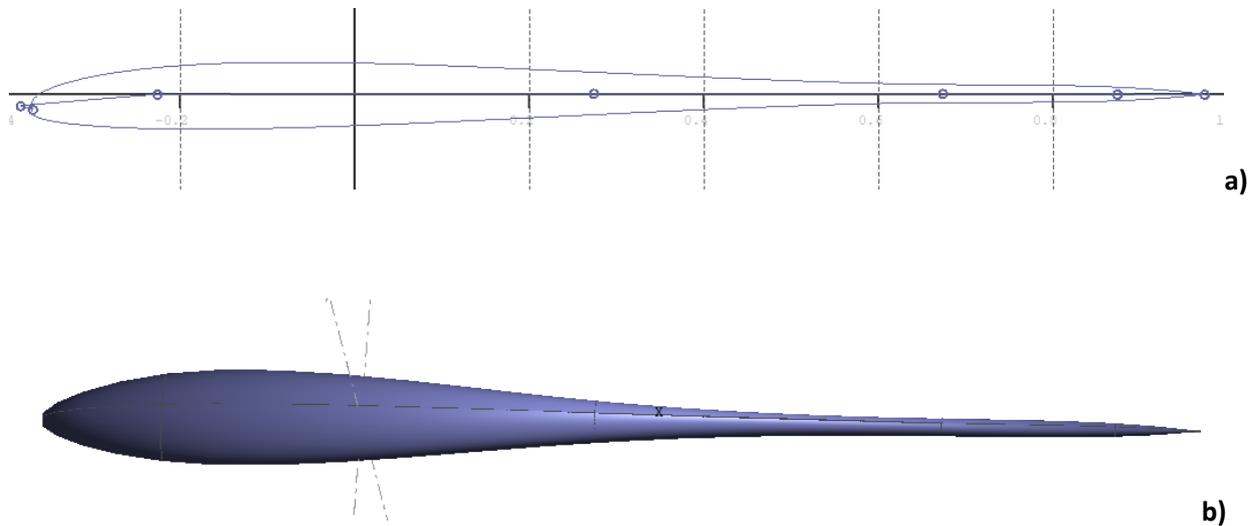


Fig.7 a) Vista laterale della fusoliera. Ogni punto corrisponde ad una sezione trasversale modellabile. Asse X orizzontale e asse Z verticale, entrambi baricentrici. **b)** Vista tridimensionale della fusoliera.(XFLR5)

In pratica, XFLR5 mette a disposizione 7 sezioni trasversali di cui si può modificare la posizione, la dimensione e la forma [fig.7-a]. Una volta modellata ogni sezione, rispetto i gradi di libertà d'interesse, il software collega ognuna di esse con interpolazione circa lineare. Perciò, ricavando il raggio medio di ogni sezione ed interpolandolo linearmente con il successivo, escluso l'intervallo in cui la sezione rispetta quella del drone di riferimento, è stata ricavata una funzione lineare a tratti. Calcolando l'integrale di quest'ultima e dividendolo per la lunghezza extra del drone, ossia circa 0.9m, è stato ricavato un raggio medio pari a 0.0152m. Utilizzando la relazione $1.55 \frac{m_{Frif}}{m_{Fextra}} = \frac{r_{Frif}}{r_{Fextra}}$ è stata ricavata la massa aggiuntiva dovuta alla lunghezza extra della fusoliera scelta per il drone in esame. L'equazione appena descritta ipotizza che esista una relazione tra il raggio medio e il peso valida per tutta la fusoliera. Il fattore moltiplicativo 1.55 serve a tenere in considerazione che la massa extra è relativa ad una porzione di fusoliera lunga il doppio. Non è stato considerato quest'ultimo pari a 2 perché la parte extra della fusoliera non dovrà sorreggere nessun carico e quindi potrà essere più sottile. La dimensione longitudinale di 1.34m è stata scelta per rendere il drone stabile longitudinalmente, in particolare il margine di stabilità risultante è pari al 36%.

	METODO	MASSA(g)
FUSOLIERA	$m_{Frif} + m_{Frif} \frac{r_{Fextra}}{r_{Frif}} 1.55$	300
ALA PRINCIPALE	m_{1rif}	300
PIANO DI CODA	$m_1 \frac{S_2}{S_1}$	25
PIANO VERTICALE	$m_1 \frac{S_V}{S_1}$	4
AVIONICA	$2m_{AVIrif}$	200
DATALINK	m_{DATrif}	125

BATTERIE	1° iterazione	400
MOTORI ELETTRICI	1° iterazione	70

Fig.8 Mass budget del drone in esame. Il pedice *rif* fa riferimento alla figura 6.

La tabella sovrastante serve a ricapitolare il mass budget del drone a cui fa riferimento questa tesi e i rispettivi metodi per ricavarle. Rimangono da motivare i pesi di avionica, batterie e motori elettrici. Gli ultimi due derivano dalla prima iterazione perché il drone analizzato aveva lo stesso peso e quindi la potenza e la spinta necessaria saranno, anche in seconda iterazione, circa le stesse. Riguardo all'avionica, è stato introdotto un fattore moltiplicativo pari a due rispetto al drone di riferimento [fig.6] perché quest'ultimo necessita solamente di due servo comandi rispetto ai 4 quattro di cui ha bisogno il velivolo in analisi in quest'elaborato. Questa necessità deriva dalla presenza dell'equilibratore e del timone, dettati dalla scelta di utilizzare una configurazione tradizionale. Sommando i vari contributi si ottiene una massa totale di 1.424kg il quale significa che rimane una capacità di carico per il payload di 576g.

La conoscenza dei pesi dei vari componenti [fig.8] permette di posizzarli in modo tale da garantire la stabilità longitudinale poiché, grazie ad essi, è nota la posizione del baricentro. Il centro di gravità è stato calcolato dal software XFLR5 considerando tutte le masse in gioco, compreso il payload, poiché il software in questione permette di posizionare masse concentrate a piacimento. Per questo computo ne sono state realizzate due: una rappresentante i motori elettrici ed una rappresentante avionica, datalink, batterie e payload. Le masse in questione sono state posizionate rispettivamente [0.923m ; 0m] e [-0.127m ; -0.002m] rispetto agli assi X e Z baricentrici in figura 7-a. La posizione della prima massa deriva dalla scelta di posizionare le eliche in coda, invece la seconda perché è il luogo allocato in precedenza per la parte hardware, dove appunto è stato realizzato un rigonfiamento nella fusoliera [fig.7-b]. Inoltre a ciò, una buona approssimazione sul posizionamento delle masse in gioco permette un basso errore sulla matrice d'inerzia, sempre calcolata da XFLR5. Il progetto definitivo del drone [fig.9] risulta avere un solo momento di deviazione, I_{xz} , quindi l'asse Y baricentrico è principale d'inerzia. È un risultato ricercato per questo studio poiché, in termini di stabilità, si concentrerà solo su quella longitudinale.

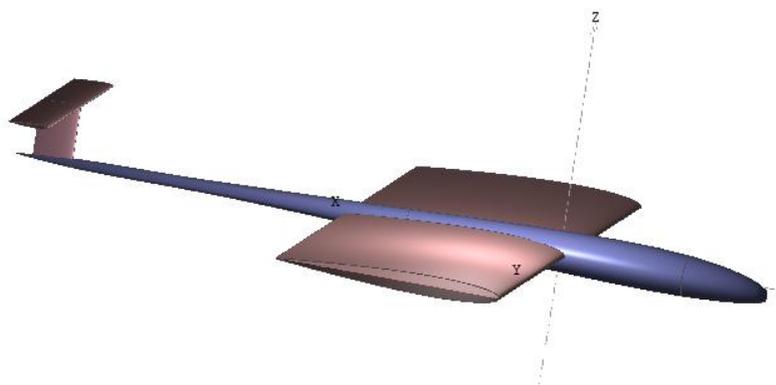


Fig.9 Configurazione del drone oggetto di questa tesi. Sistema di riferimento baricentrico.(XFLR5)

L'immagine sovrastante tralascia un dettaglio strutturale importante ossia un supporto che distanzi il piano di coda da quello verticale. Quest'elemento è indispensabile per poter deflettere in entrambe le direzioni

l'equilibratore. Perciò, vale la pena presentare un supporto che non comprometta la piena operatività del drone [fig.10].

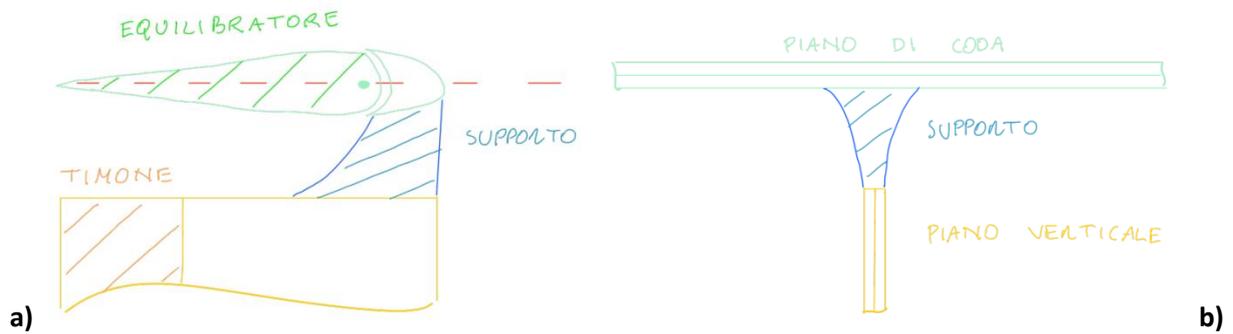
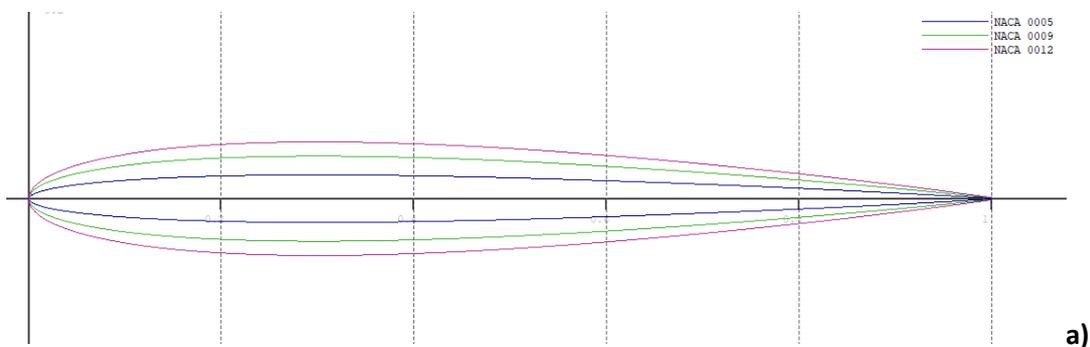


Fig.10 Supporto di collegamento tra piano di coda e verticale: **a)** vista laterale del supporto, **b)** vista frontale.

Dal disegno sovrastante si nota la necessità di realizzare un supporto se si vuole mantenere la configurazione in figura 9. L'equilibratore è stato pensato per essere lungo il 70% della corda del piano di coda per aumentarne l'autorità di comando, ma ciò significa una maggior spostamento verticale a seguito di una rotazione verso il basso. Considerando una massima deflessione pari a 20 gradi, l'altezza del supporto deve essere almeno 2.4cm. Per essere conservativi è stata pensata una dimensione di 3cm poiché delle flessioni strutturali si verificheranno sicuramente in fase operativa. Inoltre, la particolare forma è pensata per ridurre il carico per unità di superficie, ma allo stesso incidere poco sulle prestazioni aerodinamiche. Deve essere sottolineato che il carico dovuto al momento aerodinamico sarà basso poiché il centro aerodinamico è molto vicino al sostegno. In conclusione, se si tiene conto di questo elemento il piano verticale effettivo avrà un apertura alare ridotta di 3cm, ma il peso si può considerare invariato poiché il giunto dovrà essere resistente.

Altre scelte sono di carattere aerodinamico, come la posizione verticale del piano di coda [fig.9] che è stata pensata per rendere la velocità relativa dell'aria pari a quella asintotica, in modo d'aumentare l'autorità di comando e facilitare la trattazione matematica successiva. È stato scelto il NACA 0009 come profilo aerodinamico per avere un'ala leggera e allo stesso tempo buone prestazioni nel regime operativo nominale per cui è stato ideato questo drone.



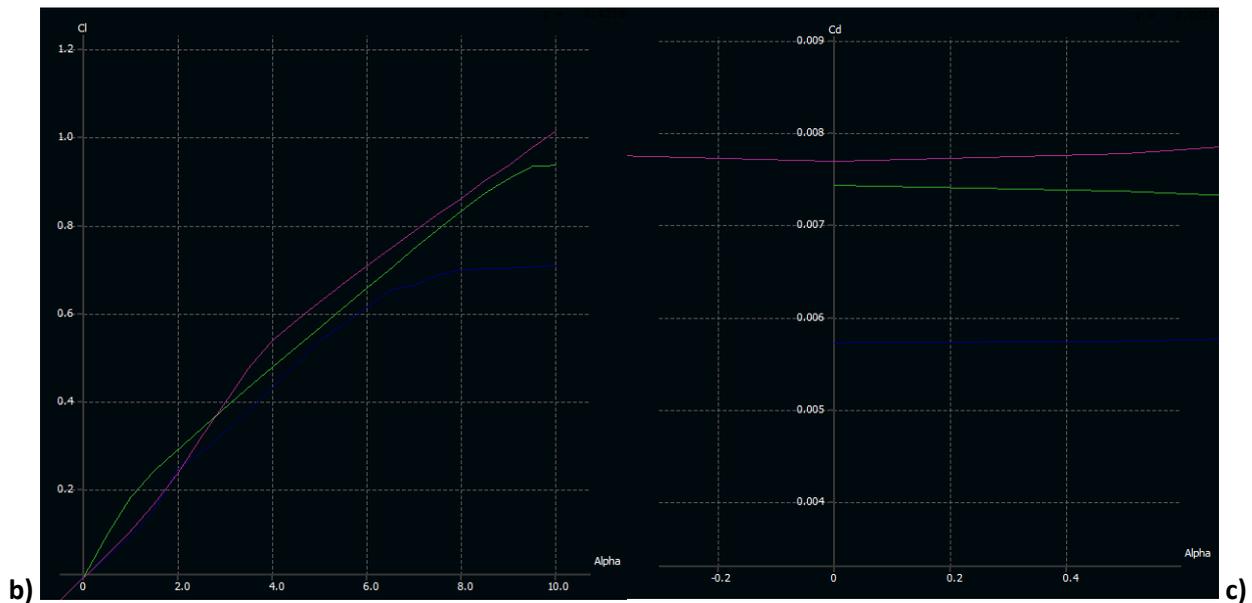


Fig.11 La legenda a colori indicata in **a)** è valida anche nelle altre figure; alpha indica l'angolo tra la velocità asintotica e la corda. **a)** Profili NACA 0005, NACA 0009, NACA 0012. **b)** Coefficiente di portanza al variare dell'angolo d'attacco per un numero di Reynolds pari a 300000. **c)** Coefficiente di resistenza al variare dell'angolo d'attacco per un numero di Reynolds pari a 300000.

Per convalidare questa scelta sono stati simulati i tre profili [fig.11-a] alla velocità nominale di missione (11m/s). Il grafico in fig.11-b mostra che il profilo con spessore intermedio tra i tre analizzati risulta essere il più prestante alle basse incidenze. Per grandi angoli d'attacco, invece, il profilo più spesso produce più portanza, ma è un vantaggio poco rilevante per questo progetto poiché in fase di missione si cercherà di minimizzare la resistenza indotta volando con un assetto poco cabrato. Dalla fig.11-c si osserva che il profilo più sottile genera una resistenza minore per effetto del campo di velocità attorno ad esso. Tuttavia, pur essendo quest'ultimo anche la soluzione che renderebbe l'intera superficie alare più leggera, esso stalla per incidenze intermedie perché il flusso d'aria tende a staccarsi e riattaccarsi alla superficie per effetto dell'ampia curvatura al bordo d'attacco. Per questa ragione sarebbe stata una scelta rischiosa perché una raffica verticale durante la missione avrebbe potuto provocare la caduta del velivolo.

La scelta di un profilo simmetrico, invece, è stata fatta per evitare o il calettamento dell'ala principale o un'ulteriore deflessione dell'equilibratore necessaria per annullare il momento di beccheggio in fase di decollo. Visto che il progetto nominale prevede che il baricentro del drone e il centro aerodinamico dell'ala principale non coincidano, significa che un profilo curvato non calettato genera in fase di decollo un momento rispetto all'asse trasversale. Inoltre, un profilo curvato genera una resistenza di attrito maggiore per effetto della distribuzione di pressione. Sul dorso di un'ala con curvatura positiva, si genera un gradiente di pressione negativo lungo l'asse longitudinale più intenso e per questo l'aria accelera di più producendo così maggiore attrito [fig.12-b,d,e].

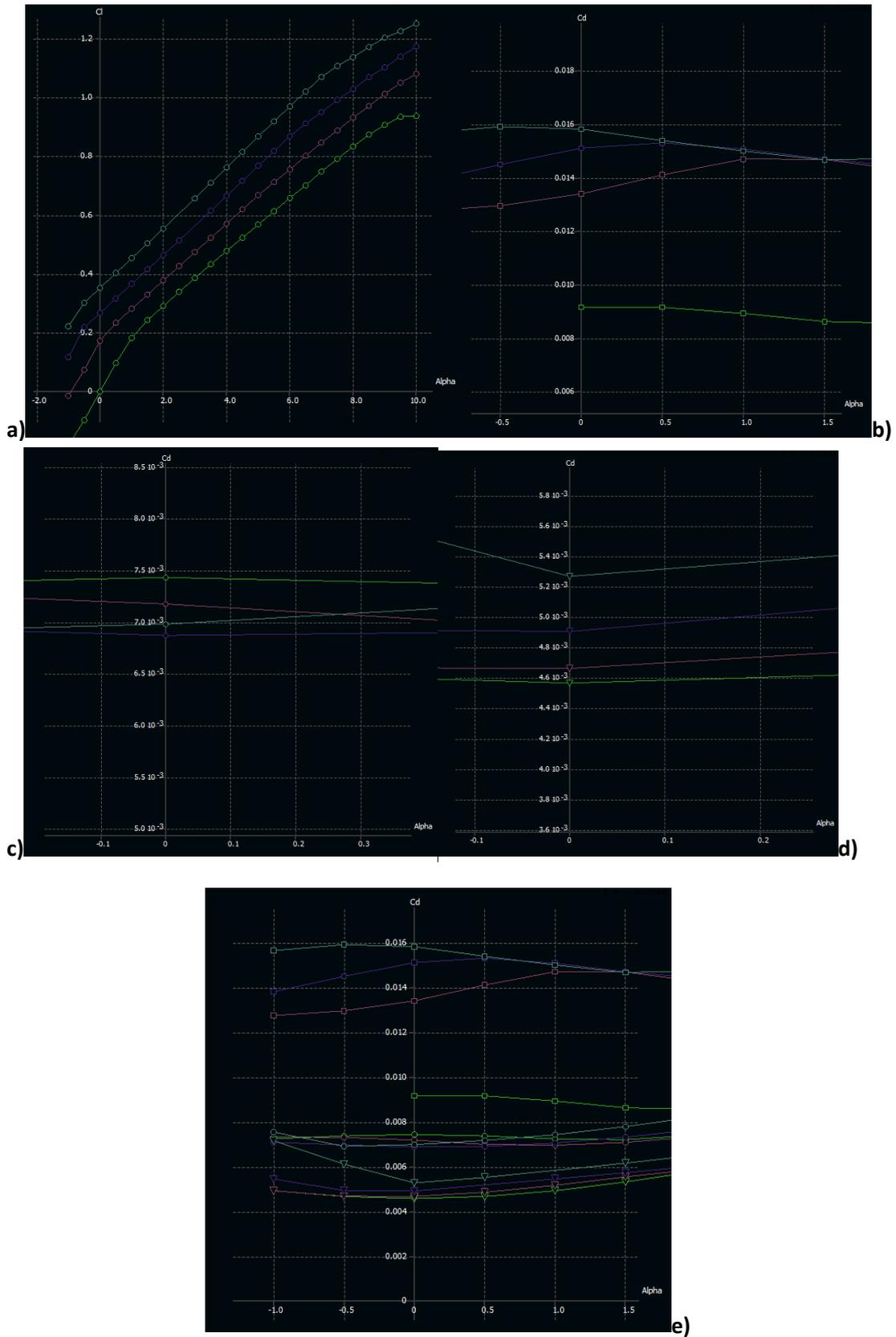


Fig.12 Analisi aerodinamica con il software XFLR5 di 4 profili NACA (0009 *, 1309 *, 2309 *, 3309 *): **a)** Coefficiente di portanza per un numero di Reynolds pari a 300000. Coefficiente di resistenza per un numero di Reynolds pari a: **b)** 200000 (\square), **c)** 300000 (\circ), **d)** 400000 (∇), **e)** i tre precedenti insieme.

In figura 12 viene confrontato il profilo NACA 0009 con 3 profili asimmetrici con curvatura crescente e con uno spessore massimo al 30% della corda perché questa caratteristica si verifica nella stessa posizione anche per il profilo simmetrico. Dalla figura 11 -a si conferma la necessità di bilanciare il momento generato dall'ala principale in caso di profilo curvato perché il coefficiente di portanza risulta diverso da zero per un'incidenza nulla. Dalla figura 11-b si dimostra che effettivamente ad un profilo simmetrico è associato un coefficiente di resistenza minore, in particolare un minor coefficiente di resistenza d'attrito per effetto delle velocità locali inferiori. Nella figura 11-c si nota, invece, che è proprio il profilo simmetrico ad avere il maggior coefficiente di resistenza. Essendo queste le condizioni di flusso (numero di Reynolds) a cui sarà soggetto il drone per gran parte della missione viene da pensare che la scelta perda di validità, ma in realtà la discrepanza tra i vari profili è dell'ordine di 10^{-4} e quindi trascurabile. Inoltre, la fig.7-d dimostra nuovamente che un aumento della curvatura coincide con un aumento del coefficiente di resistenza, da ciò si può dedurre che le condizioni verificate in figura 11-c sono singolari e che quindi durante la missione, sotto l'influenza delle condizioni ambientali, sarà impossibile mantenerle. Questi risultati e considerazioni permettono di motivare la scelta, in termini di resistenza, del profilo simmetrico. Inoltre, poiché la salita è la fase più dispendiosa in termini energetici e in essa il numero di Reynolds varierà da 0 a circa 300000, significa che il coefficiente di resistenza del profilo NACA 0009 è quasi sempre inferiore alle controparti curvate. Anche in condizione di crociera, continua a valere la scelta perché la discrepanza tra i coefficienti di resistenza diventa trascurabile e sensibile alle condizioni atmosferiche. In conclusione, la figura 11-e permette di capire che la differenza in termini di coefficiente di resistenza tra i vari profili si riduce all'aumentare della velocità perché l'assottigliamento dello strato limite provoca una riduzione del coefficiente di resistenza di attrito il quale era la causa della discrepanza.

Riguardo al piano verticale e al piano di coda, la simmetria è voluta perché in entrambe le superfici sarà presente una superficie di controllo, quindi è bene che essa si comporti nel medesimo modo sia per deflessioni positive che negative. Quest'aspetto sarà rilevante anche per l'ala primaria perché è stato pensato di aggiungere un flap anche ad essa per svolgere la manovra di rotazione la quale sarà analizzata in seguito nel dettaglio (capitolo 5).

Il sistema propulsivo sarà composto da due motori elettrici il quale forniranno energia a due eliche bipala di raggio 7.68cm. I due motori gireranno alla stessa velocità angolare, ma in verso opposto per annullare l'effetto giroscopico, la contro-coppia e gli effetti sulla stabilità direzionale e longitudinale dovuti rispettivamente ai venti verticali e laterali. È stato scelto di posizionarli a poppa per evitare che il flusso alterato dalle eliche investisse le superfici aerodinamiche. Inoltre, gli assi sono stati posizionati sotto al timone, con precisione nelle coordinate $[0.9m ; \pm 0.1m; 0m]$ (sistema di riferimento fig.9-a) rispettivamente in X, Y e Z, in modo che la spinta delle eliche non generi un momento di beccheggio. Inoltre, si può considerare, in prima approssimazione, che la velocità relativa dell'aria coincida con quella asintotica perché l'interferenza dell'ala principale incide principalmente sul mozzo delle eliche, in maniera costante, il quale è la parte che genera meno forza trainante. Nella successiva trattazione della spinta sarà trascurata la componente verticale di velocità dovuta alla scia dell'ala principale perché è stata ritenuta ininfluenza visto che inciderà solo sul punto di applicazione della trazione, ma non sul modulo. Gli spostamenti dei punti di applicazione delle spinte rispetto all'asse di rotazione, si equilibreranno a vicenda perché le pale delle due gireranno in senso opposto.

4 CALCOLO DEI PARAMETRI AERODINAMICI CON IL SOFTWARE XFLR5

Per aumentare l'accuratezza dei risultati, l'azienda ospitante ha proposto di utilizzare il software XFLR5 per analizzare il comportamento del drone. Questo programma prende in input la geometria del drone completo o parti di esso, compreso il peso, e restituisce in output il coefficiente di portanza, il coefficiente di resistenza, il coefficiente di momento di beccheggio e la velocità, ognuno di essi in funzione di uno qualunque degli altri compreso anche l'angolo d'attacco. La maggior precisione dei risultati è dovuta al calcolo delle caratteristiche aerodinamiche del velivolo scelto attraverso l'utilizzo di metodi computazionali {13}:

- Metodi 2D:
 - Flusso inviscido: metodo a pannelli 2D con distribuzione lineare di vorticità, in cui è stato considerato aguzzo il bordo d'uscita ed è stata esplicitata la condizione di Kutta {14}.
 - Flusso viscoso: teoria dello strato limite per ricavare dal metodo precedente la resistenza di forma e calcolo della resistenza d'attrito computando lo spessore della quantità di moto {14}.
- Metodi 3D:
 - Teoria della linea portante (non lineare): modella la superficie alare come una linea trasversale ad un quarto di corda in cui è distribuita la vorticità aderente e la scia parallela alla velocità asintotica composta dalla vorticità libera. Sfruttando il teorema di Jucosky e considerando la velocità indotta dalla vorticità libera, si può ricavare la distribuzione di portanza lungo l'apertura alare, ma non puntuale. Questo metodo è dipendente dalla viscosità perché considera l'influenza della scia ed inoltre non si può risolvere analiticamente. Questa teoria non è adatta per ali spesse, con basso allungamento alare, ampi angoli di freccia e/o angoli diedri.
 - Metodo Vortex Lattice con soli vortici a staffa o con anche vortici ad anello: modella l'ala come una superficie bidimensionale coincidente con la linea media. Successivamente viene suddivisa la superficie in questione in un numero finito di pannelli sui cui è presente una distribuzione costante di vortici che rispetti i teoremi di Helmotz e il legame tra la vorticità assiale e quella trasversale (ad anello o a staffa). Utilizzando infine il modello potenziale si può ricavare un sistema di equazioni algebriche imponendo la condizione di Neumann nel centro dei pannelli la cui soluzione sarà la distribuzione di portanza. La distribuzione di vorticità ad anello non si può applicare al bordo d'uscita perché avviene il distacco della scia e quindi sarà necessario utilizzare una distribuzione di vorticità a staffa. La condizione di Kutta è soddisfatta imponendo il distacco della scia sul bordo d'uscita. Questa teoria non prevede un calcolo della resistenza per questo, noto il coefficiente di portanza delle finite sezioni computate, il software ricava dall'analisi 2D i coefficienti di resistenza delle varie sezioni che poi vengono interpolati ed infine integrati. Per concludere, questo metodo non è adatto per alti angoli d'attacco e ali spesse.
 - Metodo a pannelli 3D: modella l'effettiva ala suddividendola in un numero finito di pannelli. Successivamente si applicano su ognuno di essi una doppietta e una sorgente. Per il teorema di Jucosky, queste due soluzioni dell'equazione di Laplace non generano portanza. In realtà secondo Maskew {15}, se si considera anche un flusso potenziale all'interno dell'ala la soluzione complessiva genera portanza. L'ultimo step è quello di ricavare l'intensità delle doppiette imponendo la condizione di Neumann sul centro di ogni pannello. L'intensità delle sorgenti è nota dalla geometria perché dipende dalla soluzione

potenziale interna scelta, in particolare in XFLR5 è usato un flusso pari a quello asintotico. Come per il metodo precedente, questo modello analitico non permette il calcolo della resistenza, per questo in XFLR5 è stato implementato il metodo del piano di Trefftz per calcolarla. Grazie al modello 3D è possibile computare le velocità dorsali e ventrali sull'ala, considerare l'effetto aerodinamico della fusoliera e dello spessore dell'ala.

È stato scelto di utilizzare il metodo Vortex Lattice con anche vortici ad anello [fig.13] perché garantisce un andamento lineare del coefficiente di portanza e del coefficiente di momento al variare dell'angolo d'attacco. Rispetto alla controparte con soli vortici a staffa, secondo il manuale di XFLR5 {13} i risultati sono molti simili per questo la scelta tra i due è arbitraria. Il metodo a pannelli 3D, invece, è stato escluso perché nel momento in cui si simula il velivolo completo, il software lo applica solo alla fusoliera e considera le superfici alari come corpi sottili simulandole con uno degli altri due metodi a scelta dell'utilizzatore. Da un lato questa scelta permette di semplificare la trattazione successiva rimanendo piuttosto accurata per incidenze lontane dall'angolo di stallo, dall'altro al di fuori del tratto lineare del coefficiente di portanza perde la sua validità e il coefficiente di attrito non sarà molto preciso vista la procedura usata per calcolarlo.

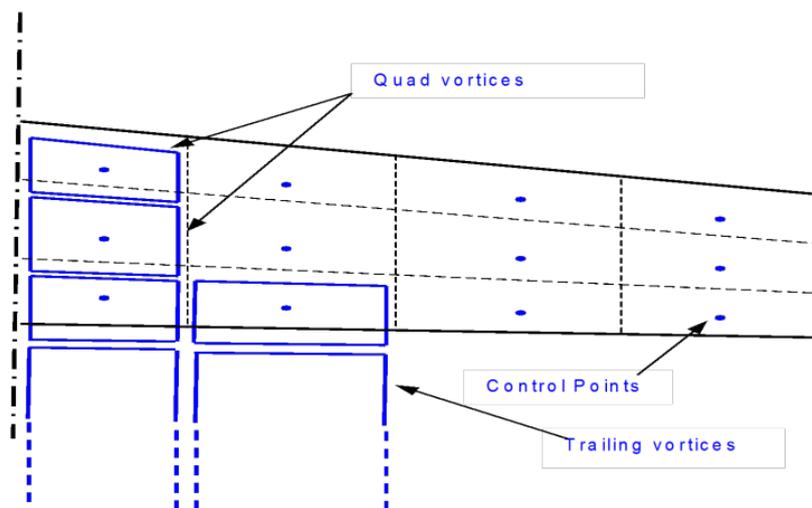
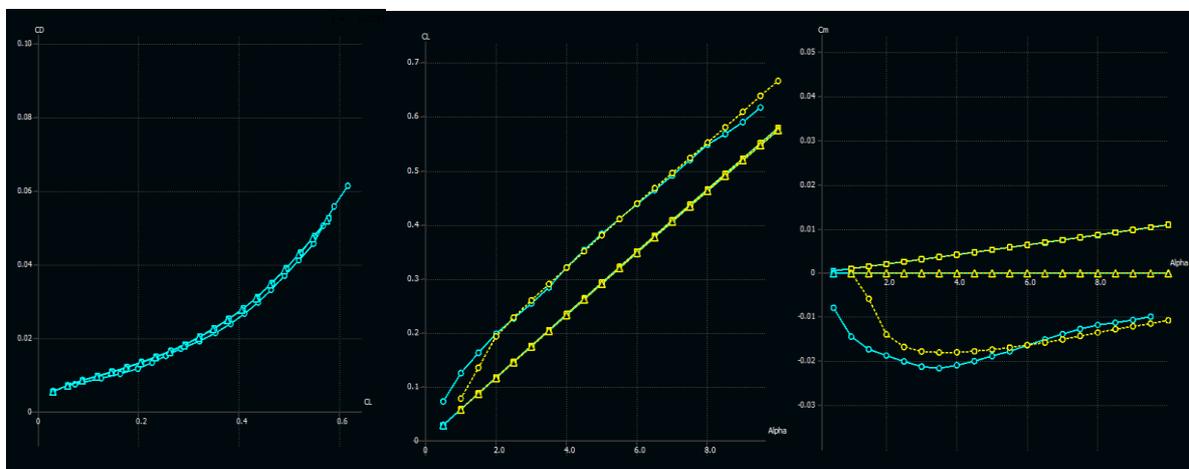


Fig.13 Metodo Vortex Lattice con distribuzione di vorticità ad anello e a staffa. Lato orizzontale superiore posto ad $\frac{1}{4}$ del pannello e punto di controllo posto a $\frac{3}{4}$ del pannello. {13}

Tuttavia, dopo aver fatto l'analisi dell'ala principale con i tre metodi, la pendenza della curva del coefficiente di portanza risulta circa identica per angoli d'attacco lontani dallo stallo e non troppo piccoli [fig.14-b]. La discrepanza, in termini di coefficiente di portanza, tra le curve è circa 0.09, ma perde di validità perché lo spessore dell'ala principale non è trascurabile, condizione in cui la teoria della linea portante non è efficace. Conferma ciò la figura 14-e, dove viene simulato il piano di coda con i medesimi metodi. Nonostante la discrepanza massima sia circa pari al caso dell'ala principale, si nota che la teoria non lineare tende ad avvicinarsi all'andamento degli altri metodi al diminuire dello spessore. Il metodo della linea portante dipende dalla vorticità e di conseguenza dal numero di Reynolds, per questo tutti i coefficienti aerodinamici saranno condizionati dal tipo di strato limite. La prova di ciò sono le curve rosse e gialle nelle figure 14-b,c,e,f le quali rappresentano i coefficienti simulati nel range di velocità ipotizzato

nella condizione operativa del drone. È marcata la differenza, rispettivamente, con le curve verdi e celesti ricavate con il metodo non lineare. In questi casi le velocità di riferimento, sono state quelle ricavate dalle condizioni di equilibrio dell'ala principale simulata con il suo peso reale. Poiché le curve di coefficiente di momento e di portanza ricavate dai metodi lineari sono indipendenti dal peso, per ottenere le velocità volute è stato questo il parametro variato. In prima analisi si nota che l'ala principale è poco influenzata dalla variazione di velocità perché i numeri di Reynolds riferiti alle curve celesti sono già modesti, invece nel caso del piano di coda l'incremento di velocità ha favorito un riattacco del flusso più rapido che significa maggior portanza. In ultima analisi, è stato osservato che la massima discrepanza in termini di coefficiente di portanza si riduce nel range di velocità operative del drone da 0.09 della curva verde a 0.06 della curva rossa [fig.14-e], ciò avvalorava l'ipotesi che il metodo Vortex Lattice è la migliore scelta complessivamente. Analizzando il coefficiente di momento, la prima cosa da sottolineare è la scelta di posizionare il baricentro nel centro delle pressioni calcolato dal metodo Vortex Lattice. Questo lo si può notare dal rispettivo grafico [fig.14-c,f] il quale risulta costante e pari a zero. Come quest'ultimo, anche il metodo a pannelli trascura i momenti relativi alle forze tangenziali per il calcolo del punto neutro delle due ali, ma esso risulta comunque diverso da quello calcolato con il metodo Vortex Lattice ed è per questo che non è costante (fig. 14-c,f). L'errore sulla posizione del punto neutro è dell'ordine del centimetro nel caso dell'ala principale e dell'ordine del millimetro nell'altro caso. Ciò dimostra che l'errore sul coefficiente di momento aumenta all'aumentare dello spessore il che era prevedibile perché il metodo Vortex Lattice lo trascura. Un'ultima osservazione deve essere fatta riguardo al metodo della linea portante il quale risulta fortemente non lineare [fig.14-c,f]. Il motivo risiede nella considerazione della viscosità, quindi dei momenti dovuti all'attrito, il quale varia la posizione del punto neutro ed aggiunge un termine non lineare. È indubbio che sia il metodo più accurato su questo fronte, ma dall'altra parte rende la trattazione analitica molto complicata. Questo fattore è stato un altro determinante nella scelta del metodo Vortex Lattice. Per quanto riguarda la resistenza, si nota nelle figure 14-a,d che l'andamento dei tre metodi circa coincide. Tuttavia, il risultato in questione non rappresenta un avvalorante nella scelta del metodo poiché la resistenza d'interesse è quella riguardante l'intero velivolo. Comunque deve essere spiegato il mancato calcolo del coefficiente di resistenza del piano di coda per coefficienti di portanza maggiori di 0.5 [fig.14-e] con i metodi lineari. Il motivo risiede nel fatto che sono approcci analitici che trascurano la viscosità, come dimostra l'indipendenza dal numero di Reynolds [fig.14-b,c,e,f]. Come detto in precedenza, il calcolo del coefficiente di resistenza è una procedura creata a valle specificatamente in XFLR5, grazie all'interpolazione dei dati calcolati nel caso bidimensionale. L'interruzione del calcolo si verifica nel momento in cui esiste più di un valore di coefficiente di resistenza associato al valore di coefficiente di portanza locale.



a)

b)

c)

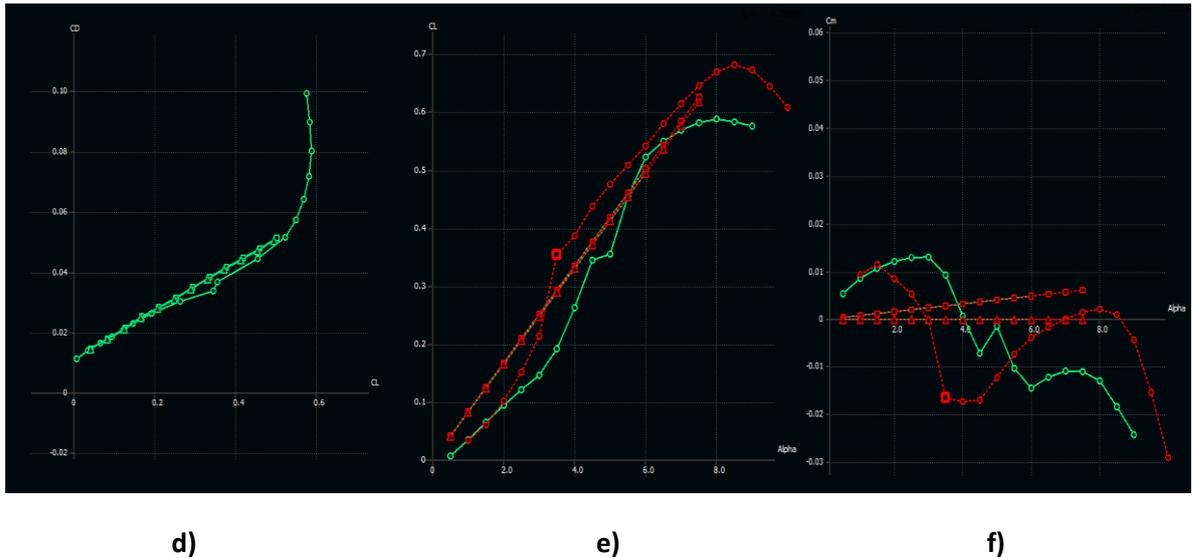


Fig.14 Δ : metodo Vortex Lattice; \square : metodo a pannelli 3D; \circ : metodo della linea portante.
a),d) Coefficiente di resistenza al variare del coefficiente di portanza rispettivamente dell'ala principale e del piano di coda. **b),e)** Coefficiente di portanza al variare dell'angolo d'attacco rispettivamente dell'ala principale e del piano di coda. **c),f)** Coefficiente di momento di beccheggio al variare dell'angolo d'attacco rispettivamente dell'ala principale e del piano di coda. (XFLR5)

La premessa suddetta è servita a motivare i metodi numerici scelti per calcolare ogni coefficiente: tutti i coefficienti saranno ricavati con il metodo Vortex Lattice perché è stato preferito un modello matematico lineare per il coefficiente di portanza e di momento di beccheggio e perché, come verrà mostrato in seguito, risulta più accurato anche in termini di resistenza.

Quest'analisi si concentrerà prevalentemente sull'equilibrio longitudinale, quindi quando si parlerà di coefficiente di momento sarà sottointeso che si parlerà dei momenti rispetto all'asse di beccheggio. Le equazioni alla base del problema sono le seguenti:

- 1) $CL = Cl_{\alpha_1} \left(1 - \frac{\partial \beta}{\partial \alpha_1}\right) \alpha_1^* + Cl_{01b} + \frac{S_2 V_2^2}{S_1 V_1^2} (Cl_{\alpha_2} \alpha_2^* + Cl_{02}) + \frac{S_2 V_2^2}{S_1 V_1^2} Cl_{\delta_e} \delta_e = \frac{2W}{\rho S_1 V_1^2}$, equazione di equilibrio delle forze verticali adimensionale {16}.
- 2) $Cm = - \left[Cl_{\alpha_1} \alpha_1^* \left(1 - \frac{\partial \beta}{\partial \alpha_1}\right) + Cl_{01b} \right] \frac{d_1}{MAC} - \frac{S_2 V_2^2}{S_1 V_1^2} (Cl_{\alpha_2} \alpha_2^* - Cl_{\delta_e FIT} \delta_e + Cl_{02}) \frac{d_2}{MAC} + Cm_{01b} + \frac{S_2 V_2^2}{S_1 V_1^2} Cm_{02} \frac{MAC_2}{MAC} = 0$, equazione di equilibrio dei momenti di beccheggio adimensionale rispetto al baricentro {16}.

In realtà nella trattazione fatta da Casarosa {15}, l'incidenza di ogni ala viene calcolata a partire dalla linea di portanza nulla, quindi i coefficienti di portanza con pedice zero scompaiono. In altre parole, rispetto alle formule 1 e 2 gli angoli d'attacco delle due superfici cambiano nel seguente modo:

- 3) $\alpha_1 = \alpha_1^* + \frac{Cl_{01b}}{Cl_{\alpha_1}}$
- 4) $\alpha_2 = \alpha_2^* + \frac{Cl_{02}}{Cl_{\alpha_2}}$

Considerando che la scia generata dall'ala principale, per effetto dei vortici di estremità, tende a modificare il campo di velocità a valle di quest'ultima, si può ipotizzare che esista un legame tra l'angolo d'attacco della superficie alare principale e quello del piano di coda entrambi rispetto alla linea di portanza nulla di ogni ala {16}:

$$5) \quad \alpha_2 = \alpha_1 \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) - \varepsilon_0 - i_t$$

i_t , cioè il calettamento, è stato posto pari a 0 perché non ritenuto necessario poiché è stato scelto di utilizzare profili simmetrici per entrambe le superfici portanti.

Sostituendo l'equazione 5 in 1 e 2 in cui sono state tenute in considerazione 3 e 4, si ottiene il seguente sistema nelle incognite α_1 e δ_e :

$$\begin{pmatrix} Cl_{\alpha_1} \left(1 - \frac{\partial \beta}{\partial \alpha_1}\right) + \frac{S_2 V_2^2}{S_1 V_1^2} Cl_{\alpha_2} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) & \frac{S_2 V_2^2}{S_1 V_1^2} Cl_{\delta_e} \\ -Cl_{\alpha_1} \left(1 - \frac{\partial \beta}{\partial \alpha_1}\right) \frac{d_1}{MAC} - \frac{S_2 V_2^2}{S_1 V_1^2} Cl_{\alpha_2} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \frac{d_2}{MAC} & \frac{S_2 V_2^2}{S_1 V_1^2} Cl_{\delta_{eFIT}} \frac{d_2}{MAC} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \alpha_1 \\ \delta_e \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{2W}{\rho S_1 V_1^2} + \frac{S_2 V_2^2}{S_1 V_1^2} Cl_{\alpha_2} (\varepsilon_0 + i_t) \\ -\frac{S_2 V_2^2}{S_1 V_1^2} Cl_{\alpha_2} (\varepsilon_0 + i_t) \frac{d_2}{MAC} - Cm_{01b} - \frac{S_2 V_2^2}{S_1 V_1^2} Cm_{02} \frac{MAC_2}{MAC} \end{pmatrix}$$

1.1

Per ricavare tutti i coefficienti presenti nel sistema sovrastante sono stati esportati dal software XFLR5 i dati ricavati da ogni simulazione e poi sono stati interpolati con il software Matlab [file allegato-2]. È stata considerata un'interpolazione lineare per i coefficienti di portanza e di momento di beccheggio perché coerente con il metodo computazionale utilizzato (Vortex Lattice) e un'interpolazione parabolica per la resistenza perché è stato utilizzato il modello di Prandtl. Per ricavare la pendenza della curva di portanza di ala principale (Cl_{α_1} , file allegato-2.1) e piano di coda (Cl_{α_2} , file allegato-2.2), esse sono state analizzate singolarmente in modo da escludere gli effetti d'interferenza reciproci e della fusoliera. Il passo successivo è stato quello di ricavare il coefficiente di interferenza della fusoliera ($\frac{\partial \beta}{\partial \alpha_1}$, file allegato-2.1). Per farlo è stata simulata l'ala principale con la fusoliera e il piano di coda con quest'ultima e il timone. Confrontando i due risultati è stato riscontrato che solo la pendenza della curva del coefficiente di portanza dell'ala principale varia in maniera significativa [fig.15], allora significa che il corpo centrale influisce solo sulle caratteristiche aerodinamiche dell'ala in questione. Questo lo si può spiegare con la forma della fusoliera il quale è rigonfiata a prua, invece a poppa è sottilissima. Inoltre la fusoliera, per la medesima superficie alare, varia il coefficiente di portanza ad incidenza nulla (Cl_{01b} , file allegato-2.1) e genera un momento aerodinamico intrinseco (Cm_{01b} , file allegato-2.1) ossia il centro delle pressioni non coincide più con il centro aerodinamico. Per i profili alari simmetrici il coefficiente di momento aerodinamico calcolato nel centro aerodinamico è pari a zero, quindi questa variazione deve essere tenuta in considerazione. Queste

variazioni sarebbero presenti anche nel piano di coda, ma considerare anche esse significa computare due volte le distribuzioni di pressioni attorno alla fusoliera.

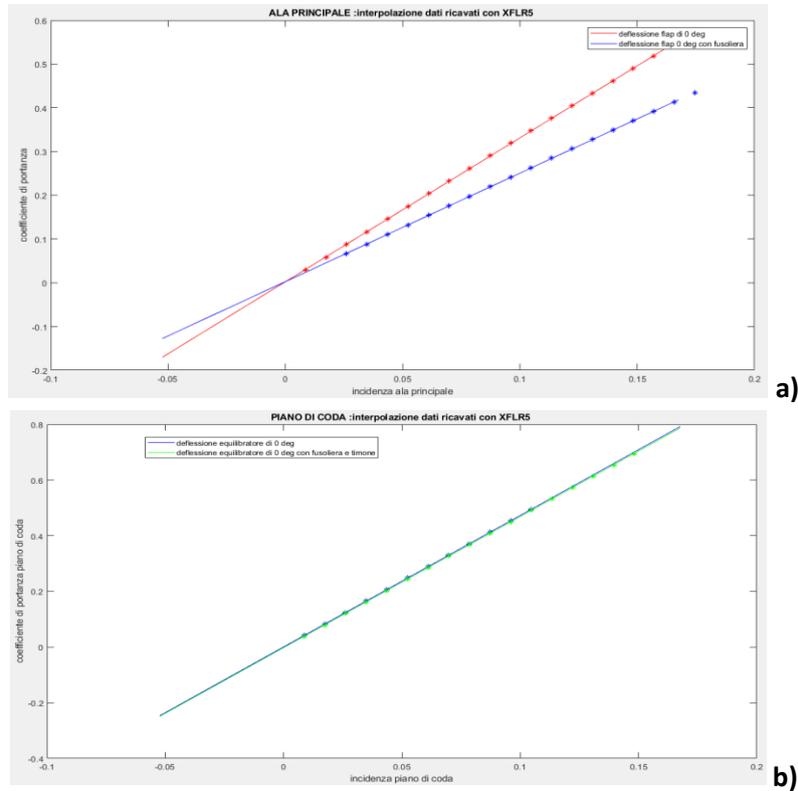


Fig.15 a) Confronto della pendenza della curva del coefficiente di portanza dell’ala principale con e senza fusoliera. **b)** Confronto della pendenza della curva del coefficiente di portanza del piano di coda con fusoliera più timone e singolarmente. (Matlab)

Per calcolare Cm_{01b} è stata simulata l’ala principale con la fusoliera posizionando il baricentro nel centro aerodinamico calcolato da XFLR5. Così facendo il momento di beccheggio calcolato dal software coincide proprio con il momento aerodinamico della configurazione in questione. La verifica della correttezza della metodologia è stata quella di trovare un coefficiente di momento di beccheggio indipendente dall’angolo d’attacco [fig.16]. E’ stato ritenuto non trascurabile un coefficiente di momento $> 10^{-4}$ perché quest’ultimo dovrà essere moltiplicato per un fattore di circa 120 per ricavare poi l’accelerazione angolare in deg/s^2 ($\dot{\omega}_y = M_{ey} / I_{yy}$).

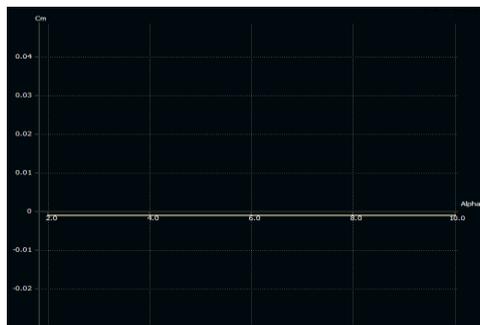


Fig.16 Coefficiente di momento della configurazione fusoliera più ala principale al variare dell’angolo d’attacco, considerando il baricentro posizionato nel punto neutro.(XFLR5)

Grazie alla differenza delle pendenze in figura 15-a è stato possibile ricavare il coefficiente di interferenza della fusoliera con la seguente formula:

$$6) \quad \frac{\partial \beta}{\partial \alpha_1} = 1 - \frac{Cl_{\alpha_1 b}}{Cl_{\alpha_1}}$$

Successivamente, è stato simulato il drone completo cioè quello in figura 9. In questo caso il software considera l'incidenza a partire dalla linea di portanza nulla dell'intero velivolo ossia effettua una sostituzione:

$$7) \quad \alpha = \alpha_1 + \frac{S_2 V_2^2}{S_1 V_1^2} Cl_{\alpha_2} (\varepsilon_0 + i_t) \frac{1}{Cl_{\alpha_{tot}}}$$

Questo cambio di variabile implica che il coefficiente di portanza ad incidenza nulla sarà pari a zero o trascurabile. Sarà considerato trascurabile, in questa analisi progettuale, un coefficiente di portanza ≤ 0.01 .

Per prima cosa è stata ricavata la pendenza della curva del coefficiente di portanza ($Cl_{\alpha_{tot}}$, file allegato-2.3). Grazie a questo risultato, con la formula seguente è stato ricavato uno dei due coefficienti di downwash:

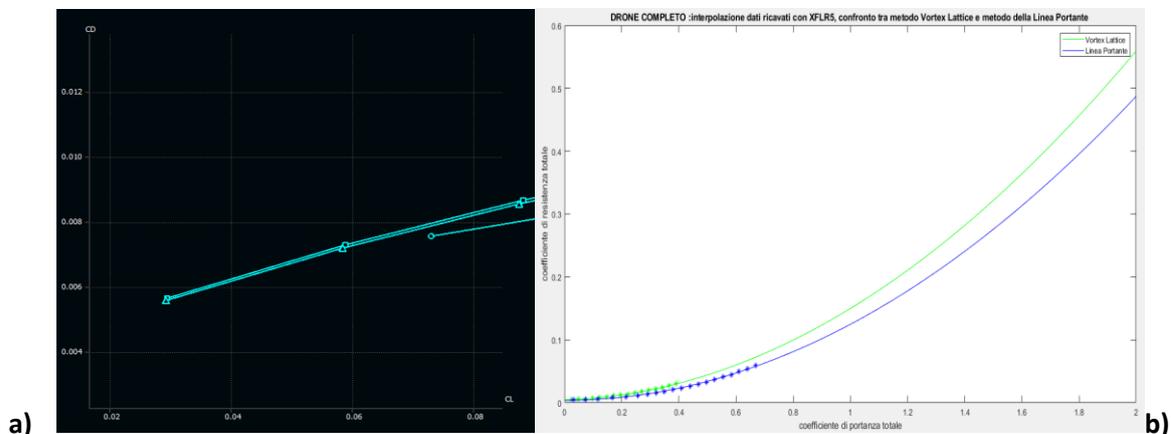
$$8) \quad \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 1 - (dPN - CA_1) \frac{Cl_{\alpha_{tot}} V_1^2 MAC}{Cl_{\alpha_2} V_2^2 V_H}$$

La formula 8 è stata descritta da Casarosa {16} e deriva dalla formula per ricavare la posizione del punto neutro.

Lo step successivo è stato quello di interpolare i dati sul coefficiente di resistenza aerodinamica utilizzando il modello parabolico adottato da Prandtl per i velivoli convenzionali, ossia:

$$9) \quad CD = CD_0 + k_1 CL + k_2 CL^2$$

Il software XFLR5 nel calcolo del coefficiente di resistenza trascura la scia della fusoliera {13} per questo la resistenza di forma e attrito di quest'ultima non sarà considerata in CD_0 . Per questo motivo il contributo maggiore nella resistenza di scia sarà la superficie alare principale. Essendo quest'ultima un corpo spesso, risulta più accurato il modello Vortex Lattice rispetto a quello della Linea portante perché si discosta meno dal metodo a pannelli 3D [fig.14-a,b ; fig.17-a].



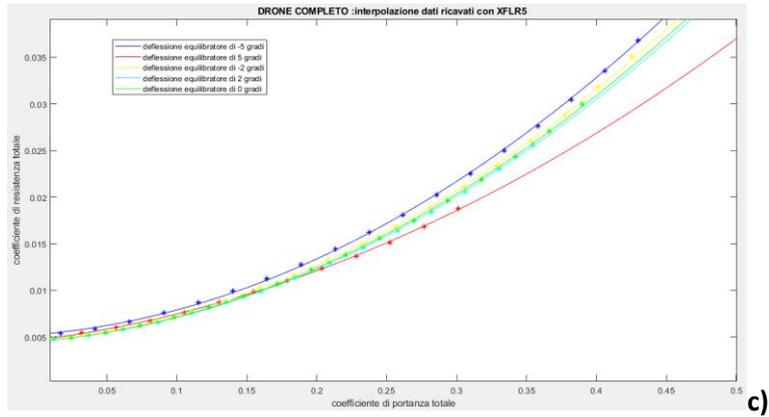


Fig.17 a) Ingrandimento fig.13-a per CL che tendono a 0 (XFLR5). **b)** Confronto del metodo Vortex Lattice e del metodo della Linea Portante per il calcolo del coefficiente di resistenza (Matlab). **c)** Confronto della variazione della curva del coefficiente di resistenza al variare del coefficiente di portanza sotto l'effetto della deflessione dell'equilibratore (Matlab). Per **b)** e **c)** è stata usata un interpolazione parabolica il quale è coerente con il modello di Prandtl (Matlab).

Confrontando i due metodi, risulta che il metodo non lineare è rappresentato da una parabola con una convessità ed un coefficiente di resistenza a portanza nulla inferiori [fig.17-b]. La prima caratteristica è dovuta ad una pendenza media della curva di portanza dell'ala principale maggiore con l'utilizzo del metodo in questione [fig.14-b], quindi a parità di coefficiente di portanza l'angolo d'attacco risulta inferiore e di conseguenza anche l'effetto aerodinamico sul piano di coda. Questo significa che l'ala principale deve generare minor portanza per compensare l'effetto sul piano di coda perciò la resistenza indotta sarà inferiore. La seconda caratteristica è dovuta al fatto che il metodo della Linea portante trascura lo spessore, come d'altra parte il metodo Vortex Lattice, ma quest'ultimo si è dimostrato più accurato vista la discrepanza inferiore con il metodo a pannelli 3D [fig.14-b ; fig.17-a]. In conclusione, dalla figura 17-c si nota che la curva del coefficiente di resistenza è influenzata dall'equilibratore, per questo i coefficienti relativi alla resistenza che si useranno in seguito saranno una media di quelli ricavati dall'immagine in questione. Questa scelta è stata fatta per non sottostimare la resistenza in fase di crociera e quindi calcolare più accuratamente l'autonomia chilometrica ed oraria.

Prima di ricavare i coefficienti di momento di beccheggio, è stato verificato se il software considerava la portanza di ogni superficie aerodinamica applicata nel rispettivo centro aerodinamico o se considerava la portanza complessiva applicata nel punto neutro del drone completo. Per farlo è stata calcolata la pendenza della curva del coefficiente di momento (Cm_{α} , file allegato-2.3) interpolando i dati ricavati con XFLR5 e poi è stata confrontata con il prodotto tra la posizione del punto neutro in percentuale di corda aerodinamica dell'ala principale, calcolata da XFLR5, con $Cl_{\alpha_{tot}}$. La coincidenza dei due ha indicato che il software considera l'intera forza portante posizionata nel punto neutro {16} e da ciò ne discende che nel coefficiente di momento ad incidenza nulla (Cm_0 , file allegato-2.3) saranno presenti anche i momenti aerodinamici di trasporto. Detto ciò, il sistema algebrico 1.1 deve essere sostituito perché esso è scritto considerando le due forze portanti posizionate nei rispettivi centri aerodinamici. Per farlo bisogna trasportare le forze aerodinamiche nel punto neutro ed aggiungere un momento aerodinamico concentrato correlato ad ogni spostamento. L'equazione dei momenti di beccheggio adimensionale risultante è la seguente {16}:

$$10) Cm = Cm_{\alpha} \alpha + Cm_{01b} + V_H \frac{V_2^2}{V_1^2} Cl_{\alpha_2} \left\{ \left[1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right] \frac{S_2}{S_1} \frac{V_2^2}{V_1^2} Cl_{\alpha_2} \frac{1}{Cl_{\alpha_{tot}}} [-\varepsilon_0 - i_t] + \varepsilon_0 + i_t \right\}$$

Inoltre, è conveniente compattare i termini nel sistema lineare 1.1 utilizzando alcuni coefficienti già citati e introducendone di nuovi:

$$\begin{aligned}
 11) \quad Cl_{\alpha_{tot}} &= Cl_{\alpha_1} \left(1 - \frac{\partial \beta}{\partial \alpha_1}\right) + \frac{S_2 V_2^2}{S_1 V_1^2} Cl_{\alpha_2} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \\
 12) \quad Cm_0 &= Cm_{01b} + V_H \frac{V_2^2}{V_1^2} Cl_{\alpha_2} \left\{ \left[1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right] \frac{S_2 V_2^2}{S_1 V_1^2} Cl_{\alpha_2} \frac{1}{Cl_{\alpha_{tot}}} [-\varepsilon_0 - i_t] + \varepsilon_0 + i_t \right\} \\
 13) \quad Cm_{\alpha} &= \left[-Cl_{\alpha_1} \left(1 - \frac{\partial \beta}{\partial \alpha_1}\right) - \frac{S_2 V_2^2}{S_1 V_1^2} Cl_{\alpha_2} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \right] \frac{dPN}{MAC}
 \end{aligned}$$

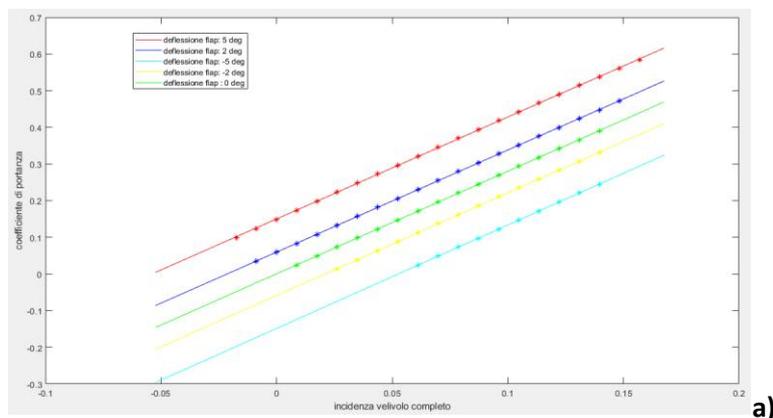
Il sistema 1.1 diventa:

$$\begin{pmatrix} Cl_{\alpha_{tot}} & \frac{S_2 V_2^2}{S_1 V_1^2} Cl_{\delta_e} \\ Cm_{\alpha} & \frac{S_2 V_2^2}{S_1 V_1^2} Cl_{\delta_{eFIT}} \frac{d_2}{MAC} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \alpha \\ \delta_e \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{2W}{\rho S_1 V_1^2} \\ -Cm_0 \end{pmatrix} \quad \boxed{1.2}$$

Nota Cm_0 dall'interpolazione dei dati ricavati da XFLR5 computando i momenti aerodinamici generati dal velivolo completo, si può calcolare con la formula 12 il secondo coefficiente di downwash, ε_0 .

In questo capitolo è stato trascurato il momento di beccheggio generato dallo sfasamento delle due superfici portanti, perciò nella trattazione analitica delle fasi di missione non sarà considerato. La validità di questa ipotesi sarà verificata in fase di crociera (capitolo 7) poiché è la condizione di maggior interesse per questo progetto.

Dal sistema 1.2 si può osservare che l'assenza dell'equilibratore permette di annullare i momenti di beccheggio ad una sola velocità di crociera e di conseguenza ad un solo angolo d'attacco. Per questo è indispensabile la superficie di controllo posteriore in modo da garantire la controllabilità del velivolo ed in particolare la condizione target sarà quella in cui l'efficienza è massima. Il passo successivo è stato, quindi, quello di ricavare il contributo sulla portanza e sui momenti di beccheggio generati dalla deflessione dell'equilibratore. Per farlo sono stati interpolati i dati ricavati da XFLR5 considerando 4 deflessioni dell'equilibratore: -5, -2, 2, 5 (gradi) [fig.18]. E' stato considerato un equilibratore lungo il 70% della corda del piano di coda in modo da ridurre l'entità della rotazione a parità di condizione di volo.



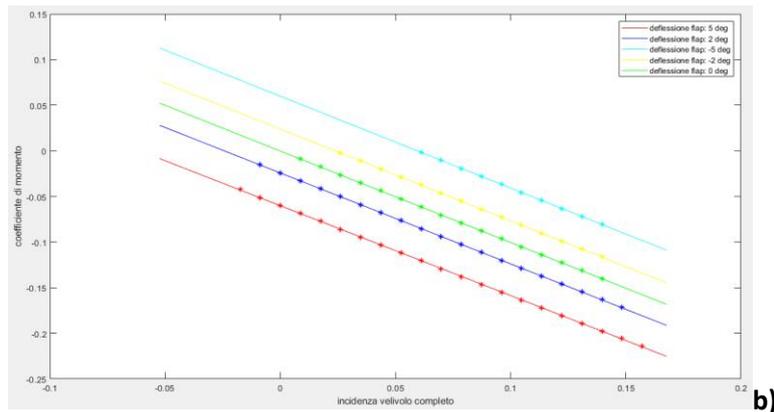


Fig.18 a) Confronto delle curve del coefficiente di portanza per 4 deflessioni dell'equilibratore. **b)** Confronto delle curve del coefficiente di momento per 4 deflessioni dell'equilibratore.(Matlab)

In entrambe le figure si nota che l'equilibratore trasla le curve verticalmente, quindi calcolando la variazione del coefficiente di portanza e del coefficiente di momento ad incidenza nulla si possono calcolare i due parametri associati alla superficie di controllo in questione:

$$14) Cl_{\delta_e} = \Delta Cl_{0TOT} \frac{S_1 V_1^2}{S_2 V_2^2} \frac{1}{\Delta \delta_e}$$

$$15) Cl_{\delta_{eFIT}} = \Delta Cm_{0TOT} \frac{S_1 V_1^2}{S_2 V_2^2} \frac{MAC}{d_2} \frac{1}{\Delta \delta_e}$$

La deflessione dell'equilibratore varia la curvatura del piano di coda e di conseguenza anche la rispettiva linea di portanza nulla. Da quest'effetto discende che varia il calettamento e quindi anche Cm_0 e Cl_0 , come si può notare dalla formula 12 e dal sistema 1.1 rispettivamente. Questo significa che la deflessione della superficie di controllo oltre a generare una forza verticale e il rispettivo momento di beccheggio, varia anche la linea di portanza nulla dell'intero velivolo e il momento aerodinamico costante applicato al punto neutro. La differenza in segno dei due coefficienti è dovuta al fatto che una deflessione verso il basso dell'equilibratore genera un aumento di portanza, ma essendo posizionato davanti al baricentro crea un momento di beccheggio picchiante. Per quanto riguarda il modulo, è circa uguale perché il cambiamento del momento intrinseco del piano di coda si compensa circa con lo spostamento del punto neutro. Secondo Casarosa {16}, il punto neutro non si sposta per effetto dell'equilibratore, ma per XFLR5 questo avviene perché cambia leggermente la pendenza del coefficiente di portanza del piano di coda per effetto della superficie di controllo in questione. Come si nota dalla formula 12, una variazione di Cl_{α_2} genera un momento opposto a quello generato dalla deflessione che ne riduce l'effetto.

Dalle formule 11 e 13 possiamo ipotizzare che la pendenza delle curve del coefficiente di momento e di portanza dell'intero velivolo devono variare per effetto della variazione di Cl_{α_2} . Per verificare ciò, è stato controllato che le variazioni di pendenza nel caso di equilibratore deflesso siano trascurabili [file allegato-2.3].

Cl_{α_1}	Cl_{α_2}	$Cl_{\alpha_{tot}}$	Cl_{δ_e}	$Cl_{\delta_{eFIT}}$
3.29	4.71	2.79	4.44	-4.37
$Cl_{0_{1b}}$	Cl_{0_2}	Cm_{α}	Cm_0	Cm_{01b}
0.0023	$\cong 0$	-1	-0.0002	-0.001
Cm_{0_2}	$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$	$\frac{\partial \beta}{\partial \alpha_1}$	ε_0	i_t
$\cong 0$	0.24	0.25	0.0009	0
k	k_1	CD_0	V_H	$Cl_{\alpha_1 b}$
0.13	0.014	0.005	0.167	2.48
	I_{yy}	I_{zx}	MAC	
	0.146	0.002	0.4	

Fig.19 Tabella riassuntiva con tutti i coefficienti ricavati con l'esportazione dei dati ricavati da XFLR5 e poi interpolati con Matlab.

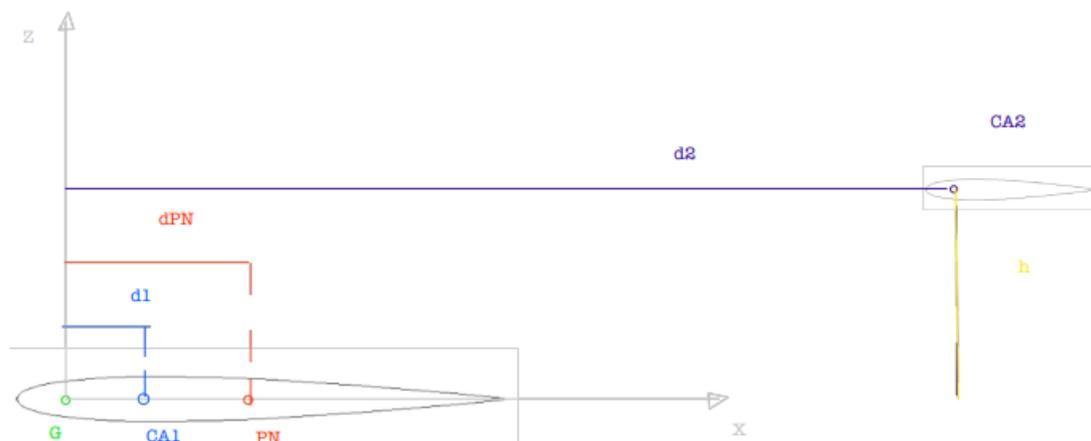


Fig.20 Parametri geometrici. d1: distanza baricentro-centro aerodinamico ala principale+fusoliera pari a 0.06m. dPN: distanza baricentro-punto neutro pari a 0.143m. d2: distanza baricentro-centro aerodinamico piano di coda pari a 0.89. h: distanza verticale baricentro-piano di coda pari a 0.1m.

5 FASE DI DECOLLO

Come descritto nel capitolo 3, il decollo avverrà con un assetto verticale, ossia con l'asse longitudinale del drone perpendicolare al terreno, in modo da renderlo possibile anche in spazi ridotti e per ridurre la resistenza aerodinamica [fig.21]. La spinta sarà generata da due eliche tripala le quali saranno movimentate da due motori elettrici brushless a corrente continua. L'energia elettrica è la scelta più efficiente per velivoli di piccole dimensioni perché il sistema propulsivo nel suo complesso risulta più leggero, economico, semplice, robusto ed affidabile. Inoltre, facilita la logistica poiché non è necessario il trasporto del carburante e durante la crociera il peso del drone rimarrà invariato.



Fig.21 Vista laterale del drone ad inizio salita. È rappresentato anche il sistema propulsivo.

In questo capitolo verranno scelte solamente le pale dell'elica le quali saranno lunghe 7.68cm, larghe 1.5cm e calettate con un angolo di 15.8 gradi nella sezione di riferimento ossia al 75% della loro intera lunghezza. Per le dimensioni è stato fatto un processo iterativo che verrà spiegato nel paragrafo 4.3, invece l'angolo di calettamento è stato scelto perché garantisce spinte elevate ed evita lo stallo delle pale anche nella fase iniziale di salita dove la velocità di avanzamento è bassa. Inoltre, permette ottimi rendimenti per un rapporto di avanzamento pari a 0.45 [fig.23] il quale si pensa che sia la condizione dominante in fase di crociera. Quest'ultima ipotesi sarà verificata successivamente ed in caso non sia soddisfatta si proporrà un nuovo angolo di calettamento.

5.1 MODELLO MATEMATICO PER LA SPINTA DELL'ELICA

Questo paragrafo è dedicato alla spiegazione del modello matematico che è stato scelto per descrivere la trazione generata dalle eliche. Prima di far ciò, è indispensabile illustrare le variabili in gioco e le caratteristiche geometriche e funzionali di un elica. Quest'ultima è composta da un numero arbitrario di pale, ma maggiore di uno, le quali sono sostanzialmente delle ali rotanti che quindi riescono a generare forza aerodinamica per effetto della distribuzione di pressione attorno ad esse. A differenza dell'ala statica, la portanza generata dalla pala dell'elica serve a generare una spinta per l'avanzamento e la resistenza aerodinamica è la forza da compensare per farla continuare a ruotare.

Per far in modo che tutte le sezioni di una pala di un'elica avanzino della stessa quantità durante ogni rotazione, essa deve essere svergolata ossia il calettamento decresce dal mozzo alla radice, quindi l'angolo d'attacco sarà funzione della distanza dal mozzo. Anche la velocità tangenziale sarà dipendente da ciò, quindi il modulo della velocità relativa sarà differente per ogni sezione. L'ultimo effetto da considerare è quello dell'effettiva incidenza di ogni sezione dovuto alla somma vettoriale tra la velocità di avanzamento e la velocità locale di rotazione (velocità relativa) [fig.22]. Poiché quest'ultima è dipendente dalla distanza dall'asse di rotazione, significa che lo sarà anche l'angolo d'attacco per effetto della velocità relativa.

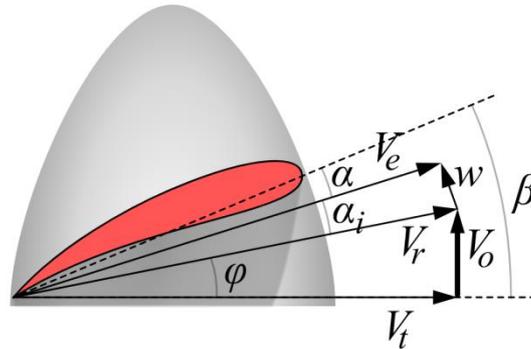


Fig.22 Angolo d'attacco di una generica sezione della pala per effetto delle somma vettoriale della velocità tangenziale (V_t), della velocità indotta (w) e della velocità di avanzamento ($V_0 = V_1$) [17]. L'angolo d'attacco sarà considerato a partire dalla corda della sezione della pala.

Un altro effetto dovuto alla velocità relativa (V_r) [fig.22] è quello di cambiare il passo dell'elica perché essa investita dal flusso in questione avanzerà di una quantità inferiore rispetto al passo geometrico ($\tan \beta 2\pi R_0$), in particolare pari a $\tan(\varphi + \alpha_i) 2\pi R_0$.

Per questi motivi la potenza propulsiva e resistente effettiva non si possono calcolare analiticamente, ma si deve sfruttare un metodo numerico o si opta per una procedura sperimentale. In questa trattazione è stata scelta la seconda strada perché renderà l'analisi dinamica della salita più semplice. Ciò nonostante, essa risulta non meno accurata dell'approccio numerico perché gli errori dovuti alle misurazioni si compensano circa con la discretizzazione del problema ed inoltre l'avere a disposizione dati sperimentali relativi ad un elica calettata circa analogamente [fig.23] avvalorava la scelta. Le formule che sono state utilizzate sono le seguenti [20]:

$$16) T = \rho n_e^2 D_p^4 C_T$$

$$17) P_r = \rho n_e^3 D_p^5 C_P$$

Il coefficiente di spinta C_T e il coefficiente di potenza resistente C_P sono ricavati sperimentalmente. Essi dipendono dall'angolo $\varphi + \alpha_i$ in figura 22 perché esso è correlato alle componenti della forza aerodinamica generata da ogni pala. In particolare, per la pala scelta sono stati trovati dei grafici sperimentali del loro andamento al variare del rapporto di avanzamento [fig.23].

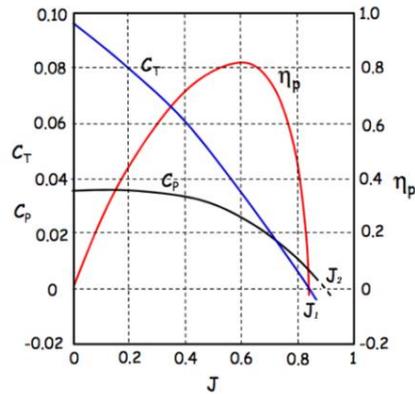


Fig.23 Andamento del coefficiente di spinta, di potenza resistente e dell'efficienza al variare del rapporto d'avanzamento. Risultati ricavati considerando il raggio di riferimento pari al 75% dell'intera lunghezza della pala.{18}

Il rapporto di avanzamento è definito come {20}:

$$18) J = \frac{V_1}{n_e D_0} = \frac{V_1 \pi}{\omega_e R_0} = \pi \tan \varphi$$

In fase sperimentale è conveniente misurare i coefficienti in questione al variare del rapporto di avanzamento rispetto che all'angolo d'attacco effettivo perché più facile da manipolare anche se il meccanismo fisico alla base è racchiuso nell'incidenza della pala. Per quest'ultima ragione è possibile sapere a priori J_1 [fig.23], ossia il rapporto di avanzamento per la quale si ha un coefficiente di spinta pari a 0, perché questa condizione si verifica quando la differenza tra φ e β è pari all'angolo di attacco a portanza nulla. Essendo usuale l'uso di profili alari simmetrici per pale di eliche perché esse si adattano meglio a diverse condizioni di flusso, si può concludere che l'incidenza a portanza nulla è pari a 0. In tal caso J_1 coincide con $\pi \tan \beta$. Considerando sempre l'ipotesi di simmetria, un altro valore di particolare interesse è J_2 che rappresenta il rapporto di avanzamento per cui la potenza resistente è nulla. I due valori non coincidono perché anche per un'incidenza nulla la pala dell'elica genera resistenza aerodinamica, in particolare di forma e d'attrito, la quale si oppone alla rotazione e genera trazione negativa.

Sotto consiglio dell'azienda ospitante, è stato proposto di ricercare dei dati sperimentali dell'elica scelta più accurati perché il rendimento massimo in figura 23 è sovrastimato. La ragione di ciò risiede nella resistenza aerodinamica indotta il quale diventa un fattore sempre più dominante al diminuire della lunghezza delle pale. I dati sperimentali in figura 23 sono adatti ad un progetto preliminare di un velivolo di grandi dimensioni, ma diventano errati per droni ultra leggeri. In letteratura sono stati trovati i dati sperimentali relativi ad un elica con stessa geometria {20} ed inoltre è stato trovato un modello matematico empirico dipendente dal rapporto P/R_p {21}. Quest'ultimo è molto utile per un progetto preliminare di un drone di cui non si trovano in letteratura i coefficienti relativi all'elica scelta. In quest'elaborato verranno presentati entrambi in modo da sottolineare le carenze del secondo, ma anche per dare valore a quest'ultimo perché permette di risparmiare tempo e denaro in una fase preliminare di progetto.

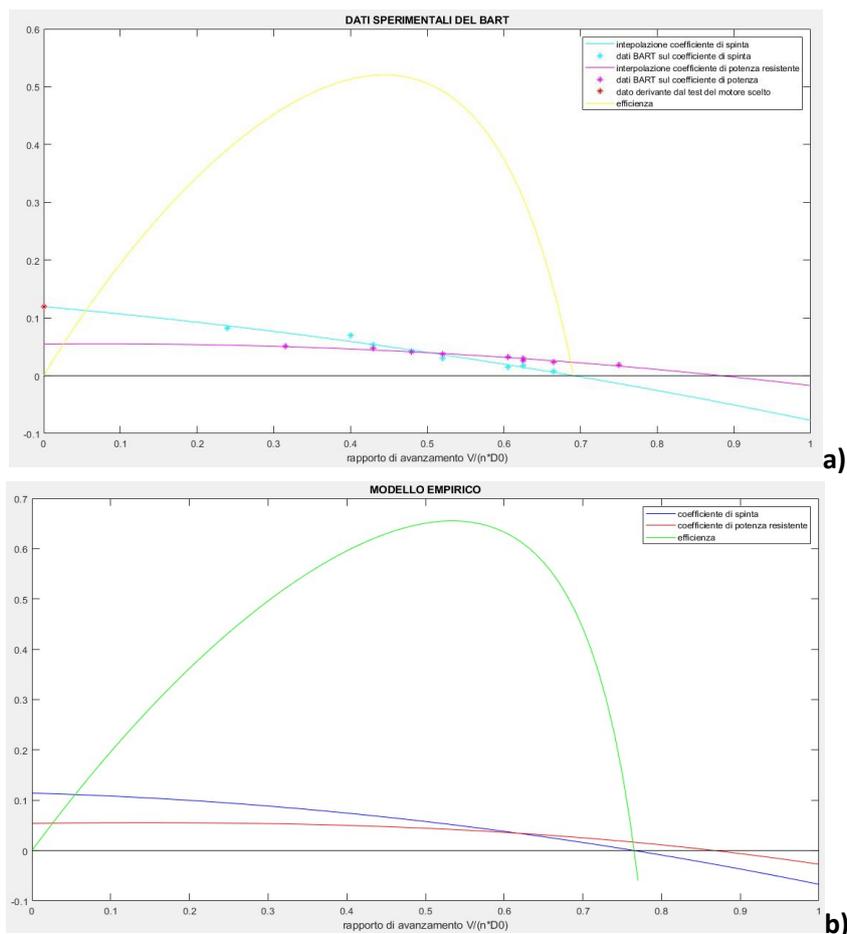


Fig.24 Coefficiente di spinta, di potenza ed efficienza al variare del rapporto di avanzamento (Matlab). **a)** Interpolazione dati ricavati dal BART e dal test del motore scelto {20}. **b)** Curve derivanti dal modello empirico {21}.

Confrontando la figura 24 con la 23, si nota la sovrastima dell'efficienza per l'effetto prima menzionato. Analizzando i due grafici in figura 24 si osserva che il modello empirico sottostima l'effetto dei vortici di estremità, di conseguenza sovrastima la spinta generata. Nonostante il modello analitico sia una buona approssimazione, è stato scelto di utilizzare come curve di riferimento, per le trattazioni a seguire, quelle inerenti alla procedura sperimentale in galleria del vento poiché essa rappresenta sempre la scelta più accurata.

I plot sovrastanti si riferiscono ad una pala di un elica di diametro pari a 6 pollici e con passo pari a 4 pollici il quale è proprio quella con cui è stato testato il motore scelto. Le curve nella figura 24-b rappresentano una parabola e una cubica rispettivamente per il coefficiente di spinta e di potenza. Il modello empirico a cui fanno riferimento e le formule per ottenerlo sono espone nel file allegato 3. I grafici in figura 24-a, invece, sono stati ricavati tramite interpolazione con il software Matlab. Per entrambi i coefficienti è stato scelto un polinomio di secondo grado interpolante perché l'errore è risultato accettabile e perché l'utilizzo di un polinomio di terzo grado generava dei punti di flesso nell'intervallo operativo della curva del coefficiente di potenza, risultato atipico per questa funzione. Poiché gli esperimenti fatti dal BART non comprendevano rapporti di avanzamento che tendono a 0, è stato usato il test statico [fig.25] fatto sul motore scelto per ricavare il punto rosso nella figura 24-a.

MOTORS: GR2306.5 - 1350KV



Fig.25 Scheda tecnica del motore scelto e test di quest'ultimo con l'elica scelta.{22}

Grazie al test statico nella figura sovrastante, ossia in assenza di velocità relativa trasversale dell'aria, è stato ricavato il coefficiente di spinta dell'elica per un rapporto di avanzamento pari a 0. In particolare, è stato usato il test al 50% della manetta poiché è nota circa l'efficienza del motore [fig.25]. È stata ipotizzata un'efficienza del motore pari a 0.87 ed è stato usato il coefficiente di potenza ricavato dalla curva in figura 24-a. La scelta di utilizzare questa condizione del motore rispetto a quella al 100% della manetta deriva dalla conoscenza del rendimento del motore e quindi della potenza resistente (formula 19). Poiché il test è stato fatto per 2 condizioni di manetta, quindi diversa corrente, significa che è stato utilizzato un controllore di velocità (ESC) il quale genera della perdite. In particolare, è stato considerato pari a 0.95 il rendimento dell'ESC per ricavare l'effettiva potenza meccanica in uscita dal motore.

$$19) P_r = P_{INM} \eta_{motore} \eta_{ESC}$$

$$20) C_C = \frac{C_P}{2\pi}$$

$$21) C_r = \rho n_e^2 D_p^5 C_c$$

Grazie alle ipotesi appena fatte e alla formula 19, è stato possibile calcolare il numero di giri a regime nella condizione del motore in questione e da essa ricavare il coefficiente di spinta con la formula 16. La conoscenza della velocità angolare dell'elica a regime a permesso di calcolare anche la coppia generata dal motore (formula 20,21). Con un processo inverso, ossia a partire dal coefficiente di tiro appena trovato, è stato ricavato il numero di giri a regimi anche per la condizione al 100% della manetta (formula 16) da cui poi sono state calcolate la coppia e l'efficienza. Questa procedura verrà spiegata in dettaglio nel capitolo 8, per ora è importante solo sottolineare che i dati ricavati hanno permesso di ricavare, tramite interpolazione, la curva di coppia ed efficienza del motore, in condizioni statiche, al variare della corrente in input [file allegato-4]. Grazie al primo risultato, in tutte le fasi è stato possibile verificare l'accoppiamento motore-elica. La seconda funzione, invece, non è stata utilizzata in nessuna fase poiché la reale efficienza di un motore elettrico dipende anche dal numero di giri. Per tener conto di ciò si dovrebbero avere a disposizione maggiori dati sperimentali inerenti al motore.

Prima di procedere, è giusto motivare il voltaggio in fase di test nella figura 25 il quale si riferisce ad una batteria 6S. Anche se la tensione ai capi di una cella LiPo è pari a 3.7V al momento della vendita, in realtà la tensione massima raggiungibile è pari a 4.2V, per questo il test è avvenuto ad una tensione maggiore della nominale. È comunque corretto dire che la tensione media in una cella LiPo è pari a 3.7V perché la tensione massima permane per un breve intervallo di tempo.

Per il calcolo dell'efficienza in figura 24 è stata usata la formula a seguire {20}:

$$22) \eta_e = \frac{C_T}{C_P} J$$

Prima di passare alla risoluzione dell'equazione della dinamica alla base della fase di decollo, deve essere motivata l'interpolazione fatta nel grafico 24-a. Essa permetterà nelle trattazioni quantitative a seguire di conoscere in ogni condizione operativa la spinta, la potenza necessaria e l'efficienza dell'elica.

5.2 RISOLUZIONE DISCRETA DELL'EQUAZIONE DELLA DINAMICA

L'equazione delle forze verticale che governa il moto di ascesa del drone è la seguente:

$$23) \frac{dV}{dt} = \frac{T}{m} - \frac{D}{m} - g$$

Nell'equazione sovrastante è stata trascurata la spinta di Archimede poiché la densità dell'aria è molto bassa.

Ora è conveniente esplicitare i termini da cui dipendono la resistenza aerodinamica (D), definita come $\frac{1}{2} \rho S_1 V_1^2 C_D$, e la spinta dell'elica (T):

$$24) \frac{dV}{dt} = \frac{\rho n_e^2 D_p^4 C_T}{m} - \frac{\frac{1}{2} \rho S_1 V_1^2 C_D}{m} - g$$

Considerando che $C_T(J)$ è una curva parabolica e che il rapporto di avanzamento dipende dalla velocità di avanzamento, significa che l'equazione sovrastante è un'equazione differenziale non risolvibile analiticamente. Per aggirare il problema, esso è stato discretizzato considerando costante il coefficiente di spinta per ogni intervallo di discretizzazione. Con questa procedura C_T non è più dipendente dalla velocità e l'equazione differenziale in ogni intervallo diventa risolvibile analiticamente. Le soluzioni sono un riadattamento di quelle relative alla caduta di un grave considerando la resistenza dell'aria {19} e sono le seguenti:

$$25) V(t_i) = V_0(t_{i-1}) \tanh\left([t_i - t_{i-1}] \frac{G(t_{i-1})}{V_0(t_{i-1})}\right) + V(t_{i-1})$$

$$26) s(t_i) = \frac{V_0(t_{i-1})^2}{G(t_{i-1})} \ln\left(\cosh\left[[t_i - t_{i-1}] \left\{\frac{G(t_{i-1})}{V_0(t_{i-1})}\right\}\right]\right) + V(t_{i-1}) [t_i - t_{i-1}] + s(t_{i-1})$$

Nelle equazioni suddette i due parametri, costanti in ogni intervallo, sono i seguenti:

$$27) G(t_{i-1}) = \frac{\rho n_e^2 D_p^4 C_T(t_{i-1})}{m} - g$$

$$28) V_0(t_{i-1}) = \sqrt{\frac{2mG(t_{i-1})}{C_D S_1 \rho}}$$

Una volta note le equazioni risolventi, è stato scelto l'intervallo temporale di discretizzazione pari a 0.01s usato per fare un ciclo iterativo in Matlab [file allegato-5]. Ad ogni passo sono state calcolate per prima cosa le costanti $G(t_{i-1})$ e $V_0(t_{i-1})$, poi esse sono state usate nelle formule 25, 26 per calcolare velocità e posizione rispettivamente in quel istante temporale. Prima di passare all'iterazione successiva, è stato calcolato il nuovo coefficiente di spinta dell'elica prendendo in input la velocità di avanzamento appena calcolata il quale poi verrà usato per calcolare le leggi orarie nell'istante temporale di discretizzazione a seguire.

Una volta nota la velocità è noto anche il coefficiente di potenza resistente, perciò nella procedura suddetta è stato aggiunto anche il calcolo, ad ogni iterazione, del coefficiente in questione. Grazie ad esso è stato possibile calcolare la potenza richiesta dal sistema propulsivo in ogni istante dell'ascesa.

5.3 ANALISI DELLE LEGGI ORARIE, DELLA VELOCITA' ANGOLARE E DELLA POTENZA RICHIESTA

La procedura discretizzata descritta nel precedente paragrafo è impossibile da risolvere se non si decide la modalità con cui svolgere il take-off. Esistono due modi: velocità angolare costante o potenza costante. In questa analisi progettuale è stata scelta la prima alternativa perché il calcolo quantitativo delle grandezze di interesse risulta più semplice. Ipotizzando di scegliere l'opzione a potenza costante, il drone si troverebbe in ogni istante della salita, ad eccezione dell'ultimo, in un eccesso di potenza e quindi la velocità angolare tenderebbe ad aumentare. Di conseguenza, l'incidenza effettiva ($\varphi + \alpha_i$) varierebbe per due effetti simultanei: il gradiente della velocità di avanzamento e della velocità tangenziale. Questa condizione rende l'equazione differenziale della dinamica ancora più difficile da risolvere vista la dipendenza dal tempo del numero di giri del motore elettrico. Per questa ragione la discretizzazione proposta precedentemente non sarebbe attuabile e si dovrebbe ricorrere ad un metodo numerico complesso.

La scelta della modalità di take-off non basta a risolvere in maniera quantitativa il problema, è necessario scegliere in maniera opportuna la velocità angolare iniziale. Per farlo, sono stati introdotti due parametri: k_{TAS} e ΔT_{ini} . Il primo è il fattore moltiplicativo della velocità di stallo del drone il quale determina la velocità di fine salita. Ovviamente ad inizio rotazione (fine salita) il velivolo dovrà essere in una condizione portante per essere in grado di effettuare la manovra. Detto ciò, k_{TAS} sarà sicuramente pari ad 1, ma questa velocità minimizza l'autorità di comando delle superfici di controllo ed è una condizione rischiosa poiché al limite dello stallo. Poiché, attraverso una prima iterazione anche per k_{TAS} pari a 1 le deflessioni risultanti nella fase di rotazione sono risultate accettabili, è stato scelto un parametro pari a 1.1 in modo da garantire allo stesso tempo una bassa spesa energetica e un margine di sicurezza rispetto allo stallo. Il secondo parametro è l'incremento di spinta rispetto a quella nominale, la quale verrà illustrata a seguire (formula 26), in modo da rispettare un'altezza di fine salita inferiore a 100m e un tempo di ascesa inferiore a 30s. I coefficienti appena descritti sono fondamentali per la risoluzione del problema, ma di per sé non determinano la velocità angolare iniziale. Per ottenere questo risultato, per prima cosa, è stata risolta l'equazione di equilibrio delle forze verticali alla fine della traiettoria ascendente:

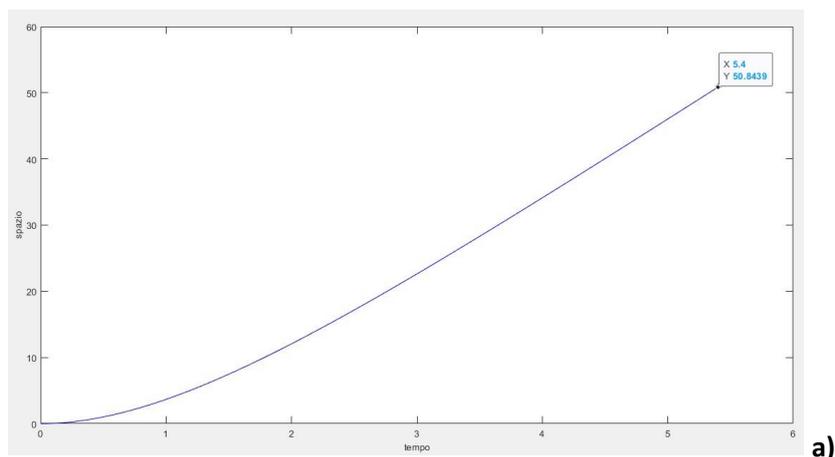
$$29) T_{fineSALITA} = mg + \frac{1}{2} \rho S_1 C_{D0} (V_{stallo} k_{TAS})^2$$

Nell'equazione 29, oltre alla condizione di equilibrio, è stata considerata una condizione non portante perché non è necessaria una forza laterale. In realtà, le superfici di controllo devono essere usate per equilibrare C_{m_0} ricavato nel precedente capitolo. Per farlo deve essere deflesso l'equilibratore di -0.075 gradi e il flap di 0.045 gradi le quali generano un coefficiente di portanza dell'ordine di 10^{-4} e per questo è valida l'ipotesi di una condizione non portante. Dall'equazione 29 si può ricavare un valore di velocità angolare iniziale imponendo l'uguaglianza con la formula 16 nella condizione di rapporto di avanzamento di fine salita. Quest'ultimo dipende anch'esso dalla velocità angolare dell'elica (formula 18), quindi $C_T(J)$ deve essere esplicitato per ricavare la soluzione cercata. L'equazione risultante è un polinomio di secondo grado ed è la seguente:

$$30) \rho n_e^2 D_p^4 \left[C_T \left(\frac{V_{stallo} k_{TAS}}{n_e D_0} \right) \right] - \frac{T_{fineSALITA}}{N_{pale} N_{motori}} = 0$$

Per chiarire la precedente affermazione, occorre ricordare che $C_T\left(\frac{V}{n_e D_0}\right)$ è una parabola [paragrafo 5.1]. Detto ciò, è facile vedere che la risoluzione finale coincide con il trovare gli zeri del polinomio di secondo grado risultante. È possibile trovare le due soluzioni per via analitica, ma per non incappare in errori di calcolo è stato preferito utilizzare il metodo delle tangenti di Newton [file allegato-6]. Esso serve a trovare uno degli zeri di una qualsiasi funzione definita nell'insieme dei numeri reali. Per farlo, prende in input la funzione e un valore di primo tentativo. È stato scelto quest'ultimo parametro prendendo come riferimento la velocità angolare di regime ricavata nel paragrafo 5.1 per la condizione a manetta massima. Come detto in precedenza, le soluzioni dell'equazione 29 sono 2, però essendo una di esse negativa non è necessaria un'ulteriore verifica sulla correttezza. La velocità angolare positiva che è soluzione dell'equazione 29, tale da garantire l'equilibrio delle forze verticali a fine salita, è stata usata in prima iterazione per risolvere l'equazione della dinamica di ascesa. Poiché la quota e il tempo impiegato per arrivare alla velocità voluta rispettavano i vincoli, non è stato necessario aggiungere una spinta extra e quindi ΔT_{ini} è stato posto pari a 0. A livello pratico significa che un ritardo della manovra di rotazione non compromette il suo corretto svolgimento perché le leggi di controllo durante il quarto di loop non cambiano poiché il drone, a fine salita, si troverà in equilibrio verticale e quindi la velocità di ascesa sarà costante. Ovviamente questa ipotesi è limitata perché al di sopra di una certa quota la densità dell'aria diminuisce e con essa la spinta dell'elica e la resistenza aerodinamica. $\Delta T_{ini} = 0$ è anche la condizione di minima spesa energetica poiché una riduzione della velocità angolare significherebbe il non raggiungimento della velocità nominale di fine salita. D'altra parte, però, quando il drone sarà fermo a terra, esso sarà soggetto ad un fattore di carico verticale pari ad 1.5, dato da tenere in considerazione a livello strutturale.

Una volta nota la velocità angolare è possibile applicare la procedura iterativa illustrata nel paragrafo precedente per risolvere l'equazione differenziale della dinamica in maniera discreta. I primi risultati ottenuti sono le leggi orarie di velocità e posizione [fig.26].



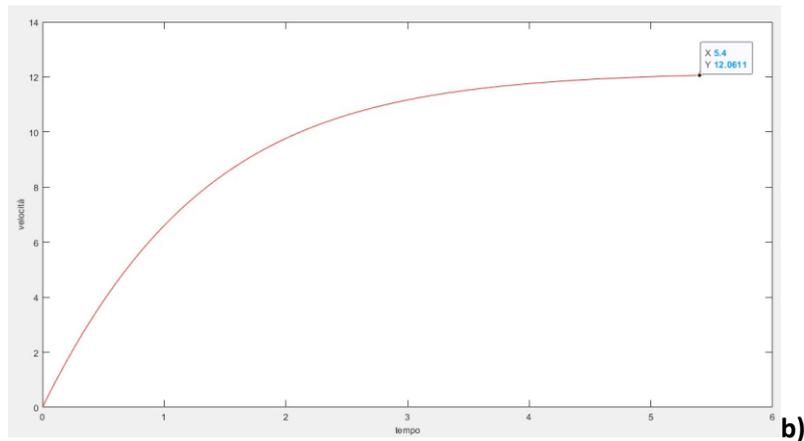


Fig.26 Andamento della posizione e della velocità al variare del tempo. Il punto con * indicato, ha ascissa pari al tempo in cui si raggiunge la condizione di equilibrio delle forze.(Matlab)

I grafici in figura 26 sono stati plottati fino al raggiungimento dell'equilibrio delle forze verticali, per meglio dire quando la differenza tra le forze verso il basso e la spinta è dell'ordine di 10^{-4} . Nel codice Matlab che ha permesso l'illustrazione dei grafici sovrastanti [file allegato-5] è stato aggiunto questo criterio di arresto anche perché la condizione in cui il moto non è più accelerato si ha per $G(t_{i-1})$ pari a 0. Dalla formula 27 si può notare che l'annullamento del coefficiente G si ha quando la trazione equilibra il solo peso, quindi non considera la resistenza aerodinamica. L'effetto di questo difetto nella soluzione dell'equazione differenziale porterebbe ad una sovrastima della velocità di regime.

Oltre a verificare il soddisfacimento dei requisiti di altezza massima e tempo, le leggi orarie sono fondamentali per sapere posizione e velocità in ogni istante senza avere a bordo un sistema di trasmissione dati. Quest'ultimo all'atto pratico sarà integrato nel drone poiché esso è stato pensato per missione di telerilevamento a lungo raggio, ma in caso di malfunzionamento posizione e velocità saranno comunque note in ogni istante di tempo. Un'altra utilità potrebbe essere quella di fornire delle linee guida per svolgere la rotazione manualmente. A bordo del drone ci saranno dei controllori automatici che saranno programmati per iniziare la manovra in questione nel momento in cui il tubo di Pitot rileverà la velocità di fine salita scelta in precedenza. Se per esempio questo strumento di misura avesse un malfunzionamento, il guasto non comprometterebbe la manovra di rotazione perché noto il tempo oltre il quale si può svolgere manualmente. Quest'ultimo scenario sarebbe possibile se effettivamente l'operatore si accorge del guasto e l'unico modo è quello di confrontare le misure ricevute con le leggi orarie nominali. Un altro esempio potrebbe essere quello di una missione non ordinaria dove si vuole una quota di crociera maggiore di quella nominale. Questo scenario è possibile solo se si conosce il tempo in cui si raggiunge la posizione verticale target.

Un altro risultato molto importante dall'analisi dinamica della salita è l'andamento della potenza necessaria al variare del tempo [fig.27].

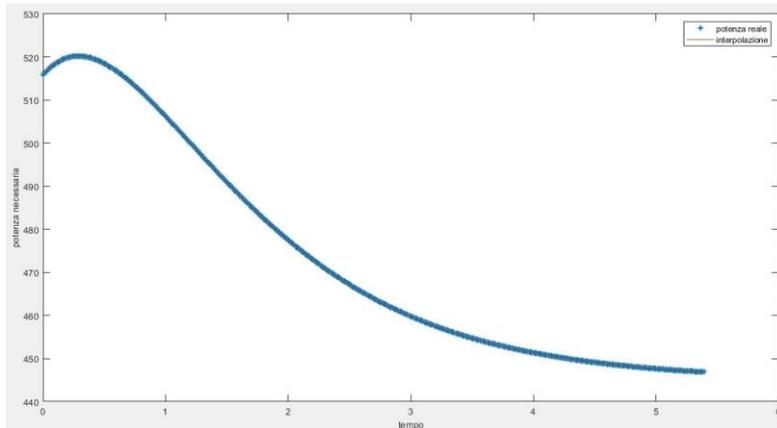


Fig.27 Andamento reale della potenza necessaria, per una singola elica, al variare del tempo e la sua interpolazione.(Matlab)

Per ricavare il grafico sovrastante è stata sfruttata la conoscenza della velocità in ogni istante di discretizzazione per ricavare il coefficiente di potenza resistente e da esso, sfruttando la formula 17, è stata ricavata la potenza da vincere per continuare a far ruotare una singola elica tripala [file allegato-5]. Per ottenere la potenza necessaria, ossia l'energia per unità di tempo in uscita dall'accumulatore, è stato calcolato ad ogni iterazione il rendimento totale in questa fase. Per prima cosa, deve essere specificato che esso tiene conto delle perdite energetiche nel motore, nei cavi e nell'ESC. L'efficienza dell'elica non è tenuta in considerazione poiché il drone in questa fase aumenta continuamente la sua energia. In generale, l'efficienza di un sistema o di una parte di esso si definisce in regime stazionario, solo tramite test sperimentali si può considerare la sua variazione durante un transitorio. L'efficienza delle linee di trasmissione, cioè i cavi, anche se la corrente varierà per effetto del gradiente di potenza, si può ipotizzare circa unitaria e costante perché la loro opposizione al flusso di elettroni è proporzionale alla lunghezza dello stesso conduttore e nel progetto in questione le dimensioni sono ridotte. L'ESC, che ha il compito di mantenere i giri del motore costanti, sarà anch'esso attraversato da un amperaggio variabile, ma essendo la variazione massima pari a 5 ampere è valida l'ipotesi di un rendimento costante. Il rendimento del motore elettrico, dipendente dalla velocità angolare e dalla coppia, è circa costante, in prima approssimazione, perché la prima grandezza non varia per scelta e la seconda cambia in maniera trascurabile. In particolare, esso è stato considerato pari a quello rilevato dal costruttore in condizioni di massima manetta [fig.25] poiché la spinta iniziale è molto simile. Tuttavia, in fase di test il costruttore ha scelto un voltaggio pari a 24 Volts, quindi per tener conto che la batteria sarà scaricata alla tensione di 22.2 Volts, è stato moltiplicato quel rendimento per il rapporto $\frac{24}{22.2}$. Senza questo fattore moltiplicativo si sovrastimerebbe la potenza in ingresso. In conclusione, sotto consiglio dell'azienda ospitante, è stato considerato un rendimento di ESC e cavi pari a 0.95 con cui poi è stato calcolata la potenza necessaria in ogni istante usando le seguenti formule:

$$31) \eta_{tot} = \eta_e \eta_{cavi} \eta_{ESC} \eta_{motore}$$

$$32) \eta_{salita} = \eta_{cavi} \eta_{ESC} \eta_{motoreSa} (100\%) \frac{24}{22.2}$$

$$33) P_{n_{salita}} = \frac{P_r}{\eta_{salita}}$$

Confrontando il grafico in figura 27 con i dati relativi al motore scelto [fig.25] si può verificare la correttezza della procedura dal valore di potenza necessaria ad inizio salita il quale è inferiore a quello ricavato dal test

del motore in condizione di massima manetta. Non poteva essere altrimenti, poiché la spinta in fase di test era maggiore rispetto a quella generata ad inizio take-off. L'andamento della curva è dovuto al grafico del coefficiente di potenza in figura 24-a il quale presenta un massimo per un rapporto di avanzamento diverso da zero. Quest'effetto può essere dovuto all'incremento della velocità relativa che di conseguenza aumenta la resistenza aerodinamica. Poiché la pala dell'elica, per effetto del calettamento, presenta ampi angoli nella maggior parte delle sezioni, significa che il coefficiente di resistenza di forma rimane circa costante alle basse velocità di avanzamento. Anche se dal grafico del coefficiente di spinta [fig.24-a] si nota che esso riduce all'aumentare della velocità, quindi anche la resistenza aerodinamica indotta, si può concludere che per bassi rapporti di avanzamento la riduzione di quest'ultima pesa meno dell'aumento della velocità relativa il cui legame quadratico con la resistenza aerodinamica aumenta complessivamente la potenza necessaria.

L'interpolazione nel grafico in figura 27 è stata fatta con un polinomio di sesto grado perché l'errore massimo, pari ad 1W, è stato ritenuto accettabile. È stato necessario ricavare una funzione del tempo rappresentante la curva in figura 27 perché essa sarà indispensabile per il calcolo dell'energia spesa nel take-off. Questo risultato è stato ottenuto integrando la curva e poi esso sarà sottratto in fase di crociera all'energia totale presente nell'accumulatore per calcolare l'autonomia chilometrica e oraria più accuratamente. Per arrivare al plot in questione, è stato fatto un processo iterativo per minimizzare la potenza richiesta. Le variabili che rendono meno dispendiosa la salita sono la lunghezza delle pale, il numero di giri e la spinta iniziale. Delle 3 variabili, la terza, come detto prima, serve a rispettare i requisiti di quota e tempo di fine salita con la minima spinta, quindi non poteva essere cambiata. Le due rimanenti si auto influenzano, perciò è stata modificata quella che conta numericamente di più. Osservando la formula 17 si nota che le dimensioni della pala sono elevate alla quinta potenza, invece il numero di giri alla terza. Intuitivamente sembrerebbe che conviene diminuire la lunghezza, ma in realtà le dimensioni sono inferiori ad 1m e quindi la derivata in quell'intervallo è piccola. A differenza di ciò, il numero di giri è molto più grande di 1 e quindi una sua variazione, anche se elevato ad un esponente inferiore, conta maggiormente. Perciò, è stata aumentata la dimensione radiale della pala da cui ne discende una riduzione della velocità angolare dell'elica e della potenza massima. Continuando su questa strada, si potrebbe pensare di aumentare ulteriormente la larghezza della pala, ma la posizione scelta (capitolo 3) permette al massimo di arrivare a 6inch perché il piano di coda si trova a 0.1m dal mozzo e il flusso indotto dalle eliche potrebbe alterarne le prestazioni.

La necessità di conoscere l'andamento nel tempo della potenza necessaria, è dettata dal ricavare soprattutto la potenza di picco. Questo valore sarà uno dei fattori che motiverà nelle fasi successive la scelta dell'accumulatore, ossia la batteria, e del motore elettrico. È sensato dire a priori che questa fase sarà la più dispendiosa perché è l'unica in cui la spinta delle eliche deve contrastare anche la forza di gravità nella sua interezza. Inoltre, grazie all'interpolazione in figura 27 è possibile stabilire la legge di controllo dell'ESC nella fase in questione il quale dovrà variare l'ampereaggio in uscita dalla batteria, essendo la tensione costante, per rispettare l'andamento della potenza. Poiché la velocità angolare del motore è costante, la variazione di potenza dipende dalla variazione di coppia, quindi sarà anche importante capire l'andamento di quest'ultima nel tempo. Essa si può ricavare dal grafico sovrastante per mezzo delle formule 20 e 21. Per prima cosa è interessante notare che il coefficiente di coppia e il coefficiente di potenza resistente dell'elica differiscono per una costante (formula 20). Da ciò possiamo concludere che in una fase sperimentale non ha senso ricavarli entrambi [fig.23,fig.24] e per lo stesso motivo non ha senso raffigurarli nello stesso grafico. Inoltre, facendo il rapporto tra la formula 17 e la formula 21 in cui è stata sostituita la formula 20, si può ottenere la costante che lega la coppia necessaria per far ruotare le eliche alla potenza

resistente. Un'altra strada possibile è quella di utilizzare la definizione di potenza per un sistema rotante. A seguire verrà illustrato il risultato delle due alternative il quale coincide:

$$34) C_r = \frac{P_r}{\omega_e}$$

Applicando la relazione 34 ai risultati di potenza resistente ottenuti dal ciclo iterativo iniziale, si può ottenere il grafico di coppia resistente [fig.28]. Deve essere ribadito, per chiarezza, che la potenza menzionata non è quella rappresentata in figura 27.

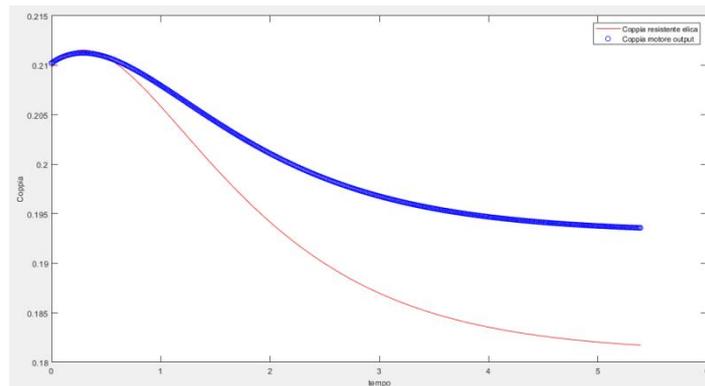


Fig.28 Andamento della coppia resistente generata da l'elica tripala scelta e della coppia generata dal motore al variare del tempo. (Matlab)

Il grafico sovrastante mostra che la coppia fornita dal motore è in ogni istante maggiore/uguale di quella generata dall'elica [fig.28]. Il significato di questo risultato è che l'elica possederà un'accelerazione angolare nella maggior parte della salita il quale non gli permetterà di far rimanere costante la velocità angolare. Quest'effetto è indesiderato poiché la velocità angolare è stata scelta costante ed inoltre rende l'analisi della cinematica precedente incorretta. Tuttavia, il grafico in figura 27 è frutto dell'ipotesi di efficienza costante del motore, quindi è necessario ricavare sperimentalmente o attraverso un modello matematico accurato l'effettiva efficienza per scartare definitivamente questa configurazione propulsiva. Inoltre, la coppia generata dal motore è stata considerata dipendente dalla sola corrente, modello buono solo in prima approssimazione. Si potrebbe pensare di utilizzare il rapporto tra la potenza meccanica in uscita e la potenza elettrica in ingresso per calcolare il rendimento del motore in ogni istante, ma il modello approssimato della coppia del motore ha l'effetto di rendere il rendimento maggiore di 1 in certe condizioni, risultato privo di senso fisico. La definizione di rendimento per un motore elettrico è applicabile solo sperimentalmente perché si hanno a disposizione le rilevazioni della potenza in uscita e in ingresso. Per via analitica esso sarà soggetto sempre ad errori dovuti ai modelli matematici inerenti al motore usati a monte del calcolo. Il test fatto sul motore scelto dal costruttore [fig.25] attesta il solo accoppiamento in condizioni statiche, per questo il sistema propulsivo risulta bilanciato solo in condizioni di bassa velocità di avanzamento. All'aumentare di essa variano i coefficienti relativi all'elica e con essi il rendimento del motore.

6 ROTAZIONE

Successivamente al take-off, è necessario che il drone svolga una rotazione per portarsi in condizione di crociera il quale è l'effettiva fase operativa per cui è stato pensato. La scelta di un decollo ad assetto verticale ha determinato questa esigenza. In caso di ascesa con fusoliera parallela al terreno, sarebbe stato necessario o poter direzionare la spinta delle eliche e quindi esse sarebbero state ruotate e non il velivolo oppure avere a disposizione un sistema di propulsione adibito alla salita e uno alla crociera. Sebbene la manovra in questione sia complessa, questa soluzione rappresenta quella con il peso inferiore poiché non ha bisogno di un cinematismo per la movimentazione delle eliche e non trasporta peso inutile in crociera. Parlando in termini di affidabilità, robustezza e complessità rappresenta il compromesso tra le due soluzioni alternative. Inoltre, favorisce dei vantaggi, come detto nel capitolo 4, nella fase di ascesa con una riduzione della resistenza aerodinamica e rendendola possibile in luoghi ristretti.

Idealmente, in questa progettazione preliminare, è stata considerata una manovra di loop perfetto cioè che rispetta i seguenti requisiti: angolo di banco nullo, velocità costante e raggio della traiettoria costante. In generale, comunque, durante un qualsiasi loop il drone avrà una velocità angolare rispetto all'asse di beccheggio diversa da 0. Per il principio zero dell'aerodinamica, le forze che si generano dall'interazione tra un fluido e un oggetto sono le medesime sia se fosse l'aria o l'oggetto a muoversi. Da ciò discende che la rotazione del drone provoca un flusso verticale sulle superfici aerodinamiche, variando così l'angolo d'attacco. L'effetto appena menzionato genera due forze e due momenti aerodinamici i quali sono due delle tre differenze rispetto alla condizione di crociera. Perciò, per un'analisi quantitativa del problema è necessario modellare matematicamente queste azioni fluidodinamiche. Le formule sono le seguenti {16}:

$$35) \Delta C L_{BECC} \cong -C l_{\alpha_1 b} \left(\frac{\omega_{BECC} d_1}{V_1} \right) - \frac{S_2}{S_1} C l_{\alpha_2} \left(\frac{\omega_{BECC} d_2}{V_1} \right) = -0.027$$

$$36) \Delta C m_{BECC} \cong C l_{\alpha_1 b} \left(\frac{\omega_{BECC} d_1}{V_1} \right) \frac{d_1}{MAC} + \frac{S_2}{S_1} C l_{\alpha_2} \left(\frac{\omega_{BECC} d_2}{V_1} \right) \frac{d_2}{MAC} = 0.04315$$

Nelle formule sovrastanti, la non perfetta uguaglianza è dettata dall'approssimazione di piccoli angoli indotti dalla velocità angolare di beccheggio ossia che la tangente di un angolo piccolo coincide con l'angolo stesso. Da ciò deriva anche l'invarianza del modulo della velocità poiché dipende da $\left(\frac{\omega_{BECC} d_1}{V_1} \right)^2$. Inoltre, si può notare che i due contributi sono costanti per tutta la manovra se consideriamo costante la velocità angolare del velivolo rispetto all'asse trasversale. L'ultima differenza rispetto alla fase di crociera è la dipendenza delle forze verticali dalla posizione nel loop del drone. In altre parole, il coefficiente totale di portanza sarà funzione del tempo e di conseguenza anche i parametri che influenzano le forze aerodinamiche. Per chiarire questo concetto, verranno illustrate a seguire le forze agenti sul baricentro del velivolo durante la fase in questione [fig.29].

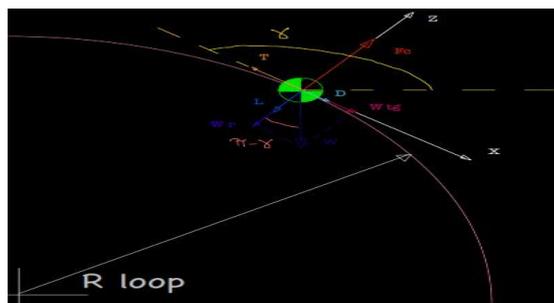


Fig.29 Forze agenti sul baricentro durante il loop e raffigurazione dell'angolo γ . Schema di forze valido in un punto in cui la portanza è negativa.

Si può notare dall'immagine sovrastante che l'equilibrio delle forze verticali rispetto al sistema di riferimento centrato nel baricentro del drone dipende dall'angolo compreso tra la velocità del velivolo e il piano orizzontale locale (γ). L'equazione di equilibrio dinamico rispetto all'asse Z è la seguente:

$$37) L = -W \cos \gamma - F_c$$

Rendendo adimensionale la formula 36 dividendola per $\frac{1}{2} \rho S_1 V_1^2$, si ottiene:

$$38) CL = \frac{-W \cos \gamma - F_c}{\frac{1}{2} \rho S_1 V_1^2}$$

Dalla formula sovrastante risulta chiaro che le azioni aerodinamiche dovranno variare durante la traiettoria, di conseguenza anche il contributo delle due superfici portanti in modo da poter garantire in ogni istante anche l'equilibrio alle rotazioni rispetto all'asse di beccheggio. Inoltre, si può notare che CL assume valori negativi dalla formula 38 e dalla figura 29 rispetto al sistema di riferimento del drone. Quest'accelerazione centripeta è necessaria per innescare una manovra di loop, però successivamente la forza peso svolge questo compito cambiando così il segno di CL . In particolare per la manovra scelta, ossia con un raggio di curvatura di 18m, il cambio di verso della forza portante avverrà dopo che $\gamma \cong 145.5^\circ$.

6.1 CONFRONTO ED ANALISI DI DUE MODALITA' PER SVOLGERE LA MANOVRA

La manovra di rotazione si può svolgere sostanzialmente in due modi: con il solo equilibratore o con quest'ultimo ed un flap nell'ala anteriore. Prima di parlare delle differenze, è opportuno parlare delle caratteristiche in comune tra le due modalità. In entrambi i casi il velivolo deve generare una forza radiale centripeta per poter avere una traiettoria circolare rispetto al sistema di riferimento del laboratorio. Per la manovra in questione, fino ad un angolo γ di 145.5 gradi circa, la portanza dovrà essere negativa e successivamente cambiare di segno perché la componente radiale della forza peso supera la forza centrifuga (formula 38). Inoltre, un altro fattore in comune è la necessità di far possedere al drone una certa velocità angolare di beccheggio per svolgere il loop perfetto in condizione di equilibrio in ogni istante, sia rispetto alle forze verticali che ai momenti. Intuitivamente, poiché il drone parte in posizione verticale ed a fine rotazione deve essere parallelo al terreno, significa che deve compiere una rotazione di circa 90deg. La velocità angolare di beccheggio sarà ricavata a seguire perché è differente per le due modalità.

Come visto nel sistema 1.2 del capitolo 4, in fase di crociera ad ogni condizione di volo, ossia velocità e densità dell'aria, corrisponde un angolo d'attacco e una deflessione dell'equilibratore che permettono di equilibrare il velivolo. Collegando a ciò la prima modalità, si può notare che nel sistema in questione varia solo il vettore dei termini noti, in particolare nel modo seguente:

$$\begin{pmatrix} \frac{-W \cos \gamma - F_c}{\frac{1}{2} \rho S_1 V_1^2} - \Delta CL_{BECC} \\ -Cm_0 - \Delta Cm_{BECC} \end{pmatrix}$$

Come detto in precedenza, il primo termine noto dipende da γ quindi la soluzione per l'equilibrio varierà in ogni istante. Per ricavarla, nel file allegato-7.1, è stato creato un ciclo iterativo in cui ad ogni step è stato variato l'angolo γ che è definito nell'intervallo 90-180 gradi [fig.30].

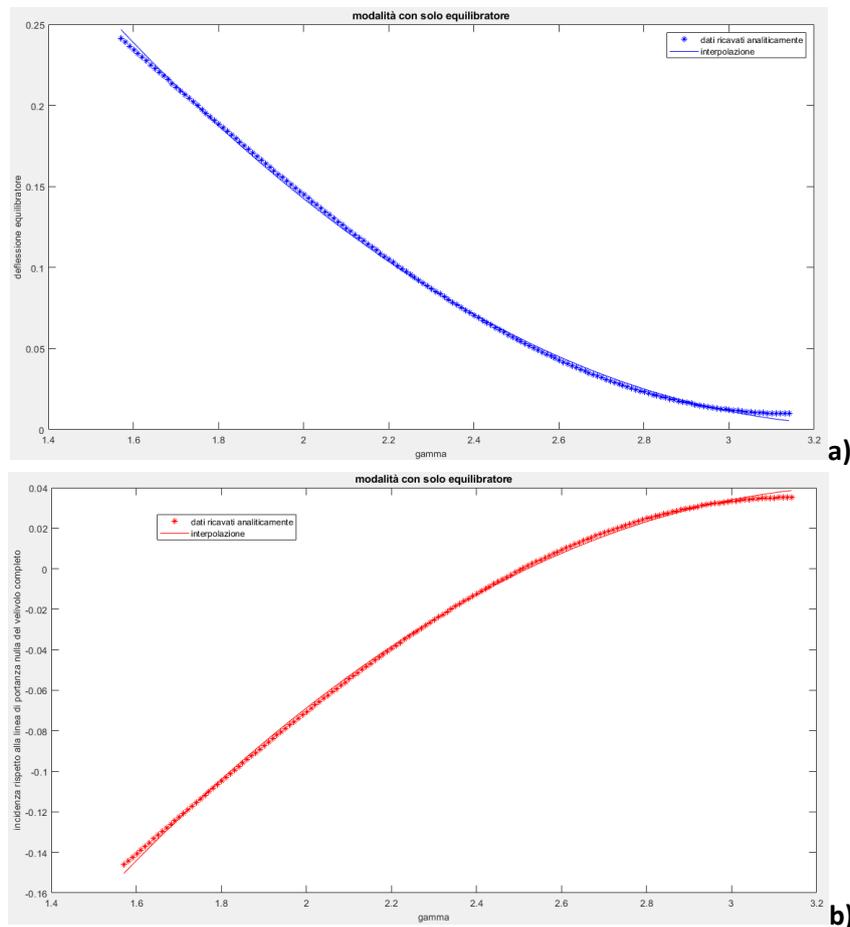


Fig.30 Andamento della deflessione dell'equilibratore (a) e dell'angolo d'attacco del velivolo completo (b), tali da garantire l'equilibrio, al variare dell'angolo γ . Dati ricavati analiticamente (*) e la loro interpolazione(-).(Matlab)

Nei grafici in figura 30 sono mostrati i risultati ricavati dalla risoluzione del sistema 1.2 con il termine noto 1.3 (*) e la loro curva interpolante (-). È stata fatta un'interpolazione parabolica perché l'errore è risultato quasi nullo rispetto i dati ricavati. Il legame con γ è conveniente per capire l'assetto e la deflessione dell'equilibratore durante la traiettoria circolare, ma per analizzare la cinematica del drone è necessario esplicitare il legame con il tempo. Per farlo si può sfruttare l'equazione seguente:

$$39) \gamma = \omega_{BECC} t + \frac{\pi}{2}$$

$$40) \omega_{BECC} = \frac{V_{fineTO}}{R_{loop}}$$

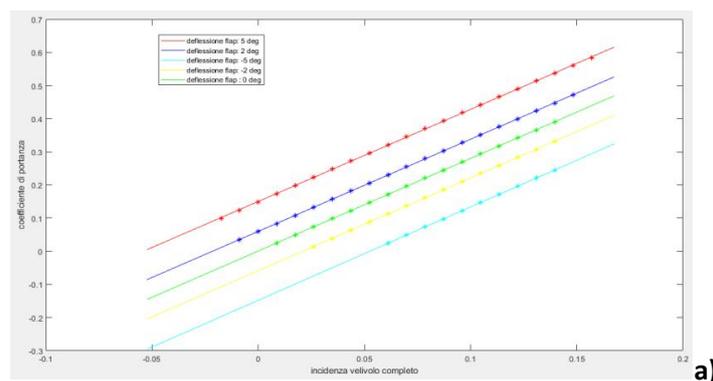
Con le due equazioni sovrastanti è possibile ricavare l'andamento parabolico di α e δ_e nel tempo. Grazie ad esso, si può notare che esiste ed è costante $\ddot{\alpha}$, questo significa che il velivolo deve possedere un'accelerazione angolare durante tutta la manovra. Da questo risultato è stata tratta un'importante conclusione ossia che l'ipotesi di ω_{BECC} costante non è valida per questa modalità di rotazione e quindi

anche l'equazione 35 e 36 sono in realtà dipendenti dal tempo. Da ciò è stato concluso che i risultati nella figura 31 non sono corretti e quindi non possono essere tenuti in considerazione.

Tralasciando ora l'analisi quantitativa e concentrandosi su un'analisi qualitativa, come detto prima, una dipendenza da γ di CL provoca una continua variazione delle due variabili di controllo per equilibrare il drone ossia α e δ_e . Da ciò si può dedurre che il velivolo deve avere una velocità angolare di beccheggio necessariamente diversa da quella del baricentro rispetto a Terra. Se non fosse così, l'angolo d'attacco rimarrebbe sempre costante e il velivolo non sarebbe mai in equilibrio. Quindi la funzione che descrive l'andamento di α nel tempo dovrà essere almeno un polinomio di primo grado perché deve ammettere una derivata prima diversa da zero. La conseguenza di questa deduzione è, secondo Casarosa [16], l'aggiunta di un termine di forza verticale e momento di beccheggio dovuto al rilascio di vorticità da parte dell'ala principale. Questo termine tiene conto della variazione d'incidenza del piano di coda per effetto della vorticità che impatta su di esso. È da sottolineare che il contributo in questione è puramente dinamico perché è soggetto ad un ritardo dovuto al tempo impiegato dalla vorticità per raggiungere lo stabilizzatore orizzontale. In conclusione, questa strada è complicata perché l'equilibrio del drone dipende dalla velocità angolare di quest'ultimo attorno al baricentro il quale non è nota. Una possibile procedura potrebbe essere quella di risolvere il sistema algebrico in questione variando ω_{BECC} finché l'andamento di α nel tempo non è circa lineare. Poiché non è garantita la convergenza, una mancata soluzione significherebbe la necessità di avere $\ddot{\alpha}$ diverso da zero e quindi non risolvibile con i metodi convenzionali.

La seconda modalità prevede l'impiego di un flap nell'ala principale il quale significa che le variabili di controllo saranno 3: α , δ_e e δ_{FLAP} . Poiché le equazioni di equilibrio sono solamente due, le incognite del sistema algebrico risolvente dovranno essere eguali in numero. Per questo motivo e per le complicazioni analitiche suddette, è stato scelto di far rimanere costante l'incidenza del velivolo completo ed in particolare è stato optato per un angolo d'attacco nullo. Qualsiasi valore sarebbe stato scelto, la conseguenza finale non sarebbe cambiata ossia quella di far coincidere la velocità angolare di beccheggio con quella del baricentro rispetto Terra. Tuttavia, questo particolare angolo permette di far rimanere l'asse longitudinale del drone sempre parallelo alla traiettoria ed anche coincidente con la velocità. L'effetto di un incidenza nulla, è quello di avere l'intera spinta parallela alla velocità, ma lo svantaggio è quello di dover cabrare il velivolo a fine rotazione per poterlo equilibrare.

Prima di ricavare le deflessioni delle superfici di controllo necessarie per l'equilibrio, è indispensabile ricavare i coefficienti che determinano il contributo di portanza e momento di beccheggio del flap anteriore. Per farlo è stata ripetuta la stessa procedura fatta per l'equilibratore [file allegato-2.3] ossia è stato simulato il drone completo con XFLR5 considerando l'estensione del flap anteriore. Anche in questo caso sono state considerate 4 deflessioni del flap: -5, -2, 2, 5 [fig.32]. È stato considerato un flap lungo il 30% della corda dell'ala principale poiché è una dimensione standard per i velivoli convenzionali.



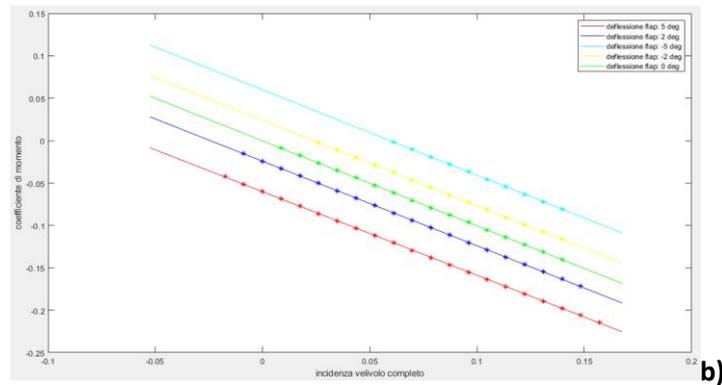


Fig.31 Interpolazione dei dati ricavati con XFLR5. Andamento del coefficiente di portanza (a) e del coefficiente di momento (b) al variare dell'angolo d'attacco per tutte le deflessioni del flap simulate.(Matlab)

Dal grafico in figura 32-a si può notare che l'estensione del flap trasla la curva del coefficiente di portanza per effetto della variazione di curvatura del profilo e del mutamento di Cl_0 dovuto alla variazione di uno dei coefficienti di downwash, ε_0 , e dal cambiamento nella direzione di portanza nulla. Lo stesso effetto qualitativo avviene nel grafico in figura 31-b, ma quantitativamente diverso. Tralasciando momentaneamente il verso di traslazione, la deflessione del flap, oltre a variare Cm_0 per gli stessi motivi di Cl_0 , muta il coefficiente di momento intrinseco dell'ala principale per effetto della curvatura. Ovviamente, l'ultimo effetto è quello di aumentare la portanza a parità di angolo d'attacco e quindi generare un momento di beccheggio supplementare. Comunque, in entrambi i grafici, la presenza del flap non altera qualitativamente la pendenza e ciò significa che esso non varia circa Cl_{α_1} e $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$. Nonostante ciò, il software XFLR5 tiene conto di questa variazione di pendenza trascurabile e di conseguenza influenza Cm_0 ulteriormente. Sfruttando i grafici in figura 31, con le formule a seguire, sono stati calcolati i coefficienti d'interesse inerenti al flap anteriore:

$$41) Cl_{\delta_{FLAP}} = \Delta Cl_{0TOT} \frac{1}{\Delta \delta_{FLAP}} = 1.71$$

$$42) Cl_{\delta_{FLAP_FIT}} = \Delta Cm_{0TOT} \frac{MAC}{d_1} \frac{1}{\Delta \delta_{FLAP}} = -4.47$$

Analizzando il valore numerico la prima cosa che si nota è la differenza nel segno. Questo fattore è intuitivo perché è noto che il centro aerodinamico della configurazione ala principale-fusoliera è posto davanti al baricentro [fig.20]. La differenza considerevole nel modulo è dovuta prevalentemente alla variazione del momento aerodinamico intrinseco dell'ala principale. Questo risultato indica che la variazione di calettamento, dei coefficienti di downwash e di Cl_{α_1} pesano meno poiché essi sono di segno opposto rispetto al cambiamento del momento aerodinamico intrinseco dell'ala principale. È stato dimostrato ciò calcolando la differenza nei coefficienti relativi al flap simulando l'effetto della sua estensione con e senza piano di coda. Il risultato è una differenza di 0.08 nel coefficiente relativo alla portanza e di -1 in quello relativo ai momenti di beccheggio. Il primo risultato dimostra che il contributo di portanza del piano di coda a seguito di una deflessione del flap è trascurabile rispetto all'aumento di curvatura dell'ala principale e spiega anche il segno di $Cl_{\delta_{FLAP}}$. Il secondo risultato dimostra che la causa prevalente sui differenti moduli dei coefficienti è dovuta alla variazione del momento intrinseco dell'ala principale e che la distanza tra il baricentro e il centro aerodinamico del piano di coda rende il contributo sui momenti di quest'ultimo non

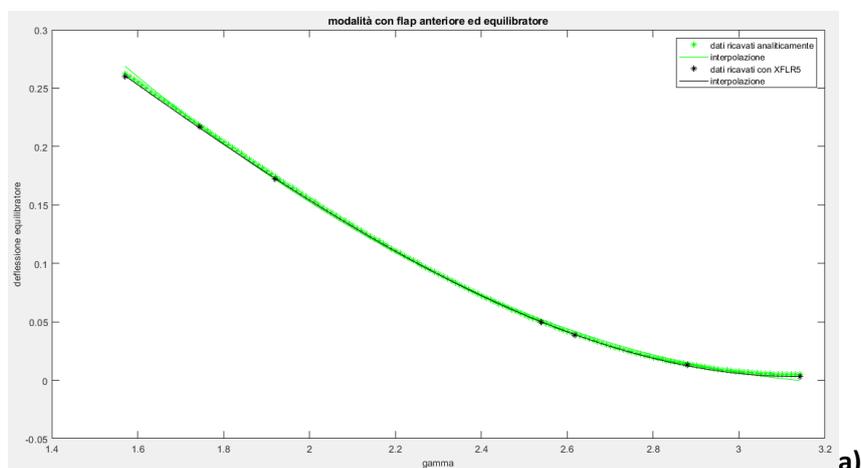
trascurabile. In ultima analisi, vale la pena confrontare i coefficienti relativi al flap con quelli relativi all'equilibratore. Nel secondo caso il valore assoluto è circa lo stesso [fig.19] perché l'equilibratore provoca una variazione trascurabile sul momento aerodinamico intrinseco del piano di coda, al contrario il flap incide molto sul momento intrinseco dell'ala principale perché la massima curvatura si trova al 70% della corda. Per chiarire i 4 coefficienti relativi alle due superfici di controllo, è opportuno sottolineare che l'angolo d'attacco verrà sempre considerato a partire dalla linea di portanza nulla del drone completo in condizioni di deflessioni nulle. Perciò, nel dire che i coefficienti relativi alla portanza di flap ed equilibratore tengono conto anche della variazione di Cl_0 , significa che le variazioni nella linea di portanza nulla, in condizioni di superfici di controllo deflesse, sono considerate nel loro calcolo.

Seguendo le scelte dichiarate in precedenza e considerando il termine noto 1.3, il sistema risolvibile diventa il seguente:

$$\begin{pmatrix} Cl_{\delta_{FLAP}} & \frac{S_2 V_2^2}{S_1 V_1^2} Cl_{\delta_e} \\ Cl_{\delta_{FLAP}} \frac{d_1}{MAC} & \frac{S_2 V_2^2}{S_1 V_1^2} Cl_{\delta_{eFIT}} \frac{d_2}{MAC} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta_{FLAP} \\ \delta_e \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{-W \cos \gamma - F_c}{\frac{1}{2} \rho S_1 V_1^2} - \Delta CL_{BECC} \\ -Cm_0 - \Delta Cm_{BECC} \end{pmatrix}$$

1.4

A differenza della prima modalità di loop, le soluzioni del sistema sovrastante, che rappresenta la seconda modalità, sono corrette perché la velocità angolare di beccheggio del drone è nota ed è pari a quella del baricentro rispetto Terra. Tuttavia, dopo verifica con il software XFLR5, è stato riscontrato un discostamento nelle soluzioni [fig.32, file allegato-7.1]. In particolare, la discrepanza diventa più marcata alle alte deflessioni del flap perché i 4 coefficienti relativi alle due superfici di controllo non tengono in considerazione la variazione del secondo coefficiente di downwash $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ e sottostimano la variazione di ε_0 . Da ciò discende anche la diversa curva interpolante: parabola per i dati ricavati analiticamente e cubica per quelli ricavati con XFLR5. In primo tentativo è stato usato un polinomio di secondo grado anche per i risultati di XFLR5, ma l'errore si è rivelato non trascurabile.



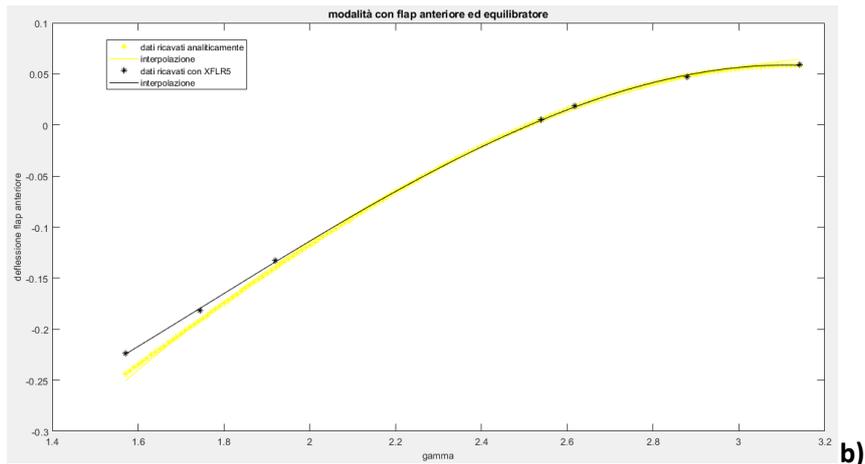


Fig.32 Andamento della deflessione dell'equilibratore (a) e del flap (b), tale da garantire l'equilibrio, al variare dell'angolo γ . Confronto tra il metodo analitico ($^{\circ}$) e i dati ricavati con XFLR5 ($^{\circ}$). Dati ricavati (*) e interpolazione (-).(Matlab)

Nonostante la figura 31 dimostrasse che la variazione di $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ fosse trascurabile, una deflessione, in modulo, maggiore di 8 gradi provoca una variazione del coefficiente di downwash in questione rilevante che a sua volta cambia il coefficiente di momento Cm_0 (formula 12). Inoltre, poiché i coefficienti relativi al flap sono stati ricavati considerando una massima deflessione in modulo di 5 gradi, sottostimano la variazione di Cl_0 (formula 7) e Cm_0 (formula 12) dovuta a ε_0 . L'influenza sui coefficienti di downwash permette di deflettere meno il flap per equilibrare il drone [fig.32-b], invece altera in maniera trascurabile la deflessione dell'equilibratore [fig.32-a]. La causa di ciò è l'alterazione della giacitura della scia dell'ala principale il quale genera complessivamente un contributo extra deportante nel piano di coda che a sua volta produce un momento cabrante. Da ciò è stato dedotto che $\Delta \varepsilon_0$ pesa maggiormente di $\Delta \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ perché viceversa sarebbe stato generato un contributo extra portante nel piano di coda. Questo ragionamento deriva dalla formula 5 che si riferisce al legame tra gli angoli d'attacco delle due superfici alari rispetto alle rispettive direzioni a portanza nulla. Per questo α_1 , nel caso di deflessione negativa del flap, è negativo e quindi $\Delta \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} > 0$ aumenta l'angolo d'attacco del piano di coda (α_2), invece $\Delta \varepsilon_0 < 0$ lo riduce. La prova di $\Delta \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ deriva dallo spostamento del punto neutro calcolato da XFLR5 (formula 8). In particolare esso è pari a $\pm 3\text{mm}$, quindi il margine di stabilità è circa invariato durante la manovra. Lo spostamento verso poppa non deriva dalla riduzione di $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$, ma dalla riduzione di $Cl_{\alpha_1 b}$. La verifica di $\Delta \varepsilon_0$ sottostimato, è stata fatta simulando il velivolo completo per una deflessione di 10 gradi. Confrontando il valore di coefficiente di momento e di coefficiente di portanza per incidenza nulla con quelli ricavati tramite le formule 41 e 42, è stata riscontrata una differenza di circa 0.02 e -0.003 rispettivamente per il coefficiente di portanza e di momento. Un ultimo dato a favore di queste ipotesi è fornito da Casarosa {16} secondo cui uno dei principali effetti dell'ipersostentatore è la variazione dei coefficienti di downwash. Tuttavia quanto detto non basta a motivare le differenze tra i dati ricavati con XFLR5 e il metodo analitico [fig.32-a]. Poiché i coefficienti di downwash generano un contributo deportante sul piano di coda che compensa la riduzione di deflessione in modulo del flap, significa che il momento cabrante è maggiore rispetto a quello generato dalla deflessione del flap calcolata analiticamente. Perciò è presente un'ulteriore effetto non considerato nel modello matematico ed esso è la sottostima del contributo di portanza e momento generato dalla

deflessione dell'equilibratore. I coefficienti riguardanti la superficie di controllo posteriore, sono stati ricavati considerando una massima deflessione in modulo pari a 5 gradi (formule 14,15). Per confermare questa ipotesi è stato simulato il drone completo con equilibratore deflesso di 10 gradi e sono poi state confrontate le variazioni del coefficiente di portanza e di momento ad incidenza nulla con quelli previsti dalle formule 14 e 15. Il risultato è una differenza di 0.001 e -0.001 rispettivamente per il coefficiente di portanza e di momento di beccheggio. Unendo le variazioni agenti sul piano di coda dovute ai coefficienti di downwash con quelle appena citate, si può concludere, almeno in maniera qualitativa, che l'effetto complessivo genera la discrepanza in figura 32-b.

Per ricavare i risultati riportati in figura 32 da XFLR5, è stato simulato il drone con il metodo Vortex Lattice non viscoso perché la non linearità del coefficiente di resistenza non permetteva l'interpolazione da parte del software. L'effetto di questa analisi è quello di tralasciare l'aumento di resistenza di forma dovuto alle deflessioni delle superfici di controllo, ma esso si può ritenere trascurabile in una fase preliminare di progetto. Inoltre, è stata considerata, come per il calcolo dei coefficienti aerodinamici, una condizione di volo livellato, ma per ogni valore di γ esaminato è stata calcolata la massa apparente con la seguente formula:

$$43) m_{APPARENTE} = \frac{|L|}{g} = \frac{|-W \cos \gamma - F_c|}{g}$$

Poiché la simulazione è stata fatta in condizione di crociera, la massa sovrastante è servita a far calcolare la giusta forza portante per equilibrare il velivolo. Da sottolineare, che il software non calcola condizioni di portanza negativa, quindi nel tratto angolare in cui la forza centrifuga risulta superiore alla componente radiale della forza peso reale, le deflessioni di equilibrio computate da XFLR5 sono state invertite di segno. Inoltre, nella simulazione di questa condizione deportante la coda risulta interna alla traiettoria, ma nella realtà sarà esterna. Simulando ciò, la scia dell'ala principale è stata considerata in una posizione incorretta causando errori sull'interferenza fluidodinamica con il piano di coda. Per avere una stima di questi errori, è stato simulato il drone con la coda dal lato opposto rispetto alla figura 9, in particolare è stata considerata la condizione per γ pari a 90 gradi poiché richiede le massime deflessioni e quindi si verifica la massima interferenza. Da ciò, è stata calcolata una differenza di 0.03, sia per l'equilibratore che per il flap, rispetto alla condizione in figura 33, per questo è stato ritenuto trascurabile.

Un'accortezza necessaria per le simulazioni in XFLR5 inerenti alla rotazione, è stata quella di considerare condizioni di equilibrio diverse da quelle calcolate con la formula 38 perché il software non avrebbe considerato i contributi dovuti alla velocità angolare di beccheggio ossia $\Delta C_{L_{BECC}}$ e $\Delta C_{m_{BECC}}$. Il criterio di arresto, è stato quindi quello di avere, per l'incidenza del velivolo completo pari a 0, i seguenti valori di coefficiente di momento e portanza:

$$44) C_{L_{ARRE}}(\alpha = 0) = CL(\gamma) - \Delta C_{L_{BECC}}$$

$$45) C_{m_{ARRE}}(\alpha = 0) = -\Delta C_{m_{BECC}}$$

Per chiarire le formule 44 e 45, è conveniente considerare una condizione in cui la formula 38 risulta negativa ossia il drone deve generare deportanza. In questo stato, il contributo di portanza dovuto alla velocità angolare di beccheggio viene in aiuto e per questo serve che il drone generi una deportanza inferiore rispetto alle condizioni di crociera considerando un massa pari ad $m_{APPARENTE}$. Invece, la formula 45 deve valere perché le deflessioni delle superfici di controllo devono essere tali da equilibrare i momenti dovuti alle forze in condizioni di crociera e quelli dovuti alla manovra.

La tabella a seguire mostrerà gli input e i risultati ricavati per ogni valore di γ analizzato.

γ_{XFLR5}	90°	100°	110°	145.5°	150°	165°	180°
$m_{APPARENTE}$	1.65	1.3	0.96	0.0009	0.085	0.28	0.35
$CL(\gamma)$	-0.35	-0.28	-0.2	$\cong 0$	0.018	0.059	0.075
Cm_{errore}	0.00009	-0.00002	0.00003	0.00004	0.00005	0	-0.00007
δ_e	14.895	12.435	9.855	2.865	2.205	0.75	0.165
δ_{FLAP}	-12.795	-10.41	-7.62	0.3	1.05	2.715	3.39

Fig.33 Tabella riassuntiva dell'analisi della rotazione con XFLR5. Le prime 3 righe rappresentano gli input per ogni simulazione, le ultime 3 rappresentano i risultati, rispettivamente errore sul coefficiente di momento ($Cm(\alpha = 0; \gamma_{XFLR5}) + \Delta Cm_{BECC}$), deflessione di equilibratore e flap per l'equilibrio.

La presenza di tre cifre dopo la virgola nelle deflessioni delle superfici di controllo, deriva dalla conoscenza della precisione angolare di un precedente drone costruito dall'azienda ospitante. Quest'ultimo aveva un intervallo di rotazione che andava dai 15 ai -15 gradi il quale era discretizzato in 2000 step, ovvero una precisione di 0.015 gradi. Per questo, ogni soluzione trovata è il multiplo di 0.015 più vicino al valore realmente calcolato.

In fase di simulazione, è stato necessario usare il sistema algebrico 1.4, riadattato alle sole variazioni di deflessione (1.5), per calcolare una soluzione di primo tentativo. Inoltre, è stato molto utile per rendere la soluzione più accurata perché alla prima iterazione almeno uno dei due criteri espressi nelle formule 44 e 45 non è stato soddisfatto [file allegato-7.2].

$$\begin{aligned}
 & \begin{pmatrix} Cl_{\delta_{FLAP}} & \frac{S_2 V_2^2}{S_1 V_1^2} Cl_{\delta_e} \\ Cl_{\delta_{FLAP}} \frac{d_1}{MAC} & \frac{S_2 V_2^2}{S_1 V_1^2} Cl_{\delta_{eFIT}} \frac{d_2}{MAC} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta_{FLAP,i} - \delta_{FLAP,i-1} \\ \delta_{e,i} - \delta_{e,i-1} \end{pmatrix} \\
 & = \begin{pmatrix} CL_{ARRE}(\alpha = 0) - CL(\alpha = 0; \delta_{e,i-1}; \delta_{FLAP,i-1}) \\ -\Delta Cm_{BECC} - Cm(\alpha = 0; \delta_{e,i-1}; \delta_{FLAP,i-1}) \end{pmatrix}
 \end{aligned}$$

1.5

In pratica, il sistema 1.5 serve a calcolare le variazioni di deflessione di equilibratore e flap che permettono di incrementare il coefficiente di portanza e di momento dei valori espressi nel termine noto rispettivamente. In altre parole, trasla le curve di coefficiente di momento e coefficiente di portanza verticalmente, fino a che non si ha il valore target dei coefficienti in questione per incidenza del velivolo completo nulla. Il metodo garantisce la convergenza, ma la precisione angolare limitata delle deflessioni non permette sempre l'equilibrio perfetto in termini di momento. Nonostante ciò, è stato stimato che un errore sul coefficiente di momento dell'ordine di 10^{-5} è trascurabile perché durante l'accelerazione la stabilità longitudinale e lo smorzamento aerodinamico tenderanno ad annullare il disturbo. Considerando nulli questi due effetti stabilizzanti, ossia il caso peggiore, sono stati calcolati lo spostamento angolare e la

velocità angolare supplementari che si avrebbero a fine rotazione se si considerasse Cm_{errore} costante tra due valori di γ_{XFLR5} [file allegato-7.3]. Sotto queste ipotesi, la variazione di angolo d'attacco e di velocità angolare di beccheggio a fine salita sono pari circa a 0.83 gradi e 0.56 deg/s rispettivamente. Questi due valori in realtà non sono trascurabili, ma poiché il metodo per calcolarli è conservativo si può considerare accettabile in questa fase preliminare. È da tenere in considerazione che probabilmente, seguendo le curve cubiche in figura 32, ci saranno ad ogni istante della rotazione dei piccoli errori sui momenti i quali potrebbero circa compensarsi a vicenda. Questo significa che l'effetto complessivo potrebbe generare un errore sull'incidenza e sulla velocità angolare molto più piccolo. Nonostante ciò, in una fase di progetto più avanzata si potrebbe verificare quest'ipotesi calcolando l'errore sul coefficiente di momento di almeno il triplo degli angoli γ , usando la medesima procedura in XFLR5.

Come detto per la prima modalità, una variazione di angolo d'attacco provoca una perturbazione ritardata sull'incidenza del piano di coda per effetto del rilascio di vorticità dell'ala principale. Il medesimo effetto avviene per la variazione di deflessione del flap perché in questo caso è la curvatura a cambiare, perciò è corretto sottolineare che XFLR5 non ne tiene conto poiché l'analisi è stazionaria.

Un ultimo aspetto che deve essere analizzato è l'innescò della velocità angolare di beccheggio ad inizio rotazione. Per farlo, è stato ipotizzato un tempo necessario al raggiungimento pari a 0.2s. Grazie a questo input, è stato ricavato il coefficiente di momento risultante seguendo i passaggi matematici a seguire:

$$46) \dot{\omega}_{fineTO} = \frac{\omega_{BECC}}{0.2}$$

$$47) M_{fineTO} = \dot{\omega}_{fineTO} I_{yy}$$

$$48) Cm_{fineTO} = \frac{M_{fineTO}}{\frac{1}{2} \rho S_1 V_{fineTO}^2 MAC}$$

Dopo aver ricavato Cm_{fineTO} , è stato sfruttato l'allegato 7.2 per ricavare le deflessioni di equilibratore e flap che garantiscono l'annullamento del coefficiente di portanza e il coefficiente di momento appena trovato. I risultati ottenuti sono: $\delta_e = 2.61^\circ$, $\delta_{FLAP} = -0.555^\circ$. Le estensioni risultanti garantiscono di arrivare alla velocità di beccheggio target in 0.2s, ma nel mentre il velivolo accelera, le superfici di controllo dovranno essere movimentate per soddisfare l'equilibrio di inizio rotazione. Poiché a fine accelerazione il velivolo si troverà ruotato di 3.4 gradi verso il basso, la prima condizione di equilibrio non sarà quella per γ pari a 90 gradi, ma sarà quella per $\gamma = 90^\circ + 3.4^\circ$. In questa analisi preliminare, non è stato considerato il transitorio dalle deflessioni di innescò rotazione a quelle per l'equilibrio in manovra. L'ipotesi è stata quella di considerare un'accelerazione impulsiva, tralasciando le variazioni di deflessioni nel transitorio e lo smorzamento aerodinamico. Per questo motivo, questa fase dovrà essere rivalutata nel dettaglio in fase più avanzata di progetto. Considerando ancora valida l'ipotesi precedente, le deflessioni per riportare a zero la velocità angolare di beccheggio saranno uguali alle precedenti, ma invertite in segno. In questo caso, nel transitorio le estensioni delle superfici di controllo dovranno essere portate da quelle appena dette a quelle che garantiscono l'equilibrio in crociera per un angolo d'attacco del velivolo completo pari a 3.4 gradi. Poiché, in fase di crociera ad un CL corrisponde un'unica velocità di equilibrio, significa che a fine rotazione anche la spinta delle eliche dovrà cambiare. Un'ultima considerazione di carattere energetico deve essere fatta per stimare l'energia necessaria all'innescò e alla frenata della rotazione. Sotto l'ipotesi precedenti, l'energia spesa, ossia la variazione di energia cinetica rotazionale, è pari a 0.026 J per ognuna delle due.

6.2 ANALISI DELLA POTENZA RICHIESTA E DELLA VELOCITA' ANGOLARE DELL'ELICA LUNGO LA TRAIETTORIA CIRCOLARE

Una volta note le condizioni di equilibrio in ogni istante della rotazione, è stata calcolata la potenza necessaria e la velocità angolare, anch'esse in ogni istante. Dalla figura 29 si può notare che la trazione richiesta per mantenere costante la velocità è funzione di γ , in particolare segue l'equazione seguente:

$$49) T(\gamma) = D(\gamma) + W \sin \gamma$$

Poiché la spinta dell'elica dipende dal numero di giri e dalla velocità di avanzamento, discende, dalla formula 49, che la velocità angolare deve variare lungo la traiettoria perché la velocità è invariata sotto l'ipotesi di loop perfetto. Inoltre, sempre dalla formula sovrastante, si può osservare che la trazione varia per due effetti simultanei: la componente tangenziale della forza peso e la resistenza aerodinamica. Quest'ultima, per il modello di Prandtl (formula 9), è descritta da un polinomio di secondo grado in funzione di CL il quale dipende da γ (formula 37).

Attraverso un ciclo iterativo in Matlab [file allegato-7.1], è stata calcolata ad ogni step la spinta delle eliche necessaria all'equilibrio tangenziale ed è poi stata divisa per il numero delle pale. Uguagliando la trazione appena trovata con la formula 16, si ricava un polinomio di secondo grado rispetto alla velocità angolare. Nonostante le soluzioni si possano ricavare analiticamente, è stato usato il metodo per trovare gli zeri di Newton per evitare errori di calcolo, come fatto nel capitolo precedente [file allegato-6]. Ponendo come input l'equazione, questo metodo permette di trovare tutti i valori della variabile di interesse che permettono di azzerare l'equazione. In questa risoluzione non tutti i risultati hanno senso fisico, per questo è stato imposto di trovare un valore reale, positivo e quantitativamente sensato. Per quest'ultimo criterio di scelta è stato preso come riferimento il valore di salita poiché è una fase che richiede molta spinta. Già a priori, è sensato dire che il take-off non è la fase di massima trazione perché ad inizio rotazione, oltre alle medesime forze dell'ascesa, subentra la resistenza aerodinamica indotta.

Trovata la velocità di rotazione dell'elica, è stato calcolato ad ogni iterazione il coefficiente di potenza resistente. Esso, tuttavia, non rappresenta l'effettiva potenza richiesta alla batteria, ma solo quella necessaria per far ruotare l'elica. Per ricavare la reale potenza necessaria, ovvero che tiene conto delle perdite energetiche del sistema propulsivo, è stata divisa la potenza resistente di un elica per l'efficienza del sistema, come fatto per la fase di salita. In rotazione è stata considerata un'efficienza del motore pari a 0.8 perché è un valore compreso tra quello di salita e quello massimo. A priori nella fase in questione, come detto in precedenza, il motore lavorerà in un regime non stazionario poiché varierà sia la corrente in ingresso che la velocità angolare. In particolare, entrambe le variabili diminuiranno lungo la traiettoria e con esse le perdite di ferro (perdite elettromagnetiche), per effetto Joule e per attrito nel motore. Perciò è corretto dire che il rendimento medio durante il loop sarà sicuramente maggiore di quello in salita, ma inferiore di quello in fase di crociera poiché per la maggior parte della manovra la spinta deve contrastare anche la componente tangenziale della forza peso. Passando all'efficienza degli altri due componenti del sistema propulsivo, ossia i cavi e l'ESC, è stata considerata costante e pari a 0.95 pur non lavorando in regime quasi-stazionario. Come per la salita, l'efficienza dell'elica non deve essere considerata perché la potenza del drone varia in ogni istante.

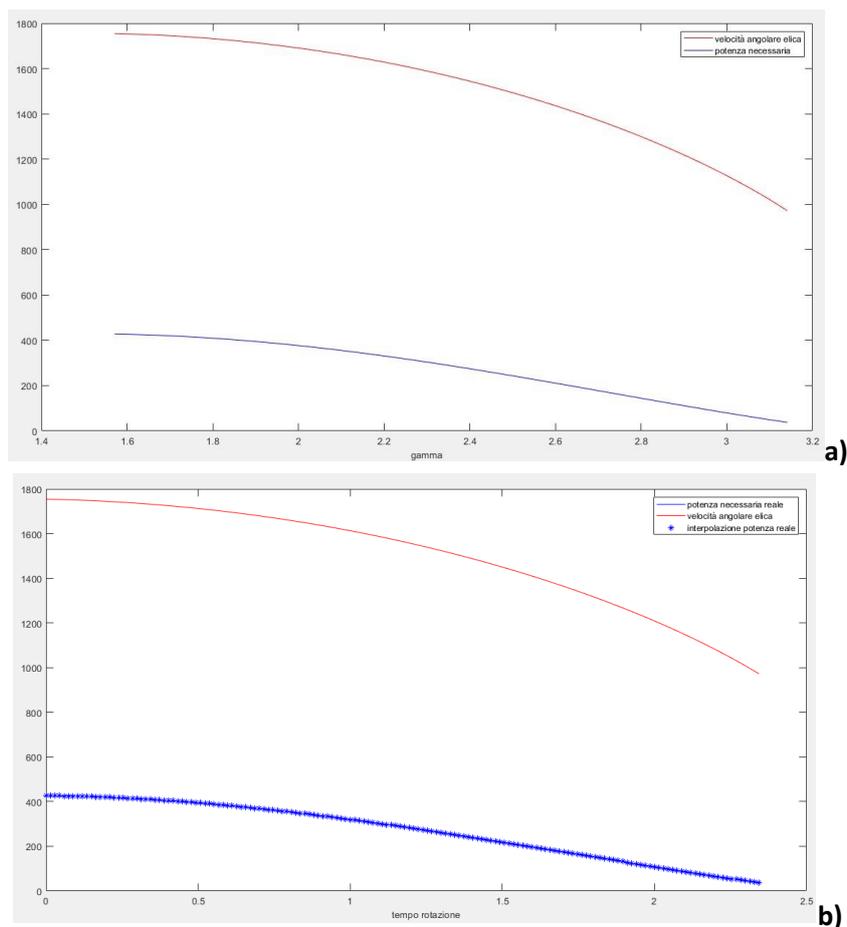


Fig.34 a) Andamento della velocità angolare dell’elica e della potenza necessaria per una singola elica al variare di γ . **b)** Andamento della velocità angolare dell’elica e della potenza necessaria per una singola elica al variare del tempo.(Matlab)

I grafici sovrastanti inerenti alla potenza sono stati ricavati considerando l’efficienza appena menzionata, invece quelli riguardanti la velocità angolare sono stati ricavati attraverso i grafici in figura 24-a. La figura 34-a serve a rimarcare la dipendenza della trazione dall’angolo γ il quale ha come effetto quello di variare la velocità angolare del motore e la potenza richiesta da una singola elica bipala. È importante notare il consistente gradiente delle due grandezze in analisi che non permette di far lavorare i componenti del sistema propulsivo in regime stazionario. Questo dato conferma maggiormente la necessità, in una fase successiva di progetto, di studiare sperimentalmente l’effettiva efficienza dell’intero sistema propulsivo per dimensionare al meglio gli accumulatori. Il grafico in figura 34-b, invece, è molto importante perché rende nota la legge di controllo dell’ESC e l’energia totale spesa in questa fase. La prima informazione servirà alla programmazione del microcontrollore che svolgerà il compito di far rispettare l’andamento nominale della velocità angolare dell’elica nel tempo. Il seconda dato permette di sottrarre alla batteria l’energia spesa in questa fase, permettendo di aumentare la precisione nel calcolo dell’autonomia chilometrica ed oraria in fase di crociera. Per la curva di potenza necessaria è stata usata un’interpolazione cubica poiché gli errori risultanti sono trascurabili.

L’ultimo aspetto d’analizzare è la curva della coppia fornita dal motore e della coppia resistente generata dall’elica durante la rotazione [fig.35].

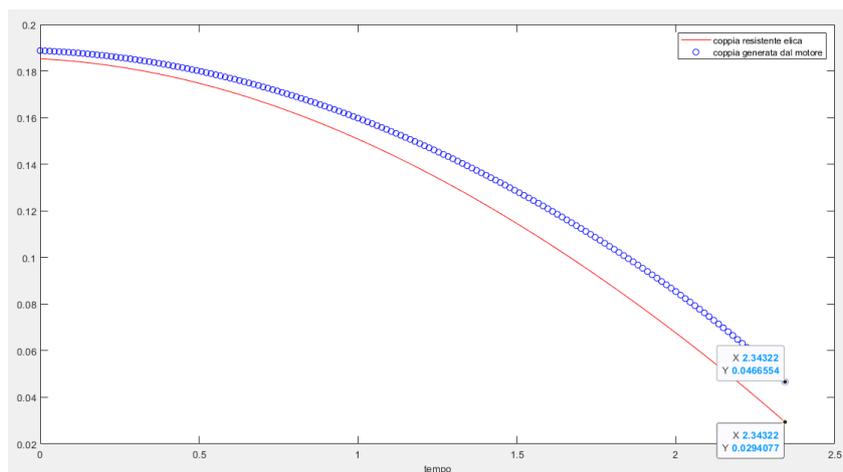


Fig.35 Andamento durante la rotazione della coppia resistente e della coppia generata dal motore al variare del tempo.(Matlab)

Dal grafico sovrastante si nota il non perfetto accoppiamento tra l'elica e il motore, anche se l'errore massimo è pari a 0.018. Deve essere sottolineato che la coppia del motore deriva da un ipotetico valore di efficienza del motore quindi il bilanciamento dei momenti deve essere verificato sperimentalmente.

7 CROCIERA

La crociera, per definizione, è la fase in cui un velivolo rispetta i seguenti requisiti: velocità e quota costante, angolo di banco nullo. Da ciò discende che la risultante delle forze, in senso vettoriale, è pari a 0 e quindi il drone si trova in regime stazionario. Per questo motivo, la trattazione di questa fase sarà la più accurata perché la più semplice a livello analitico. Poiché essa è anche la condizione di lavoro per cui è previsto il drone oggetto di questo elaborato, significa che i risultati di maggior interesse per questo progetto coincidono con quelli più attendibili.

Il drone proposto in questa tesi ha come caratteristiche principali quella di avere una grande autonomia chilometrica ed oraria. Il massimo rendimento del sistema è una condizione singolare poiché l'efficienza aerodinamica e di ogni componente elettronico presenta un massimo. Per questo motivo, è conveniente che esso lavori in condizioni stazionarie in modo da minimizzare la spesa energetica. Inoltre, come già menzionato nei due capitoli precedenti, in un generico transitorio il rendimento non è definibile per definizione, quindi risulterebbe più complicato fare una stima quantitativa dell'energia necessaria. Un'altra motivazione è dovuta al secondo principio della termodinamica, ossia che l'entropia di un sistema aumenta se esso compie un processo irreversibile (formula 50). Quest'effetto è dovuto alle perdite energetiche nel processo che degradano in calore, aumentando così la temperatura del sistema. Poiché l'efficienza e la vita operativa dei componenti elettronici decresce all'aumentare della temperatura, è conveniente ridurre all'indispensabile le fasi non stazionarie.

$$50) S_S(T^\circ) \geq 0$$

L'ultima motivazione nel ridurre al minimo le fasi non stazionarie è che durante un moto accelerato ogni componente sarà soggetto alla forza d'inerzia, il che significa un irrobustimento degli apparati di bloccaggio e del corpo stesso.

Per quanto detto, in questo capitolo si analizzeranno le diverse condizioni a regime stazionario del sistema le quali si differenziano per la velocità, quindi è stato necessario definire l'intervallo operativo di questa variabile. La massima velocità è stata scelta in modo che sulla superficie esterna del drone si formi uno strato limite interamente laminare poiché il software XFLR5 fornisce buoni risultati in questa condizione. Essendo pari circa ad un milione il numero di Reynolds in campo aeronautico per cui si ha la transizione a strato limite turbolento, è stata calcolata con la formula sottostante la velocità massima del velivolo.

$$51) V_{MAX} = \frac{Re_{TRM\text{ARIA}}}{MAC}$$

La velocità calcolata con la formula 51 è stata ridotta di 17 perché essa risultava troppo grande per lo scopo del drone e per avere un margine di sicurezza rispetto alla condizione di strato limite turbolento. Un avanzamento troppo rapido potrebbe compromettere il corretto funzionamento del payload e l'eventuale presenza di venti orizzontali potrebbe favorire la transizione a strato limite turbolento, rendendo così meno prevedibile il comportamento del drone. La minima velocità, invece è dettata dallo stallo del drone. Per ricavarla, è stata simulata l'ala principale, con XFLR5, utilizzando il metodo della linea portante poiché è l'unico metodo non lineare. Questa necessita deriva dal fatto che la curva del coefficiente di portanza al variare dell'angolo d'attacco, in generale, è caratterizzata da un primo tratto lineare e da un andamento curvilineo con concavità negativa nel finale [fig.36].

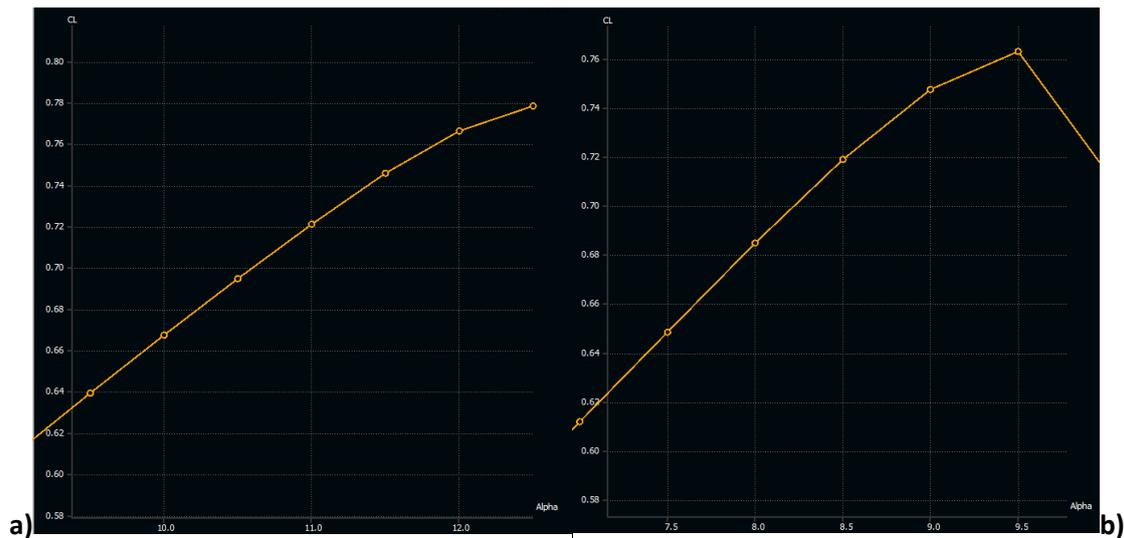


Fig.36 Curva del coefficiente di portanza al variare dell'angolo d'attacco: **a)** ala principale, **b)** piano di coda. Entrambe sono state calcolate con il metodo della linea portante.(XFLR5)

Dalla figura 36-a si notano le caratteristiche appena descritte inerenti alla curva in questione ed inoltre si nota un presunto massimo. Purtroppo il software utilizzato non riesce a calcolare il coefficiente di portanza per valori d'incidenza maggiori di 12.5 gradi perché non riesce ad interpolare i dati ricavati nella direzione dell'apertura alare. Per questo motivo non c'è la certezza che il coefficiente maggiore in figura 36-a sia effettivamente il massimo. Confrontando le curve in figura 36, l'ipotesi di considerare il dato in questione come un massimo sembra una buona approssimazione ed inoltre, in caso d'incertezza, considerare un coefficiente di portanza massimo minore dell'effettivo, risulta una scelta conservativa poiché si aggiungerà un margine di sicurezza allo stallo. L'analisi appena fatta ha come soggetto l'ala principale perché essa, in condizioni operative, vedrà l'incidenza maggiore. Il piano di coda, come menzionato nel capitolo 4, sarà soggetto ad un angolo d'attacco inferiore per effetto della scia dell'ala principale. Nonostante ciò, è stata calcolata, per ogni condizione di equilibrio, l'incidenza effettiva del piano di coda (formula 5) in modo da verificare che essa sia sempre inferiore al rispettivo angolo di stallo [fig.36-b]. Prima di presentare la formula per il calcolo della velocità di stallo, devono essere considerati i due cambi di variabile illustrati nel capitolo 4 (formula 3 e 7). Da essi, la differenza tra l'angolo d'attacco del drone completo (α) e l'angolo d'attacco dell'ala principale (α_1^*) risulta essere pari a 0.06, quindi l'angolo di stallo per l'equilibrio sarà considerato pari a $12.5+0.06$. Quanto detto finora, fornisce solo l'informazione sulla massima incidenza operativa del velivolo, dettata dallo stallo dell'ala principale. Da ciò, è possibile ricavare il coefficiente di portanza massima del drone completo utilizzando il sistema 1.2 nelle incognite δ_e e CL , considerando $\alpha = 12.5 + 0.06$ [file allegato-2.4]. Il coefficiente di portanza massimo ottenuto da questa procedura è risultato pari a 0.512, tenendo conto della condizione di equilibrio necessaria per l'incidenza del drone completo in input. Grazie a questo risultato, è stata calcolata la velocità di stallo del velivolo con la formula seguente:

$$52) V_{stallo} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S_1 CL_{max}}} = 10.96 \text{ m/s}$$

7.1 MODALITA' ED ANALISI DELLA CONDIZIONE DI MINIMA POTENZA

La crociera è la fase in cui dovrà operare il drone alla massima efficienza, per questo è stato scelto di garantire la manovrabilità del velivolo usando il solo equilibratore. Poiché per la manovra di rotazione è stato usato anche il flap anteriore, si poteva pensare di utilizzarlo anche in crociera, ma le simulazioni con XFLR5 hanno dimostrato che quest'ultimo incrementa la resistenza aerodinamica [fig.37].

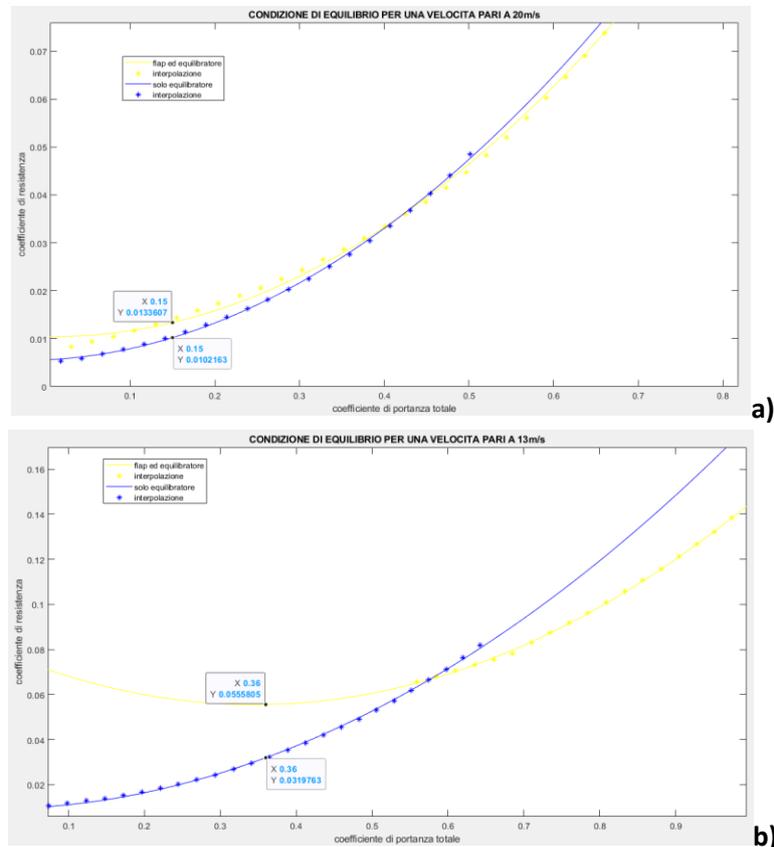


Fig.37 Andamento del coefficiente di resistenza al variare del coefficiente di portanza considerando due condizioni di volo livellato: **a)** 20m/s e **b)** 13m/s. Interpolazione dei dati ricavati con XFLR5.(Matlab)

La figura sovrastante è stata ricavata considerando due condizioni di volo livellato le quali sono rappresentate da circa la massima e la minima velocità di crociera. Sfruttando le matrici del sistema 1.2 e 1.4 con il termine noto del sistema 1.2, sono state ricavate le deflessioni e l'assetto tali da garantire l'equilibrio in entrambe le modalità. Dopo ciò, è stato simulato il drone completo con le superfici di controllo deflesse di un valore pari ai risultati ottenuti. Il principale obiettivo di questa procedura è stato quello di ricavare il coefficiente di resistenza aerodinamica totale. Dalla figura 38 si può notare che in entrambi i casi il valore del coefficiente di resistenza, associato alle due condizioni di volo in esame, è inferiore nel caso della modalità con solo equilibratore. Nonostante, la discrepanza sia quasi trascurabile alle alte velocità, per alti valori del coefficiente di portanza l'effetto diventa considerevole. Poiché quest'ultima condizione, come verrà mostrato in seguito, è più vicina alla condizione di efficienza massima, si può confermare che è conveniente non utilizzare il flap in crociera.

Per massimizzare l'autonomia chilometrica e oraria è stato necessario ricercare la condizione di volo che richiede la minima potenza. Essa non coincide con la condizione in cui si verifica il massimo rendimento dell'intero sistema, ossia il prodotto tra l'efficienza aerodinamica e quella propulsiva, perché l'efficienza del sistema dipende anch'essa dalla velocità. Prima di illustrare graficamente la soluzione ottimale in

questione, vale la pena presentare la procedura analitica. Esprimendo la potenza necessaria in funzione del coefficiente di portanza totale, è possibile ricavare il minimo derivando quest'ultima equazione e ponendola uguale a 0.

$$53) V_{TRIM} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S_1 C L_{TRIM}}} \quad , \quad \text{derivante da } L = \frac{1}{2} \rho S_1 C L_{TRIM} V_{TRIM}^2 = mg$$

$$54) P_d = TV_{TRIM} = DV_{TRIM} = \frac{1}{2} \rho S_1 V_{TRIM}^3 CD$$

$$55) P_n = \frac{P_d}{\eta_{tot}(V_{TRIM})}$$

$$56) \frac{\partial P_n}{\partial C L_{TRIM}} = \frac{(2)^{1/2} (\rho S_1)^{-1/2} (mg)^{3/2}}{\eta_{tot}} C L^{-5/2} \left(-\frac{3}{2} C D_0 - \frac{1}{2} k_1 C L + \frac{1}{2} k C L^2 \right)$$

Eseguito le sostituzioni consecutive dalla formula 53 (equazione di equilibrio delle forze verticali in crociera) alla 55, è stata ottenuta l'espressione della potenza necessaria voluta. La formula 56 descrive la sua derivazione rispetto al coefficiente di portanza considerando, in prima approssimazione, il rendimento totale costante. Ponendo quest'ultima pari a 0, sono state ottenute 3 soluzioni:

- I. ∞
- II. $\frac{k_1}{2k} - \sqrt{\frac{\frac{k_1^4}{4} + 3k C D_0}{k}}$
- III. $\frac{k_1}{2k} + \sqrt{\frac{\frac{k_1^4}{4} + 3k C D_0}{k}}$

La prima soluzione è una singolarità, quindi non applicabile; la seconda soluzione è negativa, quindi rappresenta una condizione deportante; la terza soluzione è l'unica che ha senso nel contesto di crociera. Nonostante sia stata trovata una condizione accettabile, essa non è esatta poiché è stata trascurata la dipendenza del rendimento totale dalla velocità. Questo legame deriva dalla dipendenza dell'efficienza dell'elica dalla variabile in questione. Anche se la formula 19 descrive la funzione in questione, la sua sostituzione nella formula 55 rende complicata la derivazione. Per questo motivo è stato scelto il metodo grafico per trovare l'effettiva soluzione che garantisce la minima potenza necessaria [fig.38].

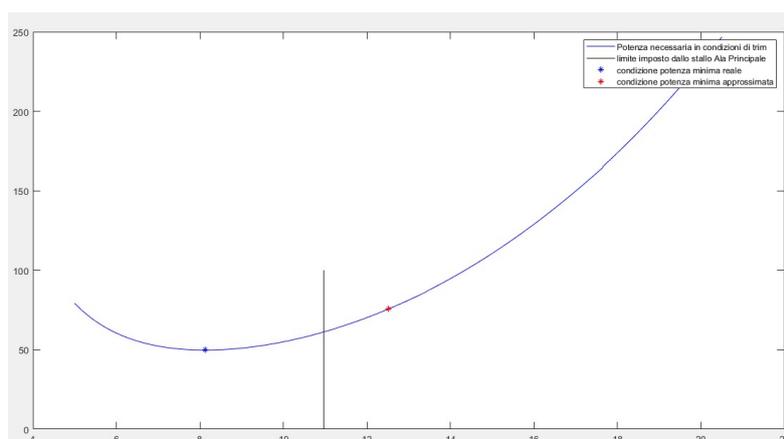


Fig.38 Andamento della potenza necessaria alla variare della velocità di trim.(Matlab)

Il grafico sovrastante è stato ricavato, come per le altre due fasi, per mezzo di un processo iterativo in Matlab in cui è stato calcolato ad ogni istante il coefficiente di potenza della rispettiva condizione di

crociera [file allegato-8]. Grazie ad esso è stata calcolata la potenza resistente generata da una singola elica da cui poi è stata ricavata la potenza in uscita dalla batteria. Per farlo, è stato ipotizzato un rendimento del motore elettrico pari a quello massimo moltiplicato per 24/22.2. Quest'ultimo fattore correttivo tiene conto della diverso voltaggio che è stato usato in fase di test. Osservando la figura 38 si nota la prevista non coincidenza delle due condizioni di potenza minima. Trascurando la dipendenza dell'efficienza dell'elica dalla velocità di avanzamento si sovrastima la velocità di trim e la potenza minima. Inoltre, si osserva che la condizione di minima spesa energetica si ha per una velocità di crociera inferiore a quella di stallo, quindi non rappresenta una condizione operativa attuabile. Una prima modifica progettuale per evitare questo problema, potrebbe essere quella di ridurre la superficie alare del piano di coda ed aumentare quella dell'ala anteriore in modo da ridurre la velocità di stallo senza aumentare il peso totale del velivolo. Quest'ipotesi deve essere verificata con nuove simulazione aerodinamiche del drone perché i coefficienti di portanza delle rispettive ali dipendono dalle dimensioni delle superfici portanti. Inoltre, qualitativamente questo cambiamento favorirà il margine di stabilità longitudinale a discapito però della massima deflessione dell'equilibratore per l'equilibrio. Un'altra strada potrebbe essere quella di cambiare la geometria dell'elica, in particolare aumentandone il passo, in modo da traslare verso sinistra la curva nel grafico sovrastante poiché la massima efficienza dell'elica si verificherà per rapporti di avanzamento maggiori {20}.

7.2 ANALISI DELLE CONDIZIONI DI EQUILIBRIO

Il sistema algebrico 1.2, rappresentante l'equilibrio delle forze verticale e dei momenti di beccheggio adimensionale in crociera, serve a ricavare l'assetto del drone e la deflessione dell'equilibratore che garantiscono la condizione di crociera scelta. Quest'ultima è caratterizzata dalla velocità e dalla densità dell'aria il quale dipende dalla quota. Poiché a fine rotazione il drone nominalmente si troverà ad un'altezza da terra pari a circa 70m, l'ipotesi di densità costante è un'ottima approssimazione perché la densità subisce una variazione dell'ordine del millesimo. Perciò ogni condizione di volo in crociera sarà caratterizzata da una velocità di trim il quale è correlata ad un coefficiente di portanza totale (formula 53). Anche se durante la missione l'obiettivo sarà quello di rimanere nella condizione di minima potenza, ove possibile, è utile conoscere l'assetto e la deflessione dell'equilibratore tali da garantire l'equilibrio ad ogni velocità operativa [fig.39]. Il drone deve essere manovrabile per diversi motivi: i transitori per arrivare alla velocità target, imprevisti durante la missione e venti orizzontali. Grazie alla risoluzione del sistema 1.2, sono state ricavate i valori delle due variabili di controllo, α e δ_e , cambiando ad ogni iterazione il valore della velocità di crociera [file allegato-8].

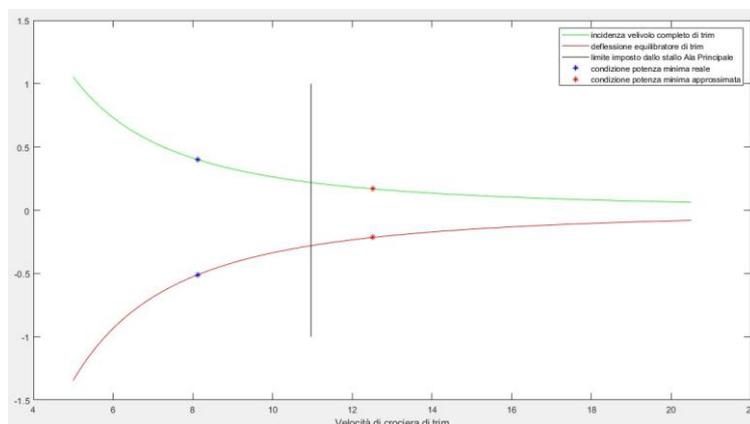


Fig.39 Andamento della deflessione dell'equilibratore e dell'angolo d'attacco del velivolo completo al variare della velocità di trim.(Matlab)

Come la figura 38, anche il grafico sovrastante mostra come le condizioni di potenza minima non siano percorribili per il limite dovuto allo stallo. Oltre a ciò, la figura 40 fornisce un'informazione aggiuntiva ossia che le soluzioni del sistema 1.2 in condizione di minima spesa energetica sono entrambe maggiori di 20 gradi. In particolare, l'assetto è pari a 22 gradi circa e la deflessione dell'equilibratore è pari a 29 gradi circa. Il primo risultato dimostra che l'assetto fortemente cabrato richiederebbe degli accorgimenti per il payload solitamente posizionato nel ventre della fusoliera, inoltre inclina fortemente la spinta delle eliche la quale cambia in maniera non trascurabile le equazioni di equilibrio delle forze verticali e orizzontali. Il secondo risultato, invece, supera i limiti di progetto pari a 20 gradi di deflessione ed inoltre potrebbe provocare il distacco del flusso poiché l'equilibratore è lungo il 70% della corda del piano di coda. Collegando il discorso alle due modifiche proposte nel paragrafo precedente, se si optasse per il cambiamento delle superfici portanti si dovrebbe aumentare l'autorità di comando dell'equilibratore, ma le due opzioni sono in contrasto. Invece, la seconda strada risulta più conveniente poiché non richiederebbe una modifica dell'equilibratore.

Un altro risultato importante dal punto di vista pratico è l'andamento della velocità angolare al variare della velocità di trim [fig.40]. Per ricavare il grafico in figura 38 è stato indispensabile ricavare prima la velocità angolare dell'elica con la seguente equazione:

$$57) T = \rho n_e^2 D_p^4 C_T = D = \frac{1}{2} \rho S_1 C D_{TRIM} V_{TRIM}^2$$

Essa rappresenta l'equilibrio delle forze orizzontali in condizioni di crociera. L'ultimo membro a destra è noto ad ogni condizione di crociera in input poiché dipende solo da CL (formula 53), quindi l'equazione risolvente è un polinomio di secondo grado in n_e [file allegato-8]. Poiché una delle due soluzioni, ad ogni iterazione, corrispondeva ad un rapporto di avanzamento che forniva un coefficiente di tiro negativo, è stata scelta l'altra per esclusione.

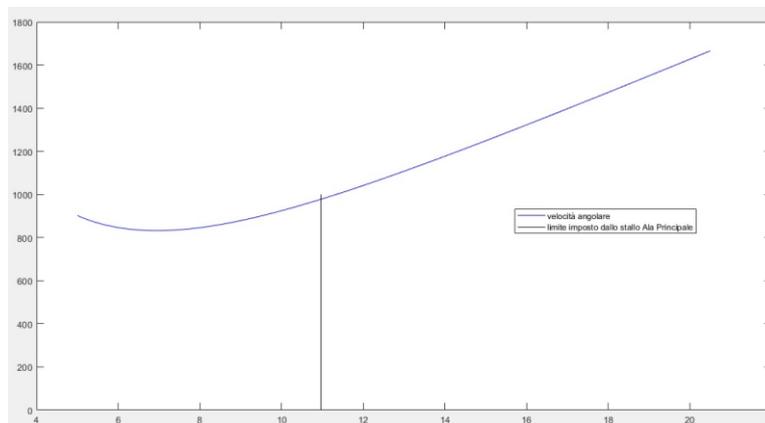


Fig.40 Andamento della velocità angolare dell'elica al variare della condizione di crociera.(Matlab)

Esso sarà utile nel programmare il microcontrollore per la gestione della fase di crociera in varie condizioni. Poiché esso è sostanzialmente un controllo automatico in retroazione, se non è nota la velocità angolare target tale da garantire l'equilibrio delle forze orizzontali in una certa condizione di crociera, esso non saprà svolgere il suo compito. Inoltre, in una revisione futura del progetto rappresenta una curva di riferimento per stimare la geometria dell'elica tale da aumentare l'efficienza. Ipotizzando di aumentare il passo dell'elica, essa sarà caratterizzata da un coefficiente di tiro maggiore per ogni rapporto di avanzamento

{20}, quindi a parità di velocità e geometria del drone si prevede che il numero di giri diminuisca rispetto a quello in questo progetto. Questa analisi qualitativa permette di dire che il rapporto di avanzamento di equilibrio sarà maggiore di quello in oggetto, quindi l'aumento del passo dovrà essere consistente per ottimizzare la crociera.

Nel momento che questo è solo un progetto preliminare, in un futuro processo di ottimizzazione, il dato sicuramente più rilevante è l'efficienza dell'intero sistema [fig.41].

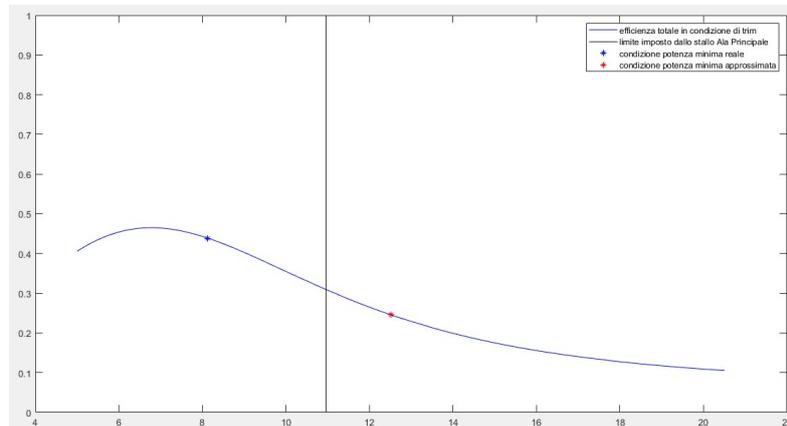


Fig.41 Andamento dell'efficienza totale al variare della condizione di trim. Il punto * rappresenta la condizione di potenza disponibile minima (P_d). (Matlab)

Nel ciclo iterativo usato per ricavare la potenza necessaria (paragrafo 5.1) è stato salvato ad ogni step il rendimento totale del sistema, ossia il prodotto tra l'efficienza dell'elica, del motore, dell'ESC e di trasmissione. Poiché, per ipotesi, solo il rendimento dell'elica è dipendente dalla condizione di volo, viene di conseguenza che il picco del grafico in figura 41 dipende proprio dal massimo rendimento di quest'ultima. Perciò questo grafico conferma il cambiamento progettuale proposto in precedenza, ossia quello di cambiare il passo dell'elica in modo da traslare il massimo per rapporti di avanzamento più elevati. L'ipotesi del rendimento del motore circa costante e pari al massimo, risulta una buona approssimazione per velocità comprese tra quella di stallo e circa 16m/s dove la corrente è all'interno dell'intervallo di massima efficienza fornito dal costruttore [fig.25]. Per ricavare quest'ultima è necessario dividere la potenza necessaria nel grafico 38 con la tensione nominale ai capi della batteria 6S. Al di sopra di quest'ultima velocità, l'efficienza del motore dovrebbe essere stimata con un modello matematico che tenga in considerazione la sua dipendenza dalla velocità angolare e dalla corrente in input. Un risultato interessante raffigurato nel grafico sovrastante è la non coincidenza tra l'efficienza massima e la condizione di potenza necessaria minima. Il motivo è stato accennato in precedenza e deriva dalla formula 55 in cui la velocità è presente sia a numeratore che a denominatore. Separando i contributi si nota che la potenza minima si ottiene o per il rendimento massimo totale o per la potenza disponibile minima ($P_d = DV_{TRIM}$). Poiché i due risultati si verificano per due condizioni di crociera diverse, l'efficienza massima si troverà tra i due, come si può notare dal grafico sovrastante (tra * e *).

Per ultima analisi, è stata confrontata la coppia generata dal motore con la coppia resistente generata dall'elica [fig.42]. La prima di queste due si ottiene ricavando dalla potenza necessaria la corrente ad essa associata per poi usarla come input nella curva di coppia del motore. Questa procedura è stata usata in tutte le fasi nel momento di verificare dell'accoppiamento elica-motore ed essa verrà spiegata in maniera

esaustiva nel capitolo a seguire. Invece, per quanto riguarda la coppia resistente generata un'elica, è stato usato il metodo descritto nelle altre due fasi, ossia quello di dividere la potenza resistente con la velocità angolare associata a quella condizione di crociera (formula 34).

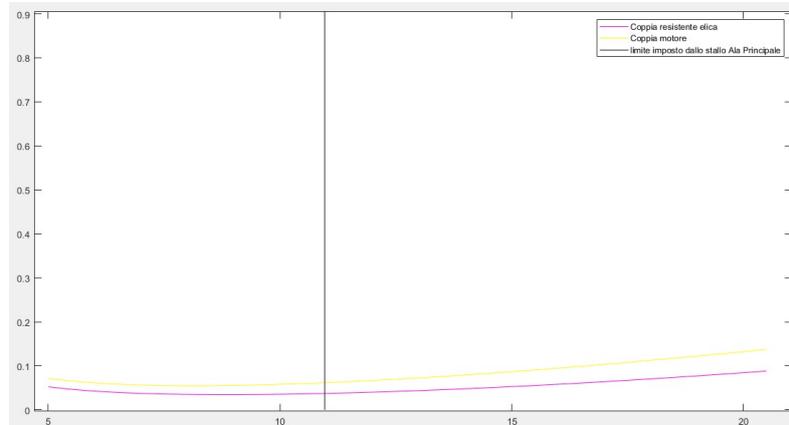


Fig.42 Andamento della coppia resistente e della coppia motrice al variare della condizione di crociera.(Matlab)

Anche in questa fase, come mostra il grafico sovrastante, l'elica non si troverà in equilibrio per ogni condizione di crociera. Essendo la fase cruciale del progetto in oggetto, questo risultato porta a riconsiderare la scelta del motore. Si potrebbe ipotizzare di sceglierne uno con maggiori KV poiché la coppia generata da essi, in generale, è inversamente proporzionale a questo parametro. Considerando che il rendimento massimo dei motori elettrici brushless si aggira attorno al 90% e quindi la curva di potenza rimarrà circa la stessa, a parità di corrente in input un motore con maggiori KV genererebbe una coppia inferiore che potrebbe equilibrare con un errore inferiore la coppia resistente dell'elica. Richiamando anche il confronto delle coppie nelle altre fasi [fig.28,35], il cambiamento in questione potrebbe compensare anche la differenza in termini di momento in salita e rotazione.

8 SCELTA DEL MOTORE E DELLA BATTERIA

Grazie ai risultati ottenuti in precedenza, è stato possibile confermare o smentire le scelte fatte sul motore elettrico e sulla batteria. Prima di far ciò, è conveniente spiegare in maniera qualitativa l'intero sistema propulsivo ed in particolare il motore elettrico. Il sistema di spinta, come detto in precedenza, è formato dalla batteria, dai cavi di trasmissione di potenza, dal microcontrollore (ESC), dal motore elettrico e dall'elica. La batteria, per sua natura, genera una tensione circa costante ed è caratterizzata da una massima corrente erogabile. Sotto la gestione dell'ESC, la corrente in uscita dall'accumulatore può variare in modo da mantenere i giri del motore costanti. Il microcontrollore è solitamente caratterizzato da un circuito trifase, quindi anche le linee di trasmissione di potenza saranno 3 e di conseguenza saranno ridotte anche le perdite per effetto Joule. L'energia elettrica trasmessa arriverà poi al motore elettrico il quale avrà il compito di far ruotare l'elica ad una precisa velocità angolare dettata da ogni condizione di volo. In conclusione, è l'elica a determinare il funzionamento dei componenti a monte di essa poiché la potenza meccanica in uscita dal motore è il target, il non soddisfacimento di questo requisito compromette ogni singola condizione di volo. In questo progetto la difficoltà riscontrata è stata proprio quella di raggiungere questo obiettivo perché in ogni condizione di volo deve valere questa condizione: la corrente richiesta dal motore per compensare la coppia resistente dell'elica deve essere tale da generare la potenza richiesta in uscita dalla batteria. La traduzione analitica del vincolo in questione è la seguente (formula 58):

$$58) \frac{P_n}{V_0} = \left(\frac{C_M}{K_M} \right)^{\frac{1}{X}}$$
$$59) C_M = K_M I^X$$

Il membro di sinistra della formula 58 rappresenta la corrente in uscita dalla batteria poiché la potenza fornita dall'accumulatore è pari al prodotto della tensione nominale (V_0) per la corrente. Il membro di destra della formula in questione, invece, rappresenta la corrente necessaria per generare la coppia del motore voluta in una specifica condizione di volo. Quest'ultimo termine deriva dalla formula 59, ossia dalla funzione che descrive la coppia generata da un motore elettrico brushless. In prima approssimazione, X può essere considerato pari a 1 [23], ma nel progetto in oggetto è stato calcolato tramite interpolazione dei dati forniti dal costruttore [fig.25]. Come si può osservare dalle figure 42, 35, 28 la formula 58 è stata soddisfatta solo in pochi istanti ed in particolare quelli in cui ci si aspettava il perfetto accoppiamento poiché il produttore ha testato il motore scelto in condizioni statiche. Prima di passare alla possibile alternativa, è giusto sottolineare che in questa trattazione non è stata considerata l'effettiva efficienza del motore in ogni istante il quale dipende dalla corrente e dalla velocità angolare. Considerando ora validi i grafici nelle figure 42, 35, 28 si potrebbe pensare di aumentare i KV del motore per ridurre la coppia a parità di corrente in ingresso in modo da ridurre l'errore sui momenti. Questa strada può essere ritenuta corretta solo se si considera un motore elettrico con circa le stesse efficienze nelle tre fasi, altrimenti cambierebbe il valore della potenza necessaria P_n .

Dopo le prime iterazioni e correzioni, il primo componente scelto è stato il motore elettrico. Per motivare anche la formula 59, vale la pena spiegare brevemente il funzionamento. In generale, un motore elettrico a corrente continua è formato da uno statore e un rotore. Lo statore è composto da bobine il quale numero, arbitrario, influirà sulla costanza della coppia. Il rotore, invece, è formato da magneti permanenti che hanno come unico grado di libertà la rotazione attorno ad un asse [fig.43]. La corrente che scorre nelle bobine dello statore è opposta in direzione tra due bobine adiacenti e varierà in direzione, in ogni bobina, con una certa frequenza dipendente dalla coppia e dal carico. In una qualsiasi bobina percorsa da corrente si genera un campo magnetico parallelo all'asse di quest'ultima. L'accoppiamento del campo magnetico

rotante dello statore e il campo magnetico fisso del rotore genera una coppia sul albero motore. Il momento in questione è dovuto alla tendenza di ogni dipolo magnetico di allinearsi con il campo magnetico locale ed è proporzionale a quest'ultimo. Per quanto detto, il controllore di velocità (ESC) varierà la coppia in uscita con una modulazione della corrente che scorre nelle bobine statoriche in modo da variare il campo magnetico generato da quest'ultime.

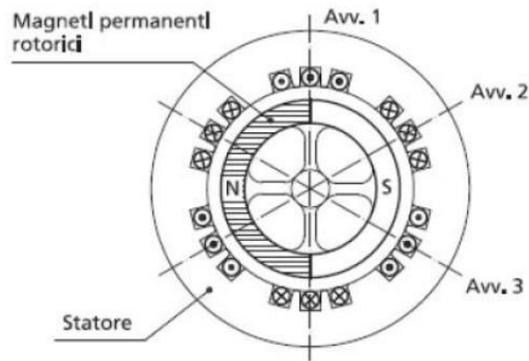


Fig.43 Motore brushless DC in sezione. {23}

Il motore utilizzato [fig.25] nelle analisi precedenti è stato scelto considerando i KV, la spinta massima al decollo e la coppia massima in output dalle prime iterazioni. Soddisfatti questi requisiti e considerando che è stato testato in condizioni statiche con una pala di elica geometricamente identica a quella scelta [fig.21], è stato analizzato nel dettaglio per ricavare dati aggiuntivi dal datasheet in figura 25. In particolare, sono state calcolate le coppie e la velocità angolare a regime nelle due condizioni di manetta, il coefficiente di spinta dell'elica in condizioni statiche e l'efficienza del motore nella condizione di massima manetta. Per far ciò, è stata considerata per prima la condizione al 50% della manetta in cui l'efficienza del motore è circa fornita dal costruttore. Ipotizzando un rendimento del motore pari a 0.87 e un rendimento dell'ESC/cavi pari a 0.95, è stata calcolata la potenza meccanica in output dal motore (formula 19). L'ESC deve essere considerato poiché è il componente che permette di richiedere diverse correnti alla batteria a parità di tensione. Precisato ciò, dalla potenza meccanica in output dal motore, è stato calcolato il numero di giri a regimi considerando valida la curva del coefficiente di potenza in figura 24-a (formula 17). Successivamente con la formula 16 è stato calcolato il coefficiente di spinta dell'elica per il rapporto di avanzamento nullo [fig.24-a => *] poiché l'elica scelta non è stata testata dal BART per questo valore [20]. Per concludere con la formula 34 è stata calcolata la coppia fornita dal motore che coincide con quella resistente generata dall'elica. Partendo dal coefficiente di spinta appena trovato, è stato fatto un processo inverso per l'analisi della condizione al 100% della manetta poiché l'efficienza del motore non è stata fornita dal costruttore. Sfruttando i dati appena ricavati e quelli forniti dal costruttore, sono state ricavate tramite interpolazione le curve rappresentanti l'efficienza e la coppia del motore al variare della corrente [fig.44, file allegato-4].

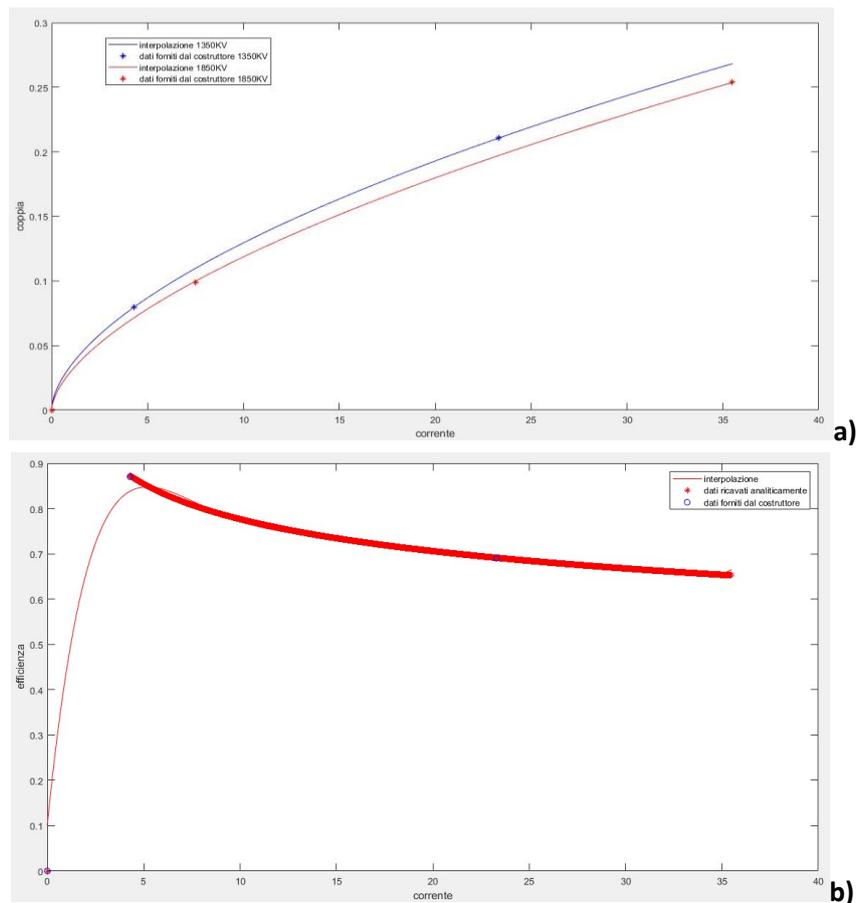


Fig.44 Il risultati ricavati in questa tesi fanno riferimento al motore con 1350 KV. **a)** Andamento della coppia generata dal motore al variare della corrente. Confronto tra lo stesso modello di motore con diversi valori di KV. **b)** Andamento dell’efficienza del motore al variare della corrente.(Matlab)

I dati di coppia sono stati interpolati con la funzione in formula 49 in cui X è stato ricavato in maniera iterativa [fig.44-a]. In letteratura è stata trovata una formulazione del momento motrice in cui X è pari a 1 [23], da cui è stato preso spunto. Poiché il modello lineare generava errori non trascurabili, è stato modificato l’esponente fino a quando la discrepanza con i dati tendeva a zero. Nel caso di 1350KV i coefficienti sono pari a 0.575 e 0.0344, invece per 1850KV sono pari a 0.6 e 0.0298 rispettivamente K_M e X [file allegato-4]. Anche se in questa tesi sono stati usati solo i dati derivanti dal motore 1350KV, è stato fatto il confronto con un motore a maggiori KV per motivare il cambiamento proposto per una futura revisione. Si osserva che la coppia generata dal motore a maggiori KV è inferiore a parità di corrente, quindi potrebbe compensare gli eccessi di coppia generati dal motore di riferimento [fig.42,35,28]. Deve essere sottolineato che il motore con 1850 KV è un confronto valido poiché è stato testato con un elica bipala con passo 4.5inch e diametro 6inch ed ha un’efficienza massima del 86%.

La figura 44-b rappresenta l’efficienza del motore con 1350KV al variare della corrente. Per l’interpolazione è stato scelto un polinomio di grado via via crescente per ridurre al minimo la discrepanza con i dati forniti dal costruttore ed è risultato del settimo grado. Oltre a quest’ultimi dati, ne sono stati calcolati altri con un metodo analitico in Matlab [file allegato-4] in cui ad ogni ciclo è stata variata la corrente. Avvalendosi della curva di coppia per il motore in questione [fig.44-a], è stata ricavata l’efficienza per ogni corrente in input

da cui poi è stata ricavata la velocità angolare dell'elica a regime con la formula 21. L'ultimo passaggio è stato quello di calcolare l'efficienza del motore con la formula a seguire:

$$60) \eta_{motore} = \frac{C_r n_e 2\pi}{\eta_{cavi} \eta_{ESC} V_{TEST} I}$$

La formula 60 rappresenta il rapporto tra la potenza meccanica in uscita dal motore e la potenza elettrica in ingresso. Nel denominatore è stata tenuta in considerazione la perdita dovuta al microcontrollore e ai cavi. Questa formulazione non è stata usata nelle fasi di missione perché ha fornito risultati privo di senso fisico (>1). La motivazione potrebbe essere che essa può essere usata solo se si possiedono le rilevazioni del motore in diverse condizioni operative. Infatti, usandola nella condizione statica, dove il costruttore ha messo a disposizione alcuni dati, essa ha fornito risultati sensati che seguivano l'andamento anticipato dal costruttore.

La scelta finale che è stata fatta è quella batteria poiché non è necessaria per l'analisi di missione e richiede in input la corrente di picco, la corrente in condizione di crociera e il voltaggio. La tensione scelta è stato un compromesso in modo d'avere basse perdite per effetto Joule e allo stesso tempo un peso contenuto. Gli altri due output dell'analisi di missione sono serviti a scegliere la capacità nominale della batteria e la capacità di picco. Il primo parametro indica l'energia accumulata nella batteria in mAh e può essere vista come la corrente necessaria a scaricare la batteria dopo un'ora. Il secondo parametro moltiplicato per 0.8 rappresenta la corrente massima erogabile dalla batteria. La tabella a seguire servirà a riassumere gli input dell'analisi di missione e i relativi parametri da essi ricavati.

INPUT	PARAMETRI DERIVANTI
Tensione nominale: 22.2 V
Corrente in crociera (13m/s): 3.4 A	$C_0 = 3000/3500 \text{ mAh}$
Corrente di picco: 23.4 A	$C = 23.4/0.8 \cong 30$

Fig.45 A destra gli input per la scelta della batteria derivanti dall'analisi di missione. A sinistra i parametri della batteria derivanti che li soddisfano.

Considerando una capacità nominale di 3000 mAh che rappresenta la minima scelta per un drone ad alta autonomia oraria, la capacità di picco in figura 45 e la tensione scelta, è stata trovata una batteria che soddisfa questi requisiti, ma con un peso maggiore di quello stimato inizialmente [24]. In particolare, il pacco batterie verrebbe a pesare circa 876g e rimarrebbe così un carico utile per il payload di 100g. Poiché la capacità di carico risultante è troppo bassa, si dovrà modificare in una futura revisione il sistema propulsivo in modo tale da ridurre la potenza necessaria in ogni fase e di conseguenza anche le dimensioni del pacco batterie. Un'idea potrebbe essere quella di aumentare la dimensione radiale della pala fino a 8inch il quale permetterebbe di ridurre il numero di giri a regimi ed è caratterizzata da un coefficiente di potenza inferiore [20]. Poiché il diametro della pala risultante sarebbe sotto il metro, significa che una riduzione del numero di giri pesa di più dell'aumento della dimensione radiale e quindi complessivamente la potenza resistente sarebbe inferiore. D'altra parte però, una revisione di alcuni venditori di motori elettrici, ha permesso di notare che un'elica con diametro superiori ai 6inch è solitamente testata con un motore con minori KV il quale in generale è più pesante perché fornisce maggiori coppie. Tuttavia, i motori elettrici pesano molto poco quindi un loro aumento non incide in maniera rilevante sul mass budget.

8.1 AUTONOMIA CHILOMETRICA ED ORARIA

Nonostante il progetto oggetto dell'analisi di missioni si è rivelato disaccoppiato dal punto di vista elicotore [fig.28,35,42] e la potenza richiesta è risultata molto grande da richiedere una batteria più pesante, è stata comunque calcolata l'autonomia chilometrica ed oraria [file allegato-9]. Per far ciò, è stato usato un modello sperimentale di scarica della batteria {25} in cui sono state testate 4 tipi di batterie LiPo: 1S, 2S, 4S, 6S. Per ogni accumulatore testato sono stati ricavati 3 coefficienti (δ , ε , ϑ) che in generale dipendono dalla tecnologia, dall'età, dall'usura della batteria e dalla temperatura ambiente durante l'esperimento. Perciò va sottolineato che il modello che verrà illustrato non risulterà sempre accurato, ma è comunque molto utile per una stima iniziale. Il computo dell'autonomia chilometrica e oraria diventerà sempre più accurato all'avvicinarsi delle condizioni al contorno durante l'esperimento. L'autonomia oraria, secondo Avanzini et al. {25}, si può calcolare con la seguente formula:

$$61) \Delta t = \delta P_n^\varepsilon C^\vartheta$$

δ è maggiore di 0 ed è il più influenzato dal numero di celle della batteria; ε è minore o uguale a -1 e dipende in maniera marcata dalla temperatura; ϑ è compreso tra 0 e 1 ed l'unico a non avere un'influenza specifica; C rappresenta la percentuale di capacità nominale della batteria che si intende usare; P_n è la potenza richiesta dalla batteria per quella specifica condizione di volo. La formula 61 è valida per una crociera a potenza costante, ma poiché il peso durante la missione rimarrà invariato essa è anche valida per una crociera ad assetto costante o a velocità costante. Per i velivoli elettrici i 3 programmi che solamente si utilizzano in fase di crociera coincidono, ossia svolgere la crociera ad assetto, potenza o velocità costante. Ad ogni valore di P_n è associato un solo valore di velocità [fig.38] e a quest'ultimo è associato un solo valore di assetto ed equilibratore (formula 53).

Utilizzando i valori ricavati sperimentalmente da Avanzini et al. {25} per una batteria LiPo 6S, è stata calcolata al variare della velocità l'autonomia oraria. Per farlo è stata necessaria sostituire nella formula 61 la formula 55 in modo da esplicitare la dipendenza dalla velocità di avanzamento [fig.45, file allegato-9].

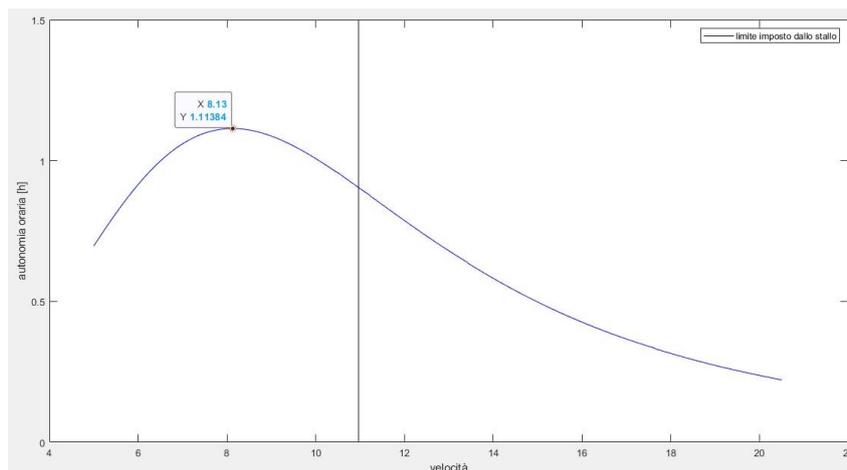


Fig.45 Andamento dell'autonomia oraria al variare della velocità. (Matlab)

Il grafico sovrastante mostra che l'autonomia oraria presenta un massimo, quindi esiste una velocità di crociera tale da ottimizzare la fase operativa. Questo risultato era previsto poiché la formula 55 ammette un minimo, come già osservato nella figura 38. La massima autonomia oraria coincide con la minima

potenza richiesta dal sistema perché il coefficiente ε è minore di 0. Dal punto di vista qualitativo è intuitivo affermare che la missione durerà più tempo se il sistema richiede poca potenza.

Per ricavare l'autonomia chilometrica, è stata usata la definizione di velocità ossia la derivata della posizione rispetto al tempo. Poiché, come per l'autonomia oraria, è stata calcolata al variare della velocità e quindi essa sarà costante, è lecito trasformare la derivata in un rapporto finito:

$$62) \Delta s = V \Delta t$$

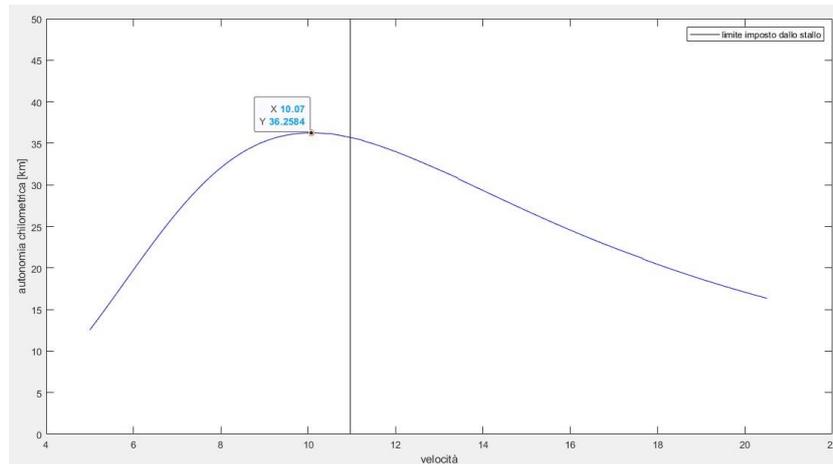


Fig.46 Andamento dell'autonomia chilometrica al variare della velocità.(Matlab)

Grazie alla formula 62 è stato ottenuto il grafico sovrastante il quale presenta un massimo [file allegato-9]. Quest'ultimo non si può ricavare analiticamente perché la derivata della formula 62 rispetto alla velocità non è calcolabile.

Dalle figure 45 e 46 si può notare che la velocità di massimo endurance e massimo range è inferiore alla velocità di stallo e quindi non rappresenta un'opzione in fase di missione. Il primo risultato dipende dalla minima potenza richiesta in crociera e quindi si deve modificare l'elica, a parità di parametri aerodinamici, per ottimizzare la durata. Il secondo risultato non era previsto poiché nelle analisi precedenti non è stato ricercato il minimo di una funzione dipendente dalla velocità come la formula 62. Poiché, non è possibile con questo progetto preliminare raggiungere le massime prestazioni, è stata scelta una velocità di crociera per calcolare le grandezze d'interesse in questione che abbia un margine di sicurezza rispetto allo stallo, ma allo stesso tempo non sia troppo grande. In particolare, è stata scelta la velocità correlata alla potenza minima approssimata [fig.38], ossia la velocità di potenza necessaria minima non considerando la dipendenza dell'efficienza dell'elica dalla velocità. La tabella a seguire mostrerà i coefficienti associati alla batteria usata e i risultati ottenuti per una velocità di avanzamento pari a 12.51.

δ	ε	ϑ	C	$\Delta t(12.51m/s)$	$\Delta s(12.5 m/s)$
24.96	-1.009	0.9664	$0.8C_0$	0.73h	32.92km

Fig.47 Coefficienti sperimentali associati alla batteria 6S {24}; percentuale di capacità nominale scelta di utilizzare in crociera; autonomia chilometrica ed oraria per una condizione possibile per questo progetto.

9 FUTURI MIGLIORAMENTI

L'analisi precedente ha permesso di mettere in luce gli errori commessi nella progettazione, quindi le migliorie che si potrebbero effettuare in una futura revisione del medesimo progetto o le accortezze da prendere in un progetto di nuova fattura. Scendendo nel dettaglio dei possibili cambiamenti per l'ottimizzazione del drone oggetto di questa tesi, è stato evidenziato, in precedenza, che le principali lacune sono state trovate nell'elica e nel motore. Per quanto riguarda l'elica sarebbe opportuno aumentarne il passo e la dimensione radiale per traslare il minimo della curva di potenza necessaria [fig.38] verso destra e ridurlo in valore. Questa affermazione è avvalorata dai test sperimentali fatti dal BART [20] in cui un'elica di diametro pari a 8inch e passo pari a 6inch si è dimostrata avere un'efficienza massima maggiore per rapporti di avanzamento superiori rispetto all'elica usata in questa tesi. Tuttavia, il coefficiente di coppia resistente si è dimostrato superiore, ma essendo anche il coefficiente di tiro superiore, a parità di caratteristiche aerodinamiche, il numero di giri a regime sarà inferiore. Poiché nella formulazione della potenza resistente (formula 17) il numero di giri è molto maggiore di 1 ed è elevato alla terza e la lunghezza delle pale è inferiore ad 1 ed è elevata alla quinta, si può concludere che complessivamente la potenza diminuisce. Considerando ora anche l'aumento del coefficiente di potenza, si può ipotizzare, qualitativamente, che la potenza rimanga circa costante. Da ciò deriva che probabilmente la curva traslerà verso il basso. Se quest'ipotesi fosse corretta, il problema dell'aumento di peso delle batterie non sussisterebbe perché ne servirebbe una tipologia con inferiore capacità nominale e di picco, quindi la capacità di carico per il payload si riavvicinerebbe a quella prevista inizialmente. Il secondo problema riscontrato da quest'analisi è stato l'accoppiamento elica-motore. In tutte le fasi è stata calcolata una discrepanza in termini di coppia a favore di quella motrice. Considerando ancora valida la modifica dell'elica (8*6 inch), si dovrebbe utilizzare un motore con maggiori KV poiché generano coppie maggiori. Quest'affermazione è stata confermata dalla revisioni di alcuni produttori di motori in cui è stato riscontrato che una pala di lunghezza ≥ 7 inch è sempre testata con un motore con $KV < 1300$. Detto ciò, un motore di questo genere produce una coppia maggiore a parità di corrente in ingresso, ma poiché la potenza necessaria sarà ridotta per effetto del cambiamento della geometria dell'elica e la potenza resistente sarà circa la stessa, si può concludere che il gap in termini di momento sia qualitativamente compensato. Gli effetti negativi di queste modifiche sono principalmente due: lo spostamento delle eliche verso poppa in modo da eliminare il vincolo delle dimensioni e l'aumento di peso dovuto ai motori. Poiché, in percentuale, il peso dei motori è quasi trascurabile, un loro aumento non compromette la capacità di carico. Invece, lo spostamento del sistema di spinta cambierebbe la posizione del baricentro a discapito del margine di stabilità, ma la variazione anche in questo caso sarebbe bassa poiché la massa aggiuntiva è poco influente.

10 CONCLUSIONE

Tramite gli input dati dall'azienda ospitante, è stato fatto un dimensionamento preliminare di un drone VTOL ibrido di peso ridotto. Per far ciò, sono stati utilizzati in sequenza i software XFLR5 e Matlab il quale hanno permesso di analizzare con buona accuratezza le principali fasi di missione del velivolo in questione che è caratterizzato dal decollo ad assetto verticale. Il primo ha permesso di ricavare le caratteristiche aerodinamiche delle superfici portanti e delle rispettive superfici di controllo, di centrare il velivolo e di avere una stima accurata dei momenti d'inerzia. Il secondo, invece, è stato usato per l'interpolazione dei dati ricavati dalle simulazioni in XFLR5 poiché quest'ultimo non fornisce i coefficienti aerodinamici d'interesse. Inoltre, grazie a Matlab è stata possibile l'analisi quantitativa di ogni fase in esame attraverso la scrittura di programmi iterativi che hanno permesso di visualizzare l'influenza delle principali variabili del problema in oggetto.

Per avere un progetto realistico, l'azienda ospitante, Siralab Robotics, ha fornito il mass budget in modo da centrare al meglio il drone ed avere una buona stima del carico disponibile per il payload. Inoltre, sotto il loro consiglio, sono stati ricercati dei dati inerenti all'elica in letteratura per avere una stima della potenza spesa in crociera veritiera.

L'analisi svolta rappresenta un punto di partenza per la modellazione di un drone ibrido VTOL della stessa tipologia dal punto di vista della geometria, dell'analisi quantitativa e della metodologia risolutiva. Le scelte fatte di carattere geometrico hanno permesso di avere un ampio margine di stabilità longitudinale, di evitare l'interferenza aerodinamica ala principale-piano di coda e elica-superfici portanti, di ridurre la resistenza aerodinamica in salita usando una fusoliera affusolata e di ridurre il peso usando un profilo alare non troppo spesso, ma che allo stesso tempo è caratterizzato da una buona efficienza aerodinamica. Il secondo aspetto, ossia i risultati computati, hanno un buon grado di approssimazione per effetto delle simulazioni numeriche con XFLR5 a monte della risoluzione. Questo avvalorava la validità di questi dati iniziali che saranno la base di futuri progetti della medesima tipologia o di future revisione del progetto in oggetto. La conoscenza della spinta necessaria e dell'efficienza potranno servire a scegliere un'elica ottimale; la potenza necessaria in crociera e di picco potranno servire a dimensionare il pacco batterie; la coppia resistente, la coppia motrice e l'intervallo operativo della corrente necessaria potranno essere utili per la scelta del motore. L'aspetto metodologico potrà essere sfruttato per altri progetti grazie all'utilizzo dei programmi scritti in Matlab. Deve essere sottolineato che la procedura nella fase di salita e di rotazione è approssimata, ma rappresenta una scelta semplice che non necessita di metodi computazionali complessi.

Per concludere, questo progetto si è concentrato principalmente sulla geometria per rendere il drone stabile longitudinalmente e sulle prestazioni in crociera. Perciò, gli aspetti da analizzare sono ancora molti come per esempio la programmazione dei microcontrollori, il data link, il radiocomando, i sensori di bordo, il payload, la prestazioni dettagliate del motore e la considerazione, in termini di momento, dello sfasamento verticale del piano di coda il quale si è dimostrato non trascurabile per velocità nell'intorno dello stallo [file allegato-8]. Oltre a ciò, non è stata analizzata la fase di atterraggio la quale rappresenta il discriminante per questa tipologia di drone VTOL ibrido. L'idea più intuitiva è quella di procedere con una manovra opposta al decollo, ma all'atto pratico essa è molto complessa perché sensibile anche ai piccoli errori angolari. Una strada più semplice potrebbe essere quella del paracadute, in cui il drone plana dolcemente sopra un materassino ad aria apposito. Seguendo questa opzione, il primo problema è dal punto di vista della resistenza agli urti: il drone dovrà resistere con un ampio margine di sicurezza in modo da non ridurre la vita operativa e dovrà essere presente un sistema che tuteli l'ala principale. Un secondo

svantaggio è di tipo logistico dovuto alla piattaforma di atterraggio. Un terzo svantaggio è dovuto al peso del paracadute e al rispettivo meccanismo di apertura.

10 BIBLIOGRAFIA

1. MIT Lincoln Laboratory, 2022. https://www.ll.mit.edu/sites/default/files/other/doc/2022-09/TVO_Technology_Highlight_41_Toroidal_Propeller.pdf.
2. Regolamento UE 2019/945, <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/IT/TXT/PDF/?uri=CELEX:32019R0945>.
3. Regolamento UE 2019/947, <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/IT/TXT/PDF/?uri=CELEX:32019R0947>.
4. Regolamento UE 2020/1058, <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/EN/TXT/?uri=celex%3A32020R1058>.
5. Regolamento UE 2022/425, <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/IT/TXT/?uri=CELEX:32022R0425>.
6. https://it.wikipedia.org/wiki/General_Atomics_RQ-1_Predator.
7. <https://ledrones.org/product/trinity-f90>.
8. UM Rao Mogili, B B V L Deepak. *Procedia Computer Science*, 133, pp. 502-509, 2018. Review on Application of Drone Systems in Precision Agriculture.
9. Agoston Restas. *World Journal of Engineering and Technology*, 3(3), 2015. Drone application for supporting disaster management.
10. Daniele Ventura, Michele Bruno, Giovanna Jona Lasinio, Andrea Belluscio, Giandomenico Ardizzone. *Eustarine, Coastal, and Shelf Science*, 171, pp. 85-98, 2016. A low-cost drone based application for identifying and mapping of coastal fish nursery grounds.
11. Stephan Getzin, Kerstin Wiegand, Ingo Schöning. *Methods in Ecology and Evolution*, 3(2), pp. 397-404, 2012. Assessing biodiversity in forests using very highresolution images and unmanned aerial.
12. <https://www.dji-store.it/aggiornamento-easa-sullidentificazione-della-classe>.
13. XFLR5 v6.02 Guidelines, 2014. [file allegato – 1]
14. Marco Drela, Harold Yougren. https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/xfoil_doc.txt, 2001.
15. Brian Maskew. NASA Contractor Report 4023, 1987. Program VSAERO Theory Document.
16. Carlo Casarosa. Pisa: Pisa university press, 2013. *Meccanica del volo (Didattica e ricerca. Manuali)*.
17. Frankler. Wikipedia, 2008. Elica. https://it.wikipedia.org/wiki/Elica#/media/File:Propeller_section.svg.
18. Menna Luca. Tesi magistrale università di Pisa, pp. 30, 2013. Progetto preliminare di eliche libere e intubate per velivoli ultraleggeri.
19. Frwiki, 2023. Caduta con resistenza dell'aria. https://it.frwiki.wiki/wiki/Chute_avec_r%C3%A9sistance_de_l'air.
20. Armin Ghoddoussi. Thesis (Ph.D.) - Wichita State University, College of Engineering, Dept. of Aerospace Engineering, 2016. A more comprehensive database for propeller performance validations at low Reynolds numbers.
21. Siddhardha Kedarisetty, Joel George Manathara. *Aerospace Systems*, 2023. Novel empirical models for estimating aerodynamic coefficients of small UAV propellers.
22. GepRC. GR2306.5 - 1350KV Motor. https://geprc.com/product/geprc-gr2306_5-1350kv-1850kv-2450kv-motors/.
23. Nicola Ganeo. Thesis and Dissertation Padua Archive, 2012. Controllo innovativo di azionamento brushless DC per trazione.
24. Battery Moseworth LiPo 6S, 3000mAh, 30C, 438g. https://it.aliexpress.com/item/4000159375116.html?pdp_npi=2%40dis%21EUR%2149%2C68%E2%82%AC%2140%2C24%E2%82%AC%21%21%21%21%40211b446216873569701834349e2627%211000000506849387%21btf&t=pvid%3A67d7eae8-5e7f-4347-8038-

[d37ba7c24fd3&afTraceInfo=4000159375116_pc_pcBridgePPC_xxxxx_1687356970&spm=a2g0o.pclist.product.mainProduct&gatewayAdapt=glo2ita](https://www.pclint.com/it/pc-bridge-ppc-xxxxx-1687356970&spm=a2g0o.pclist.product.mainProduct&gatewayAdapt=glo2ita) -

25. Giulio Avanzini, Emanuele De Angelis, Fabrizio Giulietti. Aerospace Science and Technology, 59, pp. 132-144, 2016. Optimal performance and sizing of a battery-powered aircraft.
26. Siralab Robotics s.r.l. Drone Radon X. <https://siralab.it/sr-radon-x/>