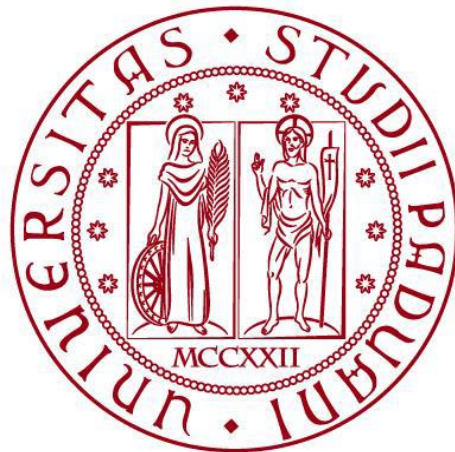


UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI PADOVA

Dipartimento di Ingegneria Industriale DII

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale



DESIGN CONCETTUALE DI UN MOTOALIANTE A PROPULSIONE SOLARE

Conceptual Design of a Solar Powered Motor-glider

Relatore: Prof. Ugo Galvanetto

Correlatori: Prof. Marco Sambin

Prof. Francesco Picano

Laureanda: Greta Ongaro 1129236

Anno Accademico 2017/2018

RINGRAZIAMENTI

Desidero innanzitutto ringraziare il Professor Ugo Galvanetto, relatore di questa tesi, per la sua grande disponibilità e la supervisione del lavoro svolto sempre accompagnata da utili consigli.

Ringrazio inoltre il Professor Marco Sambin per la sua preziosa presenza, la passione dimostrata nel trasmettermi le sue conoscenze ed innumerevoli esperienze e per avermi dato validi consigli tecnici ed il Professor Francesco Picano per i suggerimenti forniti riguardo la parte aerodinamica del mio elaborato.

Un ringraziamento particolare va ai miei genitori, Loreta e Pietro, per avermi supportata (e sopportata) durante tutti questi anni di studio, per essersi dimostrati degli ottimi amici e confidenti e per avermi giustamente “rimproverato” quando esageravo troppo con lo studio e le preoccupazioni, i miei nonni e gli zii Eleonora, Paola, Alberto e Ferruccio per essere sempre stati molto presenti nella mia vita e per avermi cresciuta come una loro figlia.

A tutti gli amici va inoltre un sentito ringraziamento non solo per essermi stati accanto durante il mio percorso di studi, ma per essersi dimostrati anche degli ottimi compagni di vita.

INDICE

ABSTRACT	9
CAPITOLO I.....	11
<i>Storia dell'aviazione solare e primi modelli realizzati</i>	<i>11</i>
CAPITOLO II.....	21
<i>Analisi dello stato dell'arte e definizione delle specifiche di dimensionamento</i>	<i>21</i>
2.1 Aerodinamica dell'aliante	23
2.1.1 Scelta del profilo alare e valutazione delle performance aerodinamiche	24
2.1.2 Prestazioni reali dell'ala finita e non isolata	40
2.1.3 Scelta della forma in pianta alare ottimale	45
2.1.4 Impennaggi : definizione dei rapporti volumetrici caratteristici.....	47
2.1.5 Design della fusoliera.....	51
2.2 Meccanica del volo	53
2.2.1 Volo in crociera: Steady Level Flight	56
2.2.2 Volo libero : Straight Gliding Flight and Turning Gliding Flight (Soaring).....	59
2.2.3 Fase di decollo: Takeoff segments.....	63
2.2.4 Fase di salita in quota: Steady Climbing Flight	67
2.2.5 Fase di atterraggio: Landing segments	70
2.3 Moduli fotovoltaici: assorbimento e conversione dell'energia solare	71
2.3.1 Tipologie di celle solari e loro principali caratteristiche	71
2.3.2 Irraggiamento solare e potenza elettrica in uscita	73
2.3.3 Calcolo dell'intensità della radiazione solare globale giornaliera media mensile	76
2.3.4 Analisi dello stato dell'arte, definizione del modello per la stima della massa specifica e delle caratteristiche prestazionali dei moduli FV	80
2.3.5 Approfondimento su disposizione ed integrazione dei moduli fotovoltaici	83
2.3.6 Stima della superficie fotovoltaica	84
2.3.7 MPPT: Inverter Maximum Power Point Tracker.....	85
2.4 Batterie ricaricabili: accumulo dell'energia elettrica	86
2.4.1 Tipologie di batterie ricaricabili e loro principali caratteristiche	87
2.5 Apparato propulsivo: motore elettrico ad elica	89

2.5.1 Motore elettrico di tipo Brushless: analisi dello stato dell'arte e principali parametri caratteristici	90
2.5.2 Riduttore ed elettronica di controllo	92
2.5.3 Elica propulsiva	93
2.6 Specifiche strutturali: modello per la stima della massa dell'airframe	94
2.7 Stima della massa fissa del motoaliante	96
CAPITOLO III.....	99
<i>Procedura di design concettuale del motoaliante</i>	<i>99</i>
3.1 Requisiti iniziali ed ipotesi di lavoro	99
3.2 Stima della massa totale dell'aeromobile di primo tentativo.....	101
3.3 Calcolo del massimo coefficiente di lift dell'ala e della velocità di stallo	104
3.4 Prestazioni aerodinamiche in condizioni di massima efficienza	104
3.5 Prestazioni aerodinamiche in condizioni di minima potenza richiesta.....	107
3.6 Definizione della configurazione di primo tentativo.....	108
3.6.1 Fase di volo livellato (Straight Level Flight)	108
3.6.2 Fase di decollo	114
3.6.3 Fase di salita in quota (Steady Climbing Flight)	119
3.6.4 Configurazione di primo tentativo: principali risultati ottenuti	122
3.7 Calcolo della massa totale di secondo tentativo.....	123
3.8 Definizione della configurazione di secondo tentativo: prima iterazione	125
3.8.1 Fase di volo livellato (Straight Level Flight)	125
3.8.2 Fase di decollo	127
3.8.3 Fase di salita in quota (Steady Climbing Flight)	128
3.8.4 Configurazione di secondo tentativo: principali risultati ottenuti	129
3.9 Calcolo della massa totale di terzo tentativo	130
3.10 Definizione della configurazione di terzo tentativo: seconda iterazione	132
3.11 Calcolo della massa totale di quarto tentativo	133
3.12 Definizione della configurazione di quarto tentativo: terza iterazione	135
3.13 Calcolo della massa totale di quinto tentativo.....	136
3.14 Definizione della configurazione di quinto tentativo: quarta iterazione	138
3.15 Calcolo della massa totale di sesto tentativo.....	139
3.16 Definizione della configurazione di sesto tentativo: quinta iterazione	141
3.17 Calcolo della massa totale di settimo tentativo.....	142

3.18 Definizione della configurazione finale: convergenza	144
3.19 Design concettuale dell'elica propulsiva	145
3.20 Stima del tempo necessario alla ricarica delle batterie	148
3.20.1 Durata totale del volo $t_{\text{VOLO}} \cong 3 \text{ h}$	148
3.20.2 Durata totale del volo $t_{\text{VOLO}} \cong 5 \text{ h}$	153
CAPITOLO IV	157
<i>Conclusioni e futuri sviluppi del progetto</i>	157
4.1 Confronto tra risultati ottenuti e parametri di massima iniziali	157
4.2 Approfondimenti consigliati e possibili sviluppi futuri.....	159
APPENDICE.....	163
BIBLIOGRAFIA	165

ABSTRACT

L'obiettivo di questo elaborato è di portare a termine il dimensionamento concettuale, o Conceptual Design, di un aliante dotato di motore elettrico alimentato ad energia solare in grado di decollare autonomamente e, all'occorrenza, di utilizzare il suo apparato propulsivo anche durante la fase di crociera.

Il lavoro che è stato condotto in questa sede è il punto di partenza per successivi studi di dettaglio atti a definire ed ottimizzare la configurazione finale del velivolo nei suoi particolari ed assume quindi un'importanza fondamentale nella determinazione del proseguimento stesso del progetto, dal momento che l'esito di questa fase preliminare ne stabilisce la fattibilità o l'eventuale irrealizzabilità.

Il motoaliante oggetto di questo studio deriva da un'idea del Professor Marco Sambin.

Sebbene questo non sia l'unico velivolo che finora è stato ideato dal professore, dal momento che è in fase di realizzazione anche un ultraleggero con struttura in legno munito di motore a combustione interna, esso è il primo pensato per volare sfruttando una delle tecnologie "green" per eccellenza, cioè quella fotovoltaica.

Nella prima parte dell'elaborato, a seguito di un breve excursus riguardante velivoli ultraleggeri ed aliante a propulsione solare realizzati finora e di un'attenta analisi dello stato dell'arte e della letteratura, saranno esposti i requisiti iniziali, le ipotesi ed i modelli adottati per il dimensionamento concettuale e preliminare dei vari componenti fondamentali del velivolo.

Dal momento che la fattibilità del progetto è strettamente legata alla fase di design condotta in questa sede, a valle della presentazione dettagliata delle stime, dei trade-offs e delle iterazioni svolte, saranno riportati i risultati ottenuti a convergenza ed un loro confronto critico con i requisiti ed i valori di massima inizialmente posti dal Professor Sambin.

Gli scopi di questo studio risiedono non solo nell'analisi della feasibility del singolo progetto in esame, ma anche nella presentazione di una strategia di dimensionamento e di un procedimento analitico che possano essere presi come spunto o adottati da altri utenti interessati ad intraprendere un simile lavoro di studio preliminare e soprattutto nel mettere in luce la necessità di investire sempre di più su tecnologie rinnovabili e sistemi propellantless per quanto riguarda la propulsione aeronautica del futuro.

Key words: Motoaliante, design concettuale, dimensionamento preliminare, fattibilità, propulsione solare, motore elettrico, tecnologie rinnovabili.

CAPITOLO I

Storia dell'aviazione solare e primi modelli realizzati

La corsa intrapresa a partire dalla fine del secolo scorso verso la graduale, anche se lenta, riduzione nell'utilizzo dei combustibili fossili come principale fonte energetica ed il crescente impegno verso l'impiego di tecnologie rinnovabili ed "eco-friendly" hanno portato negli ultimi anni allo sviluppo ed alla realizzazione di velivoli che sfruttano l'energia solare come principale o unica risorsa di energia.

Il primo aeroplano a propulsione solare al mondo fu il *Sunrise I*, il quale fu progettato da R.J.Boucher della Astro Flight Inc. e portò a termine il suo volo inaugurale nel novembre del 1974, quando dimostrò la fattibilità del volo sfruttando come unica fonte propulsiva l'energia ricavabile dalla radiazione solare.

Fu in seguito costruito un secondo modello più leggero e prestante del primo, il *Sunrise II*, il quale però, a causa di ingenti danni subiti e della conclusione del programma di test in volo, fu il protagonista di quello che può essere descritto come un vero e proprio "riciclo" di componenti.

I moduli solari installati sulla superficie alare del *Sunrise II* furono infatti tolti ed integrati in un nuovo modello, il *Gossamer Penguin*, sviluppato dal Dr. Paul B. McCready e dall'azienda da lui fondata nel 1971 a Pasadena, la AeroVironment Inc.



Figura 1.1. *Sunrise I* di Roland Boucher durante la fase di lancio, Los Angeles California 1974 (1)

Prima di approfondire le peculiarità di questo nuovo tipo di aviazione solare, nel quale si prevedeva per la prima volta la presenza di un essere umano alla guida del velivolo, è necessario illustrare brevemente i progressi fatti nel campo del volo "unmanned" anche dall'altra parte dell'oceano, soprattutto in Germania.

Nel 1976, infatti, il modello *Solaris* realizzato dall'ingegnere tedesco Fred Militky riuscì a completare tre voli della durata di 150 [s] raggiungendo una quota di 50 [m].

Questo prototipo fu il primo in Europa ad effettuare una fase di volo livellato (anche se pur molto breve) sfruttando la sola energia solare ed aprì la strada a successivi sviluppi in questo campo.

Grazie al crescente interesse che negli anni successivi si registrò sia in suolo americano che nel continente europeo furono compiuti enormi progressi sia a livello di autonomia di volo che di quote di volo raggiunte.

Tra i vari costruttori di aeromodelli che si cimentarono in questa impresa solo alcuni riuscirono a distinguersi grazie alle performance dei loro velivoli, come ad esempio Dave Beck dal Wisconsin che nell'agosto del 1996 stabilì due record con il suo *Solar Solitude*, o il tedesco Wolfgang Schaeper che, grazie al suo *Solar Excel*, tra il 1990 ed il 1999 riuscì a stabilire diversi record nella categoria degli aeromodelli solari, tra cui quello di durata del volo (11 h 34 min 18 s), quota raggiunta (2065 [m]), distanza in traiettoria rettilinea (48,31 [km]) e velocità (80,63 [km/h]). (2)- (3)



Figura 1.2. Gli aeromodelli *Solar Solitude* (1996) e *Solar Excel* (1990) (4), (2)

Il nuovo obiettivo che si ponevano i pionieri dell'aviazione solare già a partire dalla fine degli anni '70 era quello di realizzare un velivolo che potesse volare solo grazie allo sfruttamento dell'energia solare e che permettesse anche la presenza di un essere umano a bordo.

Dopo il tentativo di Larry Mauro, che nell'aprile del 1979 volò per la prima volta con il suo *Solar Riser* alimentato prevalentemente dagli accumulatori nichel-cadmio di cui era fornito, fu Paul B. McCready a riuscire nell'impresa di realizzare il primo volo pilotato a propulsione interamente solare al mondo (senza il supporto di alcun tipo di sistema di accumulo di energia).

Come già anticipato, il Dr. McCready fondò l'azienda AeroVironment Inc. nel 1971 e fu proprio grazie all'esperienza e all'appoggio fornitogli dall'ideatore del Sunrise Project, R. J. Boucher, che nel maggio del 1980 il suo *Gossamer Penguin* si librò in volo pilotato dal suo stesso figlio tredicenne.

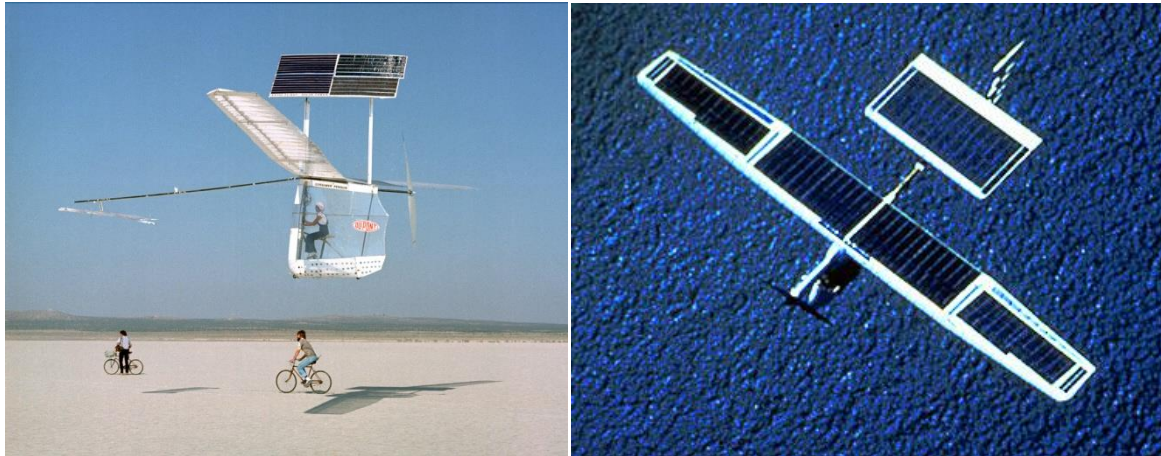


Figura 1.3. *Gossamer Penguin* (1980) e *Solar Challenger* (1981) di Paul B. McCready (5), (6)

Nonostante il primato stabilito, il velivolo si dimostrò poco sicuro per essere pilotato a quote più elevate di qualche metro dal suolo e per questo McCready fu incaricato di progettare un nuovo aeromobile solare in grado questa volta di attraversare il canale della Manica sfruttando solamente l'energia solare come unica fonte di alimentazione per il motore.

Fu questo il caso di *Solar Challenger* che con i suoi 14.2 [m] di apertura alare, nel luglio del 1981, percorse 262.3 [km] volando da Pontoise-Cormeiller fino alla base della RAF a Manston vicino Londra senza l'utilizzo di alcun sistema di accumulo di energia.

Nel frattempo, in Germania, Günter Rochelt stava tentando di emulare le performance ed il successo dimostrato dal *Solar Challenger*.

Per questo motivo progettò e costruì personalmente il *Solair I*, velivolo che però, a causa della scarsa superficie fotovoltaica di cui era fornito, dovette essere equipaggiato di una batteria al nichel-cadmio in modo tale da poter così fornire al motore l'energia elettrica necessaria alla fase di ascesa, essendo l'energia erogata dai pannelli inferiore a quella richiesta dal sistema propulsivo.

Anche gli Stati Uniti diedero ancora una volta il loro contributo in questa corsa verso la costruzione di un aeromobile solare in grado di volare sfruttando solo l'energia erogata dai moduli fotovoltaici e allo stesso tempo di garantire elevate prestazioni sia per quanto riguarda la durata della fase di volo che per quanto concerne le distanze e le quote raggiunte.

A questo proposito fu Eric Raymond, nell'agosto del 1990, a riuscire con il suo *Sunseeker* ad attraversare gli Stati Uniti attraverso 21 differenti voli per un totale di 121 ore passate in aria.

Qualche anno dopo (1996), nella cittadina di Ulm in Germania, in occasione di una delle competizioni aeronautiche che periodicamente venivano organizzate in memoria del pioniere Albrecht Berblinger, vennero offerti allettanti premi per chi fosse riuscito a sviluppare un velivolo solare in grado di fornire almeno il 50% della potenza richiesta dal sistema propulsivo attraverso lo sfruttamento della sola potenza erogata dai moduli solari di cui era fornito.

In questa occasione si distinsero principalmente 3 diversi prototipi: *Icaré 2* del vincitore Rudolf Voit-Nitschmann, professore all'Università di Stuttgart, *O Sole Mio* del team italiano guidato dal Dr. Antonio Bubbico e *Solair II* del team guidato dal già sopracitato Günter Rochelt.



Figura 1.4.I velivoli *Sunseeker* di Eric Raymond (1990) ed *Icaré 2* di Rudolf Voit-Nitschmann (1996)
(7), (8)

Negli anni successivi la ricerca cominciò a concentrarsi soprattutto verso lo sviluppo di aeroplani a propulsione solare in grado di volare continuamente a quote molto elevate, spesso superiori ai 20[km].

Lo scopo era quello di progettare e realizzare dei velivoli destinati ad attività di monitoraggio continuo della Terra o ad essere utilizzati come piattaforme di telecomunicazione per periodi di tempo anche molto lunghi, a partire da qualche settimana fino a diversi mesi.

Il primo contributo in questo senso venne dato da *HALSOL*, prototipo sviluppato dall'azienda AeroVironment Inc. che sfortunatamente non fu in grado di soddisfare appieno i requisiti da ottemperare per la realizzazione di voli continuativi a causa dell'inadeguatezza dei sottosistemi dedicati all'immagazzinamento dell'energia elettrica.

Successivamente l'azienda passò alla realizzazione del *Pathfinder*, velivolo caratterizzato da un'apertura alare di 30 [m] e da un peso di 254 [kg] che effettuò il suo primo volo al Dryden Flight Research Center della NASA nel 1993.

L'anno successivo questo aeromobile entrò a far parte del programma ERAST (Environmental Research Aircraft Sensor Technology) della NASA che cominciò ad occuparsi, proprio a partire da quell'anno, dello studio, sviluppo e realizzazione di prototipi destinati al volo continuativo a quote elevate. (2)

Da questo momento venne decretato l'inizio di una nuova era per l'aviazione solare, quella degli HALE, cioè degli *High Altitude Long Endurance Vehicle* che, come si può facilmente desumere dal loro stesso nome, erano velivoli destinati prevalentemente a missioni ad alta quota e di lunga durata, tra le quali si possono ad esempio ritrovare quelle destinate ad operazioni di imaging e surveillance della superficie terrestre e dei fenomeni che la caratterizzano o allo studio e monitoraggio dell'atmosfera.



Figura 1.5. *Pathfinder* e *Pathfinder Plus* del programma ERAST della NASA (1993-1998) (9), (10)

Nel 1995 il *Pathfinder* riuscì a raggiungere una quota di 15392 [m] e due anni più tardi stabilì un nuovo record di altezza per i velivoli propulsi ad energia solare, superando i 21 [km] di quota di volo (più precisamente 21802 [m]).

Prima di passare alla costruzione di un nuovo aeroplano solare, la NASA preferì apportare alcune modifiche al *Pathfinder* in modo tale da poter analizzare le performance ottenute a seguito delle migliorie aggiunte e valutare la loro applicabilità ad un nuovo progetto.

Nel 1998 nacque quindi *Pathfinder Plus*, aeromobile dotato di un'apertura alare maggiore del suo predecessore e costruito utilizzando nuove tecnologie sia per quanto riguarda la parte aerodinamica che per quella propulsiva e solare.

Venne quindi realizzato il *Centurion*, velivolo dotato di un'apertura alare raddoppiata rispetto a quella del *Pathfinder* e che doveva essere il precursore di una futura flotta di aeromobili in grado di rimanere in volo continuamente per settimane o mesi trasportando a quote molto elevate (superiori anche ai 24 [km]) un'ingente massa di payload costituito totalmente da strumentazione scientifica, sensori ed equipaggiamento per effettuare attività nel campo dell'imaging e delle telecomunicazioni.

Il sottosistema dedicato all'accumulo di energia elettrica con cui era equipaggiato il *Centurion* non era però in grado di fornire abbastanza energia da permettere il volo continuativo anche durante l'intera fase notturna e quindi non fu in grado di portare a termine appieno gli scopi dimostrativi per i quali era stato progettato. (2)

Fu solo attraverso lo sviluppo di un successivo aeromobile, *Helios*, che la NASA colmò anche il gap relativo al volo continuativo durante la fase notturna.

Grazie alla realizzazione di questo prototipo la NASA voleva dimostrare di avere a disposizione le tecnologie e le conoscenze adatte ad intraprendere e a portare a termine la progettazione e la costruzione di un velivolo in grado di volare per almeno 24 ore continue e capace anche di raggiungere quote vicine ai 30 [km].



Figura 1.6. I velivoli *Centurion* ed *Helios* del programma ERAST della NASA (11), (12)

A causa della sua prematura distruzione a seguito di failures a livello strutturale, *Helios* non fu mai in grado di dimostrare la fattibilità tecnologica della permanenza in aria per un periodo di tempo superiore alle 24 ore, ma nel 2001 riuscì comunque a stabilire un record mondiale non ufficiale volando fino ad una quota di 29524 [m].

Anche il continente europeo in quegli anni cominciava a dare il suo contributo nell'ambito dello sviluppo di aeromodelli ed aeromobili in grado di volare con continuità per periodi di tempo sempre più lunghi e di raggiungere quote sempre più elevate, con l'obiettivo di porre le basi per la futura realizzazione di velivoli dedicati al monitoraggio ed allo studio sia della superficie terrestre che dell'ambiente atmosferico.

I progetti che risultano degni di nota sono:

- *Solitaire*, aeromodello costruito al DLR Institute of Flight Systems, dotato di un'apertura alare di 5.2 m e di moduli fotovoltaici in grado di modificare il loro assetto per garantire sempre la migliore esposizione alla radiazione solare;
- Il progetto *Helinet*, nato dalla collaborazione tra dieci diversi partners europei, che portò alla realizzazione di un prototipo in scala chiamato *Heliplat* e caratterizzato da un'apertura alare di 24m;
- *Solong*, il velivolo realizzato dall'azienda AcPropulsion di Alan Cocconi che nel 2005 riuscì a portare a termine gli obiettivi dimostrativi che pochi anni prima *Helios* non era stato in grado di raggiungere;

- I due aeromobili *Zephyr*, progettati e costruiti dall'azienda britannica QinetiQ con lo scopo di raggiungere nuovi traguardi nell'ambito dello sviluppo tecnologico di velivoli più prestanti in termini di continuità della permanenza in aria grazie allo sfruttamento dell'energia solare.



Figura 1.7. L'aeromodello *Solong* di Alan Cocconi (2005) ed uno dei due aeromobili *Zephyr* della QinetiQ (2007) (13), (14)

Furono il *Solong* ed uno dei due *Zephyr* ad ottenere le migliori performance, riuscendo di fatto non solo a dimostrare la fattibilità del “volo eterno”, ma anche a stabilire nuovi record mondiali.

Nel giugno del 2005 l'aeromodello *Solong*, dopo essere riuscito solo due mesi prima a volare con continuità per 24 ore ed 11 minuti solo grazie allo sfruttamento delle termiche ascensionali e dell'energia ricavata dai moduli solari di cui era fornito, fu in grado di rimanere in volo per ben 48 ore e 16 minuti.

Appena due anni dopo, nel settembre del 2007, uno dei due aeromobili *Zephyr* stabilì il record mondiale per la maggiore permanenza in volo da parte di un aeroplano solare privo di pilota a bordo, raggiungendo le 54 ore consecutive di volo. (2)

Alla fine di questa breve panoramica risulta oltremodo necessario evidenziare il grosso contributo dato dai maestosi aerei solari *Solar Impulse* e *Solar Impulse 2* non solo nel settore dell'aviazione solare, ma anche a livello di sensibilizzazione delle masse riguardo le potenzialità legate all'utilizzo di energie rinnovabili.

La progettazione del *Solar Impulse* cominciò a prendere forma a partire dall'anno 2003 nei pressi dell'Università Politecnica di Losanna, in Svizzera, con l'obiettivo principale di riuscire a realizzare un velivolo solare in grado di circumnavigare il globo terrestre sfruttando l'energia solare convertita dai pannelli fotovoltaici e l'energia accumulata nelle batterie per le fasi di volo notturno o in condizioni meteorologiche sfavorevoli.

Grazie allo sviluppo tecnologico ed alle conoscenze acquisite attraverso i primi voli del *Solar Impulse* fu possibile realizzare il suo successore, il *Solar Impulse 2*, che tra il 2015 ed il 2016 riuscì nell'impresa di circumnavigare il pianeta.

Questo maestoso aeromobile cominciò il suo viaggio il 9 marzo del 2015 da Abu Dhabi e, dopo aver percorso più di 42000 [km] attraversando 4 continenti ed aver accumulato più di 550 ore di volo, atterrò nello stesso aeroporto esattamente un anno e quattro mesi più tardi, il 26 luglio 2016.

Fu un'impresa storica, dal momento che riuscì non solo a dimostrare la fattibilità del “volo eterno” attraverso l'utilizzo di tecnologie propulsive “propellantless”, ma anche a suscitare l'interesse sia della comunità scientifica che dei meno esperti riguardo la possibilità di uno sfruttamento sempre maggiore di tecnologie “green” in campo aeronautico. (15)



Figura 1.8. L'aeromobile *Solar Impulse 2* durante il suo viaggio attorno al globo terrestre (2015-2016)
(16)

Dal momento che lo scopo principale di questo elaborato è quello di portare a termine il dimensionamento concettuale di un motoaliante a propulsione solare di dimensioni contenute e progettato per volare a quote non superiori ai 1500-2000 [m], si è reso necessario, anche su consiglio del Professor Sambin, analizzare le performance di velivoli destinati a simili applicazioni e caratterizzati, anche solo in parte, da sistemi o sottosistemi di analoga configurazione.

Di seguito sono brevemente illustrati i dati tecnici relativi a due diversi motoalianti, uno dotato di motore elettrico ed elica retrattile, l'altro propulso da un motore a 3 cilindri alimentato a benzina, ma caratterizzato da dimensioni più vicine a quelle dell'aeromobile oggetto del dimensionamento trattato in questa tesi.

Il primo ad essere presentato è il *Silent 2 Electro*, velivolo interamente sviluppato e realizzato dall'azienda italiana Alisport.

Le caratteristiche peculiari di questo aliante sono principalmente legate al suo particolare sistema propulsivo, costituito da un'elica frontale retrattile ad elevata efficienza e da un motore elettrico brushless altamente affidabile.

Grazie al suo rapporto d'aspetto ($AR=20$) ed al suo design a ridotto attrito aerodinamico, questo aeromobile è in grado di raggiungere valori di efficienza aerodinamica e quindi di rapporto di planata molto elevati (1:40).

La retrattilità dell'elica frontale posizionata sul “naso” dell'aliante e del carrello centrale collocato nella parte inferiore della fusoliera assicura un'elevata pulizia aerodinamica, dal momento che questi due

sistemi vengono “dispiegati” solo durante le fasi di volo che prevedono il loro utilizzo, per poi venire velocemente retratti in modo tale da ridurre il più possibile le perdite legate al drag aerodinamico. (17)

La seguente tabella riassume i dati tecnici principali di questo motoaliante a propulsione solare.

Apertura alare	13,5 [m]	Potenza del motore	22 [kW]
Superficie alare	9 [m ²]	Peso del motore	9,5 [kg]
Aspect Ratio (AR)	20:1	Diametro elica	1 [m]
Lunghezza fusoliera	6,34 [m]	Peso batterie	16,5 [kg] ciascuna
Peso a vuoto (Empty Weight)	200 [kg]	Capacità batterie	4,3 [kWh]
Massimo Payload	100 [kg]	Rate of climb	> 2 [m/s]
Massimo carico alare	35 [kg/m ²]	Massimo peso al decollo	300 [kg]
Best Glide	40:1	Efficienza aerodinamica	40

Tabella 1.1. Scheda tecnica del motoaliante *Silent 2 Electro*

Il sistema propulsivo e quello di accumulo di energia di cui è dotato questo velivolo altamente performante sono stati dimensionati per consentirgli non solo di effettuare le operazioni di decollo in maniera autonoma, svincolandolo perciò dalla necessità di essere trainato da un altro aeromobile, ma anche di intraprendere fasi di volo propulse, ove si rendesse necessario a causa di condizioni meteorologiche sfavorevoli o carenza di correnti termiche ascensionali di intensità abbastanza elevata.

Le analogie con l’aliante oggetto del dimensionamento condotto in questo studio sono molteplici, come l’utilizzo di un sistema propulsivo costituito da un’elica alimentata attraverso un motore elettrico DC brushless, il diametro delle pale dell’elica, la forma del piano alare e del piano di coda, il carico alare, l’uso di un carrello centrale retrattile e la possibilità di decollare autonomamente e di condurre fasi di volo livellato sfruttando la potenza fornita al motore da batterie ricaricabili al Litio.

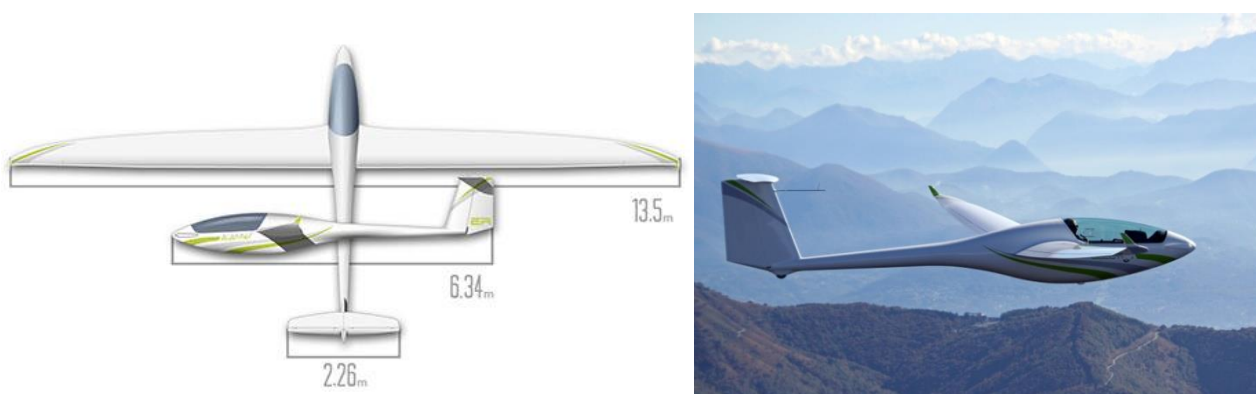


Figura 1.9. Il motoaliante *Silent 2 Electro* dell’azienda italiana Alisport e le sue dimensioni caratteristiche (17)

Il secondo motoaliante ad essere analizzato è il *Windex 1200 C*, aeromobile progettato da Sven-Olof Ridder a partire dai primi anni ottanta e prodotto inizialmente dall’azienda svedese Radab, poi, a partire dal 1999, dalla WindexAir AB.

Anche questo secondo aliante, come il precedente, è in grado di decollare autonomamente grazie all'unità propulsiva di cui è dotato. In questo caso si tratta di un'elica a passo variabile alimentata da un motore König SC-430 a 3 cilindri, entrambi installati approssimativamente alla metà dello stabilizzatore verticale di coda, in maniera tale da ridurre il più possibile l'attrito aerodinamico e quindi aumentare l'efficienza aerodinamica ed il rapporto di planata del velivolo. (18)

La seguente tabella riassume i dati tecnici principali di questo motoalante propulso da un motore a benzina.

Apertura alare	12,1 [m]	Velocità massima	270 [km/h]
Lunghezza fusoliera	4,92 [m]	Velocità di crociera	210 [km/h]
Superficie alare	7,41 [m ²]	Velocità di stallo	70 [km/h]
Aspect Ratio (AR)	19,75 :1	Never Exceed Speed	350 [km/h]
Massa a vuoto (Empty Weight)	175 [kg]	Massimo Rapporto di planata	36:1
Massimo peso al decollo	310 [kg]	Rate of climb	2,5 [m/s]
Potenza del motore	15 [kW]	Rate of sink	0,61 [m/s]
Massima Efficienza aerodinamica	36	Carico alare	41,83 [kg/m ²]
Capacità del motore (Carburante)	20 [L]	Rapporto Potenza/massa	16,1 [kg/kW]
Peso del motore	13,8 [kg]	Diametro dell'elica	1,05 [m]

Tabella 1.2. Scheda tecnica del motoalante *Windex 1200 C*

Sebbene questa seconda tipologia di aliante non sfrutti sistemi propellantless o tecnologie rinnovabili, risulta ugualmente di un certo interesse ai fini dello studio che sarà condotto attraverso questo elaborato, dal momento che, come sarà più chiaro a partire dal prossimo capitolo, si possono riscontrare alcune analogie con il velivolo oggetto di questo dimensionamento sia in termini di livelli potenza in gioco, sia in relazione ad alcune dimensioni caratteristiche e prestazioni aerodinamiche.

Le principali somiglianze riguardano la lunghezza della fusoliera, la collocazione del sistema propulsivo, il diametro delle pale dell'elica, il rapporto potenza/peso del motore, il rateo di salita ed il carico alare, nonché la forma del piano alare, del piano di coda e della fusoliera.

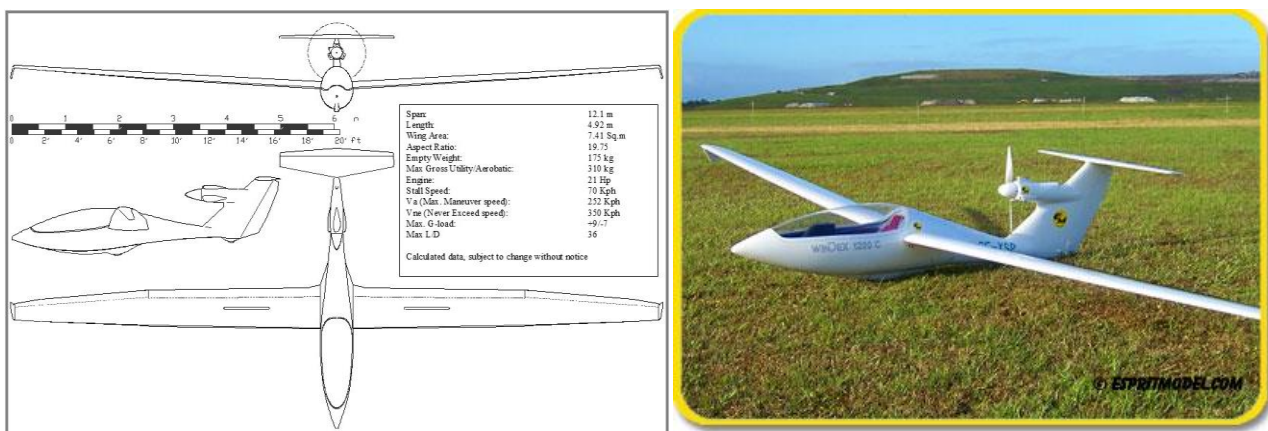


Figura 1.10. Trittico, scheda tecnica e modello realizzato del motoalante *Windex 1200 C* (19), (20)

CAPITOLO II

Analisi dello stato dell'arte e definizione delle specifiche di dimensionamento

In questo secondo capitolo sarà condotta un'analisi dello stato dell'arte e della letteratura con lo scopo di determinare i modelli analitici adatti a simulare in maniera più corretta possibile le caratteristiche peculiari dei principali sottosistemi ed elementi costituenti l'ossatura dell'aeromobile solare oggetto di questo studio preliminare.

Prima di tutto si rende necessario introdurre brevemente quelli che sono i **requisiti principali** che sono stati posti come base di partenza per questo lavoro di dimensionamento concettuale:

σ = Carico alare (Wing Load)	35 [kg/m ²]
b = Apertura alare (obiettivo)	7,5 [m]
AR = Aspect Ratio	10,94 *
$\lambda = \frac{C_t}{C_r} = \frac{\text{corda del profilo di estremità alare}}{\text{corda del profilo di radice alare}} = \text{rapporto di rastremazione}$	0,6875
M_{TOT} = Massa totale dell'intero velivolo (obiettivo)	180-200 [kg]
$M_{P/L}$ = Massa Payload (Pilota)	80 [kg]
L = Lunghezza	4,2 - 4,5 [m]
$\dot{r} = (R/C) = \text{Rateo di salita (Rate of climb)}$	2,5 [m/s]
P_{MAX} = Potenza massima del motore	12-15 [kW]
h_{VOLO} = Quota di volo	1000-1500 [m]
λ_{VOLO} = Latitudine di volo	45° - 46° N
$t_{RICHIESTO}$ = Tempo di utilizzo del sistema propulsivo durante la fase di volo nominale	15 - 20 [min]
$\left(\frac{L}{D}\right)_{max}$ = Massima efficienza aerodinamica = Best Glide Ratio (Rapporto di planata)	≈20:1 (minimo)

Tabella 2.1. Requisiti principali di dimensionamento relativi al motoalante in esame

* In realtà il valore del Rapporto d'Aspetto (AR) non è stato posto come requisito, ma è una diretta conseguenza dei vincoli stabiliti a livello di carico alare, massa totale dell'intero velivolo e apertura alare, dal momento che questo parametro può essere ricavato nella seguente maniera:

$$S = \frac{M_{TOT}}{\sigma} = \frac{180}{35} \text{ [m}^2\text{]} = 5,14 \text{ [m}^2\text{]}$$

$$AR = \frac{S}{b^2} = \frac{5,14}{7,5^2} = 10,94$$

Oltre a questi dati prettamente tecnici è essenziale evidenziare il requisito fondamentale che il sottosistema di potenza deve soddisfare, cioè quello di permettere al motoalante di decollare in maniera

autonoma ed indipendente, senza bisogno di essere trainato da un altro aeromobile o attraverso un verricello.

Inoltre il pilota deve, all'occorrenza, poter accendere il motore anche tra una fase di veleggiamento ed un'altra o per spostarsi da una corrente ascensionale alla successiva in maniera più efficiente possibile oppure in condizioni meteorologiche particolarmente sfavorevoli.

L'obiettivo che si intende quindi perseguire è quello di progettare un aeromobile in grado di essere performante sia in fase di veleggiamento sia in condizioni di volo non nominali, durante le quali altri velivoli del suo genere non riuscirebbero né ad essere ugualmente prestanti né probabilmente ad alzarsi in volo.

A seguito della procedura di design concettuale sarà reso chiaro quali requisiti siano stati rispettati e quali invece abbiano dovuto subire una lieve modifica per motivi strettamente legati a scelte progettuali condotte durante il dimensionamento.

Questo tipo di attività è estremamente multidisciplinare, dal momento che coinvolge diversi settori di studio come, ad esempio, l'aerodinamica, la dinamica e la meccanica del volo, l'elettrotecnica, la propulsione aerea, il campo delle strutture e dei sistemi aerospaziali.

Per questo motivo si riscontrano spesso alcune difficoltà nel riuscire a trovare modelli che riescano a simulare in maniera consona il comportamento dei vari sottosistemi durante le diverse fasi che caratterizzano il volo (i.e. decollo, volo livellato/di crociera, ascesa, planata, volo all'interno delle termiche ascensionali, atterraggio, etc.) e che siano in grado di stimare correttamente le loro proprietà e caratteristiche preliminari in modo tale da poter determinare le specifiche per il dimensionamento delle varie componenti fondamentali del velivolo.

In sostanza è necessario riuscire a coniugare diverse esigenze e fare dei trade-offs in maniera tale da ottimizzare il più possibile la configurazione dell'aeromobile che si sta modellando analiticamente.

A valle di queste osservazioni si può facilmente dedurre come il processo di dimensionamento richieda un attento studio ed una profonda analisi sia della letteratura disponibile nel campo della progettazione di aeromobili sia dello stato dell'arte relativo al design dei singoli sottosistemi costituenti l'intero velivolo, allo scopo di condurre un lavoro che descriva in maniera più corretta possibile quello che è il comportamento reale del sistema che si sta progettando.

Saranno quindi prima di tutto trattate separatamente le seguenti 6 branche di studio, alle quali, in sostanza, appartengono i sottosistemi principali che compongono il motoaliante solare in esame:

1. Aerodinamica dell'aliante → specifiche prestazionali;
2. Meccanica del volo → specifiche prestazionali;
3. Assorbimento e conversione dell'energia solare → specifiche elettriche;
4. Accumulo di energia elettrica → specifiche elettriche;
5. Propulsione solare/elettrica – Power Plant → specifiche elettriche e prestazionali;
6. Configurazione strutturale → specifiche strutturali.

Attraverso ognuno di questi diversi settori di analisi saranno infine definite le specifiche tecniche ed i modelli necessari a stimare la massa e le prestazioni sia dei singoli sottosistemi che del velivolo nella sua interezza per passare poi, nel capitolo successivo, alla vera e propria fase di dimensionamento concettuale dell'aliante.

2.1 Aerodinamica dell'aliante

La prima disciplina ad essere chiamata in causa in questa analisi è l'aerodinamica, in quanto uno degli obiettivi principali nella progettazione di un aeromobile performante deve essere quello di conseguire la configurazione più efficiente possibile dal punto di vista aerodinamico, in maniera tale da ridurre notevolmente l'azione del drag aerodinamico sulla struttura del velivolo e consentire quindi al pilota di ottenere elevate prestazioni sia in fase di veleggiamento (planata) sia durante le fasi in cui il volo è sostenuto dall'apparato propulsivo.

Gli elementi principali che concorrono alla definizione delle prestazioni aerodinamiche di un aliante sono i seguenti: (21)

- profilo alare (di radice e di estremità alare);
- superfici di portanza, cioè le due semiali;
- superfici di controllo mobili, come alettoni, elevatori e timone;
- superfici di stabilità fisse, come lo stabilizzatore orizzontale e lo stabilizzatore verticale o deriva;
- superfici mobili chiamate diruttori di flusso o spoilers, con la funzione di ridurre drasticamente la portanza per velocizzare la fase di discesa senza dover aumentare la velocità di avanzamento;
- flap o ipersostentatori, i quali servono sostanzialmente a ridurre la velocità di sostentamento dell'aliante, permettendo all'ala di portare lo stesso peso ma operando ad un più alto C_L ;
- winglets, particolari appendici aerodinamiche eventualmente applicate all'estremità alare con lo scopo di ridurre l'intensità della vorticosità concentrata in queste zone e quindi di mitigare l'effetto del drag indotto (C_{Di});
- fusoliera;
- apparato propulsivo (se non retrattile è una fonte aggiuntiva di drag aerodinamico);
- carrello di atterraggio (se non retrattile è una fonte aggiuntiva di drag aerodinamico).

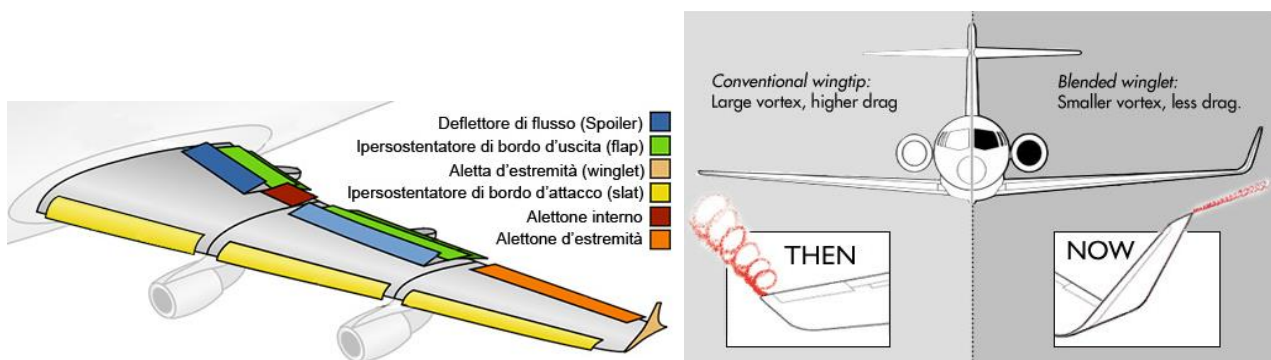


Figura 2.1 Identificazione delle principali superfici di controllo mobili ed appendici aerodinamiche dell'ala ed illustrazione dell'effetto dei winglets sull'intensità dei vortici di estremità alare (22), (23)

2.1.1 Scelta del profilo alare e valutazione delle performance aerodinamiche

Prima di tutto si rende necessaria l'individuazione dei profili aerodinamici che solitamente vengono utilizzati nella progettazione di alianti in modo tale da poterne confrontare le prestazioni e scegliere quindi quello più adatto a soddisfare i requisiti e gli obiettivi di progetto.

Lo studio e l'analisi di diversi testi presenti in letteratura ha permesso di rintracciare le principali proprietà ed i requisiti che un buon profilo alare deve soddisfare nel caso in cui debba essere utilizzato per la realizzazione di un velivolo che debba affrontare condizioni di volo caratterizzate da ridotta velocità di avanzamento e necessità di elevata efficienza aerodinamica.

I profili alari che vengono solitamente impiegati in questo tipo di applicazioni sono profili concavo-convessi laminari (cioè a minimo drag) e profili ad elevata portanza, dal momento che consentono di ottenere ottime prestazioni alle basse velocità ed attraverso i loro notevoli coefficienti di portanza riescono a sopperire ai modesti valori di pressione dinamica così da generare una forza di intensità tale da reagire alla gravità e consentire il sostentamento in volo del velivolo.

Dal momento che, come appena anticipato, questa tipologia di aeromobili vola tipicamente a basse velocità, la scelta di un profilo alare che sia aerodinamicamente performante è spesso volta verso quelli che prendono il nome di "Low Reynolds Airfoils", cioè profili a basso numero di Reynolds.

In questa categoria possiamo trovare i profili Eppler, come ad esempio l'E387, l'E214 o l'E603, gli SD, come l'SD7032, gli FX, come ad esempio l'FX-63-137, l'FX 61-163 o l'FX 60-126, gli HQ, come l'HQ 17/14.38 ed i NACA, come il NACA 63215, il NACA 63618 ed il NACA 662415 (anche se questi ultimi sono più comunemente utilizzati per il design della fusoliera). (3), (24)

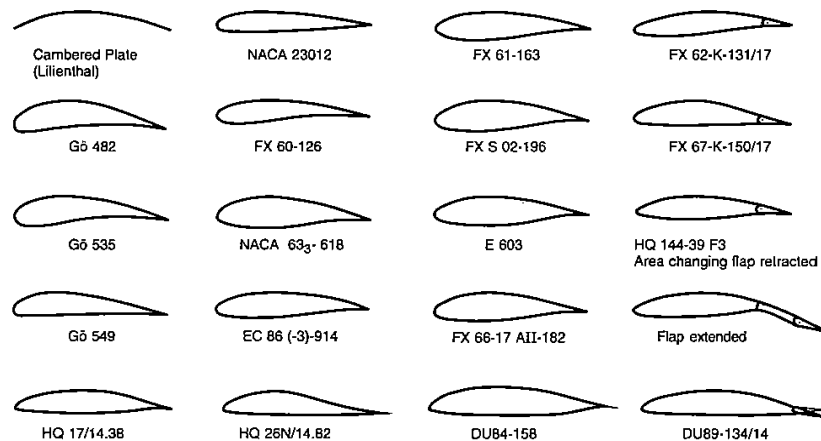


Figura 2.2 Alcuni profili alari di comune utilizzo nel campo degli alianti (24)

Nel caso in oggetto, per una questione di semplicità costruttiva, si è scelto di mantenere lo stesso tipo di profilo lungo tutta la semiapertura alare, a partire dalla radice sino all'estremità dell'ala, andando a variare solo la lunghezza della corda in modo tale da ottenere una pianta alare di forma trapezoidale, la quale sarà trattata in seguito più nel dettaglio.

La scelta del profilo alare adatto è stata fatta a valle di un confronto critico tra **7 differenti profili** che sono stati selezionati tra quelli maggiormente utilizzati nel campo degli alianti per le loro caratteristiche di minimo apporto di attrito o per i loro elevati coefficienti di portanza.

Per poter valutare il comportamento aerodinamico dei vari profili è stata prima di tutto ipotizzata una velocità di volo di circa $28 \div 30$ [m/s] (che si vedrà in seguito essere vicina alla velocità di crociera in condizioni di massima efficienza aerodinamica), in modo tale da poter capire in che range di numeri di Reynolds viaggia il motoalante.

Il valore di primo tentativo della velocità di avanzamento utilizzato per effettuare la stima del numero di Reynolds di volo è frutto di una scelta ponderata, dal momento che comunemente, nel campo dei motoalianti o degli ultraleggeri in generale, le velocità tipiche in fase di crociera vanno dagli 80 [km/h] fino ai 220 [km/h] e la velocità da non superare si aggira di solito attorno ai 250-270 [km/h].

Si è poi proceduto alla stima effettiva del numero di Reynolds nella seguente maniera:

$$\mathbf{Re} = \frac{\rho L v}{\mu}$$

dove:

ρ = densità atmosferica alla quota di dimensionamento;

L = lunghezza caratteristica del fenomeno considerato, in questo caso la corda media geometrica del profilo;

v = velocità di avanzamento in [m/s];

μ = viscosità dinamica del fluido alla quota di dimensionamento;

$\mu / \rho = \nu$ = viscosità cinematica del fluido alla quota di dimensionamento.

La quota rispetto alla quale si effettua il dimensionamento è quella a cui vola l'aeromobile in fase di crociera, cioè la sua altezza relativa rispetto al suolo.

Le stime effettuate durante la procedura di design concettuale sono state svolte ipotizzando di volare in zone caratterizzate da una latitudine di circa 45° - 46° Nord, cioè quella a cui si trova il Veneto, o più precisamente Padova.

Se si va quindi, ad esempio, a valutare l'altezza di Padova sul livello del mare si può riscontrare che essa equivale a:

$$\mathbf{h_{PADOVA(s.l.m.)} \approx 12 \text{ [m]}}$$

Questo sta a significare che la quota di volo di dimensionamento $\mathbf{h_{VOLO} = 1000 \div 1500 \text{ [m]}}$ può essere considerata come un'altezza assoluta, data l'entità trascurabile dell'altezza della città di Padova rispetto al livello del mare.

La densità atmosferica ρ_h alla quota di volo considerata di 1500 [m] è stata calcolata attraverso la seguente formula:

$$\rho_\infty = \rho_h = \rho_{1500m} = 1,226 \times (1 - 2,26 \times 10^{-5} \times h)^{4,256} \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right] = 1,0586 \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right]$$

la quale risulta valida nel seguente intervallo di altezze : $0 \leq h \leq 11000$ [m]. (25)

La temperatura dell'atmosfera al livello del mare è di 288,15[K] e decresce linearmente con la quota di 6,5[K] ogni 1000 [m] fino a 11000 [m], assestandosi poi ad un valore costante pari a 216,65 [K].

La temperatura assoluta alla quota di volo ipotizzata può essere stimata nella seguente maniera: (25)

$$T_h = T_{1500m} = 288,15 - 0,0065 \times h = 278,4 \text{ [K]}$$

Ora risulta possibile determinare la viscosità dinamica, la quale approssimativamente risulta essere pari a:

$$\mu = 1,74 \times 10^{-5} \text{ [Pa} \times \text{s]}$$

e come diretta conseguenza si può calcolare anche il valore della viscosità cinematica:

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \approx 1,64 \times 10^{-5} \left[\frac{\text{m}^2}{\text{s}} \right]$$

L'ultimo parametro che è necessario valutare per effettuare la stima approssimata del numero di Reynolds di volo di primo tentativo è la lunghezza caratteristica del fenomeno in esame, che in questo caso risulta essere la corda media geometrica del profilo alare.

Il calcolo della seguente grandezza viene svolto utilizzando la seguente formula:

$$L = C_{\text{media}} = \frac{S}{b} = \frac{5,14}{7,5} \text{ [m]} = 0,685 \text{ [m]}$$

Il numero di Reynolds può essere infine determinato come è stato precedentemente illustrato:

$$Re = \frac{1,0586 \times 30 \times 0,685}{1,74 \times 10^{-5}} = 1,25 \times 10^6$$

Dato il livello di approssimazione delle stime effettuate si è preferito studiare e confrontare il comportamento dei **7 profili** scelti in un range di valori del numero di Reynolds che va da $Re = 2 \times 10^5$ fino a $Re = 1 \times 10^6$ in maniera tale da coprire tutto lo spettro di velocità che possono essere adottate durante il volo dal velivolo in esame, dal momento che alianti ed ultraleggeri volano tipicamente a basse velocità e quindi in condizioni di basso numero di Reynolds.

Quello che risulta importante precisare è che per ottenere buone performance aerodinamiche da parte dell'ala si è scelto di non considerare in nessun caso condizioni di volo corrispondenti a $Re < 1 \times 10^5$. In seguito, durante il processo di dimensionamento vero e proprio, sarà adottato un numero di Reynolds di riferimento pari a $Re = 1 \times 10^6$ così da semplificare ed alleggerire la procedura di calcolo.

Tra i diversi profili selezionati ce ne sono **4** caratterizzati da un elevato coefficiente di portanza e **3** laminari contraddistinti da un drag molto ridotto.

La seconda tipologia di profili, come sarà in seguito meglio evidenziato, è stata analizzata perché risulta di un certo interesse nella procedura di design della fusoliera dell'aeromobile. (21)

I profili ad elevato coefficiente di portanza (C_l) selezionati sono i seguenti: (26)

E387
E214
SD7032
FX-63-137.sm

I profili laminari a minimo drag scelti sono invece i seguenti: (26)

NACA 63215
NACA 63412
NACA 66(2)415

Per portare a termine la valutazione delle prestazioni dei diversi profili ed il loro confronto è stato utilizzato il software 2D **XFOil** e sono state poste le seguenti **ipotesi** di lavoro:

- a) Moto subsonico ed incomprimibile $\rightarrow M_{VOLO} < 0,3$ e $\rho = \text{costante}$;
- b) Numero di Reynolds variabile a scelta nell'intervallo $2 \times 10^5 \leq Re \leq 1 \times 10^6$;
- c) $M_\infty = 0$ (Default XFOil);
- d) $N_{crit} = 9$ (Default XFOil);
- e) Lunghezza caratteristica = corda media geometrica (C_{media}) = 0,685 [m];
- f) Per ogni Re considerato è stato scelto un angolo di attacco (**AOA**) al quale valutare le performance dei vari profili in termini di **efficienza** aerodinamica (**E**) ed **Endurance Factor** (**EF**), in modo tale da avere un parametro di riferimento per effettuare i vari confronti;
- g) Range di **AOA** ammissibili (lontano dalla condizione di stallo) $\rightarrow -2^\circ \leq \alpha \leq 8^\circ \rightarrow$ è infatti in questo range che il flusso attorno al profilo risulta laminare; al di fuori di questo intervallo il comportamento del flusso è difficile da prevedere (attraverso l'utilizzo di software 2D) e non bisogna quindi fare molto affidamento sui risultati ottenuti;
- h) Allungamento alare infinito $\rightarrow AR \rightarrow \infty$, dal momento che le polari dei profili alari vengono calcolate sotto l'ipotesi di ala infinita. Le performance sono quindi valutate trascurando il contributo sia del drag indotto (C_{Di}) che del drag d'interferenza \rightarrow **non** sono le prestazioni dell'ala finita reale;
- i) In corrispondenza di ogni Re considerato, per ognuno dei profili alari, saranno riportati i valori relativi all'efficienza aerodinamica e all'endurance factor in condizioni di massima efficienza; questi due parametri aerodinamici saranno quindi valutati all'AOA relativo a questa particolare configurazione (il quale, come sarà di seguito ben evidenziato, varierà da un profilo all'altro).

Risulta infine necessario prestare attenzione al fatto che gli angoli di attacco relativi alla condizione di massima efficienza (**AOA $C_l/C_d(\max)$**) e quelli selezionati per il confronto delle performance aerodinamiche dei profili ai differenti numeri di Reynolds (**AOA**) sono generalmente diversi fra loro.

Il primo confronto ad essere presentato è quello relativo a $Re = 2 \times 10^5$.

L'AOA a cui sono stati valutati i seguenti parametri aerodinamici è pari a 6° .

Airfoil	Cl	Cd	E	E(max)	EF	EF Cl/Cd(max)
E387	1,0445	0,0129	80,9689922	84,35 ($6,75^\circ$)	82,75094388	88,9067
E214	1,1903	0,0136	87,5220588	87,57 ($5,75^\circ$)	95,48732828	94,9345
SD7032	1,0705	0,0139	77,0143885	77,87 ($4,75^\circ$)	79,68291388	75,71748
FX-63-137.sm	1,4899	0,0163	91,404908	91,53 ($5,75^\circ$)	111,5701651	110,5638
NACA 63215	0,7838	0,0133	58,9323308	65,48 (7°)	52,17425395	61,3577
NACA 63412	0,9534	0,0124	76,8870968	77,24 ($5,75^\circ$)	75,07425587	74,82269
NACA 662415	0,7392	0,0162	45,6296296	55,4 ($6,75^\circ$)	39,2308685	49,5695

Tabella 2.2 Confronto tra le performance aerodinamiche dei 7 diversi profili ad un $Re = 2 \times 10^5$

La seguente tabella riporta i dati corrispondenti ad un $Re = 5 \times 10^5$.

I parametri aerodinamici sono stati calcolati ad un AOA = 4.5° - 5° .

Airfoil	Cl	Cd	E	E(max)	EF	EF Cl/Cd(max)
E387	0,945	0,0082	115,243902	116,26 ($5,25^\circ$)	112,0298773	115,2435
E214	1,1049	0,0091	121,417582	121,58 ($4,5^\circ$)	127,6271491	124,8202
SD7032	0,9827	0,0093	105,666667	105,45 ($4,5^\circ$)	104,7486623	102,0967
FX-63-137.sm	1,4502	0,0117	123,948718	125,58 (4°)	149,264314	145,8505
NACA 63215	0,7391	0,009	82,1222222	85,73 ($5,75^\circ$)	70,60123434	77,8622
NACA 63412	0,8769	0,0088	99,6477273	99,647727 (5°)	93,31306033	93,31306033
NACA 662415	0,8418	0,0092	91,5	93,96 ($4,75^\circ$)	83,95093835	86,2092

Tabella 2.3 Confronto tra le performance aerodinamiche dei 7 diversi profili ad un $Re = 5 \times 10^5$

L'ultimo confronto ad essere proposto è quello relativo a $Re = 1 \times 10^6$.

L'AOA a cui sono stati stimati i vari coefficienti aerodinamici è pari a 4° - 4.5° .

Airfoil	Cl	Cd	E	E(max)	EF	EF Cl/Cd(max)
E387	0,8955	0,00637	140,580848	140,58 ($4,5^\circ$)	133,0328677	133,0328677
E214	1,0679	0,0074	144,310811	145,91 (4°)	149,1297054	146,5154
SD7032	0,9399	0,0075	125,32	125,32 ($4,5^\circ$)	121,4957849	121,4957849
FX-63-137.sm	1,4197	0,0097	146,360825	151,46 (3°)	174,390627	169,6188
NACA 63215	0,6942	0,0072	96,4166667	98,92 (5°)	80,33307987	85,258
NACA 63412	0,841	0,0075	112,133333	115,69 ($4,25^\circ$)	102,8330531	103,9717
NACA 662415	0,7874	0,0082	96,0243902	120,75 (4°)	85,20778254	107,4724

Tabella 2.4 Confronto tra le performance aerodinamiche dei 7 diversi profili ad un $Re = 1 \times 10^6$

I coefficienti ed i parametri aerodinamici che compaiono nelle tre precedenti tabelle sono definiti nella seguente maniera:

- C_l = coefficiente di portanza del profilo alare;
- C_d = coefficiente di drag del profilo alare = $C_{d(airfoil)}$;
- E = efficienza aerodinamica del profilo alare (cioè dell'ala infinita);
- $E_{(MAX)}$ = efficienza aerodinamica massima (ala infinita) e relativo AOA;
- **EF = Endurance Factor** = $\frac{C_l^{1,5}}{C_d}$ = parametro che assume un'elevata importanza nella valutazione delle prestazioni aerodinamiche di un profilo alare, dal momento che risulta essere inversamente proporzionale alla potenza richiesta in fase di volo livellato;
- **Endurance Factor $Cl/Cd(max)$** = endurance factor valutato in condizioni di massima efficienza (cioè all'AOA in cui si verifica $E_{(MAX)}$);
- **AOA $Cl/Cd(max)$** = angolo di attacco in corrispondenza del quale, per ognuno dei diversi profili, si verifica la condizione di massima efficienza → sono gli angoli indicati tra parentesi tonda affianco ai valori di $E_{(MAX)}$ nella colonna dedicata.

L'obiettivo che risulta quindi necessario perseguire durante il processo di design preliminare di un velivolo solare è quello di cercare di ottenere valori elevati sia in termini di efficienza aerodinamica che di endurance factor, in modo tale da riuscire a minimizzare il drag aerodinamico agente sulla struttura e nello stesso tempo cercare di ridurre il più possibile la potenza richiesta per il volo in fase di crociera.
(3)

I seguenti grafici permettono una visione più diretta di quelle che sono le differenze riscontrate tra i valori di **Efficienza Aerodinamica (E)** ed **Endurance Factor (EF)** per ognuno dei 7 profili alari considerati.

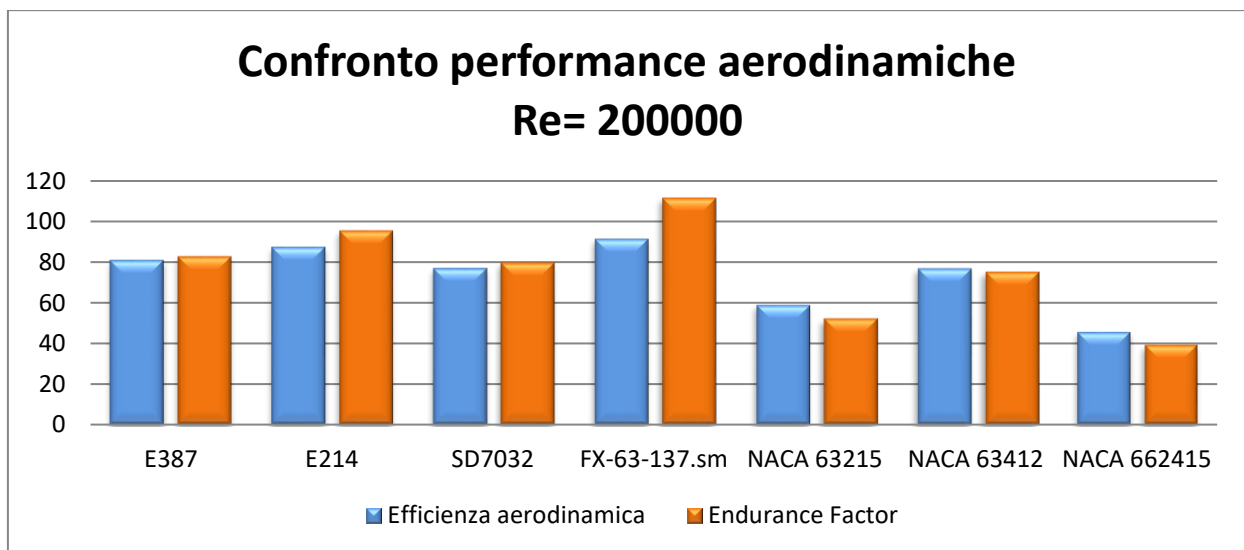


Figura 2.3 Confronto tra i valori ottenuti in termini di Efficienza ed Endurance Factor per

$$Re = 2 \times 10^5$$

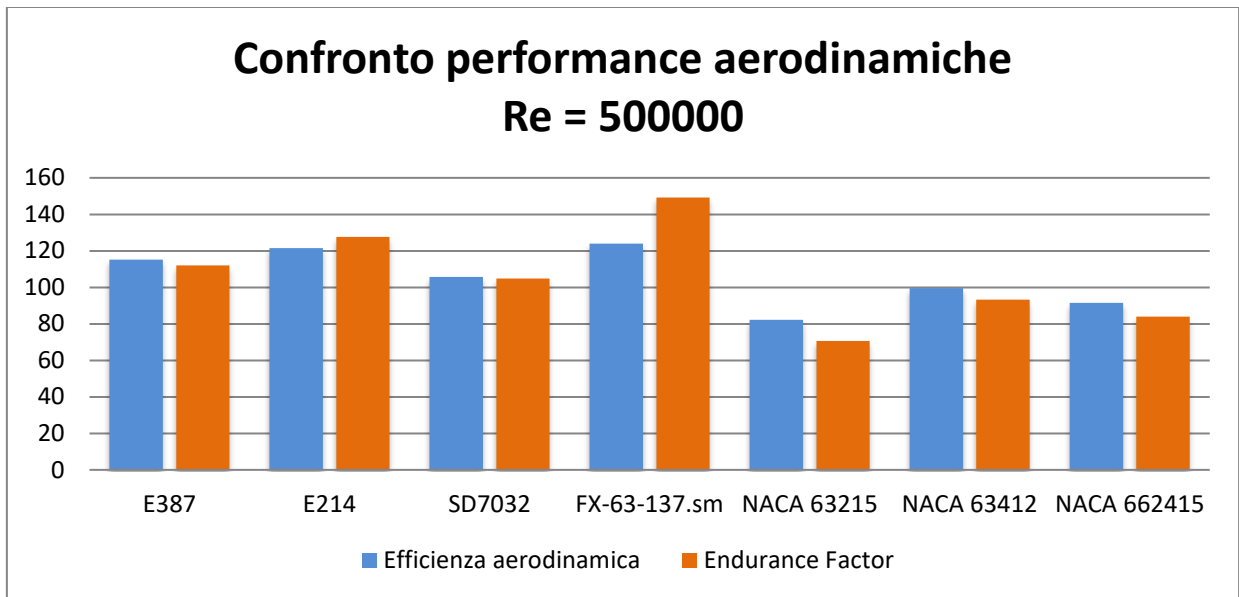


Figura 2.4 Confronto tra i valori ottenuti in termini di Efficienza ed Endurance Factor per $Re = 5 \times 10^5$

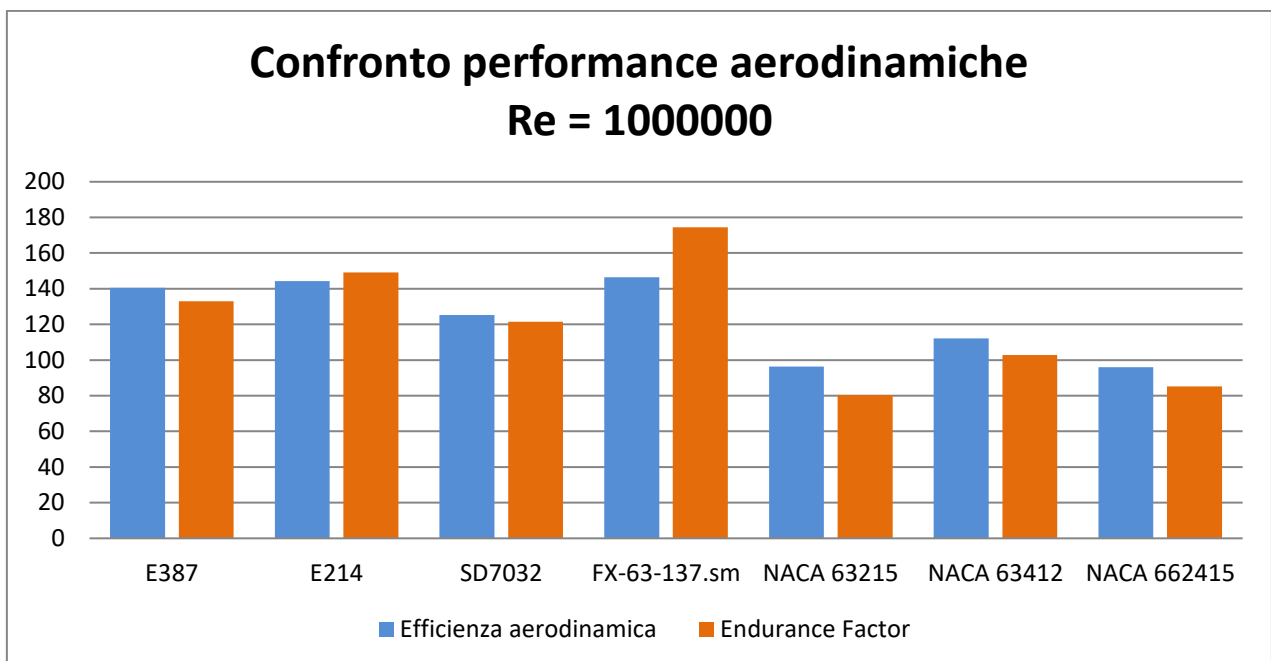


Figura 2.5 Confronto tra i valori ottenuti in termini di Efficienza ed Endurance Factor per $Re = 1 \times 10^6$

Come si può facilmente dedurre, sia attraverso la lettura dei dati riportati nelle precedenti tabelle sia grazie alla visione dei seguenti grafici, i due profili alari che permettono di ottenere le migliori prestazioni a livello aerodinamico in tutte e tre le condizioni di volo esaminate sono l'**FX-63-137.sm** (cioè smoothed) e l'**E214**.

Come ci si poteva aspettare i profili a ridotto drag aerodinamico, cioè quelli appartenenti alla famiglia NACA, risultano avere prestazioni inferiori rispetto a quelli ad elevato coefficiente di portanza.

Il motivo per cui il loro comportamento è stato ugualmente indagato risiede nella necessità di ottenere informazioni utili in sede di disegno e dimensionamento della fusoliera, in modo tale da poter scegliere un profilo che possa rendere la fusoliera il più prestante possibile e cioè che permetta di minimizzare il suo contributo in termini di drag totale. (21)

I dati mostrati nei 3 precedenti grafici sono stati ottenuti ipotizzando un angolo di attacco (**AOA**) diverso per ognuno dei **Re** considerati, ma mantenuto costante nei singoli casi in modo tale da avere a disposizione un parametro di riferimento per effettuare i confronti tra le performance dei vari profili.

Di seguito sono invece presentati i grafici relativi alle prestazioni che si registrano in corrispondenza della condizione di massima efficienza aerodinamica **E_(MAX)**.

La motivazione per cui si è scelto di mostrare i seguenti risultati sarà reso più chiaro nella prossima sezione dedicata alla meccanica del volo dell'aliante. In questa sede basti anticipare che il dimensionamento preliminare del sistema propulsivo del velivolo sarà condotto ipotizzando di trovarsi in condizioni di massima efficienza durante la fase di crociera, dal momento che, come sarà precisato in seguito, è in questa particolare condizione che si ottiene il maggior rapporto di planata o Glide Ratio.

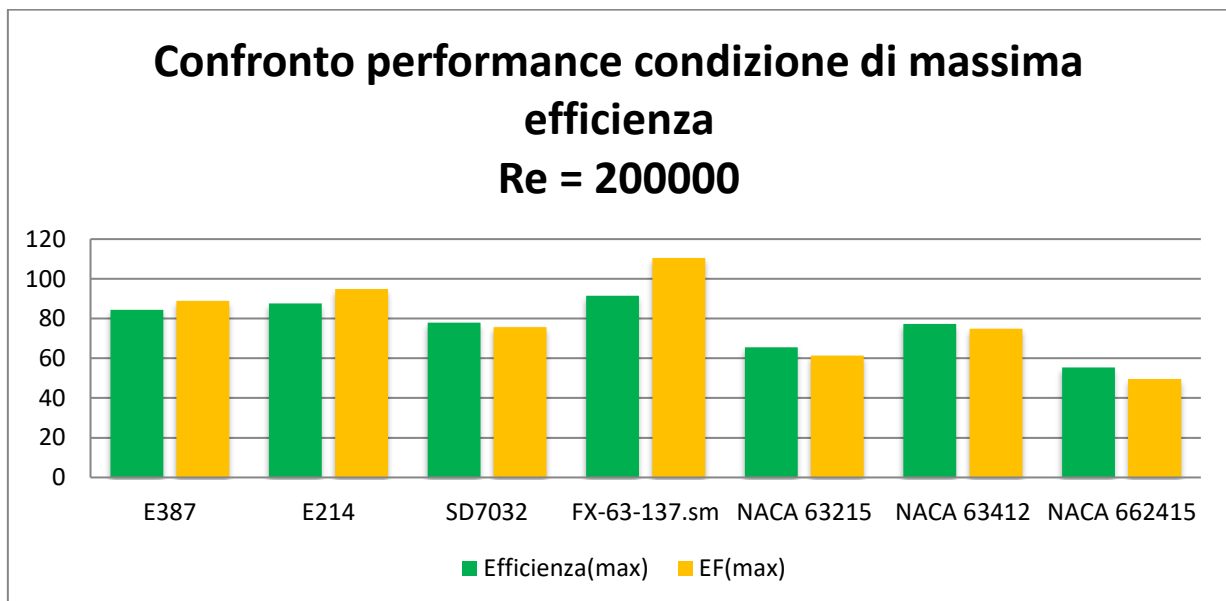


Figura 2.6 Confronto tra i valori ottenuti in condizioni di massima efficienza per $Re = 2 \times 10^5$

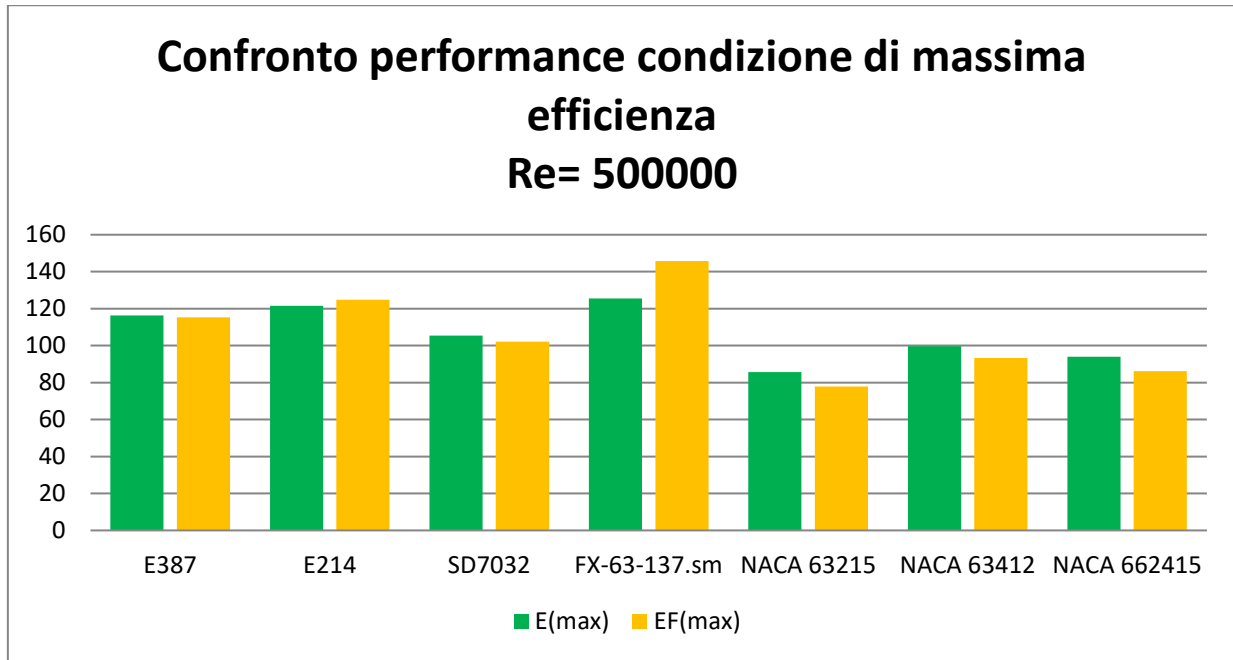


Figura 2.7 Confronto tra i valori ottenuti in condizioni di massima efficienza per $Re = 5 \times 10^5$

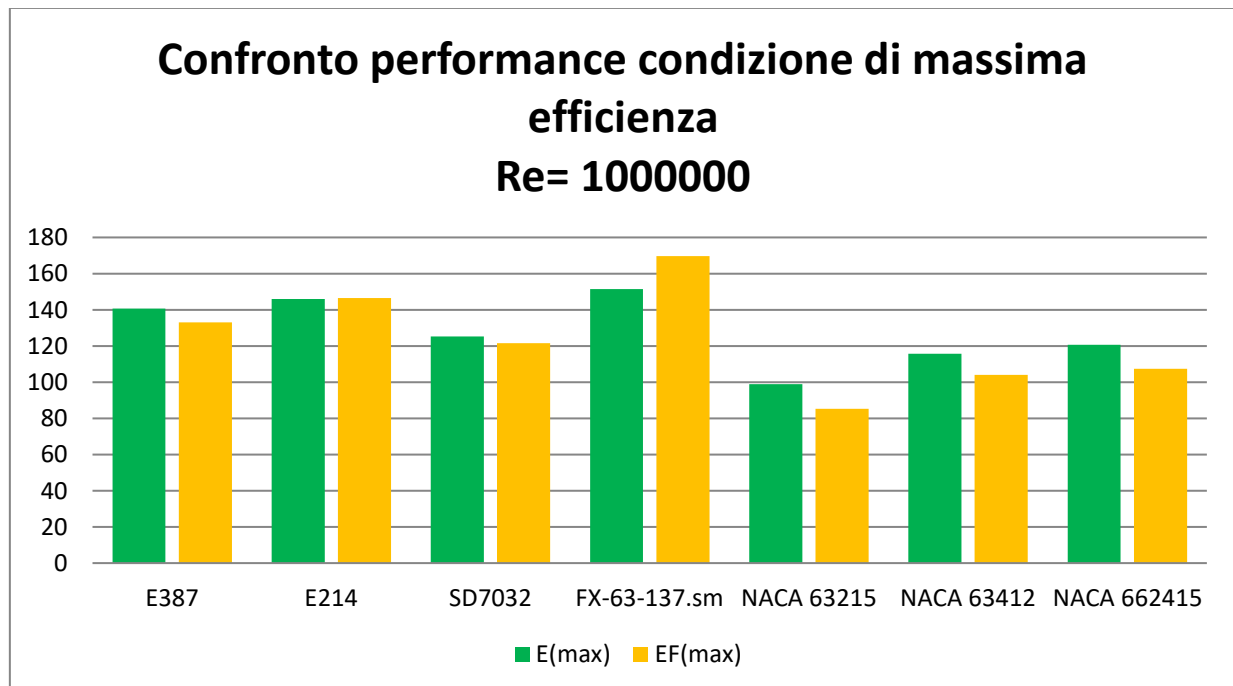


Figura 2.8 Confronto tra i valori ottenuti in condizioni di massima efficienza per $Re = 1 \times 10^6$

Ovviamente, come si può dedurre facilmente dalle **Figure 2.6, 2.7, 2.8**, anche in questo caso sono sempre i due profili **FX-63-137.sm** ed **E214** a dimostrare le migliori performance sia in termini di efficienza aerodinamica che di endurance factor per tutte e tre le condizioni di volo considerate.

A valle di questi risultati si è deciso di proseguire l'analisi effettuando un confronto diretto tra questi due soli profili, in modo tale da poter focalizzare meglio l'attenzione sui rispettivi comportamenti al variare del numero di Reynolds di volo.

Come già anticipato, in base agli obiettivi prefissati durante la procedura di dimensionamento, la scelta dovrà ricadere sul profilo che permette di ottenere la più elevata efficienza aerodinamica.

Il parametro che guiderà la scelta del profilo più adatto sarà quindi l'efficienza, anche se questo non toglie che sia necessario utilizzare un profilo alare che permetta di ottenere ottime prestazioni anche a livello di endurance factor, in modo tale da poter ridurre l'entità della potenza richiesta al motore.

Saranno ora riportati una rappresentazione dei due profili alari selezionati ed un confronto fra le loro rispettive polari, ottenute al variare del numero di Reynolds di volo nell'intervallo $2 \times 10^5 \leq \mathbf{Re} \leq 1 \times 10^6$.

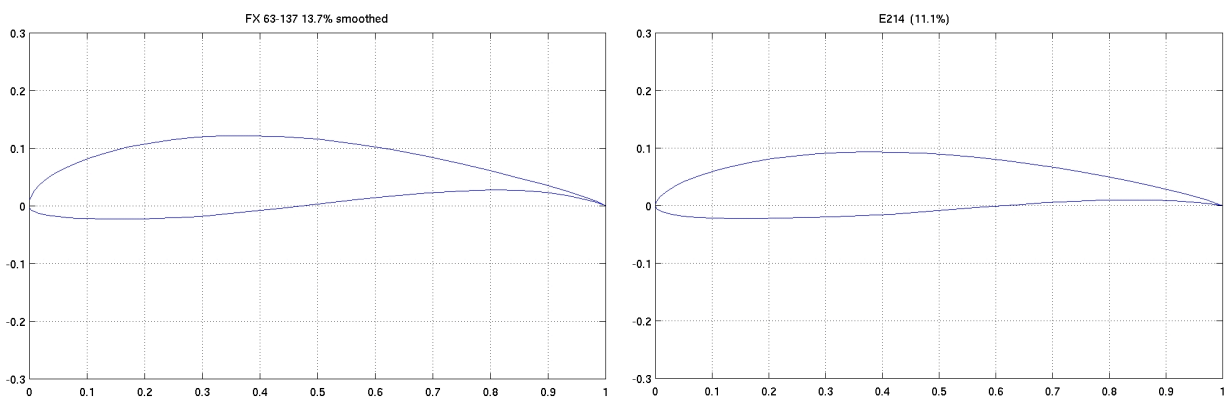


Figura 2.9 Rappresentazione dei due profili alari selezionati (**FX-63-137.sm** a sinistra, **E214** a destra) con una lunghezza di corda $c=100$ [mm] e relativo spessore massimo espresso in percentuale della corda (27), (28)

Di seguito sono rappresentate le polari ottenute considerando un $\mathbf{Re} = 2 \times 10^5$.

Le curve relative al profilo **E214** sono caratterizzate dal colore **VERDE**, mentre quelle relative al profilo **FX-63-137.sm** sono contraddistinte dal colore **AZZURRO**. (29)

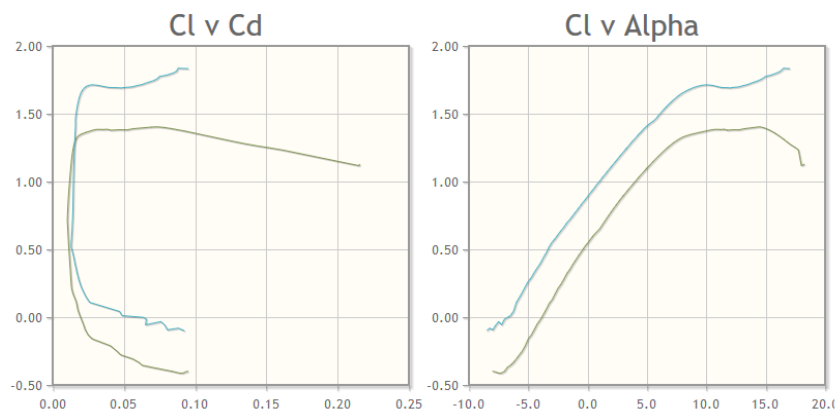


Figura 2.10 Confronto polari profili **E214** e **FX-63-137.sm** per $\mathbf{Re} = 2 \times 10^5$

Attraverso il confronto fra le due curve di portanza, cioè le curve che descrivono l'andamento dei coefficienti di portanza dei profili C_l al variare dell'angolo di attacco $AOA = \alpha$, si può notare che il profilo **FX-63-137.sm** è il più performante tra i due.

Anche se le pendenze delle due curve sono tra loro molto simili, quella corrispondente al profilo **FX-63-137.sm** risulta essere traslata verso l'alto, fatto che porta all'ottenimento di valori più elevati del coefficiente aerodinamico al variare dell'angolo di attacco.

Sempre grazie al grafico C_l v α si può dedurre che per entrambi i profili l'angolo di stallo si aggira attorno ai 17° . Non si possono ricavare informazioni più precise in questo intorno di α dal momento che, come già anticipato, il comportamento del flusso risulta difficile da prevedere.

La polare C_l v C_d mostra che, a parità di coefficiente di drag, il profilo alare **FX-63-137.sm** è caratterizzato da valori del coefficiente di portanza più elevati, altra indicazione del migliore comportamento aerodinamico del suddetto profilo.

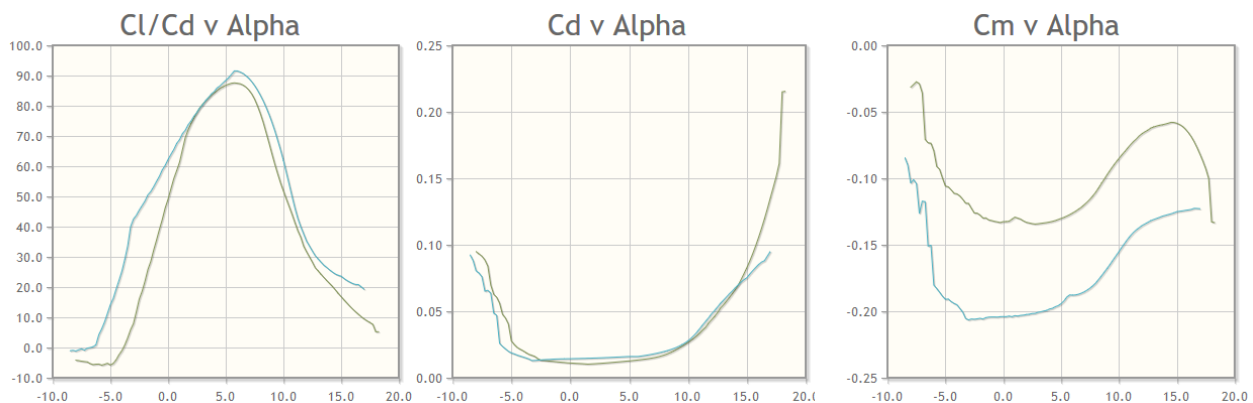


Figura 2.11 Confronto polari profili **E214** e **FX-63-137.sm** per $Re = 2 \times 10^5$

Il primo dei tre grafici rappresentati in **Figura 2.11** riporta l'andamento dell'efficienza aerodinamica dei due profili al variare dell'angolo di attacco, permettendo anche di rintracciare l'angolo al quale si ottiene il massimo valore di questa grandezza.

Anche se per entrambi i profili questo angolo risulta essere pari a $5,75^\circ$, il profilo **FX-63-137.sm** è caratterizzato da un valore di massima efficienza maggiore rispetto all'altro profilo, come si era già riscontrato attraverso i precedenti grafici.

Un'altra osservazione importante da fare riguarda il grafico relativo all'evoluzione del coefficiente di momento picchiante C_m in funzione dell'angolo di attacco AOA .

Il valore di questo coefficiente aerodinamico è legato all'azione del momento picchiante, il quale tende a far ruotare la prua dell'aliante verso il basso.

Dal momento che è l'impennaggio orizzontale ad avere il compito di limitare e controllare questa tendenza, più basso risulta essere il coefficiente di momento del profilo, minore sarà il carico sull'impennaggio orizzontale necessario a bilanciare l'azione del momento ed a mantenere l'equilibrio. (21)

In questo caso sarà ancora una volta il profilo **FX-63-137.sm** ad avere la meglio, dato che, come si può osservare dal grafico, la curva che descrive l'andamento di questa grandezza in relazione al profilo

sopra citato si trova ad essere traslata verso il basso rispetto alla curva caratteristica del profilo alare **E214**, il che significa che a parità di angolo di attacco il profilo **FX-63-137.sm** sarà contraddistinto da valori di C_m più bassi.

Simili conclusioni possono essere tratte a seguito di un'analisi dei grafici relativi al comportamento dei due diversi profili in condizioni di $Re = 5 \times 10^5$ e $Re = 1 \times 10^6$.

Di seguito sono quindi riportate le polari ottenute considerando un $Re = 5 \times 10^5$.

Le curve relative al profilo **E214** sono caratterizzate dal colore **VIOLA**, mentre quelle relative al profilo **FX-63-137.sm** sono contraddistinte dal colore **GIALLO**. (29)

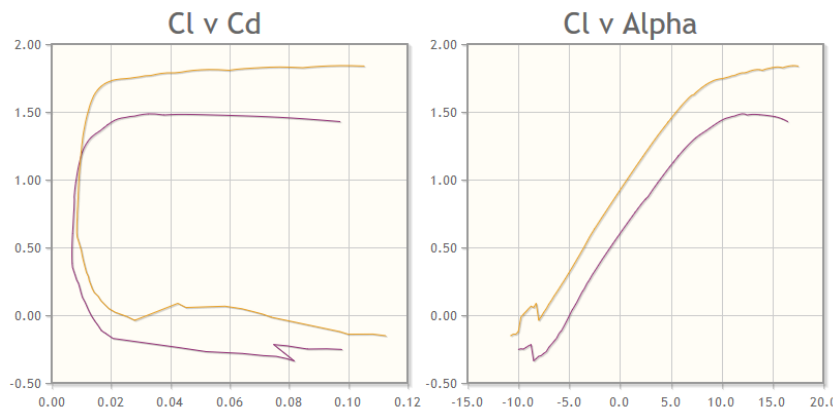


Figura 2.12 Confronto polari profili **E214** e **FX-63-137.sm** per $Re = 5 \times 10^5$

Anche in questo caso il profilo che risulta essere più performante a livello di coefficiente di portanza (C_l) è l'**FX-63-137.sm**, dal momento che la curva di portanza che lo caratterizza si trova ad essere nuovamente traslata verso l'alto rispetto a quella del profilo Eppler selezionato.

Come accadeva in condizioni di $Re = 2 \times 10^5$, anche in questa occasione la polare C_l v C_d indica che, a parità di coefficiente di drag, il profilo alare **FX-63-137.sm** è contraddistinto da valori del coefficiente di portanza più elevati, altra indicazione del migliore comportamento aerodinamico del suddetto profilo.

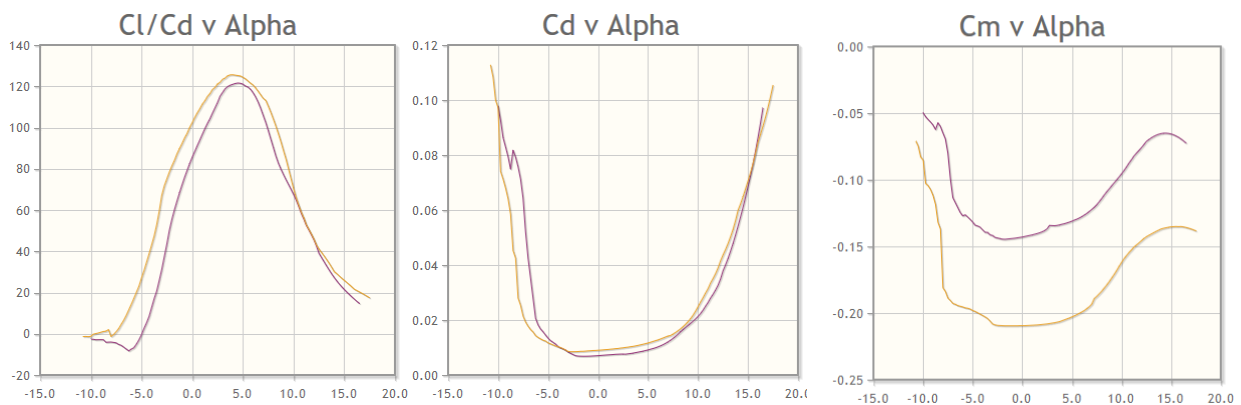


Figura 2.13 Confronto polari profili **E214** e **FX-63-137.sm** per $Re = 5 \times 10^5$

Il primo dei tre grafici rappresentati in **Figura 2.13** descrive l'andamento dell'efficienza aerodinamica dei due profili al variare dell'angolo di attacco e consente anche di individuare l'angolo in corrispondenza del quale si ottiene il massimo valore di questo parametro.

Anche se per entrambi i profili questo angolo si aggira attorno ai 4° - $4,5^{\circ}$, è il profilo **FX-63-137.sm** ad essere, ancora una volta, caratterizzato da un valore di massima efficienza maggiore.

Per quanto concerne il grafico relativo all'evoluzione del coefficiente di momento picchiante C_m in funzione dell'angolo di attacco, si può nuovamente dedurre che è il profilo **FX-63-137.sm** a dimostrare le migliori prestazioni dato che, a parità di angolo di attacco, sarà contraddistinto da valori di C_m più bassi.

Sono infine rappresentate le polari ottenute ad un $Re = 1 \times 10^6$.

Le curve relative al profilo **E214** sono caratterizzate dal colore **OCRA**, mentre quelle relative al profilo **FX-63-137.sm** sono contraddistinte dal colore **VERDE**. (29)

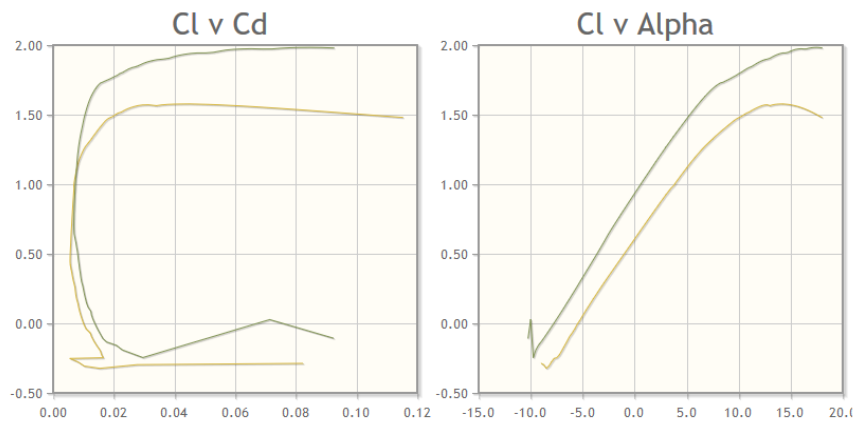


Figura 2.14 Confronto polari profili **E214** e **FX-63-137.sm** per $Re = 1 \times 10^6$

Anche in questo ultimo caso è il profilo **FX-63-137.sm** a dimostrarsi più performante in termini di coefficiente di portanza, dal momento che la curva di portanza che lo caratterizza si trova ad essere nuovamente traslata verso l'alto rispetto a quella del profilo Eppler selezionato e che, a parità di coefficiente di drag, esso risulta essere contraddistinto da valori più elevati di questo importante parametro aerodinamico.

Gli andamenti riportati nei tre successivi grafici (**Figura 2.15**) sono conformi a quelli già ottenuti in corrispondenza dei numeri di Reynolds precedentemente esaminati.

Si possono quindi fare le medesime considerazioni in merito alle prestazioni aerodinamiche dei due diversi profili analizzati, concludendo che anche in questo caso è il profilo **FX-63-137.sm** ad essere contraddistinto da un valore di massima efficienza maggiore e da valori di C_m più bassi, a parità di angolo di attacco, rispetto all'**E214**.

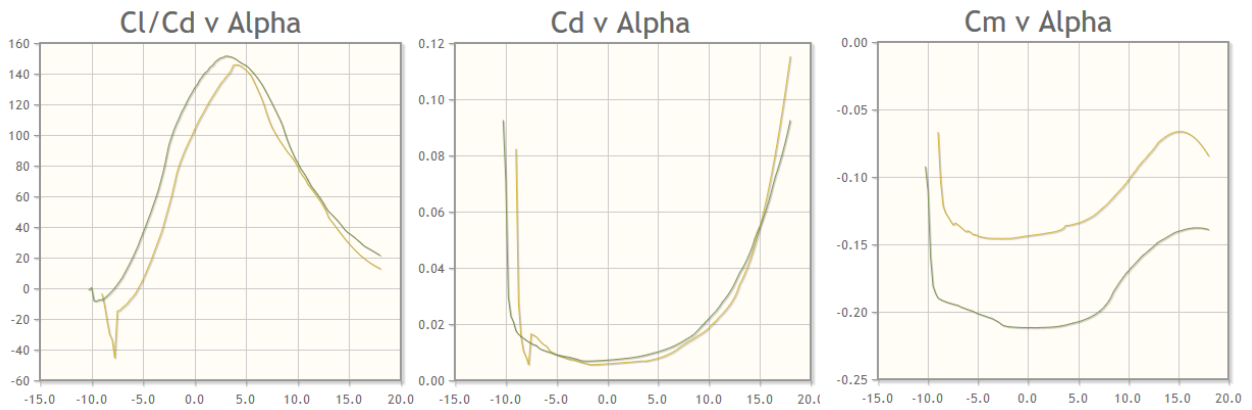


Figura 2.15 Confronto polari profili E214 e FX-63-137.sm per $Re = 1 \times 10^6$

Per completezza espositiva e per riassumere in maniera più chiara il comportamento dei due profili esaminati, sono di seguito riportati due grafici ottenuti dal confronto delle loro prestazioni in termini di massima efficienza aerodinamica E_{MAX} e di EF_{MAX} al variare del numero di Reynolds nell'intervallo considerato.

Si presti nuovamente attenzione al fatto che i valori assunti dal parametro EF_{MAX} non sono quelli relativi alla condizione di minima potenza (la quale, per l'appunto, permette il raggiungimento di valori massimi di questo coefficiente), ma sono quelli ottenuti in corrispondenza dell'angolo di attacco che al variare del Re che massimizza l'efficienza aerodinamica del profilo.

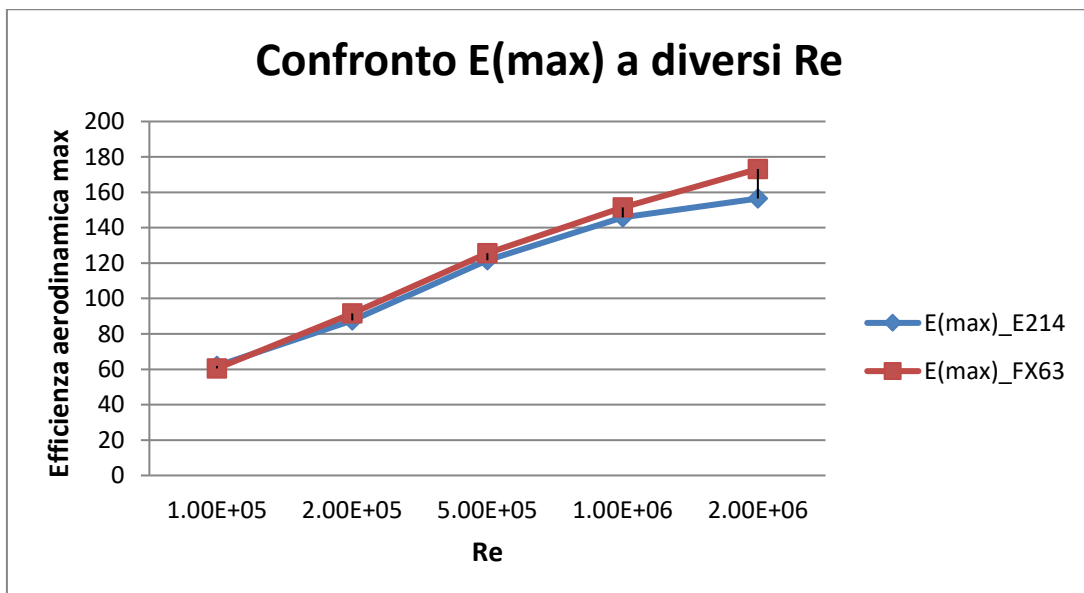


Figura 2.16 Confronto tra i valori assunti dall'efficienza aerodinamica massima in funzione di Re

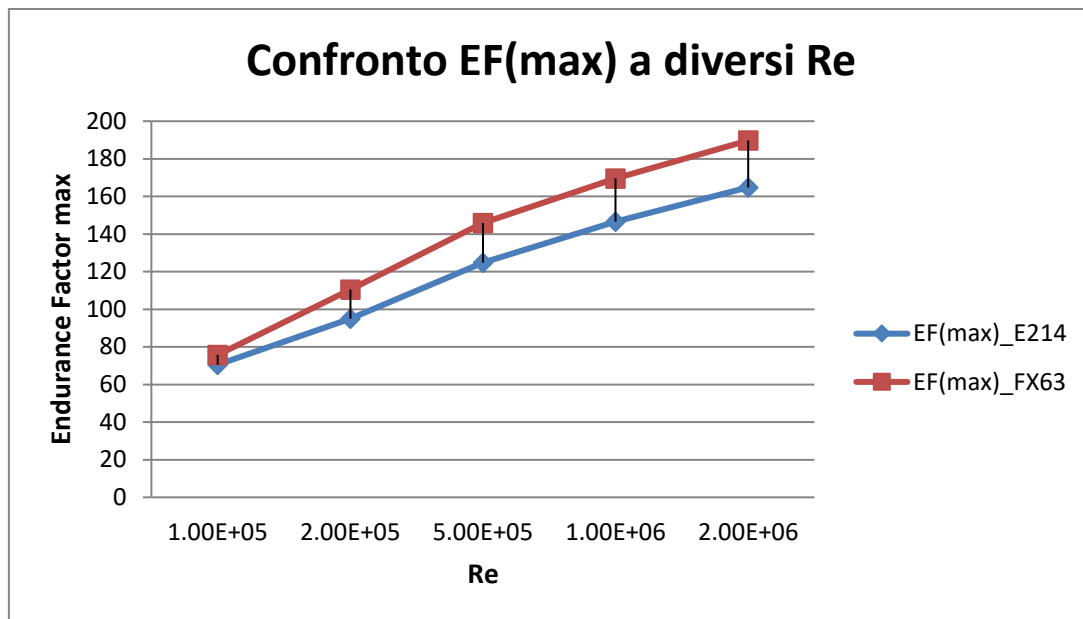


Figura 2.17 Confronto tra gli endurance factor (EF) in condizioni di massima efficienza al variare del numero di Reynolds

Si può quindi infine concludere che in tutti i casi analizzati il profilo che tra i due risulta prevalere a livello prestazionale è l'**FX-63-137.sm**.

Per questo motivo il dimensionamento del velivolo sarà condotto utilizzando questo tipo di profilo alare e considerando i suoi parametri prestazionali come coefficienti aerodinamici di riferimento durante la procedura di calcolo.

Dal momento che lo scopo di questo elaborato è quello di eseguire un dimensionamento a livello preliminare, si procede alla scelta del suddetto profilo senza effettuare ulteriori analisi e confronti.

Se si volesse essere più precisi, magari ad un livello di progettazione più avanzato e di dettaglio, si potrebbe allargare il confronto anche ad altri profili e considerare come parametro di scelta anche la curvatura massima dei profili, dal momento che questa variabile assume un'importanza non trascurabile quando si vanno a considerare problematiche legate all'installazione di moduli fotovoltaici lungo la superficie alare.

Se, in occasione di analisi più approfondite, si dovessero riscontrare problemi nell'assemblaggio dei pannelli solari a causa di una curvatura troppo elevata del profilo selezionato, si potrà procedere scegliendo ad esempio il profilo **E214**, dal momento che oltre ad essere prestazionalmente molto valido risulta essere anche caratterizzato da una curvatura massima minore (3,7% al 56,9% della corda contro 5,8% al 56,5% della corda).

In conseguenza al fatto che durante la fase vera e propria di dimensionamento sarà scelto un **Re** di volo pari a 1×10^6 , di seguito vengono presentate alcune immagini ottenute analizzando il profilo **FX-63-137.sm** tramite il software XFOil.

XFOIL Version 6.99

Calculated polar for: FX 63-137 13.7% smoothed

1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.000 Re = 1.000 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
-2.000	0.7046	0.00682	0.00190	-0.2110	0.6809	0.3907
-1.500	0.7626	0.00687	0.00195	-0.2113	0.6677	0.4354
-1.000	0.8201	0.00695	0.00199	-0.2115	0.6540	0.4584
-0.500	0.8776	0.00703	0.00207	-0.2117	0.6401	0.4835
0.000	0.9344	0.00715	0.00216	-0.2118	0.6256	0.5045
0.500	0.9909	0.00729	0.00227	-0.2118	0.6105	0.5206
1.000	1.0470	0.00745	0.00240	-0.2118	0.5948	0.5364
1.500	1.1026	0.00764	0.00255	-0.2117	0.5784	0.5522
2.000	1.1579	0.00784	0.00273	-0.2115	0.5617	0.5689
2.500	1.2126	0.00808	0.00294	-0.2113	0.5439	0.5860
3.000	1.2661	0.00837	0.00318	-0.2108	0.5225	0.6033
3.500	1.3185	0.00872	0.00348	-0.2102	0.4947	0.6218
4.000	1.3695	0.00916	0.00383	-0.2093	0.4641	0.6407
4.500	1.4197	0.00965	0.00423	-0.2084	0.4345	0.6611
5.000	1.4699	0.01012	0.00466	-0.2074	0.4080	0.6821
5.500	1.5182	0.01070	0.00517	-0.2062	0.3775	0.7045
6.000	1.5650	0.01134	0.00574	-0.2047	0.3475	0.7284
6.500	1.6096	0.01208	0.00640	-0.2028	0.3152	0.7547
7.000	1.6507	0.01298	0.00718	-0.2004	0.2787	0.7832
7.500	1.6876	0.01399	0.00808	-0.1972	0.2436	0.8161
8.000	1.7171	0.01507	0.00910	-0.1926	0.2088	0.8586

Figura 2.18 Valori assunti dai coefficienti aerodinamici e posizione dei punti di transizione su entrambe le superfici del profilo al variare dell'angolo di attacco

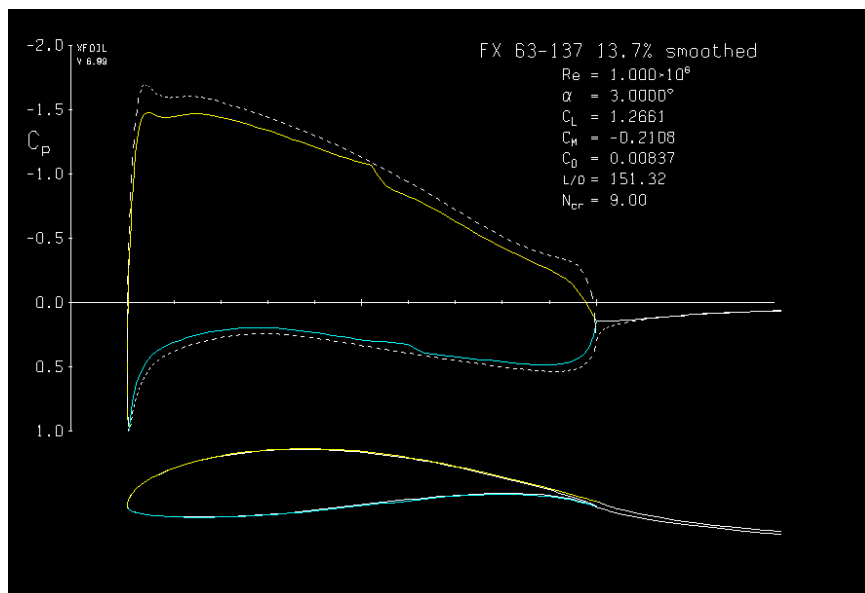


Figura 2.19 Distribuzione del coefficiente di pressione e valori assunti dai parametri aerodinamici in condizioni di massima efficienza (AOA=3°)

2.1.2 Prestazioni reali dell'ala finita e non isolata

Come è stato precedentemente indicato tra le specifiche di lavoro, i risultati finora ottenuti portano a sovrastimare le reali prestazioni del velivolo, dal momento che le polari dei profili sono state calcolate dal software **XFOIL** sotto l'ipotesi di ala infinita ed isolata, senza perciò tenere in considerazione né gli effetti legati alla tridimensionalità del flusso attorno alla struttura né quelli legati all'interazione ed all'interferenza tra i flussi attorno alla superficie alare, alla fusoliera ed alla superficie di coda.

Risulta quindi necessaria una stima delle reali caratteristiche prestazionali dell'aliante che ci si accinge a progettare, tenendo in considerazione sia la finitezza delle ali che la presenza della restante parte di struttura "non-lifting" dell'aeromobile.

Questi aspetti vanno ovviamente a ridurre le performance aerodinamiche del velivolo, causando ad esempio la diminuzione della pendenza effettiva della curva di portanza e l'aumento del coefficiente di drag attraverso il contributo del drag indotto.

In condizioni reali, infatti, il lift produce una deflessione verso il basso del flusso attorno alla sezione alare (downwash), andando a generare una componente di velocità indotta che porta alla riduzione dell'angolo di attacco effettivo ed alla creazione di vortici di estremità alare.

A valle di queste osservazioni risulta facile comprendere il motivo per cui è necessario intraprendere un'attenta analisi della letteratura, allo scopo di determinare in maniera più precisa quelle che sono le reali caratteristiche aerodinamiche del sistema, pur sempre rimanendo ad un livello di analisi preliminare. (21), (24), (30)

Si procede prima di tutto ponendo l'attenzione sugli effettivi termini che contribuiscono alla determinazione del drag totale agente sull'intera struttura dell'aeromobile.

Il drag totale viene di norma stimato nella seguente maniera:

$$C_{D,TOT} = C_{d,airfoil} + C_{D,i} + C_{D,interference}$$

dove:

- $C_{D,TOT}$ è il coefficiente di attrito totale agente sull'intera struttura del velivolo;
- $C_{d,airfoil}$ è il coefficiente di attrito del profilo alare, il quale deriva a sua volta dalla somma dei seguenti due contributi:

$$C_{d,airfoil} = C_{dp} + C_{df}$$

dove:

- C_{dp} è il coefficiente di drag di pressione o resistenza di forma del profilo;
- C_{df} è il coefficiente di skin friction drag o di attrito viscoso del profilo.

- $C_{D,i}$ è il coefficiente di attrito indotto, legato alla formazione dei vortici di estremità alare e definito attraverso la seguente relazione:

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi \times e \times AR}$$

dove:

- C_L è il coefficiente di portanza dell'ala;
 - e è il coefficiente di Oswald, il quale è un fattore di efficienza che assume di solito un valore tra **0,75** e **0,85**;
 - **AR** è il già citato rapporto d'aspetto o Aspect Ratio.
- $C_{D,interference}$ è il coefficiente di attrito che valuta l'effetto dell'interazione e dell'interferenza tra le diverse correnti d'aria che fluiscono attorno la struttura del velivolo (i.e. ali, fusoliera, coda).

Risulta infine necessario precisare che la somma tra il coefficiente di attrito del profilo ($C_{d,airfoil}$) e quello di interferenza ($C_{D,interference}$) viene di norma indicata come coefficiente di resistenza parassita, o parasite drag coefficient:

$$C_{D,parasite} = C_{d,airfoil} + C_{D,interference} = C_{D,TOT} - C_{D,i} = C_{D,0}$$

Si vedrà in seguito più nel dettaglio la fondamentale importanza di quest'ultimo coefficiente, il quale risulta essere un parametro aerodinamico di enorme utilità nella stima delle prestazioni dell'aeromobile durante le diverse fasi di volo.

Per chiarezza espositiva si riporta un grafico rappresentante l'andamento dei diversi termini che concorrono alla formazione dell'attrito globale in funzione della velocità di avanzamento dell'aeromobile.

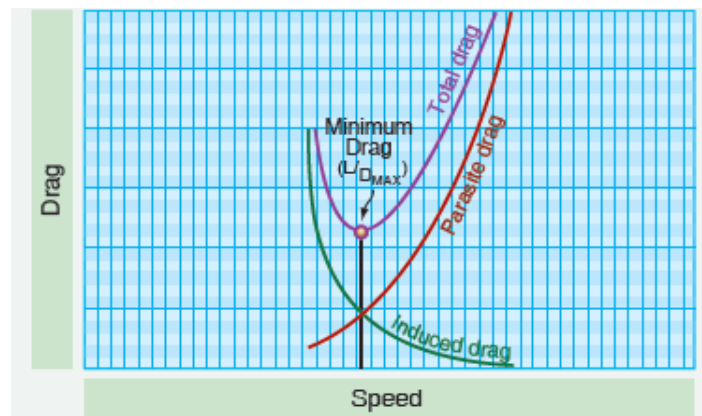


Figura 2.20 Andamento della resistenza totale, parassita ed indotta al variare della velocità di avanzamento del velivolo (30)

Dopo aver individuato i termini che definiscono la resistenza totale agente sul velivolo, si prosegue l'indagine andando ad illustrare un metodo per stimare approssimativamente l'intensità del coefficiente di lift dell'ala finita C_L a partire dal relativo valore individuato a seguito dell'analisi delle prestazioni del profilo.

Si è già verificato come l'effetto della tridimensionalità del flusso attorno alla superficie alare si traduca in una riduzione della pendenza della curva di portanza.

Per questo motivo risulta necessario trovare un modello analitico che consenta la valutazione delle performance reali dell'ala, senza rischiare di commettere errori durante il dimensionamento a causa della sovrastima dei parametri aerodinamici.

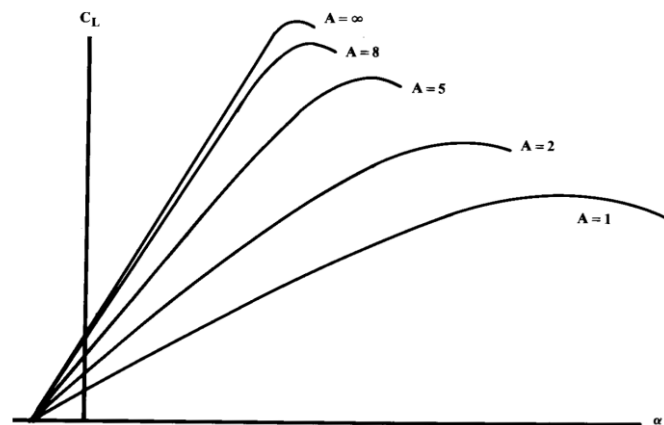


Figura 2.21 Effetto della finitezza dell'ala (AR limitato e quindi $\neq \infty$) sulla pendenza della curva di portanza. (31)

La consultazione di alcuni testi presenti in letteratura ha portato all'individuazione di una metodologia che risulta essere particolarmente adatta ad un livello di progettazione preliminare come quello affrontato in questo elaborato. (31), (32)

Si tratta di un'equazione che secondo l'Ingegnere Daniel Raymer può essere utilizzata per effettuare una stima approssimativa del massimo coefficiente di lift di un'ala finita caratterizzata da un angolo di freccia $\Lambda_{0,25c}$ ¹ limitato e che risulta essere generalmente valida in campo subsonico: (31)

$$C_{L,MAX} = 0,9 \times C_{l,MAX} \times \cos \Lambda_{0,25c}$$

dove:

- $C_{L,MAX}$ è il massimo coefficiente di portanza dell'ala finita;
- $C_{l,MAX}$ è il massimo coefficiente di portanza del profilo alare (in corrispondenza dello stallo);
- $\Lambda_{0,25c}$ è l'angolo di freccia dell'ala misurato al quarto di corda del profilo (nel caso in esame risulta essere approssimativamente nullo).

¹ L'angolo di freccia $\Lambda_{0,25c}$ è l'angolo compreso tra il quarto di corda del profilo alare della semiala ed il piano trasversale del velivolo.

Questa particolare approssimazione è frutto di una riflessione fatta da Raymer riguardo i parametri che maggiormente influenzano il comportamento aerodinamico dell'ala.

Egli è giunto alla conclusione che, per ali caratterizzate da un elevato rapporto d'aspetto e da un angolo di freccia limitato, il massimo coefficiente di portanza risulta dipendere quasi totalmente dalle caratteristiche del profilo alare.

Questo coefficiente è quindi generalmente approssimabile al 90% del massimo coefficiente di lift del profilo alare valutato al medesimo Re di volo.

L'equazione appena descritta permette quindi di ottenere una buona approssimazione delle performance dell'ala, a patto che essa venga utilizzata solo nel suo campo di validità.

Per poter determinare l'applicabilità di questa approssimazione al caso in esame è necessario prima di tutto verificare che l'allungamento dell'ala sia abbastanza elevato.

Il rapporto d'aspetto dell'ala è considerato **BASSO** se rispetta la seguente disuguaglianza:

$$AR \leq \frac{3}{(C_1 + 1) \times (\cos \Lambda_{LE})}$$

dove:

- $C_1 = f(\lambda)$ è un coefficiente che varia in funzione del rapporto di rastremazione λ ;
- $\lambda = \frac{c_t}{c_r} = \frac{\text{corda del profilo di estremità alare}}{\text{corda del profilo di radice alare}} = \frac{0,55 \text{ [m]}}{0,80 \text{ [m]}} = \mathbf{0,6875}$ è il rapporto di rastremazione;
- Λ_{LE} è l'angolo di freccia, il quale nel caso in esame risulta essere nullo $\rightarrow \Lambda_{LE} = 0$.

Il seguente grafico permette di determinare il valore da assegnare al parametro C_1 in base al rapporto di rastremazione caratteristico dell'ala in oggetto. Il valore scelto è pari a **0,15**.

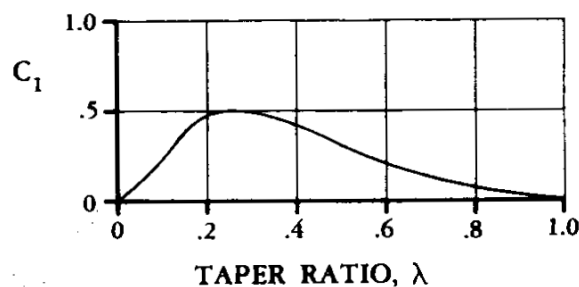


Figura 2.22 Andamento del parametro C_1 in funzione del rapporto di rastremazione λ per ali caratterizzate da un basso **AR** (31)

Tra i requisiti di massima riportati all'inizio di questo capitolo viene indicato un **AR** pari a **10,94**, il quale risulta essere effettivamente maggiore di quello che si ottiene risolvendo la disequazione di cui sopra:

$$AR \leq \frac{3}{(0,15 + 1)} = 2,6$$

Dopo aver quindi verificato che l'ala in oggetto è contraddistinta da un AR abbastanza elevato, si può procedere senza ulteriori indugi alla determinazione del massimo coefficiente di lift utilizzando l'approssimazione precedentemente proposta.

L'equazione in questione può essere usata anche per la stima di coefficienti di lift diversi da quello massimo, dato che, come può essere facilmente dedotto osservando la **Figura 2.21**, l'andamento della curva di portanza ad un $AR = 10,94$ non è molto diverso da quello della curva corrispondente alla condizione di $AR \rightarrow \infty$, soprattutto se si considerano angoli d'attacco lontani da quello corrispondente alla condizione di massimo lift.

Per questo motivo, ad un livello preliminare di design, si può stimare con buona approssimazione il valore assunto dal coefficiente di lift dell'ala al variare dell'angolo d'attacco a partire dalla conoscenza delle caratteristiche prestazionali del profilo alare.

Dato quindi, ad esempio, un certo angolo di attacco α ed un determinato numero di Reynolds, si procede con la valutazione del coefficiente di lift del profilo, per poi passare alla stima del coefficiente relativo all'ala finita attraverso l'utilizzo della seguente formula, la quale è solo una generalizzazione di quella precedentemente riportata:

$$C_L(\alpha) = 0,9 \times C_l(\alpha) \times \cos \Lambda_{0,25c}$$

Allo scopo di aumentare la portanza esercitata dalle ali durante le fasi di decollo ed atterraggio verranno installati degli ipersostentatori (altresì detti flap) in corrispondenza del trailing edge dei profili lungo tutta l'apertura alare.

Questi dispositivi potranno quindi essere orientati in maniera diversa a seconda della fase di volo che il velivolo sta affrontando. Durante il decollo e l'atterraggio saranno deflessi di un angolo che generalmente si aggira attorno ai 20° - 25° (in modo tale da aumentare la curvatura alare o camber), mentre in fase di crociera saranno mantenuti ad un'inclinazione pressoché nulla.

La **Figura 2.23** rappresenta diverse tipologie di flap che vengono generalmente utilizzate in campo aeronautico ed un'indicazione del contributo dato dalle differenti configurazioni assunte da questi dispositivi in termini di portanza.

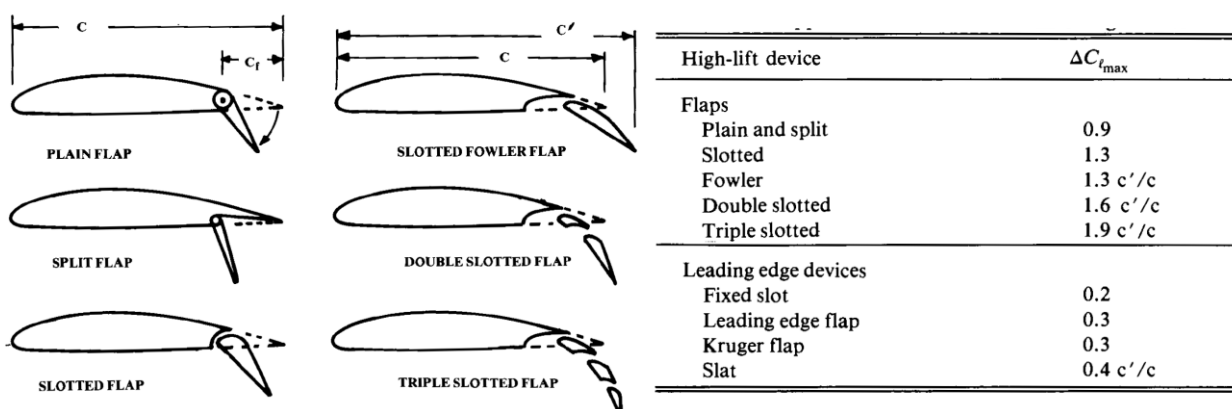


Figura 2.23 Tipologie di ipersostentatori generalmente utilizzati in campo aeronautico e contributo approssimativo dato da questi diversi dispositivi in termini di portanza (31)

Per quanto riguarda il mondo degli alianti, i dispositivi ad elevata portanza che vengono maggiormente impiegati sono i cosiddetti SPLIT FLAP o delle varianti di questa particolare configurazione.

Il motivo di questo largo utilizzo risiede nel fatto che il movimento di queste superfici di controllo, oltre a provocare una combinazione di aumento di curvatura e di angolo di attacco, genera un incremento del coefficiente di resistenza minima dell'ala.

Questo effetto risulta particolarmente utile in fase di atterraggio dal momento che, estendendo i flap alla massima angolazione, possono essere intraprese discese lungo traiettorie più ripide di quelle che sarebbero permesse in condizioni di ali "pulite", cioè sprovviste di qualsiasi dispositivo ad elevata portanza. (21)

La stima approssimativa del contributo apportato dall'impiego di queste particolari superfici può essere ancora una volta condotta grazie alle osservazioni ed agli studi effettuati da Raymer. (31)

Nel suo libro sulla progettazione di aeromobili egli afferma che un profilo dotato di ipersostentatori di tipologia plain o split deflessi di un angolo di circa 45° , subirà un incremento del coefficiente di lift pari a circa il **90%**, cioè:

$$\Delta C_{l,MAX} = 0,9$$

2.1.3 Scelta della forma in pianta alare ottimale

Procedendo sempre con l'analisi prestazionale delle superfici di portanza del velivolo risulta necessario descrivere brevemente quelle che sono le varie tipologie di piante alari che possono essere adottate durante la progettazione di un aeromobile, mettendo in luce le motivazioni che hanno portato alla scelta di una particolare configurazione rispetto alle altre ai fini del dimensionamento concettuale. (21), (30)

Le quattro tipologie di piante alari più comunemente impiegate sono le seguenti:

- **ALA ELLITTICA o ELLIPTICAL WING:** Questa è la forma ideale alla quale ci si cerca sempre di avvicinare, dal momento che è caratterizzata da un'ottima efficienza aerodinamica. Dato che tutte le parti dell'ala sono soggette alla medesima deflessione verso il basso del flusso d'aria (downwash), la distribuzione del lift risulta essere uniforme ed il suo valore in corrispondenza delle estremità alari è essenzialmente nullo. Questo comporta una minimizzazione della resistenza indotta, ma ha anche un effetto negativo sul comportamento del velivolo in condizioni di stallo, dal momento che l'intera apertura alare rischia di stallare simultaneamente, causando la totale perdita del controllo. D'altro canto questa condizione è raggiunta di rado, dal momento che l'ala di un alante in volo è generalmente un po' imbardata oppure una semiala si trova ad essere normalmente più bassa dell'altra prima dello stallo. In conseguenza al fatto che questa forma è non solo molto efficiente, ma anche molto complessa e costosa da realizzare, si opta solitamente per una forma di minore difficoltà costruttiva e che si avvicini il più possibile alle prestazioni raggiunte da questa particolare forma in pianta;
- **ALA RETTANGOLARE o RECTANGULAR WING:** Questa pianta alare è simile a quella ellittica, anche se risulta più semplice da costruire ed è contraddistinta da caratteristiche di stallo molto "lievi" e "morbide", grazie al fatto che le estremità alari si trovano sempre ad un angolo di attacco minore di quello di stallo. In questo modo la parte centrale stalla prima, mentre le

estremità sono ancora in una configurazione tale da generare portanza e permettere il controllo del velivolo.

D'altro canto, uno svantaggio che si riscontra impiegando questo tipo di ala è legato ad un incremento del drag indotto rispetto a quello che si manifesterebbe utilizzando una pianta ellittica.

Un'ala di questo tipo richiede uno svergolamento geometrico;

- **ALA RASTREMATA/TRAPEZOIDALE o TAPERED WING:** Questa è la forma alare maggiormente utilizzata negli alianti. Rispetto ad un'ala rettangolare è contraddistinta da una minore superficie in corrispondenza delle estremità alari (quindi $AR \nearrow$) e, di conseguenza, dalla formazione di vortici di estremità di intensità ridotta.

Un possibile svantaggio riscontrabile impiegando questa tipologia di pianta alare è legato alle caratteristiche di stallo non desiderabili che si possono manifestare nel caso in cui l'ala sia priva di svergolamento (o TWIST). I problemi di stallo vengono quindi evitati realizzando uno svergolamento tale da ridurre della quantità necessaria l'angolo di attacco geometrico sulle parti estreme e da distribuire il carico (lift) più proporzionalmente all'area.

La rotazione che si va a creare fa sì che la radice alare presenti un angolo di attacco maggiore rispetto all'estremità dell'ala, in modo tale da assicurare che in condizioni critiche la prima parte ad andare in stallo sia la zona di attacco (dell'ala alla fusoliera, cioè la zona di radice).²

Questa configurazione presenta quindi il vantaggio di consentire un ampio avviso dello stallo imminente e la continua possibilità di controllare gli alettoni, consentendo al pilota di prevenire lo stallo completo del velivolo prima della perdita totale del controllo;

- **ALA A FRECCIA NEGATIVA o SWEEP FORWARD WING:** In questa configurazione la linea di quarto di corda dell'ala risulta inclinata in avanti. In questo modo la superficie di lift dell'ala si trova spostata in avanti, mentre il punto di calettamento è mantenuto a poppa del cockpit.

Anche questa forma di pianta alare assicura un'elevata manovrabilità e previene lo stallo delle estremità alari e delle superfici di controllo mobili ad elevati angoli di attacco.

A seguito di questa breve descrizione si può concludere che la forma di pianta alare che riesce a coniugare la possibilità di ottenere ottime performance con la facilità costruttiva risulta essere quella **trapezoidale svergolata**.

Essa permette infatti di avvicinarsi il più possibile a quelli che sono gli scopi di progetto, assicurando una ridotta resistenza indotta in corrispondenza delle estremità alari ed un buon comportamento in condizioni di stallo.

Si rende quindi necessario effettuare un trade-off tra la necessità di ridurre al minimo l'incombenza delle vorticità in corrispondenza delle estremità alari e quella di assicurare la maggiore capacità di assorbimento di energia solare possibile.

Si opta quindi per la realizzazione di un'ala trapezoidale caratterizzata da una sola rastremazione e da un leggero angolo di diedro in maniera tale da assicurare una buona stabilità al rollio.

Possono essere infine adottate anche delle particolari strategie per ridurre la resistenza indotta, aumentando il rapporto d'aspetto AR senza dover per forza allungare l'apertura alare: si tratta dell'aggiunta di particolari appendici aerodinamiche chiamate winglets in corrispondenza delle

² Un TWIST che a partire dalla radice sino ad arrivare alle estremità alari diminuisce l'angolo di attacco della corda locale viene anche chiamato WASHOUT.

estremità alari o della progettazione e realizzazione di tips alari caratterizzate da una forma appuntita ed incurvata verso l'alto (up-swept tips).

In entrambi i casi l'effetto che si ottiene è quello di un aumento del rapporto d'aspetto e di una conseguente riduzione dell'insorgenza dei vortici d'estremità.

In questo modo risulta possibile realizzare un'ala contraddistinta da una rastremazione non troppo accentuata e quindi da una superficie fotovoltaica maggiore, pur mantenendo elevato il livello delle prestazioni aerodinamiche.

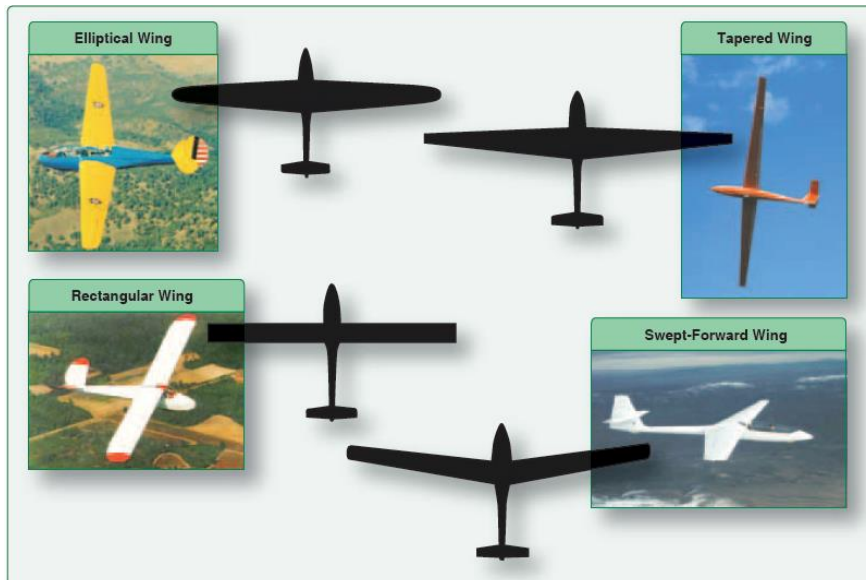


Figura 2.24 Forme di piante alari tipicamente utilizzate per la costruzione di alianti (30)

2.1.4 Impennaggio : definizione dei rapporti volumetrici caratteristici

Per quanto riguarda la definizione delle caratteristiche delle superfici di coda, ad un livello di analisi preliminare come quello intrapreso in questo elaborato è sufficiente soffermarsi solo sulla definizione di due importanti rapporti, i quali risultano di fondamentale importanza nella valutazione della stabilità del velivolo che ci si accinge a progettare.

Si tratta del Rapporto Volumetrico di Coda e del Rapporto Volumetrico dell'Impennaggio Verticale.

Prima di definire in maniera più precisa il significato di questi due parametri e di determinarne il valore relativamente al caso in esame, risulta necessario illustrare brevemente quelle che sono le funzionalità della coda di un aeromobile.

La funzione principale della coda è quella di favorire il bilanciamento e la stabilità; le componenti dell'impennaggio svolgono infatti la funzione di piccole ali che operano, però, per fornire solo una minima frazione del lift che potenzialmente potrebbero generare, in maniera tale da evitare di avvicinarsi troppo alla condizione critica di stallo. (30) , (33), (34)

Dal momento che il compito primario della coda è quello di contrastare, bilanciare e controllare i momenti generati dall'ala, ci si aspetta che le sue dimensioni caratteristiche siano in qualche modo legate alla dimensione delle ali e che la sua efficacia sia perciò proporzionale al prodotto tra la sua superficie ed il braccio dei momenti da essa originati.

Dato che questo prodotto risulta avere unità di volume, una stima preliminare delle dimensioni caratteristiche della coda può essere condotta utilizzando il metodo del “coefficiente volumetrico di coda”, il quale può essere ancora una volta rintracciato nel libro scritto dall’ingegner Raymer. (31)

Per quanto riguarda la componente orizzontale della coda, i momenti di beccheggio che deve controllare e bilanciare sono direttamente proporzionali alla lunghezza della corda media alare (C_{media}), mentre per quanto concerne l’impennaggio verticale, i momenti di imbardata che devono essere contrastati sono maggiormente legati all’estensione dell’apertura alare (**b**).

A valle di queste considerazioni, i **due coefficienti volumetrici** possono essere calcolati nella seguente maniera: (31)

$$C_{HT} = \frac{L_{HT} \times S_{HT}}{C_{media} \times S}$$

$$C_{VT} = \frac{L_{VT} \times S_{VT}}{b \times S}$$

dove:

- C_{HT} è il rapporto volumetrico di coda;
- C_{VT} è il rapporto volumetrico dell’impennaggio verticale;
- L_{HT} è il braccio del momento, misurato come la distanza tra il quarto di corda della corda media della superficie orizzontale di coda ed il quarto di corda della corda media alare (vedi **Figura 2.25**);
- L_{VT} è il braccio del momento, misurato come la distanza tra il quarto di corda della corda media dell’impennaggio verticale ed il quarto di corda della corda media alare (vedi **Figura 2.25**);
- S_{HT} è la superficie orizzontale della coda;
- S_{VT} è la superficie dell’impennaggio verticale;
- S è la superficie alare.

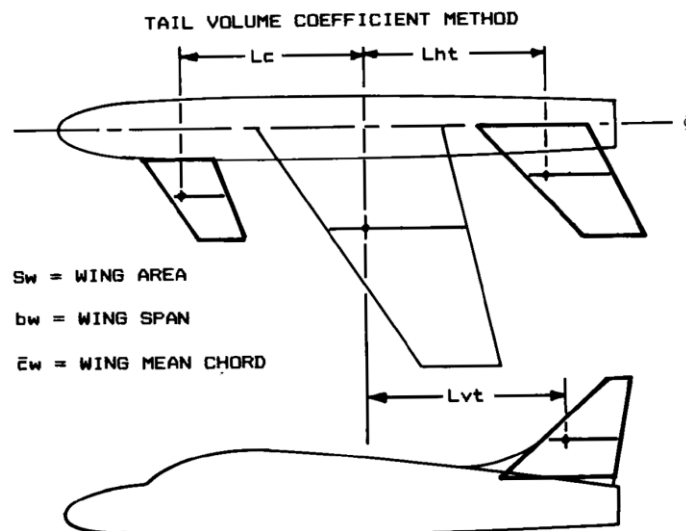


Figura 2.25 Parametri caratteristici per il dimensionamento preliminare dell’impennaggio (31)

La precedente figura definisce graficamente il braccio dei momenti generati dalla coda dell'aeromobile e le diverse superfici sopraccitate.

A questo stadio preliminare di design il braccio del momento può però essere approssimato attraverso una percentuale della lunghezza della fusoliera.

Nel caso specifico di un aliante il braccio dei momenti generati dalla coda risulta essere circa pari al **65%** della lunghezza totale della fusoliera. (31)

Per quanto concerne la lunghezza della fusoliera e le due superfici di coda (orizzontale e verticale), le loro dimensioni caratteristiche sono state stimate a partire da un trittico preliminare fornito dal Professor Sambin come spunto iniziale da utilizzare per ricavare alcuni parametri di massima di primo tentativo ed alcuni requisiti iniziali.

A seguito di queste indicazioni si può procedere con il calcolo dei due **rapporti** sopraccitati:

$$C_{HT} = \frac{L_{HT} \times S_{HT}}{C_{media} \times S} = \frac{0,65 \times 4,2 \times 0,48}{0,685 \times \frac{5,14}{2}} = \mathbf{0,74}$$

dove:

- $L_{HT} = 0,65 \times 4,2$ [m], cioè il **65%** della lunghezza della fusoliera;
- $S_{HT} = 0,48 \times 2$ [m²] è la stima di primo tentativo della superficie orizzontale della coda, effettuata a partire dal disegno preliminare fornito dal Professor Sambin;
- $S = 5,14$ [m²] è un requisito di dimensionamento;
- $C_{media} = 0,685$ [m] è stata calcolata precedentemente a partire dai requisiti iniziali.

$$C_{VT} = \frac{L_{VT} \times S_{VT}}{b \times S} = \frac{0,65 \times 4,2 \times 0,45}{7,5 \times 5,14} = \mathbf{0,032}$$

dove:

- $L_{VT} = 0,65 \times 4,2$ [m], cioè il **65%** della lunghezza della fusoliera;
- $S_{VT} = 0,45$ [m²] è la stima di primo tentativo della superficie verticale della coda, effettuata a partire dal disegno preliminare fornito dal Professor Sambin;
- $b = 7,5$ [m] è un requisito di massima del dimensionamento;
- $S = 5,14$ [m²] è un requisito di massima del dimensionamento.

I valori ottenuti sono abbastanza vicini a quelli previsti da Raymer per quanto riguarda il design preliminare di un aliante.

La ragione per cui essi risultano essere leggermente più elevati rispetto ai rapporti tabulati e visibili in **Figura 2.26** è legata essenzialmente al fatto che la superficie alare del velivolo in oggetto è abbastanza ridotta rispetto a quelle che solitamente sono caratteristiche di questo tipo di aeromobile ad elevata efficienza aerodinamica.

Si può infatti notare, sempre osservando la tabella riportata in **Figura 2.26**, come questi risultati siano più simili a quelli relativi a velivoli a singolo motore appartenenti al settore dell'aviazione generale, tra i quali ad esempio possiamo trovare ultraleggeri caratterizzati da dimensioni analoghe a quelle del motoaliante in oggetto. Risulta quindi più ragionevole assumere questi valori come riferimento nella valutazione della bontà delle stime effettuate e quindi della stabilità e manovrabilità dell'aeromobile.

	Typical values	
	Horizontal c_{HT}	Vertical c_{VT}
Sailplane	0.50	0.02
Homebuilt	0.50	0.04
General aviation—single engine	0.70	0.04
General aviation—twin engine	0.80	0.07
Agricultural	0.50	0.04
Twin turboprop	0.90	0.08
Flying boat	0.70	0.06
Jet trainer	0.70	0.06
Jet fighter	0.40	0.07
Military cargo/bomber	1.00	0.08
Jet transport	1.00	0.09

Figura 2.26 Valori tipicamente assunti dai due rapporti volumetrici di coda in funzione della tipologia di aeromobile considerato (31)

Dal momento che i risultati riportati sono stati ricavati ipotizzando di utilizzare le dimensioni di massima ricavabili dal trittico preliminare fornito dal Professor Sambin, al termine della procedura di dimensionamento si renderà necessario effettuare una nuova stima della superficie orizzontale e verticale della coda, avendo in questo caso a disposizione le dimensioni ed i parametri caratteristici di ali e fusoliera ottenuti a convergenza ed ipotizzando di mantenere costanti i valori dei rapporti volumetrici appena calcolati.

In questo modo le superfici di coda potranno essere ridefinite proporzionalmente alle reali dimensioni assunte dalla superficie alare e quindi alle effettive prestazioni che devono essere in grado di assicurare.

Per quanto concerne la tipologia di profilo aerodinamico da utilizzare per il piano di coda orizzontale, si può procedere scegliendo un semplice profilo simmetrico della famiglia NACA (ad esempio NACA 0008), dal momento che, non essendo questa la superficie portante principale del velivolo, i problemi legati alla riduzione delle prestazioni in termini di portanza (a parità di angolo di attacco) che si verificano utilizzando un profilo di questo tipo rispetto ad un profilo caratterizzato da curvatura risultano trascurabili per applicazioni di questo tipo.

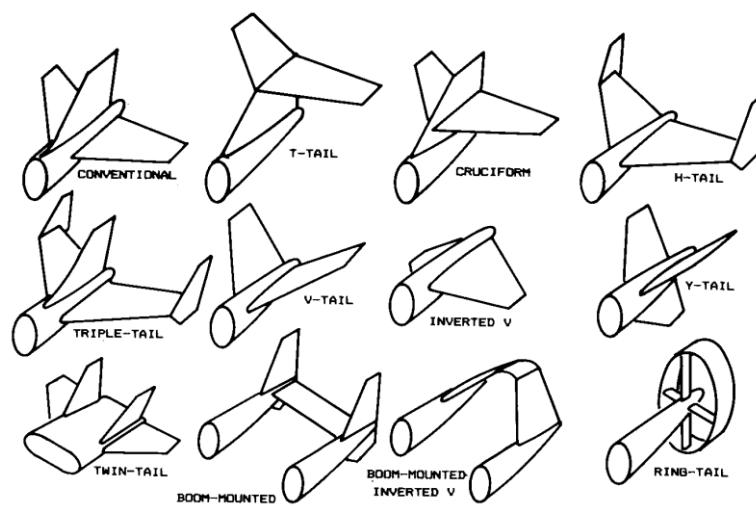


Figura 2.27 Diverse configurazioni dell'impennaggio (31)

Nel caso di un aeromobile a propulsione elettrica - solare come quello trattato in questo elaborato, le superfici della coda possono essere sfruttate per aumentare la capacità di assorbimento della radiazione solare attraverso l'installazione di moduli fotovoltaici aggiuntivi. Per questo motivo è necessario scegliere una conformazione dell'impennaggio che permetta di disporre di un'estensione e di un'orientazione della superficie orizzontale di coda tale da assicurare un'ottima incidenza della radiazione ed un incremento della potenza totale erogata dai pannelli.

Le configurazioni che risultano essere più conformi agli scopi indicati sono quelle convenzionale, a "T" e cruciforme.

La scelta è ricaduta su un **impennaggio cruciforme** caratterizzato da un posizionamento medio - basso delle superfici orizzontali rispetto al piano verticale, dato che permette di coniugare l'esigenza di disporre di superfici adatte all'installazione di moduli fotovoltaici e quella di collocare l'apparato propulsivo nella zona alta del piano verticale di coda, così da consentire alle pale dell'elica di avere l'estensione desiderata senza rischiare di interferire con la fusoliera.

2.1.5 Design della fusoliera

Si passa ora, infine, alla descrizione della parte non-lifting per eccellenza degli aeromobili: la fusoliera. Dal momento che l'analisi condotta attraverso questo elaborato si ferma ad livello preliminare e che, come sarà meglio evidenziato in seguito, per quanto concerne il contributo dato dalla fusoliera in termini di resistenza aerodinamica, esso sarà stimato attraverso il coefficiente di drag d'interferenza $C_{D,interference}$, risulta sufficiente fornire solo alcune indicazioni di massima che possono essere di aiuto per la progettazione di un corpo contraddistinto da un apporto di resistenza minimo.

Il conseguimento della configurazione di ottimo della fusoliera è di fondamentale importanza per la riduzione della resistenza globale di un aeromobile.

Una strada che si può intraprendere in questo senso è quella che prevede l'impiego di profili laminari **NACA** della serie **63** o **66** come quelli che sono stati selezionati ed analizzati precedentemente durante il confronto tra le prestazioni di diversi profili alari. (21)

Per disegnare la sagoma di una fusoliera a minima resistenza nel piano orizzontale, o in quello verticale, è quindi necessario fissare la sua lunghezza o larghezza e moltiplicare le ascisse e le ordinate del profilo laminare scelto. Utilizzando questa metodologia si riescono ad ottenere delle fusoliere caratterizzate da un'estensione della laminarità che può raggiungere il 35-40% della lunghezza totale di questo corpo.

Un'altra strategia che può essere impiegata per ridurre la superficie bagnata totale è quella della contrazione della fusoliera su corpi di rivoluzione.

Questo tipo di studi sono stati condotti da D. Althaus nel 1973 e sono stati pubblicati nel rapporto NASA CR-2315. (35)

Anche Radespiel propose un metodo di contrazione, il quale, in combinazione con i risultati dello studio effettuato da L. M. M. Boermans e D. C. Terleth riguardo gli effetti ottenuti in termini di drag parassita da diverse configurazioni di intersezione ala-fusoliera, consente di portare a termine un design della fusoliera volto all'ottenimento della minima resistenza globale. (36), (37), (38)

Il drag generato è principalmente legato allo spessore della fusoliera, alla contrazione in corrispondenza della zona dietro al cockpit ed alla snellezza del corpo.

Per ridurre le perdite legate al drag aerodinamico risulta quindi necessario cercare di minimizzare il più possibile la sezione frontale dell'aeromobile e di contrarre la forma della fusoliera su corpi di

rivoluzione, seguendo le linee di flusso prodotte dell'ala in maniera tale da minimizzare gli effetti dei flussi incrociati (trasversali) e dell'aria turbolenta che investe la zona non laminare del corpo.

Rispettando le linee guida costruttive contenute nei testi precedentemente consigliati si può realizzare una fusoliera caratterizzata da una laminarità molto estesa.

Per quanto riguarda lo strato limite, la continuità della curvatura del corpo lungo la direzione del flusso ne assicura uno sviluppo indisturbato. Questa proprietà è garantita dalla derivazione della curva superiore, inferiore e di massimo spessore dalle forme dei profili alari e dall'impiego delle curve di Hügelschäffer (ellissi deformate) per la definizione delle cross-sections (sezioni trasversali) della fusoliera.

L'utilizzo di un carrello retrattile garantisce, inoltre, un ridotto apporto di attrito e quindi l'ottenimento di migliori performance aerodinamiche.

Si presti attenzione al fatto che, comunque, le considerazioni teoriche precedentemente presentate devono essere ovviamente validate.

La correttezza del design finale di una fusoliera, ottenuto seguendo le linee guida per il disegno di un corpo di minima resistenza, deve essere quindi verificata attraverso una serie di test in galleria del vento, in maniera tale da ottenere abbastanza dati sperimentali che confermino la validità e la conformità della configurazione conseguita.

Un altro aspetto che incide sulle prestazioni del velivolo in termini di resistenza aerodinamica globale è la posizione delle ali e la loro intersezione con la fusoliera.

Anche in questo caso sono stati condotti degli studi dai già sopraccitati D. Althaus dell'Università di Stoccarda e Boermans dell'Università di Delft.

Il primo ha effettuato una ricerca, pubblicata nel rapporto NASA CR-2315, riguardante le misure della portanza e della resistenza ottenute attraverso diverse combinazioni ala-fusoliera e con ali mediane o in posizione alta, mentre il secondo ha condotto degli esperimenti in galleria del vento per valutare le performance aerodinamiche di otto diverse combinazioni ala-fusoliera realizzate utilizzando tre diverse fusoliere ed un'ala calettata in varie posizioni.

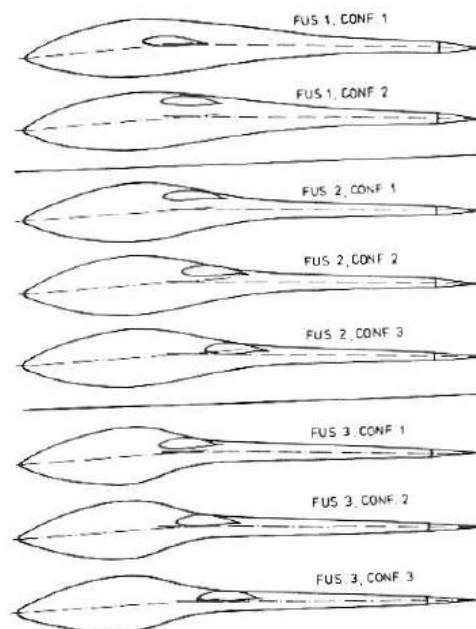


Figura 2.28 Rappresentazione delle otto diverse combinazioni ala-fusoliera analizzate da Boermans (36)

Per quanto riguarda il caso in esame, si opta per una posizione medio - bassa dell'ala, in maniera tale da riuscire allo stesso tempo a dare stabilità al velivolo e ad essere soggetti ad una bassa resistenza ad elevate velocità, senza rischiare di toccare il terreno e rovinare l'estremità alare (tip) se si dovesse atterrare in maniera scomposta e senza accentuare troppo l'effetto suolo per non rischiare di rimanere in aria "galleggiando" per troppo tempo ed avere bisogno di una distanza di atterraggio troppo elevata.

L'effetto suolo, o altresì detto "ground effect", comporta essenzialmente una riduzione del drag indotto, permettendo di ottenere la stessa portanza ad un angolo di attacco inferiore e di volare quindi vicino al suolo con una velocità minore.

La vicinanza del suolo sul campo fluidodinamico nell'intorno di un'ala finita ha infatti l'effetto di ostacolare la formazione dei vortici di estremità.

Accanto a questi effetti positivi si può però riscontrare anche uno svantaggio che si manifesta specialmente ad alte incidenze alari: nella fase finale dell'atterraggio l'aria sottostante il ventre alare viene leggermente compressa tra ala e terreno, formando una sorta di "cuscino" che tende a sostenere in aria il velivolo più del necessario, rischiando di incorrere in un incremento indesiderato nella distanza di atterraggio.

2.2 Meccanica del volo

La meccanica del volo è il ramo della meccanica che si occupa dello studio dei moti traslazionali di un aeromobile sotto l'influsso dell'aria.

In questa sezione saranno quindi brevemente descritte le varie fasi di volo affrontate dal velivolo, mettendone in evidenza solo le caratteristiche principali e le configurazioni che, nelle diverse condizioni, permettono di massimizzare le performance aerodinamiche e di soddisfare i requisiti e gli scopi di missione.

Per la visione di tutte le equazioni che definiscono le varie tipologie di moto e consentono una descrizione più precisa e completa delle diverse fasi e condizioni di volo si rimanda ai testi dedicati alla progettazione di aeroplani già precedentemente citati. (30), (31), (32), (39)

Le forze principali che agiscono sulla struttura di un aeromobile in volo sono le seguenti:

- **L** = Portanza (o **LIFT**): è la componente della forza aerodinamica risultante che opera perpendicolarmente alla direzione del flusso d'aria che investe la superficie alare;
- **D** = Resistenza (o **DRAG**) aerodinamica: è la componente della forza aerodinamica risultante che agisce parallelamente alla direzione di avanzamento, opponendosi al moto del velivolo;
- **T** = Spinta (o **THRUST**): è la forza generata dal sistema propulsivo in dotazione al velivolo, la quale può essere orientata parallelamente alla direzione di avanzamento oppure può essere inclinata di un certo angolo rispetto al vettore velocità di volo ed anche rispetto all'asse del velivolo;
- **W** = Forza Peso (o **WEIGHT**) dell'aeromobile: è la forza esercitata dal campo gravitazionale terrestre, la quale agisce lungo la verticale locale attirando il corpo verso il centro della Terra.

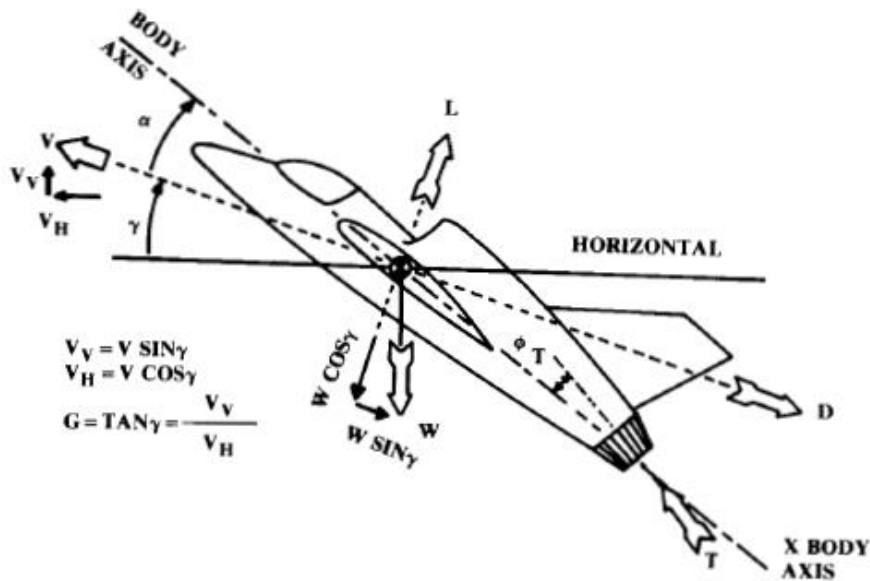


Figura 2.29 Rappresentazione delle forze agenti su un aeromobile in volo (31)

La precedente immagine permettere di visualizzare graficamente le direzioni delle diverse forze che agiscono su un velivolo in volo.

In questa rappresentazione compaiono alcuni angoli che risultano di fondamentale importanza nell'identificazione delle orientazioni dei diversi vettori durante le diverse fasi e condizioni operative:

- α è l'angolo di attacco, cioè di inclinazione dell'ala rispetto al vettore relativo alla velocità di avanzamento (in **Figura 2.29** si identifica come direzione caratteristica dell'ala quella dell'asse X del corpo);
- γ è l'angolo di salita (> 0) o di planata (< 0), formato dalla direzione di avanzamento rispetto all'asse orizzontale o orizzonte locale;
- φ_T descrive l'orientazione del vettore di spinta generato dall'apparato propulsivo rispetto alla direzione dell'asse longitudinale del corpo (cioè quello che identifica l'inclinazione dell'ala).

Per semplicità, in questa prima rappresentazione schematica l'ala viene considerata priva di svergolamento (twist) e con un angolo di calettamento nullo rispetto alla direzione dell'asse longitudinale del velivolo.

In questo modo è possibile far coincidere l'asse X del corpo con quello passante attraverso il centro aerodinamico dell'ala e descrivente la sua inclinazione rispetto a quella di volo.

Si può ora passare alla determinazione dell'equilibrio delle forze nelle due direzioni del piano in cui si sviluppa il moto traslazionale dell'aeromobile, cioè quella perpendicolare e quella parallela alla direzione di avanzamento.

Nella direzione parallela a quella del flusso d'aria che investe le superfici del velivolo (\mathbf{X}_s) la legge di Newton assume la seguente forma:

$$\sum \mathbf{F}_{Xs} = T \times \cos(\alpha + \varphi_T) - D - W \times \sin \gamma$$

In direzione ortogonale a quella di avanzamento (\mathbf{Z}_s) l'equazione risulta invece essere la seguente:

$$\sum \mathbf{F}_{Zs} = T \times \sin(\alpha + \varphi_T) + L - W \times \cos \gamma$$

Le accelerazioni risultanti nelle due direzioni analizzate si ottengono dividendo le due precedenti sommatorie per la massa totale del velivolo $\mathbf{M}_{TOT} = \frac{W_{TOT}}{g}$:

$$\mathbf{a}_{Xs} = \frac{dV}{dt}$$

$$\mathbf{a}_{Zs} = \frac{V^2}{r}$$

dove:

- \mathbf{a}_{Xs} è l'accelerazione dell'aeromobile lungo la direzione di avanzamento;
- \mathbf{a}_{Zs} è la componente centrifuga dell'accelerazione, orientata perpendicolarmente alla direzione di volo.

Si possono quindi esprimere le **due equazioni fondamentali del moto traslazionale di un velivolo**:

$$\mathbf{M}_{TOT} \times \mathbf{a}_{Xs} = T \times \cos(\alpha + \varphi_T) - D - W \times \sin \gamma$$

$$\mathbf{M}_{TOT} \times \mathbf{a}_{Zs} = T \times \sin(\alpha + \varphi_T) + L - W \times \cos \gamma$$

le quali possono essere semplificate tenendo in considerazione il fatto che, generalmente, l'asse di spinta risulta essere parallelo a quello del vento relativo \mathbf{X}_s durante la maggior parte delle condizioni di volo e che quindi l'angolo totale ($\alpha + \varphi_T$) formato dalla direzione della spinta rispetto a quella di avanzamento può essere imposto pari a zero, ottenendo quindi le seguenti approssimazioni:

$$(\alpha + \varphi_T) \approx 0 \rightarrow \cos(\alpha + \varphi_T) \approx 1 ; \sin(\alpha + \varphi_T) \approx 0$$

La forma finale che queste espressioni possono quindi assumere a valle delle considerazioni appena effettuate è la seguente :

$$\mathbf{M}_{TOT} \times \mathbf{a}_{Xs} = T - D - W \times \sin \gamma$$

$$\mathbf{M}_{TOT} \times \mathbf{a}_{Zs} = L - W \times \cos \gamma$$

A partire da questa forma finale assunta delle equazioni fondamentali si può descrivere il moto dell'aeromobile durante tutte le **diverse fasi di volo** affrontate, le quali, per quanto riguarda un motoalante, possono essere riassunte in:

- decollo;
- salita in quota;
- volo in crociera;
- veleggiamento/planata → volo libero;
- ascesa per mezzo delle correnti termiche ascensionali;
- discesa;
- atterraggio.

La conoscenza delle equazioni che regolano il moto in queste diverse condizioni di volo risulta di fondamentale importanza ai fini del dimensionamento concettuale del velivolo, dal momento che permette di definire le specifiche di massima che l'apparato propulsivo ed i sistemi di assorbimento, conversione ed accumulo di energia elettrica devono rispettare in maniera tale da soddisfare gli obiettivi di progettazione e consentono, soprattutto, di determinare le dimensioni caratteristiche e le prestazioni aerodinamiche e propulsive del motoalante a partire dai requisiti inizialmente posti.

Come è già stato precisato, in questa sede non saranno riportate ed analizzate tutte le equazioni descrittive il moto dell'aeromobile durante le diverse fasi di missione, ma verranno solamente discusse le motivazioni per cui si è reso necessario effettuare alcune scelte ai fini del conseguimento di un design ottimizzato e che rispettasse quanto più possibile i requisiti di massima inizialmente assegnati.

2.2.1 Volo in crociera: Steady Level Flight

Come è già stato anticipato, è previsto che il motoalante in oggetto effettui alcune fasi di **volo rettilineo uniforme (livellato)** durante le quali il suo moto è sostenuto dalla spinta fornita dal sistema propulsivo con cui è equipaggiato.

In questa maniera si rende possibile, come sarà descritto in seguito più in dettaglio, minimizzare il tempo e/o la quota richiesta per coprire la distanza tra una termica ed un'altra o tra una fase di planata e la successiva, così da poter estendere il volo e raggiungere distanze notevoli.

Nel caso di **volo livellato** (di crociera), le due equazioni fondamentali del moto traslazionale di un aeromobile possono essere semplificate nella seguente maniera:

$$T - D = 0$$

$$L - W = 0$$

dal momento che:

- essendo in condizioni di volo livellato, cioè a quota costante, l'angolo di ascesa/planata γ è nullo;

- come già anticipato si può assumere che l'asse di spinta sia allineato con la direzione di avanzamento, quindi $(\alpha + \varphi_T) \approx 0$;
- essendo il moto rettilineo uniforme, le due componenti dell'accelerazione (lungo \mathbf{X}_S e lungo \mathbf{Z}_S) risultano essere nulle, quindi la somma delle forze agenti sul velivolo nelle due direzioni considerate deve essere pari a 0.

Esse affermano quindi che in condizioni di volo livellato la spinta richiesta al sistema propulsivo ($\mathbf{T} = \mathbf{T}_R$) si oppone perfettamente alla resistenza aerodinamica (\mathbf{D}), mentre la portanza (\mathbf{L}) compensa la forza peso del corpo (\mathbf{W}).

Dalla definizione della portanza si può facilmente ricavare la formula per il calcolo della velocità di volo in funzione del carico alare, del coefficiente di lift dell'ala e delle condizioni di volo (quota e quindi densità atmosferica):

$$\mathbf{V} = V_\infty = \sqrt{\frac{W}{S} \times \frac{2}{\rho \times C_L}}$$

Dal rapporto tra la portanza e la resistenza si può ottenere una misura dell'efficienza aerodinamica (\mathbf{E}) del velivolo, la quale, in seguito alle dovute semplificazioni, si dimostra essere il rapporto tra i due coefficienti aerodinamici di lift e di drag:

$$\mathbf{E} = \frac{L}{D} = \frac{q_\infty \times S \times C_L}{q_\infty \times S \times C_D} = \frac{C_L}{C_D}$$

dove $q_\infty = \frac{1}{2} \times V^2 \times \rho$ è la pressione dinamica alla quota di volo considerata.

Attraverso queste equazioni fondamentali si può infine ricavare una relazione che permette di valutare la spinta richiesta al motore in condizioni di volo livellato a partire dalla conoscenza del peso totale dell'aeromobile e della sua efficienza aerodinamica:

$$\frac{W}{T_R} = \frac{L}{D} \rightarrow T_R = \frac{W}{C_L/C_D}$$

$$\frac{T_R}{W} = \frac{1}{L/D} = \frac{q_\infty \times C_{D,0}}{W/S} + \frac{W}{S} \times \frac{K}{q_\infty}$$

La spinta richiesta al motore varia in funzione della velocità di volo \mathbf{V} attraverso l'efficienza aerodinamica, alla quale risulta inoltre essere inversamente proporzionale.

Grazie a queste formule si può quindi comprendere il motivo per cui quando si parla di volo in condizioni di massima efficienza si intende una configurazione in cui la richiesta di spinta sia minimizzata.

Per trovare la velocità di crociera che consente di volare in condizioni di massima efficienza aerodinamica è necessario porre pari a zero la derivata della precedente equazione rispetto alla velocità di avanzamento.

In questo modo si ottiene la seguente espressione, attraverso la quale, tramite le dovute sostituzioni, possono essere facilmente calcolati il coefficiente di portanza, il coefficiente di drag e di conseguenza l'efficienza aerodinamica corrispondenti a questa particolare condizione di volo:

$$V_{E_{max}} = \sqrt{\frac{W}{S} \times \frac{2}{\rho} \times \sqrt{\frac{K}{C_{D,0}}}}$$

Per quanto riguarda invece la potenza richiesta all'apparato propulsivo, essa viene espressa tramite il prodotto tra la spinta richiesta T_R e la velocità di avanzamento V :

$$P_R = T_R \times V = \frac{W}{C_L/C_D} \times V = \sqrt{\frac{2 \times W^3 \times C_D^2}{\rho \times S \times C_L^3}} \propto \frac{C_D}{C_L^{3/2}}$$

$$P_R = \frac{1}{2} \times \rho \times V^3 \times S \times C_{D,0} + \frac{K \times V^2}{1/2 \times \rho \times V \times S}$$

Dal momento che la potenza richiesta risulta essere inversamente proporzionale all'endurance factor $\frac{C_L^{3/2}}{C_D}$, la sua minimizzazione sarà conseguita andando a massimizzare il valore assunto da questo particolare rapporto tra coefficienti aerodinamici.

Per trovare la velocità di crociera che consente di volare in condizioni di minima potenza richiesta è necessario porre pari a zero la derivata della precedente equazione rispetto alla velocità di avanzamento. In questo modo si ottiene la seguente espressione, attraverso la quale, tramite le dovute sostituzioni, possono essere facilmente calcolati il coefficiente di portanza, il coefficiente di drag e di conseguenza l'efficienza aerodinamica corrispondenti a questa particolare condizione di volo:

$$V_{P_{min}} = \sqrt{\frac{W \times 2}{S \times \rho} \times \sqrt{\frac{K}{3 \times C_{D,0}}}}$$

2.2.2 Volo libero : Straight Gliding Flight and Turning Gliding Flight (Soaring)

Il motoalante trascorre la maggior parte del tempo in **condizioni di planata** ed all'interno delle **correnti termiche ascensionali**.

Dal momento che in fase di planata la spinta fornita dal motore è nulla (apparato propulsivo spento $\rightarrow \mathbf{T=0}$), l'aeromobile deve convertire l'energia potenziale acquisita in energia cinetica, in maniera tale da poter traslare in direzione orizzontale perdendo quota.

In sostanza, la componente del vettore della forza di gravità lungo la direzione di avanzamento diventa una sorta di vettore di spinta che si oppone alla resistenza aerodinamica agente sull'intero velivolo.

In questa condizione di volo risulta quindi necessario cercare una configurazione tale da permettere all'aeromobile di massimizzare la distanza percorsa orizzontalmente a partire da una certa quota di volo. Questo significa massimizzare il rapporto di planata o **GLIDE RATIO**, cioè il rapporto tra la distanza orizzontale percorsa e la relativa perdita di quota.

Andando a combinare le equazioni del moto relative al volo a regime livellato (Steady Level Flight) e quelle che descrivono il volo rettilineo in planata (Straight Gliding Flight), si può evincere che l'efficienza aerodinamica risulta essere equivalente all'inverso della tangente all'angolo di planata γ (attenzione che per questo tipo di moto l'angolo γ è negativo).

Questo risultato può essere facilmente ricavato andando a considerare le equazioni generali del moto precedentemente riportate ed applicandole al caso di un volo in fase di planata e quindi privo dell'azione della spinta e caratterizzato da valori nulli di entrambe le componenti dell'accelerazione:

$$\mathbf{D} = W \times \sin \gamma \rightarrow \text{lungo la direzione di volo } \mathbf{X}_S$$

$$\mathbf{L} = W \times \cos \gamma \rightarrow \text{lungo la direzione perpendicolare a quella di volo } \mathbf{Z}_S$$

$$\frac{\mathbf{L}}{\mathbf{D}} = \frac{1}{\tan \gamma} \cong \frac{1}{\gamma} \approx \text{Glide Ratio}, \text{ con } \tan \gamma = \frac{V_V}{V_H} \approx \gamma \text{ in ipotesi di piccoli angoli di planata}$$

(per quanto riguarda il significato delle due velocità V_V e V_H si vede la **Figura 2.29**).

Come si può evincere dall'ultima equazione riportata, l'efficienza aerodinamica risulta essere inversamente proporzionale all'angolo di planata e quindi direttamente proporzionale al rapporto tra la distanza percorsa orizzontalmente e la relativa perdita di quota necessaria.

Per questo motivo, massimizzare lo spazio percorribile a partire da un'altezza data significa volare alla velocità corrispondente alla condizione di massima efficienza aerodinamica $(\mathbf{L}/\mathbf{D})_{\text{MAX}}$.

Se si vanno infatti ad analizzare le equazioni del moto livellato (volo di crociera) relative alla **condizione di massima efficienza aerodinamica** si possono ottenere le seguenti stime, valide anche nel caso del volo in planata (gliding) sotto l'ipotesi di piccoli angoli:

$$\mathbf{V}_{\text{Emax}} = \sqrt{\frac{W}{S} \times \frac{2}{\rho} \times \sqrt{\frac{K}{C_{D,0}}}}$$

$$C_{LEmax} = \sqrt{\frac{C_{D,0}}{K}}$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{MAX} = \frac{1}{2 \times \sqrt{C_{D,0} \times K}} = \frac{1}{2} \times \sqrt{\frac{\pi \times e \times AR}{C_{D,0}}}$$

Il tempo che, invece, un aliante può trascorrere in volo è legato al “**sink rate**” o rateo di discesa, cioè alla velocità verticale V_V di discesa. Essa può essere calcolata moltiplicando la velocità di avanzamento dell’aliante per il seno dell’angolo di planata ed in condizioni di massima efficienza aerodinamica (e quindi di massimo rapporto di planata) assume la seguente espressione:

$$(V_V)_{Emax} = V_{Emax} \times \sin \gamma = \sin \gamma \times \sqrt{\frac{W \times 2 \times \cos \gamma}{S \times \rho \times C_{LEmax}}}, \text{ con } \cos \gamma \rightarrow 1$$

Attraverso un’analisi più approfondita di queste relazioni si può notare che il rateo di discesa V_V risulta essere inversamente proporzionale al già citato endurance factor $C_L^{3/2}/C_D$:

$$V_V = \sqrt{\frac{W \times 2}{S \times \rho \times \left(C_L^3 / C_D^2\right)}} \propto \frac{C_D}{C_L^{3/2}}$$

Per questo motivo la minimizzazione della velocità verticale di discesa si può ottenere volando in condizioni di minima potenza richiesta, come si può facilmente ricavare attraverso lo studio delle equazioni del volo livellato a regime:

$$V_{Pmin} = \sqrt{\frac{W \times 2}{S \times \rho}} \times \sqrt{\frac{K}{3 \times C_{D,0}}}$$

$$C_{LPmin} = \sqrt{\frac{3 \times C_{D,0}}{K}}$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{Pmin} = \sqrt{\frac{3 \times \pi \times e \times AR}{16 \times C_{D,0}}}$$

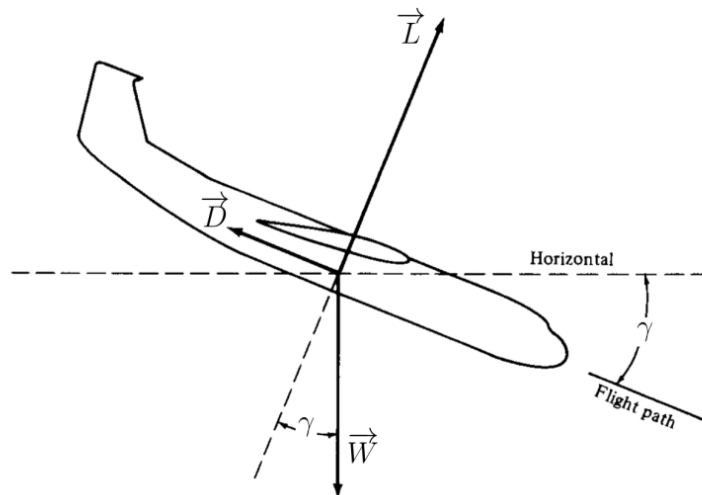


Figura 2.30 Forze agenti in condizioni di planata (40)

Per quanto concerne il volo attraverso le correnti **termiche ascensionali**, in questa sede non è necessario dilungarsi troppo nella descrizione della fisica che sta alla base di questi fenomeni. Informazioni dettagliate ed essenziali per la comprensione di questo tipo di condizioni meteorologiche e del moto che ivi si instaura sono contenute in svariati documenti rintracciabili tra la letteratura dedicata allo studio ed alla progettazione degli alianti. (30)

Si porta quindi l'attenzione solo sulla configurazione di volo che il motoalante deve assumere quando si trova in queste correnti, in maniera tale poter sfruttare nel modo più efficiente possibile questi particolari fenomeni.

Quando i piloti di alianti trovano una termica ascensionale da sfruttare, una volta entrati al suo interno, cominciano ad inclinare lateralmente il velivolo di un angolo ϕ abbastanza elevato (intorno ai **45°**) ed a muoversi lungo una traiettoria circolare di piccolo raggio, in modo tale da riuscire a volare assieme alla massa d'aria che sta ascendendo.

La necessità di effettuare traiettorie caratterizzate da raggi di curvatura molto ridotti viene quindi soddisfatta imponendo all'aeromobile angoli d'inclinazione abbastanza elevati.

Essa è legata alla volontà di far volare il motoalante in prossimità o nel cuore della termica, dal momento che è proprio nella parte più interna di queste correnti che il lift è più intenso e che si acquista quindi maggiore rapidità di salita.

Bisogna però prestare attenzione al fatto che per compiere una traiettoria circolare viene richiesta una portanza più elevata, dato che una parte di questa forza (cioè la sua componente laterale) deve andare a generare l'accelerazione centripeta. Per questo motivo si registrerà un incremento nella resistenza aerodinamica e nella velocità verticale di discesa (sink rate).

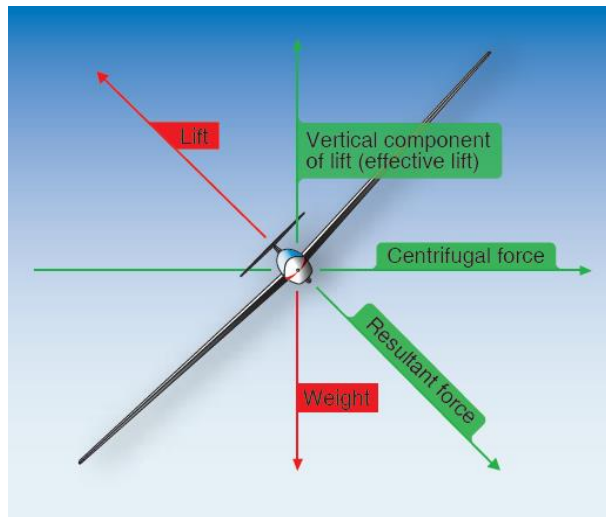


Figura 2.31 Forze agenti durante una traiettoria circolare effettuata inclinando il motoalante di un angolo pari a φ (30)

Le due equazioni del moto, che devono quindi tenere conto dell'angolo di inclinazione laterale del motoalante, risultano in questo caso espresse nella seguente maniera:

$$L \times \cos \varphi = W \times \cos \gamma \cong W$$

$$L \times \sin \varphi = \frac{W}{g} \times \frac{V^2}{R} = W \times \sqrt{n^2 - 1}$$

dove:

- φ = angolo di inclinazione laterale del motoalante;
- $R = \frac{V^2}{g \times \tan \varphi} = \frac{V^2}{g \times \sqrt{n^2 - 1}} = \frac{2 \times W}{\rho \times S \times C_L \times g \times \sin \varphi}$ = raggio di curvatura;
- $\frac{V^2}{R}$ = accelerazione centripeta;
- $\omega = \dot{\psi} = \frac{V}{R}$ = velocità angolare di rotazione.

Per questo tipo di moto, la velocità verticale di discesa è determinata dalla seguente espressione:

$$V_v = \frac{1}{\cos \varphi^{3/2}} \times \sqrt{\frac{W}{S} \times \frac{2}{\rho \times (C_L^3 / C_D^2)}}$$

Dal momento che φ non varia con la velocità, i precedenti risultati ottenuti per quanto concerne la velocità di massimo rapporto di planata (cioè di massima efficienza aerodinamica) e quella di minima velocità di discesa (equivalente alla condizione di minima potenza richiesta) possono essere applicate anche per questo tipo di moto.

A valle delle precedenti considerazioni risulta quindi chiaro come la condizione che si cerca di perseguire durante il volo in questa tipologia di correnti d'aria calda sia quella di minima velocità verticale di discesa V_V , in maniera tale da riuscire a sfruttare il più possibile la loro capacità di “sollevare” il velivolo rispetto al terreno sottostante.

Si renderà quindi necessario il calcolo della velocità di avanzamento V tale per cui questa condizione risulti soddisfatta. Essa risulterà quindi essere, secondo l'analisi appena svolta, la velocità di minima potenza richiesta V_{Pmin} .

In conclusione, i piloti di alianti volano alla velocità corrispondente alla condizione di minima potenza richiesta (rateo di discesa minimo) quando si trovano nelle correnti termiche ascensionali, mentre per spostarsi da una termica all'altra o tra una fase di planata ed un'altra essi accelerano alla velocità di massimo rapporto di planata (quindi di E_{MAX}), in maniera tale da coprire il maggior spazio possibile minimizzando il tempo e/o la quota richiesta.

L'obiettivo è in sostanza quello di cercare di minimizzare il tempo in cui l'aeromobile si trova in condizioni di discesa (sink) e di massimizzare invece quello trascorso in lift, cioè nelle correnti termiche ascensionali, le quali consentono al velivolo di guadagnare quota salendo rispetto al terreno.

Risulta quindi chiaro il motivo per cui la maniera migliore di sfruttare questo tipo di correnti sia volando in una condizione in cui sia minimizzata la velocità di discesa, in modo tale da poter salire il più possibile.

In fase di planata si cerca ovviamente di volare alla massima efficienza aerodinamica, in maniera tale da poter sia sfuggire il più velocemente possibile dalla zona terminale delle termiche, la quale è caratterizzata dalla concentrazione di correnti discendenti di elevata intensità (sink), sia coprire il maggior spazio possibile a parità di quota totale persa o di altezza iniziale di partenza.

Per questi motivi, come sarà chiaramente visibile nel prossimo capitolo, si è scelto di condurre il **dimensionamento** ipotizzando di affrontare le fasi di volo di planata e di crociera in **condizioni di massima efficienza aerodinamica**.

2.2.3 Fase di decollo: Takeoff segments

La fase di decollo viene generalmente suddivisa in 3 diversi segmenti: il primo è chiamato Ground Roll o Rullaggio a Terra, il secondo è il tratto di transizione dalla fase di rullaggio a quella di ascesa e l'ultimo corrisponde al tratto di salita necessario al superamento di un ostacolo di altezza assegnata da normativa.

Questa particolare fase di volo solitamente non viene analizzata in una procedura di dimensionamento concettuale, dal momento che richiede studi più approfonditi e di dettaglio che ad un livello preliminare del design non sono richiesti.

In questo caso, però, si è resa necessaria la trattazione di questa manovra, dal momento che uno degli obiettivi principali del dimensionamento in esame è quello di permettere al velivolo di decollare autonomamente ed in maniera indipendente da qualsiasi altro aeromobile o sistema di traino.

Per questo motivo la parte di decollo e la successiva manovra di salita in quota (che verrà trattata nel prossimo paragrafo) sono di fondamentale importanza nella determinazione delle performance e delle

specifiche che l'apparato propulsivo ed il sistema di accumulo di energia elettrica (le batterie) devono assicurare e non possono in questo caso essere tralasciate durante la procedura di design concettuale.

Le equazioni che verranno utilizzate per descrivere il moto del velivolo sono tratte anche in questa occasione dalla letteratura dedicata alla progettazione di aeromobili. Una loro analisi più completa può quindi essere rintracciata, se necessario, in questi testi. (31), (32)

Dal momento che questa manovra viene suddivisa in 3 diverse parti, risulta necessario precisare come questi tre segmenti di volo vengono descritti e quali sono le equazioni che determinano le performance del velivolo durante questo tipo di moto.

La prima parte della manovra è costituita dal rullaggio a terra, la cui lunghezza caratteristica può essere stimata approssimativamente utilizzando la seguente formula semplificata: (32)

$$S_g = \frac{1,21 \times (W/S)}{g \times \rho \times C_{L,max} \times (T/W)}$$

dove:

- S_g è la distanza percorsa dal velivolo durante la fase di rullaggio a terra;
- W/S è il carico alare posto tra i requisiti di progettazione;
- g è l'accelerazione di gravità in $[m/s^2]$;
- ρ è la densità atmosferica alla quota di decollo, cioè al livello del mare;
- $C_{L,max}$ è il massimo coefficiente di portanza dell'ala, cioè relativo alla condizione di stallo;
- T/W è il rapporto spinta/peso necessario ad effettuare la manovra di decollo rispettando i requisiti di dimensionamento imposti.

La formula precedentemente riportata è stata ottenuta a partire da un'equazione più generale e complessa che è stata in seguito semplificata ed adattata al caso di un propeller-driven airplane, cioè di un velivolo dotato di un motore ad elica.

In prima approssimazione può essere applicata senza incorrere in grosse discrepanze anche nella procedura di dimensionamento del velivolo in oggetto, dal momento che esso è effettivamente propulso da un'elica, anche se alimentata da un motore elettrico, e che la potenza che si può ricavare a partire da queste relazioni è quella richiesta al motore dall'elica ($P = P_{elica}$) ed è quindi indipendente dal tipo di motore che viene utilizzato per la sua alimentazione.

Prima di procedere con la descrizione degli altri segmenti, è necessario fare alcune precisazioni, onde evitare di incorrere in errori che potrebbero compromettere la corretta riuscita del processo di design.

Nel caso del decollo, il coefficiente di portanza dell'ala sarà diverso da quello che si ottiene in condizioni di crociera, dal momento che per effettuare questa manovra è previsto l'utilizzo dei flap o ipersostentatori, i quali saranno parzialmente deflessi di un angolo pari a circa 20° .

A causa delle differenze che si riscontrano a livello di massimo coefficiente di lift e di densità atmosferica, anche la velocità di stallo ($V_{\text{stallo,s.l.m.}}$) sarà diversa da quella che si può stimare alla quota di crociera .

In ogni caso questi aspetti saranno discussi e chiariti durante il processo di design, nel quale saranno riportati con ordine tutti i valori numerici assunti da queste grandezze durante le diverse fasi di manovra e di volo.

La velocità di stallo a livello del mare risulta essere un parametro estremamente utile nella determinazione delle performance del motoaliante durante la manovra di decollo, dal momento che permette di stimare le velocità assunte dal velivolo all'inizio ed alla fine di ognuno dei tre tratti principali in cui è stata suddivisa questa fase.

La **Figura 2.32** descrive graficamente i tre segmenti di decollo e le velocità caratteristiche di ogni tratto. Possono essere infatti rintracciate le seguenti velocità di avanzamento:

- $V = 0$ è la velocità di partenza;
- V_{TO} è la velocità di “decollo”, cioè quella che si registra all’inizio della fase di transizione tra il rullaggio e la salita (superamento dell’ostacolo) e non deve essere inferiore ad $1,1 \times V_{\text{stallo,s.l.m.}}$;
- V_{TR} è la velocità media a cui viaggia il velivolo durante la manovra di transizione ed assume un valore intermedio tra le due velocità V_{TO} e V_{C} , cioè pari a $1,15 \times V_{\text{stallo,s.l.m.}}$;
- V_{C} è la velocità che l’aeromobile assume all’inizio dell’ultimo tratto, cioè quello di salita e superamento dell’ostacolo e risulta pari a $1,2 \times V_{\text{stallo,s.l.m.}}$.

La velocità di stallo risulta particolarmente utile anche nella determinazione della distanza percorsa durante il rullaggio, dal momento che il valore medio del rapporto spinta/peso (T/W), che compare nella relazione precedentemente illustrata, è valutato in corrispondenza di una velocità di volo pari a circa il 70% della velocità di decollo, cioè pari a $0,7 \times V_{\text{TO}}$.

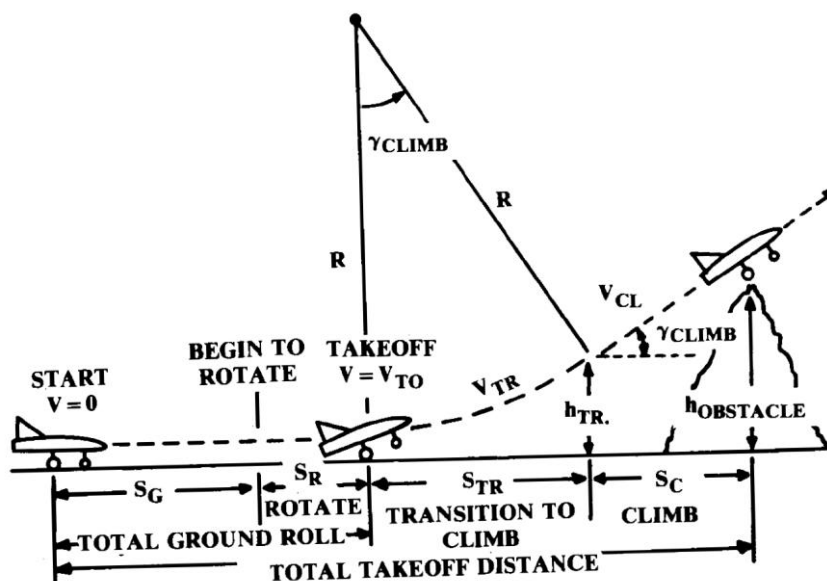


Figura 2.32 Analisi dei diversi segmenti che compongono la fase di decollo (31)

Per quanto concerne la fase di transizione, essa può essere descritta attraverso le seguenti equazioni:

$$R_{TR} = \frac{V_{TR}^2}{g \times (n - 1)}$$

$$h_{TR} = (1 - \cos \gamma_{climb}) \times R_{TR}$$

$$S_{TR} = \sqrt{R_{TR}^2 - (R_{TR} - h_{TR})^2}$$

dove:

- R_{TR} è il raggio di raccordo;
- $n = 1,2$ è il fattore di carico che esprime l'accelerazione verticale media a cui è sottoposto il velivolo durante questa fase;
- h_{TR} è la quota guadagnata dall'aeromobile durante il tratto di raccordo;
- γ_{climb} è l'angolo di ascesa/salita che si ottiene alla fine della fase di transizione, il quale può essere valutato attraverso la seguente formula:

$$\gamma_{climb} \cong \sin^{-1} \left(\frac{T}{W} - \frac{1}{L/D} \right)$$

- S_{TR} è la distanza percorsa durante il segmento di transizione;
- L/D è l'efficienza aerodinamica in fase di raccordo, la quale è diversa da quella calcolata in condizioni di crociera, dal momento che il coefficiente di portanza medio dell'ala durante questo tratto di volo può essere assunto pari a circa il **90%** del massimo coefficiente di lift che si ottiene con i flap in assetto da decollo $\rightarrow C_L = 0,9 C_{L,max}$.

Resta infine da descrivere l'ultimo tratto, cioè quello relativo al superamento di un ostacolo di altezza definita secondo normativa. Nel caso di un aeromobile civile di piccole dimensioni questa altezza risulta essere pari a circa **15 [m]**.

La distanza orizzontale percorsa dal velivolo durante questa fase di salita è determinata dalla seguente espressione:

$$S_C = \frac{h_{OB} - h_{TR}}{\tan \gamma_{climb}}$$

dove:

- $h_{OB} = 15 [m]$ è l'altezza dell'ostacolo (da normativa).

La somma di queste tre distanze orizzontali determina la lunghezza totale di decollo e quindi la lunghezza totale minima di cui deve essere dotata la pista:

$$L_{TOT,TakeOff} = S_g + S_{TR} + S_C$$

Tra i requisiti che sono stati posti all'inizio di questa trattazione non figura nessuna particolare restrizione per quanto riguarda la distanza massima necessaria al decollo o la lunghezza massima a disposizione della pista.

Per questo motivo, come sarà discusso più in dettaglio durante la procedura di dimensionamento vera e propria, si è scelto di ipotizzare il valore della distanza totale che l'aeromobile deve coprire durante la fase di decollo, in maniera tale da poter calcolare il rapporto T/W necessario ad affrontare questo tipo di manovra.

2.2.4 Fase di salita in quota: Steady Climbing Flight

Dopo aver affrontato la fase di decollo, l'aeromobile deve salire fino alla quota stabilita per il volo di crociera o per iniziare la fase di planata e ricerca delle correnti termiche ascensionali.

Si ipotizza quindi che questo segmento di volo inizi al termine della terza fase del decollo, cioè alla fine del tratto S_C di superamento dell'ostacolo di altezza h_{OB} .

Le equazioni fondamentali del moto traslazionale di un aeromobile applicate a questa condizione di volo assumono la seguente forma:

$$T = D + W \times \sin \gamma_{\text{climb}}$$

$$L = W \times \cos \gamma_{\text{climb}}$$

dal momento che:

- $\mathbf{a}_{X_S} = \mathbf{a}_{Z_S} = \mathbf{0} \rightarrow$ volo non accelerato in entrambe le direzioni (X_S e Z_S);
- $\gamma_{\text{climb}} \neq 0$.

Il parametro principale per la valutazione delle performance dell'aeromobile durante questo tipo di manovra risulta essere il rateo di salita o altresì detto "rate of climb".

Esso viene descritto come la velocità verticale di salita del velivolo e viene espresso attraverso la seguente equazione:

$$V_{Z_S} = V_V = V \times \sin \gamma = V \times \left(\frac{T}{W} - \frac{1}{L/D} \right)$$

L'angolo di ascesa (o angle of climb) e la velocità di avanzamento in condizioni di salita a regime (steady climbing flight) sono definiti nella seguente maniera:

$$\gamma_{\text{climb}} = \sin^{-1} \left(\frac{T - D}{W} \right) = \sin^{-1} \left(\frac{T}{W} - \frac{1}{L/D} \right)$$

$$V = \sqrt{\frac{2 \times W}{\rho \times S \times C_L} \times \cos \gamma_{\text{climb}}}$$

Dalla conoscenza delle prestazioni aerodinamiche del velivolo e dell'angolo di salita, può essere facilmente calcolato anche il rapporto spinta/peso richiesto:

$$\frac{T}{W} = \frac{1}{L/D} + \sin \gamma_{\text{climb}}$$

attraverso il quale può essere stimata la potenza richiesta al motore per affrontare la fase di salita in quota.

Per un progettista risulta interessante concentrarsi principalmente su due particolari condizioni di salita:

- quella relativa al massimo rateo di salita (best rate of climb), che consente di massimizzare il valore della velocità verticale V_V ;
- quella relativa al massimo angolo di salita (best angle of climb), la quale, oltre a comportare una leggera riduzione della velocità verticale, permette di volare ad una velocità "orizzontale" $V_H = V$ inferiore e quindi di massimizzare l'angolo di salita γ_{climb} .

Il seguente grafico permette una visione più diretta di queste due diverse condizioni di volo ed è utile per valutare graficamente a che velocità di avanzamento esse corrispondano.

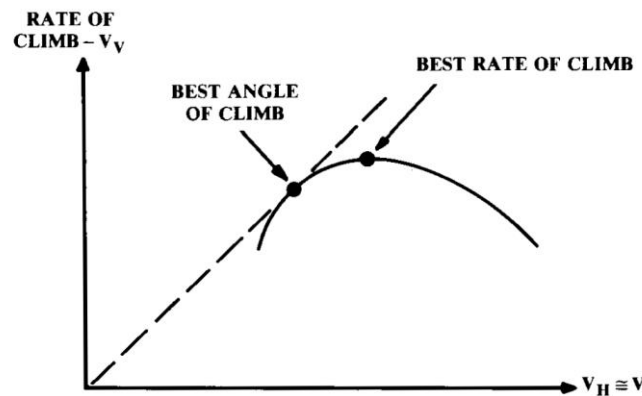


Figura 2.33 Metodo grafico per la stima della velocità di best rate of climb e di best angle of climb (31)

Si può facilmente vedere come la condizione di "best rate of climb" corrisponda ovviamente al picco della curva (V_V vs $V_H = V$), mentre il punto relativo al "best angle of climb" si trovi in corrispondenza dell'intersezione tra la suddetta curva e la retta tangente ad essa e passante per l'origine del sistema di riferimento.

Il metodo più accurato per determinare le velocità in questione è infatti quello di plottare il rateo di salita (cioè la velocità verticale V_V) in funzione della velocità di avanzamento ($V_H = V$), attraverso l'equazione $V_V = f(V, T/W, L/D)$ precedentemente riportata.

Un modo per farsi un'idea sulla potenza in gioco è quello di andare ad analizzare le equazioni relative ad un propeller-driven airplane, cioè ad un velivolo dotato di un motore ad elica, come precedentemente ipotizzato, dal momento che la potenza che si può ricavare a partire da queste relazioni è quella richiesta al motore dall'elica ed è quindi indipendente dal tipo di motore che viene utilizzato per la sua alimentazione.

Dato che la potenza che in sostanza viene impiegata per aumentare la quota di volo è quella che risulta in eccesso, cioè quella che si ottiene andando a sottrarre la potenza richiesta a quella totale disponibile, più potenza in eccesso si ha a disposizione, più elevato è il rateo di salita che si può raggiungere e di conseguenza, minore il tempo impiegato per raggiungere la quota di volo prestabilita.

Per questo motivo, è facile dedurre che la velocità di avanzamento che permette di ottenere il maggior rateo di salita è quella corrispondente alla condizione di minima potenza richiesta P_{Rmin} .

Generalmente la velocità verticale di salita può quindi essere espressa nella seguente maniera:

$$V_V = (R/C) = \frac{\text{excess power}}{W} = \frac{P_A - P_R}{W}$$

dove:

- R/C è il già sopraccitato rate of climb o rateo di salita;
- **excess power** = $P_A - P_R$ è la potenza in eccesso;
- P_A è la potenza a disposizione (available).

In prima approssimazione, la potenza a disposizione viene considerata costante al variare della velocità di avanzamento, mentre la potenza richiesta varia in funzione di essa.

La velocità di volo in corrispondenza della quale si verifica la condizione di minima potenza richiesta e quindi di massimo rateo di salita è così definita (come è già stato visto in precedenza durante la descrizione del moto in fase di crociera e di planata):

$$V_{Pmin} = V_{(R/C_{MAX})} = \sqrt{\frac{W}{S} \times \frac{2}{\rho} \times \sqrt{\frac{K}{3 \times C_{D,0}}}}$$

Si ottiene quindi, in questo caso, una velocità verticale di salita valutabile attraverso la seguente formula:

$$(R/C)_{MAX} = \frac{\eta_{prop} \times P}{W} - \sqrt{\frac{2}{\rho} \times \sqrt{\frac{K}{3 \times C_{D,0}}} \times \frac{W}{S} \times \frac{1,155}{(L/D)_{MAX}}}$$

Durante la procedura di dimensionamento, il massimo rateo di salita sarà quindi posto pari al valore assegnato a questa grandezza come requisito iniziale, in maniera tale da poter stimare la potenza richiesta al motore in fase di ascesa e, di conseguenza, la quantità di energia che è necessario accumulare nelle batterie per salire fino ad una quota di dimensionamento pari a 1500 [m].

2.2.5 Fase di atterraggio: Landing segments

Per quanto riguarda questa fase è sufficiente sapere che a monte del dimensionamento non è stato posto alcun requisito stringente relativamente alla distanza massima da percorrere durante le operazioni di atterraggio e che essa è essenzialmente legata all'entità del carico alare W/S , il quale nel caso in esame risulta essere uno dei requisiti di progetto inizialmente posti.

Testi dedicati allo studio della meccanica del volo ed alla progettazione di aeromobili possono essere utili ai fini di una più completa analisi delle equazioni che regolano questo tipo di moto e delle caratteristiche di ogni segmento in cui viene di norma suddiviso l'atterraggio. (31), (32)

Anche se questo elaborato non si occupa dello studio delle prestazioni relative a questa fase finale di volo, per questioni di completezza si è reso necessario fornire alcune indicazioni di massima su come affrontare questa manovra.

Il motoaliante sarà progettato per affrontare le manovre di discesa e di atterraggio senza usufruire dell'apporto di alcuna potenza da parte dell'apparato propulsivo.

Dal momento che il dimensionamento del sistema di potenza e di quello di accumulo di energia elettrica sarà condotto senza prendere in considerazione un eventuale accensione del motore durante questa fase, l'aeromobile si comporterà come un semplice aliante e potrà usufruire solamente delle superfici di controllo aerodinamiche di cui è fornito.

Per rallentare il velivolo sarà quindi previsto l'utilizzo di aerofreni e diruttori di flusso (spoiler), gli uni con lo scopo di aumentare la resistenza aerodinamica, gli altri di diminuire la portanza dell'ala.

Come sarà reso più chiaro nel prossimo capitolo, durante la procedura di dimensionamento, il tempo richiesto per il volo livellato sostenuto dalla spinta generata dal sistema propulsivo sarà comunque **maggiorato** di circa **5 minuti**, in modo tale da permettere, in caso di necessità, lo sfruttamento della potenza fornita al motore elettrico dalle batterie per variare la traiettoria durante la fase di pre - atterraggio o correggere la manovra in caso di rischio di atterraggio fuoricampo.

Se si dovesse rendere necessario, si potrebbe quindi usufruire di una parte dell'energia stivata nelle batterie. Questo sarà reso possibile anche dal fatto che il dimensionamento concettuale sarà condotto ipotizzando di trovarsi nel caso peggiore o "WORST CASE", cioè di volare durante il mese di gennaio, il quale risulta essere caratterizzato da una ridotta radiazione solare incidente e da una durata del giorno molto breve.

Per questo motivo, durante i mesi più caldi dell'anno (soprattutto quelli estivi), il sistema di accumulo di energia elettrica risulterà sovradimensionato e parte dell'energia stivata nelle batterie potrà quindi essere resa disponibile per effettuare eventuali correzioni alla traiettoria o alle manovre di pre atterraggio.

2.3 Moduli fotovoltaici: assorbimento e conversione dell'energia solare

2.3.1 Tipologie di celle solari e loro principali caratteristiche

La tecnologia fotovoltaica è molto utilizzata nel settore aerospace, dal momento che permette di sfruttare una risorsa energetica "pulita", di lunga durata e che non richiede alcuna manutenzione.

Essa sfrutta il cosiddetto effetto fotoelettrico, il quale è basato sulla proprietà di alcuni materiali semiconduttori di generare, se opportunamente trattati, energia elettrica a partire dalla radiazione luminosa (ionizzante) dalla quale vengono colpiti.

L'elemento costitutivo alla base di questa particolare tecnologia è la cella solare, dispositivo elettronico che dovrebbe idealmente essere in grado di coprire l'intero spettro della radiazione solare e di convertire tutta questa energia solare assorbita in energia elettrica. (2), (41), (42)

Una cella di questo tipo sarebbe caratterizzata da un'efficienza pari al 100%. Nella realtà, ovviamente, le prestazioni sono notevolmente più scarse e variano a seconda della tipologia di semiconduttore impiegato per la realizzazione di queste cellule fotoelettriche.

Esistono diverse tipologie di celle solari, le quali si possono distinguere, ad esempio, attraverso il materiale utilizzato, la tecniche ed i processi di fabbricazione, i diversi substrati di cui sono costituite, il range di lunghezze d'onda coperte, l'efficienza di conversione ed il costo.

In questa sede non saranno discussi nel dettaglio tutti questi aspetti, ma ci si andrà a concentrare su un particolare tipo di semiconduttore, il quale risulta essere ad oggi quello più impiegato in questo settore tecnologico.

Si tratta del Silicio (Si), materiale ampiamente utilizzato grazie alla sua enorme abbondanza (esso compone infatti il 27,7% della crosta terrestre e dopo l'ossigeno è il secondo elemento più abbondante) ed al suo costo abbastanza ridotto.

In particolare, in base alle lavorazioni o ai trattamenti che questo semiconduttore subisce, si possono distinguere 3 diverse categorie di celle fotovoltaiche al Silicio, caratterizzate da una diversa conformazione o struttura cristallina: (42)

- **Si monocristallino:** le cellule fotoelettriche sono costituite da un singolo cristallo di puro materiale semiconduttore. Dato che il processo di ricristallizzazione è molto complesso e costoso, si cerca di sprecare meno materiale possibile. Per questo motivo le tipiche forme assunte da questo genere di celle sono quella ottagonale e quella rotonda.

Anche se la procedura di lavorazione risulta essere poco efficiente dal punto di vista economico, questo tipo di tecnologia fotovoltaica, oltre ad essere molto affidabile, permette anche di raggiungere elevate efficienze di conversione (anche fino al **23%**).

Lo spessore caratteristico di questa tipologia di celle si aggira tipicamente attorno ai **180 [µm]**;

- **Si policristallino:** le celle sono composte da più strutture cristalline di diverse dimensioni. Per questo motivo il processo di fabbricazione è meno complesso di quello dedicato alla lavorazione di Si monocristallino e, di conseguenza, molto efficiente a livello di costi. Questo comporta, però, l'ottenimento di valori di efficienza più bassi di quelli relativi all'impiego di celle al Si monocristallino (\cong **16%**).

Fisicamente risulta essere caratterizzato da parti più o meno chiare e più o meno lisce, in funzione dell'orientazione assunta dai singoli cristalli dai quali è costituito.

Questi particolari dispositivi elettronici sono tipicamente caratterizzati da una forma quadrata e da uno spessore di circa **180 [µm]**;

- **Si amorfo**: le celle fotovoltaiche sono costituite da un film sottile di silicio depositato su un substrato di vetro o di un altro materiale molto spesso flessibile (come ad esempio una guaina impermeabilizzante). Anche se lo spessore caratteristico di questo film è solitamente $< 1 [\mu m]$, questa particolare tecnologia è contraddistinta da un peso che risulta essere approssimativamente raddoppiato rispetto a quello che si raggiunge utilizzando celle a struttura cristallina. L'intrinseca semplicità produttiva si traduce in un ridotto impiego di materiale e di energia e in un conseguente calo del costo totale di fabbricazione. L'importante vantaggio legato all'utilizzo di questa tecnologia risiede nell'elevata flessibilità di questi dispositivi e quindi nella possibilità di essere impiegati in diversi campi ed applicati su strutture di svariate forme e configurazioni, mentre tra gli svantaggi si possono trovare lo scarso livello del rendimento di conversione (attorno al **5,5 ÷ 7,8%**), l'iniziale degrado delle prestazioni, la limitata stabilità ed affidabilità negli anni e l'elevata ampiezza delle superfici richieste (legata alla bassa efficienza).

Oltre al Silicio esistono ad oggi altre tipologie di materiale che vengono impiegate per la realizzazione di celle amorfe o a film sottile, ma che risultano essere ancora ad uno stadio di ricerca o destinate ad applicazioni di nicchia. Tra queste figurano ad esempio:

- **CIS-CIGS** : particolare tipologia di dispositivi fotovoltaici per la cui realizzazione non viene previsto l'utilizzo di Silicio, ma di un diverso composto chimico che prende il nome di Diseleniuro di Rame ed Indio. Caratterizzata da una elevata stabilità e da un basso costo di produzione, questa tecnologia risulta però essere tossica a causa delle sostanze che si trovano nel composto. Si raggiungono tipicamente valori di efficienza di conversione pari a circa **10 ÷ 12%**; (43)
- **CdTe** o altresì detto Telloruro di cadmio: anche in questo caso le celle risultano essere caratterizzate da un basso costo di produzione e da valori di efficienza pari al **10 ÷ 11,5%**. Gli svantaggi sono anche questa volta legati alla tossicità del composto ed anche alla scarsa disponibilità dei materiali;
- **GaAs** o Arseniuro di gallio: questo composto è uno dei semiconduttori che meglio converte la radiazione dello spettro solare in energia elettrica. Esso è inoltre caratterizzato da una elevata resistenza alle alte temperature e per questo motivo viene impiegato nella realizzazione di concentratori. In questo campo di impiego sono stati ad oggi ottenuti valori di efficienza pari a circa il **32,5%** (anche se solo a livello di ricerca). Per quanto riguarda invece l'utilizzo per la realizzazione di pannelli solari piani a singola giunzione, il livello di efficienza raggiunto è pari a circa il **18 ÷ 19%**. (44)

L'ultima tecnologia ad essere analizzata è quella delle **compound solar cells**, cioè delle celle solari realizzate attraverso la giunzione di più materiali diversi, come ad esempio le **celle a tripla giunzione**. L'utilizzo di questi particolari dispositivi permette il raggiungimento di rendimenti molto elevati, anche fino al **40%**, dal momento che sono in grado di convertire una parte maggiore dello spettro di radiazione solare. Gli svantaggi che in questo caso si possono evidenziare sono legati all'alto costo di produzione ed al peso caratteristico di queste celle, che ne limitano ad oggi l'utilizzo al solo campo spaziale.

Il seguente grafico (**Figura 2.34**) mostra l'evoluzione, in termini di efficienza di conversione, che le diverse tipologie di celle solari precedentemente indagate hanno subito nel corso degli anni, a partire dalla fine degli anni '70 fino al 2015.

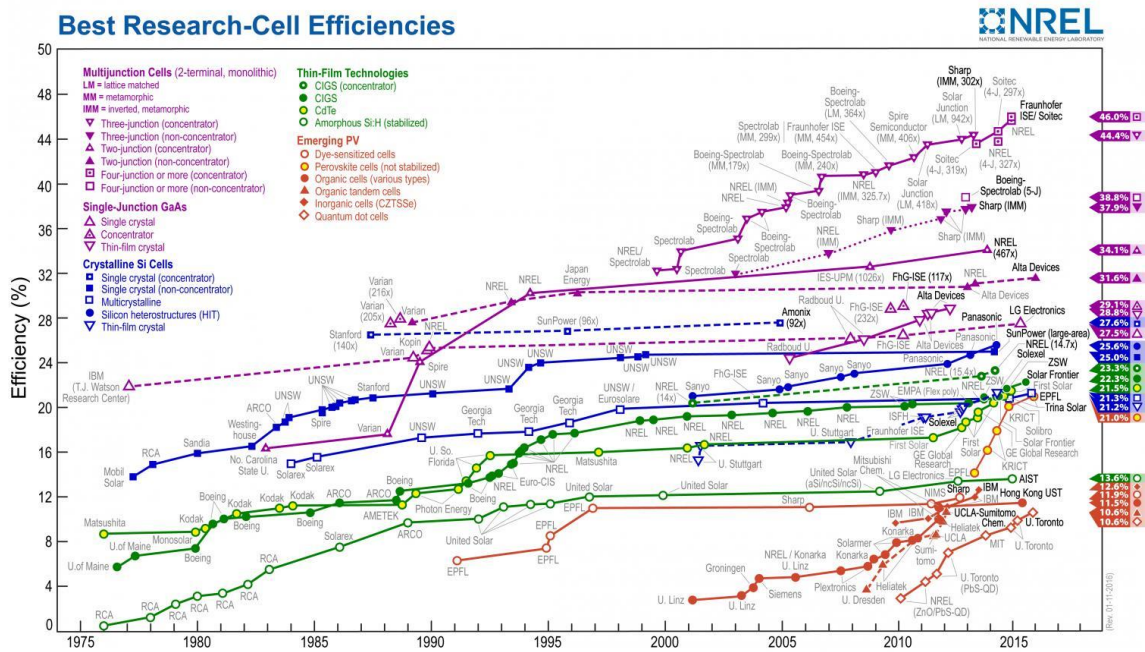


Figura 2.34 Efficienza raggiunta dalle varie tecnologie fotovoltaiche al trascorrere degli anni (45)

A seguito di questa breve digressione sulle caratteristiche intrinseche delle diverse tecnologie fotovoltaiche ad oggi maggiormente impiegate e tenendo in considerazione i requisiti prestazionali di dimensionamento e le risorse a disposizione per la realizzazione del progetto in questione, la scelta della tipologia di celle solari da impiegare nella procedura di design dell'aeromobile in questione ricade su quelle al **Silicio**, dal momento che risultano essere le più economiche ed allo stesso tempo permettono di ottenere modeste prestazioni in termini di efficienza di conversione.

2.3.2 Irraggiamento solare e potenza elettrica in uscita

Prima di addentrarsi nella ricerca di un modello adatto a prevedere il peso specifico e lo spessore totale caratteristici dei moduli fotovoltaici al Silicio risulta necessario mettere in luce gli aspetti principali che riguardano l'irraggiamento solare ed il calcolo della radiazione in funzione delle condizioni climatiche e della latitudine considerata, dal momento che la principale fonte di energia a disposizione di questa tecnologia "green" è proprio la radiazione luminosa proveniente dal Sole.

L'irraggiamento solare indica una potenza per unità di superficie e risulta essere ampiamente influenzato dall'atmosfera terrestre. Andando infatti a stimare i valori assunti da questa potenza specifica, considerando una superficie piana ortogonale alla radiazione, nello spazio, cioè al di fuori dell'atmosfera, ed a livello del suolo terrestre, si ottengono due intensità abbastanza diverse: (42)

$$\text{Sulla superficie terrestre} \rightarrow \mathbf{p_{out(terra)}} = \int_0^{\infty} p(\lambda)d\lambda = \mathbf{1000} \left[\frac{W}{m^2} \right]$$

$$\text{Al di fuori dell'atmosfera terrestre} \rightarrow \mathbf{p_{out(spazio)}} = \int_0^{\infty} p(\lambda)d\lambda = \mathbf{1367} \left[\frac{W}{m^2} \right]$$

Dal momento che l'aeromobile oggetto di questo elaborato è caratterizzato da una quota di volo di dimensionamento pari a circa 1000-2000 [m], il valore che viene tenuto in considerazione nel processo di design è quello relativo all'irraggiamento solare che raggiunge la superficie terrestre, cioè quello nell'atmosfera.

Una valutazione dell'influenza che l'atmosfera esercita sul livello di radiazione elettromagnetica che raggiunge un determinato punto sulla superficie terrestre ad uno specifico istante di tempo può essere ottenuta utilizzando l'**indice massa d'aria AM** (Air Mass), il quale viene definito nella seguente maniera: (42)

$$AM = \frac{P}{P_0 \times \sin \theta}$$

dove:

- **P** è la pressione atmosferica misurata nel punto sulla superficie terrestre e nell'istante considerati;
- **P₀** è la pressione di riferimento, cioè 1,013 [bar];
- **θ** rappresenta l'angolo di elevazione del Sole rispetto all'orizzonte nell'istante di tempo considerato.

Per quanto riguarda le applicazioni terrestri, tra le quali, come già anticipato, vengono in questa sede considerate anche quelle relative al campo aeronautico, esiste una norma (IEC/EN 60904) che permette di standardizzare i test di performance delle celle solari e di definire le condizioni di prova **STC** o **Standard Test Conditions**:

- **AM = 1,5** → è il valore che si ottiene considerando un punto sulla superficie che si trova al livello del mare in una bella giornata con il Sole ad un'elevazione di circa 42° rispetto all'orizzonte ed la radiazione solare perfettamente ortogonale al terreno;
- Irraggiamento o costante solare = **1000** $\left[\frac{W}{m^2}\right]$;
- Temperatura caratteristica delle celle = **T_c = 25°C**.

Il parametro che è stato più volte chiamato in causa durante la descrizione delle varie tecnologie fotovoltaiche ad oggi maggiormente diffuse e che risulta di fondamentale importanza nella determinazione delle prestazioni di una cella fotovoltaica è l'efficienza di conversione o rendimento di cella, il quale viene valutato attraverso il seguente rapporto: (42)

$$\eta = \frac{U_{MAX} \times I_{MAX}}{P_{SUN_STC}} = \frac{P_n}{A \times IRR_{STC}}$$

dove:

- **U_{MAX}** è la tensione in corrispondenza del punto di massima potenza erogabile dalla cella (vedere caratteristica corrente - tensione della cella, **Figura 2.35**);
- **I_{MAX}** è la corrente che si registra in corrispondenza del punto di massima potenza erogabile dalla cella (vedere caratteristica corrente - tensione della cella, **Figura 2.35**);

- P_{SUN_STC} potenza della radiazione solare incidente in condizioni STC;
- P_n potenza nominale erogata dalla cella $\rightarrow P_n = P_{MAX}$ se è previsto l'utilizzo di un dispositivo di inseguimento della potenza massima, cioè un **inverter MPPT** (Maximum Power Point Tracker);
- A è la superficie del campo fotovoltaico necessaria per produrre una determinata potenza nominale in uscita;
- IRR_{STC} è la potenza specifica della radiazione solare incidente in condizioni STC.

L'efficienza di conversione è un parametro molto importante perché influisce pesantemente sulla determinazione della superficie fotovoltaica richiesta a parità di potenza nominale da produrre.

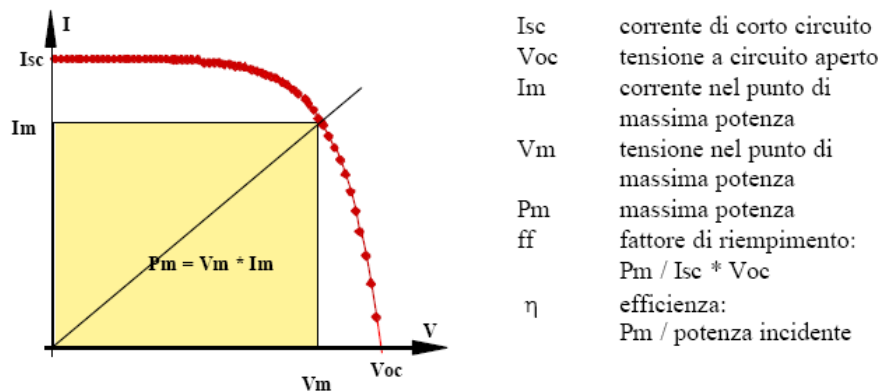


Figura 2.35 Caratteristica corrente – tensione di una cella e parametri principali (46)

I 4 elementi che impattano maggiormente sulla scelta della tecnologia fotovoltaica da utilizzare per ottenere una determinata potenza nominale in uscita P_n [kW] sono i seguenti:

- radiazione solare disponibile;
- comportamento della luce (angolo limite);
- comportamento termico $\left(\frac{\Delta \text{Potenza}}{\Delta \text{Temperatura}} < 0 \right)$;
- $\eta = f(IRR) \rightarrow$ il rendimento varia in funzione dell'irraggiamento solare.

Sia la caratteristica corrente – tensione che l'efficienza di conversione stessa risultano essere fortemente influenzate dal livello di irraggiamento incidente; al diminuire dell'irraggiamento si registra, infatti, una lieve diminuzione della tensione a vuoto U_{OC} , una diminuzione lineare della corrente di corto circuito I_{SC} ed un calo del rendimento della cella.

Risulta quindi ancora più evidente l'importanza di una buona conoscenza del livello di irraggiamento solare e, di conseguenza, dell'intensità della radiazione che colpisce una determinata superficie in funzione della sua posizione geografica, delle condizioni atmosferiche e dell'istante considerato, cioè in base all'elevazione del Sole rispetto all'orizzonte, la quale dipende dal periodo dell'anno e dal momento della giornata considerati.

La **Figura 2.36** rappresenta lo spettro di potenza, o irradianza solare, in funzione della lunghezza d'onda della radiazione elettromagnetica incidente.

Dato che per affrontare la procedura di design concettuale saranno selezionati moduli fotovoltaici al **Silicio**, risulta interessante far notare che, per quanto concerne questo tipo di tecnologia, tutti i fotoni con lunghezza d'onda $\lambda > 1,1 \text{ [\mu m]}$ non danno vita all'effetto fotoelettrico e quindi l'energia che essi racchiudono non può essere convertita in energia elettrica.

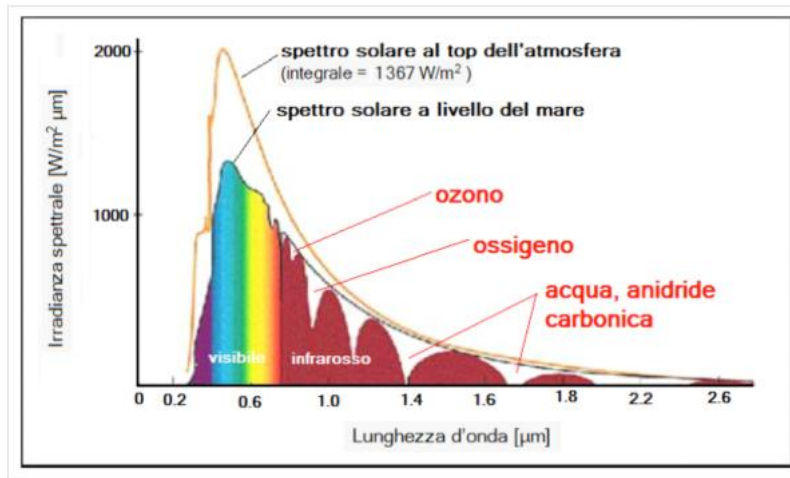


Figura 2.36 Spettro dell'irradianza solare in funzione della lunghezza d'onda (47)

2.3.3 Calcolo dell'intensità della radiazione solare globale giornaliera media mensile

Come è già stato precedentemente riportato, l'irraggiamento viene definito come una potenza specifica [**kW/m²**], mentre la radiazione solare, essendo l'integrale dell'irraggiamento, corrisponde all'energia che può essere raccolta in un intervallo di tempo definito da una determinata superficie piana e corrisponde quindi ad un'energia specifica misurata in [**kWh/m²**].

Dal momento che la quota di volo di crociera caratteristica del motoaliante in questione è pari a circa 1500 [m], l'installazione di moduli fotovoltaici sulla superficie alare del velivolo può essere annoverata tra le applicazioni di tipo terrestre.

Per questa tipologia di utilizzo, la radiazione solare giornaliera media dipende da diversi fattori, tra cui:

- latitudine, quindi posizione geografica;
- conformazione del terreno;
- aspetti climatici locali;
- condizioni meteorologiche.

La conoscenza di questi aspetti risulta di fondamentale importanza nella valutazione dell'entità di radiazione solare incidente sulla superficie fotovoltaica a disposizione dell'aeromobile in oggetto (che in questo caso si fa corrispondere approssimativamente alla superficie alare totale) e quindi della potenza elettrica erogabile dai moduli solari.

Esistono ad oggi **diverse fonti** per la stima della radiazione solare, come ad esempio: (42)

- la banca dati di ENEA rintracciabile on-line al sito <http://www.solaritaly.enea.it/>;
- le norme UNI 10349 e UNI 8477;

- IQBAL;
- l'Atlante Solare Europeo - PVGIS rintracciabile on-line al sito <http://re.jrc.ec.europa.eu/pvgis/>.

Si deve comunque prestare attenzione ai database utilizzati, dal momento che alcuni vanno ad ipotesi e quindi alcune fonti risultano un po' discordanti e vanno soppesate e la congruenza dei dati risulta talvolta non completa.

Nel caso in esame si è scelto di impiegare i dati forniti da **ENEA** ed attraverso il suo "Atlante italiano della radiazione solare" è stata calcolata la **Radiazione solare globale giornaliera media mensile o Rggmm** incidente su di una superficie orizzontale (e quindi perfettamente ortogonale alla radiazione elettromagnetica) posta al suolo, quindi al livello del mare. (48)

Anche se il motoaliante in oggetto non si trova sul livello del mare ma vola ad una quota di progetto pari ad $h_{\text{VOLO}} = 1500 \text{ [m]}$, a questo livello preliminare di design questa approssimazione comporta errori pressoché trascurabili.

Tutti i calcoli sono stati effettuati considerando che la superficie di riferimento abbia come coordinate geografiche (latitudine e longitudine) quelle della città di Padova (che comunque è una buona indicazione della posizione geografica della regione Veneto) e che l'indice di riflessione del suolo sia pari a **0.2**, in modo da tenere in considerazione anche la frazione di radiazione solare riflessa dalla superficie terrestre (fonte: Norma UNI 8477/1).

Dal momento che oltre all'irraggiamento diretto ed a quello riflesso dal suolo esiste anche un termine diffusivo, predominante in giornate particolarmente nuvolose, in queste stime è stato utilizzato anche un modello per il calcolo della frazione della radiazione diffusa rispetto a quella globale. La banca dati di **ENEA** permette di scegliere tra tre diversi modelli atti a svolgere questo tipo di valutazione:

- ENEA-SOLTERM
- UNI 8477
- Iqbal

Dato che, per quanto concerne il caso in esame, i moduli fotovoltaici saranno installati sulla superficie alare del motoaliante o, più precisamente, sull'estradosso dei profili (sezioni) costituenti la superficie alare del velivolo, essi non saranno in realtà perfettamente ortogonali alla radiazione solare e nemmeno perfettamente piani. In realtà, dato che dovranno seguire la curvatura caratteristica del profilo prescelto a seguito dell'analisi aerodinamica, essi saranno contraddistinti da un angolo di tilt e da un angolo di azimut, descrittivi la loro inclinazione rispetto al piano orizzontale locale ed il loro orientamento calcolato rispetto alla direzione Sud.

Per questo motivo, per questioni di completezza, sono stati stimati anche i valori assunti dalla radiazione solare globale giornaliera media mensile nei casi di superfici piane variamente inclinate ed orientate.

Sono stati presi in considerazione angoli di tilt pari a **10°, 15°, 25°, 30° e 45°** ed angoli di azimut sia positivi che negativi, per tenere in considerazione l'orientamento variabile dei moduli durante le diverse fasi di volo.

A scopo informativo si fa notare che generalmente l'orientamento ottimale assunto dai pannelli solari è quello in direzione Sud, quindi relativo ad un angolo di azimut pari a **0°**, mentre per quanto riguarda l'angolo di inclinazione, il suo valore ottimale varia in funzione della latitudine.

Secondo la maggior parte dei database, in corrispondenza di climi temperati, esso risulta essere pari alla latitudine meno $15^\circ \div 18^\circ$, quindi per il caso in esame a circa **30°**.

In conseguenza al fatto che per effettuare il dimensionamento concettuale saranno utilizzati solamente i dati relativi alla radiazione solare incidente su una superficie piana orizzontale, di seguito sono riportati

in forma tabellare solo i risultati ottenuti in questa configurazione, cioè considerando angoli di inclinazione e di orientamento nulli e quelli relativi ad angoli di tilt e di azimut ottimali (per completezza espositiva). (48)

Dati di input caso superficie orizzontale:

- Coordinate della località selezionata:
 - latitudine: **45°23' Nord**;
 - longitudine: **11°53,7' Est** rispetto al meridiano di Greenwich;
- Modello per il calcolo della frazione della radiazione diffusa rispetto alla globale: ENEA-SOLTERM;
- Coefficiente di riflessione del suolo $\cong 0,2$.

Risultati ottenuti caso superficie orizzontale:

Mese	Ostacolo	Rggmm su sup.orizz.	U.misura
Gennaio	assente	1,49	kWh/m2
Febbraio	assente	2,38	kWh/m2
Marzo	assente	3,75	kWh/m2
Aprile	assente	4,83	kWh/m2
Maggio	assente	5,88	kWh/m2
Giugno	assente	6,41	kWh/m2
Luglio	assente	6,42	kWh/m2
Agosto	assente	5,42	kWh/m2
Settembre	assente	4,16	kWh/m2
Ottobre	assente	2,7	kWh/m2
Novembre	assente	1,7	kWh/m2
Dicembre	assente	1,14	kWh/m2

Tabella 2.5 Calcolo della **Rggmm** o radiazione solare globale giornaliera media mensile su superficie piana orizzontale – Media quinquennale 1995÷1999

La radiazione globale annua sulla superficie orizzontale, considerando un anno convenzionale della durata di 365,25 giorni, risulta essere pari a **1411 [kWh/m²]**.

Dati di input caso superficie inclinata:

- Coordinate della località selezionata:
 - latitudine: **45°23' Nord**;
 - longitudine: **11°53,7' Est** rispetto al meridiano di Greenwich;
- Orientazione della superficie:
 - azimut solare: **0°**;
 - inclinazione o angolo di tilt: **30°**;
- Modello per il calcolo della frazione della radiazione diffusa rispetto alla globale: ENEA-SOLTERM;
- Coefficiente di riflessione del suolo $\cong 0,2$.

Risultati ottenuti caso superficie inclinata:

Mese	Ostacolo	Rggmm su sup.incl.	U.misura
Gennaio	assente	2,48	kWh/m2
Febbraio	assente	3,41	kWh/m2
Marzo	assente	4,65	kWh/m2
Aprile	assente	5,18	kWh/m2
Maggio	assente	5,76	kWh/m2
Giugno	assente	6,03	kWh/m2
Luglio	assente	6,13	kWh/m2
Agosto	assente	5,56	kWh/m2
Settembre	assente	4,79	kWh/m2
Ottobre	assente	3,56	kWh/m2
Novembre	assente	2,62	kWh/m2
Dicembre	assente	1,88	kWh/m2

Tabella 2.6 Calcolo della **Rggmm** o radiazione solare globale giornaliera media mensile su superficie piana inclinata di 30° – Media quinquennale 1995÷1999

La radiazione globale annua sulla superficie inclinata, considerando un anno convenzionale della durata di 365,25 giorni, risulta essere pari a **1585 [kWh/m²]**.

Per calcolare la potenza totale erogata dai moduli solari (**P_{erogata}**) è necessario conoscere l'intervallo di tempo durante il quale la radiazione solare va ad incidere sulla superficie fotovoltaica in oggetto.

Questo intervallo corrisponde, in sostanza, alla durata del giorno alla latitudine selezionata e varia ovviamente in funzione del periodo dell'anno considerato.

Per questo motivo sono stati raccolti i dati relativi alla durata del giorno nella località di Padova per tutti i giorni dell'anno e tramite l'utilizzo del software Excel è stato costruito un grafico in maniera tale da ottenere una visione più diretta dell'andamento di questo parametro nel corso dell'anno. (49)

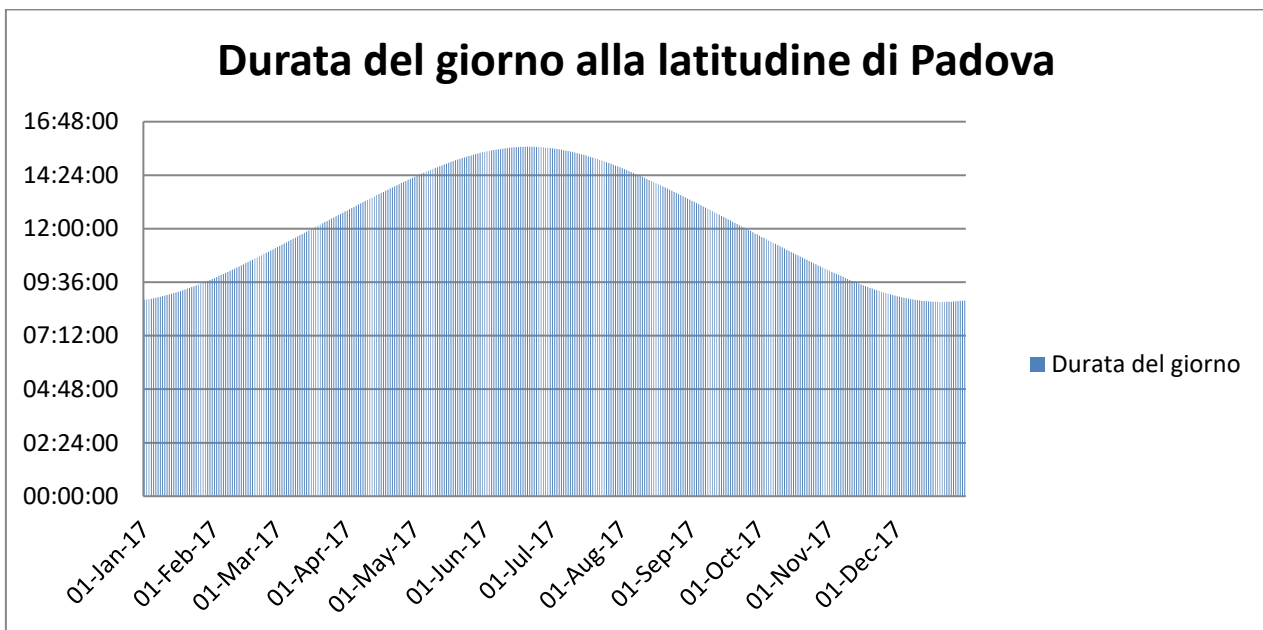


Figura 2.37 Andamento della durata del giorno in corrispondenza della città di Padova in funzione del periodo dell'anno considerato (49)

2.3.4 Analisi dello stato dell'arte, definizione del modello per la stima della massa specifica e delle caratteristiche prestazionali dei moduli FV

Si passa ora ad una veloce analisi dello stato dell'arte volta ad individuare quelli che sono i pesi specifici e gli spessori che contraddistinguono le celle fotovoltaiche al Silicio, in maniera tale da poter definire un modello adatto al calcolo della massa totale dei moduli in funzione della superficie fotovoltaica a disposizione e da riuscire a stimare approssimativamente lo spessore delle celle e dei pannelli solari.

Di seguito sono riportati i dati tecnici raccolti a seguito di questa analisi.

- La prima tipologia di celle considerate è quella che è stata impiegata da André Noth per la progettazione e la successiva realizzazione del suo velivolo solare Sky - Sailor.
Si tratta delle celle al Silicio monocristallino **RWE-S 32** o **Silicon Solar Space Cell S 32** prodotte dall'azienda tedesca **AZURSPACE** (ex RWE Space), le quali sono contraddistinte da un'elevata efficienza ed un peso ridotto e sono dotate di un diodo di by-pass integrato. (2), (50)
I principali dati tecnici caratteristici di questa tipologia di cellule fotoelettriche sono i seguenti:
 - Dimensioni (cella scoperta): **74,0 × 31,9 [mm] ± 0,1 [mm]**;
 - Superficie della cella: **23,61 [cm²]**;
 - Peso medio: **≤ 32 [mg/cm²] → ≤ 320 [g/m²]**;
 - Spessore (cella): **130 ± 30 [µm]**;
 - Efficienza di conversione: **16,9% [BOL]** → cioè ad inizio vita.
- Il secondo tipo di cella analizzata è l'**A-300** dell'azienda **Sunpower**. (51)
I dati tecnici fondamentali relativi a questa tecnologia FV al Silicio monocristallino sono di seguito riportati:
 - Dimensioni (cella scoperta): **125 × 125 [mm]**;
 - Spessore (cella): **270 ± 40 [µm]**;
 - Efficienza di conversione: fino al **21,5%**.
- L'azienda tedesca Gochermann Solar Technology ha prodotto delle celle fotovoltaiche al Silicio caratterizzate dalle seguenti proprietà e prestazioni: (52), (53)
 - Spessore moduli (quindi no celle singole) per applicazioni aerospaziali: **≅ 0,5 [mm]** ;
 - Peso specifico: **≅ 0,7 ÷ 1,3 [kg/m²] →** con delle speciali celle al Silicio si può arrivare anche a **0,5 [kg/m²]** ;
 - Efficienza di conversione: anche fino al **24%**.

L'ultima fonte di informazioni è stata rintracciata grazie al già sopraccitato Paper “*Solar-powered airplanes: A historical perspective and future challenges*”, il quale riporta una tabella che riassume brevemente le prestazioni che contraddistinguono alcune tipologie di celle solari al Silicio cristallino. (3)

A seguito di un'attenta lettura dei dati riportati in **Figura 2.38**, si può concludere che facendo un trade-off tra i vari parametri che caratterizzano ognuna delle celle sotto riportate, quella che risulta essere più performante è quella realizzata dalle **Motech Industries**, cioè una cella solare al Silicio policristallino contraddistinta da un'efficienza pari al **17,6%** e da uno spessore di circa **200 ± 30 [µm]**. (54)

Brand name	Material	Efficiency (%)	Area (mm × mm)	Power (W)	Thickness (μm)	Price (\$/W)
Sunpower	Monocrystalline	21.8	125 × 125	3.34	165 ± 40	1.50
Motech	Polycrystalline	17.6	156 × 156	4.30	200 ± 30	0.37
AJO	Monocrystalline	17.6	125 × 125	2.80	200 ± 20	0.52
Mars Rock	Polycrystalline	17.0	156 × 156	3.90	240 ± 40	0.42
Dosolar	Polycrystalline	16.5	156 × 156	3.90	240 ± 40	0.49
Bardon	Monocrystalline	17.6	156 × 156	4.49	200 ± 20	0.40
JAS	Polycrystalline	17.4	156 × 156	4.30	240 ± 40	0.48

Figura 2.38 Parametri caratteristici di alcune celle fotovoltaiche al Silicio cristallino (3)

Andando ad analizzare i Datasheet rintracciabili e scaricabili dal sito delle Motech Industries possono essere ricavati dati tecnici molto interessanti ed utili, come ad esempio efficienze di conversione, dimensioni, spessori, potenze erogabili in condizioni nominali e curve caratteristiche corrente - tensione. Se, a scopo di esempio, si pone l'attenzione sulla scheda tecnica relativa alla cella al Silicio policristallino **IM156B4**, si possono ricavare le seguenti informazioni riguardo le specifiche e le prestazioni caratteristiche di questa tipologia di cellula fotoelettrica: (55)

- Dimensioni: **156,75 × 156,75 [mm] ± 0,25 [mm]**;
- Spessore: **200 [μm] ± 20 [μm]**;
- Efficienza di conversione: **17,2 ≤ η ≤ 19**;
- Potenza massima erogabile: **4,23 ≤ P_{MAX} ≤ 4,67**.

A valle di questa breve analisi dello stato dell'arte riguardo le celle al Silicio mono e policristallino ad oggi maggiormente impiegate, si passa alla determinazione di un modello analitico dedicato alla stima del peso specifico sia delle celle solari scoperte che dei moduli fotovoltaici nel loro complesso, comprendendo nel calcolo anche i contributi relativi all'incapsulamento, cioè all'insieme dei cover sheets (films protettivi) e delle connessioni elettriche.

In prima approssimazione si procede quindi alla stima della massa specifica o del rapporto massa/superficie dei moduli solari andando ad ipotizzare di utilizzare delle celle contraddistinte da uno spessore pari a **t_{cella} = 200 [μm] = 0,20 [mm]** e costituite da **Silicio policristallino** caratterizzato da una densità pari a **ρ_{Si} = 2330 [kg/m³]**.

In questo modo, grazie ad un semplice prodotto tra queste due grandezze, può essere facilmente stimato il valore approssimativo della **massa specifica** da utilizzare durante la procedura di dimensionamento:

$$R_{\text{celle}} = \frac{\text{massa}}{\text{superficie}} = \frac{m_{\text{tot\,celle}}}{S_{\text{celle}}} = \rho_{\text{Si}} \times t_{\text{celle}} = 2330 \times 0,0002 \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \right] = \mathbf{466 \left[\frac{\text{g}}{\text{m}^2} \right]}$$

Dal momento che il rapporto precedentemente riportato è stato calcolato considerando celle solari scoperte, quindi prive di qualsiasi tipo di rivestimento protettivo e senza tener conto della massa di cavi e collegamenti elettrici, risulta necessario effettuare una nuova stima del parametro in oggetto, in maniera tale da poter aggiungere alla valutazione anche il contributo legato all'incapsulamento e quindi all'integrazione dei moduli FV con la struttura delle ali del velivolo.

Una buona approssimazione di quella che può essere l'entità della massa aggiuntiva legata a questi termini è stata presentata da André Noth nella sua tesi di dottorato. (2)

Egli afferma infatti che una stima di questi contributi in termini di massa totale può essere condotta ipotizzando che il rivestimento in materiale termoplastico e le connessioni elettriche apportino circa il

90% di massa aggiuntiva, la quale deve andare ovviamente a sommarsi a quella relativa alle celle scoperte. Il valore approssimativo della massa specifica, a seguito di queste modifiche, risulta essere infine il seguente:

$$R_{\text{moduli_FV}} = R_{\text{celle}} + 90\% \times R_{\text{celle}} = 466 + 90\% \times 466 \text{ [g/m}^2\text{]} = \mathbf{885,4 \text{ [g/m}^2\text{]}}$$

Questo rapporto rappresenta quindi una buona stima di quella che, in prima approssimazione, risulta essere la massa specifica dei moduli fotovoltaici al Silicio policristallino che saranno impiegati nel processo di dimensionamento concettuale.

Per quanto concerne lo spessore dei moduli, esso risulta essere più complesso da valutare, dal momento che dipende dalla tipologia e dal materiale impiegato per il rivestimento delle celle, dalla modalità attraverso la quale si intendono effettuare i vari collegamenti elettrici tra le celle e dalla tecnica di integrazione dei pannelli con la struttura alare dell'aeromobile che si sceglie di adottare.

In prima approssimazione, per avere a disposizione un valore di massima per quanto riguarda lo spessore totale dei moduli, si può procedere supponendo che tutto il pannello sia costituito da Silicio (il che non corrisponde alla realtà, dal momento che il coating viene di solito fatto utilizzando materiale composito termoplastico e che i collegamenti elettrici non saranno di certo costruiti in Silicio policristallino) così da poter ricavare lo spessore a partire dalla conoscenza della densità del Silicio ρ_{Si} e dal valore della massa specifica appena calcolata.

Il risultato che si ottiene in prima approssimazione è il seguente:

$$t_{\text{moduli_FV}} = \frac{R_{\text{moduli_FV}}}{\rho_{\text{Si}}} = \frac{0,8854}{2330} \text{ [m]} = \mathbf{0,380 \text{ [mm]} = 380 \text{ [\mu m]}}$$

Dato che il valore ricavato risulta essere non di molto superiore a quello che effettivamente è lo spessore della cella scoperta (**200 [μm]**), per effettuare delle stime più attendibili e precise si può procedere ipotizzando il tipo di materiale di cui sono composte le cover sheets ed attraverso la densità caratteristica di questo materiale calcolare lo spessore da aggiungere a quello della cella al Si.

Ad esempio, si potrebbe scegliere di utilizzare lo stesso film protettivo che è stato impiegato da Noth per la realizzazione del suo Sky – Sailor, cioè il **Dupont™ Teflon® fluoropolymer film**, contraddistinto da uno spessore di appena **50 [μm]** e da una densità di circa $\rho_{\text{Teflon}} = \mathbf{2200 \text{ [kg/m}^3\text{]}}$. (56)

In alternativa possono essere presi come riferimento i valori di spessore relativi ai moduli fotovoltaici della Gochermann Solar Technology, i quali ammontano a circa $t_{\text{moduli_FV}} = \mathbf{0,6 \div 0,7 \text{ [mm]}}$ per quanto riguarda i moduli “regular”, mentre scendono anche al di sotto di $t_{\text{moduli_FV}} = \mathbf{0,5 \text{ [mm]}}$ per quanto concerne i pannelli solari utilizzati in campo aerospaziale.

Questi ultimi dati sembrano essere abbastanza in linea con l'entità dello spessore approssimativamente stimata considerando la densità del Silicio.

In sostanza, per eseguire la procedura di dimensionamento concettuale, si decide di utilizzare dei pannelli solari al **Silicio policristallino** caratterizzati da una massa specifica pari a **885,4 [g/m²]** e da un'efficienza di conversione del **17,6%**, in accordo con i valori mediamente rintracciati durante l'analisi dello stato dell'arte e dei Datasheet disponibili.

Potrebbero ad esempio essere scelte delle celle al **Silicio policristallino** delle **Motech Industries**, le quali presentano un rendimento pari proprio al **17,6%** e la cui massa specifica in prima approssimazione potrebbe essere considerata pari a quella precedentemente stimata nel caso generico di

pannelli al Silicio ($885,4 \text{ [g/m}^2\text{]}$), dato che sono contraddistinte da uno spessore molto simile a quello ipotizzato per eseguire il suddetto calcolo ($200 \text{ [}\mu\text{m]} \pm 20 \text{ [}\mu\text{m]}$).

In alternativa, nel caso in cui fosse richiesta un'elevata flessibilità a causa della curvatura del profilo alare selezionato, la scelta potrebbe eventualmente ricadere sulla tipologia di celle al Silicio monocristallino utilizzata da André Noth per lo studio e la realizzazione del velivolo Sky – Sailor, dal momento che presentano un'efficienza di conversione del **16,9%** e sono il frutto di un trade-off eccellente tra celle solari altamente flessibili e quindi caratterizzate da un rendimento bassissimo e celle multi - giunzione contraddistinte da un'efficienza molto elevata, ma da un peso ed un costo maggiori.

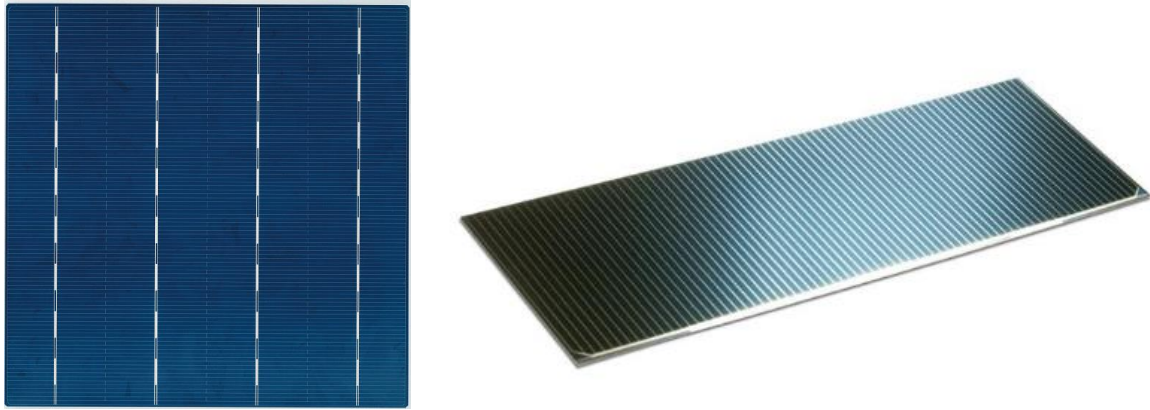


Figura 2.39 Cella al Si policristallino IM156B4 delle Motech Industries e cella al Si policristallino Silicon Solar Space Cell S 32 della AZURSPACE (50), (55)

I dati tecnici raccolti risultano sufficienti ad uno stadio preliminare del design come quello affrontato in questo elaborato, dal momento che il rapporto massa/superficie ed il rendimento sono gli unici parametri relativi ai moduli solari che rientreranno nei calcoli di dimensionamento.

D'altro canto, possono essere condotte anche alcune considerazioni aggiuntive riguardo la disposizione dei pannelli fotovoltaici lungo la struttura dell'aeromobile e le possibili procedure di integrazione da adottare.

2.3.5 Approfondimento su disposizione ed integrazione dei moduli fotovoltaici

Per quanto concerne il posizionamento dei moduli, anche se nel caso del velivolo in oggetto essi saranno disposti solamente sulla superficie alare e su quella dell'impennaggio di coda, in sede di analisi più approfondite e di dettaglio si potrebbe valutare l'eventualità di una loro collocazione anche lungo la fusoliera del velivolo. In questo caso, si dovrebbe prestare molta attenzione all'alto rischio di rottura delle celle solari al quale si incorre al verificarsi di una manovra di atterraggio sul ventre (o sulla pancia) dell'aeromobile o in caso di decollo attraverso lancio manuale.

Dato che il motoaliante in esame è progettato per effettuare la manovra di decollo in maniera autonoma ed indipendente e che la probabilità che si debba ricorrere ad un atterraggio di pancia è molto remota, la possibilità di ampliare la superficie fotovoltaica a disposizione integrando i pannelli solari anche su parte della struttura della fusoliera non è da scartare.

Nel caso si volesse procedere in questo senso, a valle di un trade-off tra potenza a disposizione, massa e costi aggiuntivi, si potrebbe pensare di utilizzare dei pannelli al Silicio amorfo, i quali risultano essere

contraddistinti da un'elevata flessibilità, un costo abbastanza ridotto ed uno spessore infinitesimale (di solito < 1 [μm]), ma anche da un'efficienza di conversione molto bassa e da un peso che generalmente arriva ad essere anche due volte maggiore rispetto a quello che si otterrebbe impiegando delle celle al Silicio cristallino.

In questa ultima parte della sezione verrà brevemente discussa la questione riguardante le tecniche di integrazione dei moduli fotovoltaici con la struttura della superficie alare e dell'impennaggio orizzontale.

Nel caso in cui le celle solari impiegate siano caratterizzate da un'elevata flessibilità, risulta conveniente incollare i pannelli solari direttamente sugli spars e sui ribs che costituiscono la struttura della superficie alare e dell'impennaggio orizzontale, in maniera tale da far sì che essi stessi formino l'estradosso dei profili (o sezioni) alari e di coda. Anche se questo procedimento risulta costruttivamente più complesso e lungo, esso permette di ottenere un risparmio in termini di massa aggiuntiva.

Se, al contrario, le celle dovessero dimostrarsi abbastanza rigide da non riuscire ad essere piegate in modo tale da seguire la forma del profilo dell'ala, si dovrebbe ricorrere ad una delle seguenti strategie:

(2)

- si può procedere ridisegnando l'estradosso del profilo alare suddividendolo in una serie di segmenti rettilinei, in maniera tale da facilitare l'incollaggio delle celle.
Dal momento che la forma originaria dell'estradosso viene quindi persa, si registra, di conseguenza, una riduzione dell'efficienza aerodinamica, la quale può essere leggermente limitata ricoprendo le celle con un layer sottile in modo da eliminare le discontinuità ed uniformare le superfici;
- in alternativa, le celle solari possono essere posizionate su di un supporto piano posto direttamente nell'ala. Il vantaggio che risiede nell'utilizzo di questa procedura è legato al fatto che, non essendo intaccate le caratteristiche aerodinamiche del profilo, l'efficienza aerodinamica risulta essere pari a quella dell'ala priva di moduli fotovoltaici. L'aspetto negativo è invece costituito dal problema dello smaltimento del calore sviluppato dai pannelli, dato che essi non si trovano più a contatto diretto con il flusso d'aria esterno e che rischiano quindi di subire un incremento della temperatura operativa con conseguente calo dell'efficienza di conversione ed il manifestarsi di possibili deformazioni strutturali.

2.3.6 Stima della superficie fotovoltaica

Anche se, in realtà, sia la superficie alare che quella dell'impennaggio orizzontale verranno ricoperte da pannelli solari, il valore che sarà impiegato per definire la superficie fotovoltaica nel processo vero e proprio di dimensionamento è quello relativo alla sola superficie alare, dal momento che si considera di recuperare le perdite a cui può essere soggetto il sistema fotovoltaico grazie all'aggiunta di moduli solari sul piano orizzontale di coda.

In questo modo vengono tenute in considerazione anche tutte le perdite che tipicamente caratterizzano un sistema di assorbimento e conversione di energia come quello fotovoltaico, cioè quelle per effetto della temperatura, quelle legate al fenomeno del mismatching, quelle sui circuiti elettrici, sul sistema di conversione e quelle causate dall'eventuale riflettività della cover sheet.

Si registrano inoltre delle riduzioni in termini di superficie fotovoltaica in corrispondenza dei punti di giunzione tra le celle, nei pressi del leading edge ed in corrispondenza della parte di pianta alare che si trova nella fusoliera. Tutte queste zone non vengono infatti ricoperte da moduli solari.

Per tutta questa serie di ragioni, ad un livello di design preliminare risulta una buona approssimazione associare all'area occupata dai pannelli il valore relativo alla superficie alare totale.

2.3.7 MPPT: Inverter Maximum Power Point Tracker

L'ottimizzazione della produzione fotovoltaica è ottenuta attraverso l'utilizzo di un particolare sistema di controllo software ed hardware chiamato Maximum Power Point Tracker (MPPT).

Questo particolare nome deriva dal compito principale che questo dispositivo deve portare a termine, cioè quello di inseguire la condizione di massima erogazione di potenza elettrica da parte delle celle fotovoltaiche andando ad agire sulla curva caratteristica corrente – tensione.

Una cella solare, nella sua curva caratteristica corrente-tensione, è infatti contraddistinta da un punto di lavoro in cui si verifica la condizione di massima potenza estraibile.

Per ottimizzare il processo di conversione dell'energia risulta necessario lavorare in corrispondenza di questo punto, il quale, per l'appunto, prende il nome di Maximum Power Point (MPP).

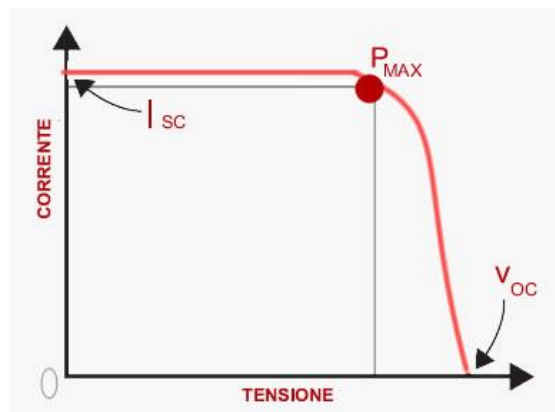


Figura 2.40 Curva caratteristica corrente-tensione e punto di massima potenza estraibile (57)

Il problema risiede nel fatto che questo punto di ottimo è in continuo movimento, dal momento che le condizioni di irraggiamento continuano a variare durante il corso della giornata; per questo motivo, per riuscire ad estrarre maggiore energia elettrica possibile, è necessario avere a disposizione un dispositivo che sia in grado di seguire in continuazione questo punto di ottimo.

Questa funzione viene svolta dal MPPT, il quale è un convertitore DC/DC con guadagno variabile e regolabile tra la tensione di input e di output, dove l'input è rappresentato dai pannelli solari e l'output è costituito dalle batterie.

Questo sistema contiene dell'elettronica che monitora corrente e voltaggio sia in input che in output, in modo tale da determinare come deve essere variato il guadagno per assicurare il miglior utilizzo possibile dei pannelli solari.

Esistono diversi algoritmi che permettono di tracciare questo punto di massima potenza, tra cui quello più conosciuto risulta essere il metodo "Hill Climbing". (2)

Durante la fase di progettazione di un dispositivo di questo genere è necessario non solo cercare di assicurare una qualità elevata dell'algoritmo utilizzato dal software, ma anche perseguire un design ottimizzato dell'hardware, in maniera tale da ottenere un valore di efficienza più alto possibile.

I MPPT ben progettati sono caratterizzati da un'efficienza superiore al **95%**, tra i quali i migliori riescono addirittura a raggiungere valori pari al **99%**.

Per quanto riguarda la procedura di dimensionamento concettuale, il valore del rendimento sarà considerato essere pari a circa $\eta_{\text{MPPT}} = 97 \div 98\%$, derivante dal prodotto tra il rendimento dell'hardware $\eta_{\text{DC-DC}} > 97\%$ e quello del software $\eta_{\text{algoritmo}} > 98\%$.

Un altro parametro essenziale per lo svolgimento dei calcoli di design è il rapporto tra massa e potenza o altresì detto mass to power ratio W/P , il quale permette di determinare il contributo in termini di massa aggiuntiva che un dispositivo di questo genere mi comporta in funzione del livello di potenza che deve essere in grado di elaborare e gestire.

Per scegliere in maniera ponderata il valore che questo rapporto assumerà durante il processo di dimensionamento, risulta necessario andare ad analizzare le prestazioni in termini di efficienza e di rapporto potenza/massa P/W (che è l'inverso del rapporto precedentemente chiamato in causa) di simili dispositivi sviluppati per applicazioni nel campo dei velivoli elettrici e/o solari.

Grazie ai dati raccolti e rielaborati sotto forma di grafici da André Noth nella sua tesi di dottorato, è stato possibile calcolare il rapporto potenza/massa di riferimento per questo tipo di sistemi nel campo degli aeromobili solari: (2)

$$\frac{P}{W} \cong 2,368 \left[\frac{\text{kW}}{\text{kg}} \right] \rightarrow \text{power to mass ratio o power density}$$

Di conseguenza è stato possibile ricavare anche il valore assunto dal suo inverso:

$$\frac{W}{P_{\text{MPPT}}} = 0,4223 \left[\frac{\text{kg}}{\text{kW}} \right] \rightarrow \text{mass to power ratio}$$

La massa totale dell'inverter MPPT è quindi proporzionale alla potenza massima in uscita dai pannelli ($\text{OUTPUT}_{\text{Pannelli}} = \text{INPUT}_{\text{MPPT}}$).

Saranno **questi** i valori impiegati per la valutazione del contributo in termini di massa legato all'utilizzo di questo tipo di dispositivi nel sistema elettrico del motoaliante in oggetto.

2.4 Batterie ricaricabili: accumulo dell'energia elettrica

Dal momento che l'impianto fotovoltaico dell'aeromobile in questione è un impianto di tipo stand-alone, cioè un'utenza isolata, risulta necessario avere a disposizione un sistema che sia in grado di accumulare l'energia elettrica in eccesso in maniera tale da renderla disponibile per compensare i deficit del diagramma di produzione rispetto a quello di consumo delle utenze, che nel caso in oggetto possono essere identificate essenzialmente con il motore elettrico e l'avionica di bordo.

Dato che la superficie fotovoltaica a disposizione del velivolo solare in questione è abbastanza ridotta, durante il volo sarà generato un surplus di energia elettrica solo in corrispondenza delle fasi in cui non è previsto l'utilizzo del sistema propulsivo, proprio perché i moduli solari non sono in grado di erogare l'entità di potenza richiesta dal motore, ma riescono a generare abbastanza potenza da alimentare l'avionica di bordo durante tutte le fasi di volo e da riuscire a ricaricare una parte dell'energia nelle batterie.

Durante le fasi di volo sostenute dall'apparato propulsivo, cioè quelle di decollo, salita in quota e crociera, il sistema di accumulo dovrà quindi essere in grado di colmare il deficit di potenza causato dall'impianto fotovoltaico.

Nella maggior parte dei casi, il tempo dedicato al volo libero (planate e salite attraverso lo sfruttamento delle correnti ascensionali che non prevedono l'apporto di spinta da parte del motore ad elica) non è sufficiente a permettere la ricarica completa delle batterie.

Questa operazione sarà quindi resa possibile solo una volta atterrati, dato che durante la fase di sosta in cui il motoalante si trova fermo a terra non vi è più alcun consumo di potenza da parte delle utenze (motore + avionica) e di conseguenza si registra un eccesso di produzione di energia elettrica da parte del sistema fotovoltaico. In queste condizioni sarà quindi consentito il completamento della ricarica degli accumulatori e, se si desidera, sarà possibile effettuare un altro volo.

2.4.1 Tipologie di batterie ricaricabili e loro principali caratteristiche

A seguito di questa breve introduzione si procede con la descrizione delle principali tipologie di batterie ad oggi più utilizzate, in maniera tale da mettere in evidenza i valori tipicamente assunti dai parametri principali che caratterizzano la qualità delle performance di un accumulatore di energia elettrica, cioè la densità specifica di energia ed i rendimenti di carica e scarica, i quali solitamente sono contraddistinti dal medesimo valore.

I tipi di accumulatori ad oggi maggiormente impiegati sono i seguenti: (3)

- batterie agli ioni di Litio (**Li-ion batteries**), le quali vengono utilizzate maggiormente nei telefoni cellulari, computer e veicoli elettrici e sono contraddistinte da valori di densità di energia pari a circa **200 ÷ 250 [Wh/kg]**, densità specifica di potenza che va dai **300 [W/kg]** fino ai **1500 [W/kg]** ed efficienze di carica/scarica tipicamente attorno al **95 ÷ 98%** ;
- batterie ai polimeri di Litio (**Li-Poly batteries**), le quali pur differendo dalle precedenti dal punto di vista strutturale, dal momento che in questo caso l'elettrolita si trova in fase solida (polimerica), sono caratterizzate da simili prestazioni e livelli di energia immagazzinabile per unità di massa (anche se si possono raggiungere energie specifiche superiori del 20% rispetto a quelle relative alla tecnologia agli ioni di Litio);
- batterie al solfato di Litio (**Li-S batteries**), le quali sono state recentemente progettate da un gruppo di ricercatori dell'Università di Waterloo e risultano essere costituite per la maggior parte da Zolfo e da una ridotta quantità di Silicio. Esse sono composte da tubi di carbonio mesoporoso riempiti con Zolfo sciolto e, dato che risultano essere particolarmente leggere ed efficienti, sono contraddistinte da un'elevata densità specifica di energia, di molto superiore ai **250 [Wh/kg]**. In ambiente di ricerca sono stati raggiunti valori pari a circa **350 [Wh/kg]**;
- celle a combustibile rigenerative (**RFCs**), composte da una cella al combustibile, un elettrolizzatore e dei serbatoi per il contenimento del combustibile. Questa tipologia di accumulatore è in grado di garantire livelli di densità energetica molto maggiori rispetto a quelli che generalmente caratterizzano le tecnologie precedentemente riportate, raggiungendo valori tra i **250 [Wh/kg]** e i **700 [Wh/kg]**. Questo particolare sistema di accumulo è però contraddistinto da un peso e da un ingombro molto elevati, che lo rendono difficilmente applicabile ad un velivolo solare dalle dimensioni ridotte come quello in esame.

La scelta della tipologia di accumulatore di energia adatto al sistema in oggetto ha un grosso impatto sugli esiti del dimensionamento, poiché, dal momento che i pannelli solari non sono in grado di erogare una potenza sufficientemente elevata, la gran parte della potenza necessaria all'alimentazione dell'apparato propulsivo proviene dalle batterie, le quali devono essere quindi contraddistinte da

un'elevata energia specifica, in maniera tale da non rischiare di incorrere in un aumento del peso totale del velivolo a causa dell'ingombro del sistema di accumulo di energia.

Per questo motivo, la scelta della tecnologia adatta al motoaliante in oggetto ricade sulle batterie agli ioni di Litio (Li-ion) o su quelle ai polimeri di Litio (Li-Poly) dato che sono contraddistinte da una notevole efficienza di carica/scarica, da un'elevata energia specifica e una buona densità di potenza, che permette a questo tipo di sistemi di erogare energia ad alte correnti.

A questo punto si passa ad un confronto diretto tra queste due tipologie di accumulatori di energia elettrica: (58)

Tipologia di accumulatore	PRO	CONTRO
Batterie agli ioni di Litio	<ul style="list-style-type: none"> • Possono assumere diverse forme e dimensioni; • Nessun effetto memoria; • No deterioramento causa cicli carica/scarica; • Non è necessaria la carica completa al primo utilizzo. 	<ul style="list-style-type: none"> • Anche se potenzialmente possiede infiniti cicli di carica → nel tempo subisce ugualmente un deterioramento; • Eccessiva carica e/o surriscaldamento possono provocare esplosione della batteria; • Se sottoposte a calore, il deterioramento avviene più velocemente.
Batterie ai polimeri di Litio	<ul style="list-style-type: none"> • Maggiore capacità di energia (circa il 20% in più); • Peso ridotto e maggiore autonomia; • Nessun effetto memoria; • Minor degrado nel tempo; • Minor tempo di ricarica; • Possono assumere più forme diverse. 	<ul style="list-style-type: none"> • Facilmente infiammabili se forate; • Deterioramento con i cicli di carica/scarica molto elevato; • Caricatore specifico, altrimenti la ricarica avviene troppo lentamente o la batteria può venire danneggiata.

Tabella 2.7 Confronto tra le caratteristiche principali delle batterie agli ioni di Litio e di quelle ai polimeri di Litio

In passato entrambe le tecnologie sono state impiegate nel campo dell'aviazione solare: per quanto riguarda le batterie agli ioni di Litio si può richiamare il già sopraccitato velivolo Solong, il quale era equipaggiato con 120 celle agli ioni di Litio della Sanyo (Sanyo 18650 Li-ion cells) caratterizzate da una energia specifica pari a **220 [Wh/kg]**, mentre per quanto concerne gli accumulatori ai polimeri di Litio si può rintracciare una loro applicazione nel sistema elettrico dell'aeromobile Silent 2 Electro dell'Alisport, il quale utilizza le high quality Superior Lithium Polymer cells, cioè celle ai polimeri di Litio altamente performanti prodotte dall'azienda Kokam. (59)

Dopo aver messo in luce gli aspetti positivi e le problematiche legate all'utilizzo di queste due differenti tecnologie ed aver evidenziato il loro contributo in due velivoli solari, si procede con la definizione dei parametri caratteristici delle batterie che verranno impiegate nel processo di dimensionamento del motoaliante in esame.

Dal momento che entrambe le tecnologie dimostrano ottime prestazioni, a questo livello preliminare di design si procede ipotizzando di utilizzare delle batterie al Litio caratterizzate da un valore di energia specifica pari a **220 [Wh/kg]** e da un'efficienza di carica/scarica del **95%**. Per effettuare il dimensionamento non viene quindi scelto uno dei due sistemi di accumulo in particolare, ma è sufficiente conoscere il valore relativo alle due grandezze caratteristiche sopra riportate, dal momento che, assieme al rendimento del convertitore associato alle batterie, risultano essere gli unici parametri necessari nella procedura di calcolo.

Il seguente grafico rappresenta l'evoluzione delle prestazioni e del costo degli accumulatori agli ioni di Litio. Dal momento che già nel 2005 il valore della densità di energia gravimetrica si attestava a circa **202 [Wh/kg]**, risulta sensato e logico pensare che nel 2018 siano stati raggiunti valori ben superiori a questo e che si aggirino attorno ai **250 ÷ 260 [Wh/kg]**.

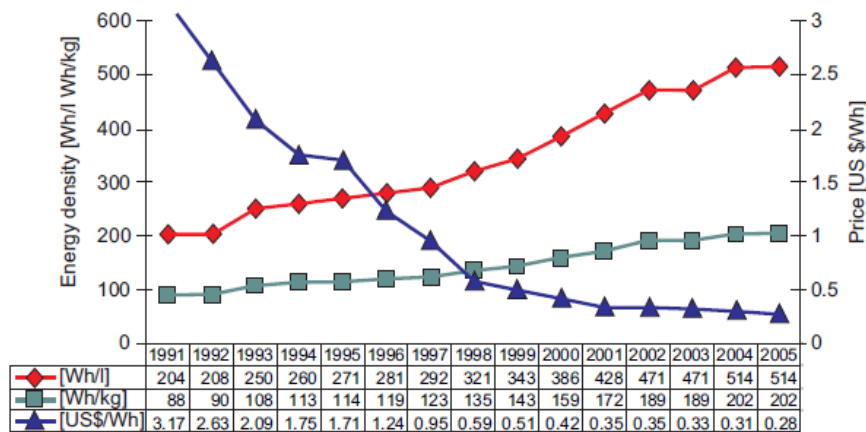


Figura 2.41 Evoluzione delle prestazioni delle batterie agli ioni di Litio nel corso degli anni (2)

Come appena anticipato, a valle degli accumulatori di energia si trova un altro convertitore DC/DC (chiamato anche **charger**) al quale viene assegnato un valore del rendimento approssimativamente equivalente a quello da cui risulta essere contraddistinto l'inverter MPPT precedentemente analizzato, cioè pari ad $\eta_{\text{charger}} = 98\%$.

2.5 Apparato propulsivo: motore elettrico ad elica

Il sistema propulsivo è composto da 4 elementi principali: l'elica, il motore elettrico, il riduttore e l'elettronica di controllo.

Per effettuare il dimensionamento dell'apparato propulsivo è necessario quindi conoscere i valori di efficienza e densità di potenza (o potenza specifica) relativi a queste diverse componenti.

In primo luogo vengono riportate alcune nozioni preliminari riguardo i motori elettrici, ricavate dall'analisi dello stato dell'arte e della letteratura dedicata.

2.5.1 Motore elettrico di tipo Brushless: analisi dello stato dell'arte e principali parametri caratteristici

I motori elettrici sono dei dispositivi che convertono l'energia elettrica in ingresso in energia meccanica, la quale può essere impiegata, come nel caso in oggetto, per mettere in movimento rotativo un'elica.

Si possono principalmente distinguere tre diverse categorie di motori elettrici, cioè quelli asincroni, quelli sincroni e quelli in corrente continua (DC).

Per quanto concerne il caso in esame saranno presi in considerazione solo i motori in corrente continua, dal momento che sono progettati per poter essere alimentati attraverso la potenza elettrica in corrente continua fornita dagli accumulatori di energia elettrica di cui è dotato il velivolo.

In questa classe di motori si possono a loro volta distinguere due diverse tipologie: (60)

- **brushed**, o motori a spazzole, i quali sono costituiti da un rotore interno, attorno al quale vengono realizzati degli avvolgimenti in filo elettrico, che viene fatto ruotare tra due magneti di polarità opposta. Il movimento rotatorio è generato dall'interazione dei magneti con il campo magnetico indotto a seguito della circolazione di corrente negli avvolgimenti. Sebbene essi siano molto economici e poco complessi, sono caratterizzati da livelli di efficienza abbastanza ridotti a causa del manifestarsi dell'effetto Joule legato al moto di sfregamento delle spazzole stesse contro l'indotto;
- **brushless**, o motori senza spazzole, sono in questo caso costituiti da un rotore interno sul quale sono posizionati i due magneti di polarità opposta e da uno statore esterno attorno al quale sono realizzati gli avvolgimenti di filo elettrico.

I tre poli vengono alimentati a coppie in maniera tale da permettere la circolazione di corrente negli avvolgimenti, i quali generano un campo magnetico che a sua volta induce il movimento del rotore. A differenza del precedente, non ha quindi bisogno di contatti elettrici striscianti per funzionare, dato che la commutazione della corrente circolante negli avvolgimenti avviene elettronicamente.

I motori brushless risultano essere più efficienti dei precedenti, dal momento che sprecano meno energia, erogano una potenza maggiore e sono contraddistinti da elevata rapidità e precisione di risposta ai comandi. Inoltre riescono a raggiungere livelli di densità di potenza estremamente elevati.

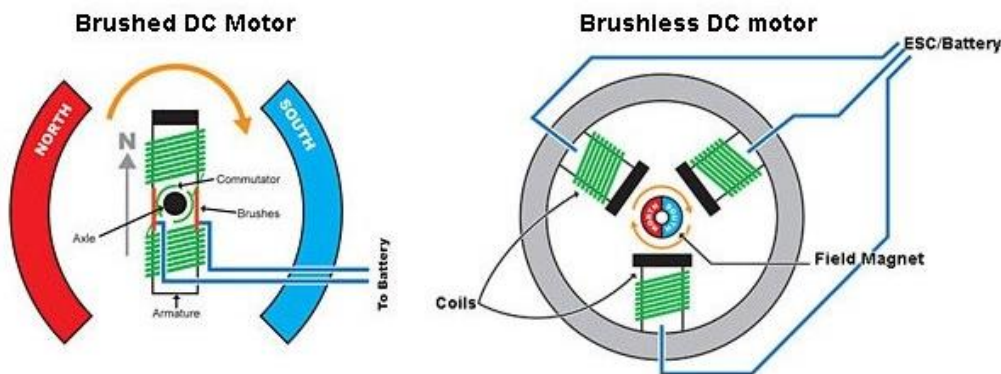


Figura 2.42 Rappresentazione schematica degli elementi costituenti le due tipologie di motore a corrente continua sopraccitate (60)

Grazie alla sua ottima efficienza ed alla sua elevata densità di potenza, il motore selezionato per affrontare la procedura di design concettuale risulta essere quello di tipo brushless.

I due parametri che infatti influenzano maggiormente la scelta del motore adatto sono per l'appunto l'efficienza ed il rapporto massa/potenza, il quale risulta essere proprio l'inverso della densità di potenza o rapporto potenza/massa.

Per poter rintracciare dei valori di massima, relativamente a questi parametri, da utilizzare nei calcoli di dimensionamento, si procede anche in questa occasione con un'analisi dello stato dell'arte e dei componenti Of-The-Shelf (COTS) disponibili sul mercato.

Nella **Tabella 2.8** vengono riportati i dati tecnici relativi a 5 diversi motori BLDC, i primi due utilizzati negli apparati propulsivi di due differenti velivoli, gli ultimi tre selezionati tra quelli disponibili commercialmente. (17), (61), (62), (63)

MOTORE BLDC	VELIVOLO/AZIENDA	SCHEDA TECNICA
FES M100 MOTOR	Silent 2 Electro/Alisport	<ul style="list-style-type: none"> • Voltaggio: 116 [V]; • Potenza massima continua: 20 [kW]; • Potenza massima di picco (per un tempo ridotto): 22 [kW]; • Massa: 7,3 [kg]; • Efficienza: 95%; • Rapporto massa/potenza: W/P = 0,365 [kg/kW];
Flytec HPD 10	Electric Swift/Icaro 2000	<ul style="list-style-type: none"> • Potenza massima continua: 10 [kW]; • Massa: 5 [kg];
HPD 12	Geiger Engineering	<ul style="list-style-type: none"> • Potenza massima continua: 12 [kW]; • Potenza massima di picco (per un tempo ridotto): 15 [kW]; • Massa: 3,75 [kg]; • Rapporto massa/potenza: W/P = 0,31 [kg/kW];
RET 30	ROTEX electric	<ul style="list-style-type: none"> • Voltaggio: 63 o 120 [V]; • Potenza massima continua: 10 [kW]; • Potenza massima di picco (per un tempo ridotto): 12 [kW]; • Massa: 4,1 [kg]; • Rapporto massa/potenza: W/P = 0,34 [kg/kW];
RET 60	ROTEX electric	<ul style="list-style-type: none"> • Voltaggio: 250 [V]; • Potenza massima continua: 20 [kW]; • Potenza massima di picco (per un tempo ridotto): 25 [kW]; • Massa: 7 [kg]. • Rapporto massa/potenza: W/P = 0,35 [kg/kW];

Tabella 2.8 Confronto tra diversi motori elettrici brushless presenti sul mercato

A scopo esemplificativo nelle seguenti figure sono stati riportati i dati tecnici principali e le diverse viste del modello 3D del motore BLDC RET 30 della ROTEX electric oltre che una foto che raffigura un prototipo di questo motore.



Figura 2.43 Scheda tecnica e modello realizzato del motore BLDC RET 30 della ROTEX electric (63)

Per quanto riguarda il dimensionamento del motore, verrà quindi utilizzato un valore del rapporto massa/potenza pari a $W/P_{\text{motore}} = 0,33 \text{ [kg/kW]}$ ed un valore di efficienza del $\eta_{\text{motore}} = 95\%$.

Inoltre a monte del motore elettrico si trova un altro convertitore DC/DC (chiamato anche **driver**) al quale viene assegnato un valore del rendimento approssimativamente equivalente a quello da cui risultano essere contraddistinti l’inverter MPPT e l’altro convertitore (**charger**) posto a valle degli accumulatori di energia, cioè pari al $\eta_{\text{driver}} = 98\%$.

2.5.2 Riduttore ed elettronica di controllo

Il riduttore che si è scelto di impiegare nel processo di dimensionamento è caratterizzato da un rapporto massa/potenza pari a $W/P_{\text{gearbox}} = 0,2 \text{ [kg/kW]}$ e da un’efficienza $\eta_{\text{gearbox}} = 95\%$.

Per quanto concerne l’elettronica di controllo i parametri caratteristici di progetto assumono i seguenti valori: $P/W_{\text{control_electronics}} = 38,5 \text{ kW/kg}$, $W/P_{\text{control_electronics}} \cong 0,026 \div 0,03 \text{ [kg/kW]}$ ed efficienza $\eta_{\text{control_electronics}} = 95\%$.

L’assegnazione di questi particolari valori è stata resa possibile ancora una volta grazie al lavoro svolto da André Noth nella sua tesi di dottorato, dal momento che, dopo aver raccolto in un database le specifiche tecniche relative a 997 riduttori di motori elettrici e a 170 componenti elettroniche di controllo, egli ha creato dei grafici “Massima potenza continua vs Massa” attraverso i quali ha effettuato un’interpolazione di questi dati.

I coefficienti angolari delle due rette di interpolazione ottenute (cioè quella relativa ai riduttori e quella ricavata a partire dai dati raccolti riguardo l’elettronica di controllo) corrispondono proprio ai due rapporti massa/potenza sopraccitati, cioè W/P_{gearbox} e $W/P_{\text{control_electronics}}$. (2)

2.5.3 Elica propulsiva

L'ultima componente dell'apparato propulsivo ad essere trattata è l'elica. Ad oggi esiste più di un'equazione dedicata alla stima della massa totale di questo organo, tra cui risultano degne di nota quelle utilizzate o proposte da Hall, Colozza, Nicolai e Keidel. (2)

La formula considerata da Colozza deriva dagli studi effettuati da Hall ed è essenzialmente basata sul carico alare del velivolo:

$$m_{\text{propeller}} = 10,27 \times (m_{\text{tot}}/S)^{0,5}$$

dove m_{tot}/S rappresenta il carico alare.

Nicolai propose invece un'equazione che fosse applicabile alla progettazione di aeromobili civili e che tenesse in considerazione non solo la potenza del motore, ma anche il diametro dell'elica. Questa espressione fu in seguito usata e perfezionata da Keidel, il quale suggerì la seguente formulazione:

$$m_{\text{propeller}} = 0,12 \times n_{\text{propeller}}^{0,391} \times \left(d_{\text{propeller}} \times \frac{P_{\text{propeller}}}{1000} \right)^{0,782}$$

dove:

- $n_{\text{propeller}}$ rappresenta il numero di pale dell'elica;
- $d_{\text{propeller}}$ è il diametro dell'elica;
- $P_{\text{propeller}}$ è la potenza dell'elica propulsiva.

Anche se queste equazioni risultano essere molto valide, ad un livello preliminare del design come quello considerato in questo elaborato, per effettuare la stima della massa relativa all'elica verrà impiegata la relazione lineare ricavata da André Noth, ottenuta andando ad interpolare i dati raccolti in relazione ad eliche utilizzate in aeromobili civili e ad alcune applicazioni nel campo dell'aviazione solare e che risulta essere la seguente: (2)

$$m_{\text{propeller}} = 0,25 \text{ [kg/kW]} \times P_{\text{propeller}}$$

dove il valore 0,25 [kg/kW] indica proprio il coefficiente angolare della retta di interpolazione lineare che si vede rappresentata nel grafico in **Figura 2.44**.

Per quanto riguarda l'efficienza di questo organo propulsivo, per livelli di potenza che si aggirano attorno ai 10W essa risulta assumere valori tra l'85% ed il 90%, mentre per potenze inferiori si registrano valori tipicamente molto ridotti, intorno al 60%.

Se diminuendo le dimensioni dell'aeromobile e la potenza richiesta per il suo sostentamento si registrano rendimenti inferiori, aumentando l'entità della potenza richiesta si possono raggiungere grosso modo efficienze pari al **95%**, il quale rappresenta proprio il valore che verrà assegnato a questo parametro prestazionale nella procedura di calcolo che verrà successivamente presentata.

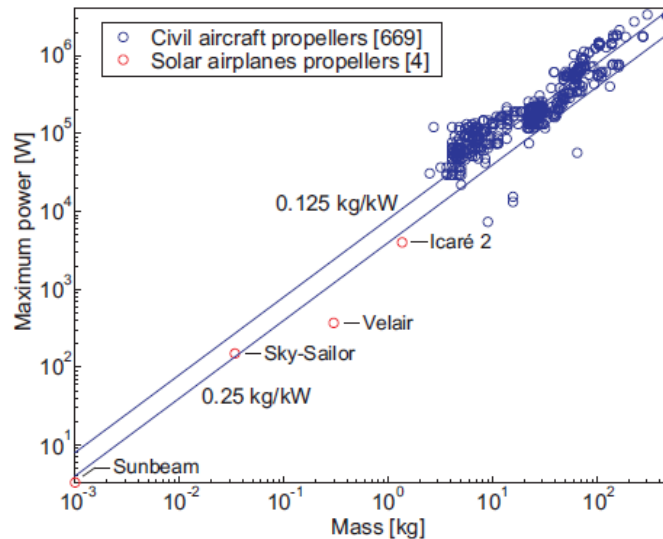


Figura 2.44 Grafico ottenuto da André Noth interpolando i dati relativi alle prestazioni di eliche appartenenti a velivoli civili ed aeromobili elettrici-solari (2)

Nel prossimo capitolo, dedicato al processo di dimensionamento vero e proprio, risulterà utile essere a conoscenza di quello che è il valore dell'efficienza del sistema propulsivo nel suo complesso, il quale può essere approssimativamente stimato come il prodotto tra le efficienze relative alle 4 diverse componenti principali dell'apparato propulsivo:

$$\eta_{\text{sist_prop}} = \eta_{\text{motore}} \times \eta_{\text{gearbox}} \times \eta_{\text{control_electronics}} \times \eta_{\text{propeller}} \cong 80\%$$

2.6 Specifiche strutturali: modello per la stima della massa dell'airframe

Un'altra parte molto importante del processo di dimensionamento è costituita dalla stima della massa relativa all'airframe del velivolo, cioè agli elementi strutturali che compongono fusoliera, ali, coda e superfici di controllo come longheroni, centine e la "pelle" o rivestimento esterno.

Anche se ad oggi sono stati proposti diversi modelli atti alla valutazione della massa strutturale di un aeromobile, risulta molto complesso svolgere questo tipo di stime, dal momento che alcune formulazioni risultano essere più adatte a velivoli di grandi dimensioni, mentre altre dimostrano di essere valide solamente se applicate ad aeromobili di dimensioni molto ridotte, come aeromodelli o UAVs. A questo proposito possono essere citati i modelli che sono stati più impiegati nel corso degli anni, come quello sviluppato dal già sopraccitato D. W. Hall, quello proposto da Stender o quello di Rizzo. (2)

Per quanto riguarda **D. W. Hall**, egli suggerì una metodologia molto accurata che prevedeva di calcolare la massa di tutti gli elementi costituenti la struttura dell'aereo come una funzione della massa totale del velivolo, della superficie alare e del rapporto d'aspetto (AR). Sebbene questo tipo di approccio risultasse essere molto dettagliato e preciso, esso si dimostrò essere applicabile solo ad aeromobili caratterizzati da una massa totale compresa tra i 453 ed i 1360 [kg].

La relazione suggerita da **W. Stender** era stata sviluppata a partire da un database di dati statistici riguardanti alianti a doppia trave di coda ed esprimeva la massa strutturale come una funzione dell'apertura alare, del numero delle travi di coda e della superficie alare come segue:

$$W_{\text{airframe}} = A \times (n \times S \times b^3)^B \rightarrow m_{\text{airframe}} = W_{\text{airframe}}/g$$

dove:

- A e B sono due costanti;
- n rappresenta il numero di travi di coda di cui è dotato il velivolo;
- S è la superficie alare;
- b indica l'apertura alare;
- g rappresenta l'accelerazione di gravità.

Una serie di studi ha poi permesso di determinare il valore delle due costanti e di esprimere la precedente equazione nella seguente forma (in unità SI):

$$W_{\text{airframe}} = 8,763 \times n^{0,311} \times S^{0,778} \times AR^{0,467} \rightarrow m_{\text{airframe}} = W_{\text{airframe}}/g$$

Questa relazione si dimostra però troppo ottimistica per quanto riguarda la stima della massa strutturale di velivoli “manned”, cioè di dimensioni pari o superiori a quelle del motoaliante in esame, mentre comporta una sovrastima troppo elevata relativamente ad aeromodelli ed aeromobili di piccola scala.

Per quanto concerne invece il modello proposto da **Rizzo**, dal momento che è stato ricavato a partire dall'interpolazione di dati relativi a prototipi di UAVs della NASA, esso risulta sottostimare la massa strutturale nel caso di velivoli “manned”.

La formulazione da lui ottenuta è la seguente:

$$W_{\text{airframe}} = 15,19 \times S^{0,656} \times AR^{0,6514} \rightarrow m_{\text{airframe}} = W_{\text{airframe}}/g$$

Dato che, come precedentemente accennato, le relazioni proposte da Stender e da Rizzo si dimostrano poco affidabili se applicate ad aeromobili di dimensioni simili a quelle del caso in oggetto, si è scelto di utilizzare il nuovo modello di massa strutturale (o “new structural weight model”) implementato dal già sopraccitato **André Noth**, il quale viene espresso attraverso la seguente relazione: (2)

$$W_{\text{airframe}} = 5,58 \times S^{1,59} \times AR^{0,71} \rightarrow m_{\text{airframe}} = W_{\text{airframe}}/g$$

Questa equazione è stata ricavata a partire dall'interpolazione dei dati relativi a 415 campioni di diversi velivoli e descrive la loro tendenza media in funzione della superficie alare e del rapporto d'aspetto, permettendo di individuare un modello che stimi il valore mediamente assunto dalla massa strutturale al variare di questi due parametri aerodinamici.

Dato che questa relazione rappresenta l'andamento medio della massa strutturale, ricavato analizzando le specifiche di aeromobili caratterizzati da qualità costruttive differenti, in sede di dimensionamento si sceglierà di aggiungere un **10%** di errore alla stima, in maniera tale da lavorare con un margine di sicurezza maggiore, preferendo rischiare di sovrastimare la massa totale del velivolo in fase di design concettuale piuttosto che sottostimarla.

2.7 Stima della massa fissa del motoaliante

La massa fissa m_{fixed} del velivolo in oggetto è costituita da tutti gli elementi le cui specifiche dimensionali, strutturali o prestazionali risultano essere indipendenti dai calcoli svolti durante la procedura di dimensionamento e quindi il cui peso rimane invariato nel corso delle iterazioni.

Gli elementi che rientrano in questa categoria sono i seguenti:

- $m_{\text{payload}} = m_{\text{pilota}} = 80[\text{kg}]$ è la massa relativa al payload, che in questo caso è rappresentato dal pilota del motoaliante ed è un requisito di dimensionamento;
- $m_{\text{avionica+strumentazione}} \cong 5[\text{kg}]$ rappresenta la massa dell'avionica e della strumentazione presente nel cockpit;
- $m_{\text{paracadute}} \cong 5 [\text{kg}]$ è la massa del paracadute ;
- $m_{\text{ulteriori_equip}} \cong 5 [\text{kg}]$ rappresenta la massa relativa ad ulteriori equipaggiamenti necessari al pilotaggio dell'aeromobile, come il sedile, la "capottina" in plexiglass, etc.

I valori assegnati sono frutto di un'attenta analisi dello stato dell'arte e della letteratura dedicata.

La massa fissa del motoaliante può essere definita attraverso la somma dei 4 precedenti contributi ed assume quindi il seguente valore:

$$m_{\text{fixed}} = m_{\text{pilota}} + m_{\text{avionica+strumentazione}} + m_{\text{paracadute}} + m_{\text{ulteriori_equip}} = 95 [\text{kg}]$$

A questo punto rimane un ultimo contributo da valutare, cioè quello relativo al carrello di atterraggio centrale retrattile ed al ruotino di coda e di prua.

Queste strutture non rientrano nella precedente categoria, dal momento che il loro peso risulta essere direttamente proporzionale al massimo peso al decollo dell'aeromobile e quindi varia tra una iterazione e la successiva.

Per quanto riguarda il carrello di atterraggio centrale di tipo retrattile, il suo peso può essere considerato equivalente al **6%** di quello totale al decollo e perciò può essere espresso nella seguente maniera: (64), (65)

$$W_{\text{main_landing_gear}} = 0,06 \times W_0$$

dove W_0 rappresenta la massa totale del velivolo.

La massa relativa a questo sistema meccanico viene calcolata dividendo il risultato ottenuto attraverso la precedente equazione per il valore dell'accelerazione di gravità g .

La stima del peso del ruotino di prua e di quello di coda viene effettuata in maniera simile a quanto appena visto per il carrello centrale. In questo caso, però, è necessario tenere in considerazione la percentuale del peso totale del velivolo effettivamente supportata da questo tipo di elementi, la quale risulta di norma attestarsi attorno al **10 ÷ 20%**.

Si sceglie ad esempio un valore del **10%** e si calcola la porzione del peso totale supportata dai ruotini come segue:

$$W_{\text{supp_ruotini}} = 0,1 \times W_0$$

A questo punto è possibile stimare approssimativamente il peso dei ruotini come una percentuale del peso da loro sostenuto, la quale si aggira solitamente attorno al **3%**:

$$W_{\text{ruotini}} = 0,03 \times W_{\text{supp_ruotini}}$$

La massa totale di questo sistema meccanico è quindi data dal rapporto tra la somma dei due contributi precedentemente valutati e l'accelerazione di gravità (**g**):

$$m_{\text{tot_landing_gear}} = \frac{W_{\text{main_landing_gear}} + W_{\text{ruotini}}}{g}$$

CAPITOLO III

Procedura di design concettuale del motoaliante

In questo capitolo saranno descritte le varie fasi costituenti il corpo del processo di dimensionamento concettuale e saranno presentati tutti i calcoli svolti ed i risultati ottenuti ad ogni interazione fino al raggiungimento della convergenza che ha portato alla definizione delle dimensioni del velivolo e dei suoi sottosistemi.

La sequenza di **steps** che sarà affrontata per portare a termine il design dell'aeromobile è la seguente:

1. breve riepilogo di tutti i requisiti iniziali e delle ipotesi di lavoro;
2. determinazione della massa totale del velivolo di primo tentativo;
3. calcolo del massimo coefficiente di lift dell'ala e della velocità di stallo;
4. valutazione dei principali parametri aerodinamici in condizioni di massima efficienza, la quale rappresenta la condizione di volo di riferimento per il dimensionamento;
5. valutazione dei principali parametri aerodinamici in condizioni di minima potenza, la quale rappresenta la condizione di volo nelle termiche ascensionali;
6. definizione della configurazione di primo tentativo in condizioni di massima efficienza aerodinamica e stima della massa totale dell'aeromobile di secondo tentativo a partire dalle specifiche calcolate;
7. confronto tra massa totale di primo e di secondo tentativo → se non coincidono → inizio del processo iterativo con la stima della configurazione di secondo tentativo. La prima iterazione corrisponde infatti alla determinazione della configurazione di secondo tentativo ed al successivo calcolo della massa totale di terzo tentativo a partire dalle specifiche ricavate;
8. presentazione dei calcoli e di risultati ottenuti ad ogni iterazione fino a convergenza;
9. descrizione della configurazione finale ottenuta e delle specifiche tecniche principali ricavate.

3.1 Requisiti iniziali ed ipotesi di lavoro

Di seguito vengono presentati i requisiti iniziali e le varie ipotesi considerate nel processo di design concettuale del motoaliante in esame:

- $h_{\text{VOLO}} \cong 1500$ [m] è la quota di volo alla quale sarà effettuato il dimensionamento;
- $\lambda_{\text{VOLO}} \cong 45^\circ - 46^\circ$ N indica la latitudine di volo, cioè quella corrispondente alla città di Padova;
- $\rho_\infty = \rho_{1500\text{m}} \cong 1,0586$ [kg/m³] rappresenta la densità relativa alla quota di volo considerata;
- $M_{\text{VOLO}} < 0,3$ dal momento che si lavora in ipotesi di moto subsonico ed incomprimibile;
- $a_{1500\text{m}} = 334,5$ [m/s] è la velocità del suono alla quota di dimensionamento; (24)
- $10^5 \leq \text{Re} \leq 2 \times 10^6$ è il range di numeri di Reynolds considerati durante lo studio delle performance dei profili alari;

- $Re_{\infty} = Re_{V_{OLO}} = 1 \times 10^6$ è il numero di Reynolds di volo scelto come riferimento per effettuare il dimensionamento e quindi quello a cui vengono riferite le performance aerodinamiche del profilo alare selezionato, il quale risulta essere l'**FX-63-137 smoothed**;
- $AR = 10,94$ è il rapporto d'aspetto posto come requisito iniziale e mantenuto costante in tutta la procedura di design;
- $e = 0,85$ rappresenta il valore scelto per il fattore di efficienza di Oswald che compare nella definizione del coefficiente di attrito indotto $C_{D,i}$;
- $K = 1/(\pi \times e \times AR) = 0,0342$ è la costante che tiene in considerazione l'effetto dell'allungamento alare nella valutazione dei vortici di estremità e quindi del coefficiente di drag indotto dell'ala;
- $(L/D)_{max} \geq 20$ rappresenta l'efficienza aerodinamica del velivolo \rightarrow l'obiettivo è quello di riuscire ad ottenere un valore che risulti uguale o superiore al limite inferiore indicato, in maniera tale da assicurare buone performance aerodinamiche;
- $\sigma = W/S = 35 \text{ [kg/m}^2\text{]} = 343 \text{ [N/m}^2\text{]}$ è il carico alare posto come requisito iniziale e mantenuto invariato durante tutta la procedura di design;
- $m_{payload} = m_{pilota} = 80 \text{ [kg]}$ indica la massa del pilota posta come requisito iniziale;
- $\dot{r} = (R/C) = 2,5 \text{ [m/s]}$ è il rateo di salita posto come requisito di dimensionamento;
- Il **sistema propulsivo** deve essere progettato in modo tale da permettere al velivolo di decollare autonomamente e consentire l'erogazione di spinta anche durante alcune fasi di volo livellato;
- $P_{MAX} = 12 \div 15 \text{ [kW]}$ è la potenza massima che deve essere in grado di erogare il motore \rightarrow l'obiettivo è quello di cercare di non superare questo limite, in maniera tale da non incorrere in un incremento eccessivo della massa totale;
- $t_{RICHIESTO} \cong 15 \div 20 \text{ [min]}$ indica il tempo totale in cui è previsto l'utilizzo del sistema propulsivo durante la fase di volo livellato di crociera;
- **Volo livellato a regime** (di crociera) \rightarrow powered flight \rightarrow condizioni di massima efficienza aerodinamica \rightarrow la velocità di avanzamento deve corrispondere a quella in configurazione di massima efficienza $((L/D)_{MAX}$ airspeed);
- **Volo libero in planata** \rightarrow unpowered flight \rightarrow condizioni di massima efficienza aerodinamica \rightarrow la velocità di volo deve essere quella corrispondente alla configurazione di massimo rapporto di planata (best glide airspeed);
- **Volo libero all'interno delle correnti termiche ascensionali** \rightarrow unpowered flight \rightarrow condizioni di minima potenza richiesta \rightarrow la velocità di avanzamento deve essere quella in corrispondenza della quale si verifica la condizione di rateo di discesa minimo (minimum sink rate airspeed);
- **Flaps** (i.e. split flaps) utilizzati solo durante le fasi di decollo e di salita in quota, nel loro assetto che prevede una deflessione di circa 20° . Durante le fasi di volo livellato e di volo libero essi vengono mantenuti ad un angolo di deflessione nullo;
- Nel caso in cui siano presenti correnti discendenti (**sinking air**) o vento contrario (**headwind**) è necessario maggiorare la velocità di avanzamento di best glide, cioè corrispondente alla condizione di miglior rapporto di planata, di 10 KNOTS (5,14 [m/s]). (30)

3.2 Stima della massa totale dell'aeromobile di primo tentativo

In questa sezione verrà presentata la strategia utilizzata per effettuare la stima di primo tentativo della massa totale, utile nella determinazione della configurazione iniziale del velivolo.

Prima di tutto è utile distinguere i diversi fattori che contribuiscono alla definizione della forza peso totale dell'aeromobile, i quali risultano essere: (31)

- W_{payload} : è la forza peso relativa al carico pagante, il quale rappresenta tutto ciò che il velivolo deve trasportare. Nel caso in esame corrisponde al peso del pilota $\rightarrow W_{\text{payload}} = W_{\text{pilota}}$;
- W_{fuel} : rappresenta la forza peso del carburante. Per quanto riguarda l'aeromobile in oggetto, questo contributo è posto pari a zero, dal momento che si prevede di utilizzare un motore elettrico $\rightarrow W_{\text{fuel}} = 0$;
- W_{empty} : corrisponde alla forza peso a vuoto, cioè relativa a tutto ciò che costituisce il velivolo, esclusi il payload ed il carburante. Gli elementi il cui peso rientra in questa categoria sono: i moduli solari, le batterie, l'apparato propulsivo (esclusa l'eventuale massa di carburante), le strutture, il carrello di atterraggio, i ruotini di prua e di coda, l'avionica e tutta la strumentazione di bordo ed eventuali ulteriori equipaggiamenti (i.e. paracadute, sedile, capottina).

Sommando questi tre contributi si ottiene quindi quella che è definita essere la forza peso totale dell'aeromobile:

$$W_0 = W_{\text{payload}} + W_{\text{fuel}} + W_{\text{empty}}$$

dove il pedice "0" indica che ci si sta riferendo al valore che essa assume all'inizio della missione, cioè in corrispondenza del decollo.

Questa precisazione è dovuta al fatto che generalmente il valore relativo a questa grandezza varia in base alla quota e soprattutto alla fase di volo che si sta considerando, dal momento che la quantità di carburante ovviamente decresce all'aumentare del tempo di volo e provoca una riduzione della forza peso totale.

Dato che il velivolo che ci si appresta a dimensionare in questa sede è caratterizzato da propulsione di tipo elettrico, non è previsto alcun apporto di carburante e quindi alcuna variazione della massa totale durante la fase di missione.

Per questo motivo la forza peso totale può essere considerata costante durante tutto il volo e viene indicata nella seguente maniera:

$$W_0 = W_f = W = W_{\text{payload}} + W_{\text{empty}} = \text{COSTANTE}$$

Dal momento che la massa e quindi il peso del payload compaiono tra i requisiti di dimensionamento, l'unico parametro che rimane da determinare al fine di stimare il valore della forza peso totale di primo tentativo è il contributo dato dalla massa a vuoto del velivolo.

Per poter valutare questo termine si possono ad esempio utilizzare le approssimazioni proposte dal già sopraccitato Raymer nel suo libro sulla progettazione di aeromobili.

Prima di tutto egli suggerisce di esprimere la forza peso totale in funzione del contributo in termini di carico pagante e del rapporto tra massa a vuoto e massa totale del velivolo, cioè nella seguente maniera:

$$W_0 = W_{\text{payload}} + \frac{W_{\text{empty}}}{W_0} \times W_0 = \frac{W_{\text{payload}}}{1 - (W_{\text{empty}}/W_0)}$$

dove W_{empty}/W_0 esprime appunto la frazione di massa a vuoto.

Dopo aver raccolto una serie di dati relativi a diverse tipologie di aeromobili, Raymer ha sviluppato un modello statistico basato sugli andamenti dimostrati da questo particolare rapporto in funzione della forza peso totale ed al variare del tipo di velivolo considerato.

Egli ha rappresentato queste curve di tendenza in un grafico “ W_{empty}/W_0 vs W_0 ” ed ha fornito anche le equazioni di best fit relative ad ognuna delle diverse curve rappresentate, in maniera tale da rendere possibile la stima di questo parametro a partire dalla conoscenza della tipologia di aeromobile che ci si accinge a progettare ed alla forza peso totale.

L’equazione esponenziale ricavata dall’ingegner Raymer risulta essere la seguente: (31)

$$\frac{W_{\text{empty}}}{W_0} = A \times W_0^C \times K_{vs}$$

dove:

- **A** e **C** sono due costanti di integrazione che permettono di adattare la suddetta equazione ai diversi velivoli presi in considerazione;
- K_{vs} è una costante il cui valore dipende dalla configurazione dell’ala, cioè se essa è caratterizzata da angolo di freccia fisso o variabile durante il volo.

Gli esponenti, indicati dalla costante **C**, sono tutti negativi e rappresentano quindi l’andamento decrescente della frazione di massa inerte all’aumentare della forza peso totale.

Questa tendenza è comune a tutte le diverse tipologie di aeromobili considerate, anche se alcuni dimostrano di essere più sensibili di altri alla massa totale al decollo.

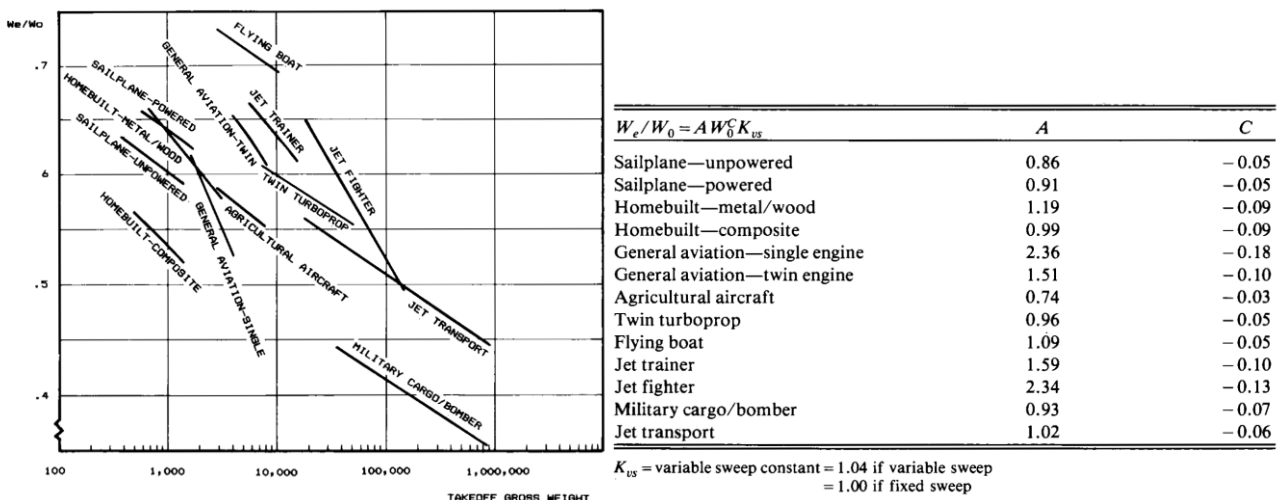


Figura 3.1 Andamento della frazione di massa inerte al variare della forza peso totale al decollo in funzione della tipologia di aeromobile considerato (31)

Per quanto riguarda il motoalante in esame, i valori che possono essere assegnati alle costanti sopraccitate possono essere scelti sia tra quelli relativi ad alianti motorizzati che tra quelli stimati per aeromobili a singolo motore appartenenti all'aviazione generale, dal momento che già durante la definizione dei rapporti volumetrici di coda si era visto che si riscontrava una maggiore somiglianza con i parametri relativi a velivoli appartenenti a quest'ultima categoria.

Dato che in entrambi i casi si ottengono dei valori molto simili si può procedere scegliendo indistintamente una delle due strade proposte.

In questo caso si sceglie di assegnare alle costanti sopraccitate i valori relativi agli alianti motorizzati, i quali come si può vedere anche in **Figura 3.1** risultano essere:

- $A = 0,91$;
- $C = -0,05$;
- $K_{vs} = 1,00$.

La frazione di massa inerte assume quindi il seguente valore:

$$\frac{W_{\text{empty}}}{W_0} = A \times W_0^C \times K_{vs} = \mathbf{0,626}$$

dove come valore di W_0 al quale valutare questo rapporto è stato scelto quello che il dimensionamento si pone come target, cioè $W_0 = 180 \times 9,80665 \text{ [N]} = 1765,197 \text{ [N]}$.

Questo risultato è perfettamente in linea con il valore che questo rapporto assume per la maggior parte degli aeromobili. Esso, infatti, risulta essere generalmente pari a circa $\mathbf{0,64 \div 0,65}$.

A questo punto la **forza peso totale di primo tentativo** può quindi essere approssimativamente stimata nella seguente maniera:

$$W_0^I = \frac{W_{\text{payload}}}{1 - (W_{\text{empty}}/W_0)} = \frac{80 \times 9,80665}{1 - 0,626} \text{ [N]} = \mathbf{2097,68 \text{ [N]}}$$

Dividendo il precedente risultato per l'intensità dell'accelerazione di gravità g si ottiene la massa totale di primo tentativo:

$$m_0^I = \frac{W_0^I}{g} = \frac{2097,68}{9,80665} \text{ [kg]} \cong \mathbf{214 \text{ [kg]}}$$

Sarà questo il valore di massa utilizzato per determinare la configurazione del motoalante di primo tentativo.

3.3 Calcolo del massimo coefficiente di lift dell'ala e della velocità di stallo

Per stimare il valore della velocità di stallo del velivolo è necessario conoscere l'entità del massimo coefficiente di portanza dell'ala, le condizioni di volo (i.e. la densità atmosferica alla quota di dimensionamento) ed il carico alare.

A partire dai dati relativi alle performance del profilo **FX-63-137.smoothed** ricavati nel precedente capitolo per un numero di Reynolds di volo pari a $Re_\infty = Re_{VOLO} = 1 \times 10^6$ ed impiegando le già citate approssimazioni proposte da Raymer, può facilmente essere stimato il valore del massimo coefficiente di lift dell'ala finita, cioè quello che si registra in condizioni di volo vicine a quella di stallo dell'aeromobile.

Esso può quindi essere calcolato nella seguente maniera:

$$C_{L,MAX} = 0,9 \times C_{l,MAX} \times \cos \Lambda_{0,25c} \cong 0,9 \times C_{l,MAX} = 0,9 \times 1,9835 = \mathbf{1,785}$$

dove $C_{l,MAX} = \mathbf{1,9835}$ è il valore del massimo coefficiente di lift del profilo alare selezionato, valutato in corrispondenza della condizione di stallo, cioè ad un angolo di attacco (AOA) pari ad $\alpha = \mathbf{17,5^\circ}$.

La velocità di stallo assume quindi il seguente valore:

$$V_{stallo} = \sqrt{\frac{W}{S} \times \frac{2}{\rho_\infty \times C_{L,MAX}}} = \sqrt{343 \times \frac{2}{1,0586 \times 1,785}} \text{ [m/s]} = \mathbf{19,05 \text{ [m/s]} = 68,58 \text{ [km/h]}}$$

Si ricorda che questi calcoli sono stati svolti considerando un angolo di deflessione dei flaps pari a 0° .

3.4 Prestazioni aerodinamiche in condizioni di massima efficienza

Come è già stato anticipato nel precedente capitolo, la **condizione** alla quale si è scelto di effettuare il **dimensionamento** corrisponde a quella di **massima efficienza aerodinamica**.

Questa scelta è fortemente legata alla tipologia di aeromobile che si sta considerando ed alle manovre che esso dovrà affrontare durante le diverse fasi di volo.

Il volo del motoaliante consiste, infatti, in un'alternanza di fasi di planata e di fasi di ascesa attraverso lo sfruttamento delle correnti termiche ascensionali. Il motore dovrà quindi essere utilizzato per spostarsi tra una termica e l'altra, per sopperire alla loro mancanza in condizioni meteorologiche avverse o per spostarsi tra una fase di planata e la successiva.

Durante queste fasi di volo livellato la velocità di avanzamento sarà quindi pari a quella corrispondente alla condizione di massima efficienza aerodinamica o di miglior rapporto di planata, in maniera tale da sfuggire più in fretta possibile dalle zone di sink (correnti discendenti) tra le termiche e da coprire il più vasto spazio nel minor tempo possibile.

Anche in fase di planata (a motore spento) la velocità di volo sarà mantenuta pari a quella in corrispondenza della quale si ottiene il miglior rapporto di planata, in modo tale da riuscire a coprire una distanza maggiore a parità di perdita di quota.

Come si è potuto constatare nella sezione dedicata alla meccanica del volo trattata nel precedente capitolo, i due parametri aerodinamici che influenzano maggiormente le prestazioni del velivolo sono quelli che determinano la polare di resistenza, cioè $C_{D,0}$ e K , rispettivamente definiti come segue:

$$C_{D,parasite} = C_{d,airfoil} + C_{D,interference} = C_{D,TOT} - C_{D,i} = C_{D,0}$$

$$K = 1/(\pi \times e \times AR) = 0,0342$$

Dato che la costante K è già stata valutata, resta da calcolare il valore assunto dal coefficiente di drag parassita o zero-lift drag coefficient $C_{D,0}$ in condizioni di massima efficienza aerodinamica, in maniera tale da rendere possibile la stima delle performance dell'aeromobile.

La difficoltà che si riscontra nello stimare questo parametro risiede nella determinazione del valore assunto dal coefficiente di resistenza d'interferenza $C_{D,interference}$, legato all'interazione tra le diverse correnti d'aria che fluiscono attorno la struttura del velivolo.

A seguito di un'attenta analisi della letteratura è stato assegnato a questo contributo un valore costante pari a $C_{D,interference} = 0,0066$. (24)

I dati riportati in letteratura mostrano che nel caso di velivoli caratterizzati da un $AR \cong 10 \div 11$, come quello del motoaliante in esame, questo contributo non influenza in maniera troppo rilevante il valore del coefficiente di resistenza parassita e per questo motivo molte volte esso viene trascurato durante la valutazione dello stesso senza commettere grossi errori.

In questa sede si preferisce invece tenere in considerazione anche la resistenza generata dall'interazione tra i flussi d'aria che fluiscono attorno alla superficie alare, alla fusoliera ed al piano di coda, in maniera tale da non rischiare di sovrastimare le prestazioni aerodinamiche dell'aeromobile e da lavorare con un margine di sicurezza.

Si procede quindi alla determinazione del coefficiente di drag parassita $C_{D,0}$ attraverso metodo iterativo. Il valore di primo tentativo deriva dalla somma del coefficiente di drag del profilo ($C_{d,airfoil}$) e del coefficiente di resistenza d'interferenza appena stimato.

Dato che nel precedente capitolo si è constatato che il profilo scelto, cioè l'**FX-63-137.smoothed**, consente di ottenere le migliori performance in termini di efficienza aerodinamica ad un angolo di attacco pari a $\alpha = 3^\circ$, come valore di primo tentativo del coefficiente di attrito del profilo si sceglie di utilizzare quello ottenuto come media tra quelli assunti da questo parametro nell'intorno di $\alpha = 3^\circ$, cioè $C_{d,airfoil}^I = 0,0084$.

A questo punto il coefficiente di drag parassita di primo tentativo risulta essere pari a:

$$C_{D,0}^I = C_{d,airfoil}^I + C_{D,interference} = 0,0084 + 0,0066 = 0,015$$

A partire da questo valore si può iniziare il **processo iterativo**, al termine del quale saranno determinati i valori di efficienza aerodinamica e velocità di avanzamento in condizioni di massima efficienza o minima spinta richiesta.

$$C_{LEmax}^I = \sqrt{\frac{C_{D,0}^I}{K}} = \sqrt{\frac{0,015}{0,0342}} = \mathbf{0,662}$$

$$C_{LEmax}^I = \frac{C_{LEmax}^I}{0,9} = \mathbf{0,74}$$

Questo valore del coefficiente di lift del profilo corrisponde ad un angolo di attacco $\alpha = -1,75^\circ$.

Il valore assunto dal coefficiente di drag del profilo in corrispondenza di questo angolo è pari a $C_{d,airfoil}^{II} = \mathbf{0,0068}$ e rappresenta il valore di secondo tentativo di questo parametro.

Il coefficiente di resistenza parassita di secondo tentativo risulta quindi essere pari a:

$$C_{D,0}^{II} = C_{d,airfoil}^{II} + C_{D,interference} = 0,0068 + 0,0066 = \mathbf{0,0134}$$

$$C_{LEmax}^{II} = \sqrt{\frac{C_{D,0}^{II}}{K}} = \sqrt{\frac{0,0134}{0,0342}} = \mathbf{0,63}$$

$$C_{LEmax}^{II} = \frac{C_{LEmax}^{II}}{0,9} = \mathbf{0,695}$$

Questo valore del coefficiente di lift del profilo corrisponde ad un angolo di attacco $\alpha = -2^\circ$.

Il valore assunto dal coefficiente di drag del profilo in corrispondenza di questo angolo è nuovamente pari a $C_{d,airfoil}^{III} = C_{d,airfoil}^{II} = \mathbf{0,0068}$.

Il coefficiente di resistenza parassita assume quindi il seguente valore **a convergenza**:

$$C_{D,0} = C_{D,0}^{III} = C_{d,airfoil}^{III} + C_{D,interference} = 0,0068 + 0,0066 = \mathbf{0,0134}$$

Le prestazioni del velivolo in condizioni di massima efficienza aerodinamica possono quindi essere determinate:

$$C_{LEmax} = \sqrt{\frac{C_{D,0}}{K}} = \sqrt{\frac{0,0134}{0,0342}} = \mathbf{0,626}$$

$$C_{DEmax} = C_{D,0} + K \times C_{LEmax}^2 = \mathbf{0,0268}$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{Emax} = \left(\frac{C_{LEmax}}{C_{DEmax}}\right) = \mathbf{23,36}$$

$$V_{\infty Emax} = \sqrt{\frac{W}{S} \times \frac{2}{\rho_{\infty} \times C_{LEmax}}} = \mathbf{32,17 [m/s] = 115,83 [km/h] > V_{stallo}}$$

$$M_{\infty Emax} = \frac{V_{\infty Emax}}{a_{1500m}} = \frac{32,17}{334,5} = \mathbf{0,096} \cong \mathbf{0,1} < 0,3$$

3.5 Prestazioni aerodinamiche in condizioni di minima potenza richiesta

Durante la fase di volo libero nelle correnti termiche ascensionali il motoalante sarà fatto volare alla velocità di avanzamento in corrispondenza della quale si ottiene un valore del rateo di discesa minimo, in maniera tale da riuscire a sfruttare il più possibile questo fenomeno fisico per acquistare quota senza bisogno di azionare il sistema propulsivo.

La condizione di minimizzazione del rateo di discesa corrisponde a quella di minimizzazione della potenza richiesta all'apparato propulsivo.

Anche in questo caso i due parametri aerodinamici che influenzano maggiormente le prestazioni del velivolo sono $C_{D,0}$ e K e dato che la costante K è già stata valutata, resta da calcolare il valore assunto da $C_{D,0}$ in condizioni di minima potenza richiesta, in maniera tale da rendere possibile la stima delle prestazioni dell'aeromobile durante la fase di volo condotta nelle termiche.

Si sceglie di utilizzare lo stesso valore di primo tentativo del coefficiente di drag del profilo che è stato ipotizzato per svolgere le precedenti stime, cioè $C_{d,airfoil}^I = 0,0084$.

Dato che ovviamente anche il coefficiente di attrito d'interferenza rimane invariato, il coefficiente di drag parassita di primo tentativo risulterà essere anche in questa occasione pari a:

$$C_{D,0}^I = C_{d,airfoil}^I + C_{D,interference} = 0,0084 + 0,0066 = 0,015$$

A questo punto si può iniziare il **processo iterativo**, al termine del quale saranno determinati i valori di efficienza aerodinamica e velocità di avanzamento in condizioni di minima potenza richiesta.

$$C_{LPmin}^I = \sqrt{\frac{3 \times C_{D,0}^I}{K}} = \sqrt{\frac{3 \times 0,015}{0,0342}} = 1,147$$

$$C_{lPmin}^I = \frac{C_{LPmin}^I}{0,9} = 1,27$$

Questo valore del coefficiente di lift del profilo corrisponde ad un angolo di attacco pari a circa 3° .

Il valore assunto dal coefficiente di drag del profilo in corrispondenza di questo angolo è proprio pari a **0,0084**, come quello di primo tentativo.

Il coefficiente di drag parassita risulta anch'esso essere pari a quello stimato in primo tentativo e per questo motivo non risulta quindi necessario effettuare ulteriori iterazioni.

Si può quindi procedere con la definizione delle prestazioni del velivolo in condizioni di minimo rateo di discesa o di minima potenza richiesta al sistema propulsivo:

$$C_{D,0} = C_{D,0}^I = C_{d,airfoil}^I + C_{D,interference} = 0,0084 + 0,0066 = 0,015$$

$$C_{LPmin} = \sqrt{\frac{3 \times C_{D,0}}{K}} = \sqrt{\frac{3 \times 0,015}{0,0342}} = 1,147$$

$$C_{D_{Pmin}} = C_{D,0} + K \times C_{L_{Pmin}}^2 = 0,06$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{Pmin} = \left(\frac{C_{L_{Pmin}}}{C_{D_{Pmin}}}\right) = 19,12$$

$$V_{\infty_{Pmin}} = \sqrt{\frac{W}{S} \times \frac{2}{\rho_{\infty} \times C_{L_{Pmin}}}} = 23,77 \text{ [m/s]} = 85,57 \text{ [km/h]} > V_{stallo}$$

$$M_{\infty_{Pmin}} = \frac{V_{\infty_{Pmin}}}{a_{1500m}} = \frac{23,77}{334,5} = 0,071 < 0,3$$

3.6 Definizione della configurazione di primo tentativo

Dopo aver effettuato la stima della massa totale dell'aeromobile di primo tentativo m_0^I e dei valori assunti dall'efficienza aerodinamica $(L/D)_{E_{max}}$ e dalla velocità di avanzamento $V_{\infty_{E_{max}}}$ in condizioni di **massima efficienza**, si è finalmente in possesso di tutti i parametri necessari a portare a termine la procedura di calcolo atta a determinare la **configurazione di primo tentativo** del velivolo in oggetto.

Saranno presentati prima i risultati ottenuti in relazione alla fase di volo livellato, poi quelli relativi alle manovre di decollo e di salita in quota, in modo tale da mettere in luce sia quanta potenza è richiesta al sistema propulsivo sia la quantità di energia che è necessario immagazzinare negli accumulatori per affrontare le diverse fasi di volo.

Verranno presi in considerazione due diversi casi, cioè il caso di volo invernale o “**WORST CASE**” e quello di volo estivo o “**BEST CASE**”, in maniera tale da poter confrontare i risultati ottenuti e scegliere quello che consente di affrontare la procedura di dimensionamento concettuale con un margine di sicurezza maggiore.

3.6.1 Fase di volo livellato (Straight Level Flight)

In primo luogo si procede con la stima della potenza totale richiesta in fase di volo livellato in condizioni di massima efficienza aerodinamica:

$$P_{R_{E_{max}}}^I = P_{level(E_{max})}^I = \frac{W_0^I}{(L/D)_{E_{max}}} \times V_{\infty_{E_{max}}} = \frac{2097,68}{23,36} \times 32,17 \text{ [W]} = 2888,80 \text{ [W]}$$

Dato che, come è già stato fatto notare nella sezione dedicata alla meccanica del volo, in fase di volo livellato la spinta erogata dal sistema propulsivo compensa perfettamente il drag aerodinamico, a partire dalla conoscenza della potenza totale richiesta in fase di volo livellato $P_{R_{E_{max}}}^I$ e della velocità di avanzamento $V_{\infty_{E_{max}}}$ può essere facilmente stimata l'entità della resistenza aerodinamica come segue:

$$D^I = \frac{P_{R_{E_{max}}}^I}{V_{\infty_{E_{max}}}} = \frac{2888,80}{32,17} \text{ [N]} = 89,80 \text{ [N]}$$

Si è inoltre potuto constatare che durante la fase di volo livellato la portanza risulta opporsi perfettamente alla forza peso totale dell'aeromobile. Per questo motivo il valore di primo tentativo di questa forza può essere considerato equivalente a quello del peso totale W_0^I precedentemente valutato. In alternativa essa può essere valutata attraverso il prodotto tra l'efficienza ed il drag aerodinamico:

$$L^I = \left(\frac{L}{D}\right)_{E_{max}} \times D^I = 23,36 \times 89,80 \text{ [N]} = \mathbf{2097,68 \text{ [N]}}$$

Dall'espressione della portanza può essere facilmente ricavata anche la superficie alare totale di primo tentativo:

$$S^I = \frac{L^I}{\frac{1}{2} \times \rho_{\infty} \times V_{\infty E_{max}}^2 \times C_{L E_{max}}} = \frac{2097,68}{0,5 \times 1,0586 \times 32,17^2 \times 0,626} \text{ [m}^2\text{]} = \mathbf{6,12 \text{ [m}^2\text{]}}$$

Grazie alla definizione del rapporto d'aspetto ed alla conoscenza del valore di questo parametro si ricava l'apertura alare di primo tentativo del motoaliante:

$$AR = 10,94 = \text{costante} \rightarrow b^I = \sqrt{AR \times S^I} = \mathbf{8,18 \text{ [m]}}$$

A seguito di queste prime stime si passa alla valutazione della potenza richiesta al motore in fase di volo livellato, la quale risulta di fatto essere la seguente: (2)

$$P_{R_{motore_level}}^I = \frac{P_{R_{E_{max}}}^I}{\eta_{sist_prop}} + P_{avionica} = \left(\frac{2888,80}{0,8} + 20\right) \text{ [W]} = \mathbf{3631 \text{ [W]}}$$

dove:

- $\eta_{sist_prop} = 0,8$ rappresenta l'efficienza dell'apparato propulsivo nel suo complesso, valutata nel precedente capitolo;
- $P_{avionica} = 20 \text{ [W]}$ è la potenza richiesta per l'alimentazione dell'avionica di bordo. Il valore è stato scelto a seguito di un'analisi dello stato dell'arte, in particolare grazie ai dati tecnici forniti dall'Alisport riguardo il già sopraccitato velivolo Silent 2 Electro, il quale risulta essere caratterizzato da una $P_{avionica} \cong 5 \div 30 \text{ [W]}$.

Per quanto concerne invece la potenza richiesta ai pannelli solari ed alle batterie per alimentare il motore elettrico, essa viene espressa nella seguente maniera:

$$P_{R_{pannelli}}^I = \frac{P_{R_{motore_level}}^I}{\eta_{MPPT} \times \eta_{driver}} = P_{R_{batterie}}^{I3} = \frac{P_{R_{motore_level}}^I}{\eta_{charger} \times \eta_{driver}} = \frac{3631}{0,98 \times 0,98} \text{ [W]} = \mathbf{3780,72 \text{ [W]}}$$

³ $P_{R_{batterie}}^I$ indica la potenza che sarebbe richiesta alle batterie per alimentare il motore elettrico nel caso in cui i pannelli solari non fossero in grado di erogare potenza.

Come si può vedere, la potenza richiesta a questi due diversi sistemi risulta essere la medesima, dal momento che, come è stato esposto nel capitolo precedente, i rendimenti dell'inverter MPPT e del convertitore posto a valle degli accumulatori di energia assumono lo stesso valore pari al **98%**.

Si procede dunque con la separazione del problema nei due casi precedentemente illustrati.

“WORST CASE” o CASO DI VOLO INVERNALE

Per valutare la potenza totale erogabile dai moduli solari e quindi la quantità di energia che è necessario immagazzinare nelle batterie per affrontare la fase di volo livellato è sufficiente utilizzare i dati raccolti nel precedente capitolo in relazione alla quantità di radiazione globale giornaliera media mensile (**Rggmm**) che si registra alla latitudine della città di Padova durante il periodo invernale ed alla corrispondente durata totale del giorno.

Grazie ai dati raccolti nella **Tabella 2.5** e mostrati in **Figura 2.36** è possibile stabilire che il periodo di tempo in corrispondenza del quale l'intensità della radiazione solare raggiunge i livelli più bassi è quello che va dal mese di ottobre al mese di febbraio.

Per poter svolgere i calcoli necessari al dimensionamento del sistema di accumulo di energia è stato quindi scelto tra questi il mese di **gennaio** come rappresentativo delle condizioni dell'irraggiamento solare nel periodo invernale dell'anno.

Il mese di **gennaio** risulta essere caratterizzato dai seguenti valori di radiazione globale giornaliera media mensile e di durata del giorno:

- $R_{ggmm_W}^4 = 1,5 \text{ [kWh/m}^2\text{]}$;
- $t_{durata_giorno_W} \cong 8,5 \text{ [h]} = 8 \text{ [h]} 30 \text{ [min]}$.

Come è già stato anticipato nel precedente capitolo, si sceglie di utilizzare dei moduli fotovoltaici al **Silicio policristallino** caratterizzati da un'efficienza di conversione pari a $\eta_{Si_poli} = 17,6\%$.

La potenza totale erogata dai pannelli solari viene calcolata attraverso la seguente equazione:

$$P_{erogata_W}^I = \frac{R_{ggmm_W}}{t_{durata_giorno_W}} \times S^I \times \eta_{Si_poli} \times \eta_{curvatura} = \mathbf{171,07 \text{ [W]}}$$

dove $\eta_{curvatura} = 0,9$ tiene in considerazione il fatto che le celle solari in realtà non sono disposte lungo una superficie orizzontale, ma seguono invece l'andamento della curvatura del profilo alare, provocando un calo dell'energia solare assorbita dalla superficie fotovoltaica nel corso della giornata pari a circa il **10%**. (2)

Dal momento che $P_{erogata_W}^I < P_{R_{pannelli}}^I$, è necessario usufruire anche dell'energia accumulata nelle batterie per soddisfare la richiesta di potenza da parte del motore elettrico durante la fase di volo livellato. Gli accumulatori dovranno quindi operare in parallelo ai pannelli solari, in maniera tale da fornire al motore la quota parte di potenza elettrica alla quale l'impianto fotovoltaico non è in grado di sopperire.

⁴ Il pedice “W” indica che si sta considerando la condizione di “WORST CASE”.

La potenza effettivamente richiesta alle batterie per l'alimentazione del sistema propulsivo durante la fase di volo livellato è valutabile nel modo seguente:

$$P_{R_{batterie_effettiva_W}}^I = P_{R_{pannelli}}^I - P_{erogata_W}^I \times \eta_{MPPT} \times \eta_{driver} = \mathbf{3616,42 [W]}$$

Di conseguenza, l'energia che è necessario accumulare nelle batterie per affrontare la fase di volo livellato risulta essere pari a:

$$E_{R_{batterie_level_W}}^I = \frac{P_{R_{batterie_effettiva_W}}^I \times t_{RICHIESTO}}{\eta_{scarica}} = \frac{3616,42 \times 0,33}{0,95} [Wh] = \mathbf{1268,92 [Wh]}$$

dove $t_{RICHIESTO} = 20 [\text{min}] = 0,33 [\text{h}]$ indica il tempo totale di utilizzo del sistema propulsivo durante la fase di volo livellato di crociera (è un requisito di dimensionamento).

La massa totale del sistema di accumulo di energia risulterà essere quindi pari a:

$$m_{batterie_level_W}^I = \frac{E_{R_{batterie_level_W}}^I}{\text{Densità di energia}} = \frac{1268,92}{220} [\text{kg}] = \mathbf{5,77 [kg]}$$

Dopo aver valutato l'entità dell'energia da stivare nelle batterie per affrontare la fase di volo livellato, si può procedere con la stima del tempo necessario alla ricarica totale di questi accumulatori.

Grazie alla potenza erogata dai pannelli solari una parte dell'energia può essere ricaricata durante le fasi di volo “**unpowered**”, cioè quelle che non prevedono l'impiego del sistema propulsivo.

In queste occasioni, infatti, la potenza erogata dai moduli fotovoltaici è destinata sia all'alimentazione dell'avionica di bordo che alla ricarica parziale delle batterie.

Per effettuare una stima verosimile del tempo di ricarica totale risulta prima di tutto necessario valutare l'entità della potenza effettivamente destinata alle batterie ed ipotizzare la durata totale del volo.

Dato che durante la fase di volo “unpowered” sono i pannelli solari a fornire la potenza necessaria al funzionamento corretto e sicuro dell'avionica, la potenza effettivamente destinata alle batterie può essere calcolata come segue:

$$P_{destinata_batterie_W}^I = P_{erogata_W}^I - P_{avionica} = (171,07 - 20)[W] = \mathbf{151,07 [W]}$$

Se, ad esempio, si ipotizza di effettuare un volo della durata totale di **3 [h]**, le batterie possono essere ricaricate attraverso la potenza erogata dai moduli fotovoltaici per un tempo $t_{UNPOWERED}$ pari a:

$$t_{VOLO} \cong 3 [h] \rightarrow t_{UNPOWERED} = (t_{VOLO} - t_{RICHIESTO}) = 2 [h] 40 [\text{min}] = \mathbf{2,66 [h]}$$

La quantità di energia che si riesce a ricaricare durante il volo viene valutata attraverso la seguente espressione:

$$E_{ricaricata_volo_W}^I = P_{destinata_batterie_W}^I \times t_{UNPOWERED} \times \eta_{MPPT} \times \eta_{charger} \times \eta_{carica} = \mathbf{367,56 [Wh]}$$

La parte di energia che rimane da ricaricare una volta atterrati risulta essere pari a:

$$E_{\text{ricarica_terra_W}}^I = E_{R_{\text{batterie_level_W}}}^I - E_{\text{ricaricata_volo_W}}^I = \mathbf{901,36 \text{ [Wh]}}$$

A partire da quest'ultimo risultato si può infine stimare il tempo necessario al completamento della carica:

$$t_{\text{ricarica_terra_W}}^I = \frac{E_{\text{ricarica_terra_W}}^I}{P_{\text{erogata_W}}^I \times \eta_{\text{MPPT}} \times \eta_{\text{charger}} \times \eta_{\text{carica}}} = 5,77 \text{ [h]} = \mathbf{5 \text{ [h]} 46 \text{ [min]}}$$

Si fa notare che in quest'ultima equazione è stata utilizzata la potenza totale erogata dai moduli fotovoltaici $P_{\text{erogata_W}}^I$, dato che una volta a terra non è più necessario alimentare l'elettronica di bordo e tutta la potenza prodotta può essere destinata alla ricarica degli accumulatori.

“BEST CASE” o CASO DI VOLO ESTIVO

Grazie ai dati raccolti nella **Tabella 2.5** e mostrati in **Figura 2.36** è possibile stabilire che il periodo di tempo in corrispondenza del quale l'intensità della radiazione solare raggiunge i livelli più elevati è quello che va dal mese di marzo al mese di settembre.

Per poter svolgere i calcoli necessari al dimensionamento del sistema di accumulo di energia è stato quindi scelto tra questi il mese di **giugno** come rappresentativo delle condizioni dell'irraggiamento solare nel periodo estivo dell'anno.

Il mese di **giugno** risulta essere caratterizzato dai seguenti valori di radiazione globale giornaliera media mensile e di durata del giorno:

- $R_{\text{ggmm}_B}^5 = 6,41 \text{ [kWh/m}^2\text{]};$
- $t_{\text{durata_giorno_B}} \cong 14 \text{ [h]}.$

Come è già stato anticipato nel precedente capitolo, si sceglie di utilizzare dei moduli fotovoltaici al **Silicio policristallino** caratterizzati da un'efficienza di conversione pari a $\eta_{\text{Si_poli}} = 17,6\%$.

La potenza totale erogata dai pannelli solari viene calcolata attraverso la seguente equazione:

$$P_{\text{erogata_B}}^I = \frac{R_{\text{ggmm}_B}}{t_{\text{durata_giorno_B}}} \times S^I \times \eta_{\text{Si_poli}} \times \eta_{\text{curvatura}} = \mathbf{443,85 \text{ [W]}}$$

Dal momento che anche in questo caso $P_{\text{erogata_B}}^I < P_{R_{\text{pannelli}}}^I$, è necessario usufruire anche dell'energia accumulata nelle batterie per soddisfare la richiesta di potenza da parte del motore elettrico durante la fase di volo livellato.

La potenza effettivamente richiesta alle batterie per l'alimentazione del sistema propulsivo durante la fase di volo livellato può essere stimata anche in questo caso tramite la seguente equazione:

$$P_{R_{\text{batterie_effettiva_B}}}^I = P_{R_{\text{pannelli}}}^I - P_{\text{erogata_B}}^I \times \eta_{\text{MPPT}} \times \eta_{\text{driver}} = \mathbf{3354,45 \text{ [W]}}$$

⁵ Il pedice “B” indica che si sta considerando la condizione di “BEST CASE”.

L'energia che è necessario accumulare nelle batterie per affrontare la fase di volo livellato in condizioni di "BEST CASE" è pari a:

$$E_{R_{batterie_level_B}}^I = \frac{P_{R_{batterie_effettiva_B}}^I \times t_{RICHIESTO}}{\eta_{scarica}} = \frac{3354,45 \times 0,33}{0,95} [\text{Wh}] \cong \mathbf{1177 [\text{Wh}]}$$

La massa totale delle batterie assume quindi il seguente valore:

$$m_{batterie_level_B}^I = \frac{E_{R_{batterie_level_B}}^I}{\text{Densità di energia}} = \frac{1177}{220} [\text{kg}] = \mathbf{5,35 [\text{kg}]}$$

La potenza erogata dai moduli solari che viene effettivamente destinata alle batterie può essere stimata come segue:

$$P_{destinata_batterie_B}^I = P_{erogata_B}^I - P_{avionica} = (443,85 - 20) [\text{W}] = \mathbf{423,85 [\text{W}]}$$

Se, come nel caso precedente, si ipotizza di effettuare un volo della durata totale di **3 [h]**, le batterie possono essere ricaricate attraverso la potenza fornita dai pannelli fotovoltaici per un tempo $t_{UNPOWERED} = 2 \text{ [h]} 40 \text{ [min]} = \mathbf{2,66 [\text{h}]}$, durante il quale la quantità di energia che si riesce a caricare viene valutata attraverso la seguente espressione:

$$E_{ricaricata_volo_B}^I = P_{destinata_batterie_B}^I \times t_{UNPOWERED} \times \eta_{MPPT} \times \eta_{charger} \times \eta_{carica} = \mathbf{1031,23 [\text{Wh}]}$$

La parte di energia che rimane quindi da ricaricare una volta atterrati risulta essere pari a:

$$E_{ricarica_terra_B}^I = E_{R_{batterie_level_B}}^I - E_{ricaricata_volo_B}^I = \mathbf{145,77 [\text{Wh}]}$$

Il tempo necessario al completamento della ricarica assume quindi il seguente valore:

$$t_{ricarica_terra_B}^I = \frac{E_{ricarica_terra_B}^I}{P_{erogata_B}^I \times \eta_{MPPT} \times \eta_{charger} \times \eta_{carica}} = 0,36 \text{ [h]} = \mathbf{22 [\text{min}]}$$

Come si è già potuto constatare per il caso precedente, in quest'ultima equazione è stata utilizzata la potenza totale erogata dai pannelli fotovoltaici $P_{erogata_B}^I$, dato che una volta a terra non è più necessario alimentare l'elettronica di bordo e tutta la potenza prodotta può essere destinata alla ricarica degli accumulatori.

Prima di passare alla trattazione delle manovre di decollo e di salita in quota risulta necessario precisare che, per quanto riguarda la fase di volo livellato, si è scelto di procedere tenendo in considerazione solo i risultati ottenuti in relazione al caso di volo invernale o "**WORST CASE**", dal momento che consentono di lavorare con un **marginе di sicurezza maggiore**.

In questo modo la fattibilità del volo è assicurata non solo in condizioni di irraggiamento solare sfavorevole, ma ovviamente anche in corrispondenza del periodo estivo, durante il quale, registrandosi intensità di radiazione giornaliera più elevate, i moduli solari saranno in grado di erogare una potenza maggiore e quindi il sistema di accumulo di energia risulterà essere leggermente sovradimensionato.

3.6.2 Fase di decollo

Si passa ora al calcolo della potenza in gioco durante la manovra di decollo.

Prima di tutto risulta necessario precisare che è stato ipotizzato che durante questa fase il motore venga alimentato solo attraverso l'energia erogata dalle batterie, in maniera tale da lavorare con un **margin di sicurezza maggiore** e preferendo rischiare di ottenere una configurazione finale degli accumulatori leggermente sovradimensionata piuttosto che non riuscire a fornire al motore la potenza necessaria ad affrontare questa delicata manovra.

In questo paragrafo vengono esposti solamente la procedura di calcolo utilizzata ed i risultati ottenuti, dal momento che l'aspetto teorico è già stato affrontato nella sezione dedicata alla meccanica del volo.

Dato che tra i requisiti che sono stati posti all'inizio di questa trattazione non figura nessuna particolare restrizione per quanto riguarda la distanza massima necessaria al decollo o la lunghezza massima a disposizione della pista, si è scelto di ipotizzare il valore della distanza totale che l'aeromobile deve coprire durante la fase di decollo, in maniera tale da poter calcolare il rapporto **T/W** necessario ad affrontare questo tipo di manovra.

La distanza massima (orizzontale) percorsa dal velivolo durante la fase di decollo risulta quindi essere pari a:

$$L_{TOT,TakeOff} = S_g + S_{TR} + S_C = \mathbf{500 [m]}$$

Come è già stato anticipato nel precedente capitolo, il valore del massimo coefficiente di portanza dell'ala risulta essere diverso da quello calcolato al paragrafo 3.3, dal momento che questa manovra viene affrontata sfruttando il contributo degli ipersostentatori di cui è dotato l'aeromobile. Durante il decollo i flaps vengono infatti parzialmente estesi e deflessi di un angolo pari a circa **20°**, allo scopo di aumentare la portanza esercitata dalle ali e vincere quindi la forza peso che attira l'aereo verso il suolo opponendosi al decollo.

Il valore assunto dal massimo coefficiente di portanza dell'ala in fase di decollo può quindi essere calcolato nella seguente maniera:

$$C_{L,MAX} = 0,9 \times C_{l,MAX} = 0,9 \times (C_{l,MAX_{airfoil}} + \Delta C_{l,MAX_{takeoff}}) = 0,9 \times (1,9835 + 0,5) = \mathbf{2,24}$$

dove:

- $C_{l,MAX_{airfoil}} = \mathbf{1,9835}$ è il valore del massimo coefficiente di lift del profilo alare selezionato, valutato in corrispondenza della condizione di stallo ($\alpha = \mathbf{17,5^\circ}$);
- $\Delta C_{l,MAX_{takeoff}} = \mathbf{0,5}$ rappresenta l'incremento del coefficiente di lift ottenuto grazie all'utilizzo degli ipersostentatori.

Di conseguenza anche la velocità di stallo risulta essere diversa da quella calcolata per la fase di volo livellato ed assume il seguente valore:

$$V_{stallo_{s.l.m.}} = \sqrt{\frac{W}{S} \times \frac{2}{\rho_{s.l.m.} \times C_{L,MAX}}} = \sqrt{343 \times \frac{2}{1,225 \times 2,24}} [m/s] = \mathbf{15,81 [m/s]} = \mathbf{56,92 [km/h]}$$

Si fa notare che in questo caso, come valore di densità atmosferica, è stato scelto $\rho_{s.l.m.} = 1,225 \text{ [kg/m}^3\text{]}$, cioè quello che si registra al livello del mare, dal momento che la velocità di stallo in questione è valutata in corrispondenza della manovra di decollo, la quale per l'appunto ha luogo a livello del suolo.

A questo punto può prendere forma la vera e propria procedura di dimensionamento della fase di decollo.

La prima parte della manovra è costituita dal **rullaggio a terra**, la cui lunghezza caratteristica può essere stimata approssimativamente utilizzando la formula semplificata presentata nel paragrafo 2.2.3 e qui di seguito riproposta:

$$S_g = \frac{1,21 \times (W/S)}{g \times \rho_{s.l.m.} \times C_{L,max} \times (T/W)}$$

Dato che in questa equazione risultano esserci due incognite, cioè la lunghezza S_g ed il rapporto spinta/peso (T/W) , si procede sfruttando la conoscenza della distanza totale percorsa dall'aeromobile e calcolando la lunghezza dei restanti due tratti che compongono la manovra, cioè quello di transizione e quello di superamento dell'ostacolo di altezza $h_{OB} = 15 \text{ [m]}$.

In questo modo può essere facilmente determinato il valore della distanza di rullaggio a terra S_g e, di conseguenza, quello della potenza che il motore deve essere in grado di fornire per affrontare la prima fase del decollo.

Per quanto riguarda il **segmento di transizione**, esso è legato principalmente al valore assunto da due parametri, cioè il raggio di raccordo R_{TR} e l'angolo di ascesa γ_{climb} .

Utilizzando le informazioni riportate nel sopraccitato paragrafo 2.2.3 si può calcolare il valore assunto dal raggio di raccordo come segue:

$$R_{TR} = \frac{V_{TR}^2}{g \times (n - 1)} = \frac{(1,15 \times V_{stallo_{s.l.m.}})^2}{9,80665 \times (1,2 - 1)} = 0,674 \times V_{stallo_{s.l.m.}}^2 = 168,54 \text{ [m]}$$

dove:

- $V_{TR} = 1,15 \times V_{stallo_{s.l.m.}} = 18,18 \text{ [m/s]}$ è la velocità media a cui viaggia il velivolo durante la manovra di transizione;
- $n = 1,2$ è il fattore di carico che esprime l'accelerazione verticale media a cui è sottoposto il velivolo durante questo tratto della manovra.

Per valutare l'angolo di ascesa γ_{climb} devono essere chiamate in causa le relazioni che descrivono l'ultimo tratto del decollo, cioè quello relativo al superamento di un ostacolo di altezza pari ad h_{OB} .

Se infatti si suppone di affrontare quest'ultima fase ad una velocità media di avanzamento pari a $V_C = 1,2 \times V_{stallo_{s.l.m.}} = 18,97 \text{ [m/s]}$ e si associa alla velocità verticale il valore del rateo di salita $\dot{r} = (R/C) = 2,5 \text{ [m/s]}$ imposto come requisito iniziale, si può stimare l'angolo di salita richiesto come segue:

$$(R/C)_{s.l.m.} = \dot{r} = V_C \times \sin \gamma_{climb}$$

$$\gamma_{\text{climb}} = \sin^{-1} \left(\frac{(R/C)_{\text{s.l.m.}}}{V_c} \right) = \sin^{-1} \left(\frac{2,5}{18,97} \right) = 7,57^\circ$$

La quota guadagnata dall'aeromobile durante il tratto di raccordo e la distanza percorsa durante il segmento di transizione possono quindi essere valutate nel modo seguente:

$$h_{\text{TR}} = (1 - \cos \gamma_{\text{climb}}) \times R_{\text{TR}} = (1 - \cos 7,57^\circ) \times 168,54 \text{ [m]} = 1,47 \text{ [m]}$$

$$S_{\text{TR}} = \sqrt{R_{\text{TR}}^2 - (R_{\text{TR}} - h_{\text{TR}})^2} = \sqrt{168,54^2 - (168,54 - 1,47)^2} \text{ [m]} = 22,21 \text{ [m]}$$

Attraverso il valore dell'angolo di salita γ_{climb} appena ricavato può essere stimato anche il rapporto spinta/peso necessario $(T/W)_c$ ad affrontare l'ultimo tratto della fase di decollo:

$$\sin \gamma_{\text{climb}} \cong \left(\frac{T}{W} \right)_c - \left(\frac{L}{D} \right)_c$$

dove $(L/D)_c$ è l'efficienza aerodinamica in fase di raccordo, la quale è diversa da quella calcolata in condizioni di crociera, dal momento che il coefficiente di portanza medio dell'ala durante questo tratto di volo è pari a circa il **90%** del massimo coefficiente di lift che si ottiene con i flaps in assetto da decollo (**20°** di deflessione).

Il valore assunto dall'efficienza viene quindi determinato nella seguente maniera:

$$C_L = 0,9 \times C_{L,\text{MAX}} = 0,9 \times 2,24 = 2,02$$

$$C_D = C_{D,0} + K \times C_L^2 = 0,0134 + 0,0342 \times 2,02^2 = 0,152$$

$$\left(\frac{C_L}{C_D} \right)_c = \left(\frac{L}{D} \right)_c = 13,3$$

Il rapporto spinta/peso richiesto risulta quindi essere pari a:

$$\left(\frac{T}{W} \right)_c \cong \sin \gamma_{\text{climb}} + \frac{1}{(L/D)_c} = \sin 7,57^\circ + \frac{1}{13,3} = 0,207$$

La distanza orizzontale percorsa dal velivolo durante questo ultimo segmento di decollo è valutata attraverso la seguente espressione:

$$S_c = \frac{h_{\text{OB}} - h_{\text{TR}}}{\tan \gamma_{\text{climb}}} = \frac{15 - 1,47}{\tan 7,57^\circ} \text{ [m]} = 101,8 \text{ [m]}$$

A questo punto possono essere finalmente calcolati i valori corrispondenti alla lunghezza del tratto di rullaggio a terra ed al rapporto spinta/peso richiesto per portare a termine questa prima fase del decollo:

$$S_g = L_{\text{TOT,TakeOff}} - S_{\text{TR}} - S_c = (500 - 22,21 - 101,8) \text{ [m]} = 376 \text{ [m]}$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{GR} = \frac{1,21 \times (W/S)}{g \times \rho_{s.l.m.} \times C_{L,MAX} \times S_g} = \frac{1,21 \times 343}{9,80665 \times 1,225 \times 2,24 \times 376} = \mathbf{0,041}$$

A partire da questo risultato si procede con il calcolo della potenza richiesta per affrontare ognuno dei tre segmenti che compongono la manovra di decollo.

Per quanto concerne la fase di rullaggio a terra, la potenza richiesta risulta essere equivalente a:

$$P_{RGR}^I = \left(\frac{T}{W}\right)_{GR} \times W_0^I \times 0,7 \times V_{TO} = 0,041 \times 2097,68 \times 0,7 \times 1,1 \times 15,81 \text{ [W]} = \mathbf{1046,68 \text{ [W]}}$$

In realtà la potenza che il sistema propulsivo deve erogare risulta essere maggiore, dal momento che il funzionamento di questo apparato è caratterizzato da alcune perdite, le quali si traducono ovviamente in un valore di efficienza complessiva diverso dal **100%** ed alla richiesta di una potenza pari a:

$$P_{RGR}^I = \eta_{sist_prop} \times P_{Rmotore_GR}^I \rightarrow P_{Rmotore_GR}^I = \frac{P_{RGR}^I}{\eta_{sist_prop}} = \frac{1046,68}{0,8} \text{ [W]} = \mathbf{1308,35 \text{ [W]}}$$

Dato che durante questa fase di volo il motore viene alimentato solamente attraverso l'energia stivata negli accumulatori, a partire dal risultato appena ottenuto vengono stimate la potenza totale richiesta alle batterie e la quantità di energia che di conseguenza risulta necessario accumulare:

$$P_{Rbatterie_GR}^I = \frac{P_{Rmotore_GR}^I}{\eta_{charger} \times \eta_{driver}} = \frac{1308,35}{0,98 \times 0,98} \text{ [W]} = \mathbf{1362,3 \text{ [W]}}$$

$$t_{RICHIESTO_GR} = \frac{S_g}{0,7 \times V_{TO}} = \frac{376}{0,7 \times 1,1 \times 15,81} \text{ [s]} = \mathbf{30,9 \text{ [s]} = 0,0086 \text{ [h]}}$$

$$E_{Rbatterie_GR}^I = \frac{P_{Rbatterie_GR}^I \times t_{RICHIESTO_GR}}{\eta_{scarica}} = \frac{1362,3 \times 0,0086}{0,95} \text{ [Wh]} = \mathbf{12,33 \text{ [Wh]}}$$

dove $t_{RICHIESTO_GR} = \mathbf{0,0086 \text{ [h]}}$ indica la durata della fase di rullaggio a terra, calcolata come il rapporto tra la distanza percorsa e la velocità media di avanzamento del velivolo lungo questo tratto.

L'incremento di massa delle batterie legato alla fase di rullaggio a terra assume quindi il seguente valore:

$$m_{batterie_GR}^I = \frac{E_{Rbatterie_GR}^I}{\text{Densità di energia}} = \frac{12,33}{220} \text{ [kg]} \cong \mathbf{56 \text{ [g]} = 0,056 \text{ [kg]}}$$

Per quanto riguarda i **due restanti tratti**, dal momento che il segmento di transizione risulta avere una lunghezza trascurabile rispetto a quello di superamento dell'ostacolo, si procede unendo queste due fasi ed utilizzando per entrambe il rapporto spinta/peso $(T/W)_C$ precedentemente valutato.

Si ipotizza inoltre che l'aeromobile percorra questi due tratti con una velocità media pari a $V_{TR+C_media} = \mathbf{1,15 \times V_{stallo_{s.l.m.}}$ (è infatti quella media tra i due segmenti di volo).

La potenza richiesta per sostenere le fasi di transizione e di superamento dell'ostacolo risulta essere equivalente a:

$$P_{R_{TR+C}}^I = \left(\frac{T}{W}\right)_C \times W_0^I \times V_{TR+C_{media}} = 0,207 \times 2097,68 \times 1,15 \times 15,81 [W] = \mathbf{7894,77 [W]}$$

Anche in questo caso la potenza che in realtà l'apparato propulsivo deve erogare risulta essere maggiore, dal momento che il suo rendimento è inferiore al **100%** a causa delle inevitabili perdite legate al suo funzionamento. Essa viene quindi stimata nel modo seguente:

$$P_{R_{motore_TR+C}}^I = \frac{P_{R_{TR+C}}^I}{\eta_{sist_prop}} = \frac{7894,77}{0,8} [W] = \mathbf{9868,46 [W]}$$

Anche durante queste ultime due fasi della manovra di decollo il motore viene alimentato solo attraverso la potenza erogata dagli accumulatori, la quale si attesta attorno al seguente valore:

$$P_{R_{batterie_TR+C}}^I = \frac{P_{R_{motore_TR+C}}^I}{\eta_{charger} \times \eta_{driver}} = \frac{9868,46}{0,98 \times 0,98} [W] = \mathbf{10275,36 [W]}$$

La quantità di energia che di conseguenza è necessario stivare nelle batterie ed il relativo incremento di massa vengono valutati attraverso le seguenti equazioni:

$$V_{TR+C_{orizz}} = V_{TR+C_{media}} \times \cos \gamma_{climb} = (1,15 \times 15,81 \times \cos 7,57^\circ) [m/s] = \mathbf{18,02 [m/s]}$$

$$t_{RICHIESTO_{TR+C}} = \frac{S_{TR} + S_C}{V_{TR+C_{orizz}}} = \frac{22,21 + 101,8}{18,02} [s] = 6,88 [s] = \mathbf{0,0019 [h]}$$

$$E_{R_{batterie_TR+C}}^I = \frac{P_{R_{batterie_TR+C}}^I \times t_{RICHIESTO_{TR+C}}}{\eta_{scarica}} = \frac{10275,36 \times 0,0019}{0,95} [Wh] = \mathbf{20,6 [Wh]}$$

$$m_{batterie_TR+C}^I = \frac{E_{R_{batterie_TR+C}}^I}{\text{Densità di energia}} = \frac{20,6}{220} [kg] = 0,0936 [kg] \cong \mathbf{100 [g]}$$

Dato che in fase di dimensionamento concettuale si preferisce sovradimensionare leggermente il velivolo piuttosto che rischiare di non generare la quantità di potenza necessaria ad alimentare il sistema propulsivo, la manovra di salita in quota successiva alla fase di decollo non sarà fatta iniziare a partire dai **15 [m]** di altitudine (relativi all'ultimo tratto di decollo dedicato al superamento di un ostacolo), ma a partire dal suolo (cioè **h** \cong **0**), in modo tale da comprendere nella procedura di calcolo anche gli ultimi due segmenti del decollo.

In questo modo, visto che la massa delle batterie ottenuta a seguito del dimensionamento di questi due tratti risulta essere molto ridotta, sarà possibile sovradimensionare lievemente il sistema di accumulo e lavorare con un margine di sicurezza maggiore. A questo scopo, nell'effettuare la stima della massa totale di secondo tentativo, saranno inoltre aggiunti dei margini di errore (\cong **10** ÷ **20%**).

3.6.3 Fase di salita in quota (Steady Climbing Flight)

Si passa ora alla trattazione della fase successiva alla manovra di decollo, cioè quella di salita in quota. Si suppone che essa inizi al termine del terzo tratto del decollo, cioè al termine del segmento S_C relativo al superamento dell'ostacolo di altezza h_{OB} .

Come si è già potuto constatare attraverso la trattazione delle due precedenti fasi di volo, lo scopo principale di questa procedura di calcolo è quello di riuscire a stimare la potenza che il sistema propulsivo e a sua volta quello di accumulo di energia devono essere in grado di fornire per affrontare questa particolare manovra.

Questo obiettivo può essere raggiunto grazie ad uno dei requisiti che sono stati posti all'inizio del dimensionamento, cioè quello relativo al rateo di salita, il quale deve assumere il seguente valore:

$$\dot{r} = (R/C) = 2,5 \text{ [m/s]}$$

Nel paragrafo 2.2.4 del precedente capitolo è già stato dimostrato che la velocità di avanzamento che permette di ottenere il maggior rateo di salita è quella corrispondente alla condizione di minima potenza richiesta P_{Rmin} e sono già state discusse le motivazioni per cui si procede scegliendo di volare in queste condizioni.

A questo punto ciò che resta da fare è ipotizzare che il massimo rateo di salita assuma come valore quello assegnato a questa grandezza come requisito iniziale, cioè più semplicemente:

$$(R/C)_{MAX} = \dot{r} = (R/C) = 2,5 \text{ [m/s]}$$

Prima di procedere con la determinazione della potenza richiesta all'apparato propulsivo è necessario però specificare le ipotesi sotto cui è stata svolta questa parte di lavoro.

Dal momento che all'aumentare della quota di volo (e quindi al diminuire della densità atmosferica ρ_∞), a parità di velocità di avanzamento, la potenza richiesta al motore aumenta, per assicurarsi che durante tutta la fase di ascesa sia mantenuto costante il valore del rateo di salita, si decide di dimensionare il sistema alla quota finale di crociera, cioè ad $h_{VOLO} = 1500 \text{ [m]}$ e $\rho_\infty = \rho_{1500m} \cong 1,0586 \text{ [kg/m}^3\text{]}$. In questo modo si potrà lavorare con un **maggiore margine di sicurezza**, garantendo un valore del rateo di salita a livello del mare pari o addirittura $> 2,5 \text{ [m/s]}$.

Inoltre questa stima potrà anche essere impiegata nel caso in cui si rendesse necessario calcolare la quantità di potenza (e di conseguenza di energia da stivare nelle batterie) necessaria ad effettuare eventuali manovre di salita a partire dalla quota di volo di crociera (magari in caso di completa assenza di correnti termiche ascensionali di intensità adeguata).

La velocità verticale di salita in condizioni di minima potenza richiesta può quindi essere determinata attraverso la seguente equazione: (32)

$$(R/C)_{MAX} = \frac{\eta_{sist_prop} \times P_{RCLIMB}}{W_0} - \sqrt{\frac{2}{\rho} \times \sqrt{\frac{K}{3 \times C_{D,0}} \times \frac{W}{S}} \times \frac{1,155}{(L/D)_{MAX}}}$$

dove:

- P_{RCLIMB}^I rappresenta la potenza richiesta per affrontare la fase di salita in quota ed è l'**incognita** di questa ultima parte di procedura di calcolo;
- $V_{\infty Pmin} = \sqrt{\frac{2}{\rho} \times \sqrt{\frac{K}{3 \times C_{D,0}}} \times \frac{W}{S}} = \sqrt{\frac{W}{S} \times \frac{2}{\rho_{\infty} \times C_{LPmin}}}$ è la velocità di volo in corrispondenza della quale si verifica la condizione di minima potenza richiesta. Il valore corrispondente a questa velocità di avanzamento è già stato calcolato nel paragrafo 3.5 dedicato alla definizione delle prestazioni del velivolo in condizioni di minima potenza richiesta ed è pari a $V_{\infty Pmin} = 23,77$ [m/s];
- $(L/D)_{MAX}$ rappresenta l'efficienza aerodinamica valutata in condizioni di massima efficienza. Questo parametro è già stato calcolato nel paragrafo 3.4 ed assume il seguente valore $(L/D)_{MAX} = (L/D)_{Emax} = 23,36$.

Come si può facilmente notare, i valori assunti dalla velocità di avanzamento e dall'efficienza aerodinamica nella precedente equazione sono gli stessi che sono stati valutati in condizioni di crociera. Non c'è nulla di cui stupirsi dal momento che, come è già stato anticipato, si sta lavorando considerando la stessa quota di dimensionamento utilizzata per modellare la fase di volo livellato.

Rielaborando la precedente relazione si può esprimere la potenza richiesta in funzione del massimo rateo di salita e dei parametri prestazionali sopraccitati:

$$\eta_{sist_prop} \times P_{RCLIMB}^I = W_0^I \times \left((R/C)_{MAX} + \sqrt{\frac{2}{\rho} \times \sqrt{\frac{K}{3 \times C_{D,0}}} \times \frac{W}{S} \times \frac{1,155}{(L/D)_{MAX}}} \right)$$

L'effettiva potenza che l'apparato propulsivo deve essere in grado di generare è quindi pari a:

$$P_{Rmotore_CLIMB}^I = \frac{P_{RCLIMB}^I}{\eta_{sist_prop}} = \frac{2097,68 \times (2,5 + 1,18)}{0,8} \text{ [W]} = 9649,33 \text{ [W]}$$

Anche durante questa fase di volo si ipotizza che il motore venga alimentato solo attraverso l'energia erogata dalle batterie, in maniera tale da lavorare con un **marginie di sicurezza maggiore** e preferendo rischiare di ottenere una configurazione finale degli accumulatori leggermente sovradimensionata piuttosto che non riuscire a fornire al motore la potenza necessaria ad affrontare questa manovra.

La potenza richiesta alle batterie per l'alimentazione del sistema propulsivo risulta quindi essere:

$$P_{Rbatterie_CLIMB}^I = \frac{P_{Rmotore_CLIMB}^I}{\eta_{charger} \times \eta_{driver}} = \frac{9649,33}{0,98 \times 0,98} \text{ [W]} = 10047,2 \text{ [W]}$$

Si può infine calcolare la quantità di energia che è necessario accumulare nelle batterie per portare a termine questa fase di volo ed il relativo incremento di massa: (31)

$$t_{\text{RICHIESTO_CLIMB}} = \frac{dh}{(R/C)_{\text{MAX}}} = \frac{1500 - 0}{2,5} \text{ [s]} = \frac{1500}{2,5} \text{ [s]} = 600 \text{ [s]} = 10 \text{ [min]} = \mathbf{0,1\bar{6} \text{ [h]}}$$

$$E_{\text{Rbatterie_CLIMB}}^{\text{I}} = \frac{P_{\text{Rbatterie_CLIMB}}^{\text{I}} \times t_{\text{RICHIESTO_CLIMB}}}{\eta_{\text{scarica}}} = \frac{10047,2 \times 0,1\bar{6}}{0,95} = \mathbf{1762,6 \text{ [Wh]}}$$

$$m_{\text{batterie_CLIMB}}^{\text{I}} = \frac{E_{\text{Rbatterie_CLIMB}}^{\text{I}}}{\text{Densità di energia}} = \frac{1762,6}{220} \text{ [kg]} = \mathbf{8,01 \text{ [kg]}}$$

dove $t_{\text{RICHIESTO_CLIMB}} = \mathbf{0,1\bar{6} \text{ [h]}}$ rappresenta il tempo che il velivolo impiega per salire fino alla quota di dimensionamento ($h_{\text{VOLO}} = \mathbf{1500 \text{ [m]}}$) a partire dal suolo ($h \cong \mathbf{0}$) ed è quindi calcolato attraverso il rapporto tra la quota acquisita e la velocità verticale di salita $dh/(R/C)_{\text{MAX}}$.

Si può concludere questa sezione dedicata alla determinazione della configurazione di primo tentativo dell'aeromobile facendo delle stime approssimative di quello che risulta essere il tempo necessario, **una volta a terra**, a ricaricare nelle batterie l'energia richiesta per affrontare le **sole due fasi di decollo e salita** in quota (**DEC+CLIMB**).

Vengono proposti i risultati ottenuti sia nel caso di volo invernale o "**WORST CASE**" che nel caso di volo estivo o "**BEST CASE**" in modo da rendere possibile il confronto tra le prestazioni dei moduli fotovoltaici nelle due diverse condizioni di irraggiamento solare.

"WORST CASE"

- $R_{\text{ggmm}_W}^6 = 1,5 \text{ [kWh/m}^2\text{]};$
- $t_{\text{durata_giorno}_W} \cong 8,5 \text{ [h]} = 8 \text{ [h]} 30 \text{ [min]};$
- $\eta_{\text{Si_poli}} = 17,6\%;$
- $P_{\text{erogata}_W}^{\text{I}} = 171,07 \text{ [W]}.$

$$t_{\text{RICARICA_DEC+CLIMB}_W}^{\text{I}} = \frac{(E_{\text{Rbatterie_GR}}^{\text{I}} + E_{\text{Rbatterie_TR+C}}^{\text{I}} + E_{\text{Rbatterie_CLIMB}}^{\text{I}})}{P_{\text{erogata}_W}^{\text{I}} \times \eta_{\text{MPPT}} \times \eta_{\text{charger}} \times \eta_{\text{carica}}} = \mathbf{11,5 \text{ [h]}}$$

dove $t_{\text{RICARICA_DEC+CLIMB}_W}^{\text{I}}$ rappresenta il tempo necessario, **una volta a terra**, al completamento della ricarica degli accumulatori sfruttando la potenza erogata dai moduli solari.

⁶ Il pedice "W" indica che si sta considerando la condizione di "**WORST CASE**".

“BEST CASE”

- $R_{gmm_B}^7 = 6,41 \text{ [kWh/m}^2\text{]};$
- $t_{durata_giorno_B} \cong 14 \text{ [h]};$
- $\eta_{Si_poli} = 17,6\%;$
- $P_{erogata_B}^I = 443,85 \text{ [W]}.$

$$t_{RICARICA_{DEC+CLIMB_B}}^I = \frac{(E_{Rbatterie_GR}^I + E_{Rbatterie_TR+C}^I + E_{Rbatterie_CLIMB}^I)}{P_{erogata_B}^I \times \eta_{MPPT} \times \eta_{charger} \times \eta_{carica}} = 4,43 \text{ [h]}$$

dove $t_{RICARICA_{DEC+CLIMB_B}}^I$ rappresenta il tempo necessario, **una volta a terra**, al completamento della ricarica degli accumulatori sfruttando la potenza erogata dai moduli solari.

3.6.4 Configurazione di primo tentativo: principali risultati ottenuti

Dal momento che la procedura di calcolo esposta nei precedenti paragrafi risulta essere abbastanza lunga e complessa, prima di passare al calcolo della massa totale di secondo tentativo, risulta necessario presentare un breve riepilogo in forma tabellare dei risultati più importanti ed utili che sono stati ottenuti durante questa prima parte del dimensionamento.

W_0^I	2097,68 [N]
m_0^I	214 [kg]
S^I	6,12 [m²]
b^I	8,18 [m]
$P_{Rmotore_level}^I$	3631 [W]
$P_{Rmotore_GR}^I$	1308,35 [W]
$P_{Rmotore_TR+C}^I$	9868,46 [W]
$P_{Rmotore_CLIMB}^I$	9649,33 [W]
$E_{Rbatterie_level_W}^I$	1268,92 [Wh]
$E_{Rbatterie_GR}^I$	12,33 [Wh]
$E_{Rbatterie_TR+C}^I$	20,6 [Wh]
$E_{Rbatterie_CLIMB}^I$	1762,6 [Wh]
E_{RTOT}^I	3064,52 [Wh]
$m_{batterie_level_W}^I$	5,77 [kg]
$m_{batterie_GR}^I$	0,056 [kg]
$m_{batterie_TR+C}^I$	0,094 [kg]
$m_{batterie_CLIMB}^I$	8,01 [kg]
$m_{batterie_TOT}^I$	13,93 [kg]

Tabella 3.1 Riepilogo dei risultati ottenuti per quanto riguarda la configurazione di primo tentativo

⁷ Il pedice “B” indica che si sta considerando la condizione di “BEST CASE”.

3.7 Calcolo della massa totale di secondo tentativo

A partire dai risultati ottenuti nella prima parte di questo capitolo si procede con la stima della massa totale assunta dall'aeromobile attraverso i modelli che sono stati proposti ed ampiamente analizzati nel precedente capitolo.

La **massa totale** del velivolo è data dalla somma dei seguenti contributi:

$$m_0^{\text{II}} = m_{\text{airframe}}^{\text{I}} + m_{\text{sist_prop}}^{\text{I}} + m_{\text{batterie}}^{\text{I}} + m_{\text{pannelli}}^{\text{I}} + m_{\text{MPPT}}^{\text{I}} + m_{\text{tot_landing_gear}}^{\text{I}} + m_{\text{fixed}}$$

dove $m_{\text{fixed}} = m_{\text{pilota}} + m_{\text{avionica+strumentazione}} + m_{\text{paracadute}} + m_{\text{ulteriori_equip}}$ rappresenta la massa fissa del motoaliante, la quale è già stata descritta nel paragrafo 2.7 del precedente capitolo.

Si fa notare che nell'effettuare alcune stime sono stati aggiunti dei **margini di sicurezza**, in maniera tale da tenere in considerazione il fatto che il dimensionamento è stato svolto sotto diverse ipotesi ed utilizzando alcune formule semplificate o approssimate. Come è già stato precisato in più occasioni, in fase di dimensionamento concettuale si preferisce sovradimensionare leggermente il velivolo piuttosto che rischiare di non generare la quantità di potenza necessaria ad alimentare il sistema propulsivo.

Si passa ora al calcolo dei singoli contributi.

AIRFRAME:

$$m_{\text{airframe}}^{\text{I}} = \frac{5,58 \times S^{1,59} \times AR^{0,71}}{g} = 55,43 \text{ [kg]} \rightarrow \text{margine di sicurezza del } 10\% \rightarrow \mathbf{60,97 \text{ [kg]}}$$

SISTEMA PROPULSIVO:

$$m_{\text{sist_prop}}^{\text{I}} = \left(W/P_{\text{motore}} + W/P_{\text{gearbox}} + W/P_{\text{control_electronics}} + W/P_{\text{propeller}} \right) \times P_{\text{Rmotore}}^{\text{I}}$$

dove $P_{\text{Rmotore}}^{\text{I}}$ indica la potenza massima che il motore deve essere in grado di generare.

Dal momento che, grazie ai risultati ottenuti a seguito della procedura di calcolo precedentemente svolta, si è potuto constatare che il motore deve erogare una potenza almeno pari a quella massima richiesta durante il volo, cioè $P_{\text{Rmotore}}^{\text{I}} \geq P_{\text{Rmotore_TR+C}}^{\text{I}} = \mathbf{9868,46 \text{ [W]}}$, si procede assumendo che il motore debba erogare una potenza pari ad almeno **10 [kW]**.

Utilizzando un margine di sicurezza pari al **20%** si ottiene il seguente risultato:

$$P_{\text{Rmotore}}^{\text{I}} = 1,2 \times 10 \text{ [kW]} = \mathbf{12 \text{ [kW]}}$$

$$m_{\text{sist_prop}}^{\text{I}} = (0,33 + 0,2 + 0,03 + 0,25) \times 12 \text{ [kW]} = \mathbf{9,72 \text{ [kg]}}$$

BATTERIE:

$$E_{R_{TOT}}^I = 3064,52 \text{ [Wh]} \rightarrow \text{margine di sicurezza del } 20\% \rightarrow 3677,42 \text{ [Wh]}$$

$$m_{batterie_{TOT}}^I = \frac{E_{R_{TOT}}^I}{\text{Densità di energia}} = \frac{3677,42}{220} \text{ [kg]} = 16,72 \text{ [kg]} \cong 17 \text{ [kg]}$$

Dal momento che l'energia totale da stivare negli accumulatori è stata aumentata del **20%** in maniera da **lavorare più a favore di sicurezza**, anche la massa totale delle batterie risulterà maggiorata della medesima percentuale.

PANNELLI SOLARI:

$$m_{pannelli}^I = R_{moduli_{FV}} \times S^I = 0,8854 \times 6,12 \text{ [kg]} = 5,42 \text{ [kg]} \rightarrow \text{margine del } 20\% \rightarrow 6,5 \text{ [kg]}$$

INVERTER MPPT:

$$m_{MPPT}^I = \frac{W}{P_{MPPT}} \times P_{erogata_B}^I = 0,4223 \times 443,85 \times 10^{-3} \text{ [kg]} = 0,187 \text{ [kg]}$$

dove per effettuare il dimensionamento è stata selezionata $P_{erogata_B}^I$, dal momento che risulta essere la massima potenza erogabile dai moduli fotovoltaici.

CARRELLO DI ATTERRAGGIO:

$$W_{main_landing_gear}^I = 0,06 \times W_0^I = 0,06 \times 2097,68 \text{ [N]} = 125,86 \text{ [N]}$$

$$W_{ruotini}^I = 2 \times 0,03 \times W_{supp_ruotini}^I = 2 \times 0,03 \times 0,1 \times W_0^I = 12,58 \text{ [N]}$$

dove $2 \times$ indica che è previsto l'utilizzo di **due ruotini**, uno di **coda** ed uno di **prua**.

$$m_{tot\,landing_gear}^I = \frac{W_{main_landing_gear}^I + W_{ruotini}^I}{g} = 14,12 \text{ [kg]} \rightarrow \text{margine del } 10\% \rightarrow 15,53 \text{ [kg]}$$

MASSA FISSA:

$$m_{fixed} = m_{pilota} + m_{avionica+strumentazione} + m_{paracadute} + m_{ulteriori_equip} = 95 \text{ [kg]}$$

In conclusione, la massa totale di secondo tentativo assume quindi il seguente valore:

$$m_0^{II} = m_{airfr}^I + m_{sist_prop}^I + m_{batt}^I + m_{pann}^I + m_{MPPT}^I + m_{tot\,landing_gear}^I + m_{fixed} = 204,63 \text{ [kg]}$$

$$m_0^{II} \neq m_0^I \rightarrow \Delta m_0 = m_0^{II} - m_0^I = -9,37 \text{ [kg]}$$

$$W_0^{II} = m_0^{II} \times g = 204,63 \times 9,80665 \text{ [N]} = 2006,73 \text{ [N]}$$

3.8 Definizione della configurazione di secondo tentativo: prima iterazione

Dopo aver effettuato la stima della massa totale dell'aeromobile ed aver verificato la sua variazione rispetto al valore di primo tentativo, si può procedere con la determinazione della configurazione di secondo tentativo.

Dal momento che la procedura di calcolo che sarà presentata è la stessa che è stata utilizzata per la definizione della configurazione di primo tentativo, saranno riportate solo le equazioni principali e saranno messi in evidenza i risultati più importanti, in maniera tale da rendere la trattazione meno pesante e di più facile comprensione. In caso di necessità si rimanda al paragrafo 3.6.

3.8.1 Fase di volo livellato (Straight Level Flight)

In primo luogo si procede con la stima della potenza totale richiesta in fase di volo livellato in condizioni di massima efficienza aerodinamica:

$$P_{REmax}^{II} = P_{level(Emax)}^{II} = \frac{W_0^{II}}{(L/D)_{Emax}} \times V_{\infty Emax} = \frac{2006,73}{23,36} \times 32,17 [W] = 2763,55 [W]$$

L'entità della resistenza aerodinamica totale risulta essere la seguente:

$$D^{II} = \frac{P_{REmax}^{II}}{V_{\infty Emax}} = \frac{2763,55}{32,17} [N] = 85,90 [N]$$

Attraverso il prodotto tra l'efficienza ed il drag aerodinamico può essere stimato il valore della portanza:

$$L^{II} = \left(\frac{L}{D}\right)_{Emax} \times D^{II} = 23,36 \times 85,90 [N] = 2006,73 [N]$$

Dall'espressione della portanza può essere facilmente ricavata anche la superficie alare totale di secondo tentativo:

$$S^{II} = \frac{L^{II}}{1/2 \times \rho_{\infty} \times V_{\infty Emax}^2 \times C_{LEmax}} = \frac{2006,73}{0,5 \times 1,0586 \times 32,17^2 \times 0,626} [m^2] = 5,85 [m^2]$$

Grazie alla definizione del rapporto d'aspetto ed alla conoscenza del valore di questo parametro si ricava l'apertura alare di secondo tentativo del motoaliante:

$$AR = 10,94 = \text{costante} \rightarrow b^{II} = \sqrt{AR \times S^{II}} = 8 [m]$$

La potenza richiesta al motore in fase di volo livellato viene determinata nella seguente maniera: (2)

$$P_{R_{motore_level}}^{II} = \frac{P_{REmax}^{II}}{\eta_{sist_prop}} + P_{avionica} = \left(\frac{2763,55}{0,8} + 20\right) [W] = 3474,44 [W]$$

Per quanto concerne invece la potenza richiesta ai pannelli solari ed alle batterie per alimentare il motore elettrico, essa viene espressa nella seguente maniera:

$$P_{R\text{pannelli}}^{\text{II}} = \frac{P_{R\text{motore_level}}^{\text{II}}}{\eta_{\text{MPPT}} \times \eta_{\text{driver}}} = P_{R\text{batterie}}^{\text{II}8} = \frac{P_{R\text{motore_level}}^{\text{II}}}{\eta_{\text{charger}} \times \eta_{\text{driver}}} = \frac{3474,44}{0,98 \times 0,98} [\text{W}] = \mathbf{3617,70 [\text{W}]}$$

Come è già stato precisato nel paragrafo 3.6, verrà considerato solo il caso di volo invernale, in maniera tale da lavorare a favore di sicurezza.

“WORST CASE” o CASO DI VOLO INVERNALE

- $R_{\text{ggmm}_W}^9 = 1,5 [\text{kWh}/\text{m}^2]$;
- $t_{\text{durata_giorno}_W} \cong 8,5 [\text{h}] = 8 [\text{h}] 30 [\text{min}]$;
- $\eta_{\text{Si_poli}} = 17,6\%$.

La potenza totale erogata dai pannelli solari viene calcolata attraverso la seguente equazione:

$$P_{\text{erogata}_W}^{\text{II}} = \frac{R_{\text{ggmm}_W}}{t_{\text{durata_giorno}_W}} \times S^{\text{II}} \times \eta_{\text{Si_poli}} \times \eta_{\text{curvatura}} = \mathbf{163,52 [\text{W}]}$$

La potenza effettivamente richiesta alle batterie per l'alimentazione del sistema propulsivo durante la fase di volo livellato risulta assumere il seguente valore:

$$P_{R\text{batterie_effettiva}_W}^{\text{II}} = P_{R\text{pannelli}}^{\text{II}} - P_{\text{erogata}_W}^{\text{II}} \times \eta_{\text{MPPT}} \times \eta_{\text{driver}} = \mathbf{3460,66 [\text{W}]}$$

L'energia che di conseguenza è necessario accumulare nelle batterie per affrontare la fase di volo livellato è pari a:

$$E_{R\text{batterie_level}_W}^{\text{II}} = \frac{P_{R\text{batterie_effettiva}_W}^{\text{II}} \times t_{\text{RICHIESTO}}}{\eta_{\text{scarica}}} = \frac{3460,66 \times 0,33}{0,95} [\text{Wh}] = \mathbf{1214,27 [\text{Wh}]}$$

dove $t_{\text{RICHIESTO}} = 0,33 [\text{h}]$ indica, come nel caso precedente, il tempo totale di utilizzo del sistema propulsivo durante la fase di volo livellato.

A partire dal precedente risultato può quindi essere valutata la massa totale del sistema di accumulo di energia come segue:

$$m_{\text{batterie_level}_W}^{\text{II}} = \frac{E_{R\text{batterie_level}_W}^{\text{II}}}{\text{Densità di energia}} = \frac{1214,27}{220} [\text{kg}] = \mathbf{5,52 [\text{kg}]}$$

⁸ $P_{R\text{batterie}}^{\text{I}}$ indica la potenza che sarebbe richiesta alle batterie per alimentare il motore elettrico nel caso in cui i pannelli solari non fossero in grado di erogare potenza.

⁹ Il pedice “W” indica che si sta considerando la condizione di “WORST CASE”.

3.8.2 Fase di decollo

Per quanto concerne la fase di rullaggio a terra, la potenza richiesta risulta essere equivalente a:

$$P_{RGR}^{II} = \left(\frac{T}{W}\right)_{GR} \times W_0^{II} \times 0,7 \times V_{TO} = 0,041 \times 2006,73 \times 0,7 \times 1,1 \times 15,81 [W] = \mathbf{1001,60 [W]}$$

La potenza che l'apparato propulsivo deve in realtà erogare risulta essere maggiore e pari a:

$$P_{Rmotore_GR}^{II} = \frac{P_{RGR}^{II}}{\eta_{sist_prop}} = \frac{1001,60}{0,8} [W] = \mathbf{1252 [W]}$$

La potenza totale richiesta alle batterie e la quantità di energia che di conseguenza risulta necessario accumulare vengono valutate attraverso le seguenti equazioni:

$$P_{Rbatterie_GR}^{II} = \frac{P_{Rmotore_GR}^{II}}{\eta_{charger} \times \eta_{driver}} = \frac{1252}{0,98 \times 0,98} [W] = \mathbf{1303,62 [W]}$$

$$E_{Rbatterie_GR}^{II} = \frac{P_{Rbatterie_GR}^{II} \times t_{RICHIESTOGR}}{\eta_{scarica}} = \frac{1303,62 \times 0,0086}{0,95} [Wh] = \mathbf{11,80 [Wh]}$$

A partire da quest'ultimo risultato può essere stimato l'incremento della massa delle batterie legato alla fase di rullaggio a terra:

$$m_{batterie_GR}^{II} = \frac{E_{Rbatterie_GR}^{II}}{\text{Densità di energia}} = \frac{11,80}{220} [kg] \cong \mathbf{53,6 [g]} = \mathbf{0,054 [kg]}$$

La potenza che invece viene richiesta per sostenere le fasi di transizione e di superamento dell'ostacolo risulta essere equivalente a:

$$P_{RTR+C}^{II} = \left(\frac{T}{W}\right)_C \times W_0^{II} \times V_{TR+C_{media}} = 0,207 \times 2006,73 \times 1,15 \times 15,81 [W] = \mathbf{7552,47 [W]}$$

Anche in questo caso la potenza che l'apparato propulsivo deve in realtà erogare risulta essere maggiore e pari a:

$$P_{Rmotore_TR+C}^{II} = \frac{P_{RTR+C}^{II}}{\eta_{sist_prop}} = \frac{7552,47}{0,8} [W] = \mathbf{9440,59 [W]}$$

Di conseguenza gli accumulatori dovranno essere in grado di fornire al motore una potenza pari a:

$$P_{Rbatterie_TR+C}^{II} = \frac{P_{Rmotore_TR+C}^{II}}{\eta_{charger} \times \eta_{driver}} = \frac{9440,59}{0,98 \times 0,98} [W] = \mathbf{9829,85 [W]}$$

La quantità di energia che è necessario stivare nelle batterie per affrontare le ultime due fasi del decollo ed il relativo incremento di massa vengono determinati come segue:

$$E_{R_{batterie_TR+C}}^{II} = \frac{P_{R_{batterie_TR+C}}^{II} \times t_{RICHIESTO_TR+C}}{\eta_{scarica}} = \frac{9829,85 \times 0,0019}{0,95} \text{ [Wh]} = \mathbf{19,66 \text{ [Wh]}}$$

$$m_{batterie_TR+C}^{II} = \frac{E_{R_{batterie_TR+C}}^{II}}{\text{Densità di energia}} = \frac{19,66}{220} \text{ [kg]} = 0,0894 \text{ [kg]} \cong \mathbf{89,36 \text{ [g]}}$$

3.8.3 Fase di salita in quota (Steady Climbing Flight)

Si passa ora alla trattazione della fase successiva alla manovra di decollo, cioè quella di salita in quota. Come è già stato visto in precedenza, la potenza richiesta per affrontare questa manovra viene espressa attraverso la seguente equazione:

$$\eta_{sist_prop} \times P_{R_{CLIMB}}^{II} = W_0^{II} \times \left((R/C)_{MAX} + \sqrt{\frac{2}{\rho} \times \sqrt{\frac{K}{3 \times C_{D,0}}} \times \frac{W}{S} \times \frac{1,155}{(L/D)_{MAX}}} \right) = \mathbf{7384,77 \text{ [W]}}$$

L'effettiva potenza che l'apparato propulsivo deve in realtà essere in grado di generare è pari a:

$$P_{R_{motore_CLIMB}}^{II} = \frac{P_{R_{CLIMB}}^{II}}{\eta_{sist_prop}} = \frac{2006,73 \times (2,5 + 1,18)}{0,8} \text{ [W]} = \mathbf{9230,96 \text{ [W]}}$$

La potenza richiesta alle batterie per l'alimentazione del motore elettrico risulta quindi essere:

$$P_{R_{batterie_CLIMB}}^{II} = \frac{P_{R_{motore_CLIMB}}^{II}}{\eta_{charger} \times \eta_{driver}} = \frac{9230,96}{0,98 \times 0,98} \text{ [W]} = \mathbf{9611,58 \text{ [W]}}$$

Si può infine stimare la quantità di energia che è necessario stivare negli accumulatori per portare a termine questa fase di volo ed il relativo incremento di massa:

$$E_{R_{batterie_CLIMB}}^{II} = \frac{P_{R_{batterie_CLIMB}}^{II} \times t_{RICHIESTO_CLIMB}}{\eta_{scarica}} = \frac{9611,58 \times 0,1\bar{6}}{0,95} = \mathbf{1686,24 \text{ [Wh]}}$$

$$m_{batterie_CLIMB}^{II} = \frac{E_{R_{batterie_CLIMB}}^{II}}{\text{Densità di energia}} = \frac{1686,24}{220} \text{ [kg]} = \mathbf{7,66 \text{ [kg]}}$$

dove $t_{RICHIESTO_CLIMB} = 0,1\bar{6} \text{ [h]}$ rappresenta il tempo che il velivolo impiega per salire fino alla quota di dimensionamento ($h_{VOLO} = 1500 \text{ [m]}$) a partire dal suolo ($h \cong 0$) ed è calcolato attraverso il rapporto tra la quota acquisita e la velocità verticale di salita $dh/(R/C)_{MAX}$.

3.8.4 Configurazione di secondo tentativo: principali risultati ottenuti

W_0^{II}	2006,73 [N]
m_0^{II}	204,63 [kg]
S^{II}	5,85 [m²]
b^{II}	8 [m]
$P_{R_{motore_level}}^{II}$	3474,44 [W]
$P_{R_{motore_GR}}^{II}$	1252[W]
$P_{R_{motore_TR+C}}^{II}$	9440,59 [W]
$P_{R_{motore_CLIMB}}^{II}$	9230,96[W]
$E_{R_{batterie_level_W}}^{II}$	1214,27 [Wh]
$E_{R_{batterie_GR}}^{II}$	11,80 [Wh]
$E_{R_{batterie_TR+C}}^{II}$	19,66 [Wh]
$E_{R_{batterie_CLIMB}}^{II}$	1686,24[Wh]
$E_{R_{TOT}}^{II}$	2931,97[Wh]
$m_{batterie_level_W}^{II}$	5,52 [kg]
$m_{batterie_GR}^{II}$	0,054 [kg]
$m_{batterie_TR+C}^{II}$	0,0894[kg]
$m_{batterie_CLIMB}^{II}$	7,66[kg]
$m_{batterie_{TOT}}^{II}$	13,32 [kg]

Tabella 3.2 Riepilogo dei risultati ottenuti per quanto riguarda la configurazione di secondo tentativo

3.9 Calcolo della massa totale di terzo tentativo

A partire dai risultati appena ottenuti si procede con la stima della massa totale dell'aeromobile attraverso i modelli che sono stati proposti ed ampiamente analizzati nel precedente capitolo.

La **massa totale** del velivolo è data dalla somma dei seguenti contributi:

$$m_0^{III} = m_{airframe}^{II} + m_{sist_prop}^{II} + m_{batterie}^{II} + m_{pannelli}^{II} + m_{MPPT}^{II} + m_{tot\,landing_gear}^{II} + m_{fixed}$$

Si passa ora al calcolo dei singoli contributi.

AIRFRAME:

$$m_{airframe}^{II} = \frac{5,58 \times S^{1,59} \times AR^{0,71}}{g} = 51,59[\text{kg}] \rightarrow \text{margine di sicurezza del } 10\% \rightarrow \mathbf{56,75[\text{kg}]}$$

SISTEMA PROPULSIVO:

$$m_{sist_prop}^{II} = \left(W/P_{motore} + W/P_{gearbox} + W/P_{control_electronics} + W/P_{propeller} \right) \times P_{Rmotore}^{II}$$

dove $P_{Rmotore}^{II}$ indica la potenza massima che il motore deve essere in grado di generare.

Dal momento che, grazie ai risultati ottenuti a seguito della procedura di calcolo precedentemente svolta, si è potuto constatare che il motore deve erogare una potenza almeno pari a quella massima richiesta durante il volo, cioè $P_{Rmotore}^{II} \geq P_{Rmotore_TR+C}^{II} = \mathbf{9440,59 [W]}$, si procede assumendo che il motore debba erogare una potenza pari ad almeno **10 [kW]**.

Utilizzando un margine di sicurezza pari al **20%** si ottiene il seguente risultato:

$$P_{Rmotore}^{II} = 1,2 \times 10 [\text{kW}] = \mathbf{12 [\text{kW}]}$$

$$m_{sist_prop}^{II} = (0,33 + 0,2 + 0,03 + 0,25) \times 12 [\text{kW}] = \mathbf{9,72 [\text{kg}]}$$

BATTERIE:

$$E_{RTOT}^{II} = 2931,97 [\text{Wh}] \rightarrow \text{margine di sicurezza del } 20\% \rightarrow \mathbf{3518,36[\text{Wh}]}$$

$$m_{batterieTOT}^{II} = \frac{E_{RTOT}^{II}}{\text{Densità di energia}} = \frac{3518,36}{220} [\text{kg}] = \mathbf{15,99 [\text{kg}] \cong 16 [\text{kg}]}$$

Dal momento che l'energia totale da stivare negli accumulatori è stata aumentata del **20%** in maniera da **lavorare più a favore di sicurezza**, anche la massa totale delle batterie risulterà maggiorata della medesima percentuale.

PANNELLI SOLARI:

$$m_{\text{pannelli}}^{\text{II}} = R_{\text{moduli_FV}} \times S^{\text{II}} = 0,8854 \times 5,85 \text{ [kg]} = 5,18 \text{ [kg]} \rightarrow \text{margine del } 20\% \rightarrow \mathbf{6,22 \text{ [kg]}}$$

INVERTER MPPT:

$$m_{\text{MPPT}}^{\text{II}} = \frac{W}{P_{\text{MPPT}}} \times P_{\text{erogata_B}}^{\text{II}} = 0,4223 \times 424,27 \times 10^{-3} \text{ [kg]} = \mathbf{0,179 \text{ [kg]}}$$

dove, per effettuare il dimensionamento, è stata selezionata la massima potenza erogabile dai moduli fotovoltaici, cioè $P_{\text{erogata_B}}^{\text{II}} = \frac{R_{\text{ggmmB}}}{t_{\text{durata_giorno_B}}} \times S^{\text{II}} \times \eta_{\text{Si_poli}} \times \eta_{\text{curvatura}} = \mathbf{424,27 \text{ [W]}}$.

CARRELLO DI ATTERRAGGIO:

$$W_{\text{main_landing_gear}}^{\text{II}} = 0,06 \times W_0^{\text{II}} = 0,06 \times 2006,73 \text{ [N]} = \mathbf{120,40 \text{ [N]}}$$

$$W_{\text{ruotini}}^{\text{II}} = 2 \times 0,03 \times W_{\text{supp_ruotini}}^{\text{II}} = 2 \times 0,03 \times 0,1 \times W_0^{\text{II}} = \mathbf{12,04 \text{ [N]}}$$

dove $2 \times$ indica che è previsto l'utilizzo di **due ruotini**, uno di **coda** ed uno di **prua**.

$$m_{\text{tot_landing_gear}}^{\text{II}} = \frac{W_{\text{main_landing_gear}}^{\text{II}} + W_{\text{ruotini}}^{\text{II}}}{g} = 13,50 \text{ [kg]} \rightarrow \text{margine del } 10\% \rightarrow \mathbf{14,85 \text{ [kg]}}$$

MASSA FISSA:

$$m_{\text{fixed}} = m_{\text{pilota}} + m_{\text{avionica+strumentazione}} + m_{\text{paracadute}} + m_{\text{ulteriori_equip}} = \mathbf{95 \text{ [kg]}}$$

In conclusione, la massa totale di terzo tentativo assume quindi il seguente valore:

$$m_0^{\text{III}} = m_{\text{airfr}}^{\text{II}} + m_{\text{sist_prop}}^{\text{II}} + m_{\text{batt}}^{\text{II}} + m_{\text{pann}}^{\text{II}} + m_{\text{MPPT}}^{\text{II}} + m_{\text{tot_landing_gear}}^{\text{II}} + m_{\text{fixed}} = \mathbf{198,72 \text{ [kg]}}$$

$$m_0^{\text{III}} \neq m_0^{\text{II}} \rightarrow \Delta m_0 = m_0^{\text{III}} - m_0^{\text{II}} = \mathbf{-5,91 \text{ [kg]}}$$

$$W_0^{\text{III}} = m_0^{\text{III}} \times g = 198,72 \times 9,80665 \text{ [N]} = \mathbf{1948,78 \text{ [N]}}$$

3.10 Definizione della configurazione di terzo tentativo: seconda iterazione

Dopo aver effettuato la stima della massa totale dell'aeromobile ed aver verificato la sua variazione rispetto al valore di secondo tentativo, si può procedere con la determinazione della configurazione di terzo tentativo.

Dal momento che la procedura di calcolo che sarà presentata è la stessa che è stata utilizzata per la definizione delle configurazioni di primo e di secondo tentativo, saranno riportati in **forma tabellare** solamente i **risultati più importanti**, in maniera tale da rendere la trattazione meno pesante e di più facile comprensione. In caso di necessità si rimanda ai paragrafi **3.6** e **3.8**.

W_0^{III}	1948,78[N]
P_{REmax}^{III}	2683,74 [W]
D^{III}	83,42 [N]
L^{III}	1948,78 [N]
S^{III}	5,68 [m²]
b^{III}	7,88 [m]
$P_{erogata_W}^{III}$	158,77 [W]
$P_{Rmotore_level}^{III}$	3374,67 [W]
$P_{Rmotore_GR}^{III}$	1215,85[W]
$P_{Rmotore_TR+C}^{III}$	9167,96 [W]
$P_{Rmotore_CLIMB}^{III}$	8964,39[W]
$E_{Rbatterie_level_W}^{III}$	1179,42 [Wh]
$E_{Rbatterie_GR}^{III}$	11,46 [Wh]
$E_{Rbatterie_TR+C}^{III}$	19,09 [Wh]
$E_{Rbatterie_CLIMB}^{III}$	1637,55[Wh]
E_{RTOT}^{III}	2847,52[Wh]
$m_{batterie_level_W}^{III}$	5,36 [kg]
$m_{batterie_GR}^{III}$	0,0521 [kg]
$m_{batterie_TR+C}^{III}$	0,0868[kg]
$m_{batterie_CLIMB}^{III}$	7,44 [kg]
$m_{batterieTOT}^{III}$	12,94[kg]

Tabella 3.3 Riepilogo dei risultati ottenuti per quanto riguarda la configurazione di terzo tentativo

3.11 Calcolo della massa totale di quarto tentativo

A partire dai risultati appena ottenuti si procede con la stima della massa totale dell'aeromobile attraverso i modelli che sono stati proposti ed ampiamente analizzati nel precedente capitolo.

La **massa totale** del velivolo è data dalla somma dei seguenti contributi:

$$m_0^{IV} = m_{\text{airframe}}^{III} + m_{\text{sist_prop}}^{III} + m_{\text{batterie}}^{III} + m_{\text{pannelli}}^{III} + m_{\text{MPPT}}^{III} + m_{\text{totlanding_gear}}^{III} + m_{\text{fixed}}$$

Si passa ora al calcolo dei singoli contributi.

AIRFRAME:

$$m_{\text{airframe}}^{III} = \frac{5,58 \times S^{1,59} \times AR^{0,71}}{g} = 49,23[\text{kg}] \rightarrow \text{margine di sicurezza del } \mathbf{10\%} \rightarrow \mathbf{54,15[\text{kg}]}$$

SISTEMA PROPULSIVO:

$$m_{\text{sist_prop}}^{III} = \left(W/P_{\text{motore}} + W/P_{\text{gearbox}} + W/P_{\text{control_electronics}} + W/P_{\text{propeller}} \right) \times P_{R_{\text{motore}}}^{III}$$

dove $P_{R_{\text{motore}}}^{III}$ indica la potenza massima che il motore deve essere in grado di generare.

Dal momento che, grazie ai risultati ottenuti a seguito della procedura di calcolo precedentemente svolta, si è potuto constatare che il motore deve erogare una potenza almeno pari a quella massima richiesta durante il volo, cioè $P_{R_{\text{motore}}}^{III} \geq P_{R_{\text{motore_TR+C}}}^{III} = \mathbf{9167,96 [W]}$, si procede assumendo che il motore debba erogare una potenza pari ad almeno **10 [kW]**.

Utilizzando un margine di sicurezza pari al **20%** si ottiene il seguente risultato:

$$P_{R_{\text{motore}}}^{III} = 1,2 \times 10 [\text{kW}] = \mathbf{12 [\text{kW}]}$$

$$m_{\text{sist_prop}}^{III} = (0,33 + 0,2 + 0,03 + 0,25) \times 12 [\text{kW}] = \mathbf{9,72 [\text{kg}]}$$

BATTERIE:

$$E_{R_{\text{TOT}}}^{III} = 2847,52 [\text{Wh}] \rightarrow \text{margine di sicurezza del } \mathbf{20\%} \rightarrow \mathbf{3417,02[\text{Wh}]}$$

$$m_{\text{batterieTOT}}^{III} = \frac{E_{R_{\text{TOT}}}^{III}}{\text{Densità di energia}} = \frac{3417,02}{220} [\text{kg}] = \mathbf{15,53 [\text{kg}]}$$

Dal momento che l'energia totale da stivare negli accumulatori è stata aumentata del **20%** in maniera tale da **lavorare più a favore di sicurezza**, anche la massa totale delle batterie risulterà maggiorata della medesima percentuale.

PANNELLI SOLARI:

$$m_{\text{pannelli}}^{\text{III}} = R_{\text{moduli_FV}} \times S^{\text{III}} = 0,8854 \times 5,68 \text{ [kg]} = 5,03 \text{ [kg]} \rightarrow \text{margine del } 20\% \rightarrow \mathbf{6,03 \text{ [kg]}}$$

INVERTER MPPT:

$$m_{\text{MPPT}}^{\text{III}} = \frac{W}{P_{\text{MPPT}}} \times P_{\text{erogata_B}}^{\text{III}} = 0,4223 \times 411,94 \times 10^{-3} \text{ [kg]} = \mathbf{0,174 \text{ [kg]}}$$

dove, per effettuare il dimensionamento, è stata selezionata la massima potenza erogabile dai moduli fotovoltaici, cioè $P_{\text{erogata_B}}^{\text{III}} = \frac{R_{\text{ggmmB}}}{t_{\text{durata_giorno_B}}} \times S^{\text{III}} \times \eta_{\text{Si_poli}} \times \eta_{\text{curvatura}} = \mathbf{411,94 \text{ [W]}}$.

CARRELLO DI ATTERRAGGIO:

$$W_{\text{main_landing_gear}}^{\text{III}} = 0,06 \times W_0^{\text{III}} = 0,06 \times 1948,78 \text{ [N]} = \mathbf{116,93 \text{ [N]}}$$

$$W_{\text{ruotini}}^{\text{III}} = 2 \times 0,03 \times W_{\text{supp_ruotini}}^{\text{III}} = 2 \times 0,03 \times 0,1 \times W_0^{\text{III}} = \mathbf{11,69 \text{ [N]}}$$

dove $2 \times$ indica che è previsto l'utilizzo di **due ruotini**, uno di **coda** ed uno di **prua**.

$$m_{\text{tot_landing_gear}}^{\text{III}} = \frac{W_{\text{main_landing_gear}}^{\text{III}} + W_{\text{ruotini}}^{\text{III}}}{g} = 13,12 \text{ [kg]} \rightarrow \text{margine del } 10\% \rightarrow \mathbf{14,43 \text{ [kg]}}$$

MASSA FISSA:

$$m_{\text{fixed}} = m_{\text{pilota}} + m_{\text{avionica+strumentazione}} + m_{\text{paracadute}} + m_{\text{ulteriori_equip}} = \mathbf{95 \text{ [kg]}}$$

In conclusione, la massa totale di quarto tentativo assume quindi il seguente valore:

$$m_0^{\text{IV}} = m_{\text{airfr}}^{\text{III}} + m_{\text{sist_prop}}^{\text{III}} + m_{\text{batt}}^{\text{III}} + m_{\text{pann}}^{\text{III}} + m_{\text{MPPT}}^{\text{III}} + m_{\text{tot_landing_gear}}^{\text{III}} + m_{\text{fixed}} = \mathbf{195,03 \text{ [kg]}}$$

$$m_0^{\text{IV}} \neq m_0^{\text{III}} \rightarrow \Delta m_0 = m_0^{\text{IV}} - m_0^{\text{III}} = \mathbf{-3,69 \text{ [kg]}}$$

$$W_0^{\text{IV}} = m_0^{\text{IV}} \times g = 195,03 \times 9,80665 \text{ [N]} = \mathbf{1912,59 \text{ [N]}}$$

3.12 Definizione della configurazione di quarto tentativo: terza iterazione

Dopo aver effettuato la stima della massa totale dell'aeromobile ed aver verificato la sua variazione rispetto al valore di terzo tentativo, si può procedere con la determinazione della configurazione di quarto tentativo.

Anche in questo caso saranno riportati in **forma tabellare** solamente i **risultati più importanti**, in maniera tale da rendere la trattazione meno pesante e di più facile comprensione.

In caso di necessità si rimanda ai paragrafi **3.6** e **3.8**.

W_0^{IV}	1912,59[N]
P_{REmax}^{IV}	2633,90[W]
D^{IV}	81,87[N]
L^{IV}	1912,59[N]
S^{IV}	5,58 [m²]
b^{IV}	7,81 [m]
$P_{erogata_W}^{IV}$	155,98 [W]
$P_{Rmotore_level}^{IV}$	3312,37 [W]
$P_{Rmotore_GR}^{IV}$	1193,26[W]
$P_{Rmotore_TR+C}^{IV}$	8997,71 [W]
$P_{Rmotore_CLIMB}^{IV}$	8797,91[W]
$E_{Rbatterie_level_W}^{IV}$	1157,6 [Wh]
$E_{Rbatterie_GR}^{IV}$	11,25 [Wh]
$E_{Rbatterie_TR+C}^{IV}$	18,74 [Wh]
$E_{Rbatterie_CLIMB}^{IV}$	1607,13[Wh]
E_{RTOT}^{IV}	2794,72[Wh]
$m_{batterie_level_W}^{IV}$	5,26 [kg]
$m_{batterie_GR}^{IV}$	0,0511 [kg]
$m_{batterie_TR+C}^{IV}$	0,0852[kg]
$m_{batterie_CLIMB}^{IV}$	7,31 [kg]
$m_{batterieTOT}^{IV}$	12,70 [kg]

Tabella 3.4 Riepilogo dei risultati ottenuti per quanto riguarda la configurazione di quarto tentativo

3.13 Calcolo della massa totale di quinto tentativo

A partire dai risultati appena ottenuti si procede con la stima della massa totale dell'aeromobile attraverso i modelli che sono stati proposti ed ampiamente analizzati nel precedente capitolo.

La **massa totale** del velivolo è data dalla somma dei seguenti contributi:

$$m_0^V = m_{\text{airframe}}^{IV} + m_{\text{sist_prop}}^{IV} + m_{\text{batterie}}^{IV} + m_{\text{pannelli}}^{IV} + m_{\text{MPPT}}^{IV} + m_{\text{tot_landing_gear}}^{IV} + m_{\text{fixed}}$$

Si passa ora al calcolo dei singoli contributi.

AIRFRAME:

$$m_{\text{airframe}}^{IV} = \frac{5,58 \times S^{1,59} \times AR^{0,71}}{g} = 47,86[\text{kg}] \rightarrow \text{margine di sicurezza del } \mathbf{10\%} \rightarrow \mathbf{52,64[\text{kg}]}$$

SISTEMA PROPULSIVO:

$$m_{\text{sist_prop}}^{IV} = \left(W/P_{\text{motore}} + W/P_{\text{gearbox}} + W/P_{\text{control_electronics}} + W/P_{\text{propeller}} \right) \times P_{R_{\text{motore}}}^{IV}$$

dove $P_{R_{\text{motore}}}^{IV}$ indica la potenza massima che il motore deve essere in grado di generare.

Dal momento che, grazie ai risultati ottenuti a seguito della procedura di calcolo precedentemente svolta, si è potuto constatare che il motore deve erogare una potenza almeno pari a quella massima richiesta durante il volo, cioè $P_{R_{\text{motore}}}^{IV} \geq P_{R_{\text{motore_TR+C}}}^{IV} = \mathbf{8997,71[\text{W}]}$, si procede assumendo che il motore debba erogare una potenza pari ad almeno **10 [kW]**.

Utilizzando un margine di sicurezza pari al **20%** si ottiene il seguente risultato:

$$P_{R_{\text{motore}}}^{IV} = 1,2 \times 10 [\text{kW}] = \mathbf{12 [\text{kW}]}$$

$$m_{\text{sist_prop}}^{IV} = (0,33 + 0,2 + 0,03 + 0,25) \times 12 [\text{kW}] = \mathbf{9,72 [\text{kg}]}$$

BATTERIE:

$$E_{R_{\text{TOT}}}^{IV} = 2794,72 [\text{Wh}] \rightarrow \text{margine di sicurezza del } \mathbf{20\%} \rightarrow \mathbf{3353,66[\text{Wh}]}$$

$$m_{\text{batterieTOT}}^{IV} = \frac{E_{R_{\text{TOT}}}^{IV}}{\text{Densità di energia}} = \frac{3353,66}{220} [\text{kg}] = \mathbf{15,24 [\text{kg}]}$$

Dal momento che l'energia totale da stivare negli accumulatori è stata aumentata del **20%** in maniera tale da **lavorare più a favore di sicurezza**, anche la massa totale delle batterie risulterà maggiorata della medesima percentuale.

PANNELLI SOLARI:

$$m_{\text{pannelli}}^{\text{IV}} = R_{\text{moduli}_{\text{FV}}} \times S^{\text{IV}} = 0,8854 \times 5,58 \text{ [kg]} = 4,94 \text{ [kg]} \rightarrow \text{margine del } 20\% \rightarrow 5,93 \text{ [kg]}$$

INVERTER MPPT:

$$m_{\text{MPPT}}^{\text{IV}} = \frac{W}{P_{\text{MPPT}}} \times P_{\text{erogata}_B}^{\text{IV}} = 0,4223 \times 404,69 \times 10^{-3} \text{ [kg]} = 0,171 \text{ [kg]}$$

dove, per effettuare il dimensionamento, è stata selezionata la massima potenza erogabile dai moduli

fotovoltaici, cioè $P_{\text{erogata}_B}^{\text{IV}} = \frac{R_{\text{ggmm}_B}}{t_{\text{durata}_{\text{giorno}_B}}} \times S^{\text{IV}} \times \eta_{\text{Si}_{\text{poli}}} \times \eta_{\text{curvatura}} = 404,69 \text{ [W]}$.

CARRELLO DI ATTERRAGGIO:

$$W_{\text{main_landing_gear}}^{\text{IV}} = 0,06 \times W_0^{\text{IV}} = 0,06 \times 1912,59 \text{ [N]} = 114,75 \text{ [N]}$$

$$W_{\text{ruotini}}^{\text{IV}} = 2 \times 0,03 \times W_{\text{supp_ruotini}}^{\text{IV}} = 2 \times 0,03 \times 0,1 \times W_0^{\text{IV}} = 11,48 \text{ [N]}$$

dove $2 \times$ indica che è previsto l'utilizzo di **due ruotini**, uno di **coda** ed uno di **prua**.

$$m_{\text{totlanding_gear}}^{\text{IV}} = \frac{W_{\text{main_landing_gear}}^{\text{IV}} + W_{\text{ruotini}}^{\text{IV}}}{g} = 12,87 \text{ [kg]} \rightarrow \text{margine del } 10\% \rightarrow 14,16 \text{ [kg]}$$

MASSA FISSA:

$$m_{\text{fixed}} = m_{\text{pilota}} + m_{\text{avionica+strumentazione}} + m_{\text{paracadute}} + m_{\text{ulteriori_equip}} = 95 \text{ [kg]}$$

In conclusione, la massa totale di quinto tentativo assume quindi il seguente valore:

$$m_0^{\text{V}} = m_{\text{airfr}}^{\text{IV}} + m_{\text{sist_prop}}^{\text{IV}} + m_{\text{batt}}^{\text{IV}} + m_{\text{pann}}^{\text{IV}} + m_{\text{MPPT}}^{\text{IV}} + m_{\text{totlanding_gear}}^{\text{IV}} + m_{\text{fixed}} = 192,86 \text{ [kg]}$$

$$m_0^{\text{V}} \neq m_0^{\text{IV}} \rightarrow \Delta m_0 = m_0^{\text{V}} - m_0^{\text{IV}} = -2,17 \text{ [kg]}$$

$$W_0^{\text{V}} = m_0^{\text{V}} \times g = 192,86 \times 9,80665 \text{ [N]} = 1891,31 \text{ [N]}$$

3.14 Definizione della configurazione di quinto tentativo: quarta iterazione

Dopo aver effettuato la stima della massa totale dell'aeromobile ed aver verificato la sua variazione rispetto al valore di quarto tentativo, si può procedere con la determinazione della configurazione di quinto tentativo.

Anche in questo caso saranno riportati in **forma tabellare** solamente i **risultati più importanti**, in maniera tale da rendere la trattazione meno pesante e di più facile comprensione.

In caso di necessità si rimanda ai paragrafi **3.6** e **3.8**.

W_0^V	1891,31[N]
P_{REmax}^V	2604,6[W]
D^V	80,96[N]
L^V	1891,31[N]
S^V	5,52 [m²]
b^V	7,77 [m]
$P_{erogata_W}^V$	154,30[W]
$P_{Rmotore_level}^V$	3275,75 [W]
$P_{Rmotore_GR}^V$	1180[W]
$P_{Rmotore_TR+C}^V$	8897,6 [W]
$P_{Rmotore_CLIMB}^V$	8700,03[W]
$E_{Rbatterie_level_W}^V$	1144,78 [Wh]
$E_{Rbatterie_GR}^V$	11,12 [Wh]
$E_{Rbatterie_TR+C}^V$	18,53 [Wh]
$E_{Rbatterie_CLIMB}^V$	1589,25[Wh]
E_{RTOT}^V	2763,68 [Wh]
$m_{batterie_level_W}^V$	5,2 [kg]
$m_{batterie_GR}^V$	0,0506 [kg]
$m_{batterie_TR+C}^V$	0,08422[kg]
$m_{batterie_CLIMB}^V$	7,22 [kg]
$m_{batterie_TOT}^V$	12,56[kg]

Tabella 3.5 Riepilogo dei risultati ottenuti per quanto riguarda la configurazione di quinto tentativo

3.15 Calcolo della massa totale di sesto tentativo

A partire dai risultati appena ottenuti si procede con la stima della massa totale dell'aeromobile attraverso i modelli che sono stati proposti ed ampiamente analizzati nel precedente capitolo.

La **massa totale** del velivolo è data dalla somma dei seguenti contributi:

$$m_0^V = m_{\text{airframe}}^V + m_{\text{sist_prop}}^V + m_{\text{batterie}}^V + m_{\text{pannelli}}^V + m_{\text{MPPT}}^V + m_{\text{tot_landing_gear}}^V + m_{\text{fixed}}$$

Si passa ora al calcolo dei singoli contributi.

AIRFRAME:

$$m_{\text{airframe}}^V = \frac{5,58 \times S^{1,59} \times AR^{0,71}}{g} = 47,04[\text{kg}] \rightarrow \text{margine di sicurezza del } \mathbf{10\%} \rightarrow \mathbf{51,75[\text{kg}]}$$

SISTEMA PROPULSIVO:

$$m_{\text{sist_prop}}^V = \left(W/P_{\text{motore}} + W/P_{\text{gearbox}} + W/P_{\text{control_electronics}} + W/P_{\text{propeller}} \right) \times P_{R_{\text{motore}}}^V$$

dove $P_{R_{\text{motore}}}^V$ indica la potenza massima che il motore deve essere in grado di generare.

Dal momento che, grazie ai risultati ottenuti a seguito della procedura di calcolo precedentemente svolta, si è potuto constatare che il motore deve erogare una potenza almeno pari a quella massima richiesta durante il volo, cioè $P_{R_{\text{motore}}}^V \geq P_{R_{\text{motore_TR+C}}}^V = \mathbf{8897,6[\text{W}]}$, si procede assumendo che il motore debba erogare una potenza pari ad almeno **10 [kW]**.

Utilizzando un margine di sicurezza pari al **20%** si ottiene il seguente risultato:

$$P_{R_{\text{motore}}}^V = 1,2 \times 10 [\text{kW}] = \mathbf{12 [\text{kW}]}$$

$$m_{\text{sist_prop}}^V = (0,33 + 0,2 + 0,03 + 0,25) \times 12 [\text{kW}] = \mathbf{9,72 [\text{kg}]}$$

BATTERIE:

$$E_{R_{\text{TOT}}}^V = 2763,68 [\text{Wh}] \rightarrow \text{margine di sicurezza del } \mathbf{20\%} \rightarrow \mathbf{3316,42[\text{Wh}]}$$

$$m_{\text{batterie_TOT}}^V = \frac{E_{R_{\text{TOT}}}^V}{\text{Densità di energia}} = \frac{3316,42}{220} [\text{kg}] = \mathbf{15,07 [\text{kg}]}$$

Dal momento che l'energia totale da stivare negli accumulatori è stata aumentata del **20%** in maniera tale da **lavorare più a favore di sicurezza**, anche la massa totale delle batterie risulterà maggiorata della medesima percentuale.

PANNELLI SOLARI:

$$m_{\text{pannelli}}^V = R_{\text{moduli}_{\text{FV}}} \times S^V = 0,8854 \times 5,52 \text{ [kg]} = 4,89 \text{ [kg]} \rightarrow \text{margine del } 20\% \rightarrow \mathbf{5,86 \text{ [kg]}}$$

INVERTER MPPT:

$$m_{\text{MPPT}}^V = \frac{W}{P_{\text{MPPT}}} \times P_{\text{erogata}_B}^V = 0,4223 \times 400,34 \times 10^{-3} \text{ [kg]} = \mathbf{0,169 \text{ [kg]}}$$

dove, per effettuare il dimensionamento, è stata selezionata la massima potenza erogabile dai moduli

$$\text{fotovoltaici, cioè } P_{\text{erogata}_B}^V = \frac{R_{\text{ggmm}_B}}{t_{\text{durata}_{\text{giorno}_B}}} \times S^V \times \eta_{\text{Si}_{\text{poli}}} \times \eta_{\text{curvatura}} = \mathbf{400,34 \text{ [W]}} .$$

CARRELLO DI ATTERRAGGIO:

$$W_{\text{main_landing_gear}}^V = 0,06 \times W_0^V = 0,06 \times 1891,31 \text{ [N]} = \mathbf{113,48 \text{ [N]}}$$

$$W_{\text{ruotini}}^V = 2 \times 0,03 \times W_{\text{supp_ruotini}}^V = 2 \times 0,03 \times 0,1 \times W_0^V = \mathbf{11,35 \text{ [N]}}$$

dove $2 \times$ indica che è previsto l'utilizzo di **due ruotini**, uno di **coda** ed uno di **prua**.

$$m_{\text{tot_landing_gear}}^V = \frac{W_{\text{main_landing_gear}}^V + W_{\text{ruotini}}^V}{g} = 12,73 \text{ [kg]} \rightarrow \text{margine del } 10\% \rightarrow \mathbf{14 \text{ [kg]}}$$

MASSA FISSA:

$$m_{\text{fixed}} = m_{\text{pilota}} + m_{\text{avionica+strumentazione}} + m_{\text{paracadute}} + m_{\text{ulteriori_equip}} = \mathbf{95 \text{ [kg]}}$$

In conclusione, la massa totale di sesto tentativo assume quindi il seguente valore:

$$m_0^{\text{VI}} = m_{\text{airfr}}^V + m_{\text{sist_prop}}^V + m_{\text{batt}}^V + m_{\text{pann}}^V + m_{\text{MPPT}}^V + m_{\text{tot_landing_gear}}^V + m_{\text{fixed}} = \mathbf{191,57 \text{ [kg]}}$$

$$m_0^{\text{VI}} \neq m_0^V \rightarrow \Delta m_0 = m_0^{\text{VI}} - m_0^V = \mathbf{-1,29 \text{ [kg]}}$$

$$W_0^{\text{VI}} = m_0^{\text{VI}} \times g = 191,57 \times 9,80665 \text{ [N]} = \mathbf{1878,66 \text{ [N]}}$$

3.16 Definizione della configurazione di sesto tentativo: quinta iterazione

Dopo aver effettuato la stima della massa totale dell'aeromobile ed aver verificato la sua variazione rispetto al valore di quinto tentativo, si può procedere con la determinazione della configurazione di sesto tentativo.

Anche in questo caso saranno riportati in **forma tabellare** solamente i **risultati più importanti**, in maniera tale da rendere la trattazione meno pesante e di più facile comprensione.

In caso di necessità si rimanda ai paragrafi **3.6** e **3.8**.

W_0^{VI}	1878,66[N]
P_{REmax}^{VI}	2587,18[W]
D^{VI}	80,42 [N]
L^{VI}	1878,66[N]
S^{VI}	5,48 [m²]
b^{VI}	7,74 [m]
$P_{erogata_W}^{VI}$	153,18[W]
$P_{Rmotore_level}^{VI}$	3253,975 [W]
$P_{Rmotore_GR}^{VI}$	1172,1[W]
$P_{Rmotore_TR+C}^{VI}$	8838,09 [W]
$P_{Rmotore_CLIMB}^{VI}$	8641,84[W]
$E_{Rbatterie_level_W}^{VI}$	1137,21[Wh]
$E_{Rbatterie_GR}^{VI}$	11,05 [Wh]
$E_{Rbatterie_TR+C}^{VI}$	18,40 [Wh]
$E_{Rbatterie_CLIMB}^{VI}$	1578,63[Wh]
E_{RTOT}^{VI}	2745,29[Wh]
$m_{batterie_level_W}^{VI}$	5,17 [kg]
$m_{batterie_GR}^{VI}$	0,0502 [kg]
$m_{batterie_TR+C}^{VI}$	0,08366[kg]
$m_{batterie_CLIMB}^{VI}$	7,18 [kg]
$m_{batterieTOT}^{VI}$	12,48[kg]

Tabella 3.6 Riepilogo dei risultati ottenuti per quanto riguarda la configurazione di sesto tentativo

3.17 Calcolo della massa totale di settimo tentativo

A partire dai risultati appena ottenuti si procede con la stima della massa totale dell'aeromobile attraverso i modelli che sono stati proposti ed ampiamente analizzati nel precedente capitolo.

La **massa totale** del velivolo è data dalla somma dei seguenti contributi:

$$m_0^{VII} = m_{\text{airframe}}^{VI} + m_{\text{sist_prop}}^{VI} + m_{\text{batterie}}^{VI} + m_{\text{pannelli}}^{VI} + m_{\text{MPPT}}^{VI} + m_{\text{totlanding_gear}}^{VI} + m_{\text{fixed}}$$

Si passa ora al calcolo dei singoli contributi.

AIRFRAME:

$$m_{\text{airframe}}^{VI} = \frac{5,58 \times S^{1,59} \times AR^{0,71}}{g} = 46,50[\text{kg}] \rightarrow \text{margine di sicurezza del } \mathbf{10\%} \rightarrow \mathbf{51,15[\text{kg}]}$$

SISTEMA PROPULSIVO:

$$m_{\text{sist_prop}}^{VI} = \left(W/P_{\text{motore}} + W/P_{\text{gearbox}} + W/P_{\text{control_electronics}} + W/P_{\text{propeller}} \right) \times P_{R_{\text{motore}}}^{VI}$$

dove $P_{R_{\text{motore}}}^{VI}$ indica la potenza massima che il motore deve essere in grado di generare.

Dal momento che, grazie ai risultati ottenuti a seguito della procedura di calcolo precedentemente svolta, si è potuto constatare che il motore deve erogare una potenza almeno pari a quella massima richiesta durante il volo, cioè $P_{R_{\text{motore}}}^{VI} \geq P_{R_{\text{motore_TR+C}}}^{VI} = \mathbf{8838,09[W]}$, si procede assumendo che il motore debba erogare una potenza pari ad almeno **10 [kW]**.

Utilizzando un margine di sicurezza pari al **20%** si ottiene il seguente risultato:

$$P_{R_{\text{motore}}}^{VI} = 1,2 \times 10 [\text{kW}] = \mathbf{12 [\text{kW}]}$$

$$m_{\text{sist_prop}}^{VI} = (0,33 + 0,2 + 0,03 + 0,25) \times 12 [\text{kW}] = \mathbf{9,72 [\text{kg}]}$$

BATTERIE:

$$E_{R_{\text{TOT}}}^{VI} = 2745,29 [\text{Wh}] \rightarrow \text{margine di sicurezza del } \mathbf{20\%} \rightarrow \mathbf{3294,35[\text{Wh}]}$$

$$m_{\text{batterieTOT}}^{VI} = \frac{E_{R_{\text{TOT}}}^{VI}}{\text{Densità di energia}} = \frac{3294,35}{220} [\text{kg}] = \mathbf{14,97[\text{kg}] \cong \mathbf{15 [\text{kg}]}}$$

Dal momento che l'energia totale da stivare negli accumulatori è stata aumentata del **20%** in maniera tale da **lavorare più a favore di sicurezza**, anche la massa totale delle batterie risulterà maggiorata della medesima percentuale.

PANNELLI SOLARI:

$$m_{\text{pannelli}}^{\text{VI}} = R_{\text{moduli_FV}} \times S^{\text{VI}} = 0,8854 \times 5,48 \text{ [kg]} = 4,85 \text{ [kg]} \rightarrow \text{margine del } 20\% \rightarrow 5,82 \text{ [kg]}$$

INVERTER MPPT:

$$m_{\text{MPPT}}^{\text{VI}} = \frac{W}{P_{\text{MPPT}}} \times P_{\text{erogata_B}}^{\text{VI}} = 0,4223 \times 397,43 \times 10^{-3} \text{ [kg]} = 0,169 \text{ [kg]}$$

dove, per effettuare il dimensionamento, è stata selezionata la massima potenza erogabile dai moduli fotovoltaici, cioè $P_{\text{erogata_B}}^{\text{VI}} = \frac{R_{\text{ggmmB}}}{t_{\text{durata_giorno_B}}} \times S^{\text{VI}} \times \eta_{\text{Si_poli}} \times \eta_{\text{curvatura}} = 397,43 \text{ [W]}$.

CARRELLO DI ATTERRAGGIO:

$$W_{\text{main_landing_gear}}^{\text{VI}} = 0,06 \times W_0^{\text{VI}} = 0,06 \times 1878,66 \text{ [N]} = 112,72 \text{ [N]}$$

$$W_{\text{ruotini}}^{\text{VI}} = 2 \times 0,03 \times W_{\text{supp_ruotini}}^{\text{VI}} = 2 \times 0,03 \times 0,1 \times W_0^{\text{VI}} = 11,27 \text{ [N]}$$

dove $2 \times$ indica che è previsto l'utilizzo di **due ruotini**, uno di **coda** ed uno di **prua**.

$$m_{\text{tot_landing_gear}}^{\text{VI}} = \frac{W_{\text{main_landing_gear}}^{\text{VI}} + W_{\text{ruotini}}^{\text{VI}}}{g} = 12,64 \text{ [kg]} \rightarrow \text{margine del } 10\% \rightarrow 13,90 \text{ [kg]}$$

MASSA FISSA:

$$m_{\text{fixed}} = m_{\text{pilota}} + m_{\text{avionica+strumentazione}} + m_{\text{paracadute}} + m_{\text{ulteriori_equip}} = 95 \text{ [kg]}$$

In conclusione, la massa totale di settimo tentativo assume quindi il seguente valore:

$$m_0^{\text{VII}} = m_{\text{airfr}}^{\text{VI}} + m_{\text{sist_prop}}^{\text{VI}} + m_{\text{batt}}^{\text{VI}} + m_{\text{pann}}^{\text{VI}} + m_{\text{MPPT}}^{\text{VI}} + m_{\text{tot_landing_gear}}^{\text{VI}} + m_{\text{fixed}} = 190,73 \text{ [kg]}$$

$$m_0^{\text{VII}} \neq m_0^{\text{VI}} \rightarrow \Delta m_0 = m_0^{\text{VII}} - m_0^{\text{VI}} = -0,84 \text{ [kg]}$$

$$W_0^{\text{VII}} = m_0^{\text{VII}} \times g = 190,73 \times 9,80665 \text{ [N]} = 1870,42 \text{ [N]}$$

3.18 Definizione della configurazione finale: convergenza

Come si può facilmente dedurre dai risultati riportati nei paragrafi 3.15, 3.16 e 3.17, la massa totale dell'aeromobile di settimo tentativo si discosta di una quantità esigua rispetto a quella ottenuta come risultato della precedente iterazione:

$$m_0^{VII} \neq m_0^{VI} \rightarrow \Delta m_0 = m_0^{VII} - m_0^{VI} = -0,84 \text{ [kg]}$$

Questa differenza può quindi considerarsi trascurabile ad un livello concettuale e preliminare del dimensionamento come quello affrontato in questo elaborato e per questo motivo si può affermare che dopo cinque iterazioni il metodo proposto converge.

La configurazione finale del velivolo viene quindi definita a partire dai risultati ottenuti attraverso la quinta ed ultima iterazione, cioè attraverso potenze, energie e massa totale relative al sesto tentativo. Si fa notare che i valori delle masse dei singoli elementi o sistemi costituenti l'aeromobile che vengono considerati sono quelli risultanti dalla quarta iterazione, dal momento che sono quelli che contribuiscono alla definizione della massa totale di sesto tentativo.

Non vengono perciò impiegate le masse stimate a partire dai risultati ottenuti a seguito della quinta iterazione (configurazione di sesto tentativo), dal momento che esse contribuiscono alla definizione della massa totale di settimo tentativo (non di sesto) e sono state valutate con il solo scopo di dimostrare la convergenza del suddetto metodo iterativo.

Di seguito viene presentata una tabella contenente le specifiche ed i parametri che identificano la configurazione finale dell'aeromobile in oggetto.

V_{stallo}	19,05 [m/s]	$L^{VI} = L$	1878,66[N]
$V_{\infty E_{\text{max}}}$	32,17 [m/s]	$S^{VI} = S$	5,48 [m ²]
$V_{\infty P_{\text{min}}}$	23,77 [m/s]	$b^{VI} = b$	7,74 [m]
$M_{\infty E_{\text{max}}}$	0,096	$S_{HT \text{ finale}}^{10}$	1,017 [m ²]
$M_{\infty P_{\text{min}}}$	0,071	$S_{VT \text{ finale}}^{11}$	0,50 [m ²]
$(L/D)_{E_{\text{max}}}$	23,36	$P_{R_{E_{\text{max}}}}^{VI} = P_{R_{E_{\text{max}}}}$	2587,18[W]
$(L/D)_{P_{\text{min}}}$	19,12	$P_{\text{erogata } W}^{VI} = P_{\text{erogata } W}$	153,18[W]
$m_{\text{airframe}}^V = m_{\text{airframe}}$	51,75 [kg]	$P_{R_{\text{motore level}}}^{VI} = P_{R_{\text{motore level}}}$	3253,975 [W]
$m_{\text{sist_prop}}^V = m_{\text{sist_prop}}$	9,72 [kg]	$P_{R_{\text{motore GR}}}^{VI} = P_{R_{\text{motore GR}}}$	1172,1[W]
$m_{\text{batterieTOT}}^V = m_{\text{batterieTOT}}$	15,07 [kg]	$P_{R_{\text{motore TR+C}}}^{VI} = P_{R_{\text{motore TR+C}}}$	8838,09 [W]
$m_{\text{pannelli}}^V = m_{\text{pannelli}}$	5,86 [kg]	$P_{R_{\text{motore CLIMB}}}^{VI} = P_{R_{\text{motore CLIMB}}}$	8641,84[W]
$m_{\text{MPPT}}^V = m_{\text{MPPT}}$	0,169 [kg]	$P_{\text{motore MAX}}$	12 [kW]
$m_{\text{tot landing gear}}^V = m_{\text{tot landing gear}}$	14 [kg]	$E_{R_{\text{batt level W}}}^{VI} = E_{R_{\text{batt level W}}}$	1137,21[Wh]
m_{fixed}	95 [kg]	$E_{R_{\text{batterie GR}}}^{VI} = E_{R_{\text{batterie GR}}}$	11,05 [Wh]
$m_0^{VI} = m_0$	191,57 [kg]	$E_{R_{\text{batterie TR+C}}}^{VI} = E_{R_{\text{batterie TR+C}}}$	18,40 [Wh]
$W_0^{VI} = W_0$	1878,66[N]	$E_{R_{\text{batt CLIMB}}}^{VI} = E_{R_{\text{batt CLIMB}}}$	1578,63[Wh]
$D^{VI} = D$	80,42 [N]	$E_{R_{\text{TOT}}}^{VI} = E_{R_{\text{TOT}}}$	2745,29[Wh]

Tabella 3.7 Parametri identificativi della configurazione finale dell'aeromobile in esame

¹⁰ Il valore finale della superficie orizzontale di coda è stato calcolato attraverso l'equazione riportata nel paragrafo 2.1.4, utilizzando il valore del rapporto volumetrico di coda ivi stimato e la superficie alare ottenuta a convergenza.

¹¹ Il valore finale della superficie verticale di coda è stato calcolato attraverso l'equazione riportata nel paragrafo 2.1.4, utilizzando il valore del rapporto volumetrico dell'impennaggio verticale ivi stimato e la superficie alare ottenuta a convergenza.

3.19 Design concettuale dell'elica propulsiva

Grazie ai risultati ottenuti a seguito della procedura di calcolo precedentemente svolta, si può passare al dimensionamento dell'elica di cui risulta essere dotato l'apparato propulsivo del motoaliante in oggetto. Ad un livello preliminare di design come quello considerato in questo elaborato non è necessario determinare la forma esatta delle pale o il loro svergolamento, ma è sufficiente stimare il diametro dell'elica, dal momento che è di fondamentale importanza nella valutazione della velocità che si instaura all'estremità (tips) delle pale. (31)

Anche in questo caso è Raymer a fornire delle equazioni adatte alla stima di questo tipo di parametri.

Egli fa notare che l'efficienza di un'elica è direttamente proporzionale al suo diametro.

Si potrebbe quindi pensare di dotare il velivolo in questione di un'elica dal diametro molto elevato, in maniera tale da assicurare un'elevata efficienza propulsiva.

Questa risulta essere una buona scelta solo in parte, dal momento che la lunghezza delle pale ne determina direttamente anche la velocità all'estremità, la quale deve essere mantenuta al di sotto della velocità del suono caratteristica della quota di volo dell'aeromobile, onde evitare l'instaurarsi di onde d'urto o di fenomeni di instabilità strutturale.

La velocità che si registra alle estremità delle pale viene definita attraverso la somma vettoriale tra la velocità di avanzamento del velivolo e la velocità rotazionale come segue: (31)

$$V_{\text{rotazionale}} = \pi \times \frac{n \times D_{\text{elica}}}{60}$$

$$V_{\text{tip}} = \sqrt{V_{\text{rotazionale}}^2 + V_{\infty}^2}$$

dove:

- $V_{\text{rotazionale}}$ rappresenta la velocità all'estremità delle pale rispetto all'aeromobile in moto;
- n indica la velocità di rotazione dell'elica, cioè il numero di giri che essa compie in un minuto;
- D_{elica} è il diametro dell'elica propulsiva;
- V_{tip} è la velocità che si registra all'estremità delle pale rispetto alla corrente indisturbata;
- V_{∞} rappresenta la velocità di avanzamento del velivolo.

La velocità V_{tip} dovrà quindi essere mantenuta inferiore alla velocità del suono, la quale alla quota di dimensionamento considerata in questo elaborato assume il seguente valore: (24)

$$a_{1500\text{m}} \propto \sqrt{KRT_{1500\text{m}}} = 334,5 \text{ [m/s]}$$

$$V_{\text{tip}} = \sqrt{V_{\text{rotazionale}}^2 + V_{\infty}^2} < a_{1500\text{m}} = 334,5 \text{ [m/s]}$$

dove:

- K rappresenta il coefficiente di dilatazione adiabatica del gas considerato (in questo caso l'aria);
- R è la costante propria del gas considerato (in questo caso l'aria);
- $T_{1500\text{m}} = 278,4 \text{ [K]}$ è la temperatura assoluta del gas (o fluido) alla quota di volo ipotizzata. (25)

Dal momento che l'utilizzo del sistema propulsivo è previsto sia durante la manovra di decollo che durante le fasi di salita in quota e di volo livellato, in tutte queste condizioni la velocità che si instaura alle estremità delle pale non dovrà mai superare quella del suono locale, la quale, essendo funzione della temperatura atmosferica, assumerà un valore diverso in base alla quota di volo considerata.

Come si può dedurre grazie alla **Figura 3.2**, la temperatura assoluta del gas considerato (aria) aumenta al diminuire della quota di volo. Per questo motivo si procede assumendo come valore della velocità del suono quello che si registra in corrispondenza della quota alla quale sono state dimensionate sia la fase di volo livellato che quella di ascesa/climb (cioè $h_{Volo} = 1500$ [m]), dato che la velocità del suono al livello del mare sarà caratterizzata da un valore maggiore.

La velocità limite è quindi rappresentata da $a_{1500m} \propto \sqrt{KRT_{1500m}} = 334,5$ [m/s].

Altitude	Pressure	Density	Temp.	Kinematic Viscosity	Speed of Sound
h m	p [hPa]	ρ [kg/m ³]	T °K	ν 10 ⁻⁵ [m ² /s]	a [m/s]
0	1013.3	1.225	288.2	1.46	340.3
500	954.6	1.167	284.9	1.52	338.4
1000	898.7	1.112	281.7	1.58	336.4
1500	845.6	1.058	278.4	1.65	334.5
2000	795.0	1.007	275.2	1.71	332.5
2500	746.8	0.957	271.9	1.79	330.6
3000	701.1	0.909	268.7	1.86	328.6
4000	616.4	0.819	262.2	2.03	324.6
5000	540.2	0.736	255.7	2.21	320.5
8000	356.0	0.525	236.2	2.91	308.1
11000	226.3	0.364	216.7	3.91	295.1
15000	120.4	0.194	216.7	7.34	295.1
20000	54.7	0.088	216.7	16.15	295.1
30000	11.7	0.018	226.7	81.95	301.8

Figura 3.2 ICAO 1964 Standard Atmosphere (24)

Nel suo libro Raymer riporta delle equazioni da utilizzare per la stima del diametro dell'elica a partire dalla conoscenza della potenza totale richiesta al motore.

Se si ipotizza di utilizzare un'elica a tre lame il diametro può essere calcolato attraverso la seguente relazione: (31)

$$D_{elica} = 0,4572 \times \sqrt[4]{P_R \times 1,34102}$$

dove P_R indica la potenza richiesta al motore elettrico (in [kW]).

Inserendo quindi nella precedente equazione la massima potenza che il motore è in grado di erogare, cioè $P_{motore_MAX} = 12$ [kW], può essere determinato il diametro dell'elica a tre lame.

Il valore ottenuto deve essere confrontato con quello stimabile a partire dalle precedenti considerazioni fatte a livello di velocità alle estremità delle pale e velocità del suono locale, in maniera tale da identificare quello che tra i due risulta essere minore ed impiegarlo nel dimensionamento preliminare.

Ipotizzando quindi di utilizzare la massima potenza erogabile dal motore precedentemente calcolata, il **diametro dell'elica** risulta assumere il seguente valore:

$$D_{elica} = (0,4572 \times \sqrt[4]{12 \times 1,34102}) \text{ [m]} = \mathbf{0,916 \text{ [m]} \cong \mathbf{0,92 \text{ [m]}}$$

Il massimo valore che il diametro può assumere si ottiene ponendo la velocità all'estremità delle pale V_{tip} pari alla velocità del suono locale ed impiegando le equazioni riportate all'inizio di questo paragrafo. I risultati che si ottengono sono riportati di seguito:

$$V_{tip} = \sqrt{V_{rotazionale}^2 + V_{\infty}^2} = \mathbf{a_{1500m}}$$

$$V_{rotazionale} = \sqrt{a_{1500m}^2 - V_{\infty}^2} = \sqrt{334,5^2 - 32,17^2} \text{ [m/s]} = \mathbf{332,95 \text{ [m/s]}}$$

$$D_{elica_MAX} = \frac{V_{rotazionale} \times 60}{\pi \times n} = \frac{332,95 \times 60}{\pi \times 2500} \text{ [m]} = \mathbf{2,54 \text{ [m]}}$$

dove:

- $V_{\infty} = 32,17 \text{ [m/s]}$ è la velocità di avanzamento del velivolo alla quota di dimensionamento considerata;
- $n = 2500 \text{ [RPM]}$ è la velocità di rotazione dell'elica che è stata ipotizzata essere pari a quella del motore elettrico. Dal momento che al termine della procedura di dimensionamento non è stato scelto un determinato tipo di motore, a scopo di calcolo è stata scelta la velocità di rotazione relativa ad uno dei motori BLDC analizzati nel secondo capitolo, in particolare al **RET 30** della ROTEX electric.

Dopo aver verificato che il diametro ottenuto a partire dalla massima potenza erogabile dal motore risulta essere minore di quello massimo, si passa al calcolo della velocità rotazionale e di quella all'estremità delle pale rispetto alla corrente indisturbata come segue:

$$D_{elica} \cong \mathbf{0,92 \text{ [m]}}$$

$$V_{rotazionale} = \pi \times \frac{n \times D_{elica}}{60} = \pi \times \frac{2500 \times 0,92}{60} \text{ [m/s]} = \mathbf{120,43 \text{ [m/s]}}$$

$$V_{tip} = \sqrt{V_{rotazionale}^2 + V_{\infty}^2} = \sqrt{120,43^2 + (32,17)^2} = \mathbf{124,65 \text{ [m/s]} < \mathbf{a_{1500m} = 334,5 \text{ [m/s]}}$$

3.20 Stima del tempo necessario alla ricarica delle batterie

Questo paragrafo è dedicato alla determinazione del tempo necessario alla completa ricarica delle batterie al Litio di cui risulta essere provvisto il velivolo in esame.

Dal momento che, come è già stato ampiamente dimostrato dalla procedura di dimensionamento concettuale, il tempo richiesto per il completamento della ricarica degli accumulatori di energia è essenzialmente legato alle condizioni di irraggiamento ed alla durata totale del volo, le suddette stime saranno effettuate considerando due diverse durate tipiche del volo in aliante ed analizzando tre distinte condizioni di irraggiamento, cioè le due estreme di “WORST CASE” e “BEST CASE” già citate in precedenza ed una intermedia rappresentata dal mese di aprile.

3.20.1 Durata totale del volo $t_{\text{VOLO}} \cong 3 \text{ [h]}$

“WORST CASE” = GENNAIO

- $R_{\text{ggmm}_W}^{12} = 1,5 \text{ [kWh/m}^2\text{]}$;
- $t_{\text{durata_giorno}_W} \cong 8,5 \text{ [h]} = 8 \text{ [h]} 30 \text{ [min]}$;
- $\eta_{\text{Si}_\text{poli}} = 17,6\%$.

$$P_{\text{erogata}_W} = \frac{R_{\text{ggmm}_W}}{t_{\text{durata_giorno}_W}} \times S \times \eta_{\text{Si}_\text{poli}} \times \eta_{\text{curvatura}} = \frac{1,5 \times 10^3 \times 5,48 \times 0,176 \times 0,9}{8,5} \text{ [W]} = \mathbf{153,18 \text{ [W]}}$$

$$t_{\text{UNPOWERED}} = t_{\text{VOLO}} - t_{\text{RICHIESTO}} - t_{\text{RICHIESTO}_{\text{GR}}} - t_{\text{RICHIESTO}_{\text{TR+C}}} - t_{\text{RICHIESTO}_{\text{CLIMB}}} \cong \mathbf{2,49 \text{ [h]}}$$

dove:

- $t_{\text{UNPOWERED}}$ rappresenta la durata della fase di volo durante la quale non è previsto l'utilizzo del sistema propulsivo per il sostentamento del velivolo;
- $t_{\text{VOLO}} \cong 3 \text{ [h]}$ indica la durata totale del volo;
- $t_{\text{RICHIESTO}} = 20 \text{ [min]} = 0,3\overline{3} \text{ [h]}$ indica il tempo totale in cui è previsto l'utilizzo del sistema propulsivo durante la fase di volo livellato di crociera (è un requisito di dimensionamento);
- $t_{\text{RICHIESTO}_{\text{GR}}} = 0,0086 \text{ [h]}$ rappresenta il tempo totale in cui è richiesto l'impiego dell'apparato propulsivo per affrontare la manovra di rullaggio a terra;
- $t_{\text{RICHIESTO}_{\text{TR+C}}} = 0,0019 \text{ [h]}$ è il tempo totale di funzionamento del motore necessario al sostentamento dell'aeromobile durante gli ultimi due segmenti del decollo (transizione e superamento dell'ostacolo);
- $t_{\text{RICHIESTO}_{\text{CLIMB}}} = 0,1\overline{6} \text{ [h]}$ indica il tempo durante il quale risulta necessario utilizzare il sistema propulsivo per affrontare la manovra di salita in quota a seguito del decollo.

¹² Il pedice “W” indica che si sta considerando la condizione di “WORST CASE”.

Si fa notare che nella precedente stima sono stati inseriti anche i tempi relativi alle manovre di decollo e di salita in quota, anche se il dimensionamento di queste fasi di volo è stato condotto considerando gli accumulatori di energia come unica fonte di potenza per il motore elettrico e quindi senza contemplare il contributo fornito dalla superficie fotovoltaica del velivolo (in maniera tale da sovrastimare leggermente la potenza richiesta alle batterie e quindi la loro massa e lavorare con un margine di sicurezza maggiore).

Si potrebbe quindi pensare che durante queste manovre tutta la potenza erogata dai pannelli solari possa essere utilizzata per l'alimentazione dell'avionica di bordo e per ricaricare una parte di energia nelle batterie.

In questo caso si è però ipotizzato che durante queste manovre i pannelli solari non forniscano alcuna energia elettrica agli accumulatori (dovendo ipoteticamente alimentare avionica e motore elettrico), in modo tale da sovrastimare leggermente il tempo di ricarica totale e quindi lavorare con un margine di sicurezza maggiore.

Anche in questo caso la potenza necessaria all'alimentazione dell'avionica di bordo durante il volo è stata assunta pari a $P_{avionica} = 20 \text{ [W]}$.

Di conseguenza la potenza effettivamente destinata alla ricarica delle batterie durante la fase di volo "unpowered" risulta essere pari a:

$$P_{destinata_batterie_W} = P_{erogata_W} - P_{avionica} = (153,18 - 20) \text{ [W]} = \mathbf{133,18 \text{ [W]}}$$

A partire da questo risultato può essere valutata la quantità di energia che è possibile ricaricare durante il volo sfruttando la potenza elettrica erogata dai moduli fotovoltaici:

$$E_{ricaricata_volo_Wh} = P_{destinata_batterie_W} \times t_{UNPOWERED} \times \eta_{MPPT} \times \eta_{charger} \times \eta_{carica} = \mathbf{302,56 \text{ [Wh]}}$$

La parte di energia che rimane quindi da ricaricare una volta che l'aeromobile è atterrato assume il seguente valore:

$$E_{ricarica_terra_Wh} = E_{R_{TOT}} - E_{ricaricata_volo_Wh} = (3294,35 - 302,56) \text{ [Wh]} = \mathbf{2991,79 \text{ [Wh]}}$$

dove $E_{R_{TOT}} = 2745,29 \text{ [Wh]} \rightarrow$ margine di sicurezza del **20%** \rightarrow **3294,35 [Wh]** rappresenta l'energia totale che risulta necessario stivare nelle batterie per affrontare le fasi di volo in cui è previsto l'impiego dell'apparato propulsivo, la cui entità è stata ottenuta aggiungendo un margine di errore del 20% al valore ottenuto a convergenza del metodo iterativo (si veda la **Tabella 3.7**).

Si può infine stimare il tempo necessario al completamento della carica una volta atterrati:

$$t_{ricarica_terra_h} = \frac{E_{ricarica_terra_Wh}}{P_{erogata_W} \times \eta_{MPPT} \times \eta_{charger} \times \eta_{carica}} = \mathbf{21,41 \text{ [h]} = 21 \text{ [h]} 25 \text{ [min]}}$$

Si fa notare che in quest'ultima equazione è stata utilizzata la potenza totale erogata dai moduli fotovoltaici $P_{erogata_W}$, dato che una volta a terra non è più necessario alimentare l'elettronica di bordo e tutta la potenza prodotta può essere destinata alla ricarica degli accumulatori.

“BEST CASE” = GIUGNO

- $R_{gmm_B}^{13} = 6,41 \text{ [kWh/m}^2\text{]}$;
- $t_{durata_giorno_B} \cong 14 \text{ [h]}$;
- $\eta_{Si_poli} = 17,6\%$.

$$P_{erogata_B} = \frac{R_{gmm_B}}{t_{durata_giorno_B}} \times S \times \eta_{Si_poli} \times \eta_{curvatura} = \frac{6,41 \times 10^3 \times 5,48 \times 0,176 \times 0,9}{14} \text{ [W]} = \mathbf{397,43 \text{ [W]}}$$

$$t_{UNPOWERED} = t_{VOLO} - t_{RICHIESTO} - t_{RICHIESTO_{GR}} - t_{RICHIESTO_{TR+C}} - t_{RICHIESTO_{CLIMB}} \cong \mathbf{2,49 \text{ [h]}}$$

Anche in questo caso la potenza necessaria all'alimentazione dell'avionica di bordo durante il volo è stata assunta pari a $P_{avionica} = 20 \text{ [W]}$.

Di conseguenza la potenza effettivamente destinata alla ricarica delle batterie durante la fase di volo “unpowered” risulta essere pari a:

$$P_{destinata_batterie_B} = P_{erogata_B} - P_{avionica} = (397,43 - 20) \text{ [W]} = \mathbf{377,43 \text{ [W]}}$$

A partire da questo risultato può essere valutata la quantità di energia che è possibile ricaricare durante il volo sfruttando la potenza elettrica erogata dai moduli fotovoltaici:

$$E_{ricaricata_volo_B} = P_{destinata_batterie_B} \times t_{UNPOWERED} \times \eta_{MPPT} \times \eta_{charger} \times \eta_{carica} = \mathbf{857,45 \text{ [Wh]}}$$

La parte di energia che rimane quindi da ricaricare una volta che l'aeromobile è atterrato assume il seguente valore:

$$E_{ricarica_terra_B} = E_{R_{TOT}} - E_{ricaricata_volo_B}$$

Si presti attenzione al fatto che in questo caso l'energia totale che è necessario stivare negli accumulatori non è quella ottenuta a convergenza del metodo iterativo, poiché quest'ultima è stata determinata ipotizzando di affrontare la fase di volo livellato nelle condizioni di irraggiamento caratteristiche del “WORST CASE”, cioè considerando la minima potenza erogabile dai pannelli solari. In questo caso invece è necessario conoscere la massima potenza generabile dai moduli fotovoltaici, dal momento che, come è già stato in precedenza anticipato, questo periodo dell'anno (giugno e luglio) è contraddistinto dalle migliori condizioni di irraggiamento solare.

Per questo motivo l'energia totale ottenuta a convergenza va in questo caso corretta ed adattata alla condizione di “BEST CASE”.

Per fare ciò risulta necessario ricalcolare l'effettiva potenza richiesta alle batterie in queste condizioni, tenendo in considerazione la potenza che i pannelli solari riescono a produrre, cioè $P_{erogata_B}$.

¹³ Il pedice “B” indica che si sta considerando la condizione di “BEST CASE”.

$$P_{Rbatterie_effettiva_B} = \frac{P_{Rmotore_level}}{\eta_{charger} \times \eta_{driver}} - P_{erogata_B} \times \eta_{MPPT} \times \eta_{driver} = \mathbf{3006,45 [W]}$$

dove $P_{Rmotore_level} = 3253,975 [W]$ è il valore relativo alla potenza richiesta al sistema propulsivo in condizioni di volo livellato che è stato ottenuto a convergenza (si veda la **Tabella 3.7**).

L'energia che è necessario accumulare nelle batterie per affrontare la fase di volo livellato in condizioni di "BEST CASE" è quindi pari a:

$$E_{Rbatterie_level_B} = \frac{P_{Rbatterie_effettiva_B} \times t_{RICHIESTO}}{\eta_{scarica}} = \frac{3006,45 \times 0,33}{0,95} [Wh] = \mathbf{1054,89 [Wh]}$$

A partire da questo risultato può quindi essere valutata l'energia totale da stivare nel sistema di accumulo, mantenendo ovviamente invariati i termini relativi alle fasi di decollo e di salita in quota (i cui valori sono quelli ottenuti a convergenza e sono rintracciabili nella **Tabella 3.7**):

$$E_{RTOT} = E_{Rbatterie_level_B} + E_{Rbatterie_GR} + E_{Rbatterie_TR+C} + E_{Rbatt_CLIMB} = \mathbf{2662,97 [Wh]}$$

$$E_{RTOT} = 2662,97 [Wh] \rightarrow \text{margine di sicurezza del } \mathbf{20\%} \rightarrow \mathbf{3195,56 [Wh]}$$

A questo punto risulta possibile valutare la quantità di energia che rimane da ricaricare nelle batterie una volta che il velivolo è atterrato:

$$E_{ricarica_terra_B} = E_{RTOT} - E_{ricaricata_volo_B} = (3195,56 - 857,45) [Wh] = \mathbf{2338,11 [Wh]}$$

Di conseguenza il tempo necessario, una volta a terra, al completamento della ricarica degli accumulatori risulta essere pari a:

$$t_{ricarica_terra_B} = \frac{E_{ricarica_terra_B}}{P_{erogata_B} \times \eta_{MPPT} \times \eta_{charger} \times \eta_{carica}} = \mathbf{6,45 [h]} = \mathbf{6[h] 27[min]}$$

Si fa notare che in quest'ultima equazione è stata utilizzata la potenza totale erogata dai moduli fotovoltaici $P_{erogata_B}$, dato che una volta a terra non è più necessario alimentare l'elettronica di bordo e tutta la potenza prodotta può essere destinata alla ricarica delle batterie.

“INTERMEDIATE CASE” = APRILE

- $R_{ggmm_I}^{14} = 4,83[\text{kWh}/\text{m}^2]$;
- $t_{durata_giorno_I} \cong 13 [\text{h}]$;
- $\eta_{Si_poli} = 17,6\%$.

$$P_{erogata_I} = \frac{R_{ggmm_I}}{t_{durata_giorno_I}} \times S \times \eta_{Si_poli} \times \eta_{curvatura} = \frac{4,83 \times 10^3 \times 5,48 \times 0,176 \times 0,9}{13} [\text{W}] = 322,51 [\text{W}]$$

$$t_{UNPOWERED} = t_{VOLO} - t_{RICHIESTO} - t_{RICHIESTO_{GR}} - t_{RICHIESTO_{TR+C}} - t_{RICHIESTO_{CLIMB}} \cong 2,49 [\text{h}]$$

Dal momento che anche in questo caso la potenza necessaria all'alimentazione dell'avionica di bordo durante il volo è stata assunta pari a $P_{avionica} = 20 [\text{W}]$, la potenza effettivamente destinata alla ricarica delle batterie durante la fase di volo “unpowered” risulta essere pari a:

$$P_{destinata_batterie_I} = P_{erogata_I} - P_{avionica} = (322,51 - 20) [\text{W}] = 302,51 [\text{W}]$$

Di conseguenza la quantità di energia che è possibile ricaricare durante il volo può essere stimata nella seguente maniera:

$$E_{ricaricata_volo_I} = P_{destinata_batterie_I} \times t_{UNPOWERED} \times \eta_{MPPT} \times \eta_{charger} \times \eta_{carica} = 687,25 [\text{Wh}]$$

La restante parte di energia viene ricaricata attraverso la potenza erogata dai moduli fotovoltaici una volta che il velivolo ha fatto ritorno al suolo ed assume il seguente valore:

$$E_{ricarica_terra_I} = E_{R_{TOT}} - E_{ricaricata_volo_I}$$

Ovviamente anche in questo caso l'energia totale ottenuta a convergenza va corretta ed adattata alla condizione di “INTERMEDIATE CASE”.

Per fare ciò risulta necessario ricalcolare l'effettiva potenza richiesta alle batterie in queste condizioni, tenendo in considerazione la potenza che i pannelli solari riescono a produrre, cioè $P_{erogata_I}$.

$$P_{R_{batterie_effettiva_I}} = \frac{P_{R_{motore_level}}}{\eta_{charger} \times \eta_{driver}} - P_{erogata_I} \times \eta_{MPPT} \times \eta_{driver} = 3078,41 [\text{W}]$$

dove $P_{R_{motore_level}} = 3253,975 [\text{W}]$ è il valore relativo alla potenza richiesta al sistema propulsivo in condizioni di volo livellato che è stato ottenuto a convergenza (si veda la **Tabella 3.7**).

Per affrontare la fase di volo livellato nelle condizioni di “INTERMEDIATE CASE” è quindi necessario stimare la seguente quantità di energia nelle batterie:

$$E_{R_{batterie_level_I}} = \frac{P_{R_{batterie_effettiva_I}} \times t_{RICHIESTO}}{\eta_{scarica}} = \frac{3078,41 \times 0,33}{0,95} [\text{Wh}] = 1080,14 [\text{Wh}]$$

¹⁴ Il pedice “I” indica che si sta considerando la condizione di “INTERMEDIATE CASE”.

L'energia totale che ne risulta assume il seguente valore:

$$E_{R_{TOT}} = E_{R_{batterie_level_I}} + E_{R_{batterie_GR}} + E_{R_{batterie_TR+C}} + E_{R_{batt_CLIMB}} = \mathbf{2688,22 [Wh]}$$

$$E_{R_{TOT}} = 2688,22 [Wh] \rightarrow \text{margine di sicurezza del } \mathbf{20\%} \rightarrow \mathbf{3225,86[Wh]}$$

dove i termini relativi ai diversi segmenti costituenti la manovra di decollo ed alla fase di salita in quota sono ovviamente mantenuti invariati e sono rintracciabili nella **Tabella 3.7**.

La restante parte di energia che deve essere ricaricata una volta che l'aeromobile è atterrato viene determinata attraverso la seguente relazione:

$$E_{ricarica_terra_I} = E_{R_{TOT}} - E_{ricaricata_volo_I} = (3225,86 - 687,25) [Wh] = \mathbf{2538,61 [Wh]}$$

Il tempo necessario al completamento della ricarica viene infine stimato nella seguente maniera:

$$t_{ricarica_terra_I} = \frac{E_{ricarica_terra_I}}{P_{erogata_I} \times \eta_{MPPT} \times \eta_{charger} \times \eta_{carica}} = \mathbf{8,63 [h]} = \mathbf{8 [h] 38 [min]}$$

Si fa notare che in quest'ultima equazione è stata utilizzata la potenza totale erogata dai moduli fotovoltaici $P_{erogata_I}$, dato che una volta a terra non è più necessario alimentare l'elettronica di bordo e tutta la potenza prodotta può essere destinata alla ricarica delle batterie.

3.20.2 Durata totale del volo $t_{VOLO} \cong 5 [h]$

“WORST CASE” = GENNAIO

- $R_{ggmm_W}^{15} = 1,5 [kWh/m^2]$;
- $t_{durata_giorno_W} \cong 8,5 [h] = 8 [h] 30 [min]$;
- $\eta_{Si_poli} = 17,6\%$.

$$P_{erogata_W} = \frac{R_{ggmm_W}}{t_{durata_giorno_W}} \times S \times \eta_{Si_poli} \times \eta_{curvatura} = \mathbf{153,18 [W]}$$

$$t_{UNPOWERED} = t_{VOLO} - t_{RICHIESTO} - t_{RICHIESTO_{GR}} - t_{RICHIESTO_{TR+C}} - t_{RICHIESTO_{CLIMB}} \cong \mathbf{4,49[h]}$$

Si fa notare che in quest'ultima equazione l'unico termine ad essere variato rispetto ai casi precedentemente analizzati è quello relativo al tempo di volo ($t_{VOLO} \cong 5 [h]$).

Anche in questo caso la potenza necessaria all'alimentazione dell'avionica di bordo durante il volo è stata assunta pari a $P_{avionica} = 20 [W]$.

¹⁵ Il pedice “W” indica che si sta considerando la condizione di “WORST CASE”.

Di conseguenza la potenza effettivamente destinata alla ricarica delle batterie durante la fase di volo “unpowered” risulta essere pari a:

$$P_{\text{destinata_batterie_W}} = P_{\text{erogata_W}} - P_{\text{avionica}} = (153,18 - 20) [W] = \mathbf{133,18 [W]}$$

La quantità di energia che è possibile ricaricare durante il volo viene quindi valutata attraverso la seguente espressione:

$$E_{\text{ricaricata_volo_W}} = P_{\text{destinata_batterie_W}} \times t_{\text{UNPOWERED}} \times \eta_{\text{MPPT}} \times \eta_{\text{charger}} \times \eta_{\text{carica}} = \mathbf{545,58 [W]}$$

Di conseguenza, la parte di energia che rimane quindi da ricaricare una volta che l’aeromobile è atterrato risulta essere pari a:

$$E_{\text{ricarica_terra_W}} = E_{\text{R_TOT}} - E_{\text{ricaricata_volo_W}} = (3294,35 - 545,58) [W] = \mathbf{2748,77 [Wh]}$$

dove $E_{\text{R_TOT}} = 2745,29 [Wh] \rightarrow$ margine di sicurezza del **20%** \rightarrow **3294,35[Wh]** rappresenta l’energia totale che è stata ricavata aggiungendo un margine di errore del 20% al valore ottenuto a convergenza del metodo iterativo (si veda la **Tabella 3.7**).

A partire da questo risultato si può passare alla stima del tempo necessario al completamento della ricarica una volta atterrati:

$$t_{\text{ricarica_terra_W}} = \frac{E_{\text{ricarica_terra_W}}}{P_{\text{erogata_W}} \times \eta_{\text{MPPT}} \times \eta_{\text{charger}} \times \eta_{\text{carica}}} = \mathbf{19,67 [h]} = \mathbf{19[h] 40[min]}$$

Si fa notare che in quest’ultima equazione è stata utilizzata la potenza totale erogata dai moduli fotovoltaici $P_{\text{erogata_W}}$, dato che una volta a terra non è più necessario alimentare l’elettronica di bordo e tutta la potenza prodotta può essere destinata alla ricarica degli accumulatori.

“BEST CASE” = GIUGNO

- $R_{\text{ggmm}_B}^{16} = 6,41 [kWh/m^2]$;
- $t_{\text{durata_giorno_B}} \cong 14 [h]$;
- $\eta_{\text{Si_poli}} = 17,6\%$.

$$P_{\text{erogata_B}} = \frac{R_{\text{ggmm}_B}}{t_{\text{durata_giorno_B}}} \times S \times \eta_{\text{Si_poli}} \times \eta_{\text{curvatura}} = \mathbf{397,43 [W]}$$

$$t_{\text{UNPOWERED}} = t_{\text{VOLO}} - t_{\text{RICHIESTO}} - t_{\text{RICHIESTO}_{GR}} - t_{\text{RICHIESTO}_{TR+C}} - t_{\text{RICHIESTO}_{CLIMB}} \cong \mathbf{4,49 [h]}$$

Si fa notare che in quest’ultima equazione l’unico termine ad essere variato rispetto ai casi precedentemente analizzati è quello relativo al tempo di volo ($t_{\text{VOLO}} \cong 5 [h]$).

¹⁶ Il pedice “B” indica che si sta considerando la condizione di “BEST CASE”.

Dal momento che anche in questo caso la potenza necessaria all'alimentazione dell'avionica di bordo durante il volo è stata assunta pari a $P_{avionica} = 20 \text{ [W]}$, la potenza effettivamente destinata alla ricarica delle batterie durante la fase di volo "unpowered" risulta essere pari a:

$$P_{destinata_batterie_B} = P_{erogata_B} - P_{avionica} = (397,43 - 20) \text{ [W]} = 377,43 \text{ [W]}$$

Grazie alla potenza fornita dai moduli fotovoltaici durante questa fase di volo può quindi essere ricaricata la seguente quantità di energia:

$$E_{ricaricata_volo_B} = P_{destinata_batterie_B} \times t_{UNPOWERED} \times \eta_{MPPT} \times \eta_{charger} \times \eta_{carica} = 1546,17 \text{ [Wh]}$$

La parte di energia che rimane da ricaricare una volta che il velivolo è atterrato al suolo assume di conseguenza il seguente valore:

$$E_{ricarica_terra_B} = E_{R_{TOT}} - E_{ricaricata_volo_B} = (3195,56 - 1546,17) \text{ [Wh]} = 1649,39 \text{ [Wh]}$$

dove $E_{R_{TOT}} = 2662,97 \text{ [Wh]} \rightarrow$ margine di sicurezza del **20%** \rightarrow **3195,56 [Wh]**, come si è potuto constatare nel precedente paragrafo **3.20.1**.

Il tempo necessario al completamento della ricarica degli accumulatori viene quindi calcolato attraverso la seguente equazione:

$$t_{ricarica_terra_B} = \frac{E_{ricarica_terra_B}}{P_{erogata_B} \times \eta_{MPPT} \times \eta_{charger} \times \eta_{carica}} = 4,55 \text{ [h]} = 4 \text{ [h]} 33 \text{ [min]}$$

“INTERMEDIATE CASE” = APRILE

- $R_{ggmm_I}^{17} = 4,83 \text{ [kWh/m}^2\text{]}$;
- $t_{durata_giorno_I} \cong 13 \text{ [h]}$;
- $\eta_{Si_poli} = 17,6\%$.

$$P_{erogata_I} = \frac{R_{ggmm_I}}{t_{durata_giorno_I}} \times S \times \eta_{Si_poli} \times \eta_{curvatura} = 322,51 \text{ [W]}$$

$$t_{UNPOWERED} = t_{VOLO} - t_{RICHIESTO} - t_{RICHIESTO_{GR}} - t_{RICHIESTO_{TR+C}} - t_{RICHIESTO_{CLIMB}} \cong 4,49 \text{ [h]}$$

A partire dalla conoscenza della potenza necessaria all'alimentazione dell'avionica di bordo ($P_{avionica} = 20 \text{ [W]}$) può essere stimata la potenza generata dai moduli solari che risulta essere effettivamente destinata alla ricarica delle batterie durante le fasi di volo in cui non è previsto l'impiego dell'apparato propulsivo:

$$P_{destinata_batterie_I} = P_{erogata_I} - P_{avionica} = (322,51 - 20) \text{ [W]} = 302,51 \text{ [W]}$$

¹⁷ Il pedice "I" indica che si sta considerando la condizione di "INTERMEDIATE CASE".

Di conseguenza, l'energia che può essere ricaricata durante il volo risulta essere pari a:

$$E_{\text{ricaricata_volo_I}} = P_{\text{destinata_batterie_I}} \times t_{\text{UNPOWERED}} \times \eta_{\text{MPPT}} \times \eta_{\text{charger}} \times \eta_{\text{carica}} = \mathbf{1239,26[Wh]}$$

La restante parte di energia viene ricaricata attraverso la potenza erogata dai moduli fotovoltaici una volta che il velivolo ha fatto ritorno al suolo ed assume il seguente valore:

$$E_{\text{ricarica_terra_I}} = E_{\text{R_TOT}} - E_{\text{ricaricata_volo_I}} = (3225,86 - 1239,26)[Wh] = \mathbf{1986,6 [Wh]}$$

dove $E_{\text{R_TOT}} = 2688,22 [Wh] \rightarrow$ margine di sicurezza del **20%** \rightarrow **3225,86[Wh]**, come si è potuto constatare nel precedente paragrafo **3.20.1**.

A partire da questo risultato si può infine passare alla stima del tempo necessario al completamento della ricarica una volta atterrati:

$$t_{\text{ricarica_terra_I}} = \frac{E_{\text{ricarica_terra_I}}}{P_{\text{erogata_I}} \times \eta_{\text{MPPT}} \times \eta_{\text{charger}} \times \eta_{\text{carica}}} = \mathbf{6,75 [h] = 6 [h] 45 [min]}$$

La seguente tabella riassume i risultati ottenuti in relazione alle diverse durate totali del volo considerate ed alle condizioni di irraggiamento analizzate.

CONDIZIONI D'IRRAGGIAMENTO	$t_{\text{VOLO}} \cong 3 [h]$	$t_{\text{VOLO}} \cong 5 [h]$
“WORST CASE”	21 [h] 25 [min]	19[h] 40[min]
“BEST CASE”	6[h] 27[min]	4[h] 33[min]
“INTERMEDIATE CASE”	8 [h] 38 [min]	6 [h] 45 [min]

Tabella 3.8 Riepilogo dei risultati ottenuti nelle diverse condizioni contemplate in termini di tempo necessario al completamento della ricarica delle batterie **una volta atterrati**

Dal momento che i tempi necessari al completamento della ricarica ottenuti in relazione al “WORST CASE” risultano essere abbastanza elevati, si potrebbe pensare di installare delle batterie ricaricabili **removibili**, come nel caso del Silent 2 Electro dell'Alisport.

In questo modo, nei periodi caratterizzati da scarso irraggiamento solare, gli accumulatori potrebbero essere estratti dalla struttura del velivolo per essere ricaricati sfruttando mezzi diversi dai moduli fotovoltaici di cui esso è dotato, in maniera tale da ridurre notevolmente i tempi di ricarica a terra e quindi i tempi di attesa prima di poter utilizzare nuovamente l'aeromobile per effettuare un volo.

A valle del dimensionamento concettuale potranno quindi essere eventualmente condotte delle analisi più accurate e di dettaglio in maniera tale da valutare la necessità o meno dell'impiego di una simile tecnologia ed il relativo guadagno in termini di costi ed efficienza.

CAPITOLO IV

Conclusioni e futuri sviluppi del progetto

In questo capitolo conclusivo sarà prima presentato un breve confronto critico tra i principali risultati ottenuti a convergenza ed i requisiti di massima posti a monte della procedura di dimensionamento concettuale, poi verranno esposte alcune considerazioni generali riguardo possibili sviluppi futuri del progetto in esame ed indicazioni su eventuali approfondimenti ed analisi nel dettaglio.

4.1 Confronto tra risultati ottenuti e parametri di massima iniziali

La seguente tabella consente un confronto facile e diretto tra i parametri di massima e gli obiettivi di missione inizialmente posti e le specifiche ottenute a convergenza del metodo iterativo utilizzato per portare a termine il processo di design.

PARAMETRO/OBIETTIVO INIZIALE	RISULTATO A CONVERGENZA
$M_{TOT} = m_0 = 180 \div 200$ [kg]	$m_0 = 191,57$ [kg]
$b = 7,5$ [m]	$b = 7,74$ [m]
$(L/D)_{max} \cong 20:1$ (minimo)	$(L/D)_{max} = 23,36$
$P_{MAX} = 12 \div 15$ [kW] (massimo)	$P_{MAX} = 12$ [kW]
$M_{\infty} < 0,3$	$M_{\infty Emax} = 0,096$ $M_{\infty Pmin} = 0,071$
$D_{elica} \cong 1$ [m]	$D_{elica} = 0,92$ [m]
Decollo autonomo ed indipendente	Manovra consentita
Salita in quota con $\dot{r} = 2,5$ [m/s]	Manovra consentita
Volo livellato per $t_{RICHIESTO} \cong 15 \div 20$ [min]	Manovra consentita

Tabella 4.1 Confronto tra specifiche ed obiettivi di missione iniziali e risultati ottenuti a convergenza

Come si può facilmente dedurre grazie alle informazioni riportate nella precedente tabella, la procedura di dimensionamento ha portato al soddisfacimento di tutti gli obiettivi che erano stati posti inizialmente ed ha per questo motivo permesso di dimostrare la fattibilità del progetto in esame.

Se ci si concentra ad esempio sulle caratteristiche dimensionali, si può vedere come i risultati ottenuti in termini di massa totale e di apertura alare dell'aeromobile siano perfettamente conformi ai requisiti fissati a monte del processo di design, dal momento che la massa stimata si trova nel range di valori stabilito e che si registra un errore percentuale solamente del **3,15%** nel calcolo dell'apertura alare.

Per quanto concerne invece l'efficienza aerodinamica, il valore conseguito soddisfa pienamente i requisiti prestazionali e consente quindi al velivolo di affrontare la fase di volo livellato senza gravare

troppo sul sistema propulsivo e di coprire il maggior spazio possibile minimizzando il tempo e/o la quota richiesta durante la fase di planata.

I risultati ottenuti in relazione alle caratteristiche aerodinamiche ed al peso totale dell'aeromobile permettono inoltre di ridurre il livello di potenza elettrica richiesta per sostenere il velivolo durante le fasi di volo in cui è previsto l'impiego dell'apparato propulsivo, con conseguente riduzione delle dimensioni e del peso del motore elettrico, dell'elica e dei restanti elementi costituenti questo particolare sistema.

La dimensione caratteristica dell'elica propulsiva, cioè il suo diametro, è infatti essenzialmente legata alla potenza richiesta per portare a termine le varie manovre previste durante il volo e risulta essere non solo perfettamente conforme a quella attesa, ma anche leggermente inferiore, permettendo di ridurre l'intensità della velocità che si instaura all'estremità delle pale ed evitando quindi il verificarsi di onde d'urto e di fenomeni di instabilità strutturale.

Si è potuto inoltre constatare come durante tutto il volo venga rispettata la condizione di moto subsonico ed incomprimibile ($\rho_\infty = \text{costante}$), dato che i numeri di Mach caratteristici delle varie fasi di volo e manovre considerate si aggirano attorno al valore di $M_\infty = 0,1$.

Grazie ai risultati ottenuti a valle della procedura di dimensionamento concettuale svolta nel precedente capitolo, si può affermare che l'obiettivo principale di questo elaborato, cioè dimostrare la fattibilità o meno della realizzazione di un velivolo caratterizzato da dimensioni abbastanza ridotte ed in grado di decollare in maniera autonoma e di condurre inoltre delle fasi di volo livellato sfruttando la spinta fornita dal sistema propulsivo, è stato ampiamente soddisfatto.

Si è infatti dimostrato come l'aeromobile in oggetto sia capace di decollare sfruttando solamente la potenza erogata dal motore elettrico di cui è dotato e senza quindi dover ricorrere ad alcun mezzo o sistema di traino e come esso possa inoltre sfruttare la spinta generata dall'apparato propulsivo per salire fino ad una quota di **1500 [m]** con una velocità verticale di ascesa abbastanza elevata.

Grazie ai margini di errore considerati si è potuto progettare un sistema propulsivo leggermente sovradimensionato e quindi in grado, eventualmente, di consentire al velivolo di effettuare manovre di salita caratterizzate da velocità verticali (o ratei di ascesa) superiori a quella minima imposta come requisito iniziale.

La fase di volo libero (planate ed eventuali termiche ascensionali) può essere intervallata da fasi di volo livellato sostenute dall'apparato propulsivo, in maniera tale da permettere la copertura di distanze maggiori a parità di perdita di quota e di consentire anche il prolungamento della durata totale del volo.

Come già precedentemente anticipato durante la trattazione della meccanica del volo condotta nel secondo capitolo, anche se la fase di atterraggio è stata pensata per essere affrontata senza lo sfruttamento della spinta fornita dall'elica, il tempo totale durante il quale è previsto l'utilizzo dell'apparato propulsivo in condizioni di crociera è stato assunto pari a $t_{\text{RICHIESTO}} = 20 \text{ [min]}$, di cui **15 [min]** risultano essere effettivamente dedicati alle fasi di volo livellato da intraprendere tra una planata e l'altra o per spostarsi da una termica ascensionale alla successiva, mentre i restanti **5 [min]** possono essere eventualmente impiegati per variare la traiettoria durante la fase di pre - atterraggio o correggere la manovra in caso di rischio di atterraggio fuoricampo.

4.2 Approfondimenti consigliati e possibili sviluppi futuri

In quest'ultimo paragrafo conclusivo sono riportate alcune indicazioni riguardo eventuali problematiche che, a valle dello studio preliminare condotto attraverso questo elaborato, risulta necessario trattare in maniera più approfondita e vengono messi in luce i principali aspetti che potranno essere sviluppati per mezzo di analisi future.

- 1) Valutazione della reale fattibilità dell'utilizzo di un carrello di atterraggio di tipo retrattile come è stato richiesto e previsto dalla procedura di dimensionamento precedentemente condotta. La principale problematica legata all'impiego di questo tipo di sistema risiede essenzialmente nella determinazione dell'ingombro della struttura del carrello (i.e. le ruote) e dei meccanismi dedicati alla sua movimentazione ed al suo dispiegamento, in quanto, se dovessero risultare troppo ingombranti da riuscire ad essere contenuti nel dorso del velivolo, si potrebbe eventualmente ripiegare sull'utilizzo di un sistema di atterraggio che non preveda di essere retratto nel momento in cui non è richiesto il suo impiego (carrello di atterraggio FISSO).
Le conseguenze legate a questa scelta sarebbero principalmente due:
 - la massa totale del carrello risulterebbe inferiore a quella stimata nel precedente capitolo, dal momento che il peso totale di un carrello di atterraggio fisso può essere considerato pari al $3\% W_0$ e quindi non più al 6% del peso totale dell'aeromobile al decollo; (64), (65)
 - si dovrebbe determinare l'effetto, in termini di resistenza globale, della presenza del carrello anche durante le fasi di volo diverse da decollo ed atterraggio, cioè valutare la necessità o meno di aumentare il valore assunto dal coefficiente di resistenza d'interferenza $C_{D,interference}$ nel processo di design;
- 2) Studio dettagliato della conformazione della fusoliera a partire dalle indicazioni riportate nel secondo capitolo nel paragrafo dedicato alla descrizione delle metodologie e delle fonti da impiegare al fine di ottenere una struttura caratterizzata dal minimo apporto di resistenza aerodinamica complessiva. Si può ad esempio procedere valutando se uno dei 3 profili laminari NACA delle serie 63 e 66 (analizzati sempre nel secondo capitolo) presenta le specifiche adatte ad essere impiegato come modello a cui ispirarsi per la definizione della forma della fusoliera. Attraverso questa analisi più approfondita si cercherà quindi di perseguire la condizione di minimo drag aerodinamico totale sia considerando forme di fusoliera affusolate e laminari, sia studiando delle configurazioni che consentano al carrello di atterraggio di essere retratto nella struttura stessa del velivolo durante le fasi di volo nominali;
- 3) Analisi dell'effetto dovuto all'aggiunta di moduli solari al Silicio amorfo lungo la fusoliera in termini di massima potenza erogabile, di massa e quindi peso totale aggiuntivo, di costo e di complessità costruttiva. Si deve necessariamente valutare se il guadagno che ne risulta a livello di massima potenza totale erogabile è superiore o meno al conseguente aumento di massa e di costi ed eventualmente determinare la superficie totale da ricoprire e la precisa collocazione dei films fotovoltaici lungo la struttura della fusoliera;
- 4) Valutazione della possibilità di utilizzare delle celle solari bifacciali, cioè di ricoprire anche la superficie inferiore delle ali con moduli fotovoltaici, in maniera tale da sfruttare anche la frazione di radiazione solare riflessa dal terreno (albedo).

Bisogna quindi valutare se questa soluzione risulta essere conveniente in termini di produzione di energia elettrica in confronto all'inevitabile aumento del peso totale delle ali, tenendo in considerazione gli indici di riflettività dei diversi tipi di terreno sopra ai quali si prevede che l'aeromobile voli e quindi l'entità dell'irraggiamento legato all'albedo.

Si può quindi determinare se questi moduli aggiuntivi provochino un aumento della potenza totale erogabile durante il volo ed una riduzione dei tempi necessari al completamento della ricarica delle batterie sufficienti a giustificare gli evidenti svantaggi in termini di massa e costi aggiuntivi;

- 5) Scelta del motore elettrico e dell'elica propulsiva in base alle specifiche elettriche ottenute al termine della procedura di design concettuale precedentemente svolta.

Determinazione del profilo aerodinamico, dello svergolamento (twist) e del materiale delle pale dell'elica e definizione di tutti i parametri fisici descriventi le proprietà ed il comportamento dell'elica. Eventualmente può essere contemplata la possibilità dell'impiego di pale che possono essere ruotate lungo l'asse longitudinale, in modo tale da controllare la produzione di spinta variando il loro angolo di attacco;

- 6) Scelta dei materiali adatti alla realizzazione della parte strutturale dell'aeromobile, cioè degli elementi che compongono fusoliera, ali, coda e superfici di controllo come i longheroni, le centine e la "pelle" (o rivestimento esterno).

Può essere condotta un'analisi dettagliata volta ad ottenere una stima più precisa per quanto riguarda la massa totale dell'airframe, possibilmente cercando di implementare un modello che non si basi solamente sulle specifiche ricavate a partire dall'elaborazione statistica di un database di campioni di velivoli dalle simili caratteristiche, ma anche sui diversi materiali che possono essere impiegati;

- 7) Analisi di stabilità statica e dinamica volta a determinare la posizione precisa dei vari elementi e sottosistemi che compongono il motoaliante nel suo complesso, in particolare l'apparato propulsivo, il sistema di accumulo di energia ed il carrello retrattile.

Si rende necessario definire la collocazione del motore e dell'elica lungo l'impennaggio verticale e rispetto alla superficie orizzontale di coda e la posizione delle batterie, considerando che il sistema di accumulo deve riuscire a compensare il peso del sistema propulsivo ed il momento generato dal suo azionamento.

Attraverso questa analisi viene determinata anche la posizione del profilo di radice alare rispetto alla prua ed al dorso del velivolo ed il suo angolo di calettamento, tenendo in considerazione tutte le problematiche legate alla creazione dei vortici di estremità, all'interferenza tra le diverse correnti che fluiscono attorno alla superficie alare, alla fusoliera ed alle superfici di coda ed all'agibilità della cabina di pilotaggio. La collocazione dell'ala dipende quindi non solo dalle proprietà e dalle performance aerodinamiche che si vogliono ottenere, ma anche dalla necessità di consentire al pilota di entrare agevolmente nel cockpit e soprattutto di uscirne per abbandonare l'aeromobile in caso di pericolo.

Lo studio della stabilità permette inoltre di scegliere l'angolo di diedro alare adatto, la conformazione delle varie superfici aerodinamiche di controllo mobili (cioè alettoni, elevatori e timone), dei flaps, degli spoilers (o diruttori di flusso) e degli aerofreni ed il loro assetto ottimale durante le varie fasi di volo affrontate, in maniera tale da garantire sempre un elevato controllo dell'aeromobile.

Al termine dell'analisi di stabilità sarà possibile determinare la distribuzione delle masse e la posizione precisa del centro di massa del velivolo;

- 8)** Valutazione della possibilità di utilizzare un'elica propulsiva retrattile e degli effetti provocati da una collocazione dell'apparato propulsivo diversa da quella proposta in precedenza (cioè in coda). Attraverso l'analisi di stabilità potrebbero essere studiate più configurazioni differenti, in modo tale da poter effettuare un confronto volto a determinare quale di queste risulti massimizzare la stabilità del velivolo e consenta nello stesso tempo di ottenere buone prestazioni aerodinamiche.

Si potrebbe ad esempio collocare il sistema propulsivo o sul muso del velivolo o nella parte superiore della fusoliera dietro al cockpit. In entrambi i casi è necessario affrontare uno studio approfondito con lo scopo di determinare la conformazione che deve assumere la fusoliera per riuscire a contenere la struttura dell'apparato propulsivo ed i meccanismi collegati alla movimentazione ed al dispiegamento di questo sistema.

In questa analisi saranno ovviamente tenuti in considerazione gli effetti che le diverse configurazioni hanno sul drag aerodinamico complessivo, sul peso totale dell'aeromobile, sulla complessità costruttiva e sui costi di progetto;

- 9)** Studio più approfondito della meccanica del volo libero, cioè del moto del velivolo durante le fasi di planata e di salita per mezzo delle correnti termiche ascensionali.

L'analisi in oggetto può essere incentrata sulla valutazione delle performance aerodinamiche in termini di efficienza e di velocità di avanzamento a quote diverse da quella che è stata considerata per condurre il dimensionamento oggetto di questo elaborato. Attraverso un confronto tra i risultati ottenuti si può effettuare un'analisi di sensibilità delle prestazioni dell'aeromobile alla quota di volo.

Si consiglia inoltre di valutare in maniera accurata l'assetto adatto ad affrontare nel modo più efficiente possibile il volo nelle termiche ascensionali (i.e. angolo di inclinazione laterale del motoaliante, movimentazione delle superfici di controllo mobili, etc.);

- 10)** Valutazione della possibilità di impiegare l'apparato propulsivo anche durante la manovra di atterraggio e studio dell'impatto che questa scelta provoca a livello di massa totale, ingombro, costi, tempi necessari alla ricarica totale delle batterie e potenza massima che il motore deve essere in grado di fornire;

- 11)** Dopo aver determinato la configurazione finale del velivolo risultante dall'analisi di stabilità, si può passare alla creazione di un modello 3D del motoaliante e ad una successiva analisi agli elementi finiti volta all'individuazione dei carichi aerodinamici e strutturali a cui risulta essere sottoposto l'aeromobile in questione;

- 12)** Analisi dei fenomeni di aeroelasticità statica e dinamica: determinazione della velocità di divergenza torsionale e della velocità di flutter;

- 13)** Progettazione di un aeromobile di simili caratteristiche, cioè contraddistinto da dimensioni ridotte, propulsione elettrica/solare, decollo autonomo ed indipendente, fase di volo livellato della durata totale di circa $15 \div 20$ [min] e da buone prestazioni aerodinamiche, ma BIPOSTO.

APPENDICE

Le seguenti immagini rappresentano due viste del motoaliante realizzate attraverso il software **AutoCAD** utilizzando le specifiche geometriche ottenute a convergenza del metodo iterativo descritto nel **Capitolo III**.

Si fa notare che l'unità di misura delle quote dimensionali lineari non è stata specificata, dal momento che, come in tutti i disegni tecnici, è sottinteso l'impiego dei millimetri [**mm**].

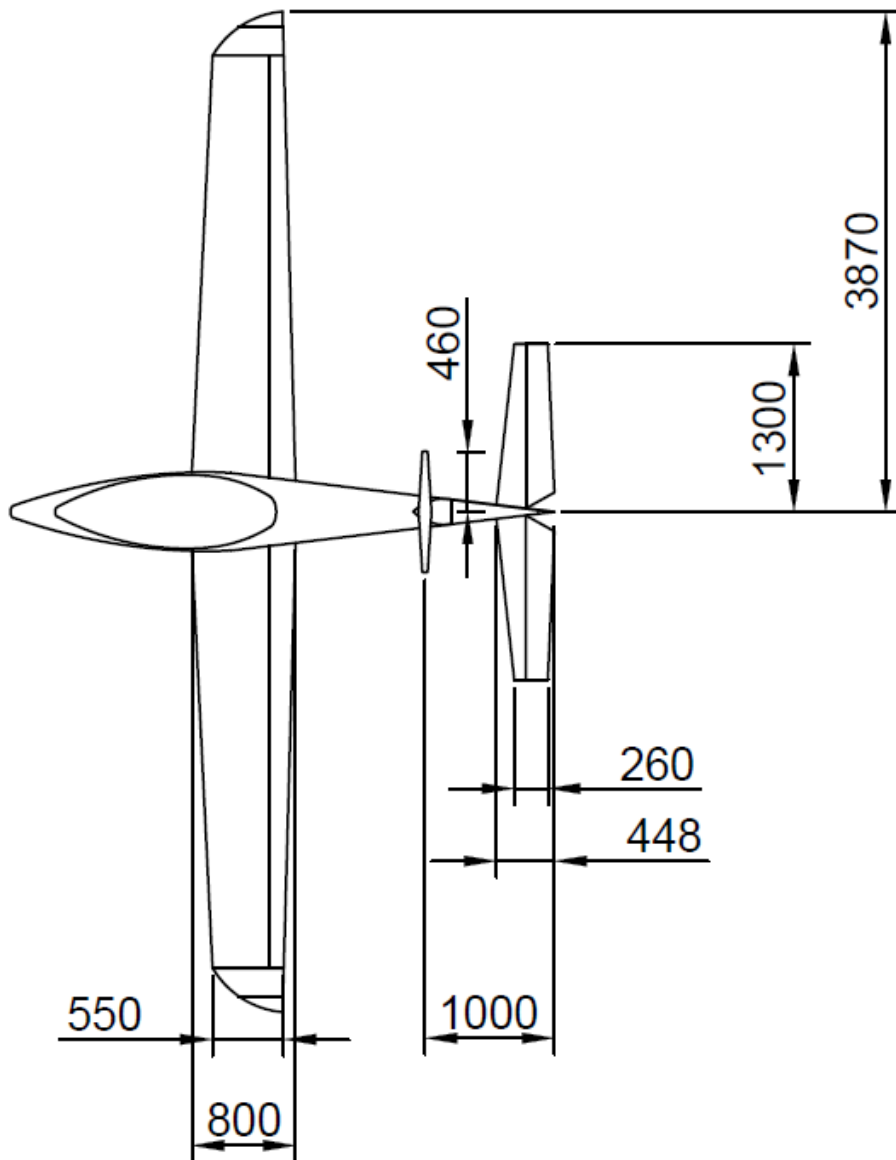


Figura A.1. Vista dall'alto del motoaliante ottenuta al termine della procedura di design concettuale

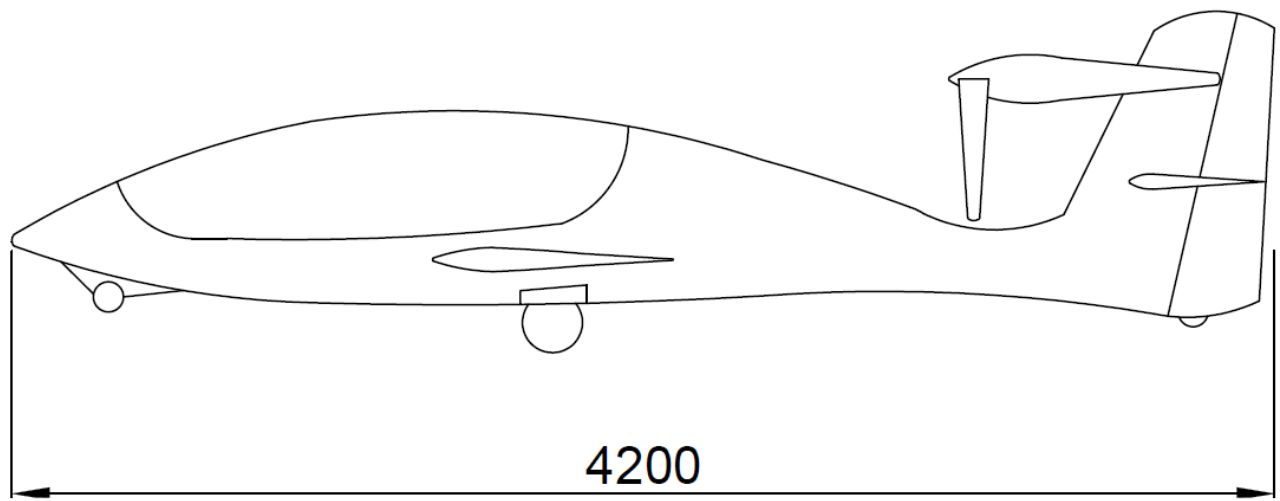


Figura A.2. Vista laterale del motoaliante ottenuta al termine della procedura di design concettuale

BIBLIOGRAFIA

1. http://www.projectsunrise.info/Page_15.html. Project Sunrise
2. **A. Noth**, *Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight*. ETH Zürich, September 2008
3. **Xiongfeng Zhu, Zheng Guo, Zhongxi Hou**, *Solar-powered airplanes: A historical perspective and future challenges*. Progress in Aerospace Sciences, 2014
4. <https://www.rcgroups.com/articles/ezonemag/1997/krc/nonscale.htm>. Solar Solitude
5. <https://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/Albatross/HTML/ECN-13413.html>. Solar-powered Gossamer Penguin in flight
6. <https://www.pinterest.co.uk/pin/331999803751718670/>. Solar Challenger
7. <http://www.solar-flight.com/gallery/sunseeker-i/>. Sunseeker
8. <http://www.icare-solar.de/index.php/galleries/icare-takes-off-1996>. Icaré 2
9. <https://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/Pathfinder/HTML/EC96-43817-12.html>. Pathfinder aircraft
10. <https://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Erast/pathfinder.html>. Pathfinder Plus
11. <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/multimedia/imagegallery/Centurion/index.html>. Centurion
12. <https://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/Helios/HTML/ED01-0209-7.html>. Helios aircraft
13. https://ia800400.us.archive.org/27/items/ACPropulsionSolongUAV2005/FirstSoLongDesignReport_AlanCocconi/AC_Propulsion_Solong_UAV_2005.pdf. Solong
14. <https://www.droneuniversities.com/drones/the-zephyr-high-altitude-pseudo-satellite-haps-aircraft-gets-lithium-sulfur-li-s-batteries/>. Zephyr
15. <http://aroundtheworld.solarimpulse.com/adventure>. Solar Impulse Foundation - Historic Flight
16. <https://www.pagesjaunesmonaco.com/blog/solar-impulse-termine-a-abu-dabi/#prettyPhoto/0/>. Solar Impulse 2
17. <http://www.alisport.com/?product=silent-2-electro-2>. Alisport Silent 2 Electro
18. http://www.windex.se/windex_1200c/. Windex 1200 C

19. <http://www.windex.se/3dview.htm>. Windex 1200 C
20. <http://www.ourclipart.com/clipart/windex%201200c/>. Windex 1200 C
21. V. Pajno, *Il progetto dell'aliante moderno*. 1997
22. <http://educazionetecnica.dantect.it/tag/aereo/>. Educazione tecnica
23. <https://theflyingengineer.files.wordpress.com/2013/01/technology.jpg>. The Flying Engineer
24. F. Thomas, *Fundamentals of Sailplane Design*. 1999
25. <http://dida.fausser.edu/aero/terza/atmostd/pagina.htm>.
26. http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html. UIUC Airfoil Coordinates Database
27. <https://static.rcgroups.net/forums/attachments/3/0/8/1/5/0/a6708623-149-fx63137sm.gif>. FX 63-137 smoothed
28. <https://static.rcgroups.net/forums/attachments/3/6/4/7/7/6/a6035348-235-E214%20Airfoil.gif>. E214
29. <http://airfoiltools.com/compare/index>. Airfoil Tools
30. Federal Aviation Administration, **FAA-H-8083-13A**, *Glider Flying Handbook*. 2009
31. Daniel P. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics , 1992
32. John D. Anderson Jr. , *Aircraft Performance and Design*. Tata McGraw-Hill, 2010
33. http://wpage.unina.it/agodemar/MS2011/Esercizi_Dimensionamento_PV_Potenza_Controllo_Rollio_Effetto_Diedro.pdf.
34. <http://www.gruppofalchi.com/files/quaderno-aeromodellista.pdf>. www.gruppofalchi.com
35. <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19740001939.pdf>. NASA CR-2315
36. <http://journals.sfu.ca/ts/index.php/ts/article/viewFile/900/856>, L. M. M. Boermans, D. C. Terleth, *Wind Tunnel Tests of Eight Sailplane Wing-Fuselage Combinations*. 1984
37. <http://frotor.fs.cvut.cz/doc/37.pdf>, L. M. M. Boermans, *Research on sailplane aerodynamics at Delft University of Technology.Recent and present developments*. 2006
38. <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19840007048.pdf>, R. Radespiel, *Wind tunnel investigations of glider fuselages with different waistings and wing arrangements*. 1983
39. John D. Anderson Jr. , *Fundamentals of Aerodynamics* . McGraw-Hill, 2001

40. <http://slideplayer.com/slide/5724403/>, D. R. Kirk, *MAE 3241: AERODYNAMICS AND FLIGHT MECHANICS*. 2010
41. **R.W.Miles, K.M.Hynes, I.Forbes**, *Photovoltaic solar cells: An overview of state-of-the-art cell development and environmental issues*. Progress in Crystal Growth and Characterization of Materials, Volume 51, Issues 1–3, 2005
42. **F. Bignucolo**, *Introduzione al corso e concetti di base di sistemi elettrici di bordo* . 2014-2015
43. <http://www.fotovoltaicosulweb.it/guida/i-pannelli-fotovoltaici-di-tipo-cis.html>. I pannelli fotovoltaici di tipo CIS: cosa sono e quali vantaggi hanno rispetto ai più conosciuti pannelli al silicio
44. <http://leos.unipv.it/slides/lecture/Gabetta-LEOS%202010.PDF>, G. Gabetta, *Celle Solari all'Arseniuro di Gallio: un Futuro sulla Terra*. 2010
45. www.nrel.gov/ncpv/thin-film/docs/Kaz_best_research_cells.ppt. NREL
46. http://liberenergie.altervista.org/solare_fotovoltaico.php. LiberEnergie
47. <http://www.enea.it/it/seguici/le-parole-dellenergia/radiazione-solare/qualcosa-da-sapere-sul-sole-1/spettro-elettromagnetico-solare-e-assorbimento-in-atmosfera>. ENEA, Agenzia Nazionale per le nuove tecnologie, l'energia e lo sviluppo economico sostenibile
48. <http://www.solaritaly.enea.it/CalcComune/Calcola.php>. ENEA-Atlante italiano della radiazione solare
49. <http://www.utelio.it/durata-del-giorno.php>. Utelio - Durata del giorno
50. http://www.azurspace.com/images/pdfs/0002162-00-03_DB_SIA.pdf. AZURSPACE-Silicon Solar Space Cell S 32
51. <https://cs.wmich.edu/~sunseeker/files/A-300%20data%20sheet.pdf>. SUNPOWER A-300 Solar Cell
52. http://www.gochermann.com/pv_module/. Gochermann Solar Technology- PV Module Properties
53. http://www.gochermann.com/solar_cells/. Gochermann Solar Technology- GaAs or Si solar cells
54. <http://www.motechsolar.com/en/cells.php>. MOTECH
55. <http://www.motechsolar.com/en/doc/cell/IM156B4.pdf>. IM156B4 - Multicristallyne I-Cells
56. https://www.chemours.com/Teflon_Industrial/en_US/assets/downloads/k23269_Teflon_films.pdf. DuPont Frontsheet Materials
57. <https://www.strumentazioneelettronica.it/tecnologie/analog-test/caratteristiche-delle-celle-solari-20100318423/>. Strumentazione elettronica

58. <https://www.tecnoyouth.it/smartphone/batterie-li-ion-li-po-le-differenze-manutenzione-23819>. TecnoYouth
59. <http://kokam.com/cell/>. Superior Lithium Polymer Battery (SLPB)- Kokam Li-ion / Polymer Cell
60. <https://infodrones.it/differenza-tra-motori-brushed-e-brushless/>. InfoDrones.it
61. <http://www.icaro2000.com/Products/Swift/Swift.htm>. The electric Swift
62. <http://www.geigerengineering.de/avionik-elektroantriebssystem/produkte/>. Geiger Engineering
63. <http://www.rotselectric.eu/products/bldc-motors/ret-series/>. ROTEX electric
64. <https://www.infosys.com/engineering-services/white-papers/Documents/landing-gear-design-and-development.pdf>, *Divakaran, Ravikumar, Srinivasa Rao Patnala*, Aircraft Landing Gear Design & Development
65. **Snorri Gudmundsson**, General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures. Elsevier, 2014