

POLITECNICO DI TORINO

Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale



**Politecnico
di Torino**



Tesi di Laurea Magistrale

Studio preliminare delle tecnologie HAPS e conseguente progettazione di un'ala per piattaforma stratosferica

Relatori

Prof. Alfonso PAGANI

Prof. Marco PETROLO

Tutor Aziendale

Ing. Victor MIHEREA

Candidata

Francesca MARTINI

OTTOBRE 2023

Sommario

Gli HAPS o HALE sono aeromobili progettati per volare a quote elevate nella stratosfera per lunghi periodi di tempo, generalmente per diverse settimane o mesi, senza la necessità di atterraggi frequenti. Nascono con l'intento di fornire supporto alle esigenze civili e/o militari. Inoltre, gli HAPS possono essere utilizzati come satelliti a costo ridotto e offrire consapevolezza situazionale istantanea, persistente e migliorata. L'energia solare è la fonte primaria di energia per questi tipi di veicoli aerei senza pilota infatti i pannelli solari montati sulle ali catturano l'energia durante il giorno e conservano il surplus per l'utilizzo notturno. Le principali sfide nella progettazione di successo di un HAPS sono trovare un modello appropriato per calcolare il peso della struttura, selezionare i materiali per l'analisi strutturale, progettare l'ala e riuscire ad integrarla con successo in una configurazione di aeromobile unica. Pertanto, questa tesi si concentra sul concetto di HAPS, sulla modellazione di un primo velivolo adibito ai test a terra, sull'ottimizzazione del profilo alare per la stratosfera, sulla progettazione dell'ala e la sua analisi aerodinamica, sulla ricerca dei materiali da utilizzare nella realizzazione ed infine sull'analisi strutturale dell'ala. Gli argomenti trattati nei singoli capitoli sono menzionati di seguito. I primi tre capitoli di questa tesi trattano dell'introduzione, della revisione della letteratura disponibile e delle ricerche precedenti rilevanti, e dell'antefatto degli aeromobili ad alta quota esistenti e delle loro configurazioni. Il quarto capitolo è dedicato interamente alla stratosfera, ambiente operativo esclusivo per questa tipologia di velivolo. Nel quinto capitolo si entra nel vivo del concetto di HAPS vero e proprio con attenzione anche alle normative che li regolamentano. Gli ultimi capitoli saranno, invece, dedicati interamente alla progettazione vera e propria, fulcro di questa tesi.

Ringraziamenti

Vorrei esprimere la mia riconoscenza verso il Professor A. Pagani, per la sua disponibilità e pazienza nel fornirmi consigli e raccomandazioni cruciali che mi hanno aiutata a completare questo lavoro di tesi.

Ringrazio Victor Miherea, CEO di Stratobotic, per avermi accolta all'interno del suo team ed avermi seguita con gentilezza e comprensione. E' stato un privilegio aver avuto l'opportunità di lavorare con voi ed arricchire il mio bagaglio di competenze.

Un pensiero speciale va ai miei genitori, artefici di questo traguardo, perchè devo ai loro sacrifici ed al loro amore tutto ciò che sono e che ho. Il mio desiderio più grande e sincero è che salute e serenità vi accompagnino per sempre.

Grazie a Elisabetta, colonna portante della famiglia, perchè nonostante le nostre diversità è una delle mie principali certezze e so che potrei sempre contare su di lei, e lei di su me. Con l'augurio che il tempo possa rafforzare il nostro legame e nessuna distanza geografica possa mai allontanarci.

Ad Ale, compagno di corso, poi coinquilino abusivo ed ora compagno di vita prezioso. Perchè con la sua pazienza e la sua bontà mi è stato accanto ogni giorno fino ad accompagnarmi a questo traguardo, molto merito è suo se possiamo festeggiare insieme la fine di questo percorso. Ti ringrazio per avermi aiutata a credere in me stessa ed avermi dimostrato in punta di piedi cosa significhi volersi davvero bene. Sono sicura che ti aspettino le più belle soddisfazioni ed oltre all'intelligenza, sarà il tuo gran cuore a fare la differenza. Spero potremo camminare a lungo insieme.

Grazie a mia nonna Anna per le sue preghiere prima di ogni esame, a mio nonno Gianni perchè finire era una promessa da mantenere, a mia zia Lucia per la sua presenza costante e silenziosa, alla zia Lella perchè da lei ho visto ed imparato l'altruismo, la generosità ed i valori più importanti, grazie a tutti i miei familiari.

A tutte le mie amiche, mi manca molto il tempo insieme ma vi sento sempre vicine. Ognuna di voi è per me speciale a suo modo e siete le compagne di vita migliori che potessi scegliere. Grazie per avermi aspettata ad ogni rientro e avermi incoraggiata ad ogni ripartenza.

Ai miei compagni di corso vecchi e nuovi, perchè si chiude il capitolo Politecnico ma voi rimarrete pezzi unici di questo puzzle ormai completato, ricomincerei dal giorno zero solo per rifarvi tutti i muffin e le torte. Grazie a tutti quelli che mi hanno aiutata nello studio, perchè evidentemente ci so più fare con la cucina che con l'ingegneria!

*“MI DOMANDO, – DISSE –, SE LE STELLE SONO ILLUMINATE
PERCHÉ OGNUNO POSSA UN GIORNO
TROVARE LA SUA.”
Antoine de Saint-Exupéry*

Indice

Elenco delle tabelle	IX
Elenco delle figure	X
Acronimi	XIV
1 Introduzione	1
1.1 Tema e Obiettivo dello Studio	1
1.2 Cenni Storici sugli Aeromobili ad Alta Quota Alimentati ad Energia Solare	3
1.3 Fondamenti Teorici e Risultati Ottenuti	14
1.4 Struttura e Metodologia della Ricerca	15
2 Analisi della Letteratura e Studi Precedenti	17
3 Rassegna degli UAV e Relative Strutture	20
3.1 Strutture degli HALE UAV	24
3.1.1 UAV HALE ITB	27
3.1.2 Modelli di Design	28
4 La Stratosfera	33
4.1 Composizione Chimica	35
4.2 Proprietà Fisiche	35
4.3 Dinamica del Vento	37
4.4 Ambiente Solare	37
5 High Altitude Pseudo Satellite	40
5.1 Introduzione	40
5.2 Quali Piattaforme possono essere HAPS?	42
5.3 Specifiche Tecniche	42
5.4 Competitor	45
5.5 HAPS Esistenti	46
5.5.1 Le Piattaforme più Pesanti dell'Aria	46
5.5.2 Le Piattaforme più Leggere dell'Aria	49
5.6 Prossimi Sviluppi e Potenzialità	53
5.7 Normative	54

6	Analisi Aerodinamica	57
6.1	Metodi Basati sul Potenziale	57
6.1.1	Xfoil	60
6.1.2	Xfr5	62
6.2	CFD	63
6.2.1	RANS	64
6.2.2	Modelli di Turbolenza	65
6.2.3	Trattamento della Parete	69
6.2.4	Volumi Finiti	73
6.2.5	Mesh	74
7	Progetto Preliminare	78
7.1	Requisiti di Missione	78
7.2	Profilo di Missione	79
7.2.1	Stima del Carico Alare	80
7.3	Velivolo per Test di Volo a Basse Quote	80
7.3.1	Specifiche	81
7.4	Analisi Strutturali e CFD	87
7.5	Analisi CFD	92
7.5.1	Angolo di Attacco pari a 0°	93
7.5.2	Angolo di Attacco pari a 5°	95
8	Il Profilo Alare Stratosferico	100
8.1	La Selezione del Profilo	103
8.2	Selezione del Profilo tramite XFLR5	107
8.2.1	Analisi Bidimensionali	109
8.2.2	Analisi Tridimensionali	115
9	Progettazione Strutturale dell'Ala	121
9.1	Mesh	121
9.2	Simulazione ed Analisi del Campo di Flusso	122
9.3	Materiali	129
9.3.1	Materiali Compositi	129
9.3.2	Materiali Stampati 3D	131
9.3.3	La Fibra di Carbonio	132
9.4	Struttura dell'Ala e suoi Componenti	134
9.4.1	Strutture di Rinforzo	136
9.5	Analisi Strutturali	137
9.5.1	Analisi Statica	137
9.5.2	Analisi di Buckling	138
9.5.3	Analisi Modale	139
10	Conclusioni e Raccomandazioni per Future Ricerche	142
A	Zephyr	145
B	Stratobus	147

Elenco delle tabelle

3.1	Classificazione Generale per gli UAVs	21
3.2	Caratteristiche degli UAVs esistenti per medie ed alte quote	21
5.1	Specifiche di Zephyr	46
5.2	Specifiche di Helios	47
5.3	Specifiche Hale-D	49
5.4	Specifiche di Stratobus TM	50
8.1	Caratteristiche Geometriche dei Profili Analizzati	107
8.2	Risultati Ottenuti dalle Simulazioni Effettuate con Xfoil a $Re=2 \cdot 10^5$	109
8.3	Dimensioni Base delle Ali	116
8.4	Risposta Aerodinamica delle Ali all'Altitudine Operativa	117
9.1	Coefficienti Aerodinamici dell'Ala 16 in Condizioni Operative Ottenuti da Ansys Fluent e XFLR5 per Diversi Angoli di Attacco	123

Elenco delle figure

1.1	Crescita del Mercato per gli UAV [1]	1
1.2	Sunrise [8]	4
1.3	Gossamer Albatross II [9]	5
1.4	Solar Challenger II [10]	5
1.5	Pathfinder [10]	6
1.6	Centurion [11]	7
1.7	Confronto Evolutivo Attraverso il Progetto ERAST [12]	8
1.8	Heliplat [10]	8
1.9	Timeline del Progetto Zephyr [14]	9
1.10	Zephyr [15]	10
1.11	Solara [20]	11
1.12	Aquila [15]	12
1.13	PHASA-35 [22]	13
3.1	Phantom Eye [35]	22
3.2	Global Observer [36]	22
3.3	Theseus [37]	23
3.4	RQ- 4B Global Hawk [38]	23
3.5	MQ-1B Predator [39]	23
3.6	Sedici Concept Differenti	24
3.7	Concept numero 6 [40]	25
3.8	Concept numero 8 [40]	26
3.9	Concept numero 9 [40]	26
3.10	Concept numero 10 [40]	27
3.11	Protoriplo di Prima Generazione di HALE UAV-ITB [41]	28
3.12	Secondo Protoriplo di HALE UAV-ITB [41]	28
3.13	Immagine Artistica di Ali Controventate [41]	29
3.14	Differenti Configurazioni Proposte [42]	30
3.15	Configurazione con AR Elevato [43]	31
4.1	L'Atmosfera Terrestre [44]	33
4.2	Temperatura [44]	36
4.3	Densità e Pressione [44]	36
4.4	Dinamica del vento [44]	37
4.5	Ore di Luce [44]	38
4.6	Latitudine [44]	38

5.1	HAPS [45]	40
5.2	Zephyr	46
5.3	Helios	47
5.4	Ascenta	48
5.5	HALE-D	49
5.6	Stratobus	50
5.7	Project Loon	51
5.8	SPF	51
5.9	HiSentinel	52
6.1	Confronto tra Simulazioni Xfoil e Dati Sperimentali su Profilo E387	61
6.2	Suddivisione delle Zone dello Stato Limite	69
6.3	Profilo di Velocità per uno Strato Limite Turbolento	70
6.4	Caratteristica della Mesh in Prossimità dello Strato Limite	71
6.5	Skewness per Elementi Triangolari e Quadrilaterali	76
7.1	Profilo di Missione	79
7.2	Profilo di Missione per Lunga Durata	79
7.3	Interstellar 2500X	81
7.4	JH 8-07-08	82
7.5	C_P vs α	82
7.6	Semiala	83
7.7	Velivolo per Ground Test	84
7.8	Velivolo on the Road	84
7.9	Prototipo di Velivolo Motorizzato	86
7.10	Ali e Fusoliera del Velivolo	86
7.11	Componenti del Velivolo	87
7.12	Deformazione con Carico di 1000 N	89
7.13	Tensioni Rilevate con Carico di 1000 N	89
7.14	Tensioni di Buckling	90
7.15	Displacement Dovuti al Buckling	90
7.16	Fatica dopo 1000 Cicli	91
7.17	Fatica dopo 1 Milione di Cicli	91
7.18	Confidence of Life	92
7.19	Mesh	93
7.20	Mesh Intorno al Profilo	93
7.21	Pressione Intorno al Profilo	94
7.22	Energia Cinetica Turbolenta	94
7.23	Linee di Flusso della Velocità	95
7.24	Mesh con AOA di 5°	96
7.25	Mesh Intorno al Profilo con AOA di 5°	96
7.26	Pressione Intorno al Profilo con AOA di 5°	97
7.27	Energia Cinetica Turbolenta con AOA di 5°	98
7.28	Linee di Flusso della Velocità con AOA di 5°	98
8.1	Geometria del Profilo Alare [2]	100
8.2	Relazione tra C_L ed Angolo d'Attacco [13]	101

8.3	Distribuzione di Pressione nel Profilo E980	105
8.4	Profili Alari Analizzati	107
8.5	Polari dei Profili	108
8.6	Estradosso	110
8.7	Intradosso	110
8.8	Variazione dei Punti di Transizione in funzione dell'AoA	110
8.9	Geometria dei Profili Selezionati	111
8.10	E211	112
8.11	E66	112
8.12	FX63-137	112
8.13	S1210	112
8.14	$\frac{C_L}{C_D}$ vs α	113
8.15	E_{max} vs α	113
8.16	C_L vs α e C_L vs C_D a $Re=200000$	114
8.17	E_{max} vs α e $E\sqrt{C_L}$ vs α a $Re=200000$	114
8.18	C_M vs α a $Re=200000$	114
8.19	Configurazione Alare Scelta	118
8.20	Portanza Sviluppata a Diversi Angoli Calettamento	119
9.1	Mesh Intorno all'Ala	122
9.2	Mesh Intorno all'Ala con AOA di 5°	122
9.3	Andamento della Pressione con Modello $k - \omega$ SST	124
9.4	Andamento della Pressione con Transizione SST	124
9.5	Energia Cinetica Turbolenta AOA= 0°	125
9.6	Energia Cinetica Turbolenta AOA= 5°	125
9.7	Profilo di Velocità al Root - Analisi $k-\omega$	126
9.8	Profilo di Velocità al Root - Analisi SST Transition	126
9.9	Profilo di Pressione al Root AOA= 0°	127
9.10	Profilo di Pressione al Root AOA= 5°	127
9.11	Profilo di Pressione al Root AOA= 5° - Analisi SST Transition	128
9.12	Orientazioni dei Layers nei Compositi [2]	130
9.13	Proprietà Meccaniche dei Materiali	133
9.14	Tipica Configurazione della Struttura Alare [61]	135
9.15	Cassone Rettangolare	136
9.16	Travatura Reticolare	136
9.17	Mesh della Geometria con più di 70000 Nodi	137
9.18	Spostamento Analisi Statica	138
9.19	Tensioni Analisi Statica	138
9.20	Spostamenti Analisi di Buckling	139
9.21	Risposta Modale per Frequenza di 8 Hz	140
9.22	Risposta Modale per Frequenza di 22Hz	140
9.23	Risposta Modale per Frequenza di 43Hz	140

Acronimi

AFRL

Air Force Research Laboratory

AM

Additive Manufacturing

AMSL

Above Mean Sea Level

AR

Aspect Ratio

ATC

Air Traffic Control

CAD

Computer-Aided Design

CFD

Computational Fluid Dynamics

EE

Electric Engine

ESA

European Space Agency

ERAST

Environmental Research Aircraft Sensor Technology

FAA

Federal Aviation Administration

FCC

Federal Communication Commission

FSI

Fluid Structure Interaction

HALE

High Altitude Long Endurance

HAPS

High Altitude Pseudo Satellite

HHAA

Hybrid High Altitude Airship

HTA

Heavier Than Air

LEO

Low Earth Orbit

LTA

Lighter Than Air

NASA

National Aviation and Space Administration

NOTAM

NOTice To AirMen

PE

Piston Engine

PV

Photovoltaic Cell

RRD

Risk Reduction Demonstration

SwRI

Southwest Research Institute

UAV

Unmanned Aerial Vehicles

VFR

Visual Flight Rules

VLM

Vortex Lattice Method

Capitolo 1

Introduzione

1.1 Tema e Obiettivo dello Studio

Un aeromobile telecomandato o autopilotato in grado di trasportare carichi utili come telecamere, sensori ed equipaggiamenti di comunicazione e di eseguire tutte le operazioni di volo, compreso il decollo e l'atterraggio, senza l'ausilio di un pilota umano a bordo è noto come veicolo aereo senza pilota (UAV). Il mercato totale per i veicoli aerei senza pilota sta crescendo velocemente a causa della loro ampia gamma di applicazioni, e secondo un'accurata analisi, il mercato mondiale dei UAV è previsto raggiungere i \$102,38mld entro il 2030, rispetto ai \$19,2mld del 2020, con un tasso di crescita annuale composto (CAGR) del 18,2% nel decennio considerato.



Figura 1.1: Crescita del Mercato per gli UAV [1]

La Figura 1.1 mostra le previsioni per il mercato mondiale gli UAV fino al 2030.

Formulare una classificazione univoca degli UAV risulta essere una sfida complessa, dato che le modalità di classificazione variano da paese a paese. Globalmente, esistono molteplici tipologie di UAV attualmente in uso, le quali possono essere categorizzate in base a una serie di parametri differenti, tra cui l'applicazione a cui sono destinati, le loro dimensioni e peso, il tipo di missione per cui sono impiegati, la loro autonomia di volo, nonché la configurazione dell'ala, e così via. Ad esempio, si osservano UAV di dimensioni ridotte noti come Micro Veicoli Aerei (MAV), i quali presentano un peso inferiore a 500 g, fino a UAV di dimensioni considerevoli, con un peso superiore a 20.000 kg. Va inoltre sottolineato come la categorizzazione degli UAV possa essere effettuata anche in base alle loro specifiche funzionalità, distinguendo i droni in ambito tattico, strategico e da combattimento. In aggiunta, è possibile differenziare gli UAV anche in base al loro tipo di propulsione, distinguendo tra velivoli ad ala fissa, ad eliche rotanti e con sistemi ibridi. In base all'applicazione cui sono destinati, l'industria degli UAV è stata categorizzata in quattro principali settori, ovvero il settore militare, commerciale, governativo e per l'applicazione della legge, nonché il settore consumer. Un'analisi dettagliata riguardante la classificazione degli UAV è fornita nel terzo capitolo della presente trattazione [1]-[4].

L'High Altitude Long-Endurance rappresenta una categoria di UAV pensati per condurre operazioni prolungate a quote stratosferiche, intorno circa ai 20 km AMSL. Gli HALE sono principalmente concepiti per funzionare come alternative ai satelliti in LEO e trovano applicazioni in una vasta gamma di settori, inclusi il monitoraggio ambientale, la sorveglianza, le comunicazioni, le previsioni meteorologiche, nonché la raccolta di dati atmosferici e spaziali. Nel corso degli ultimi anni, gli UAV HALE hanno guadagnato notevole attenzione ed hanno sperimentato un significativo sviluppo su scala internazionale. Ciò è dovuto al fatto che costituiscono una soluzione più economica rispetto ai tradizionali satelliti, sono in grado di operare a quote inferiori e offrono una maggiore flessibilità operativa.

Un aspetto di rilevanza fondamentale riguarda la capacità degli HAPS di supportare reti di comunicazione avanzate, incluso il supporto alla tecnologia 5G, rendendoli di cruciale importanza per l'espansione delle infrastrutture di comunicazione, specialmente in aree remote. Recentemente, Airbus ha effettuato un test di volo nell'ambito del progetto 'High Altitude Platform Station' UAV, in collaborazione con NTT DOCOMO, un provider di servizi mobili giapponese. Questo test ha il potenziale per offrire connessioni internet ad alta velocità nelle zone rurali, evitando la necessità di lanciare costosi satelliti in LEO. Sul piano tecnologico, le celle fotovoltaiche rappresentano un elemento cruciale per il funzionamento degli UAV HALE. Queste celle catturano l'energia solare durante le ore di luce solare, utilizzandola per alimentare i

motori e i sistemi elettronici ed inoltre, l'energia solare accumulata consente al drone di proseguire le operazioni durante la notte o in presenza di condizioni nuvolose. In conclusione, gli UAV HALE costituiscono una prospettiva promettente nell'ambito dell'aviazione e delle tecnologie spaziali, con notevoli potenzialità per migliorare la connettività, l'osservazione ambientale e altre applicazioni di rilevanza globale.

Sebbene siano stati condotti numerosi studi sugli UAV HALE, molte sfide rimangono ancora da affrontare. Il focus di questa tesi non si limita all'analisi aerodinamica o strutturale dei componenti del drone ad alta quota, ma riguarda piuttosto un processo multidisciplinare congiunto di ricerca, analisi, modellizzazione e ottimizzazione dell'intero aeromobile. Questo processo comprende l'ottimizzazione del mass ratio, il perfezionamento del profilo alare e dell'ala dell'aeromobile, lo studio generale di una configurazione innovativa. Inoltre, coinvolge la progettazione di una struttura alare quanto più leggera possibile, una ricerca sui materiali idonei, e l'obiettivo ultimo dell'effettiva produzione dei velivolo.

1.2 Cenni Storici sugli Aeromobili ad Alta Quota Alimentati ad Energia Solare

L'utilizzo dell'energia solare per alimentare aeromobili è stato oggetto di interesse per gli appassionati di aviazione negli ultimi decenni. Tuttavia, è importante notare che la dimostrazione iniziale dei principi fondamentali delle celle fotovoltaiche risale al lontano 1839, quando Edmund Becquerel condusse esperimenti con celle elettrolitiche, evidenziandone la capacità di generare elettricità mediante l'esposizione alla luce solare. Il passo significativo successivo si ebbe nel 1954, quando Daryl Chapin, Calvin Fuller e Gerald Pearson inventarono la prima cella fotovoltaica (PV) in grado di catturare l'energia solare per alimentare "dispositivi elettrici di uso comune". Questo rappresentò un notevole progresso nella tecnologia solare. Va notato che l'efficienza della prima cella fotovoltaica, sviluppata nei laboratori Bell, era del 4%, ma successivamente raggiunse un'efficienza dell'11%. Tuttavia, nel corso delle ultime decadi, si è assistito a progressivi miglioramenti dell'efficienza delle celle solari [5].

Si è dovuto attendere circa 20 anni per la realizzazione del primo velivolo a energia solare radiocomandato, infatti solo il 4 novembre 1974, presso il campo di volo di Camp Irwin, in California, si verificò il primo volo mai registrato di un aeromobile alimentato ad energia solare. Questo aeromobile, sviluppato da R.J Boucher per un programma della Lockheed e costruito dalla Astro Flight Company, denominato Sunrise I, inaugurò questa tecnologia volando per circa 20 minuti a un'altitudine di

100m. Il Sunrise I aveva un'apertura alare di 9.8 m, una superficie alare di 8.4 m² e un peso totale di 12.3 kg. Successivamente, il Sunrise I fu in grado di prolungare il suo volo per oltre tre ore, ma la sua carriera fu interrotta a causa di danni subiti in seguito a una tempesta di sabbia. La società sviluppò così il Sunrise II, una nuova versione che presentava un peso inferiore del 13% rispetto alla precedente (10.2 kg) ed era in grado di generare una potenza superiore rispetto al Sunrise I. Il Sunrise II poteva produrre 600 W, rispetto ai 450 W del Sunrise I, grazie a un'efficienza dell'energia solare del 14%. Nonostante le aspettative di un'altitudine massima di 15.2 km, il volo del Sunrise II si fermò a quota 5.2 km a causa di un guasto al sistema di comando e controllo. Questo incidente causò danni significativi all'aeromobile e portò alla conclusione anticipata del programma di voli di prova. Cinque anni dopo, i pannelli solari del Sunrise II furono rimossi e applicati al Gossamer Penguin, un altro aereo alimentato a energia solare, completando così un importante capitolo nella storia dell'aviazione solare. [6]-[7] La Figura 1.2 illustra il volo storico del Sunrise II avvenuto nel 1975.



Figura 1.2: Sunrise [8]

AeroVironment, Inc., fondata nel 1971 dal pioniere dell'aviazione leggera, il dottor Paul MacCready, ha intrapreso esperimenti con aeromobili alimentati a energia solare sin dal 1980, spesso in collaborazione con il Dryden Flight Research Center della NASA a Edwards, California. L'azienda ha compiuto un notevole traguardo nel 1979, attraversando la Manica con il Gossamer Albatross, un aeromobile a propulsione umana. Questo risultato è stato preceduto dalla dimostrazione di voli sostenuti e manovrabili alimentati dalla forza umana con il Gossamer Condor nel 1977. In seguito a tali successi, l'azienda ha sostenuto gli sforzi del dottor MacCready nel tentativo di adattare un Gossamer Albatross (Figura 1.3) di dimensioni ridotte,

denominato Gossamer Penguin, in un aeromobile alimentato a energia solare pilotato. Il motore ed i pannelli solari prelevati dalle due versioni danneggiate del Sunrise sono stati forniti da R.J. Boucher di Astro Flight Inc. Il 18 maggio 1980, il Gossamer Penguin, ha realizzato il primo volo pilotato al mondo alimentato a energia solare, segnando un importante passo avanti nella storia dell'aviazione solare.



Figura 1.3: Gossamer Albatross II [9]

L'eccellente risultato ottenuto dal Gossamer Penguin ha suscitato l'interesse della Dupont Company, che ha finanziato ulteriori sviluppi condotti dal dottor MacCready. Questi sforzi hanno portato alla creazione del Solar Challenger, un aeroplano ad ala alta con un'apertura alare di 14.2 m e dotato di 16.128 celle solari capaci di generare 2.500 W al livello del mare mostrato in Figura 1.4 [9]-[10].

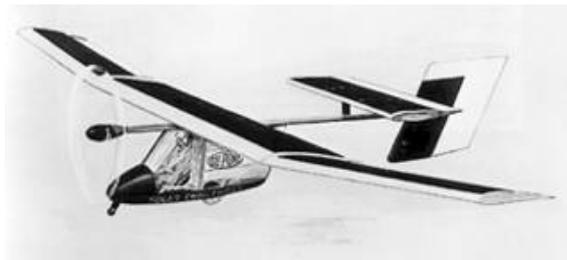


Figura 1.4: Solar Challenger II [10]

Il 7 luglio 1981, il Solar Challenger ha compiuto un volo di 5 ore e 23 minuti dalla località di Pontoise-Cormeilles, vicino a Parigi, fino alla base RAF di Manston, nei pressi di Londra, coprendo una distanza di 262.3 km a una velocità media di circa 50 km/h. È importante sottolineare che l'aeromobile ha utilizzato esclusivamente l'energia solare come fonte primaria di propulsione, senza alcun dispositivo di accumulo di energia a bordo.

L'utilizzo di celle fotovoltaiche, che garantisce un approvvigionamento costante di energia senza la necessità di rifornimenti, ha conferito maggiore rilevanza alla ricerca sulle piattaforme UAV HALE. Già dagli anni '80, la NASA ha iniziato a dedicarsi a queste tecnologie emergenti tanto che, nel 1981, ha commissionato alla AeroVironment la costruzione di un aeromobile progettato per avere un'autonomia elevata e operare a quote superiori a 20.000 m. Questo progetto, tuttavia, ha subito un arresto a causa delle limitazioni tecnologiche dell'epoca relative all'accumulo dell'energia generata dalle celle solari. Nel 1993, il progetto è stato ripreso quando l'Agenzia per la Difesa Balistica degli Stati Uniti ha finanziato la costruzione di un nuovo velivolo per scopi di monitoraggio anti-missile, noto come Pathfinder, Figura 1.5. Il Pathfinder, un alante con un'apertura alare di circa 30 m e sei motori elettrici alimentati a batteria, è stato il veicolo HALE di prima generazione. Il carrello di atterraggio, le batterie, il sistema di strumentazione e il computer di controllo di volo erano tutti alloggiati in due pod situati sotto le ali del veicolo.



Figura 1.5: Pathfinder [10]

Il progetto iniziale fu oggetto di una riorganizzazione dovuta alla carenza di finanziamenti ed è stato integrato nel contesto del programma ERAST. In questa fase, l'obiettivo principale è stato riorientato verso lo sviluppo di un dimostratore tecnologico per l'apertura di nuove possibilità nel campo degli aeromobili non pilotati in grado di mantenere quote attorno ai 20.000 m per lunghi periodi. Il Pathfinder ha svolto un ruolo chiave in questo contesto, stabilendo diversi record significativi. Nel 1995, ha raggiunto un'altitudine di 15.400 m, segnando un primato. Nel corso degli anni successivi, le tecnologie impiegate nell'aeromobile sono state ulteriormente sviluppate e il Pathfinder è stato trasferito presso il Pacific Missile Range Facility a Barkin Sand, Hawaii, un ambiente perfetto per condurre test di volo grazie al suo clima soleggiato ed al basso traffico aereo.

Nel 1997, questa piattaforma solare ha migliorato il proprio record di quota, raggiungendo i 21.800 m e trasportando anche strumenti di rilevamento. Successivamente, il Pathfinder ha avuto una versione evoluta chiamata Pathfinder Plus, caratterizzata da un'apertura alare maggiore e celle solari più efficienti. Nel mese di

agosto del 1998, il Pathfinder Plus ha stabilito un nuovo record di altitudine, raggiungendo i 24.400 m. Tuttavia, il vero successore del Pathfinder è stato il Centurion 1.6, che conservava in larga misura l'architettura originale.



Figura 1.6: Centurion [11]

Gli obiettivi iniziali del programma ERAST prevedevano la progettazione e la realizzazione di due differenti airframe: una dedicata a dimostrare le capacità operative del velivolo Centurion in una missione ad alta quota con un'altitudine target di 30,5 km, e l'altra finalizzata a dimostrare le performance del velivolo Helios in una missione a lunga durata con una prevista autonomia di volo di 96 ore a un'altitudine di 15,24 km. Il Centurion presentava un'apertura alare di notevoli dimensioni, pari a 63,1 m, quasi il doppio di quella del suo predecessore, il Pathfinder. Nel corso del 1998, il Centurion ha completato con successo tre voli dimostrativi presso il Dryden Flight Research Center della NASA, impiegando l'energia delle batterie a quote relativamente basse. Tali voli avevano l'obiettivo di valutare le caratteristiche di manovra, le prestazioni e l'integrità strutturale dell'aeromobile. Infine con l'Helios si è cercato di dimostrare finalmente la fattibilità del volo continuo, "eternal flight", a quote elevate. Sono state costruite due versioni: la prima a batterie, Helios Prototype 01 che ha raggiunto il record di quota di circa 29500 m nel 2001, la seconda nel 2003, Helios Prototype 03 acon l'obiettivo di rimanere in volo per un tempo mai raggiunto prima. Durante il secondo volo di prova, una sequenza di fenomeni aeroelastici, specialmente l'assunzione di un angolo di diedro pericolosamente elevato, accompagnato da forti moti oscillatori, portarono alla rottura del longherone alare ed alla conseguente perdita dell'Helios Prototype 03.

In Europa, diversi progetti sono stati condotti nel campo degli UAV HALE. Tra questi progetti, si annovera l'iniziativa denominata "Helipat," la quale rappresenta il primo UAV stratosferico a lunga autonomia sviluppato in Europa. Il progetto Helipat, ideato dal Professor Giulio Romeo con la collaborazione del Politecnico di Torino,

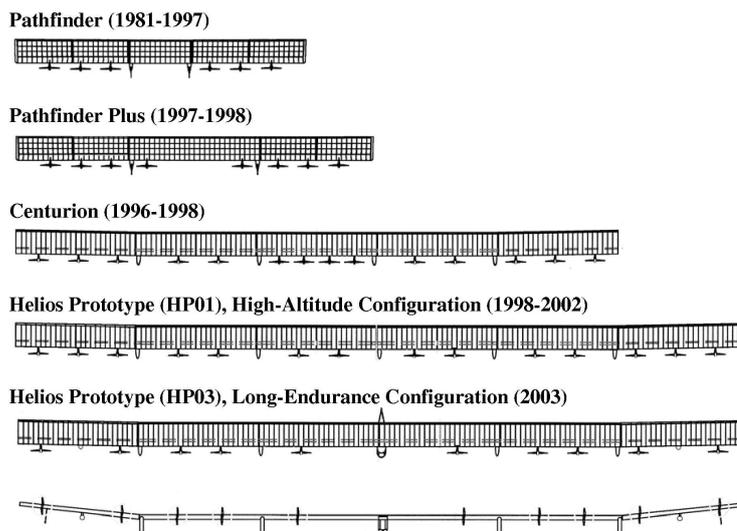


Figura 1.7: Confronto Evolutivo Attraverso il Progetto ERAST [12]

mostrato in Figura 1.8 è stato attivo dal gennaio 2000 al marzo 2003, con l'intenzione di creare una rete integrata atta allo scopo di fornire servizi di assistenza informazioni nella regione del Mar Mediterraneo. Questa piattaforma aveva l'obiettivo di rimanere in volo per un periodo estremamente prolungato, approssimativamente nove mesi, e presentava otto motori brushless, un'apertura alare di 73 m e un peso di 750 kg. L'Helipat era concepito per operare a quote comprese tra 17 e 25 km nella stratosfera.



Figura 1.8: Heliplat [10]

Parallelamente, la AC Propulsion, una società di ricerca e sviluppo specializzata in sistemi di trazione e veicoli elettrici, intraprese il progetto "SoLong." Questo progetto, finanziato dal fondatore e ingegnere capo della AC Propulsion, Alan Cocconi, aveva l'obiettivo di sviluppare un UAV di dimensioni ridotte, economico e resistente, in grado di volare per diversi giorni sfruttando l'energia solare. Il SoLong rappresentava una piattaforma elettrica unica nel suo genere, adatta a una serie di applicazioni di rilevamento remoto. Rispetto ad altri UAV disponibili, il SoLong si caratterizzava per le sue dimensioni moderate, la propulsione elettrica silenziosa e pulita, nonché la

navigazione basata su GPS. Le specifiche principali del SoLong includono un'apertura alare di 4,75 m, una massa complessiva di 12,8 kg e una massa delle batterie al litio-ion Sanyo 18650 di 5,6 kg, con una densità energetica di 220 Wh/kg. Il SoLong è stato in grado di volare per diverse ore durante la notte e di atterrare utilizzando solo luci di segnalazione sulla pista, anche in presenza di raffiche di vento fino a 48 km/h. Nel giugno 2005, il SoLong ha stabilito un importante record, volando ininterrottamente per 48 ore e 11 minuti, dimostrando così la fattibilità del volo alimentato ad energia solare. Dopo il notevole successo ottenuto da Bertrand Piccard nel giro del mondo in mongolfiera nel marzo 1999, nacque il progetto Solar Impulse. L'idea di realizzare un aereo alimentato ad energia solare per circumnavigare il globo ha ricevuto il supporto dell'École polytechnique fédérale de Lausanne ed il primo prototipo, noto come Solar Impulse 1 (Si1), è stato svelato nel giugno 2009. Il Si1 presentava un'apertura alare di 63,4 m e un peso di circa 1600 kg. Era equipaggiato con quattro motori elettrici da 7,45 kW ciascuno e sfruttava 11628 celle solari distribuite principalmente sulle ali e sugli stabilizzatori orizzontali come principale fonte di energia per i motori. Il 7 giugno 2012, il Si1 ha realizzato il primo volo intercontinentale in un aereo solare, atterrando a Rabat, in Marocco, dopo 19 ore di volo. Nel corso del 2013, il Si1 ha intrapreso la missione "Across America," sorvolando simboli iconici come il Golden Gate di San Francisco. Successivamente, il secondo prototipo, denominato Solar Impulse 2 (Si2), ha effettuato una serie di voli storici. Nel 2015, il Si2 ha volato ininterrottamente per cinque giorni e notti, atterrando a Nanchino. Bertrand Piccard e André Borschberg hanno quindi completato il giro del mondo con il Si2, stabilendo otto record mondiali e diventando il primo aereo solare a sorvolare due continenti e gli Stati Uniti. Nel 2016, il Si2 ha attraversato l'Atlantico, collegando New York a Siviglia [13]. Questi progetti e prototipi rappresentano importanti pietre miliari nello sviluppo degli UAV alimentati ad energia solare e delle tecnologie associate, aprendo nuove possibilità per voli ad alta quota e lunga autonomia e dimostrando il potenziale delle energie rinnovabili nell'aviazione.

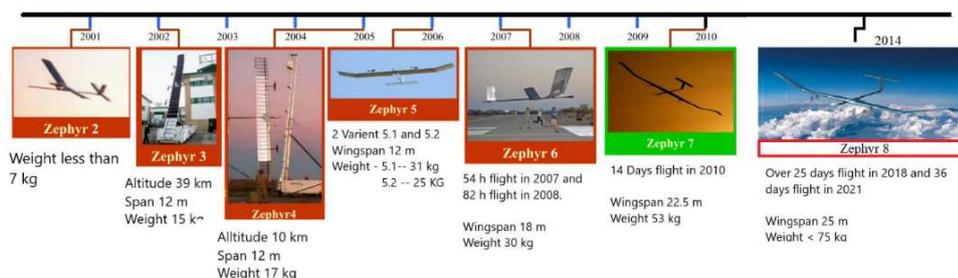


Figura 1.9: Timeline del Progetto Zephyr [14]

A seguire, il programma Zephyr rappresenta una serie di progressi significativi nell'ambito degli aeromobili solari senza equipaggio progettati per voli ad alta quota e lunga durata. Le varie fasi del suo sviluppo, mostrate in Figura 1.9 vengono meglio spiegate nell'appendice A.

Lo Zephyr, come mostrato nella Figura 1.10, rappresenta un perfetto esempio di un Pseudo Satellite (HAPS), che costituisce un ibrido tra un satellite e un aeromobile, sfruttando i vantaggi di entrambe le categorie. Si rimanda al capitolo quinto per una descrizione più dettagliata del velivolo [15]-[18].



Figura 1.10: Zephyr [15]

La Defense Advanced Research Projects Agency (DARPA) è un'agenzia di ricerca e sviluppo del Dipartimento della Difesa degli Stati Uniti incaricata di sviluppare nuove tecnologie per applicazioni militari. Uno dei progetti di DARPA è stato il Programma Vulture, noto come "The Very High Altitude, Ultra-Endurance, Loitering Theatre Unmanned Reconnaissance Element (Vulture) Program" [19]. L'obiettivo del programma Vulture era lo sviluppo di un aeromobile ad alta quota in grado di rimanere in volo per cinque anni, con un carico utile di 454 kg e un consumo di 5 kW. Questa piattaforma doveva essere impiegata in missioni di Intelligence, Sorveglianza e Ricognizione (ISR) e comunicazione. La fase iniziale del programma ha avuto inizio nel 2008 con indagini concettuali della durata di 12 mesi. Questa fase è stata assegnata a tre aziende: Boeing (\$3,8 4mln), Lockheed Martin (\$4,27 mln) e Aurora Flight Sciences (\$3,64 mln). La seconda fase, denominata, RRD, è stata avviata nel 2012 e ha coinvolto lo sviluppo di un veicolo in scala ridotta e la dimostrazione di un volo di tre mesi. Per questa fase, tre aziende hanno presentato concept di aeromobili solari. Il design proposto da Aurora si chiamava "Odysseus" e sfruttava l'energia solare durante il giorno e l'energia solare immagazzinata durante la notte per alimentare l'aeromobile. L'Odysseus di Aurora adottava un approccio di "shuttling modulare", utilizzando tre UAV con apertura alare di 49 m che potevano accoppiarsi e sganciarsi in volo. L'Odysseus sarebbe rimasto in volo grazie all'energia solare e

alle celle a combustibile. Il design a tre veicoli poteva variare da una configurazione a forma di Z per massimizzare l'assorbimento di luce solare durante il giorno a una configurazione ad ala retta per ridurre la resistenza durante la notte. Boeing ha vinto la seconda fase del programma con il SolarEagle, un aeromobile con apertura alare di 122 metri e un contratto da 89 milioni di dollari. Il volo inaugurale era previsto per il 2014. Per la Fase 2 del Programma Vulture, DARPA aveva stanziato un budget di \$155 mln. La ricerca sul SolarEagle è stata interrotta nel 2012 e il Programma Vulture è stato successivamente riorganizzato per concentrarsi esclusivamente sulle tecnologie dell'energia solare (celle fotovoltaiche) e dello stoccaggio dell'energia (RFC). Attualmente non ci sono informazioni disponibili sullo stato attuale del Programma Vulture o del Progetto SolarEagle.

Nel frattempo, nel 2013, Titan Aerospace ha presentato il Solara 50 mostrato in Figura 1.11 alla conferenza ed esposizione dell'Association of Unmanned Systems International (AUVSI) a Washington. Questo aeromobile aveva un'apertura alare di 50 m e un peso totale di 159 kg, con un carico utile di 32 kg. Era previsto che il Solara 50 fosse in grado di volare a un'altitudine di 20 km per un massimo di 5 anni.



Figura 1.11: Solara [20]

Tuttavia, nel maggio 2015, il prototipo del Solara 50 è stato distrutto in un incidente durante il suo primo volo, poco dopo il decollo, in una zona di prova nel Nuovo Messico, USA. Nonostante l'incidente sia stato causato da una rottura strutturale dell'ala dovuta a correnti d'aria a bassa quota, Google ha annunciato la sua intenzione di continuare lo sviluppo del Solara 50.

Nel marzo 2014, Facebook ha annunciato l'acquisizione della società britannica Ascenta, con sede a Somerset, Inghilterra, la cui squadra aveva partecipato allo sviluppo del Zephyr presso QinetiQ, in un accordo del valore di \$20 mln. Facebook ha sviluppato l'UAV Aquila mostrato in Figura 1.12 attraverso il suo Connectivity Lab. Si tratta di un aliante con un'apertura alare di 42 m e un peso totale di circa 400 kg. L'aeromobile è alimentato da quattro eliche azionate da motori elettrici, con

energia fornita da celle solari durante il giorno e batterie ricaricabili durante la notte. Il 28 giugno, Aquila ha completato il suo primo volo riuscito a Yuma, in Arizona, superando l'obiettivo di volare per 30 minuti e raggiungendo una durata di volo di 96 minuti. Tuttavia, durante l'atterraggio, l'aereo si è fermato prima della zona di atterraggio pianificata, causando danni strutturali [21].



Figura 1.12: Aquila [15]

Dopo l'incidente, il prototipo Aquila è stato sottoposto a vari miglioramenti, tra cui l'installazione di spoiler e raffinamenti nella superficie esterna. Il secondo volo è stato condotto il 22 maggio 2017 ed è stato considerato un successo, con una durata di volo di un'ora e 46 minuti. Successivamente, il progetto Aquila e il programma HAPS sono stati avviati come parte di una collaborazione con Airbus.

Con il progresso dei produttori di aeromobili nell'ambito dei sistemi aerei ad alta quota, Facebook nel 2018 ha deciso di interrompere il proprio programma per concentrarsi sulla partnership con Airbus, con l'obiettivo di sviluppare la connettività HAPS e tecnologie avanzate come il controllo del volo e le batterie ad alta densità. Nel medesimo anno, secondo resoconti, Facebook e Airbus hanno pianificato di effettuare voli di prova in Australia utilizzando la tecnologia del drone Zephyr di quest'ultima. Il progetto Zephyr condivide con Aquila la caratteristica di essere alimentato da energia solare.

Il Persistent High Altitude Solar Aircraft (PHASA-35) mostrato in Figura 1.13 di BAE Systems è un veicolo aereo senza pilota (UAV) ad alta quota e lunga autonomia (HALE) sviluppato in collaborazione con Prismatic. Questo aeromobile è progettato per rimanere in volo per un massimo di 12 mesi ed è concepito come un'alternativa economica ai satelliti, con potenziali applicazioni in sorveglianza, controllo delle frontiere, comunicazioni e assistenza in caso di calamità. L'avvio dello sviluppo del PHASA-35 da parte degli ingegneri di BAE Systems e Prismatic risale al 2018, con il primo volo programmato per il 2019. Un modello in scala ridotta noto come

PHASE-8 aveva già effettuato con successo il suo primo volo nel 2017. Nel settembre 2019, BAE Systems ha acquisito Prismatic come sua sussidiaria.



Figura 1.13: PHASA-35 [22]

Il PHASA-35 ha effettuato il suo volo inaugurale il 17 febbraio 2020 presso il Woomera Test Range in Australia, in meno di due anni di sviluppo, con il supporto del Defence Science and Technology Laboratory del Regno Unito e del Defence Science and Technology Group australiano. Ulteriori test e prove di resistenza sono stati condotti, compreso un test di endurance con carico utile di sensori nel mese di ottobre 2020, con l'aeromobile sottoposto a simulazioni di volo in condizioni simili a quelle della stratosfera per 72 ore. In risposta a un crescente interesse da parte del Dipartimento della Difesa degli Stati Uniti e di altre agenzie federali, BAE Systems aveva annunciato l'intenzione di condurre differenti dimostrazioni di volo negli USA.

Questo breve excursus dimostra come da decenni, ricerca scientifica ed investimenti mirino allo sviluppo ed all'ottimizzazione di questa categoria di velivoli [22].

1.3 Fondamenti Teorici e Risultati Ottenuti

La sezione precedente illustra quanto sia complesso, costoso e ambizioso lo sviluppo di un HAPS. Numerose aziende consolidate e istituti di ricerca hanno tentato questa sfida, ed alcuni di loro hanno persino fallito nel processo. Pertanto, lo studio e la modellazione dei veicoli aerei senza pilota ad alta quota richiedono una vasta gamma di modelli statistici e numerici, approcci di ottimizzazione e metodologie sperimentali, oltre alle solide basi matematiche necessarie per affrontare questa sfida unica.

Di seguito vengono elencati i punti di partenza per la ricerca in questo campo:

- Alcune proprietà fondamentali del sottosistema del drone, come la massa, le caratteristiche aerodinamiche o la risposta strutturale, vengono stimate utilizzando modelli statistici e diversi approcci di previsione.
- Per ottimizzare il profilo alare, si considerano le condizioni di flusso bidimensionali insieme a modelli di flusso semplificati, come il modello di flusso potenziale corretto mediante correzioni semiempiriche.
- La dinamica del flusso atmosferico attorno alle ali nell'alta stratosfera viene accuratamente rappresentata mediante l'uso di analisi aerodinamiche computazionali e modelli turbolenti basati sulla media di Reynolds delle equazioni di Navier-Stokes, insieme al concetto di turbolenza isotropica
- La tecnica degli elementi finiti viene impiegata per simulare il comportamento delle ali sotto l'influenza dei carichi aerodinamici, garantendo una precisione adeguata
- Gli esperimenti numerici forniscono una serie di risultati utili che possono notevolmente accelerare e migliorare le fasi successive del processo di progettazione, inclusa la progettazione dettagliata, oltre a guidare la ricerca sperimentale futura
- I risultati derivanti dai test sperimentali sulle proprietà dei materiali costituiscono una solida base per l'analisi dettagliata del comportamento delle strutture degli aeromobili in questa sfida unica

Dato che si tratta di un argomento di ricerca scientifica estremamente moderno, ambizioso e multidisciplinare, è possibile formulare il seguente contributo scientifico ottenuto da questa tesi:

Sviluppo di un adeguato progetto preliminare per un drone in grado di volare ad alte altitudini per lunghi periodi utilizzando l'energia solare, che comprende:

1.4 Struttura e Metodologia della Ricerca

In seguito ad un'attenta revisione della letteratura scientifica disponibile, che costituisce il punto di riferimento per una ricerca sugli aeromobili senza pilota ad alta quota, viene condotta una sistematizzazione degli approcci analitici, numerici e sperimentali e dei risultati ottenuti. Questo processo è accompagnato dalla categorizzazione delle future ricerche proposte nello studio che segue.

Tale lavoro di ricerca è stato suddiviso nei seguenti capitoli principali:

- **Capitolo 2** : Analisi della Letteratura e Studi Precedenti
- **Capitolo 3** : Rassegna degli UAV e Relative Strutture
- **Capitolo 4** : La Stratosfera
- **Capitolo 5** : High Altitude Pseudo Satellite
- **Capitolo 6** : Progetto Preliminare
- **Capitolo 7** : Metodi di Simulazione
- **Capitolo 8** : Il Profilo Alare Stratosferico
- **Capitolo 9** : Progettazione Strutturale dell'Ala
- **Capitolo 10** : Conclusioni e Raccomandazioni per Future Ricerche

Capitolo 2

Analisi della Letteratura e Studi Precedenti

Sono state condotte molte ricerche per cercare di sviluppare questo innovativo tipo di aeromobile. Inizialmente è essenziale avere una visione completa degli UAV HALE già esistenti per potersi poi concentrare sull'aerodinamica, che è una delle variabili di progettazione più importanti per lo sviluppo di nuovi UAV, ed altresì sulle prestazioni dell'elica e sul design complessivo dell'UAV, in particolare sull'ottimizzazione dell'energia solare. Nonostante lo sviluppo sia iniziato negli anni '90, la maggior parte degli avanzamenti tecnici si è verificata circa dal 2010 ad oggi, poiché grandi società investitrici hanno iniziato a mostrare un crescente interesse nei confronti di questa tecnologia. Nonostante la configurazione degli UAV sia relativamente standard, durante il processo progettuale alcune tra le importanti sfide da affrontare sono la necessità di una massa estremamente piccola e di un AR elevato, la capacità di resistere alle radiazioni, l'esigenza di forme aerodinamiche specifiche per la regione stratosferica e bassi numeri di Reynolds, l'approccio con nuovi concetti di sistema propulsivo, la realizzazione di celle fotovoltaiche il più efficienti possibile. Di conseguenza, tali sistemi di volo complessi richiedono la cooperazione simultanea di diverse discipline, in particolare aerodinamica e analisi strutturale [23]. La stima del peso a vuoto dei veicoli è una delle principali attività nella fase preliminare della progettazione dell'aeromobile. Gudmundsson, ad esempio, ha descritto come calcolare il peso a vuoto utilizzando dati storici di aliante [24]. Successivamente D.W. Hall, W. Stender, Rizzo, A. Noth hanno sviluppato differenti modelli di calcolo per UAV. Progredendo si è giunti fino allo sviluppo di una piattaforma software per la progettazione concettuale di veicoli spaziali ad alta quota. Anche se è uno strumento eccellente di affidabilità soddisfacente, i modelli utilizzati sono semplici

(ad esempio, il modello del flusso si basa sul flusso potenziale) e offrono la possibilità di ulteriori miglioramenti. Nei vari testi disponibili sono forniti dati utili su capacità e limitazioni di uno dei primi aeromobili di tipo ala volante di successo, mentre in altri testi si possono trovare descrizioni di procedure di ottimizzazione effettuate per aumentare l'efficienza aerodinamica o ridurre la massa delle ali, rispettivamente.

Svariati articoli [25]-[27] spiegano come la scelta della forma in pianta dell'ala o del suo alto AR per altitudini elevate, avvenga mediante procedure di ottimizzazione multicriterio basate su metodi a pannelli di meccanica computazionale dei fluidi [27]. A tal fine, è necessario adottare un modo adeguato per descrivere la geometria dell'ala che consente un grande numero di ripetizioni del calcolo, nonché formare una procedura di ottimizzazione iterativa appropriata. Poiché il risultato dell'ottimizzazione multicriterio è di solito un insieme di soluzioni ottimali, la scelta finale della migliore geometria dipende fortemente dal progettista, così come dallo scopo e dalle condizioni di lavoro dell'aeromobile. Per questo motivo, per determinati requisiti iniziali, è necessario condurre una procedura di ottimizzazione che aiuti nella selezione della geometria dell'ala più appropriata.

La selezione di materiali appropriati per ottenere un basso peso strutturale senza comprometterne l'integrità è essenziale per aumentare la resistenza in volo. Negli aerei solari, sono stati utilizzati complessi materiali compositi eccezionalmente leggeri per fornire elevate qualità meccaniche come resistenza, torsione e flessione. Tuttavia, i materiali plastici stampati in 3D in determinate strutture del telaio stanno guadagnando popolarità. Oggi, l'industria aerospaziale contribuisce approssimativamente al 20% del fatturato all'industria AM [28]-[30]. La forma dell'ala ad alto AR subisce deformazioni significative dovute a carichi aerodinamici, gravitazionali ed inerziali, nonché ad altri effetti improvvisi come raffiche, turbolenze, ecc. L'interazione del flusso di fluido con la struttura esercita forze durante il volo che generano deformazioni dell'ala. Questo fenomeno è noto come interazione tra fluido e struttura. L. Zhang ha discusso inoltre dell'impatto della temperatura e della pressione nel campo del flusso, simulato a vari numeri di Mach, sulle proprietà naturali di vari materiali dell'ala dell'aeromobile mediante l'uso di un'analisi FSI [31]-[33].

Infine, è necessaria particolare attenzione alla progettazione dell'elica di un aeromobile ad alta quota il cui principale scopo è fornire spinte sufficienti. Anche le condizioni operative di queste superfici rotanti sono piuttosto specifiche. La densità dell'aria a un'altitudine di 20 km è quasi 14 volte inferiore a quella a quota zero, mentre la velocità di crociera di questi aeromobili è bassa, quindi il rapporto di avanzamento è basso. Anche per trovare la migliore geometria dell'elica si segue dunque una precisa procedura di ottimizzazione [34].

Capitolo 3

Rassegna degli UAV e Relative Strutture

La nascita degli UAV risale al 1916, quando Elmer Sperry della Sperry Gyroscope Company in collaborazione con Peter Hewitt, creò un sistema di controllo automatico per il Curtiss Flying Boat. Con l'entrata degli Stati Uniti nella prima guerra mondiale nel 1917, furono resi disponibili fondi per creare una bomba volante e la Marina Militare degli USA ordinò cinque aeroplani bombardieri. Da allora, numerosi UAV differenti sono stati costruiti fino ad oggi e possono essere raggruppati in molteplici sottocategorie in base a vari parametri come dimensioni, autonomia, peso, e così via.

Appartengono alla categoria UAV micro, MAV, quelli che presentano un'apertura alare inferiore a 150 mm, che hanno un tempo di volo inferiore a un'ora ed un peso di circa 10 grammi. I mini-UAV hanno lo stesso tempo di volo dei micro-UAV ma possono volare ad altitudini maggiori e pesano tra 500 g e 1 kg. Gli UAV definiti "piccoli" sono caratterizzati da un'autonomia di alcune ore, pesano tra 2 e 10 kg, sono capaci di stare in quota fino a 2 ore ad altitudini che vanno da 300 a 1500 m.

I droni tattici (TUAV) sono droni a medio raggio con una portata di 100-300 km ed un'autonomia di circa dieci ore, volano però solo ad quote inferiori ai 5.000 m. Questi droni sono spesso impiegati dalle forze di terra e dalla marina per scopi militari. Fungono da ponti di comunicazione e solitamente non vengono utilizzati in voli di flotta in formazione, ma possono lavorare in cooperazione come una squadra.

Gli UAV MALE operano a quote comprese tra i 5.000 ed i 15.000 mm ed hanno un'autonomia di circa un giorno. Questi generi di droni sono generalmente destinati a missioni a breve raggio. Il famoso MALE americano Predator, utilizzato per lanciare missili in Afghanistan nel 2001, è un noto esempio appartenente a questa categoria.

Gli UAV HALE volano a un'altitudine di oltre 15.000 metri e possono rimanere in

aria per diversi giorni. Gli HALE sono i droni più pesanti, con un peso massimo al decollo fino a 12.000 kg. Vengono utilizzati in compiti a lungo raggio per l'esercito, compresa la ricognizione e la sorveglianza [3]-[5].

La Tabella 3.1 rappresenta i diversi tipi di UAV progettati fino ad oggi.

Categoria	Massa [kg]	Altitudine Operativa	Autonomia [h]
Micro	<0.01	<15	<1
Mini	0.5-1	<30	<1
Small	2-10	300-1500	0.5-2
Medium	45-450	3000-4500	3-10
TUAV	100-500	3000-9000	5-12
MALE	450-4500	5000-15000	20-40
Hale	>50	>15000	>24

Tabella 3.1: Classificazione Generale per gli UAVs

Si cerca ora di schematizzare ed analizzare le specifiche del maggior numero di veicoli aerei senza pilota (UAV) ad alta quota e lunga autonomia (HALE) o pseudo satelliti ad alta quota (HAPS) esistenti e rilevanti per lo studio in corso. In seguito verrà lasciato spazio alle aree di analisi strutturale e aerodinamica. La maggior parte dei veicoli presentati è attualmente in uso sia a scopo difensivo che nel settore civile.

Velivolo	WS[m]	Peso[kg]	Propulsione	Durata	Z[km]	AR
Consumable Fuel HALE						
Phantom Eye	46	4561	Hydrogen	4 d	19.8	n/a
Global Observer	79	1805	Hydrogen	7 d	19.8	n/a
RQ-4 Global Hawk	39.9	14628	Turbofan	32 h	18.28	25
Condor 1989	31.4	18500	Turbofan	80 h	21.30	n/a
Theseus	42.67	2495	PE	30 h	18.2	n/a
MALE						
Bayraktar	12	650	Rotax 912	27 h	8.29	n/a
IAI Heron	16.60	1150	Rotax 914	52 h	10	19.9
MQ-1B Predator	16.8	1020	Rotax 914F	24 h	7.60	19
Solar powered HALE						
Pathfinder	30.00	252	6 EM	n/a	21.5	n/a
Pathfinder Plus	36.30	315	8 EM	15 h	24.4	15
Centurion	61.80	861	2 EM	14 h	26.82	26
Helios	75.30	930	14 EM	months	30	30.9
Zephyr S	25	75	2 EM	25d 23h	21.33	30.4
PHASA-35	35.00	150	2 EM	n/a	21.336	17.5

Tabella 3.2: Caratteristiche degli UAVs esistenti per medie ed alte quote

In Tabella 3.2 vengono appunto elencati alcuni aeromobili a media ed alta quota degni di nota, specificandone le caratteristiche salienti tra cui apertura alare WS [m], peso totale [kg], sistema di propulsione, autonomia, quota di Ceiling [km] e AR. I primi otto UAV sono alimentati da carburante consumabile, mentre gli altri sono aeromobili alimentati ad energia solare. In particolare, i primi, sono alimentati da diversi tipi di motori, in genere motori a pistoni modificati a quattro o sei cilindri. Le informazioni sugli aeromobili alimentati ad energia solare sono invece state raccolte da varie fonti e già inserite nella sezione precedente.

Il Phantom Eye, in Figura 3.1, ad esempio, era il concetto di Boeing nato per soddisfare le esigenze militari degli Stati Uniti in termini di droni senza equipaggio capaci di compiere operazioni sofisticate di intelligence e ricognizione, a seguito della guerra in Afghanistan. Grazie al suo motore che utilizza l'idrogeno liquido come carburante, il Phantom Eye ha un'autonomia di circa quattro giorni. Il Global Observer invece, mostrato in Figura 3.2, anch'esso alimentato tramite idrogeno liquido, può volare ininterrottamente per sette giorni. La frazione di carico utile di questi due veicoli è di circa il 10% e il 5% del peso complessivo, rispettivamente.



Figura 3.1: Phantom Eye [35]



Figura 3.2: Global Observer [36]

Il Boeing Condor è un concorrente diretto del Global Observer e del Boeing Phantom Eye, anche se la sua autonomia è di sole circa 58 ore. L'aeromobile Theseus, in Figura 3.3, è stato costruito e operato dalla Aurora Flight Sciences Corporation con un'apertura alare di 42,67 m ed era principalmente realizzato in materiali compositi. Theseus era progettato per volare autonomamente a quote elevate, con decollo e atterraggio sotto il controllo attivo di un pilota a terra. Era alimentato da due motori turboalimentati a pistoni da 59,65 kW ciascuno, che muovevano due eliche con un diametro di 2,74 m ciascuna. Menzione speciale per il RQ-4B Global Hawk che ha la più grande capacità di carico di tutti gli UAV. La sua altitudine operativa è di circa 18,28 km. Esso viene mostrato in Figura 3.4. Dalla Tabella 3.2, si evince che i motori alimentati a idrogeno sono la scelta ottimale per ottenere sia una lunga autonomia che un carico utile elevato. La ricerca della NASA è giunta alla stessa conclusione, affermando che tra i motori esaminati per una futura generazione di

UAV, il motore a idrogeno liquido a combustione interna rappresenterebbe la miglior soluzione adottabile.

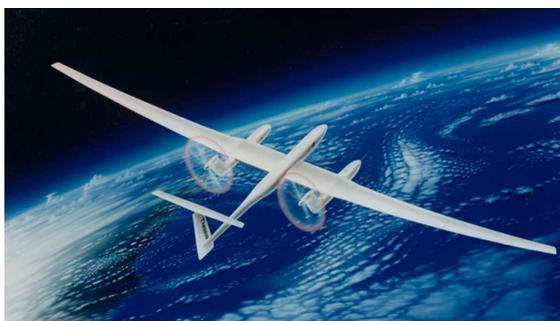


Figura 3.3: Theseus [37]



Figura 3.4: RQ- 4B Global Hawk [38]

Anche se Bayraktar, IAI Heron e MQ-1B Predator non sono droni ad alta quota, sono inclusi in questa lista a causa della loro lunga autonomia. Bayraktar è un veicolo aereo senza pilota turco a medio raggio e lunga autonomia (MALE) lungo 6,5 m, che presenta un design a corpo alare misto con una struttura a coda a V rovesciata. Nel giugno 2020, il Bayraktar TB2 è diventato il primo veicolo aereo prodotto internamente nel paese a raggiungere il traguardo delle 200.000 ore di volo operative. L’Heron è un sistema aereo senza pilota (UAS) tattico e strategico con una lunga autonomia a media altitudine. La capacità (MALE) è utilizzata globalmente in operazioni sia strategiche che tattiche per clienti di tutto il mondo. L’Heron può condurre operazioni per un massimo di 45 ore a un’altitudine di 10,67 km. Attualmente, l’Heron sta servendo più di 20 clienti leader a livello globale in una vasta gamma di tipi di missioni ed è robusto e collaudato in combattimento, con centinaia di migliaia di ore di volo operative.

Concludendo, il MQ-1B Predator mostrato in Figura 3.5 è un aeromobile a pilotaggio remoto multi-missione, di medio-altitudine e lunga autonomia, utilizzato principalmente per la raccolta di informazioni e in secondo luogo per l’esecuzione di bersagli dinamici. Ha la capacità unica di eseguire operazioni di attacco, coordinamento e ricognizione (SCAR) contro bersagli anche piccoli e fugaci.



Figura 3.5: MQ-1B Predator [39]

3.1 Strutture degli HALE UAV

La progettazione di questi veicoli unmanned è molto simile a quella di un sistema di aeromobili pilotati in quanto cerca di raggiungere le prestazioni richieste mantenendo l'integrità e la affidabilità necessarie, riducendo al minimo i costi del ciclo di vita. Di conseguenza, i metodi utilizzati per ottenere tali risultati sono gli stessi e, per la maggior parte, utilizzano tecnologie simili.

Sono innumerevoli gli studi eseguiti fino ad oggi per aumentare l'efficienza aerodinamica o le prestazioni strutturali degli HALE. Uno tra i più rilevanti è stato svolto dalla NASA utilizzando uno strumento di ottimizzazione multidisciplinare. Inizialmente, sono state sviluppate sedici possibili configurazioni di UAV HALE, Figura 3.6, successivamente raggruppate in sole due macrocategorie: i veicoli più pesanti dell'aria, o HTA, e quelli più leggeri dell'aria anche detti LTA. Come visto precedentemente un'altra distinzione può essere basata sulla tipologia di propulsione: con carburante consumabile oppure alimentati a energia/rigenerazione solare. Il peso di ogni aeromobile è stato stimato attraverso la combinazione di approcci analitici ed empirici, con il peso di alcuni componenti assunto costante. La quantità di materiale necessaria a sostenere i carichi previsti è stata utilizzata per dimensionare l'ala.

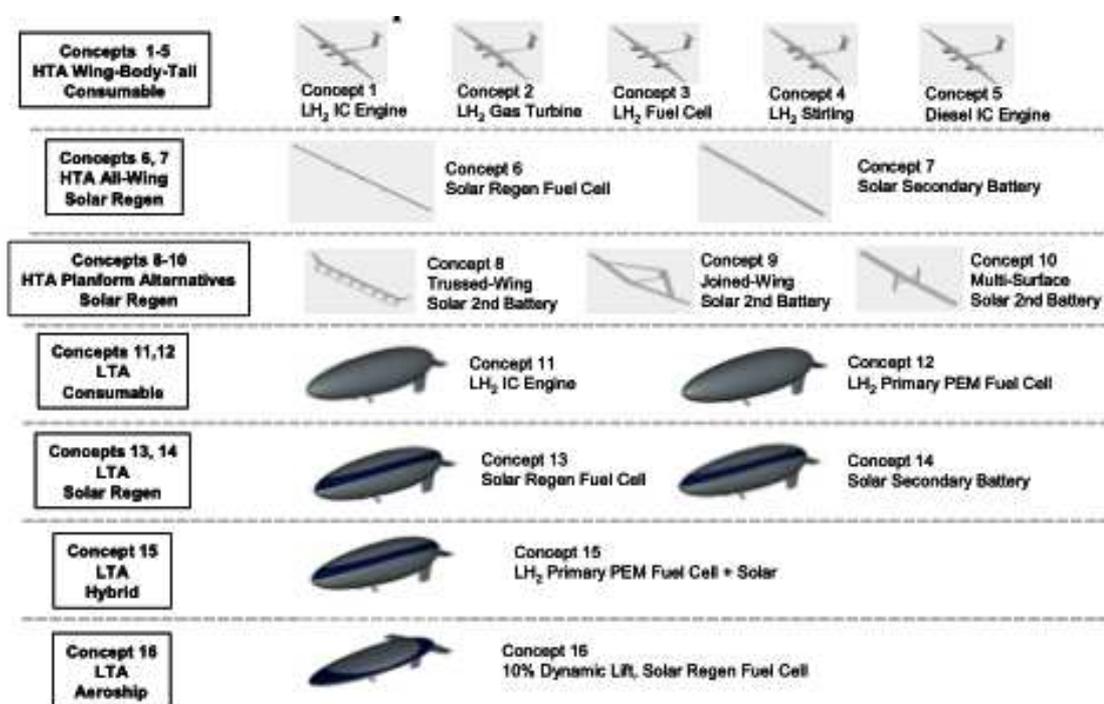


Figura 3.6: Sedici Concept Differenti

I 16 concept sono stati confrontati usando un insieme di metriche comuni sviluppate come criteri di valutazione. Tra queste autonomia, massa, dimensioni e rischio.

Si dedica particolare attenzione ai Concept 6-10 appartenenti alla categoria Heavier-Than-Air Solar Regenerative Concepts. Tra questi:

- **Concept 6** – All-Wing Configuration with Solar Regenerative Fuel Cell Propulsion
- **Concept 7** – All-Wing Configuration with Solar Secondary Battery Propulsion
- **Concept 8** – Trussed-Wing Configuration with Solar Secondary Battery Propulsion
- **Concept 9** – Joined-Wing Configuration with Solar Secondary Battery Propulsion
- **Concept 10** – Multi-Surface Configuration with Solar Secondary Battery Propulsion

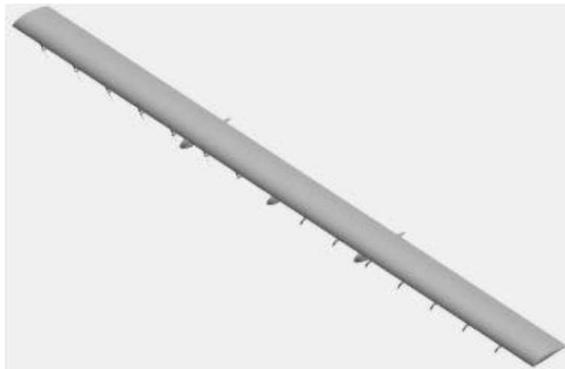


Figura 3.7: Concept numero 6 [40]

Il **Concept 6**, in Figura 3.7 è stato il punto di partenza per l'aeromobile alimentato a energia solare. Il design completamente alare aveva le radici nella famiglia di aeroplani solari-elettrici di AeroVironment creati prima e durante il programma ERAST della NASA (Pathfinder, Pathfinder Plus, Helios).

Sebbene il Concept 6 attinga significativamente dalla tradizione di Helios, le dimensioni del veicolo sono molto più grandi e nonostante l'apertura alare elevata, l'AR è relativamente basso rispetto a Helios.

La principale differenza tra il **Concept 7** ed il Concept 6 era il tipo di tecnologia utilizzata per l'accumulo di energia. Nel Concept 7, l'energia non era immagazzinata sotto forma di H_2 e O_2 , ma era conservata in batterie ricaricabili (chiamate anche batterie secondarie). Per gli altri concetti alimentati a energia solare, si è supposto l'utilizzo di batterie secondarie Li-S a causa della loro semplicità e delle prestazioni complessive superiori.

I concept dall'8 al 10 rappresentavano un tentativo di andare oltre la configurazione completamente alare simile ad Helios ed utilizzare design più innovativi per superare alcuni dei difetti riscontrati nei precedenti veicoli HALE SR. Era noto infatti che l'alta flessibilità del design di Helios fosse, ad esempio, un problema. Per le misure alternative valutate, il **Concept 8** non ha portato sufficienti vantaggi rispetto al design più tradizionale del Concept 7, anzi, si è rivelato svantaggioso in termini prestazioni aerodinamiche a causa dell'elevata resistenza della struttura a traliccio. Viene mostrato in Figura 3.8.

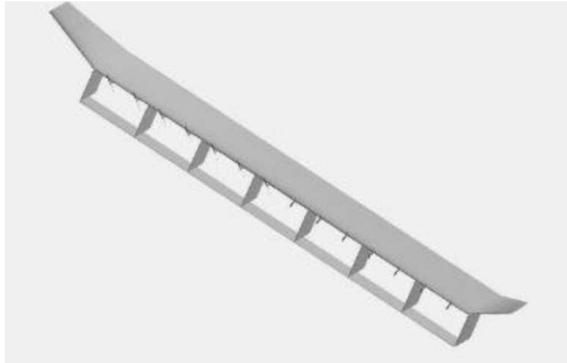


Figura 3.8: Concept numero 8 [40]

Un altro layout insolito studiato è stato il **Concept 9**, una struttura ad ali unite. In confronto alla disposizione ad ala unica, si prevedeva che le ali unite fornissero una maggiore rigidità strutturale e possibilmente una riduzione della massa strutturale totale. La tecnica dell'ala con ali unite è stata anche motivata dal desiderio di ottenere una grande quantità di area di pannelli solari in un pacchetto più piccolo.

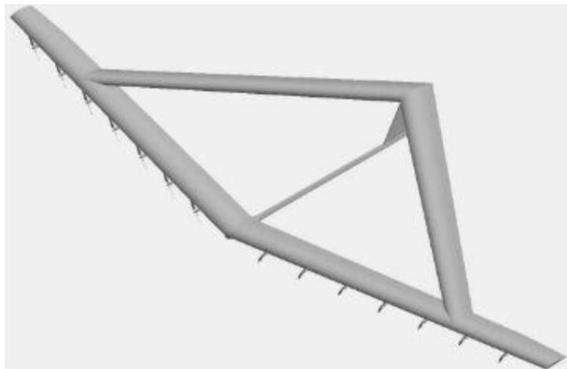


Figura 3.9: Concept numero 9 [40]

La Figura 3.9 mostra come la configurazione ad ali unite sia implementata in un aeromobile. L'uso degli strumenti di analisi esistenti per modellare questo tipo di

architettura ha richiesto un lungo elenco di ipotesi semplificative. Complessivamente, i risultati ottenuti per il Concept 9 lo rendono quello meno desiderabile.

Nel **Concept 10** l'orientamento non ottimale dei pannelli riduce la quantità di energia solare raccolta durante il giorno. Quest'ultimo è stato dunque creato nel tentativo di risolvere il problema dell'orientamento dei pannelli solari, vedi Figura 3.10. L'idea principale dietro questo modello era quella di avere pannelli capaci di riorientarsi durante il giorno e durante il pattern di stazionamento per ottimizzare la raccolta di energia solare variando solo nell'angolo di rollio. Per tale scopo vengono inserite superfici ausiliarie che non sono destinate a contribuire alla portanza o al controllo del veicolo, ma solamente alla raccolta ottimale di energia. Sfortunatamente, l'impatto netto di questo tipo di configurazione è relativamente piccolo nonostante un grande miglioramento nella raccolta di energia solare.

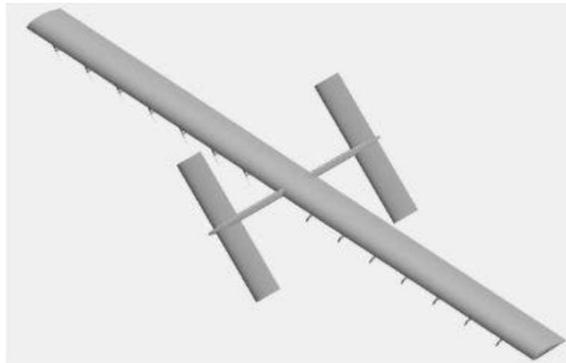


Figura 3.10: Concept numero 10 [40]

Lo studio complessivo delle diverse configurazioni degli UAV ha dimostrato con certezza che le caratteristiche del sistema di stoccaggio e l'efficienza delle celle solari erano fondamentali per migliorare le prestazioni dell'aeromobile al fine di soddisfare i requisiti di missione.

3.1.1 UAV HALE ITB

L'Indonesia è un paese molto esteso, composto da un vasto numero di isole, ricco di risorse naturali che si estendono dalla terra attraverso l'oceano.

Lo sviluppo dell'UAV HALE ITB (Institut Teknologi Bandung) è finalizzato a soddisfare la necessità di un veicolo autonomo affidabile per monitorare i confini del paese indonesiano e le risorse naturali. L'ITB ha pensato ad un piano di sviluppo triennale per l'UAV HALE, suddiviso in tre fasi. La prima fase ha prodotto un prototipo con apertura alare di 12 m con una configurazione a quattro pali e quattro sistemi di propulsione elettrica per un'altitudine di circa 6000m, come mostrato in

Figura 3.11. Il primo prototipo ha avuto alcuni problemi legati all'effetto del vento laterale, che ha causato un pesante momento flettente danneggiando l'ala.

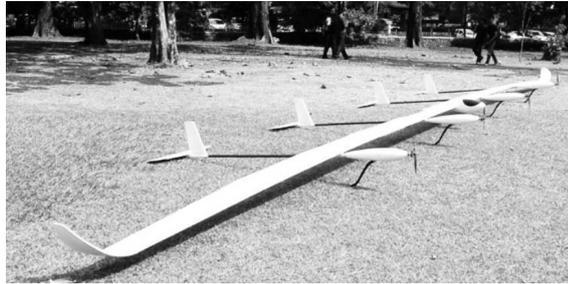


Figura 3.11: Prototipo di Prima Generazione di HALE UAV-ITB [41]

La seconda fase, prevedeva invece un'apertura alare di 16 m in grado di operare a un'altitudine di 6000 m. Il secondo prototipo, mostrato in Figura 3.12, utilizzerà un unico montante con doppio motore elettrico, che ovviamente garantisce un peso inferiore rispetto alla configurazione a quattro montanti. Una maggiore apertura alare significa un maggiore AR, il che dovrebbe produrre una distribuzione della portanza lungo l'apertura dell'ala più simile all'approccio della distribuzione rettangolare della portanza a causa della relativamente minore resistenza indotta prodotta.

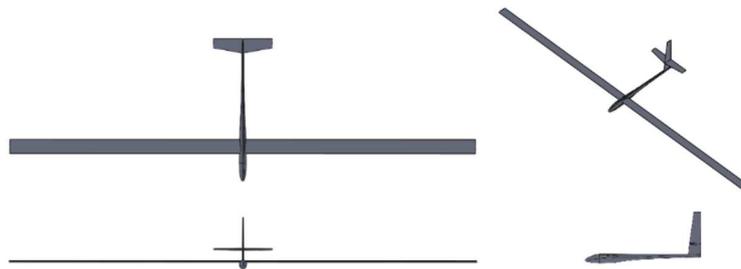


Figura 3.12: Secondo Prototipo di HALE UAV-ITB [41]

La ricerca su questo velivolo ha dimostrato che l'applicazione della Teoria non lineare di Prandtl (NLLT) per prevedere la distribuzione di portanza lungo l'apertura alare per un'analisi preliminare è raccomandata per gli HALE UAV, a causa della sua accuratezza garantita, di un margine di errore ridotto (1,46%) rispetto ai risultati dei calcoli CFD, e perché richiede anche un periodo di tempo relativamente più breve ed è più semplice da eseguire.

3.1.2 Modelli di Design

Un approccio di progettazione concettuale per definire una geometria di base per un UAV HALE alimentato a energia solare è stato presentato in un documento dal titolo

"A study of solar-powered, high-altitude unmanned aerial vehicles". Il processo si basava su ragionamenti logici e limitazioni analitiche, come considerazioni ambientali e limiti strutturali, per costruire la geometria dell'aeroplano. Successivamente, sono stati calcolati l'aerodinamica, le prestazioni in volo ed i requisiti di potenza durante il volo utilizzando equazioni analitiche. Lo studio di caso ha esaminato i requisiti energetici di una configurazione con ali rettangolari controventate, come mostrato in Figura 3.13, per trasportare un carico utile di 100 kg. I risultati hanno dimostrato che questa configurazione è in grado di effettuare voli continui durante tutto l'anno ad un'altitudine di 21,3 km e fino a una latitudine di 10° N. Il volo continuo durante tutto l'anno a queste latitudini, tuttavia, richiederebbe un'unità di cella di combustibile rigenerativa con un'efficienza del 94%.



Figura 3.13: Immagine Artistica di Ali Controventate [41]

Rizzo e Frediani hanno presentato uno studio che definisce un modello matematico per la progettazione preliminare di aeromobili ad alimentazione solare valido indipendentemente dalla configurazione aerodinamica. Per imitare l'Helios, è stata condotta un'indagine preliminare e i risultati sono stati confrontati con quelli ottenuti dai voli di questo aeromobile. Quattro configurazioni di aeromobili sono state confrontate utilizzando il modello matematico proposto: ala volante, aeromobile convenzionale, aeromobile a doppio montante e aeromobile biplano. Gli autori hanno concluso che la configurazione a biplano rinforzato è la configurazione più efficiente in quanto rappresenta il miglior compromesso tra rigidità strutturale ed efficienza energetica. Questa soluzione è più rigida di un'ala volante e il suo peso strutturale è circa l'80% di quello di un'ala volante. Inoltre, rispetto a un'ala volante con la stessa superficie alare, l'apertura alare è ridotta del 15% circa e la flessione delle estremità è di circa il 40% rispetto a un'ala volante con la stessa apertura alare e superficie alare. Un altro risultato significativo è emerso quando si sono confrontati un biplano e un monoplano con superfici portanti identiche: la rigidità alla flessione di una delle

ali del biplano è significativamente inferiore rispetto a quella del monoplano, ma la rigidità complessiva del biplano è superiore rispetto al monoplano. Le quattro possibili conformazioni vengono mostrate nella Figura 8.17 che segue.

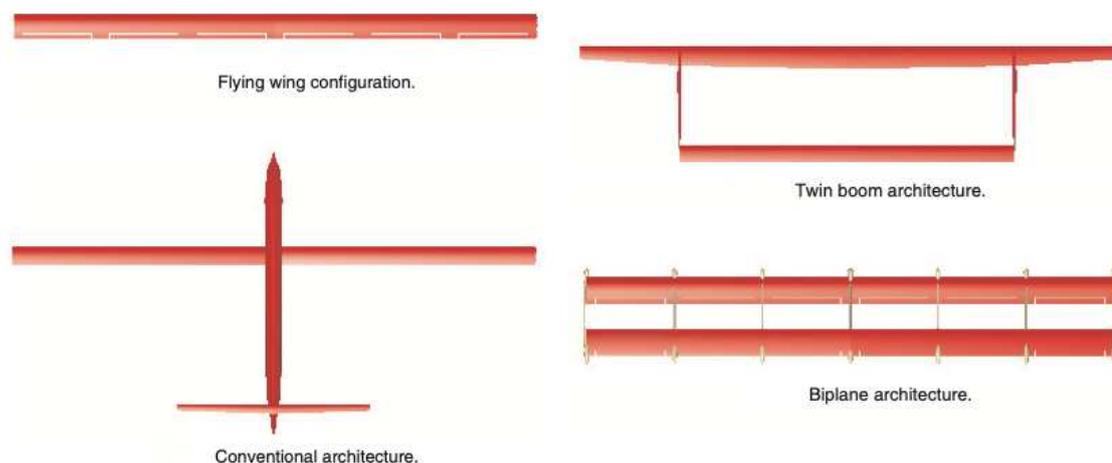


Figura 3.14: Differenti Configurazioni Proposte [42]

Mattos, Secco e Salles descrivono un quadro di progettazione e ottimizzazione multidisciplinare per sviluppare un UAV alimentato a energia solare ad alta quota. Aerodinamica, strutture, stabilità, peso e sistemi sono stati tutti presi in considerazione e incorporati in un processo modeFrontier, che ha portato ad un dimensionamento dell'aereo molto semplice ma altrettanto realistico. La configurazione finale dell'aeromobile è molto simile a quella del Zephyr, sviluppato dalla società britannica QinetiQ. Bryan Morrisey e il Dott. Rob McDonald della California Polytechnic State University hanno sviluppato uno strumento multidisciplinare per progettare una configurazione di HALE UAV alimentato a energia solare con un rapporto di apertura alare molto grande, ali non inclinate e composte da più parti mutuamente fissate. L'applicazione del collegamento dell'estremità alare a un HALE aircraft di tipo flying wing rappresenta una svolta nel settore. Teoricamente, ogni parte dell'ala volante solleverebbe il proprio peso e formerebbe un sistema aereo autosufficiente. Collegando insieme una serie di segmenti alari con rapporto di apertura alare moderato per creare una piattaforma con un rapporto di apertura alare estremamente elevato, ogni segmento beneficia di tensioni strutturali inferiori, mentre sfrutta i vantaggi di una configurazione con un rapporto di apertura alare eccezionalmente alto. In effetti, l'approccio ha permesso una riduzione del peso strutturale del 17,3%, un carico alare minimo e AR ottimali tra i 30 e i 40, secondo quanto rilevato dai ricercatori.

Molti degli stessi vantaggi possono essere ottenuti con avanzamenti nelle tecnologie di stoccaggio dell'energia, componenti di propulsione estremamente efficienti e una distribuzione della massa lungo l'apertura alare applicata a un'unica ala volante. L'aumento della complessità e del rischio associato a una configurazione con più segmenti alari, ne limita i benefici potenziali [43].

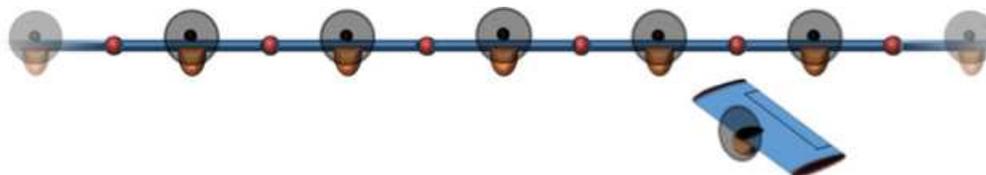


Figura 3.15: Configurazione con AR Elevato [43]

Lo sviluppo del design è un processo iterativo. Inizia con una serie accuratamente selezionata di criteri basati sui migliori risultati di ricerche concettuali o sperimentali precedenti. I requisiti delle missioni di UAV come Zephyr e Phasa-35 sono stati combinati per creare i requisiti HALE. Sebbene siano state esaminate molte configurazioni diverse e offrano alcuni vantaggi (come maggiore rigidità o esposizione ai raggi solari), la configurazione convenzionale in cui entrambe le superfici alari e di coda operano in un ambiente aerodinamico puro continua a emergere come la più affidabile è poiché sono disponibili una maggior quantità di dati ed il calcolo è più affidabile rispetto alle doppie ali e alle altre geometrie.

Capitolo 4

La Stratosfera

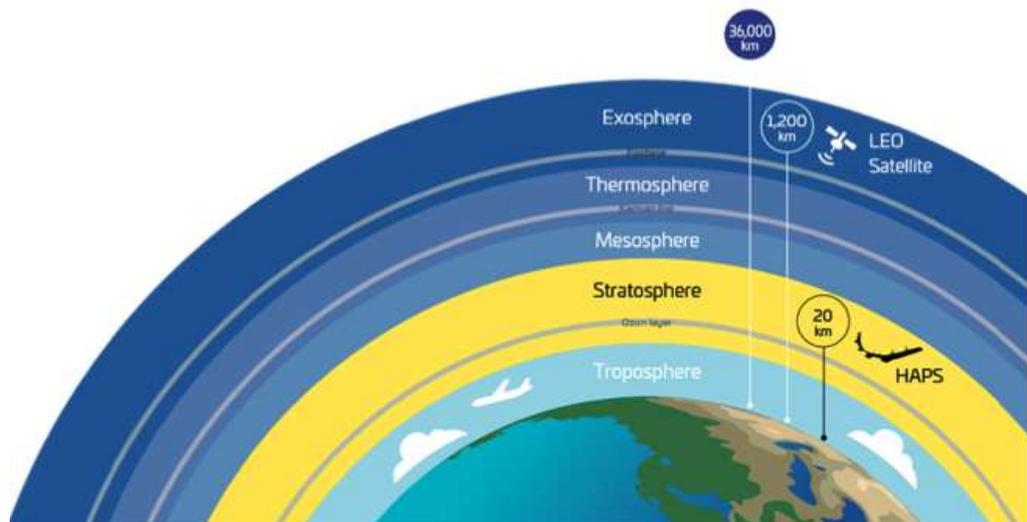


Figura 4.1: L'Atmosfera Terrestre [44]

La stratosfera è una regione dell'atmosfera terrestre, situata sopra la troposfera e sotto la mesosfera, caratterizzata da alcune peculiarità aerodinamiche. Tuttavia, rispetto alla troposfera, la regione inferiore dell'atmosfera, la stratosfera presenta una stabilità atmosferica maggiore, il che ha un notevole impatto sul comportamento aerodinamico degli oggetti che volano al suo interno. La stratosfera inoltre è uno strato atmosferico di importanza critica per la protezione della vita sulla Terra e per le dinamiche climatiche. Studiarne le caratteristiche è fondamentale per comprendere i meccanismi che regolano il nostro ambiente e per sviluppare applicazioni come i veicoli aerei ad alta quota pseudo-satellitari (HAPS) e altre tecnologie correlate. Di seguito vengono riportate alcune delle sue caratteristiche principali:

- **Altezza:** La stratosfera inizia a una altitudine di circa 10-13 km sopra la superficie terrestre e si estende fino a circa 50 km di altezza. L'altitudine esatta può variare a seconda della latitudine e delle condizioni atmosferiche.
- **Temperatura:** Nella troposfera, la temperatura diminuisce con l'aumentare dell'altitudine, ma nella stratosfera, l'andamento si inverte. Qui, la temperatura aumenta con l'aumentare dell'altitudine. La causa principale di questo aumento di temperatura è la presenza dell'ozono (O_3) nella stratosfera, che assorbe la radiazione ultravioletta del sole e riscalda l'ambiente circostante. La presenza dell'ozono è una caratteristica distintiva della stratosfera.
- **Pressione atmosferica:** La pressione atmosferica nella stratosfera è molto più bassa rispetto alla troposfera sottostante. La densità dell'aria diminuisce man mano che si sale in altitudine.
- **Jet stream:** La stratosfera ospita i potenti flussi d'aria noti come jet stream. Il jet stream più noto è il jet stream polare, che è un'ampia corrente d'aria a forte velocità che si muove intorno ai poli. Questi jet stream possono avere un impatto significativo sui modelli di clima e sulle rotte di volo degli aerei.
- **Fluido rarefatto:** Nella stratosfera, la densità dell'aria diminuisce man mano che si sale in altitudine. Di conseguenza, l'aria nella stratosfera è più rarefatta rispetto alla troposfera. Questo ha un effetto sull'aerodinamica degli oggetti che volano in questa regione, poiché la ridotta densità dell'aria influisce sulla portanza, sulla resistenza e sulle prestazioni aerodinamiche complessive.
- **Bassa turbolenza:** La stratosfera è generalmente caratterizzata da una minore presenza di turbolenza rispetto alla troposfera. Questo significa che gli oggetti che volano nella stratosfera possono sperimentare un volo più stabile e meno influenzato da perturbazioni atmosferiche.
- **Bassa resistenza aerodinamica:** A causa della densità ridotta dell'aria nella stratosfera, gli oggetti che si muovono in questa regione incontrano una resistenza aerodinamica inferiore rispetto a quando volano nella troposfera. Ciò può consentire una maggiore efficienza e un consumo di carburante ridotto per gli aeromobili che operano nella stratosfera.
- **Effetti termici:** La temperatura nella stratosfera aumenta con l'aumentare dell'altitudine a causa dell'assorbimento di radiazione solare da parte dell'ozono. Questo può influenzare la distribuzione termica e la stabilità dell'aria nella stratosfera, contribuendo a modelli di flusso aerodinamico specifici.

- **Ridotta convezione:** A differenza della troposfera, dove la convezione è un importante meccanismo di trasferimento di calore, la convezione è limitata nella stratosfera. Questo è in parte dovuto alla stabilità termica dell'atmosfera in questa regione. La ridotta convezione può influenzare il modo in cui il calore viene distribuito e trasferito nella stratosfera.

Le caratteristiche aerodinamiche della stratosfera sono importanti da considerare per progettare e operare veicoli che volano a quote elevate, come gli aerostati ad alta quota o i veicoli aerei ad alta quota pseudo-satellitari (HAPS). Comprendere e adattarsi alle condizioni aerodinamiche uniche della stratosfera è essenziale per garantire la sicurezza, l'efficienza e le prestazioni ottimali di tali veicoli.

4.1 Composizione Chimica

La composizione atmosferica rimane costante dal livello del mare all'altitudine di 90-100 km. Questa regione inferiore è chiamata omosfera ed è caratterizzata da un'alta concentrazione di molecole di azoto e ossigeno, approssimativamente il 78% e il 21% rispettivamente, con una percentuale residua di altri gas come CO_2 , acqua o ozono (O_3). L'ozono, sebbene sia una componente minoritaria, ha una concentrazione elevata nella stratosfera rispetto agli altri strati (il 90% del totale). L'aerosol principale nella stratosfera è una soluzione di acido solforico al 60-80% (da 12 a 30 km). Le goccioline hanno un diametro di circa 0,2 μm e concentrazioni medie di 1-10/cm³. A causa della temperatura più bassa della stratopausa, il vapore acqueo dell'aria in salita si congela, causando una concentrazione di vapore acqueo di soli 4-5 ppm nella stratosfera.

4.2 Proprietà Fisiche

Per aeroplani e dirigibili, uno dei fattori più influenti nel loro design è la densità dell'aria all'altitudine di volo in cui devono operare. Seguendo il modello ISA, in Figura 4.2 e 4.3, sono forniti gli andamenti di temperatura, densità e distribuzione di pressione ipotetiche. La riduzione di pressione e densità con l'altitudine segue un'equazione esponenziale, rendendo la densità dell'aria a 20 km meno dell'8% di quella al livello del mare. La viscosità dell'aria è il 79% del valore di riferimento. A causa di questi estremamente bassi livelli di pressione presenti nella stratosfera, è necessario considerare speciali considerazioni per il design dei circuiti e dei sistemi di alimentazione dei veicoli. La distribuzione effettiva della temperatura nella stratosfera

dipende dalla latitudine, con centri freddi ai poli, regioni calde alle latitudini medie, zona fredda nella zona tropicale della tropopausa e una distribuzione graduale tra i poli e l'equatore.

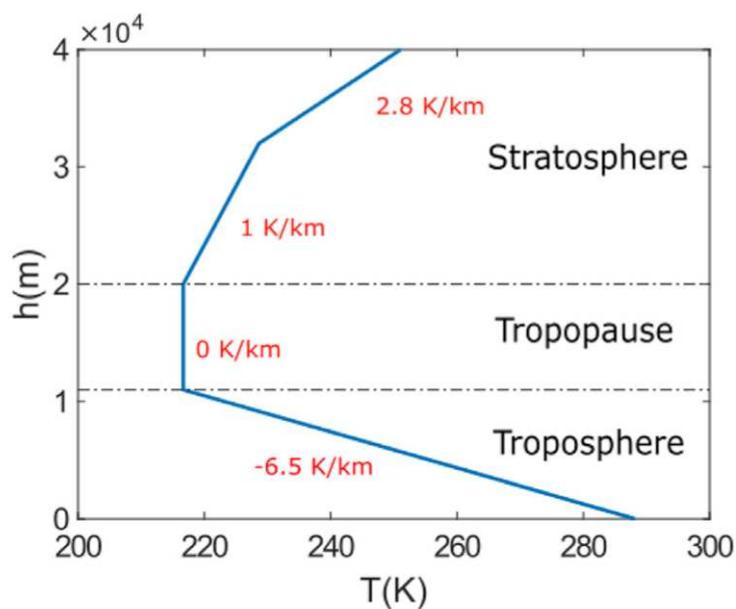


Figura 4.2: Temperatura [44]

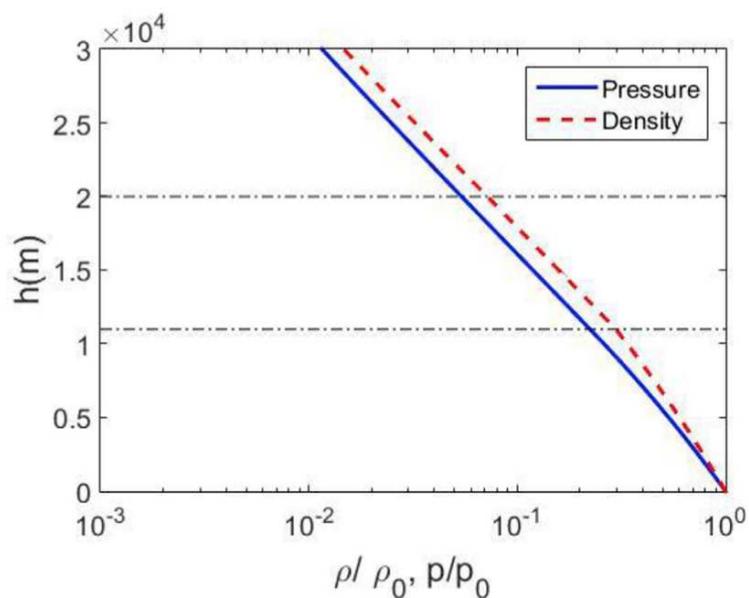


Figura 4.3: Densità e Pressione [44]

4.3 Dinamica del Vento

La potenza necessaria per superare le forze di resistenza indotte dal vento aumenta con la terza potenza della velocità dell'aria. È importante individuare le zone nella stratosfera in cui l'intensità media del vento è minima. L'altitudine operativa tipica per i veicoli HAPS è intorno ai 20 km, dove si raggiungono velocità medie del vento di 10-15 m/s. Studi specifici sulla variabilità del vento sono necessari per la missione.

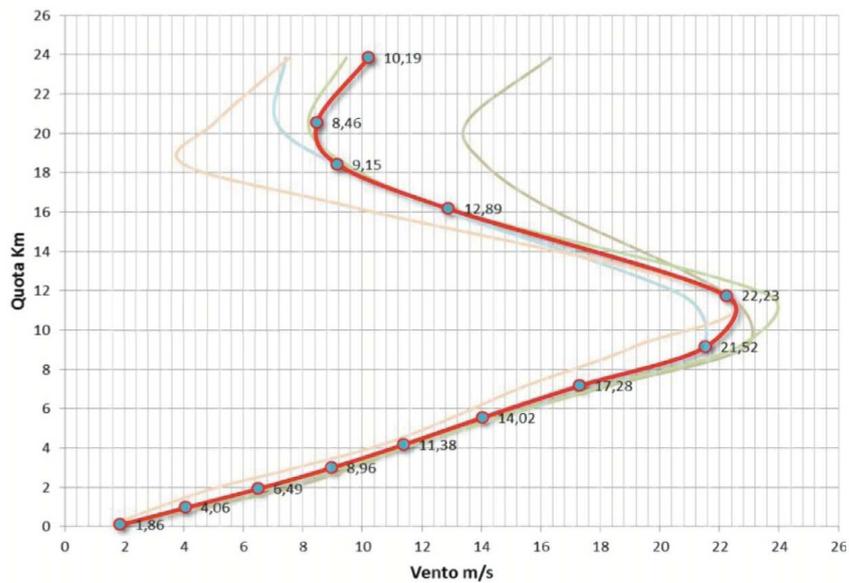


Figura 4.4: Dinamica del vento [44]

4.4 Ambiente Solare

Tradizionalmente, si presta particolare attenzione all'effetto della radiazione solare diretta sui veicoli. La lunghezza operativa del giorno è un parametro importante che dipende dalla latitudine, longitudine e declinazione terrestre (δ). L'irradianza diretta aumenta con l'altitudine, mentre la radiazione diffusa diminuisce. Si stima che l'irradianza solare diretta aumenti del 25% a 20 km rispetto a 2 km, mentre la radiazione diffusa diminuisce fino al 5%. Oltre alla radiazione solare diretta, si considera anche l'effetto di altre radiazioni, come la riflessione delle nuvole e dell'atmosfera.

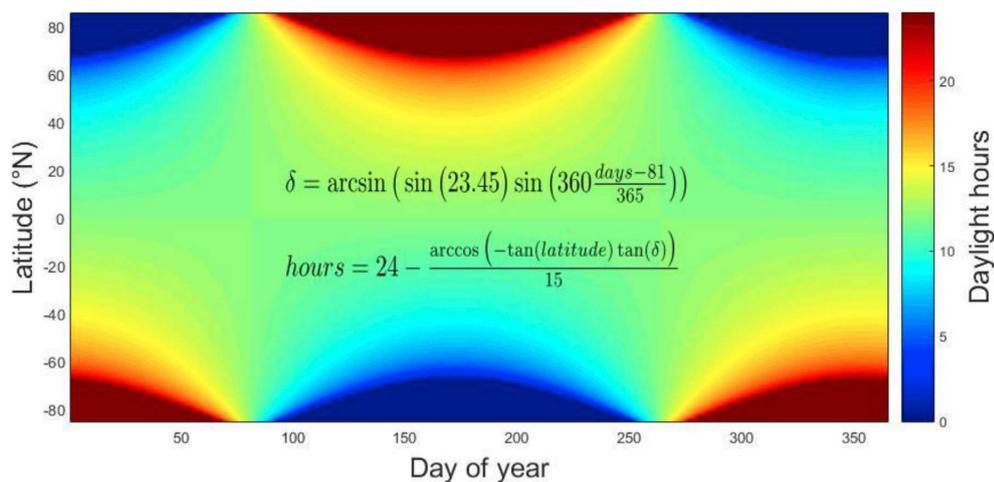


Figura 4.5: Ore di Luce [44]

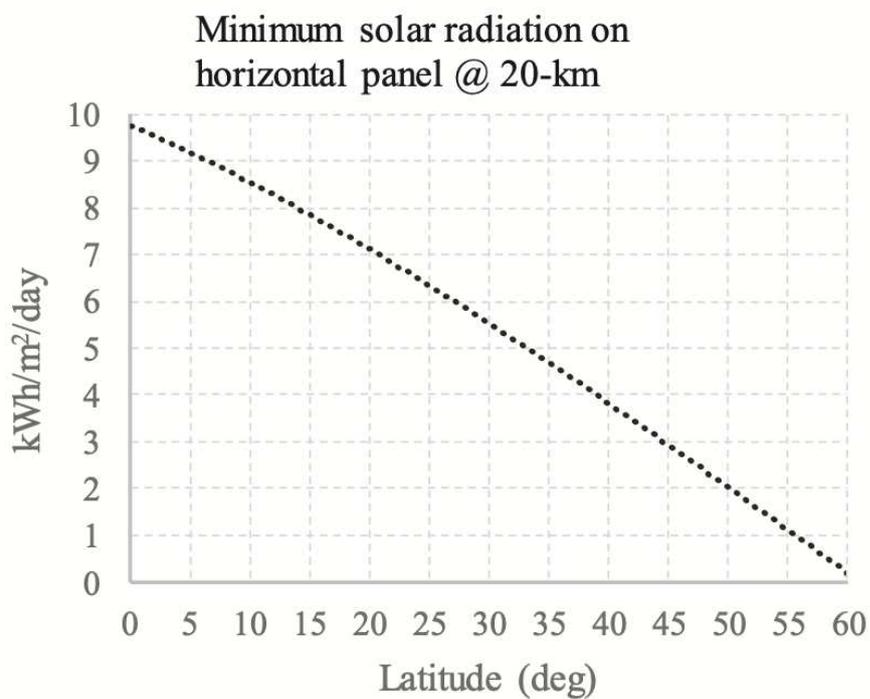


Figura 4.6: Latitudine [44]

Capitolo 5

High Altitude Pseudo Satellite

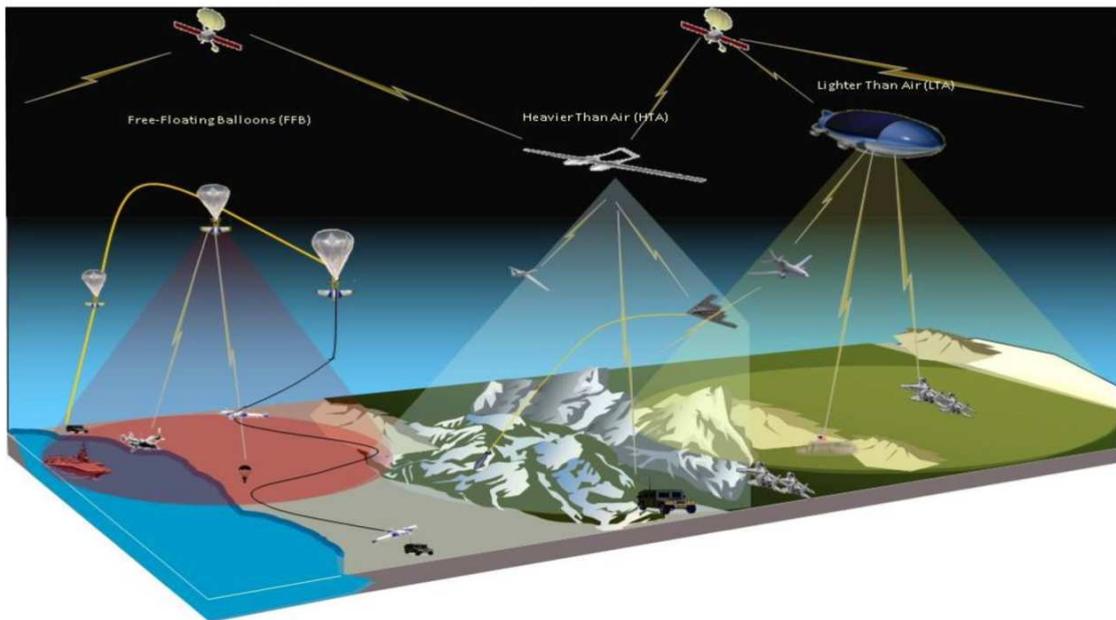


Figura 5.1: HAPS [45]

5.1 Introduzione

L'idea di veicoli aerei autosufficienti che entusiasmava gli ingegneri negli anni settanta è diventata oggi una realtà, come dimostrato da diverse iniziative in tutto il mondo.

La stratosfera è un dominio ancora piuttosto sconosciuto che supporta missioni di lunghissima durata - fino a un anno - a quote relativamente basse (circa 20 km),

offrendo così una notevole risoluzione per le missioni di osservazione e robusti link di collegamento per le missioni di comunicazione. Gli HAPS offrono nuove opportunità per integrare le risorse terrestri, satellitari o aeree con capacità uniche e personalizzate in base ai requisiti operativi [45].

Gli High Altitude Pseudo-Satellites, o HAPS, sono veicoli senza equipaggio che sfruttano deboli venti stratosferici ed energia solare per operare senza interferire con l'aviazione commerciale attuale e con abbastanza resistenza da fornire servizi a lungo termine come fanno i satelliti. Tuttavia, anziché lavorare dallo spazio, possono rimanere in posizione all'interno dell'atmosfera per settimane o addirittura mesi, consentendo diverse funzionalità come il monitoraggio e la sorveglianza precisi, le comunicazioni ad alta larghezza di banda o il supporto ai servizi di navigazione satellitare esistenti. Tali piattaforme di monitoraggio frutto di un cocktail tecnologico avanzatissimo: sistemi avionici miniaturizzati, celle solari ad alte prestazioni, batterie e imbracature leggere, sensori miniaturizzati per l'osservazione della Terra e collegamenti di comunicazione ad ampia larghezza di banda in grado di fornire servizi a prezzi competitivi. Questi sistemi sono capaci di ispezionare il terreno sottostante fino a 500 km di distanza, consentendo un monitoraggio ed una 'sorveglianza' molto più precisi rispetto ai servizi di navigazione satellitare esistenti [46].

EuroHAPS punta a sviluppare diversi dimostratori stratosferici con l'obiettivo di migliorare le capacità di intelligence, sorveglianza e ricognizione (ISR) e comunicazione. Per questo sono previste dimostrazioni di volo per tre tipi di piattaforme stratosferiche complementari:

1. Uno StratobusTM in scala ridotta di Thales Alenia Space, un dirigibile ad energia solare progettato per missioni di lunga durata che offre una grande capacità di carico utile.
2. Un dirigibile ibrido ad alta quota (HHAA - Hybrid High Altitude Airship) del CIRA, in grado di sostenersi oltre che per il galleggiamento aerostatico anche per le forze aerodinamiche generate dalla sua forma alare.
3. Un sistema di palloni stratosferici autonomi (ASBaS) di ESG e TAO costituito da una serie di tre palloni controllabili in altitudine.

Tali piattaforme, complementari e con tempi di funzionamento, capacità e restrizioni operative molto diverse, forniranno all'Europa un ampio spettro di soluzioni per soddisfare una varietà di esigenze diverse.

EuroHAPS sta quindi rilanciando l'uso di sistemi di piattaforme ad alta quota per missioni governative e di difesa con il supporto di sei Ministeri della Difesa (Francia,

Italia, Spagna, Germania, Ungheria e Repubblica Ceca), la Commissione europea, l'autorità regionale del Sud francese e la regione delle Isole Canarie, dove, oltre a quelli previsti in Sardegna (Italia), sono previsti alcuni voli dimostrativi dall'isola di Fuerteventura a partire dal 2024.

5.2 Quali Piattaforme possono essere HAPS?

Una HAPS è una stazione posizionata tra 20 e 50 km d'altitudine, in una posizione specifica e stabile rispetto alla Terra, come definita dall'ITU Radio Regulations. Queste stazioni, prevalentemente costituite da piattaforme UAV come palloni, aeromobili o dirigibili ricaricabili, possono essere categorizzate in due principali tipologie: piattaforme aerostatiche e piattaforme aerodinamiche.

Le piattaforme aerostatiche, come palloni e dirigibili, sono più leggere dell'aria. Utilizzano gas di sollevamento contenuti in involucri per rimanere in volo e non sono particolarmente resistenti a venti e condizioni turbolente. I palloni, che possono operare tra 2 e 20 km d'altitudine, non dispongono di un sistema di propulsione, hanno un carico utile limitato a circa 20 kg e un tempo di operatività di diversi mesi. D'altra parte, i dirigibili, con sistema di propulsione proprio, operano stabilmente a 20 km d'altitudine, utilizzando celle solari per generare energia e possono essere impiegati per periodi più prolungati, fino a diversi anni, con una capacità di carico utile fino a 450 kg [46]-[48].

Le piattaforme aerodinamiche, invece, sono più pesanti dell'aria e sfruttano le forze dinamiche create dal movimento dell'aria tramite motori elettrici ed eliche. Sono più resistenti alle condizioni meteo avverse rispetto alle piattaforme aerostatiche e circolano nell'area di copertura mantenendo una posizione quasi stazionaria. Tuttavia, queste piattaforme hanno dimensioni più ridotte, una capacità di carico inferiore e sono più adatte per utilizzi a breve termine come situazioni di emergenza, grazie a costi di dispiegamento inferiori e maggiore flessibilità operativa [49].

5.3 Specifiche Tecniche

Pesi e Dimensioni

Le dimensioni e i pesi degli high altitude pseudo satellite (HAPS) possono variare in base al design specifico e agli obiettivi di missione. Tuttavia, si cerca di fornire un'idea generale delle dimensioni e dei pesi tipici associati a questi veicoli. Gli HAPS sono spesso progettati per essere di dimensioni relativamente grandi per ospitare la

strumentazione necessaria e garantire una maggiore autonomia di volo. Le ali di un HAPS possono avere un'apertura che varia a seconda delle specifiche del progetto da pochi metri a 50 metri o più. Anche il peso di un HAPS dipende dalla sua dimensione, dai materiali utilizzati nella costruzione e dal carico utile trasportato. In generale, gli HAPS possono avere un peso che va pochi chilogrammi fino a diverse centinaia di chilogrammi. Il peso totale dell'HAPS comprende il carburante, le batterie, i sistemi di propulsione, i carichi utili, la struttura e altri componenti. Alcuni HAPS sono progettati per sorvolare una determinata area per un periodo prolungato, mentre altri potrebbero essere progettati per fornire connettività internet o supporto alle comunicazioni in aree remote. Pertanto, le dimensioni e i pesi degli HAPS possono essere adattati in base agli obiettivi specifici della missione.

Latenza

La relativamente bassa altitudine dei sistemi HAPS corrisponde a un ritardo di andata e ritorno da 0,13 a 0,33 ms, rendendoli una buona opzione per la bassa latenza. Di conseguenza, il sistema di comunicazione basato su costellazione HAPS può superare il problema intrinseco dell'alta latenza delle reti satellitari. Inoltre, ci si aspetta un elevato rapporto segnale-rumore (SNR) in downlink, un link budget favorevole e una bassa path-loss, che permettono l'uso anche al singolo utente senza la necessità di stazioni terrestri specializzate.

Tempo di funzionamento

Grazie alla presenza di sistemi alimentati ad energia solare, è prevista una durata di utilizzo a lungo termine fino a diversi mesi o addirittura anni. Tuttavia, potrebbe essere necessario un ricambio per garantire costantemente l'integrità dell'architettura del network: questa situazione non sembra problematica data la bassa spesa di lancio ed i rischi associati, e la facilità con cui è possibile riportare le piattaforme sulla Terra senza rilasciare detriti nell'atmosfera, come invece avviene con i satelliti. L'energia solare associata a sistemi di accumulo energetico è il principale metodo di alimentazione degli HAPS, dato che dispongono di ampie superfici adatte a ospitare film di pannelli solari.

Area di copertura del segnale

In conformità alle raccomandazioni dell'ITU, un HAPS dovrebbe avere un ampio raggio di copertura ammontante a circa 500 km. Anche se quasi tutti i progetti HAPS hanno aree di copertura molto più piccole, intorno ai 100 km, una flotta di

molteplici HAPS può estendere la copertura per servire un intero paese. Ad esempio, mentre un sistema di 18 HAPS è stimato essere sufficiente per coprire la Grecia, comprese tutte le isole, una costellazione di 16 HAPS è considerata sufficiente per coprire il Giappone.

Consumo energetico

L'energia di HAPS è consumata dal sistema di controllo di volo e dal communications system. L'energia consumata dal sistema di controllo di volo comprende il consumo per la stabilità e la potenza di propulsione e il consumo causato dal controllo dell'altitudine e della traiettoria degli HAPS. Inoltre, il tipo di piattaforma considerata e le sue caratteristiche, come peso e dimensioni, influenzano il consumo energetico del sistema di volo, in quanto maggiori pesi e dimensioni comportano un maggiore consumo. In secondo luogo, l'energia consumata dal communications system dipende dal tipo di sistema e dalle tecniche di comunicazione utilizzate. In generale, poiché nel payload sono inclusi più componenti attive e processi di calcolo, sono richiesti carichi più pesanti e ci si aspetta un maggiore consumo energetico.

Fonti di energia

Ci sono tre tipi di fonti di energia che sono state utilizzate per le operazioni con gli HAPS: (i) fonti di energia convenzionali; (ii) fasci di energia; (iii) energia solare. Tra le fonti di energia convenzionali troviamo carburante fossile e batterie elettriche: gli HAPS alimentati da fonti di energia convenzionali hanno una durata di volo molto breve, di circa 48 ore, e richiedono frequenti atterraggi per il rifornimento, quindi il loro utilizzo è adatto a una soluzione temporanea o a situazioni di emergenza. In alternativa, possono essere utilizzati fasci di energia provenienti dal suolo per alimentare il sistema energetico degli HAPS ma a causa dei rischi di irradiazione ad alta potenza non sono considerate soluzioni sicure. Infine, l'energia solare è una fonte di energia rinnovabile ed è quella maggiormente considerata nei progetti HAPS. L'energia solare è adatta per gli HAPS per due motivi principali: operano al di sopra delle nuvole, dove l'energia solare naturale è abbondante ed inoltre sono tipicamente piattaforme di grandi dimensioni che possono ospitare ampi pannelli solari per generare grandi quantità di energia.

5.4 Competitor

Fino a pochi anni fa, la tecnologia HAPS era poco conosciuta e principalmente di dominio dell'industria della difesa. Tuttavia, con lo scorrere del tempo si sono viste piccole aziende private, grandi aziende tecnologiche e aeronautiche entrare in questo nuovo mercato, tant'è vero che, proprio in questo momento, ci sono più di una dozzina di società tecnologiche e aeronautiche che lavorano intensamente allo sviluppo di piattaforme stratosferiche [50]. Eccone una panoramica:

- **AeroVironment:** AeroVironment, un'azienda statunitense, ha sviluppato un HAPS chiamato "Stratellite". Il Stratellite è un aeromobile ad alta quota che può rimanere in volo per settimane o mesi a un'altitudine di circa 20 km. È progettato per fornire comunicazioni a lungo raggio, sorveglianza e altre applicazioni.
- **Facebook:** Facebook ha sviluppato un HAPS chiamato "Aquila" come parte del suo progetto Internet.org. Aquila è un drone solare alimentato che può volare ad altitudini elevate per fornire connettività Internet nelle aree remote.
- **Airbus:** Airbus ha sviluppato un HAPS chiamato "Zephyr". Zephyr è un drone solare ad alta quota che può rimanere in volo per mesi a un'altitudine di circa 20 km. È stato progettato per missioni di sorveglianza, ricognizione, monitoraggio ambientale e telecomunicazioni.
- **Google (Alphabet):** Alphabet, la società madre di Google, ha lavorato su un progetto chiamato "Project Loon". Sebbene non sia un HAPS nel senso tradizionale, utilizza palloni ad alta quota per fornire connettività Internet nelle aree remote o colpite da calamità naturali.
- **Thales Alenia Space:** Thales Alenia Space sta sviluppando un HAPS chiamato "Stratobus". Stratobus è un veicolo aereo non tripolato progettato per operare a un'altitudine di 20 km per diverse settimane. È destinato a fornire servizi di telecomunicazioni, sorveglianza e monitoraggio.

Questi sono solo alcuni esempi di HAPS attualmente esistenti o in fase di sviluppo. La tecnologia HAPS è ancora in fase di evoluzione e ci potrebbero essere altre società o organizzazioni che stanno lavorando su progetti simili.

5.5 HAPS Esistenti

5.5.1 Le Piattaforme più Pesanti dell'Aria

ZEPHYR



Figura 5.2: Zephyr

Questo innovativo veicolo aereo senza equipaggio è alimentato esclusivamente da energia solare e può operare a un'altitudine di circa 21.000 m, mantenendo una velocità di crociera di 55 km/h. La sua altitudine operativa elevata gli consente di superare ostacoli come le nuvole, le variazioni atmosferiche, le correnti di vento e il traffico aereo. La struttura dello Zephyr è realizzata in fibra di carbonio ed è equipaggiata con batterie al solfuro di litio che gli consentono di volare anche durante le ore notturne. Airbus, in collaborazione con la filiale Astrium, ha iniziato a sviluppare questi High Altitude Pseudo Satellites (HAPS) fin dal 2008. Nel 2013, Astrium ha acquisito la società britannica QinetiQ, che aveva sviluppato il drone ad energia solare "Zephyr", integrando il personale di QinetiQ nell'organizzazione di Airbus. Zephyr è in grado di svolgere un'ampia varietà di missioni, tra cui la trasmissione di immagini ad alta definizione, immagini termiche, l'istituzione di reti di comunicazione temporanee e servizi di emergenza. Attualmente, lo Zephyr ha accumulato con successo più di 900 ore di volo ed è il primo e unico aeromobile al mondo a dimostrare concretamente la possibilità di voli "infiniti" a energia solare.

Tabella 5.1: Specifiche di Zephyr

Apertura alare	28 m
Altitudine	circa 21.000 m
Velocità di crociera	55 km/h
PV	silicio amorfo
Batterie	litio-zolfo (Zephyr 7)
Motori	2 x 450 Watt elettrici (Zephyr 7)
Carico utile	5-10 kg
Peso	60 kg

HELIOS



Figura 5.3: Helios

Il prototipo Helios rappresenta un velivolo elettrosolare sviluppato all'interno del progetto ERAST della NASA per dimostrare la fattibilità tecnica e l'utilità militare di un dirigibile a elica alimentato a energia solare in grado di operare in stratosfera. Tuttavia, l'Helios ha subito un incidente in volo nel 2003, ponendo fine al suo sviluppo. AeroVironment, Inc., l'azienda responsabile del design, ha concentrato gli sforzi sullo sviluppo di sistemi di alimentazione basati su celle a combustibile per consentire voli notturni a lunga autonomia. NASA e AeroVironment vedono un grande potenziale nell'utilizzo di velivoli solari ad alta quota per una vasta gamma di applicazioni, tra cui esperimenti scientifici, servizi di telecomunicazione, sorveglianza delle frontiere e altre operazioni. Helios ha stabilito un record mondiale di altitudine per aeromobili a elica prima del suo incidente, dimostrando le promettenti capacità di questa tecnologia.

Tabella 5.2: Specifiche di Helios

Apertura alare	75 m
Altitudine	circa 20.000 m
AR	31
Λ	10°
Autonomia	mesi
Spessore corda	29 cm

ASCENTA

Facebook è stato coinvolto nella tecnologia dei droni ad energia solare con l'acquisizione di Ascenta, con sede nel Regno Unito, nel marzo 2014. Il Connectivity Lab di Facebook si impegna con internet.org a costruire droni, satelliti e laser per fornire Internet a tutti, indipendentemente dal fatto che si viva in una città del mondo o in un'area remota di un Paese in via di sviluppo. Connectivity Labs ritiene che i satelliti saranno più adatti per luoghi remoti con bassa popolazione che vive su vaste



Figura 5.4: Ascenta

aree. Internet può essere trasmesso da più satelliti in orbita bassa, fornendo una copertura continua. Per le aree più densamente popolate come città, villaggi e aree suburbane, Connectivity Labs utilizzerà droni ad energia solare (UAV) ad alta quota. Questi droni alimentati da fotovoltaico gireranno a 20.000 metri di altitudine, ben al di sopra delle compagnie aeree commerciali, lontano da condizioni meteorologiche avverse e trasmetteranno Internet ad alta velocità. I sistemi di comunicazione laser di nuova concezione possono infatti trasmettere dati dal cielo alle comunità.

5.5.2 Le Piattaforme più Leggere dell'Aria

HALE-D



Figura 5.5: HALE-D

Hale-D è un dirigibile solare a controllo remoto più leggero dell'aria, progettato da Lockheed Martin per volare a 18000 metri in posizione geostazionaria. Questo veicolo, senza pilota e più leggero dell'aria, opera sopra la corrente a getto in una posizione geostazionaria e funziona come una piattaforma di sorveglianza, un relè di telecomunicazioni o un osservatore meteorologico. Allo stesso tempo, l'HALE-D può essere utilizzato nel settore della difesa come una piattaforma di intelligence e sorveglianza sempre presente, che offre connettività di comunicazione rapida su tutto lo spazio di battaglia.

Tabella 5.3: Specifiche Hale-D

Volume	500,000 ft ³
Lunghezza	73 m
Diametro	21 m
Motori	2 kW elettrici
Batterie	40 kWh Li-ion
Celle solari	15 kW film sottile
Velocità Crociera	37 km/h
Quota operativa	20.000 m
Massa Payload	23 km
Potenza Payload	500 W

STRATOBUS



Figura 5.6: Stratobus

Lo StratobusTM è un dirigibile stratosferico autonomo di Thales Alenia Space. Offrendo una copertura regionale continua, si adatta perfettamente alle soluzioni satellitari. Lo Stratobus può trasportare payload per la sorveglianza delle frontiere e dei siti di elevato valore a terra o sul mare (come la videosorveglianza delle piattaforme offshore), la sicurezza, il monitoraggio ambientale (incendi boschivi, erosione delle spiagge, inquinamento, ecc.) e le comunicazioni (internet, 5G). La piattaforma, dotata di 1.000 metri quadrati di pannelli solari, è progettata per svolgere fino a 5 anni di missione.

In particolare, StratobusTM è un dirigibile stratosferico non rigido ad elio che mantiene la sua forma grazie alla pressione interna e ha un proprio sistema di propulsione elettrica interamente autonomo. Il concetto è stato ottimizzato partendo da un dirigibile di circa 140 m di lunghezza, azionato da quattro motori elettrici, con più di 1.000 m² di celle solari e la capacità di operare ad altitudini comprese tra 18 e 20 km (11-12 miglia). L'obiettivo è trasportare un carico utile di 250 kg (550 lb) con una potenza nominale di 5 kW. Durante la fase di sviluppo sono stati superati numerosi ostacoli tecnici, in particolare la maturazione dell'involucro del dirigibile e del concentratore fotovoltaico flessibile, la tecnologia di strappo dell'involucro per gli aspetti legati alla sicurezza e il sistema di propulsione ad alta efficienza.

Tabella 5.4: Specifiche di StratobusTM

Lunghezza	115 m
Diametro	34 m
Motore	5 kW elettrico
Altitudine	20.000 m
Peso del carico utile	250 kg

PROJECT LOON



Figura 5.7: Project Loon

I palloni Loon sono progettati e realizzati per resistere alle dure condizioni della stratosfera, dove i venti possono soffiare oltre i 100 km/h e le temperature possono scendere fino a -90°C . Il Loon Flight System è costituito da tre sistemi separati, ovvero l'involucro del pallone, il bus e il carico utile. Insieme, lavorano perfettamente per fornire sollevamento, monitorare la telemetria di volo e sviluppare connettività. Loon collabora con una rete di partner in tutto il mondo per identificare zone di atterraggio predefinite. Le discese sono coordinate con il controllo del traffico aereo locale ed i sistemi di volo atterrano in sicurezza in queste zone preselezionate. Le squadre di recupero a terra raccolgono quindi le attrezzature per il riutilizzo e il riciclaggio. Loon ha compiuto progressi significativi nei due aspetti più importanti, infatti può sia rimanere nella stratosfera per centinaia di giorni sia rimanere in uno spazio preciso per un tempo sufficiente a fornire una copertura significativa.

SPF



Figura 5.8: SPF

Questa piattaforma è in grado di mantenere una posizione stazionaria ad un'altitudine di circa 20 km, dove i venti nella stratosfera sono relativamente calmi. Le

applicazioni principali dell'SPF riguardano le telecomunicazioni e il monitoraggio ambientale e dei disastri terrestri.

È importante notare che, sebbene l'SPF condivida alcune caratteristiche di progettazione con i dirigibili tradizionali utilizzati a quote inferiori nel corso del XX secolo, ci sono significative differenze nella resistenza dei materiali di membrana, nella struttura complessiva, nell'operazione di volo e in altri aspetti tecnici tra questi due tipi di veicoli.

HISENTINEL



Figura 5.9: HiSentinel

L'iniziativa HiSentinel Airship è un programma sviluppato dal Comando Spaziale e della Difesa dei Missili dell'Esercito degli Stati Uniti con l'obiettivo di dimostrare la fattibilità tecnica e le potenziali applicazioni militari di un dirigibile stratosferico alimentato a energia solare e senza equipaggio, in grado di operare a quote superiori a 20.000 m. Questo programma segue un modello di sviluppo per una famiglia di dirigibili stratosferici autonomi, progettati per lanci tattici a lunga durata. Tali dirigibili, caratterizzati da costi di implementazione contenuti, sono in grado di trasportare carichi utili di dimensioni moderate (da 10 a 100 kg) a quote elevate per un periodo di almeno 30 giorni.

Un aspetto rilevante di questa iniziativa è la sua capacità di essere lanciata da posizioni remote senza la necessità di strutture specializzate. Il programma HiSentinel è stato sviluppato in collaborazione tra il Southwest Research Institute (SwRI), Aerostar International, Inc., e l'Air Force Research Laboratory (AFRL). Le attività di progettazione, costruzione, integrazione e test hanno coinvolto queste organizzazioni, mentre l'AFRL ha contribuito con lo sviluppo del sistema di lancio, le strutture di supporto, il supporto alle operazioni di volo e il recupero del dirigibile.

5.6 Prossimi Sviluppi e Potenzialità

HAPPIEST ha indagato sul ruolo degli HAPS nelle future reti di telecomunicazione, analizzando come potessero integrare e colmare le lacune delle reti satellitari e delle applicazioni esistenti.

Lo studio ha evidenziato che gli HAPS potrebbero essere particolarmente promettenti, sia dal punto di vista economico che tecnico, nelle comunicazioni per le catastrofi naturali o per supportare le attività sul campo in aree prive di infrastrutture, come aree remote o in mare aperto. Inoltre, gli HAPS potrebbero essere utili come passaggio di trasferimento intermedio tra un satellite e una stazione terrestre, agevolando il trasferimento dei dati e riducendo l'infrastruttura terrestre e satellitare necessaria.

"Abbiamo scoperto che gli HAPS non competono realmente con le reti terrestri nelle aree altamente sviluppate, né con le reti satellitari in cui le aree di interesse sono vaste", spiega Jesus Gonzalo, che guida il progetto presso l'Università di León. "Ma gli HAPS integrano efficacemente le reti in quelle situazioni intermedie, in cui l'area di destinazione è limitata e mutevole e in cui l'infrastruttura terrestre è inesistente o non disponibile" [44].

Sulla base della loro ricerca, il team HAPPIEST ha progettato un HAPS lungo 181 metri, con una massa al decollo di 16 tonnellate per un carico operativo di 250 kg. Nuove tecnologie devono ancora essere sviluppate, ma il team prevede che la tecnologia degli HAPS aerostatici sia abbastanza matura da consentire l'esistenza di piattaforme operative entro il 2025.

Nel complesso, i due studi confermano che gli HAPS hanno il potenziale per essere integrati nei sistemi spaziali esistenti al fine di colmare le lacune o migliorare le prestazioni del sistema, portando a nuovi o migliorati servizi.

I risultati dello studio saranno presi come riferimento per i futuri sviluppi dell'Agenzia in questo settore. Guardando avanti, l'ESA sta già conducendo altri cinque studi con l'obiettivo di sviluppare casi aziendali o nuove applicazioni e servizi innovativi resi possibili dagli HAPS. Sono previsti diversi ulteriori studi nel prossimo futuro, in particolare sull'utilizzo degli HAPS come intermediari tra satelliti e stazioni terrestri [50] -[55].

5.7 Normative

Il 21 giugno 2016, la FAA ha rilasciato la Parte 107 riguardante i sistemi di aeromobili a pilotaggio remoto di piccole dimensioni (UAS). Ai sensi dell'articolo 101.7(b)2, la FAA ha chiarito che i palloni meteorologici ad alta quota, in base alla Parte 101, non rientrano nelle nuove leggi sugli UAS/droni. Il post del blog di seguito è stato aggiornato per riflettere questa nuova indicazione, eliminando la necessità di numeri di registrazione dei droni, ecc. Sebbene i lanci di palloni ad alta quota (HAB) possano essere divertenti ed educativi, è necessario rispettare le leggi e i regolamenti vigenti per garantire la sicurezza dei piloti e di coloro che potrebbero essere coinvolti nel lancio e nell'atterraggio. Di seguito sono riportate [le nostre interpretazioni] delle leggi e dei regolamenti applicabili ai lanci di palloni meteorologici ad alta quota.

È sempre importante verificare gli aggiornamenti più recenti ai link seguenti per assicurarsi che le leggi e i regolamenti elencati siano aggiornati:

Federal Aviation Administration (FAA) - FAA Part 101

Federal Communications Commission (FCC) - FCC 22.925

Di seguito è riassunto un elenco delle regole e dei regolamenti applicabili al vostro pallone meteorologico. Notate che il design standard HAB BOM presentato nel nostro precedente post del blog è conforme a tutti gli standard qui elencati, purché i passaggi della nostra guida per l'utente siano seguiti senza modifiche.

Qualsiasi telefono cellulare deve essere spento (modalità aereo abilitata) per qualsiasi aereo e/o pallone non appena lascia il suolo. Il rapporto peso-dimensione del vostro carico utile non può essere superiore a 3.0 once/pollice quadrato (peso totale del carico utile diviso per la sua faccia più piccola) e il peso totale del carico utile deve essere inferiore a 4 lb. Ogni singolo carico utile/pacchetto deve pesare meno di 6 lb. Il peso totale di due o più pacchetti trasportati da un solo pallone deve essere inferiore a 12 lb. Il pallone non può utilizzare una corda o altro dispositivo per la sospensione del carico utile che richieda una forza di impatto superiore a 50 libbre per separare il carico utile sospeso dal pallone. Nessuna persona può far funzionare un qualsiasi pallone in modo tale da creare un pericolo per altre persone o per la loro proprietà. Nessuna persona che fa funzionare un qualsiasi pallone può far cadere da esso un oggetto, se tale azione crea un pericolo per altre persone o per la loro proprietà. Nessuna persona può far funzionare un qualsiasi pallone libero senza equipaggio in modo tale da creare un pericolo per altre persone o per la loro proprietà. Nessuna persona che fa funzionare un qualsiasi pallone libero senza equipaggio può far cadere da esso un oggetto, se tale azione crea un pericolo per altre persone o per la loro proprietà. Se una delle regole sopra elencate nella Parte 101.1 non viene

rispettata (ad esempio, il carico utile è più pesante di 6 libbre), allora si applica la Regolamentazione Parte 101 Sottoparte D della FAA. Assicuratevi di seguire le regole sopra elencate in modo da non dover rispettare completamente la Sottoparte D, ma si consiglia comunque di rivederla prima del lancio, poiché offre un ottimo protocollo da seguire come precauzione (requisiti di visibilità, notifica al controllo del traffico aereo, ecc.).

Fintanto che vengono soddisfatti i criteri menzionati al punto 2-5, non è richiesta alcuna notifica preventiva alla FAA; tuttavia, incoraggiamo sempre vivamente l'emissione di un NOTAM (Notice to Airmen) contattando il controllo del traffico aereo locale della FAA (Air-Traffic Control, ATC) entro 6-24 ore prima del lancio e notificando loro le seguenti informazioni:

Data/orario di lancio previsti Luogo di lancio Tempo stimato per raggiungere l'altitudine di rottura o i 60.000 piedi (a seconda di quale sia più basso) Durata prevista del volo Posizione stimata dell'impatto Diametro del pallone e peso/lunghezza del carico utile Se si pianifica di effettuare un lancio al di fuori del territorio continentale degli Stati Uniti, è fondamentale cercare e familiarizzare con le leggi e i regolamenti locali della FCC e della FAA specifici per quella regione prima di intraprendere qualsiasi lancio di palloni atmosferici.

Inoltre, consigliamo vivamente di consultare Skyvector per verificare che i luoghi di lancio e atterraggio siano al di fuori dello spazio aereo controllato, quando possibile. Specialmente se ti trovi vicino a un aeroporto, assicurati che il luogo di lancio (sul quale hai il maggior controllo) non sia allineato con le piste di decollo o atterraggio dell'aeroporto vicino.

Se desideri capire come leggere le carte VFR (Visual Flight Rules), la FAA offre una buona panoramica qui. Nell'immagine sopra all'aeroporto di Manchester (MHT), il cerchio interno indica 43/SFC (superficie terrestre), il che significa che è uno spazio aereo controllato dal livello del suolo a 4300 piedi in quel cerchio. Il cerchio esterno di 43/25 indica uno spazio aereo controllato da 2500 piedi a 4300 piedi.

In particolare, trattandosi di un velivolo estremamente leggero e di dimensioni contenute, per volare in Italia è opportuno fare riferimento alla circolare ATM-05B dell'ENAC che riguarda le restrizioni temporanee dello spazio aereo [56].

Capitolo 6

Analisi Aerodinamica

Lo sviluppo aerodinamico può essere effettuato tramite l'utilizzo di formule teoriche o empiriche oppure con l'utilizzo di simulazioni numeriche. Il primo approccio presenta il vantaggio di essere abbastanza veloce, tuttavia la precisione dei risultati è spesso bassa a causa delle correlazioni empiriche effettuate o delle semplificazioni eseguite nel derivare la teoria. Questi metodi sono utili soprattutto nelle fasi iniziali della progettazione, durante le quali è necessario eseguire rapidamente confronti tra le varie configurazioni senza avere necessità di precisione elevata. I metodi di simulazione si basano invece su algoritmi numerici per simulare il comportamento aerodinamico riuscendo a fornire risultati accurati ma richiedendo spesso molto tempo, a seconda del calcolatore a disposizione. Data la natura numerica di queste simulazioni, è necessario avere un calcolatore con prestazioni adeguate, sia per quanto riguarda la potenza di calcolo che la memoria disponibile. I metodi di simulazione aerodinamica si dividono principalmente in due famiglie: i metodi a potenziale e i metodi CFD. In seguito verranno descritti entrambi, sia da un punto di vista teorico che da un punto di vista pratico, ripercorrendo il processo di studio che è stato eseguito durante la scelta dei metodi di simulazione e analizzando le peculiarità e le limitazioni dei software a disposizione.

6.1 Metodi Basati sul Potenziale

Consideriamo un flusso incomprimibile: valgono le equazioni di Navier-Stokes, qui riportate in forma adimensionale

$$\vec{\nabla} \cdot \vec{V} = 0 \tag{6.1}$$

$$\frac{D}{Dt}\vec{V} = -\vec{\nabla}p + \frac{1}{Re}\nabla^2\vec{V} \quad (6.2)$$

in cui Re è il numero di Reynolds

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu} \quad (6.3)$$

Per ottenere un'approssimazione per il flusso inviscido è possibile considerare il limite per $Re \rightarrow \infty$ ottenendo così le equazioni di Eulero:

$$\vec{\nabla} \cdot \vec{V} = 0 \quad (6.4)$$

$$\frac{D}{Dt}\vec{V} = -\vec{\nabla}p \quad (6.5)$$

Dal teorema di Kelvin, viene constatato che se un flusso è inviscido, barotropico e con forze di massa conservative, la circolazione lungo qualsiasi linea chiusa è costante nel tempo. Ciò implica che, se il flusso è inizialmente irrotazionale ($\zeta = \vec{\nabla} \times \vec{V} = 0$), esso sarà irrotazionale per tutti gli istanti successivi, in tutti i punti. In un campo irrotazionale è possibile definire una funzione potenziale

$$\vec{\nabla}\varphi = \vec{V} \quad (6.6)$$

che soddisfa in ogni punto la condizione di irrotazionalità per l'identità vettoriale

$$\zeta = \vec{\nabla} \times (\vec{\nabla}\varphi) \equiv 0 \quad (6.7)$$

Applicando la funzione potenziale all'equazione di continuità, si ottiene l'equazione di Laplace:

$$\nabla^2\phi = 0 \quad (6.8)$$

a cui si applica la condizione al contorno di impermeabilità sul corpo

$$\vec{V} \cdot \vec{n}|_{\partial c} = \frac{\partial\varphi}{\partial n}|_{\partial c} = 0 \quad (6.9)$$

e congruenza con il flusso indisturbato

$$\vec{\nabla}\varphi|_{\infty} = \vec{V}_{\infty} \quad (6.10)$$

In alternativa alla funzione potenziale è possibile utilizzare la funzione di corrente che, per un campo bidimensionale, corrisponde a

$$u = \frac{\partial \psi}{\partial y}, \quad v = -\frac{\partial \psi}{\partial x} \quad (6.11)$$

Questa soddisfa in ogni punto l'equazione di continuità 7.4 e di irrotazionalità. La condizione di impermeabilità per la funzione di corrente è

$$\psi|_{\partial c} = \text{const} \quad (6.12)$$

Nei flussi a potenziale non è possibile applicare la condizione di aderenza, perciò si avrà una velocità tangenziale non nulla in prossimità della parete. Questo dà origine al paradosso di D'Alambert, secondo il quale per $Re \rightarrow \text{inf}$, la resistenza di un corpo tende a zero. Nella pratica questo non avviene, perché sono presenti due effetti aggiuntivi di cui la teoria a potenziale non può tenere conto: la presenza degli effetti viscosi in prossimità della parete che genera una resistenza d'attrito e la separazione dello strato limite che genera la resistenza di profilo. Quindi, in un flusso irrotazionale che soddisfa le ipotesi del teorema di Kelvin, per conoscere il campo di velocità è sufficiente calcolare il potenziale risolvendo l'equazione di Laplace 7.8. La pressione può essere calcolata tramite l'equazione di Bernoulli che, per un flusso irrotazionale, è

$$\frac{V^2}{2} + G + \frac{p}{\rho} = \text{const} \quad (6.13)$$

La soluzione di questa equazione è molto più semplice rispetto alla soluzione del sistema di Navier-Stokes; data la sua linearità vale il principio di sovrapposizione degli effetti, per cui è possibile calcolare la soluzione generale come somma di soluzioni particolari. Un altro vantaggio è che non è necessario risolvere tutto il campo di moto, ma ci si può limitare a risolvere solo le zone di interesse. Per questo le simulazioni con metodi a potenziale richiedono molte meno risorse rispetto ai metodi CFD che verranno spiegati in seguito. Il principale limite di questi metodi risiede però nell'impossibilità di simulare il flusso nelle zone in cui è presente vorticità, quindi nelle zone dove è presente lo strato limite. L'effetto dello strato limite è tanto più evidente quanto più il corpo è tozzo, quindi la teoria a potenziale può dare risultati ottimi per corpi affusolati o profili alari a bassa incidenza, mentre da risultati scarsi o totalmente sbagliati per corpi tozzi e profili alari in prossimità dello stallo.

6.1.1 Xfoil

Xfoil utilizza un metodo a pannelli per la simulazione di profili alari bidimensionali. La sua implementazione è descritta in dettaglio in [12], di seguito vengono riportati solo gli aspetti principali. Utilizza un metodo di accoppiamento tra soluzione esterna a potenziale e strato limite, per ottenere risultati validi anche a Reynolds bassi. Permette di valutare portanza, resistenza, momento, coefficiente di pressione, comportamento dello strato limite e transizione da laminare a turbolento. Xfoil utilizza il metodo delle singolarità, il quale non richiede la soluzione del campo di moto su un dominio esteso ma solo al bordo del profilo e lungo la scia, riducendo i calcoli necessari. Il profilo alare è discretizzato da N pannelli piani: a ogni pannello è associata una vorticità γ e una intensità della sorgente σ . Inoltre, è necessario rappresentare la scia con uno strato di pannelli. Xfoil si basa sulla soluzione della funzione di corrente nella superficie del profilo. La funzione di corrente si ottiene sommando il flusso indisturbato

$$\psi_{\infty} = V_{\infty} \cos \alpha y - V_{\infty} \sin \alpha x = u_{\infty} y - v_{\infty} x \quad (6.14)$$

con la vorticità

$$\psi_v = \frac{\gamma}{2\pi} \ln r \quad (6.15)$$

e la sorgente

$$\psi_s = \frac{\sigma}{2\pi} \theta \quad (6.16)$$

in cui r e θ sono rispettivamente la distanza e l'angolo rispetto al punto considerato. Vorticità e sorgente sono distribuite sulla superficie del profilo; il campo sorgente serve a rappresentare il comportamento dello strato limite. E' possibile calcolare la funzione di corrente in ogni punto, sommando gli effetti di ciascun termine

$$\psi(x, y) = u_{\infty} y - v_{\infty} x + \frac{1}{2\pi} \int \gamma(s) \ln r(s; x, y) ds + \frac{1}{2\pi} \int \sigma(s) \theta(s; x, y) ds \quad (6.17)$$

in cui s è la coordinata lungo il profilo e la scia. Il profilo alare e la scia sono discretizzati in pannelli; ogni pannello ha una distribuzione lineare di vorticità, definita ai nodi, e una costante di sorgente. L'equazione 3.17 può essere discretizzata lungo i pannelli. Richiedendo che la funzione di corrente 7.17 sia uguale a un valore costante su ogni nodo del profilo alare, si ottiene un sistema lineare. Combinando

questo sistema con la condizione di Kutta $\gamma_{TE} = 0$, si ottiene un sistema di $N+1$ equazioni in $N+1$ incognite che può essere risolto per trovare i valori di circolazione γ_i in ogni pannello. La soluzione inviscida si ottiene ponendo tutti i termini σ uguali a zero e scegliendo un angolo di attacco. Per la soluzione viscosa è necessario risolvere le equazioni integrali dello strato limite per la quantità di moto e l'energia cinetica, ed associare i risultati ottenuti ai valori di σ . Xfoil è in grado di predire la transizione utilizzando il metodo e^9 , perciò la transizione avviene quando il rapporto di amplificazione \tilde{n} raggiunge il valore critico \tilde{n}_{crit} (usualmente pari a 9). Il valore di \tilde{n}_{crit} influisce fortemente sul punto di transizione, soprattutto per le simulazioni a basso numero di Reynolds. L'accoppiamento tra strato limite e soluzione a potenziale avviene tramite l'utilizzo dei termini sorgente σ , che devono essere calcolati sulla base dello spessore di spostamento δ^* . Tramite un processo iterativo si ottiene una soluzione in cui il flusso a potenziale viene modificato per tenere conto della presenza dello strato limite. Questa tecnica riesce a predire con buona precisione la transizione turbolenta e la formazione di bolle di separazione, mentre non riesce a calcolare accuratamente la separazione dello strato limite e quindi anche le prestazioni in prossimità dello stallo. Grazie a queste caratteristiche, con Xfoil è possibile effettuare lo studio di profili alari a basso numero di Reynolds.

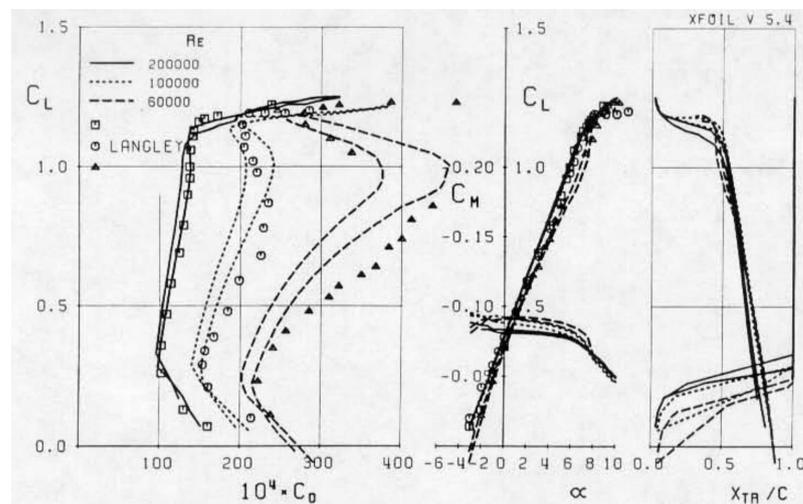


Figura 6.1: Confronto tra Simulazioni Xfoil e Dati Sperimentali su Profilo E387

In figura 6.1 è visibile il confronto tra delle simulazioni Xfoil e dei risultati sperimentali. Le simulazioni con C_D minore sono state eseguite con $\tilde{n}_{crit} = 9$ mentre quelle con C_D maggiore sono state eseguite con $\tilde{n}_{crit} = 12$. Al diminuire del numero di Reynolds la precisione diminuisce, a causa degli effetti viscosi che diventano sempre più importanti. La simulazione a $Re = 2 \cdot 10^5$ è molto accurata per angoli di incidenza non troppo elevati. Xfoil è stato utilizzato per la simulazione dei profili dell'ala.

6.1.2 Xflr5

Uno dei limiti maggiori di Xfoil è l'impossibilità di studiare problemi tridimensionali. Per questo è stato necessario integrarlo con Xflr5. I risultati tridimensionali di Xflr5 sono basati su risultati bidimensionali di Xfoil, per questo è possibile utilizzare Xflr5 come interfaccia grafica per Xfoil. Xflr5 mette a disposizione varie tecniche tridimensionali:

- **LLT (*Lifting Line Theory*)**: il metodo è descritto dettagliatamente in [42]. L'ala è rappresentata da un vortice a staffa che rilascia progressivamente la sua intensità nella scia. Portanza e resistenza sono calcolate sommando i valori in ogni sezione. Siccome l'angolo d'attacco di una sezione dipende dall'angolo indotto e l'angolo indotto dipende a sua volta dalla portanza nelle varie sezioni, è necessario un processo iterativo. I valori di portanza nelle singole sezioni sono ottenuti interpolando i valori calcolati da Xfoil. Questo metodo può simulare solo una superficie alare e non tiene conto dell'angolo diedro e dell'angolo di freccia.
- **VLM (*Vortex Lattice Method*)**: è un metodo in cui la superficie portante è rappresentata da un solo strato di pannelli: lo spessore non è considerato. È disponibile in due tipologie: VLM1 che utilizza un vortice ad anello per ogni pannello e un vortice a staffa per la scia, mentre VLM2 che utilizza vortici a staffa sia per i pannelli che per la scia. Questo metodo è utilizzabile anche con superfici multiple, a condizione che i vortici della scia non intersechino i pannelli di una superficie.
- **Metodo a Pannelli**: il metodo è descritto dettagliatamente in [30]. La superficie dell'ala e la scia sono modellate con pannelli rettangolari. Su ogni pannello è posizionata una singolarità di tipo sorgente e una di tipo doppietta. È un metodo molto versatile che permette anche la simulazione di ali spesse. Ha le stesse limitazioni del metodo VLM per quanto riguarda l'intersezione della scia con le superfici.

Per calcolare la resistenza viscosa, i metodi VLM e a pannelli interpolano i dati 2D ottenuti da Xfoil corrispondenti alla portanza locale e così facendo non viene considerata la transizione dovuta ai flussi trasversali. Il valore di portanza globale e di momento sono abbastanza precisi, mentre la resistenza è molto imprecisa e solitamente viene sottostimata. Altre carenze di questi metodi sono l'impossibilità di simulare l'interazione ala-fusoliera e l'assunzione di una scia piatta.

6.2 CFD

I metodi CFD (Computational Fluid Dynamics) permettono di risolvere il campo di moto di un fluido in un dominio, date le condizioni al contorno. Si basano sulla soluzione delle equazioni di Navier-Stokes o su equazioni derivate da queste. A oggi esistono tre possibili approcci:

- **DNS (*Direct Numerical Simulation*)**: si risolvono direttamente le equazioni di Navier-Stokes. Il costo computazionale di queste simulazioni scala con Re^3 , quindi, nel caso di flussi ad alto numero di Reynolds, non sono praticabili. Attualmente non sono mai utilizzate in ambito industriale, ma solo a scopo di ricerca: i loro risultati sono equivalenti a un esperimento virtuale.
- **RANS (*Reynolds Averaged Numerical Simulation*)**: al posto di risolvere le equazioni di Navier-Stokes, si risolvono le equazioni RANS. È il metodo più utilizzato in ambito industriale perché permette di ottenere risultati validi in tempi brevi, anche per geometrie complesse. Si basa sull'utilizzo di un modello di turbolenza. La scelta del modello di turbolenza va valutata in base al problema in esame ed è fondamentale per l'accuratezza e l'affidabilità dei risultati. In ogni caso è sempre bene validare i risultati, soprattutto se l'analisi effettuata non è tra quelle convenzionali. In queste simulazioni, il problema può essere considerato stazionario e bidimensionale.
- **LES (*Large Eddy Simulation*)**: vengono risolte solo le grandi strutture vorticosi che dipendono dalla geometria, mentre quelle di dimensione inferiore vengono modellate. Le simulazioni devono essere sempre tridimensionali e tempo varianti. Questa tecnica ha un costo computazionale più alto della RANS, ma molto più basso della DNS. A oggi è utilizzata sia in ambito industriale che in ambito di ricerca.

Per le simulazioni del nostro velivolo la tecnica più adatta è la RANS, perché permette di ottenere risultati buoni senza richiedere troppe risorse. L'utilizzo di una LES non è giustificato perché non porta vantaggi considerevoli e aumenta di molto risorse necessarie e tempo di simulazione. L'unico caso in cui potrebbe essere utile una LES è in prossimità dello stallo in cui si creano delle strutture vorticosi in seguito alla separazione dello strato limite. Siccome in queste analisi non siamo interessati allo studio dello stallo, le simulazioni LES sono ancora meno necessarie. Il software a disposizione è Ansys Fluent [2], perciò in seguito verranno descritte le principali caratteristiche delle simulazioni cfd, facendo sempre riferimento ai metodi messi a disposizione da questo software.

6.2.1 RANS

Le variabili delle equazioni di Navier-Stokes possono essere scomposte tramite la decomposizione di Reynolds

$$u_i = U_i + u'_i \quad (6.18)$$

in cui U_i è la quantità media, mentre u'_i è la quantità fluttuante. I valori medi si ottengono tramite la media di Reynolds o di insieme

$$\langle u(x, t) \rangle = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^{N \gg 1} u^{(k)}(x, t) = U(x, t) \quad (6.19)$$

Da ciò si deduce che la media di insieme dei valori fluttuanti è nulla.

Tramite queste operazioni, è possibile ricavare le equazioni RANS a partire dalle equazioni di Navier-Stokes incomprimibili.

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (6.20)$$

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (u_i u_j) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (2\nu e_{ij}) \quad (6.21)$$

Applicando la media di Reynolds all'equazione di massa 3.20, si ottiene

$$\frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0 \quad (6.22)$$

che corrisponde all'equazione di massa RANS. Applicando la decomposizione di Reynolds alla 6.20, si dimostra che la velocità fluttuante è solenoidale

$$\frac{\partial u'_i}{\partial x_i} = 0 \quad (6.23)$$

Applicando all'equazione della quantità di moto 6.21 la decomposizione di Reynolds e la media di Reynolds, si ottiene

$$\frac{\partial U_i}{\partial t} \frac{\partial}{\partial x_j} (U_i U_j) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (2\nu E_{ij}) - \frac{\partial}{\partial x_j} \langle u'_i u'_j \rangle \quad (6.24)$$

ioè l'equazione della quantità di moto RANS. Rispetto a Navier-Stokes incomprimibile, compare il termine aggiuntivo $\langle u'_i u'_j \rangle$, chiamato tensore degli sforzi di Reynolds.

$$\langle u'_i u'_j \rangle = \begin{bmatrix} \langle u'^2 \rangle & \langle u'v' \rangle & \langle u'w' \rangle \\ \langle u'v' \rangle & \langle v'^2 \rangle & \langle v'w' \rangle \\ \langle u'w' \rangle & \langle v'w' \rangle & \langle w'^2 \rangle \end{bmatrix} \quad (6.25)$$

È simmetrico, quindi ha sei componenti indipendenti. La traccia di questo tensore corrisponde all'energia cinetica turbolenta

$$k = \frac{\langle u'_i u'_i \rangle}{2} \quad (6.26)$$

Le variabili delle equazioni RANS sono le tre velocità, la pressione e le sei componenti del tensore degli sforzi di Reynolds (il tensore è simmetrico), mentre le equazioni sono quattro, una di massa e tre della quantità di moto. Il sistema così formato non è chiuso, quindi non può essere risolto; se invece si trascura il termine degli sforzi di Reynolds, si torna a Navier-Stokes incomprimibile, con tutti i problemi a esso associati.

6.2.2 Modelli di Turbolenza

Per poter utilizzare le equazioni RANS è necessario utilizzare una formulazione matematica che vada a modellare il comportamento del tensore degli sforzi di Reynolds. L'ipotesi di Boussinesq sostiene che gli sforzi di Reynolds possano essere espressi come gli sforzi di Newton $T_{ij} = -p\delta_{ij} + 2\nu e_{ij}$. A questo proposito, separiamo gli sforzi di Reynolds in una parte sferica e una deviatorica.

$$-\langle u'_i u'_j \rangle = -\frac{2}{3}k\delta_{ij} + b_{ij} \quad (6.27)$$

in cui la parte sferica dipende dall'energia cinetica turbolenta tramite la relazione 3.26, mentre la parte deviatorica può essere espressa, per analogia con gli sforzi molecolari, tramite una viscosità turbolenta

$$-\langle u'_i u'_j \rangle = -\frac{2}{3}k\delta_{ij} + 2\nu_T E_{ij} \quad (6.28)$$

Sostituendo questo nelle equazioni RANS, si ottiene

$$\frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0 \quad (6.29)$$

$$\frac{\partial U_i}{\partial t} + U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{P_i}{\rho} + \frac{2}{3}k \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} [2(\nu + \nu_T) E_{ij}] \quad (6.30)$$

cioè un sistema di quattro equazioni in cinque incognite: è necessario aggiungere una o più equazioni per risolvere il problema; queste equazioni aggiuntive sono fornite dai modelli di turbolenza. Questa assunzione implica che il tensore degli sforzi di Reynolds sia sempre parallelo al tensore E_{ij} : questa proprietà potrebbe non essere sempre verificata. Esistono altre tipologie di modelli, chiamati *Reynolds Stress Models*, che non utilizzano l'ipotesi di Bousinesq ma risolvono le equazioni di trasporto per ogni termine del tensore degli sforzi di Reynolds più un'equazione aggiuntiva per ϵ o ω . In totale richiedono la soluzione di cinque equazioni addizionali per i flussi bidimensionali e sette equazioni addizionali per i flussi tridimensionali. Questi modelli sono più precisi perché considerano l'effetto dell'anisotropia della turbolenza sul flusso medio, tuttavia sono molto più onerosi dal punto di vista computazionale. Normalmente i modelli basati sull'ipotesi di Bousinesq danno risultati ottimi. In seguito verranno discussi brevemente i principali modelli a una o due equazioni, soffermandosi sul modello utilizzato nelle simulazioni.

Modello Spalart-Allmaras

È un modello a un'equazione, sviluppato appositamente per applicazioni aerospaziali di flussi aerodinamici. Originariamente il modello richiede che la regione dello strato limite sia opportunamente risolta con $y^+ \sim 1$, tuttavia la sua implementazione in Ansys Fluent contiene un funzione di parete che permette di utilizzare $y^+ > 1$, a condizione che lo strato limite sia risolto almeno da 10-15 celle. Avendo solo un'equazione da risolvere, è il modello con il costo computazionale minore.

Modelli $k - \epsilon$

Ansys Fluent mette a disposizione tre tipologie di questo modello: Standard, RNG e Realizable. Nella derivazione di questi modelli si assume che il flusso sia completamente turbolento e che gli effetti della viscosità molecolare siano trascurabili. Il modello standard è basato sulle equazioni di trasporto dell'energia cinetica turbolenta k e della dissipazione turbolenta ϵ . L'equazione di k è derivata matematicamente dalle equazioni RANS

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P - \rho \epsilon \quad (6.31)$$

A destra dell'uguale ci sono il termine di diffusione spaziale di energia cinetica turbolenta, il termine di produzione di energia cinetica turbolenta e il termine di dissipazione di energia cinetica turbolenta. Il termine di produzione

$$P = - \langle u'_i u'_j \rangle \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \quad (6.32)$$

può essere espresso in funzione della viscosità turbolenta, utilizzando l'ipotesi di Bousinesq. L'equazione per ϵ è ottenuta tramite un ragionamento empirico e non corrisponde all'equazione matematicamente esatta.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\epsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} P \frac{\epsilon}{k} - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} \quad (6.33)$$

È possibile trovare una relazione tra k , ϵ e la viscosità turbolenta eseguendo un'analisi dimensionale. Si ottiene

$$\nu_T \propto \frac{k^2}{\epsilon} \quad (6.34)$$

per cui la viscosità turbolenta viene calcolata con

$$\nu_T = C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (6.35)$$

Questo modello contiene cinque costanti che sono state determinate tramite confronto con i dati sperimentali. Il modello $k - \epsilon$ RNG, sviluppato per migliorare le prestazioni del modello standard, si basa su una tecnica statistica chiamata *renormalization group theory*. Le migliorie rispetto al modello standard riguardano l'effetto della vorticità, della presenza di numeri di Reynolds bassi e del numero di Prandtl sulla turbolenza. Utilizza delle equazioni per k e ϵ simili a quelle del modello standard, mentre la viscosità turbolenta è calcolata risolvendo un'equazione differenziale. Questo permette di valutare accuratamente come la turbolenza varia con il numero di Reynolds, essendo quindi un modello più accurato a numeri di Reynolds bassi o vicino alla parete. Il modello *realizable* è stato sviluppato per correggere alcuni problemi dei modelli precedenti. In particolare, nei modelli precedenti, se la deformazione è abbastanza elevata, si ottiene un valore negativo di U_2 , che, per definizione, dovrebbe essere sempre positivo. Questo problema può essere risolto variando C_μ in base al flusso medio e alla turbolenza. Il modello implementato in Fluent utilizza una definizione della viscosità turbolenta con C_μ variabile e una equazione per la dissipazione turbolenta diversa. Questo modello è stato validato per varie tipologie di flusso e generalmente ha dato risultati migliori del modello standard.

Modelli $k - \omega$

Il modello $k - \omega$ è un modello empirico basato sulla soluzione di due equazioni aggiuntive, una per l'energia cinetica turbolenta e una per la dissipazione specifica. Ne esistono diverse varianti; Fluent mette a disposizione il modello Standard, BLS e SST. Le equazioni del modello standard sono

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - Y_k \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + P_\omega - Y_\omega \end{aligned} \quad (6.36)$$

in cui i termini P_k e P_ω rappresentano la produzione di k e ω , mentre i termini Y_k e Y_ω rappresentano la dissipazione. P_k può essere espresso tramite l'ipotesi di Bousinesq, mentre P_ω è derivato in funzione di P_k . La viscosità turbolenta è calcolata come

$$\nu_T = C_\mu^k \frac{k}{\omega} \quad (6.37)$$

Il modello $k - \omega$ standard presenta un'elevata sensibilità alle condizioni di ω all'ingresso. Per migliorare questo aspetto è stato sviluppato il modello Baseline (BSL) $k - \omega$, che unisce le potenzialità del metodo $k - \omega$ nei flussi di parete alla formulazione accurata del modello $k - \varepsilon$ nei flussi esterni. Per ottenere questo, le equazioni del modello $k - \varepsilon$ standard sono state espresse in funzione di k e ω . L'equazione di k è uguale a quella del modello standard 7.36, mentre l'equazione di ω è

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + P_\omega - Y_\omega + D_\omega \quad (6.38)$$

Rispetto al modello standard, compare il termine aggiuntivo D_ω , che può essere considerato come il termine di diffusione legata al modello $k - \varepsilon$. I termini $\sigma_k, \sigma_\omega, G_\omega, Y_\omega$ e D_ω sono moltiplicati per la funzione di miscelazione F_1 . Tramite questa funzione è controllato il passaggio dal modello $k - \omega$ vicino alla parete al modello $k - \varepsilon$ nel flusso libero. Questo modello incorpora molti miglioramenti rispetto al modello standard ma non riesce a predire accuratamente la separazione dello strato limite. Questo accade perché non viene tenuto conto del trasporto degli sforzi turbolenti, causando quindi una sovrastima della viscosità turbolenta. Il modello *Shear Stress Transport (SST) $k - \omega$* corregge questo comportamento introducendo un limitatore nella formulazione della viscosità turbolenta ed è perciò il modello $k - \omega$ più accurato.

6.2.3 Trattamento della Parete

L'accuratezza del modello dipende fortemente dal comportamento in prossimità delle pareti, perché è qui che si verifica un'elevata produzione di energia cinetica turbolenta, a causa dei gradienti di velocità intensi. Il flusso a parete può essere diviso in una regione interna, dove dominano gli effetti della viscosità, e una regione esterna, dove dominano gli effetti cinetici della turbolenza. Per trattare il flusso a parete è necessario utilizzare delle unità adimensionali. Definiamo quindi una velocità caratteristica comune a entrambe le regioni, chiamata velocità di attrito

$$U_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}, \quad \tau_w = -\frac{\partial P_w}{\partial x} h \quad (6.39)$$

e una lunghezza caratteristica per la regione interna

$$\delta_\nu = \frac{t_U}{U_\tau} \quad (6.40)$$

La distanza dalla parete in unità adimensionali è

$$y^+ = \frac{y}{\delta_\nu} \quad (6.41)$$

È possibile trovare delle relazioni tra la velocità u^+ e la distanza da parete y^+ . Non esiste una legge universale, ma, per i flussi tipici in cui la turbolenza è completamente sviluppata e non c'è separazione, si distinguono diverse zone, descritte graficamente nella Figura 6.2.

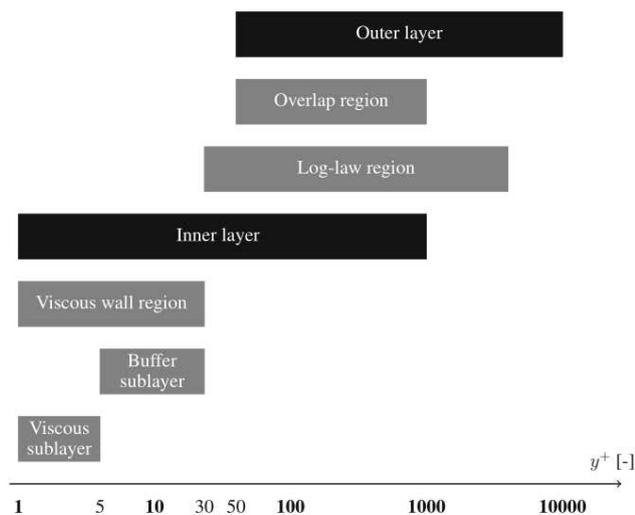


Figura 6.2: Suddivisione delle Zone dello Stato Limite

La regione interna è a sua volta suddivisa in

- Substrato Viscoso: è dominato dagli effetti viscosi; la velocità è proporzionale alla distanza dalla parete

$$U^+ = y^+ \quad (6.42)$$

E compreso tra $y^+ = 0$ e $y^+ = 5$.

- Buffer Layer: è una zona di raccordo tra il substrato viscoso e la zona logaritmica. Sono presenti sia effetti viscosi che turbolenti. Non esiste una legge semplice che descrive l'andamento di u^+ in questa zona. È compreso tra $y^+ = 5$ e $y^+ = 30$.
- Log-Law: in questa zona la velocità segue un andamento logaritmico, secondo la legge

$$U^+ = \frac{1}{k} \ln y^+ + B, \quad k = 0.41, \quad B = 5.2 \quad (6.43)$$

L'andamento del profilo di velocità è mostrato in Figura 6.3.

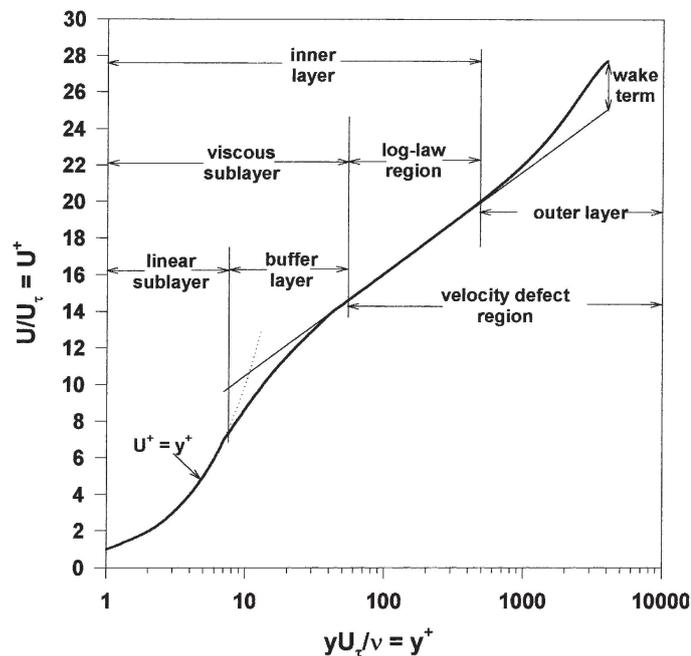


Figura 6.3: Profilo di Velocità per uno Strato Limite Turbolento

Nelle simulazioni CFD è possibile risolvere interamente la regione interna (near-wall model), oppure è possibile utilizzare una relazione semi-empirica, detta funzione di parete (wall function approach) che modella la regione interna. Se si utilizza il primo

approccio, è necessario utilizzare una mesh che riesca a rappresentare adeguatamente lo strato limite, ciò significa avere il centro della prima cella a un'altezza $y^+ \sim 1$ e un numero adeguato di celle all'interno della regione interna dello strato limite. Inoltre, il modello di turbolenza deve essere modificato per garantire un comportamento adeguato nella zona a basso Reynolds in cui sono presenti gli effetti della viscosità. Utilizzando le funzioni di parete, è possibile utilizzare mesh meno fitte, tuttavia è necessario garantire che il centro della prima cella sia al di fuori della regione interna, altrimenti si generano degli errori sullo sforzo a parete. In Figura 6.4 è mostrata la differenza tra la mesh richiesta per entrambi i casi. In particolare, a sinistra si vede il caso in cui si utilizzino le funzioni di parete mentre a destra il caso in cui si risolva lo strato limite.

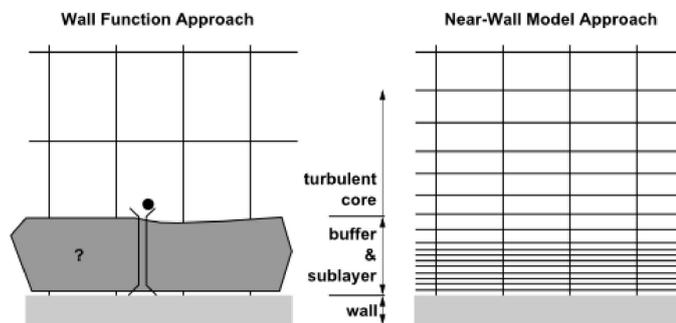


Figura 6.4: Caratteristica della Mesh in Prossimità dello Strato Limite

L'accuratezza dei risultati dipende soprattutto dalla risoluzione della mesh nello strato limite: per ottenere risultati accettabili sono necessarie almeno dieci celle, mentre il numero ideale è di venti. Se si utilizzano mesh non strutturate è raccomandato l'uso di elementi prismatici per lo strato limite. Lo spessore totale degli elementi prismatici deve essere maggiore dello spessore dello strato limite, altrimenti c'è il rischio che le celle non strutturate limitino la crescita dello strato limite. Il trattamento della parete differisce in base al modello utilizzato, in seguito verranno brevemente esposti i metodi disponibili in Ansys Fluent.

Modelli $k - \epsilon$

Wall function approach:

- Standard wall function: Utilizzano la legge logaritmica 7.43 per calcolare la velocità nello strato limite. Il limite inferiore di applicabilità è $y^+ \sim 15$, mentre quello superiore dipende dal numero di Reynolds; per bassi Re può arrivare fino a $y^+ = 100$. Le condizioni al contorno per k e ϵ sono calcolate tramite la funzione di parete. Oltre alle limitazioni sui valori di y^+ , questo metodo non è

accurato in presenza di forti gradienti di pressione o situazioni di non-equilibrio del flusso.

- Scalable wall function: Evitano il peggioramento della soluzione per $y^+ < 11$ imponendo un limite inferiore al valore di y^+ da utilizzare nella funzione di parete.
- Non-Equilibrium wall function: Nella funzione di parete viene tenuto conto della presenza di un gradiente di pressione che modifica il profilo di velocità. Inoltre viene utilizzato un approccio a due zone per valutare l'energia cinetica turbolenta nelle celle adiacenti alla parete. Questo approccio assume la presenza di un substrato viscoso e di un strato completamente turbolento, calcola i valori di k e ϵ facendo la media tra quelli nel substrato viscoso e quelli nello strato turbolento. Questo approccio riesce a simulare fenomeni di separazione e fenomeni in cui sono presenti rapidi cambi di velocità.

Near-wall model:

- Enhanced wall treatment ϵ equation (EWT - ϵ): Questo modello combina un approccio a due zone con le funzioni di parete migliorate (enhanced wall functions). Questo permette di avere un trattamento della parete adatto sia a mesh fini con $y^+ \sim 1$ che a mesh più grossolane, mantenendo l'accuratezza anche se y^+ ricade nel buffer layer. L'approccio a due zone è utilizzato per specificare sia ϵ che μT in prossimità della parete. Il dominio fluido viene suddiviso in una zona dominata dalla viscosità e in una dominata dalla turbolenza. La zona di separazione è definita in base a un numero di Reynolds calcolato con la distanza dalla parete. Nella zona turbolenta viene utilizzato il modello $k - \epsilon$, mentre nella zona viscosa viene utilizzato un modello diverso, a una equazione. Il passaggio tra le due zone avviene gradualmente ed è controllato da una funzione di miscelazione. La velocità è calcolata tramite una funzione di parete unica, la quale comprende sia la zona lineare che quella logaritmica. Tuttavia, l'utilizzo di un approccio a due zone, in cui il numero di Reynolds gestisce la separazione tra zona viscosa e turbolenta, comporta dei problemi: le zone con valori bassi di energia cinetica turbolenta vengono trattate come zone di parete, anche se non lo sono; il modello non è adatto ai gradienti di pressione e possono verificarsi problemi di oscillazione se una cella è vicino alla zona di separazione generando problemi di convergenza.
- Menter-Lechner ϵ -equation (ML - ϵ): è un metodo adatto a qualsiasi valore di y^+ ; a differenza del metodo precedente, non utilizza un approccio a due zone

ma una formulazione che passa gradualmente dalle funzioni di parete a una formulazione a basso Reynolds quando la mesh viene raffinata.

Modelli $k - \omega$

L'equazione di ω può essere integrata anche nel substrato viscoso, quindi non è richiesto l'uso di un approccio a due zone. La velocità viene calcolata unendo la funzione lineare associata al substrato viscoso con quella logaritmica in base al valore di y^+ . Questo permette di avere un trattamento alla parete che non dipende dai valori di y^+ .

Stima di y^+

Abbiamo visto come la scelta del valore di y^+ sia fondamentale per l'ottenimento di una simulazione accurata in base al trattamento della parete scelto. y^+ non è noto a priori, perché dipende dal campo di moto, quindi per creare una mesh adeguata è necessario effettuarne una stima. Per i corpi affusolati come i profili alari, il metodo più conveniente è l'utilizzo di un'analogia con lo strato limite su una lastra piana. Prima di tutto è necessario conoscere il numero di Reynolds

$$Re = \frac{\rho V_{\text{inf}} l}{\mu} \quad (6.44)$$

in cui l è la distanza percorsa dallo strato limite: per l'analisi dei profili alari consideriamo la corda. Successivamente si stima il coefficiente di attrito viscoso tramite una delle numerose correlazioni disponibili in letteratura. Si calcola lo sforzo a parete

$$\tau_w = C_f \frac{1}{2} \rho (U_{\text{inf}})^2 \quad (6.45)$$

e quindi la velocità d'attrito con 6.39 e poi il valore di y^+ con 6.41

6.2.4 Volumi Finiti

Alla base di tutte le simulazioni numeriche c'è il metodo di discretizzazione. Questo permette di trasformare un sistema di equazioni differenziali alle derivate parziali, come quello di Navier- Stokes, in un sistema algebrico lineare, facilmente risolvibile dal calcolatore. Ne esistono vari, ma il software Ansys Fluent mette a disposizione solamente il metodo dei volumi finiti. Con il metodo dei volumi finiti il dominio viene diviso in volumi di controllo, comunemente definiti celle o elementi. I valori di interesse sono posizionati al centro delle celle. La procedura di discretizzazione

avviene in due passaggi: inizialmente le equazioni differenziali vengono integrate in ogni elemento. Applicando il teorema di Gauss si possono convertire il termine convettivo e diffusivo da integrali di volumi ad integrali di superfici. L'equazione si trasforma in un'equazione di bilancio in cui sono presenti integrali di superficie per il flusso convettivo e diffusivo e integrali di volume per i termini sorgente (vedi figura 3.5). Gli integrali vengono valutati tramite uno schema numerico utilizzando i punti di integrazione. Successivamente, è necessario esprimere i flussi in termini delle variabili al centro delle celle adiacenti, eseguendo una linearizzazione dei flussi. In seguito viene utilizzata un'interpolazione per approssimare la variazione delle quantità di interesse tra le celle ed eventualmente per calcolare i valori al bordo delle celle. Fluent utilizza questo metodo perché è flessibile e permette di risolvere il flusso in geometrie complesse. Un altro vantaggio di questo metodo è che rispetta il bilancio delle quantità discretizzate.

6.2.5 Mesh

Come visto nella sezione precedente, per poter applicare il metodo degli elementi finiti, il dominio fluido deve essere suddiviso in elementi; quindi è necessario creare una mesh. La mesh deve rispettare alcune caratteristiche per poter garantire che i risultati siano adeguati: normalmente, più gli elementi sono piccoli e più la mesh è fitta, quindi i risultati sono precisi. Tuttavia, le risorse computazionali necessarie aumentano all'aumentare del numero di elementi. È necessario trovare un valore di compromesso che fornisca risultati accurati ma che permetta un'esecuzione delle simulazioni nel minor tempo possibile. Il processo di creazione della mesh richiede molte risorse computazionali e quindi potrebbe richiedere un tempo elevato. Le mesh utilizzabili in una simulazione cfd si distinguono in tre tipologie:

- **Strutturata:** è formata da elementi che seguono un pattern ben definito. Gli elementi sono ordinati tramite l'utilizzo di indici, la connettività tra elementi non deve essere salvata in memoria perché è data dalla successione di indici. Questo aspetto permette di ottimizzare l'utilizzo della memoria perché le variabili di elementi vicini vengono salvate in posizione vicine, riducendo il tempo di accesso ai dati. Nelle simulazioni fluidodinamiche permette di allineare gli elementi al flusso, riducendo l'effetto della diffusione numerica e ottenendo risultati più accurati con un numero minore di elementi nella direzione del flusso. Anche i tempi di creazione della mesh possono essere minori rispetto a quelli necessari per una mesh non strutturata. In presenza di geometrie molto complesse risulta impossibile utilizzare una mesh strutturata. Un altro svantaggio è che,

qualora si volesse rifinire una zona particolare del dominio, anche altre zone dovrebbero essere rifinite, portando a un aumento inutile degli elementi. Nel caso bidimensionale sono formate da elementi quadrilaterali, mentre nel caso tridimensionale da elementi esaedrici.

- **Non strutturata:** gli elementi non seguono un pattern predefinito. Siccome gli elementi non sono ordinati, è necessario salvare anche le informazioni riguardanti la connettività degli elementi. Inoltre, non è garantito che elementi vicini salvino i dati in posizioni di memoria vicine, aumentando i tempi di calcolo. Il tempo di creazione della mesh è più alto di quello necessario per mesh strutturate, ma è più facile. Sono molto flessibili perché permettono di descrivere qualsiasi geometria, raffinando la mesh solo dove necessario. È possibile utilizzarle con qualsiasi tipo di elemento.
- **Ibrida:** parte del dominio è formato da una mesh strutturata mentre un'altra parte è formata da una mesh non strutturata. Spesso questo tipo di mesh viene utilizzata per le simulazioni fluidodinamiche. Nelle zone in prossimità delle pareti si usa una mesh strutturata, mentre nelle zone di flusso esterno si utilizza una mesh non strutturata. La mesh strutturata nello strato limite crea degli elementi allineati al flusso: questo riduce fortemente la diffusione numerica. Inoltre, permette un controllo preciso del numero di elementi all'interno dello strato limite e dello spessore del primo elemento, necessario a ottenere un valore di y^+ adeguato. Il passaggio da mesh strutturata a mesh non strutturata deve avvenire senza variazioni improvvise della dimensione degli elementi.

Un altro aspetto fondamentale della mesh è la sua qualità che può essere definita attraverso differenti fattori. Se la qualità non è adeguata si possono incorrere in problemi di stabilità della simulazione o di imprecisione dei risultati. I principali parametri di qualità sono i seguenti:

- **Skewness:** determina quanto gli elementi si discostano dagli elementi ideali equilateri, come visibile in Figura 7.19. Va da 0 a 1: a 0 si ha la qualità massima, mentre a 1 si ha la qualità minima. È raccomandato un valore massimo di 0.95, con un valore medio molto più basso.
- **Aspect ratio:** è una misura della distorsione della cella. È il rapporto tra la distanza normale che intercorre tra il baricentro e una delle facce e la distanza che separa il baricentro e uno dei nodi. Più è alto, maggiore è la distorsione della cella. In flussi fortemente anisotropici è possibile ottenere risultati accurati con un basso numero di celle, utilizzando elementi quad/hexa con un aspect

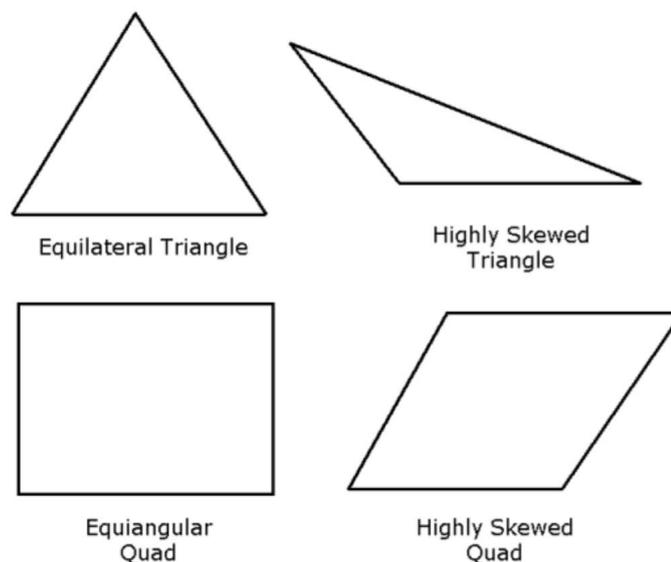


Figura 6.5: Skewness per Elementi Triangolari e Quadrilaterali

ratio molto elevato. Non è possibile fare la stessa cosa con elementi triangolari o tetraedrici, perché l'aspect ratio elevato causerebbe anche una skewness molto elevata, con conseguenti problemi di convergenza. Se sono presenti forti cambiamenti del flusso o gradienti di pressione è bene che l'AR sia basso.

- **Qualità Ortogonale:** va da 0, per gli elementi con qualità bassa, a 1, per quelli con qualità elevata. La qualità ortogonale minima deve essere maggiore di 0.01, con un valore medio significativamente più alto.

Per creare una mesh di ottima qualità bisogna considerare il problema in esame, valutando le zone più problematiche. In genere le zone a cui prestare maggiore attenzione sono quelle in cui si hanno brusche variazioni del flusso e forti gradienti di pressione. In queste zone è bene che la mesh abbia una qualità molto elevata e che sia adeguatamente fitta, per limitare la diffusione numerica ed evitare problemi di convergenza. Dove si sviluppa lo strato limite è necessario creare una mesh adeguata al trattamento di parete utilizzato (vedi sezione 3.2.3). Invece, nelle zone in cui il flusso è regolare e non ci sono gradienti di pressione, è bene utilizzare una mesh meno fitta per minimizzare le risorse richieste e, possibilmente, con gli elementi allineati al flusso per ridurre la diffusione numerica. Nella simulazione di profili alari, le zone più problematiche sono sull'estradosso, dove è presente un gradiente di pressione avverso che potrebbe portare a separazione, e sulla scia. Queste zone andranno discretizzate utilizzando una mesh molto fitta

Capitolo 7

Progetto Preliminare

7.1 Requisiti di Missione

Peso massimo al decollo

Il peso massimo al decollo del UAV dovrebbe essere compreso tra 3 e 5 kg.

Dimensioni

L'apertura alare sarà compresa tra 2.5 e 3m, con due ali in tandem e tre motori.

Carico utile

Il carico utile comprende l'equipaggiamento necessario per acquisire immagini, utile a fornire servizi come sorveglianza, ricerca meteorologica, etc.

Autonomia

L'autonomia massima per questo aeromobile sarà di almeno alcune ore a quota di crociera e può estendersi per giorni o settimane.

Velocità di crociera

La velocità massima di crociera per questa categoria di aeromobili è di 25 m/s.

Quota di crociera

Il progetto inizia con la creazione ex novo di un velivolo pensato per test in atmosfera, a basse quote. Successivamente, l'HAPS definitivo volerà ad una quota massima di crociera di circa 20.000 metri.

7.2 Profilo di Missione

Il profilo di missione di un generico HAPS si compone di tre fasi principali come mostrato in Figura 7.1. Nello specifico, la missione inizia con il lancio e la salita in quota dell'HAPS, che una volta raggiunta la quota di crociera, inizia la sua effettiva vita operativa. Segue il termine delle operazioni di missione, la fase di discesa e relativo atterraggio.

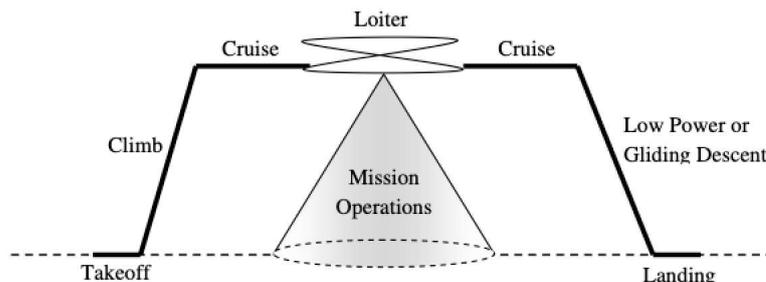


Figura 7.1: Profilo di Missione

Le fasi della missione nel caso specifico di long endurance, Figura 7.2, contemplan invece l'insediamento nell'analisi dell'alternanza giorno/notte, in particolare:

- Fase 1: Il velivolo viene lanciato ed inizia la salita sfruttando la piena carica delle batterie fino a raggiungere una quota di crociera stratosferica.
- Fase 2: Durante il giorno, le celle solari, assorbono l'energia e ricaricano le batterie, consentendogli di rimanere in volo stazionario fino al tramonto.
- Fase 3: Al calare dell'incidenza dei raggi solari, l'HAPS tenderà a scendere ma mai al di sotto di 15.000 metri di altitudine; al sorgere del sole, riprenderà l'ascesa verso la sua altitudine operativa.
- Fase 4: Identica alla Fase 2.
- Fase 5: Dopo alcuni giorni o settimane di volo, il velivolo discenderà a terra per la manutenzione e per riprendere poi con nuove missioni.

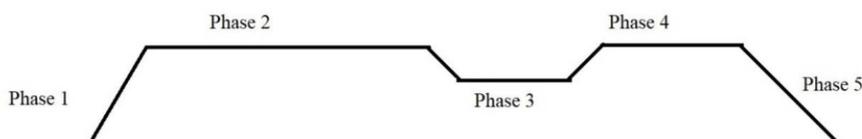


Figura 7.2: Profilo di Missione per Lunga Durata

7.2.1 Stima del Carico Alare

La stima del carico alare di un velivolo alimentato ad energia solare è una dei primi dati che deve essere calcolato nello sviluppo di un HAPS. La velocità di stallo, il rateo di salita, il coefficiente di resistenza e altre proprietà essenziali sono tutte influenzate da questo parametro. La velocità di stallo è la velocità minima alla quale il coefficiente di portanza è massimo. Il coefficiente di portanza massimo e il carico alare sono mostrati nell'Equazione 7.1, che è stata derivata dall'equazione del volo livellato e costante, in cui $C_{L_{max}}$ è il coefficiente di portanza massimo, q è la pressione dinamica e $\frac{W}{S}$ è il carico alare.

$$W = L \quad (7.1)$$

$$W = mg = C_L \rho S V^2 \quad (7.2)$$

$$C_L \cdot q = W \quad (7.3)$$

La massa dell'HAPS è stimata compresa tra 3 e 5 kg, la densità dell'aria a 20 km di altitudine è circa 12/13 volte inferiore rispetto a quella al suolo e la velocità circa 25 m/s. Di conseguenza, l'equazione del volo livellato ha semplicemente due incognite: l'area della superficie alare e il coefficiente di portanza di progetto. Se l'area della superficie delle ali è nota, è possibile stimare il carico alare. Allo stesso modo, l'area della superficie può essere calcolata se è noto il C_L . Durante la revisione della letteratura, si è osservato che gli UAV presentano coefficienti di portanza molto alti, che vanno da 0,8 a 1,4. Di conseguenza, si stima l'area della superficie alare variando C_L da 0,8 a 1,3 per un velivolo di peso pari a 3 kg ed un successivo di peso pari a 5 kg. In seguito, sfruttando i risultati ottenuti, viene calcolato il carico alare $\frac{W}{S}$. La Tabella mostra l'area della superficie e il carico alare per i diversi coefficienti di portanza, ripetuta a seconda della massa del velivolo considerato.

7.3 Velivolo per Test di Volo a Basse Quote

Durante questa fase applicativa è stato sviluppato ed ottimizzato ex novo un velivolo destinato ai test a terra. La scelta di passare attraverso questa configurazione nasce dall'esigenza di attuare un miglioramento incrementale e ridurre i rischi associati allo sviluppo diretto del velivolo stratosferico. Per la progettazione del modello CAD si è utilizzato Creo Parametric, ex Pro-Engineer, il primo software per la

modellazione solida parametrica ad essere distribuito sul mercato. Realizzato da PTC (Parametric Technology Corporation) e rilasciato nel 2011, Creo è una soluzione CAD, CAM e CAE 3D parametrica per ambiente Windows, ideale per progettazioni che richiedono modellazione solida, modellazione e disegno di assiemi, modellazione parametrica, superfici e analisi di elementi finiti. Utilizzando questo software è stato possibile realizzare modelli tridimensionali di oggetti reali, così da poterne osservare i comportamenti all'interno di un ambiente reale, anche in base alla specifica finalità di utilizzo.

7.3.1 Specifiche

Il peso massimo al decollo del UAV dovrebbe essere pari a 3 kg. Il velivolo presenta due ali in tandem con l'intento di aumentare la superficie portante e testare tale configurazione per implementarla sul velivolo stratosferico nel quale un aumento di peso dovuto alla seconda ala viene compensato dal raddoppiare dello spazio disponibile su cui installare i pannelli solari che generano potenza. L'ala scelta presenta un'apertura pari a 2.482 mm e superficie di 44 dm^2 . Inoltre l'AR è pari a 14,1 e lo spessore massimo del profilo è posizionato all'8 % della corda. Il carico alare è pari a 42 gr/dm^2 e l'airfoil in questione è il JH 8-07-08. In particolare l'ala, mostrata in Figura 7.3, è stata acquistata da Composite RC-Gliders per velocizzare il processo produttivo del velivolo.



Figura 7.3: Interstellar 2500X

In Figura 7.4 si può attenzionare il profilo alare considerato con distinzione tra una prima configurazione di colore nero che mostra il flap in posizione neutra ed una seconda alternativa di colore fucsia che presenta un angolo di deflessione della superficie mobile pari a 50° .

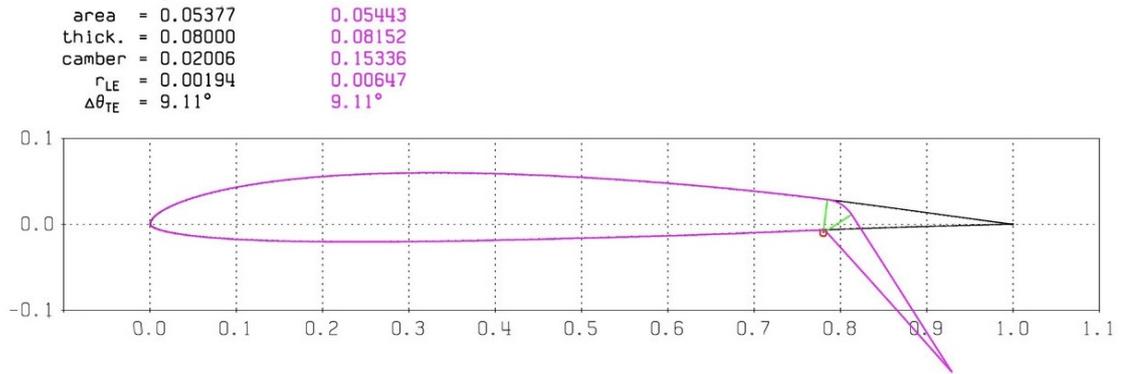


Figura 7.4: JH 8-07-08

A seguire, il grafico di Figura 7.5 mostra l'andamento del coefficiente di pressione al variare dell'angolo di incidenza dell'airfoil per valori compresi tra -1° e 9° .

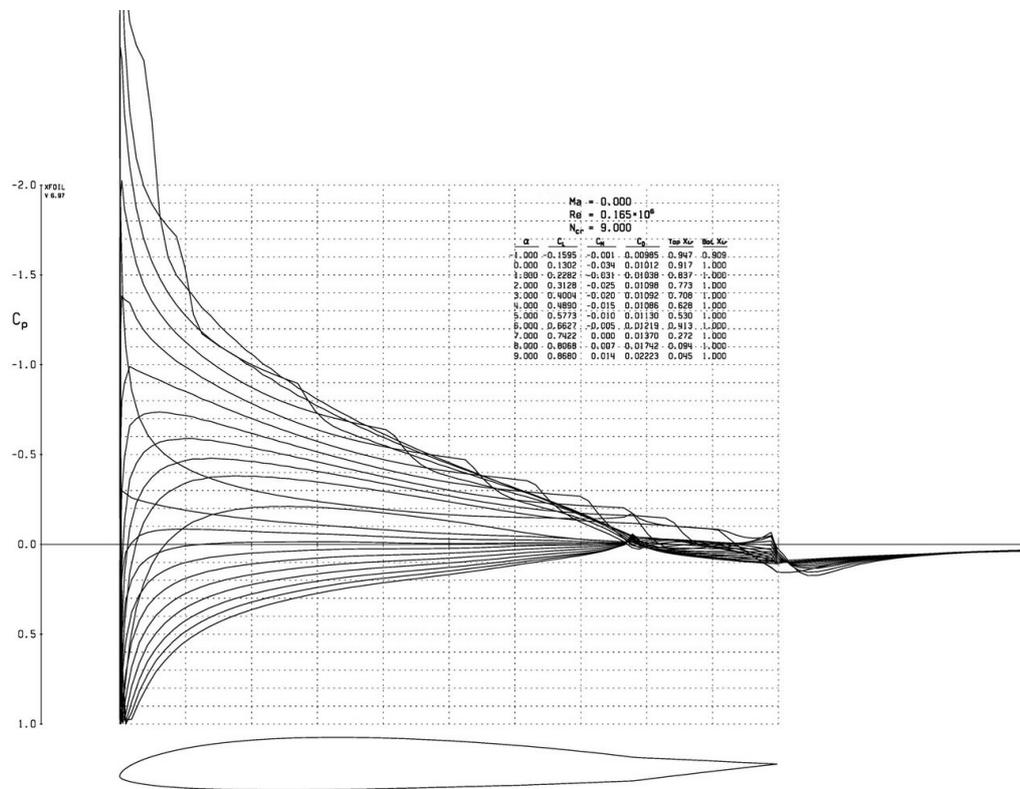


Figura 7.5: C_P vs α

Note le caratteristiche di base dell'airfoil, si è riprodotta la semiala completa attraverso l'utilizzo del software CAD Creo PTC precedentemente introdotto. In dettaglio, la semiala mostrata in Figura 7.6 ha un'apertura pari a 1.22 m e una corda massima alla radice di 23 cm. Sono presenti superfici mobili per quasi tutta la lunghezza ed i servocomandi sono completamente integrati.

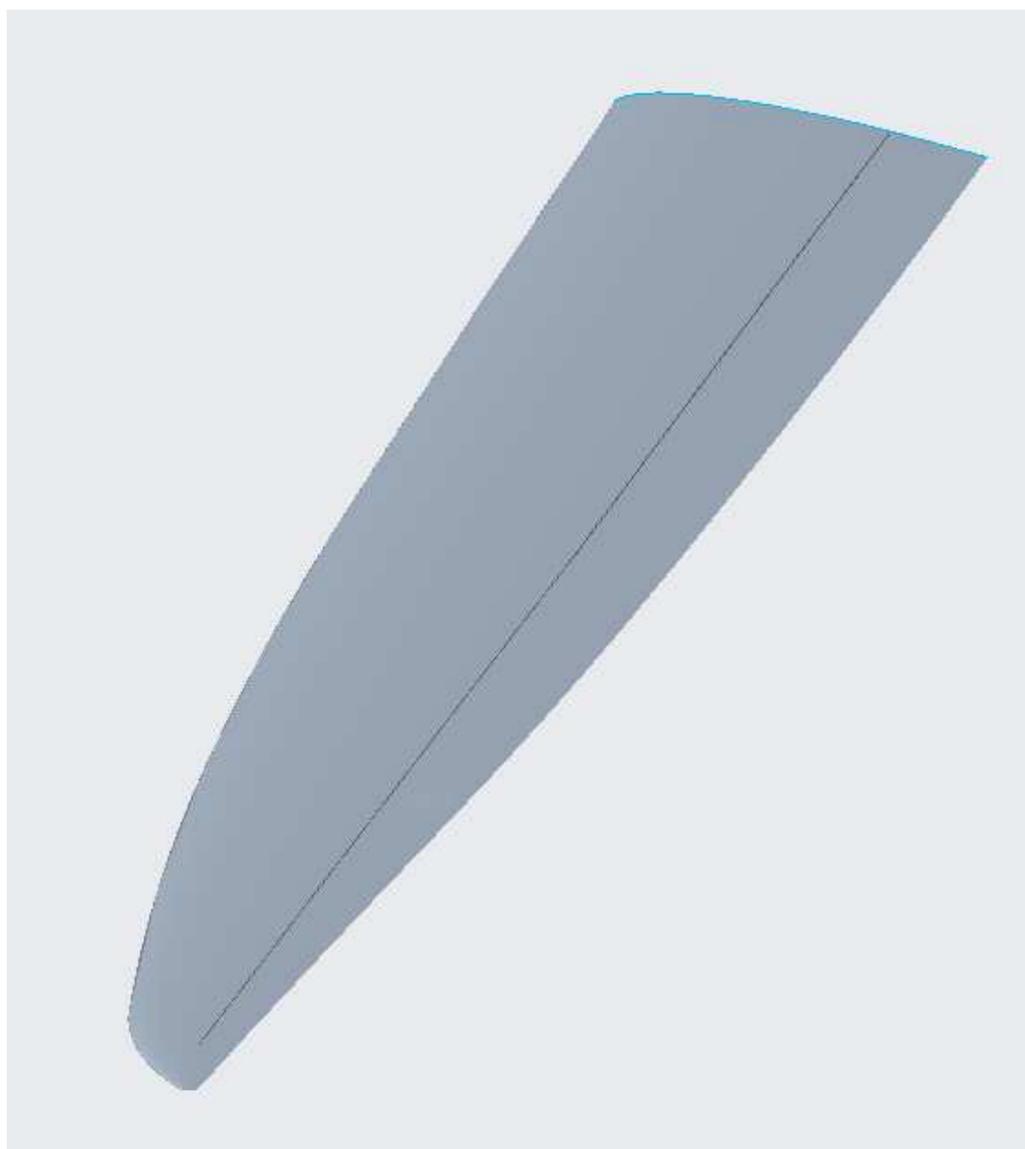


Figura 7.6: Semiala

A seguire, in Figura 7.7, l'integrazione della quattro semiali con la fusoliera. Particolare attenzione è stata dedicata allo studio dell'unione ala-fusoliera poichè l'intera fusoliera del velivolo verrà prodotta artigianalmente. La scelta progettuale delle ali in tandem, precedentemente giustificata, comporta la necessità di mantenere l'ala posteriore rialzata e con un'incidenza più bassa di un paio di gradi rispetto

a quella anteriore poichè in casi estremi è strettamente necessario che stalli prima l'ala davanti. Da qui nasce la necessità di integrare l'ala posteriore sull'impennaggio verticale. Nonostante l'estrema leggerezza delle semiali costruite in fibra di carbonio, sorgono dubbi sulla sufficiente robustezza di quest'ultimo e da qui nasce la possibilità di inserire un'anima interna di alluminio che scorra per l'intera lunghezza della fusoliera a cui collegare delle placche all'altezza delle ali, così da aggiungere la necessaria robustezza all'intero sistema.

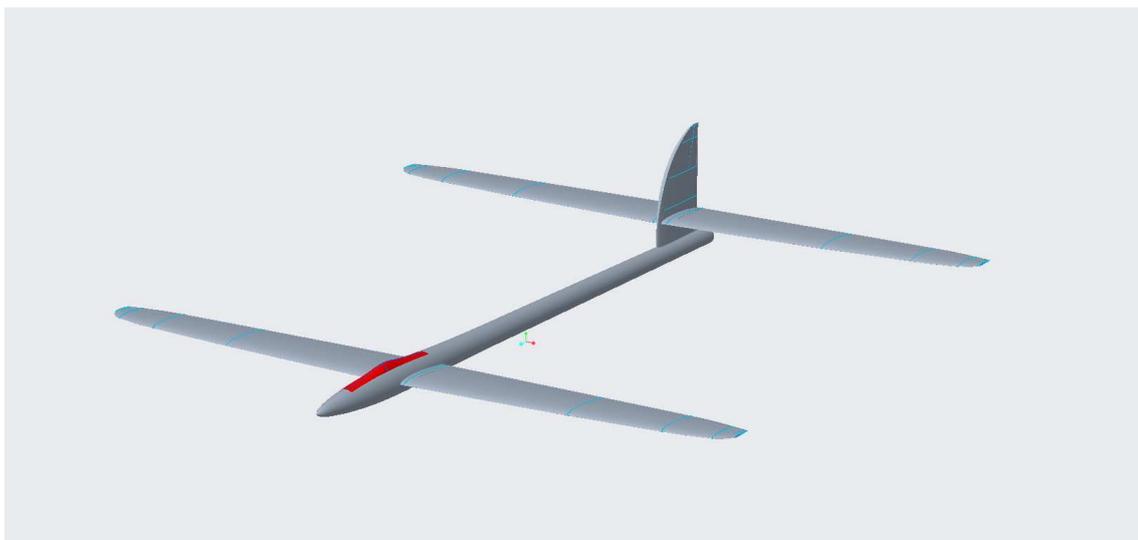


Figura 7.7: Velivolo per Ground Test

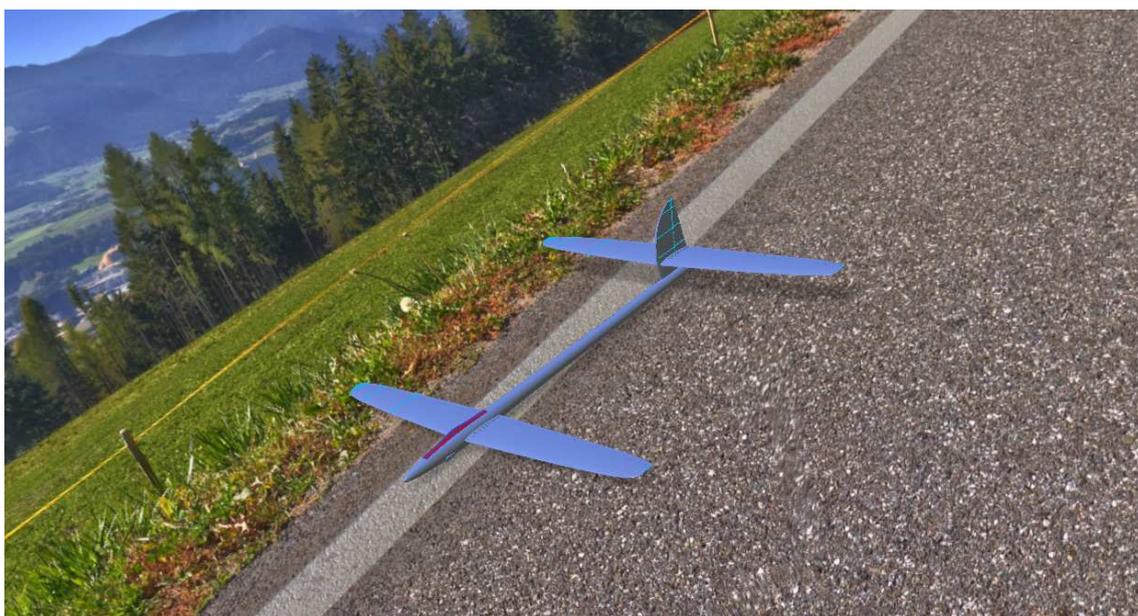


Figura 7.8: Velivolo on the Road

La fusoliera è suddivisa in due parti: una sorta di tubo affusolato a sezione variabile in fibra di carbonio ed un pod in punta, anch'esso in fibra di carbonio, con all'interno l'elettronica di bordo. La parte superiore del pod, di colore rosso nelle immagini, risulta apribile per agevolare il montaggio e l'inserimento dell'elettronica.

Nasce in questo momento del progetto la necessità di pensare ad una configurazione che comprenda anche i motori soprattutto in vista del futuro utilizzo stratosferico.

La scelta di utilizzare in questo prototipo le ali di cui sopra, rende impossibile l'integrazione al loro interno dei motori per differenti motivi: l'ala risulta essere estremamente sottile e vuota internamente per esigenze di peso. Dunque, almeno per questo velivolo che volerà a basse quote, ci si trova di fronte ad un evidente limite costruttivo che impedisce l'inserimento dei motori nell'ala per basse quote. Quella stratosferica si suppone possa contenere il motore, ma dovrà essere comunque un'ala super-leggera. Quindi ci si chiede come poterci alloggiare il motore all'interno senza dover aggiungere tanto peso di irrobustimento. Il velivolo avrà poi una sorta di VTOL dunque si ritiene necessaria la presenza di una struttura ausiliaria che funga da appoggio al suolo durante le fasi di decollo ed atterraggio. Infine, nel baricentro del velivolo, posizionato a metà tra i due fuochi delle ali che si trovano entrambi al 25% dal bordo d'attacco di ogni ala, viene attaccato il cavo che, estendendosi verso l'alto, collega il velivolo al pallone aerostatico per l'ascesa in stratosfera. Il velivolo farà manovre di rollio e picchiata con angoli maggiori anche di 45° dunque sarà necessario avere le eliche dei motori posizionate quanto più lontane possibile dal cavo per evitare che si tocchino ed eventualmente lo spezzino. Questa eventualità deve necessariamente essere scongiurata poichè comporterebbe quasi sicuramente la perdita del controllo del velivolo. Si è pensato così di procedere alla progettazione di due pattini, che dato lo stringente requisito sul peso complessivo del velivolo, rispondano almeno in prima istanza a queste differenti problematiche. Infatti, è su questi pattini che si pensa di installare i motori e con l'assenza del carrello di atterraggio, di utilizzarli da carrello.

Sicuramente questa è solo una delle possibili configurazioni, ma si ritiene che la progettazione con conseguente costruzione e test di tale struttura possa essere un valido punto di partenza per lo sviluppo del velivolo finale.

La fusoliera è formata dunque da un corpo sottile centrale, con attaccati inferiormente due pod anteriori su cui saranno montati i motori, con eliche ripiegabili. Questi pod faranno da pattini per la fase di atterraggio. Inoltre, sarà presente un motore posteriore, spingente, per un totale di 3 motori utili a generare quanta più spinta possibile, in quanto il velivolo dovrà affrontare diverse condizioni atmosferiche avverse durante la fase di salita e due soli motori potrebbero non essere sufficienti.

Solamente in seguito verrà dedicata attenzione all'ala ottimizzata per la stratosfera. Infatti scegliendo un approccio di miglioramento incrementale, e di de-risking, prima si ritiene necessario testare l'ala e la struttura volando a qualche decina di metri.

Nell'immagine 7.9 che segue, il CAD del prototipo immaginato.

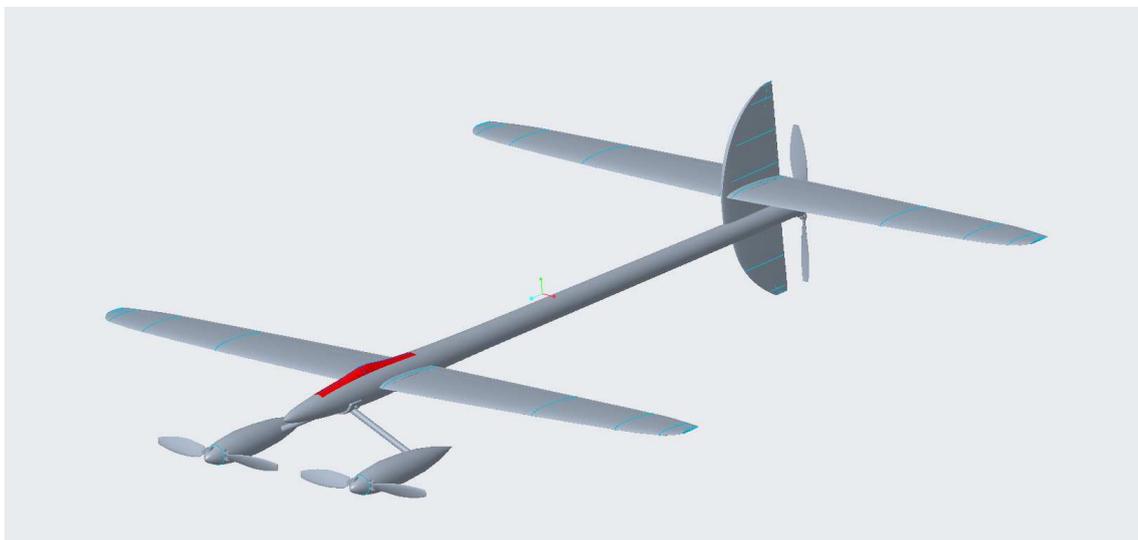


Figura 7.9: Prototipo di Velivolo Motorizzato

Il supporto tra pattini e fusoliera molto probabilmente verrà costruito in alluminio. La fusoliera in fibra di carbonio, rinforzata con un'anima in alluminio, i pattini in fibra di carbonio, mentre le eliche saranno fatte di un materiale plastico particolare. In futuro anche quest'ultime saranno in fibra di carbonio ottimizzate per la stratosfera oppure di un materiale plastico come la Resina ULTEM™ 9085.



Figura 7.10: Ali e Fusoliera del Velivolo



Figura 7.11: Componenti del Velivolo

Nelle Figure 7.10 e 7.11 è possibile vedere i principali componenti dell'interstellar 2500x con particolare attenzione all'attacco ala-fusoliera, alla barretta di colore nero che funge da supporto per le semiali, ed ai componenti elettronici/meccanici come la batteria, il motore dc brushless e l'ESC. Le eliche verranno nel nostro caso raddoppiate in termini di dimensioni.

7.4 Analisi Strutturali e CFD

Creo Simulate è un'estensione di *Creo Parametric*, software utilizzato per la modellazione CAD precedentemente mostrata. *Creo Simulate* consente di valutare le prestazioni strutturali e termiche del prodotto su un modello digitale prima di ricorrere a dispendiosi prototipi fisici. È possibile quindi realizzare un'analisi strutturale utilizzando lo stesso software già utilizzato nella modellazione, solamente entrando in un nuovo ambiente dedicato. Il gruppo CNH, grazie a una collaborazione con PTC, possiede delle estensioni dedicate molto utili nel semplificare e unificare i lavori di tutto il gruppo. Utilizzando dunque il software *Creo Simulate* è possibile realizzare analisi con diverse caratteristiche:

- Analisi strutturale statica lineare
- Analisi strutturale statica con contatto ridotto di spostamento
- Analisi strutturale modale

- Analisi strutturale di imbozzamento lineare
- Analisi termica allo stato stazionario lineare
- Modalità FEM: utilizzo del solutore NASTRAN
 - Analisi strutturale statica lineare
 - Analisi strutturale modale
- Modalità FEM: uso del solutore ANSYS
 - Analisi strutturale statica lineare
 - Analisi strutturale modale
 - Analisi termica allo stato stazionario lineare
- Fatica

Nella risoluzione è anche possibile scegliere tra diversi metodi di convergenza:

- Metodologia degli elementi finiti tipo P
- Adattiva passo singolo
- Adattiva multi-passo
- controllo dell'utente sui criteri di convergenza
- Dimensionamento automatico e trattamento speciale degli elementi nei pressi delle singolarità

Per una scelta di riduzione del costo computazionale, si sono effettuate le analisi con metodi a passo singolo oppure multi-passo.

Considerando l'ala come parte maggiormente sollecitata e di maggior interesse progettuale, si è scelto di effettuare sul CAD di questo componente le analisi proposte in seguito. In particolare, vengono effettuate analisi statiche con un carico distribuito applicato pari a 1000 N. Tale carico, sicuramente sovrastimato, viene scelto per simulare una condizione estrema al fine di garantire solidità strutturale.

Rispettivamente, le Figure 7.12, 7.13, mostrano la risposta della struttura a tale carico alla sollecitazione. La prima immagine conferma il fatto che la maggior deformazione possibile verrà raggiunta al tip, dunque nell'estremità non vincolata alla fusoliera e si raggiungerà un displacement massimo pari a 6.624 cm. la seconda invece, analizza l'ala sottoposta alle tensioni di Von Mises. Quest'ultimo approccio, anche chiamato criterio della massima distorsione, è un criterio di resistenza relativo a

materiali duttili (è quindi un criterio di snervamento), isotropi, con uguale resistenza a trazione e a compressione. Si ottiene una tensione massima alla radice pari a 78 MPa, in corrispondenza del raccordo ala-fusoliera, zona maggiormente sollecitata.

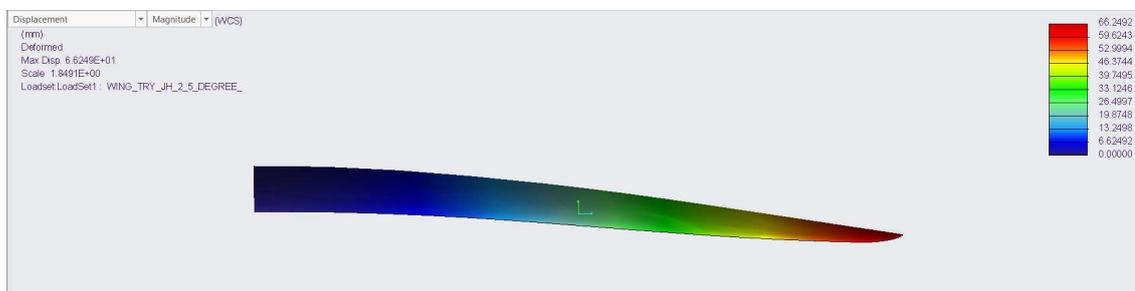


Figura 7.12: Deformazione con Carico di 1000 N

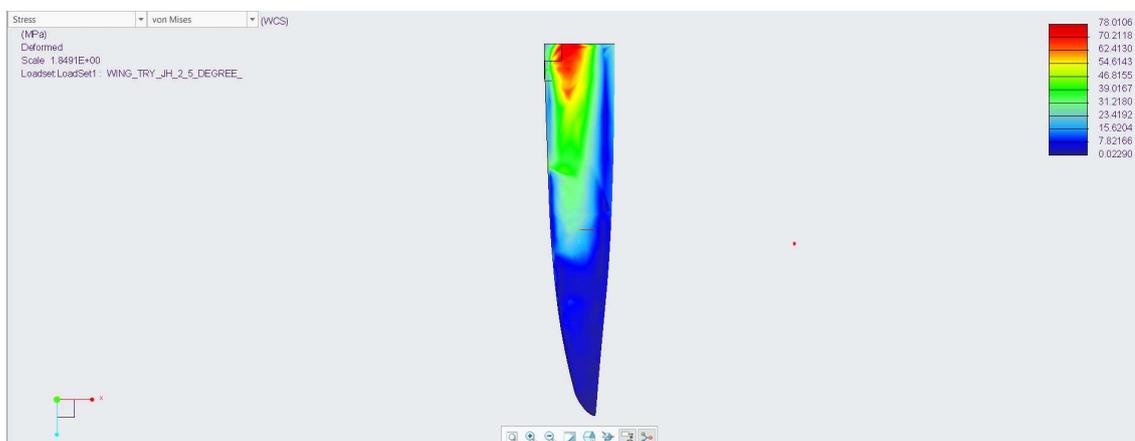


Figura 7.13: Tensioni Rilevate con Carico di 1000 N

Si prosegue con l'analisi di buckling della struttura.

Il termine "buckling" è associato a un processo (osservabile) mediante il quale un dato stato di una struttura deformabile cambia improvvisamente la sua forma. Questo cambiamento nella configurazione è spesso causato da una variazione del carico esterno ed avviene in modo catastrofico (ovvero la struttura è distrutta alla fine del processo). Tuttavia, può anche verificarsi in modo graduale senza causare danni permanenti, in modo che, una volta rimosso il carico esterno, la struttura possa essere ripristinata alla sua configurazione originale. Il cambiamento di forma osservato durante il processo di buckling di solito è molto pronunciato e si verifica senza preavviso. Un'altra caratteristica importante è che anche in esperimenti attentamente monitorati, l'inizio della rottura (se si verifica) non può essere predetto con precisione. I punti di buckling, se esistono, corrispondono a punti di biforcazione per cui coesistono più soluzioni alle equazioni differenziali (stabili,

instabili, indifferenti). Poichè non ha senso parlare di buckling lineare, si eliminano i termini quadratici linearizzando così le equazioni non lineari.

In Figura 7.14 e 7.15 è possibile vedere la risposta al buckling della struttura sottoposta ad un carico distribuito pari a 1000 N.

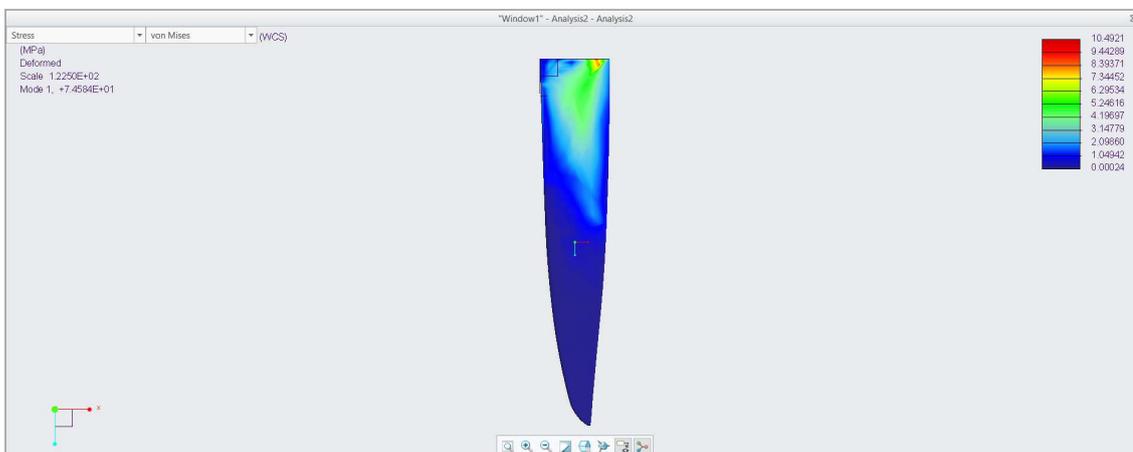


Figura 7.14: Tensioni di Buckling

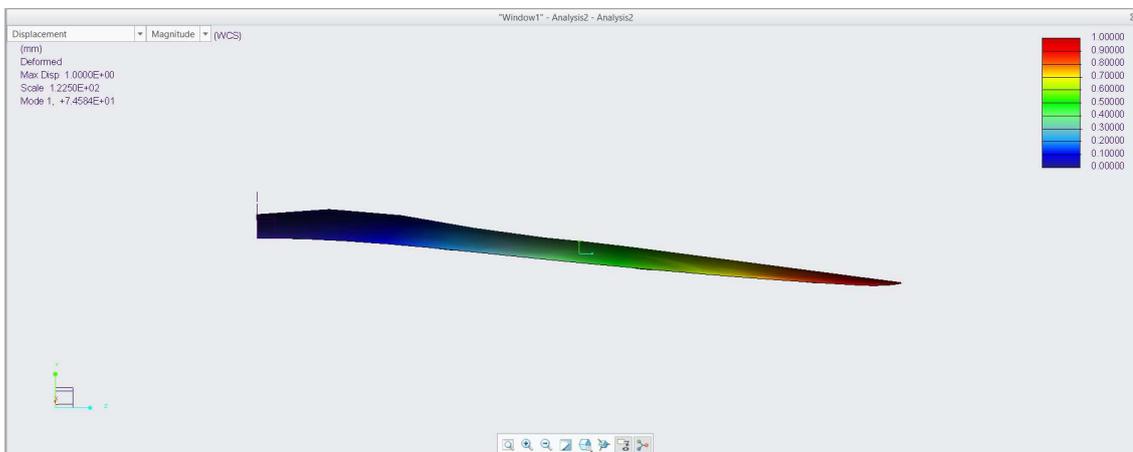


Figura 7.15: Displacement Dovuti al Buckling

In particolare, la prima immagine mostra gli stress accumulati sulla semiala con maggior intensità nella zona vicino alla radice, e solamente un piccolo punto particolarmente sollecitato di colore rosso corrispondente ad una tensione di Von Mises di 1.280 MPa, tutto il resto della struttura subisce stress inferiori.

La seconda Figura, evidenzia gli spostamenti che avvengono a partire dallo stato indeformato dovuti alla condizione di buckling. E' sicuramente ragionevole che il maggior displacement, pari a circa 12 cm avvenga al tip, punto più lontano dal vincolo.

Inoltre, a circa metà dell'apertura è possibile notare una leggera deformazione dovuta proprio alla condizione di buckling imposta in analisi.

A seguire, i risultati ottenuti dalle analisi a fatica sottoponendo il componente ad un carico di 1000 N come in precedenza.

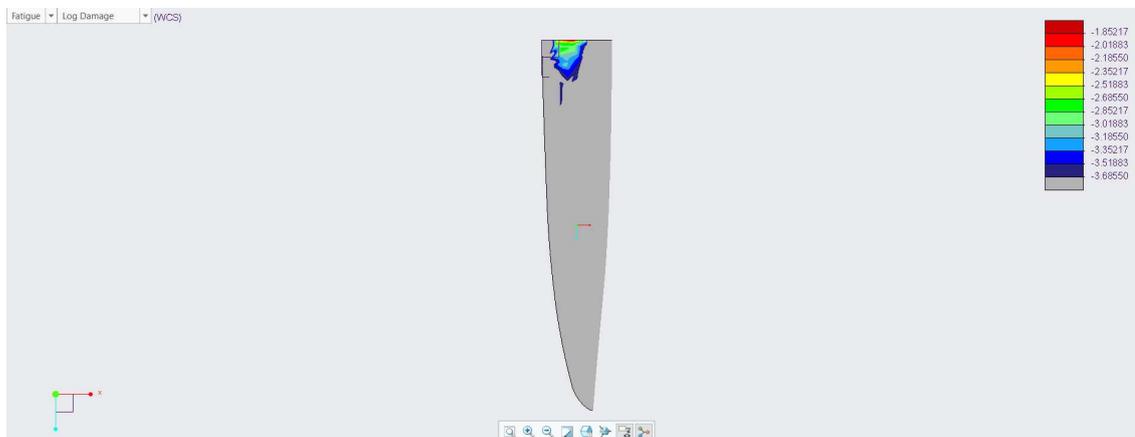


Figura 7.16: Fatica dopo 1000 Cicli

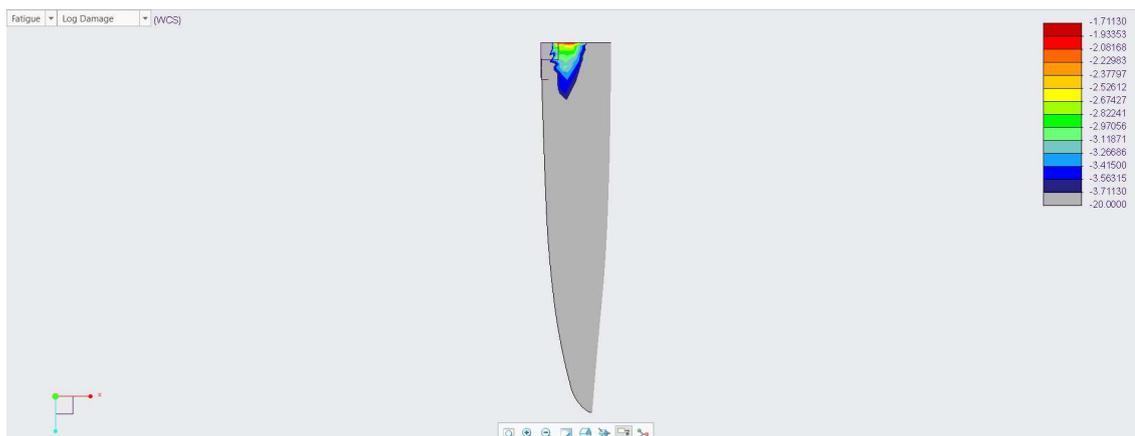


Figura 7.17: Fatica dopo 1 Milione di Cicli

L'immagine 7.16 mostra lo stress residuo dopo mille cicli di lavoro dell'ala. Come facilmente prevedibile, la zona di maggior sollecitazione si trova intorno al vincolo imposto in questo specifico caso dall'attacco con la fusoliera. A confronto (Figura 7.17) si ripete l'analisi sottoponendo il componente ad un milione di cicli e si può notare come aumenti la probabilità di propagazione di cricche distruttive in modo proporzionale con la vita del componente soprattutto nella zona che precedentemente era stata individuata come la maggiormente sollecitata.

In ultima analisi, si mostra in Figura 7.18 la Confidence of Life della semiala dopo 100000 cicli. In rosso, la zona maggiormente soggetta a possibile failure.

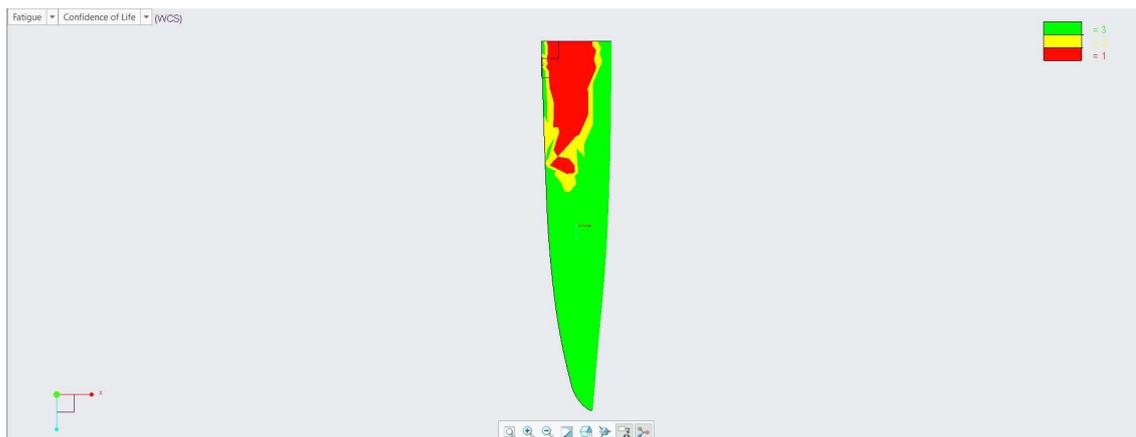


Figura 7.18: Confidence of Life

7.5 Analisi CFD

È stato utilizzato un approccio a tre fasi per condurre l'analisi numerica: pre-processing, processing e post-processing. La fase di pre-processing includeva la generazione e la configurazione della geometria e della mesh. Utilizzando il software commerciale ANSYS, è stato sviluppato un modello computazionale basato sul profilo alare JH 8-07-08. In base alle considerazioni fatte nel Capitolo 6, è stato utilizzato il solutore pressure-based con modello di turbolenza $k-\omega$. Quest'ultimo non considera lo strato limite laminare quindi ci aspettiamo che la resistenza sia molto maggiore rispetto a quella prevista dal metodo a pannelli. Inizialmente, la griglia è stata creata utilizzando Ansys Meshing. Attorno all'ala è stata utilizzata la funzione *Enclosure*, per simulare un volume di fluido in cui è immerso il profilo alare. Sono stati utilizzati 20 strati di inflazione con un tasso di crescita del 1,2 per raffinare la mesh localmente intorno alla superficie dell'ala. Per ottenere un valore di $y^+ \sim 1$, è stato utilizzato il metodo descritto nella sezione 6.2.3. All'ingresso è stata applicata una condizione di velocity-inlet, mentre all'uscita è stata applicata una condizione di pressure-outlet. La condizione di ingresso è stata specificata per il lato sinistro, mentre la condizione di uscita è applicata al bordo destro. I layers di inflazione delle caratteristiche sulla superficie dell'ala generano celle ad alto AR, ideali per catturare aree in cui il flusso d'aria è sottoposto a rapidi cambiamenti nelle variabili critiche, come nel boundary layer. Per ottenere il numero di Reynolds previsto, si è scelto di mantenere l'aria alle condizioni standard a quota nulla, $\rho = 1.225 \frac{kg}{m^3}$ e $\mu = 1.789 \cdot 10^5$, la corda del profilo unitaria e calcolare la velocità di ingresso di conseguenza. Ne risulta una $v_{inlet} = 40 \text{ m/s}$. Anche se si tratta di una mesh di media-finezza, è appropriata per la fase di progettazione concettuale.

7.5.1 Angolo di Attacco pari a 0°

Le Figure 7.19, 7.20 mostrano i dettagli della mesh intorno all'ala.

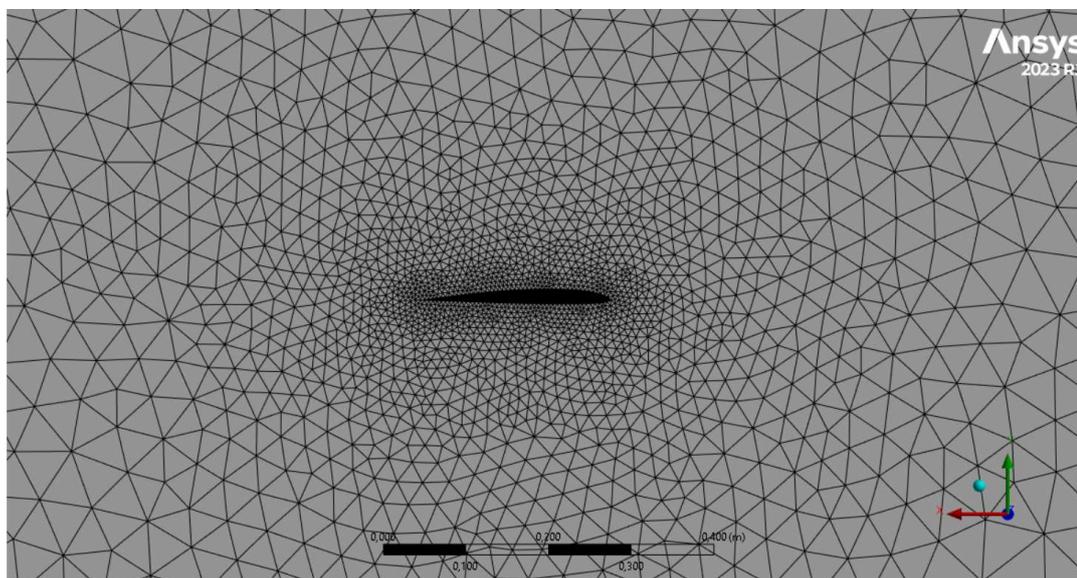


Figura 7.19: Mesh

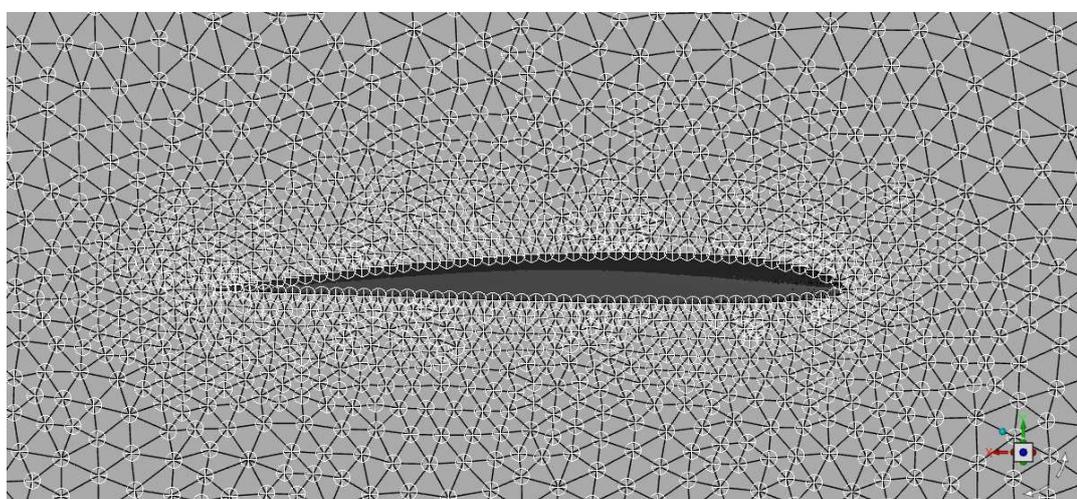


Figura 7.20: Mesh Intorno al Profilo

Rispettivamente, in Figura 7.21 l'andamento della pressione intorno al profilo immerso in una corrente di $40 \frac{m}{s}$. In Figura 7.22 l'andamento dell'energia cinetica turbolenta ed in 7.23 l'andamento del flusso di velocità.

Si può notare un andamento molto instabile della pressione con un valore massimo positivo al bordo d'attacco, ed un picco negativo in corrispondenza quasi del massimo spessore del profilo.

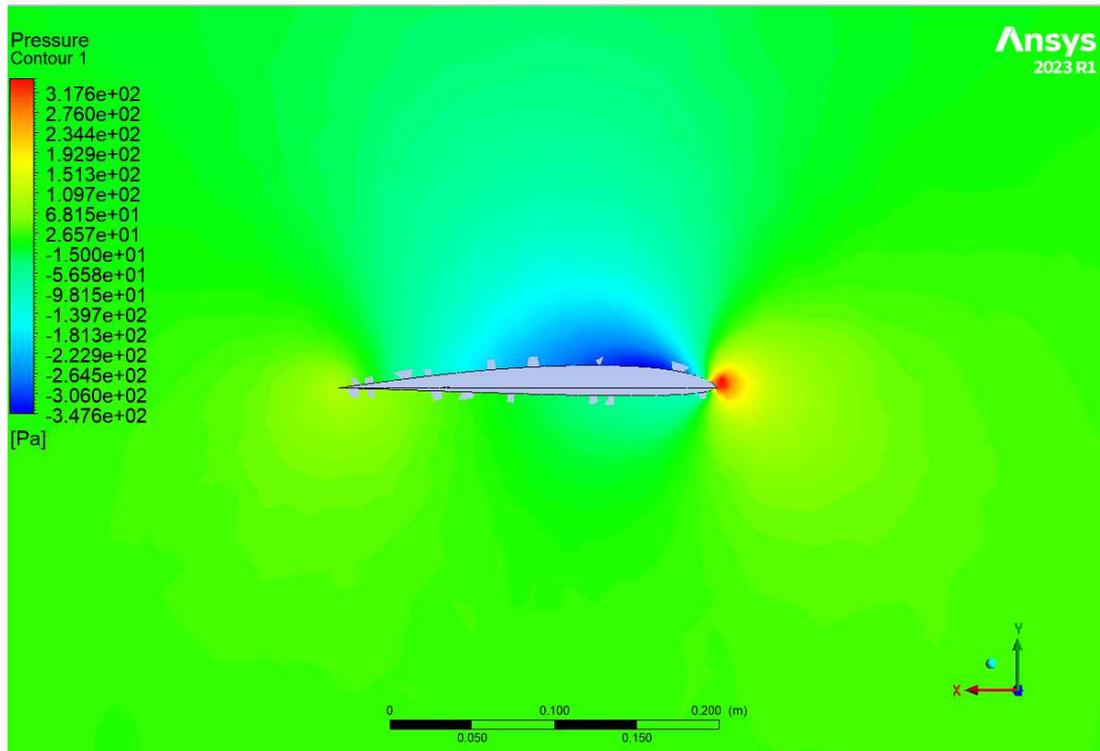


Figura 7.21: Pressione Intorno al Profilo



Figura 7.22: Energia Cinetica Turbolenta

Mediante ANSYS CFD-Post è stato possibile osservare le velocità del flusso d'aria in relazione alla posizione rispetto al profilo alare, così da valutare se vi fossero state anomalie durante il processo.

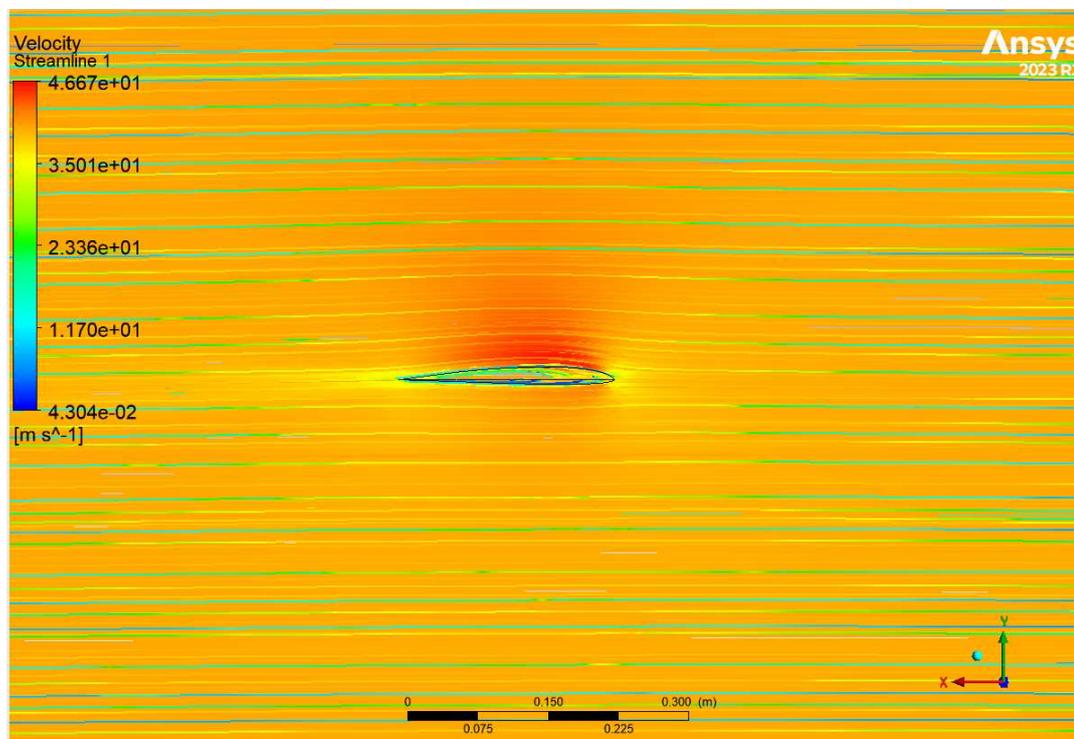


Figura 7.23: Linee di Flusso della Velocità

7.5.2 Angolo di Attacco pari a 5°

L'analisi CFD dell'ala è stata effettuata anche per un angolo d'attacco pari a 5° dato che, già a partire dai risultati ottenuti con XFRLR5, sembrava essere la configurazione migliore possibile grazie alla quale ottenere sia ad un'ottima efficienza generale che un'elevata $E\sqrt{C_{Lmax}}$.

In Figura 7.24 viene mostrata la mesh della suddetta ala ottenuta dopo aver definito un volume di controllo fluido con l'operazione booleana "subtract" di DesignModeler di Ansys con particolare attenzione alla zona del bordo d'attacco nella quale è stato necessario infittire la mesh per ottenere maggiore precisione.

A seguire invece, in Figura 7.25 la mesh visualizzata all'interno del modulo setup dove è stato inizializzato lo studio dell'ala immersa in una corrente d'aria a 40 m/s. Tale parametro è volutamente esagerato, rispetto alle effettive velocità cui potrà mai essere sottoposto il prototipo, per garantire assoluta sicurezza strutturale.

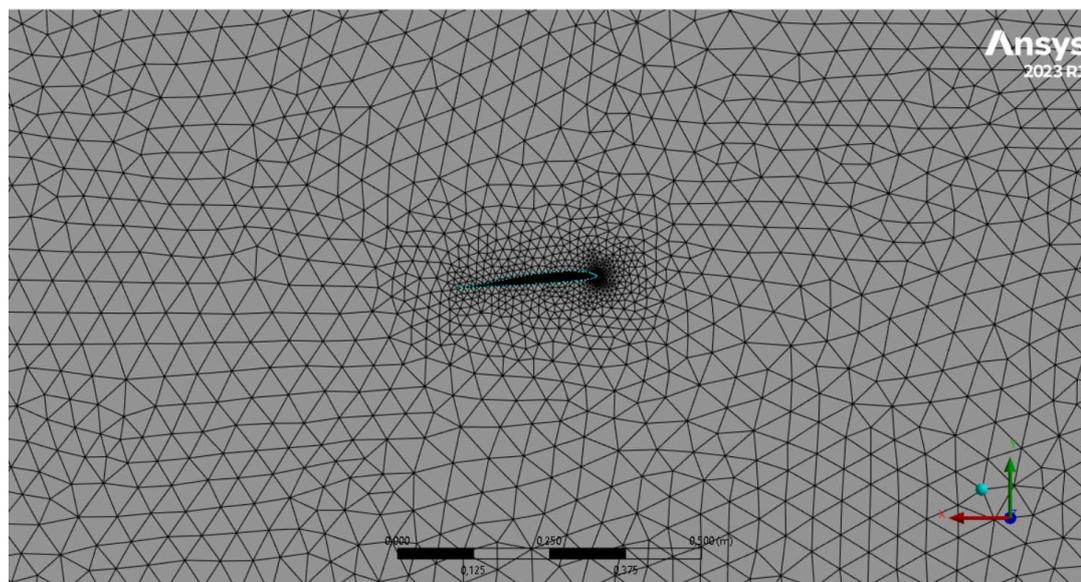


Figura 7.24: Mesh con AOA di 5°

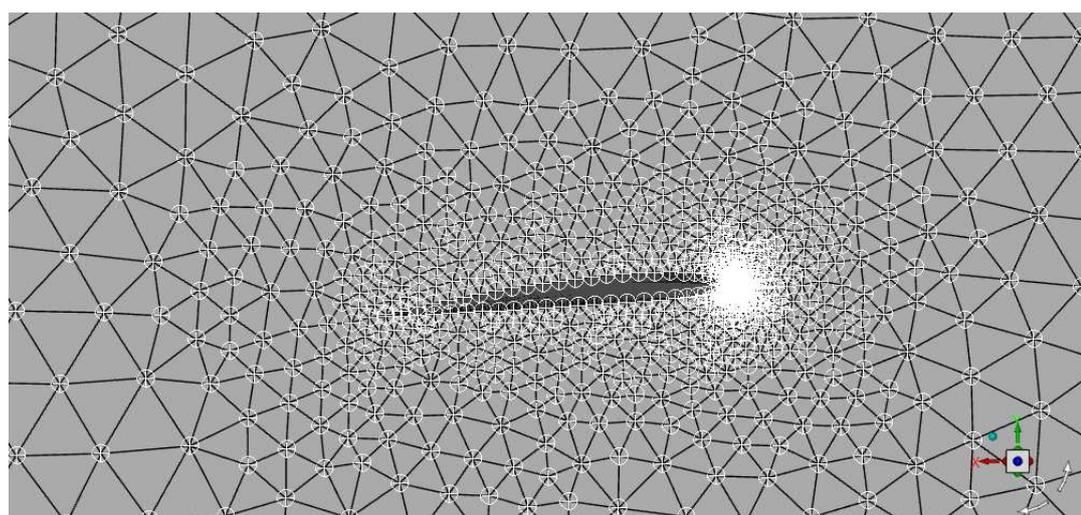


Figura 7.25: Mesh Intorno al Profilo con AOA di 5°

Dopo aver inizializzato l'analisi con il metodo $k-\omega$, il calcolo è stato effettuato per 500 iterazioni ed in Fig.7.26 vi è l'andamento della pressione sul profilo. Interessante notare come il nuovo orientamento abbia fatto totalmente variare la conformazione del profilo di pressione sull'ala, coerentemente con quanto ottenuto su XFLR5. In questo secondo caso, è solo la parte del ventre del bordo d'attacco a "soffrire" la maggior pressione, mentre il dorso non è soggetto ad un elevato gradiente di pressione, seppur maggiore in valore assoluto di quello sul dorso del profilo orientato a 0° . Si può dunque concludere che, oltre a garantire maggiore stabilità, il profilo garantisce un'ottima efficienza.

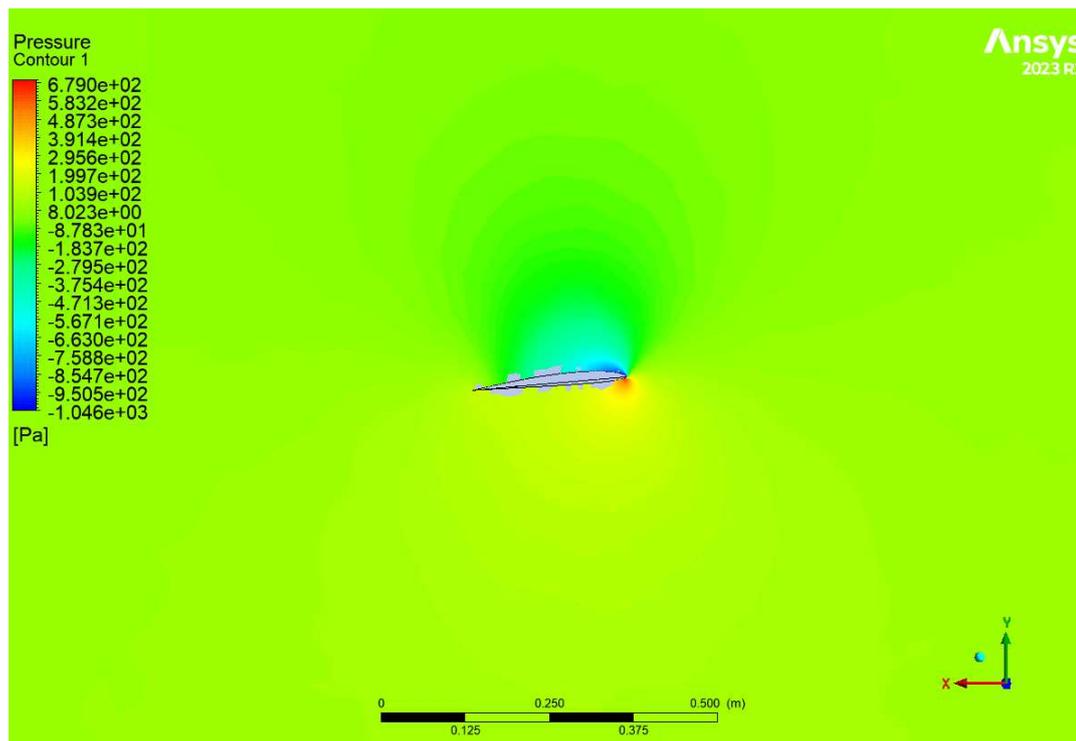


Figura 7.26: Pressione Intorno al Profilo con AOA di 5°

Per quanto riguarda il profilo turbolento, in Figura 7.27, invece, i valori sono decisamente più alti rispetto all'orientazione a 0° ; questo è dovuto principalmente al profilo di velocità mostrato in Fig.7.28, che subisce una significativa accelerazione sul dorso, proprio dove l'energia cinetica turbolenta assume il suo massimo valore.

Gli andamenti delle velocità di Figura 7.28 sono risultati accettabili rispetto al caso analizzato, valutando l'assenza di massimi indesiderati e la condizione di flusso indisturbato ad una sufficiente distanza dal profilo analizzato, ovvero volo in condizioni di crociera. Per questi motivi, si stima possa essere questa la configurazione ottimale per la realizzazione del prototipo.

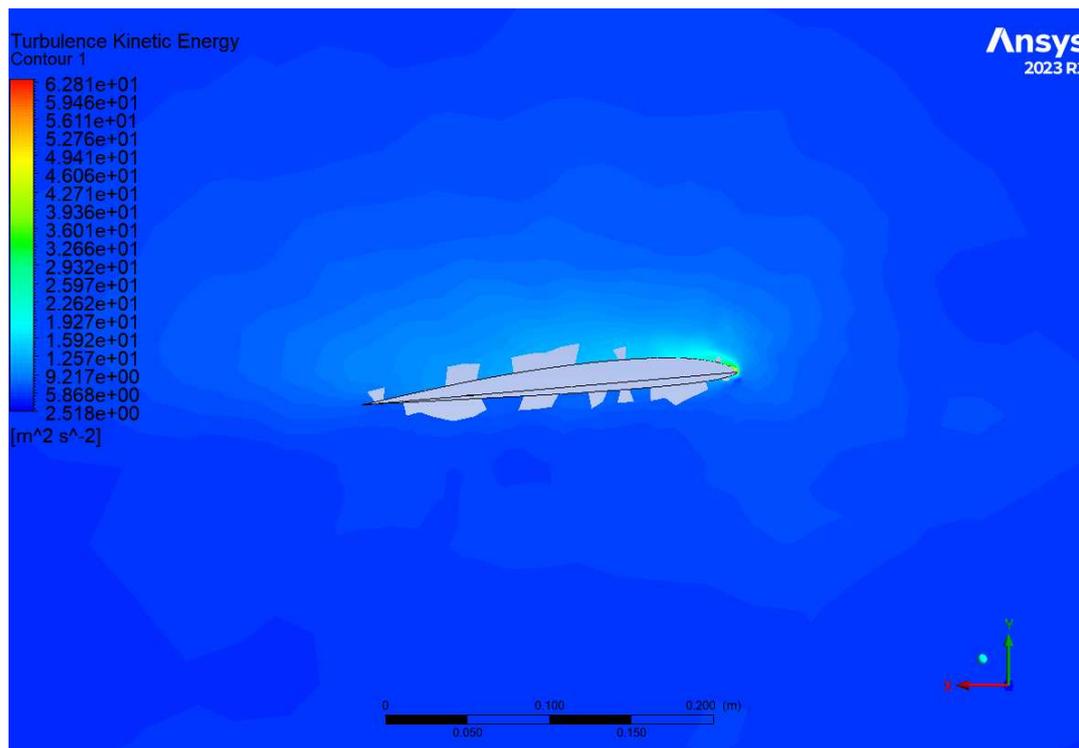


Figura 7.27: Energia Cinetica Turbolenta con AOA di 5°

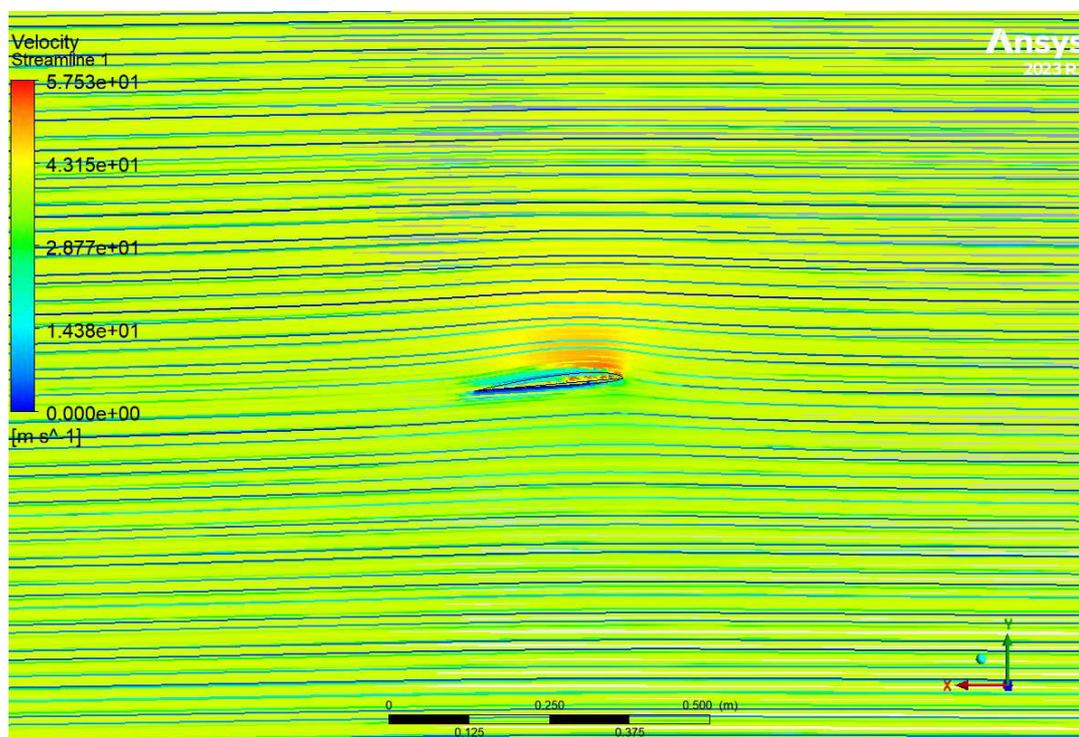


Figura 7.28: Linee di Flusso della Velocità con AOA di 5°

Capitolo 8

Il Profilo Alare Stratosferico

Il profilo alare influisce su tutte le fasi del volo, tra cui la velocità di crociera, le distanze di decollo e atterraggio, la velocità di stallo, le qualità di manovra (soprattutto vicino allo stallo) e l'efficienza aerodinamica complessiva. Nella progettazione degli HAPS, la scelta di profili alari ad alta portanza è essenziale, poiché può portare ad un incremento dell'autonomia, dei carichi utili ed a una riduzione delle velocità di stallo. I principali parametri geometrici di un profilo alare sono mostrati nella Figura 8.1. Un adeguato asse di riferimento orizzontale del profilo inizia dal "bordo d'attacco" e termina al "bordo d'uscita" e tra le principali misure di un profilo alare vi è la lunghezza della corda, che rappresenta la distanza tra il bordo d'entrata ed il bordo d'uscita. Il profilo alare è definito frontalmente da un raggio del bordo d'entrata, tangente alle superfici superiore ed inferiore. Questo raggio, ha un impatto significativo sull'aerodinamica in termini di portanza, resistenza e caratteristiche di stallo. Nel disegno della Figura 8.1, il raggio del bordo d'entrata è esagerato, mentre nella realtà è molto più piccolo.

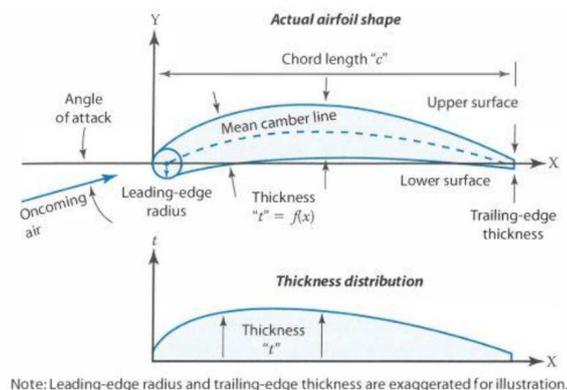


Figura 8.1: Geometria del Profilo Alare [2]

Il flusso d'aria con velocità iniziale v lungo il contorno del profilo alare genera una distribuzione di pressione differente sul lato superiore ed inferiore del profilo alare, che può essere rappresentata come due forze, portanza e resistenza. Tali forze si calcolano come segue:

$$F_L = C_L \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \quad (8.1)$$

$$F_D = C_D \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \quad (8.2)$$

Dove:

- F_L è la forza di portanza.
- F_D è la forza di resistenza.
- C_L è il coefficiente di portanza.
- C_D è il coefficiente di resistenza.
- ρ è la densità dell'aria.
- v è la velocità del flusso d'aria.
- S è l'area della superficie del profilo alare.

Queste formule consentono di calcolare le rispettive forze in base ai coefficienti di portanza e resistenza, alla densità dell'aria, alla velocità del flusso e all'area della superficie del profilo alare.

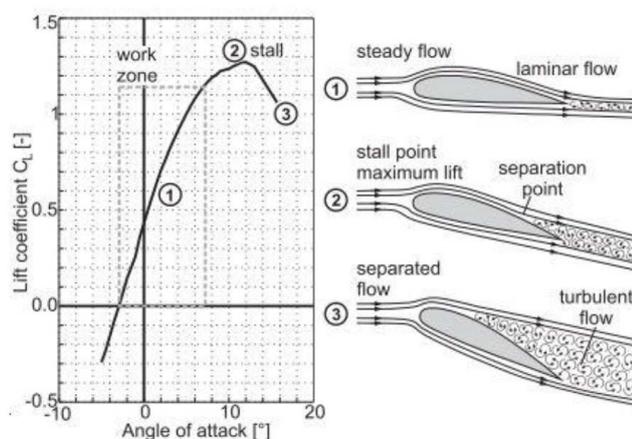


Figura 8.2: Relazione tra C_L ed Angolo d'Attacco [13]

I coefficienti di portanza e resistenza sono determinati in modo significativo dal profilo alare, dall'angolo di attacco e dal numero di Reynolds Re . L'aumento dell'angolo di attacco comporta un aumento di C_L , ma può anche innescare la separazione del flusso d'aria dalla parte posteriore dell'ala, creando una zona turbolenta. Durante lo stallo, la portanza è massima, ma si verifica una resistenza elevata. Al di là di questo punto, il comportamento diventa imprevedibile e la resistenza continua a crescere mentre la portanza diminuisce come si può vedere in Figura 8.2. La scelta del profilo alare dipende dalle specifiche applicazioni e dalle condizioni di volo, con particolare attenzione al numero di Reynolds. Gli HAPS operano generalmente a bassi numeri di Reynolds, il che può influenzare significativamente le prestazioni del profilo. Il numero di Reynolds Re è definito come il rapporto tra le forze inerziali e viscosi ed è calcolato in base alla densità dell'aria ρ , alla velocità del flusso v ed alla lunghezza della corda c .

$$Re = \frac{\rho v c}{\mu} \quad (8.3)$$

La scelta del profilo alare appropriato deve tener conto di queste considerazioni per massimizzare l'efficienza aerodinamica nelle diverse condizioni di volo. Infatti, a differenza degli aeromobili convenzionali, gli aeromobili solari richiedono coefficienti di portanza elevati per sostenere il loro peso a quote elevate con basse velocità. Di conseguenza, è necessario ottimizzare le sezioni alari per operare a coefficienti di portanza elevati minimizzando la resistenza aerodinamica. Un altro fattore critico è il coefficiente di portanza massimo ($C_{L_{max}}$), poiché influisce direttamente sulla capacità di sollevamento dell'ala. Inoltre, il rapporto di planata (C_L/C_D) è importante, poiché determina la massima distanza che può essere percorsa da una data altezza in volo non motorizzato, come nei planatori o negli aeromobili a lunga autonomia. Pertanto, la scelta di una sezione alare con il massimo C_L/C_D contribuisce all'efficienza complessiva. Il massimo fattore di salita (C_3/C_2) è un altro parametro da considerare, poiché influisce sulla durata del volo non motorizzato e sull'efficienza dell'ascensione. Infine, la sezione alare deve avere un coefficiente di resistenza minimo ($C_{D_{min}}$) per ridurre al minimo la resistenza aerodinamica.

In sintesi, la scelta delle sezioni alari per gli UAV HALE è una decisione cruciale che influisce sulle prestazioni generali. La selezione deve essere basata su una valutazione accurata dei requisiti specifici dell'applicazione e delle condizioni di volo, con attenzione ai parametri chiave come $C_{L_{max}}$, C_L/C_D , C_3/C_2 , e $C_{D_{min}}$.

8.1 La Selezione del Profilo

Come spiegato, la scelta del profilo alare influenza molti aspetti del velivolo finale. Le principali metodologie di approccio al problema sono due: la prima prevede la scelta di un profilo da un catalogo o da una famiglia con caratteristiche simili a quelle necessarie, l'altra invece prevede di sviluppare un profilo personalizzato e ottimizzato per le condizioni operative del velivolo. Il secondo approccio ha sicuramente un potenziale maggiore, ma richiede molto tempo ed una notevole esperienza; per questo si è preferito analizzare vari profili e scegliere il più adatto allo scopo preposto. La selezione del profilo deve considerare aspetti aerodinamici (portanza, resistenza, momento di beccheggio e stallo), aspetti strutturali (spazio necessario alle strutture) e aspetti di progetto e costruzione (spazio per i sottosistemi e tecniche di costruzione utilizzate). In seguito verranno descritti i principali.

Geometria

Un profilo alare può essere descritto geometricamente tramite la distribuzione di spessore e la linea di inarcamento medio. Generalmente la distribuzione di spessore influisce sulla resistenza di profilo, mentre la curvatura sulla portanza e sul momento di beccheggio. Lo spessore massimo del profilo viene espresso tramite il rapporto t/c . Il limite inferiore allo spessore è dato dalla necessità di ospitare la struttura dell'ala, cioè i longheroni e le centine, e i sottosistemi, come servoattuatori e cavi.

Prestazioni

Le prestazioni di un'ala sono legate all'autonomia chilometrica e oraria. In particolare:

$$\text{chilometrica} \propto E = \frac{C_L}{C_D} \quad (8.4)$$

$$\text{oraria} \propto \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \quad (8.5)$$

Questi parametri sono funzione dell'angolo di attacco e hanno un massimo globale. Per ottimizzare il volo, la velocità di crociera deve essere il più vicino possibile alla velocità a cui uno di questi parametri raggiunge il massimo, in base alle esigenze della missione. Un altro aspetto da considerare è l'andamento di questi parametri al variare dell'angolo di attacco, poiché spesso il velivolo si troverà a operare in condizioni fuori dall'ideale: un decadimento molto rapido delle prestazioni potrebbe

essere molto svantaggioso, fino ad annullare i vantaggi ottenuti con un'efficienza massima molto elevata.

Profili laminari

Nelle condizioni operative della quasi totalità dei velivoli si ha un numero di Reynolds tale da avere la transizione dello strato limite da laminare a turbolento. Nei velivoli di piccole dimensioni, che volano a velocità modeste, le zone in cui il flusso è laminare sono estese. Siccome lo strato limite laminare ha una resistenza d'attrito viscoso minore di quello turbolento, è possibile ottenere dei vantaggi massimizzando le zone laminari. I profili laminari sono sviluppati per sfruttare questo fenomeno ottenendo delle prestazioni ottime, soprattutto a numeri di Reynolds bassi. Le prestazioni di questi profili dipendono fortemente dal numero di Reynolds, per questo devono essere utilizzati solo nel range di Re per il quale sono stati sviluppati. Nella valutazione e analisi di un profilo bisogna conoscere due fenomeni fondamentali: la separazione dello strato limite e la transizione dello strato limite da laminare a turbolento. In seguito verranno discussi brevemente, analizzandone le peculiarità associate al range di numeri di Reynolds di interesse. La separazione dello strato limite avviene quando il flusso in prossimità della parete non ha abbastanza quantità di moto per contrastare la presenza di un gradiente di pressione avverso e quindi si separa creando una zona di ricircolo. In base al numero di Reynolds può manifestarsi con diverse modalità:

- Separazione dello strato limite laminare: avviene a $Re < 5 \cdot 10^5$
- Bolla di separazione: lo strato limite laminare si separa e, successivamente diventa turbolento. L'energia maggiore dovuta alla turbolenza permette allo strato limite di riattaccarsi alla superficie. Si genera una zona detta bolla di separazione laminare. Avviene a $5 \cdot 10^5 < Re < 4 \cdot 10^6$. Modifica la distribuzione della pressione nel profilo e quindi anche le prestazioni.
- Separazione dello strato limite turbolento: avviene generalmente sull'estradosso del profilo ad angoli d'attacco elevati. Causa una diminuzione della portanza e un aumento della resistenza.

A numeri di Reynolds sufficientemente elevati, nello strato limite si sviluppano delle instabilità che, tramite il processo di transizione, portano lo strato limite in una condizione turbolenta. I parametri che più influenzano la transizione sono la turbolenza del flusso libero e il gradiente di pressione. Il punto di transizione può essere controllato con due strategie: attivamente, come per esempio con l'aspirazione dello strato limite, oppure passivamente, utilizzando una geometria appositamente

svilupata. Il controllo passivo è più semplice ed efficace: viene utilizzato nei profili laminari. Il comportamento di un profilo varia molto in base al numero di Re , a causa di questi fenomeni. Il nostro modello ricade nel range $100000 < Re < 300000$, in cui è possibile ottenere un flusso laminare molto esteso, senza particolari preoccupazioni per quanto riguarda la separazione dello strato limite laminare. A questi numeri di Reynolds è molto probabile che siano presenti delle bolle di separazione che generano una piccola ma non trascurabile perdita di prestazioni. I primi profili laminari sono stati sviluppati dalla NACA nella serie 6 con l'obiettivo di migliorare le prestazioni dei profili delle serie precedenti. Sono state introdotte delle modifiche che promuovono lo strato limite laminare per un certo intervallo di α , in modo da ottenere una zona a resistenza ridotta. La strategia adottata prevede l'ottenimento di una porzione del profilo in cui la pressione è costante a un certo angolo d'attacco. Il limite superiore della zona laminare avviene quando si ha il segmento a pressione costante sull'estradosso, mentre il limite inferiore è quando lo si ha nell'intradosso. Questa strategia è basata su osservazioni sperimentali che mostrano come la transizione non avvenga in un gradiente di pressione nullo e come invece sia favorita da un gradiente avverso. Un esempio approfondito dell'utilizzo di questa tecnica è mostrato in 8.3, utilizzando il profilo E980 appositamente disegnato.

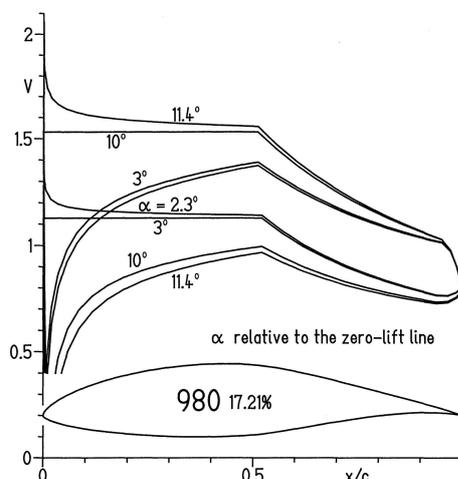


Figura 8.3: Distribuzione di Pressione nel Profilo E980

Come si può notare, viene mostrata la distribuzione di C_p : si vede come a $\alpha = 3^\circ$ e $\alpha = 10^\circ$ siano presenti i segmenti a pressione costante rispettivamente nell'intradosso e nell'estradosso. Al di fuori di questo intervallo si ha un picco di pressione al bordo d'attacco e un brusco recupero di pressione che potrebbe portare alla separazione laminare e quindi alla formazione di una bolla di ricircolo. Dalle osservazioni sperimentali si vede che a Re bassi lo strato limite è laminare

anche con gradiente di pressione avverso, arrivando fino alla separazione laminare, mentre a Re elevati la transizione può avvenire anche in presenza di un gradiente di pressione avverso. La tecnica utilizzata per i profili NACA serie 6 non tiene conto del numero di Reynolds a cui il profilo opera, perciò trascura questi fattori. Utilizzando tecniche più avanzate si ottengono profili molto più prestazionali e con una zona laminare più estesa. In [37] è descritto l'utilizzo di una tecnica e del codice numerico associato utilizzabili per lo sviluppo dei profili. Riassumendo, un profilo laminare è caratterizzato da:

- Raggio del bordo d'attacco basso per evitare picchi di pressione quando aumenta l'angolo d'incidenza.
- Posizione dello spessore massimo arretrata per creare un'ampia zona con gradiente di pressione tale da non indurre la transizione o la separazione. A Re bassi è possibile la presenza di un gradiente avverso, mentre a Re alti si deve avere un gradiente di pressione favorevole.
- Recupero di pressione non troppo brusco, per evitare la separazione dello strato limite al bordo d'uscita.

Tutte le osservazioni effettuate precedentemente per quanto riguarda curvatura e spessore rimangono valide. Come si vedrà in seguito, il numero di Reynolds a cui opera il nostro velivolo permette il mantenimento dello strato limite laminare anche con un gradiente di pressione avverso.

8.2 Selezione del Profilo tramite XFLR5

XLFR5 è uno strumento di analisi per profili alari, ali e aerei che operano a bassi numeri di Reynolds e include le capacità di analisi diretta e inversa di XFOIL, le capacità di progettazione e analisi delle ali basate sulla Teoria delle Linee di Sollevamento, sul Metodo del Reticolo di Vortici e su un Metodo di Pannelli 3D per prevedere i valori di portanza e resistenza dei profili alari e delle ali. Sono stati selezionati alcuni profili con le caratteristiche ricercate e ne sono state valutate le prestazioni. Le principali caratteristiche sono riportate in Tabella 8.1, mentre in Figura 8.4 è riportata la geometria dei vari profili [57].

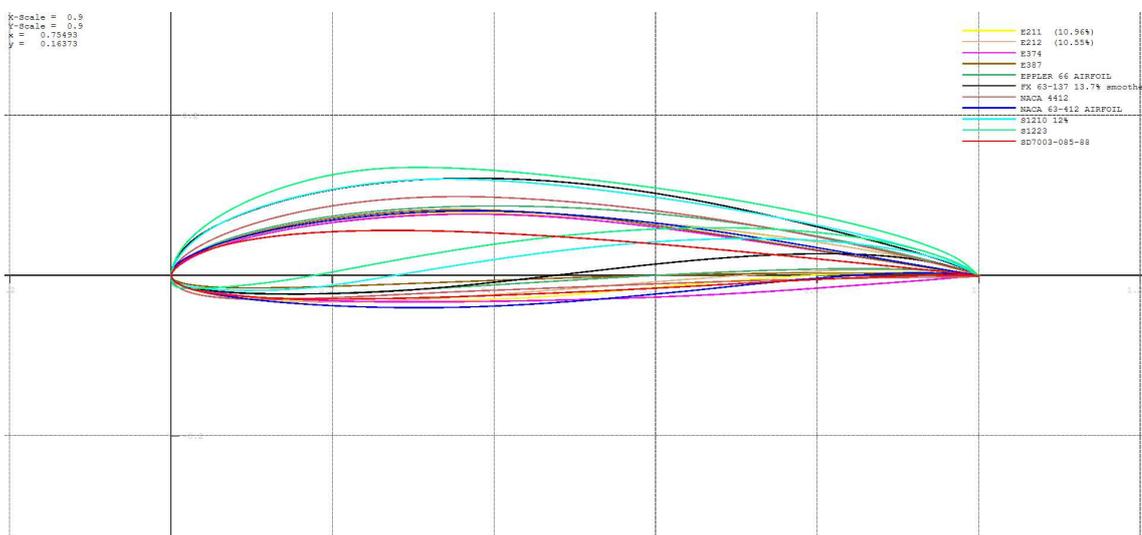


Figura 8.4: Profili Alari Analizzati

Profilo	t/c [%c]	Pos max t [%c]	Camber [%]	Pos max Camber [%c]
NACA 4412	12	29.73	4	40.14
NACA 63-412	12	35.23	2.20	50.84
E211	10.96	33.14	2.58	57.66
E212	10.56	28.94	2.94	57.86
E66	10.14	30.73	3.98	52.65
E374	10.92	36.14	2.24	38.44
E387	9.07	31.14	3.80	40.15
FX63-137	13.69	29.43	5.97	52.95
S1210	12.01	21.71	7.21	50.34
S1223	12.14	19.72	8.68	47.65
SD7003	8.51	24.83	1.46	35.34

Tabella 8.1: Caratteristiche Geometriche dei Profili Analizzati

In Figura 8.5 vengono mostrate le polari degli 11 profili inizialmente considerati.

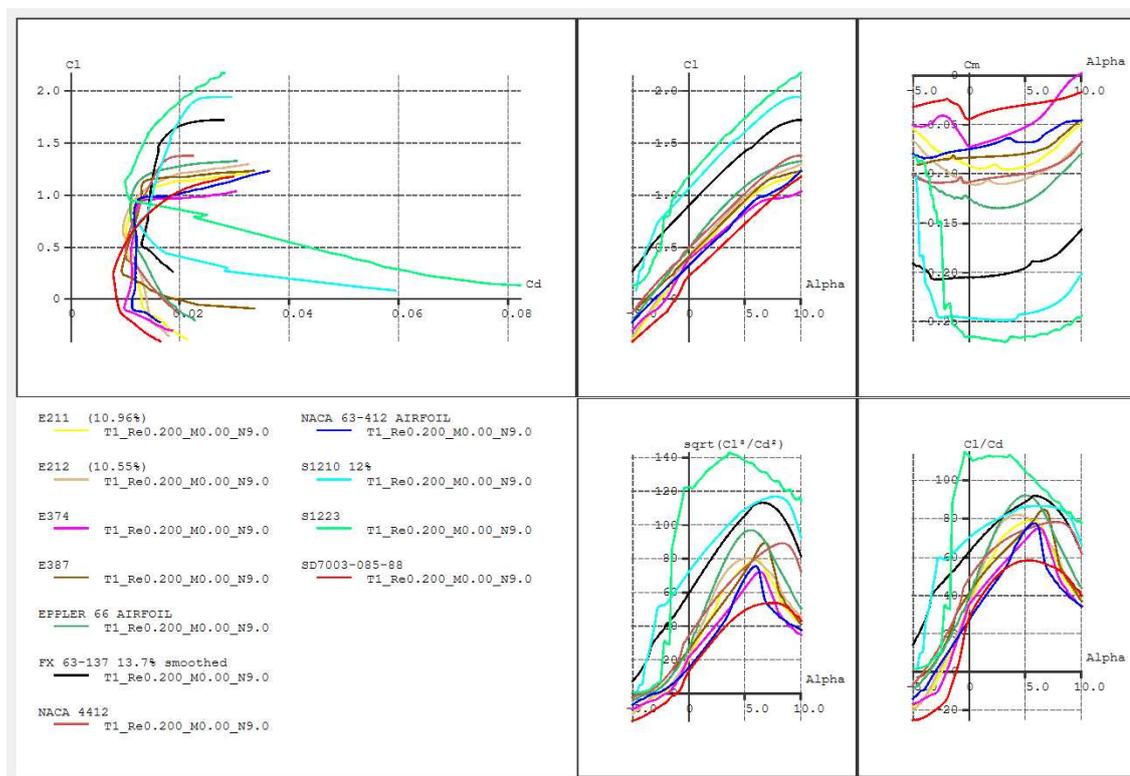


Figura 8.5: Polari dei Profili

Il NACA 4412 fa parte della prima serie di profili alari sviluppati dalla NACA negli anni '30. Questi sono stati sviluppati tramite prove sperimentali, al fine di aumentare la portanza massima e diminuire la resistenza rispetto ai profili disponibili al tempo. Questo è l'unico profilo analizzato a non essere stato sviluppato per il mantenimento dello strato limite laminare: è stato utilizzato per eseguire un confronto e valutare il miglioramento ottenibile tramite l'utilizzo di un profilo laminare. Il NACA 63412 è un profilo della serie 6: questi profili sono stati sviluppati tramite un metodo inverso, cioè scegliendo la distribuzione di pressione e calcolando, tramite un metodo teorico, la geometria necessaria a ottenere tale distribuzione. L'utilizzo di un metodo inverso ha permesso di sviluppare dei profili in cui lo strato limite resta laminare su una porzione considerevole della superficie, riducendo la resistenza. I profili Eppler sono stati sviluppati da Richard Eppler tramite il codice PROFILE, un codice numerico con cui è possibile eseguire sia lo sviluppo che l'analisi dei profili. Per lo sviluppo utilizza un metodo di mappatura conforme che permette di generare la geometria in base alla distribuzione di velocità richiesta in determinate condizioni. Per l'analisi utilizza un metodo a pannelli accoppiato a un metodo integrale per la soluzione dello strato limite. La transizione è prevista tramite un metodo empirico.

L'utilizzo di questo codice ha permesso lo sviluppo di profili molto performanti, con un'estensione dello strato limite laminare molto ampia. Il profilo FX63-137 è un particolare profilo progettato nei primi anni '60 dal Dottor F. X. Wortmann presso la Technischen Hochschule di Stoccarda, Germania Ovest. I profili appartenenti a questo gruppo sono principalmente destinati ad alianti e ad altre applicazioni a basso numero di Reynolds. Si tratta di profili con flusso laminare, medio-alte cambrature, con raggi di attacco relativamente piccoli, presentano una diminuzione della cambratura tra il 40% e il 70% della corda e hanno bordi d'uscita relativamente sottili. Hanno una notevole cambratura nella parte anteriore, il che li rende adatti alle quote elevate. Il profilo alare S1210, basato su un progetto ideato da Michael S. Selig dell'Università dell'Illinois, fornisce un'eccellente portanza a bassi numeri di Reynolds per applicazioni ad alta portanza e basse velocità per questo motivo, al pari dell'S1223 risultano ideali nei voli stratosferici.

8.2.1 Analisi Bidimensionali

In Figura 8.5 sono riportati i risultati ottenuti con Xfoil, mentre nella Tabella 8.2 sono riportati i parametri prestazionali. Ciò che si cerca in un profilo sono delle ottime prestazioni ad angoli di incidenza non troppo elevati e Reynolds tipici per la stratosfera. Siccome il velivolo dovrà operare in varie condizioni e non solo a quella di efficienza massima, è desiderabile che l'efficienza mantenga un valore alto per un ampio intervallo. Per i profili laminari questo implica l'avere una zona laminare estesa. Inoltre, è meglio avere un passaggio graduale alle condizioni di strato limite turbolento per evitare cambi repentini di assetto o spinta durante il volo.

Profilo	E_{max}	$\alpha_{E_{max}}$	$C_{l,E_{max}}$	$C_{m,E_{max}}$	$\left(\frac{C_l}{C_d}\right)_{max}^{\frac{3}{2}}$	$\alpha_{S_{max}}$	$C_{l,S_{max}}$	$C_{m,S_{max}}$
4412	78.1	7.5	1.25	-0.09	88.8	8.3	1.31	-0.09
63-412	77.4	5.8	0.94	-0.07	75.2	6.0	0.96	-0.06
E211	79.9	5.7	0.99	-0.09	79.2	6.0	1.02	-0.08
E212	81.8	4.3	0.91	-0.10	79.8	5.3	1.0	-0.10
E66	92.9	5.0	1.08	-0.13	96.5	5.5	1.12	-0.13
E374	74.9	6.2	0.92	-0.04	71.9	6.3	0.92	-0.04
E387	84.4	6.7	1.11	-0.07	89.1	6.8	1.12	-0.07
63-137	91.7	5.8	1.47	-0.19	112.7	6.6	1.55	-0.19
S1210	86.4	6.0	1.70	-0.24	116.3	7.8	1.86	-0.23
S1223	114.7	-0.4	1.13	-0.27	142.5	3.6	1.58	-0.27
7003	58.1	5.3	0.75	-0.03	53.6	7.7	0.99	-0.03

Tabella 8.2: Risultati Ottenuti dalle Simulazioni Effettuate con Xfoil a $Re=2 \cdot 10^5$

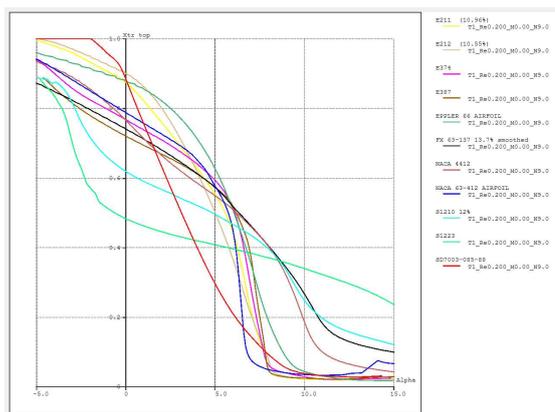


Figura 8.6: Estradosso

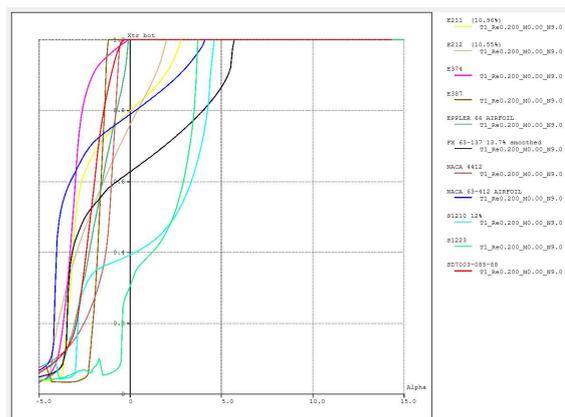


Figura 8.7: Intradosso

Figura 8.8: Variazione dei Punti di Transizione in funzione dell'AoA

X_{tr} è la posizione a cui avviene la transizione; $X_{tr} = 0$ corrisponde al bordo d'attacco mentre $X_{tr} = 1$ corrisponde al bordo d'uscita. Confrontando questo grafico con la polare si vede che ad una variazione brusca del punto di transizione è associato un aumento repentino della resistenza.

Se ci si limita a considerare l'efficienza massima, il NACA 4412 riesce a ottenere un ottimo valore nonostante sia un profilo datato, tuttavia lo raggiunge ad angoli di attacco molto elevati, troppo vicini all'angolo critico per essere utilizzato in sicurezza. La sua polare ha una forma caratteristica, con una variazione repentina in corrispondenza di $\alpha = 0^\circ$. Questa è dovuta alla transizione dello strato limite sull'intradosso che inizia dal bordo d'uscita ad $\alpha < 0^\circ$ e risale molto velocemente, diminuendo ulteriormente l'angolo di incidenza. Invece sull'estradosso si ha sempre la transizione; il punto di transizione risale velocemente all'aumentare di α , determinando un considerevole aumento della resistenza. Nell'E387 si ha un fenomeno simile, solo che l'inizio della transizione sull'intradosso è ad angoli ancora più elevati ($\alpha = 1^\circ$). Ha delle prestazioni ottime ma ad angoli di incidenza elevati e troppo vicini all'angolo critico per essere utilizzato in sicurezza, per questo è stato scartato. Queste caratteristiche possono essere ricondotte alla curvatura molto elevata, la maggiore tra i profili analizzati. Il NACA 631412 e l'E374 hanno prestazioni molto simili; la loro polare presenta un marcato laminar bucket. Il NACA ha un'efficienza leggermente maggiore che però decade repentinamente, a differenza di quella dell'E374, mentre ad angoli di incidenza bassi il NACA riesce a mantenere un'efficienza elevata. Tra i due l'E374, soddisfa maggiormente i requisiti e ha un C_m più alto e quindi è preferibile. E211 e E212 hanno prestazioni simili e generalmente maggiori dei precedenti 631412 e E374. Ciò che si nota immediatamente è che l'intervallo in cui l'efficienza è elevata

è molto ampio: ciò è dovuto allo spostamento graduale del punto di transizione, sia nel ventre del profilo che nel dorso. Entrambi hanno un C_m basso. L'E66 ha prestazioni molto buone, paragonabili a quelle dell'FX63-137 e distribuite su un ampio intervallo. A differenza dell'FX63-137, l'E66 ottiene queste prestazioni ad angoli di incidenza inferiori ed inoltre sviluppa coefficienti di momento maggiori. L'SD7003 mostra prestazioni mediocri, se non scarse, rispetto agli altri profili, oltre ad avere una transizione repentina come il NACA 4412, per questo è stato scartato a priori. Infine, i profili S1210 e S1223 che, da un punto di vista prestazionale sembrano essere i migliori, mostrano degli angoli d'attacco per l'efficienza massima totalmente diversi tra loro. Per l'S1223 si ha un angolo di attacco addirittura negativo e troppo vicino alla regione di transizione, fattore che causerebbe instabilità aerodinamica. D'altro canto, il profilo S1210 mostra prestazioni simili ma ad angoli d'attacco più ragionevoli e quantomeno in linea con tutti gli altri profili presi in considerazione.

In conclusione, per quanto esposto sopra, i profili più adatti per gli HAPS sembrerebbero essere E211, E66, FX63-137 ed S1210 mostrati in Figura 8.9.

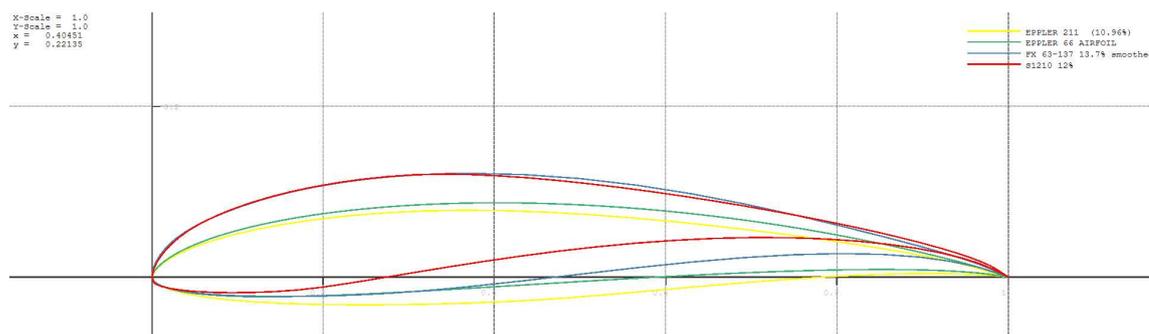


Figura 8.9: Geometria dei Profili Selezionati

Nelle Figure da 8.10 a 8.13 è riportato il coefficiente di pressione C_P per questi profili nella condizione di efficienza massima. Per tutti, lo strato limite nell'intradosso è sempre laminare, perché il gradiente di pressione avverso è concentrato al bordo d'attacco e successivamente si ha una pressione circa costante che non induce la transizione. Invece, sull'estradosso si ha un recupero di pressione considerevole, tuttavia la geometria del profilo permette di limitare il gradiente di pressione avverso e ritardare la transizione. Si vede bene come la forma dell'intradosso, soprattutto al bordo d'uscita, influenzi la distribuzione di C_P . L'E211 e l'E66 hanno un intradosso concavo-convesso con bordo d'uscita a cuspide, per questo generano molta portanza nella zona posteriore. Allo stesso modo si comporta l'intradosso di FX63-137 ed S1210 che, nonostante la maggior portanza sviluppata, risultano essere più instabili e di complessa realizzazione per via della loro particolare geometria.

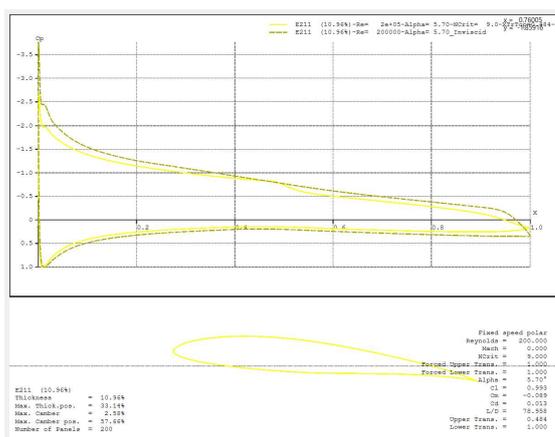


Figura 8.10: E211

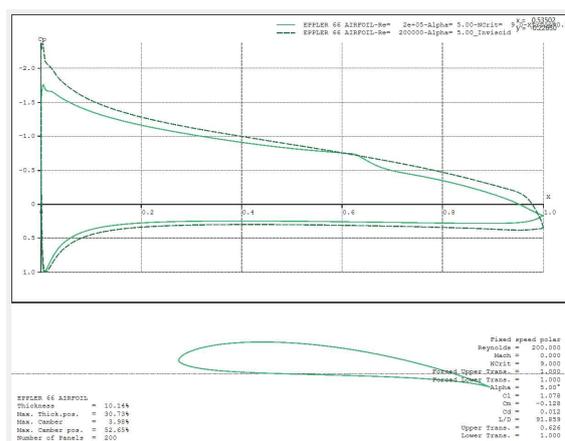


Figura 8.11: E66

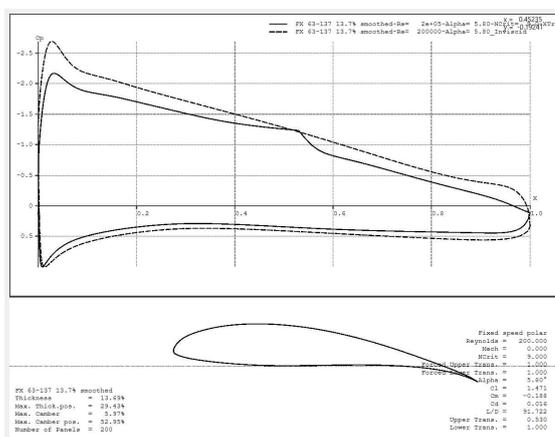


Figura 8.12: FX63-137

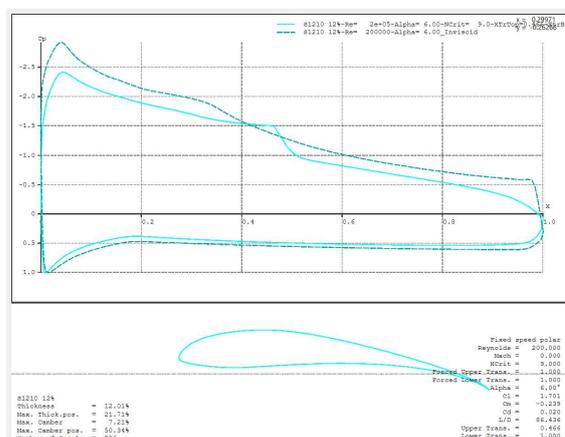


Figura 8.13: S1210

Sono stati poi esaminati i profili selezionati per quattro diversi numeri di Reynolds che variano da 150.000 a 300.000 con un incremento di 50.000. Utilizzando il software XFLR5, è stato creato un grafico di $\frac{C_L}{C_D}$ in funzione dell'angolo di attacco α , presente in Figura 8.14 insieme ad un successivo grafico di E_{max} in funzione di α (Figura 8.15). Come mostrano i grafici, questi profili alari hanno un alto rapporto di portanza/resistenza e hanno anche un'ampia gamma di angoli di attacco operativi in cui il rapporto di portanza/resistenza è ottimale.

Il coefficiente di portanza di progettazione degli HALE varia da 0.7 a 1.7, ma sarebbe opportuno tenere anche presente che i coefficienti di resistenza aumentano con coefficienti di portanza elevati in quanto si verificano bolle di separazione al margine d'uscita, quindi, si è selezionato un valore di 1 per il coefficiente di portanza in crociera.

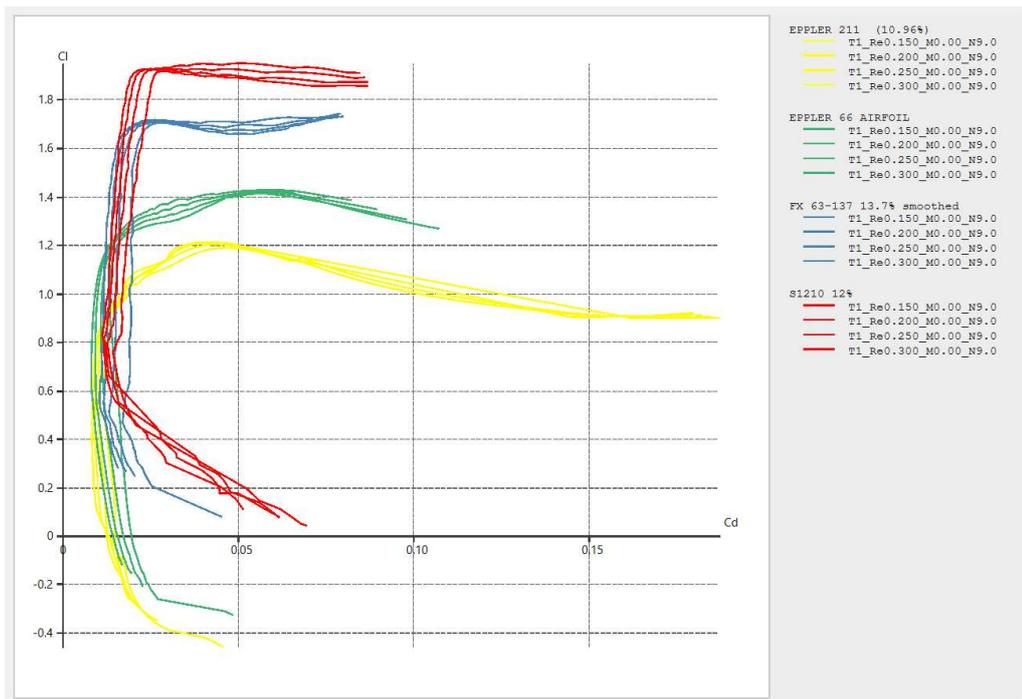


Figura 8.14: $\frac{C_L}{C_D}$ vs α

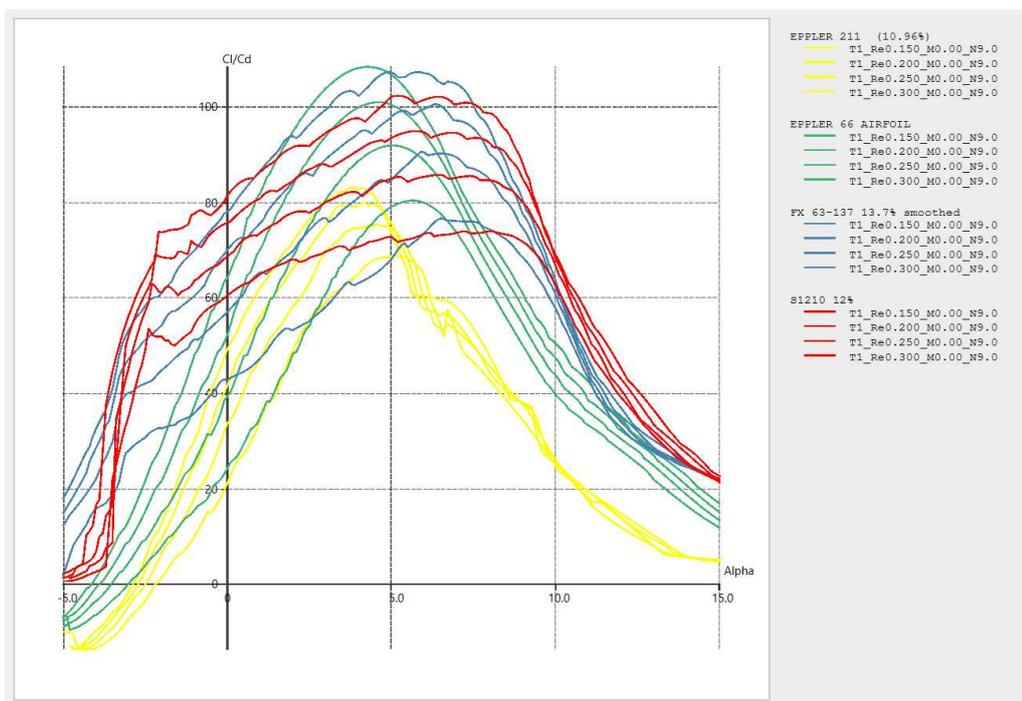


Figura 8.15: E_{max} vs α

Poiché i numeri di Reynolds di progetto si trovano tra $1.5 \cdot 10^5$ e $2.5 \cdot 10^5$ a quota di crociera, le proprietà dei profili per Reynolds pari a $2 \cdot 10^5$ sono mostrate in seguito.

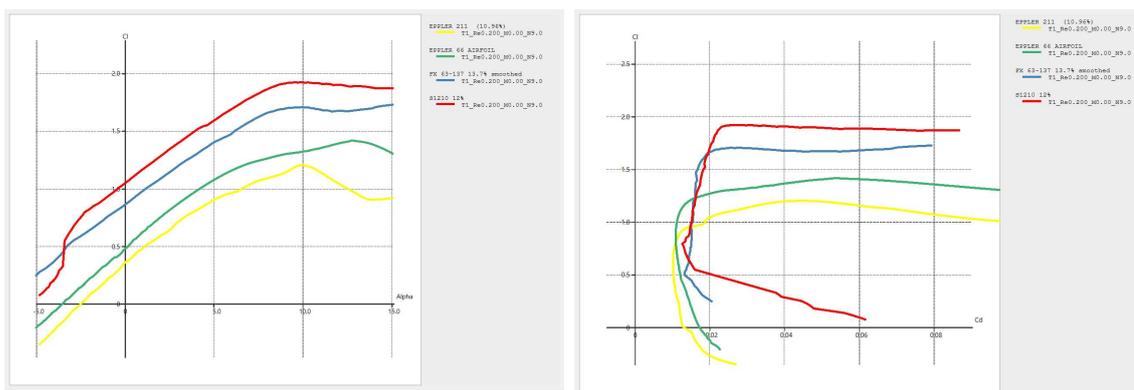


Figura 8.16: C_L vs α e C_L vs C_D a $Re=200000$

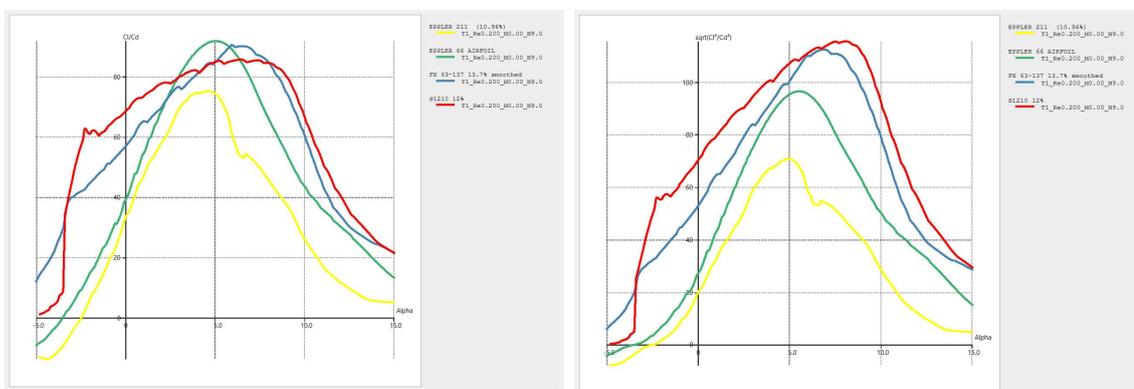


Figura 8.17: E_{max} vs α e $E\sqrt{C_L}$ vs α a $Re=200000$

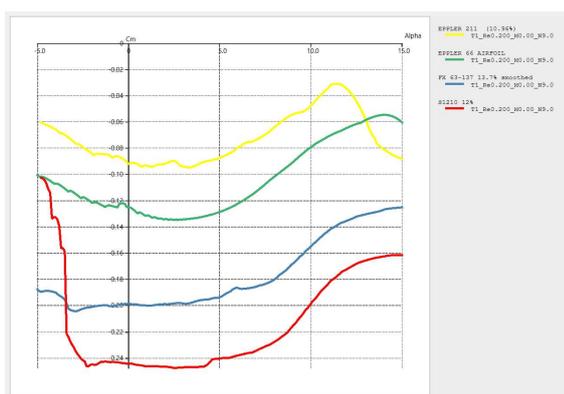


Figura 8.18: C_M vs α a $Re=200000$

8.2.2 Analisi Tridimensionali

È stata condotta un'analisi dettagliata di ali con diversi AR, taper ratio e profili alari prima di selezionare un profilo alare specifico. Nella fase di progettazione dell'ala, variabili principali come la superficie alare, il taper ratio e il rapporto di allungamento vengono utilizzate per stabilire le dimensioni di base dell'ala (apertura alare e corda alla radice e all'estremità). La lunghezza alare richiesta, b , la corda alla radice (C_r), la corda all'estremità (C_t) e la corda media aerodinamica di un'ala sono state calcolate utilizzando le seguenti formule (eq. 8.6 - 8.10). Il profilo alare E212 è stato utilizzato per le prime otto ali, E66 per le ali 9-16 e s1210 per le ultime configurazioni da 17 a 24 ed infine FX63-137 da 25 a 32. Ciascun rapporto di allungamento dell'ala (AR = 22, 24, 26) è stato considerato con un taper ratio di 0,6, 0,8 e 1. L'apertura alare totale varia da 2.50 a 3.50 metri. La Tabella 8.3 mostra le caratteristiche di tutte e 32 le ali che sono state esaminate per l'analisi 3D in XFLR5 con VLM2 alle altitudini operative [57].

ASPECT RATIO

$$AR = \frac{b^2}{S} \Rightarrow b = \sqrt{AR \cdot S} \quad (8.6)$$

TAPER RATIO

$$\lambda = \frac{C_r}{C_t} \quad (8.7)$$

CORDA ALLA RADICE

$$C_r = \frac{2 \cdot b}{(1 + \lambda) \cdot AR} \quad (8.8)$$

CORDA AL TIP

$$C_t = \lambda \cdot C_r \quad (8.9)$$

CORDA MEDIA AERODINAMICA

$$MAC = \frac{2}{3} \cdot C_r \cdot \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \quad (8.10)$$

ALA	AR	TR	b [m]	S [m ²]	CR [m]	CT [m]	MAC [m]	Airfoil
1	22	0.6	2.50	0.29	0.143	0.086	0.12	E211
2	22	0.8	2.83	0.36	0.143	0.114	0.13	E211
3	22	1.0	3.00	0.41	0.137	0.137	0.14	E211
4	24	0.6	2.74	0.32	0.144	0.086	0.12	E211
5	24	0.8	3.00	0.38	0.139	0.111	0.13	E211
6	24	1.0	3.24	0.44	0.135	0.135	0.14	E211
7	26	0.8	3.16	0.38	0.135	0.108	0.12	E211
8	26	1.0	3.50	0.47	0.134	0.134	0.13	E211
9	22	0.6	2.50	0.29	0.143	0.086	0.12	E66
10	22	0.8	2.83	0.36	0.143	0.114	0.13	E66
11	22	1.0	3.00	0.41	0.137	0.137	0.14	E66
12	24	0.6	2.74	0.32	0.144	0.086	0.12	E66
13	24	0.8	3.00	0.38	0.139	0.111	0.13	E66
14	24	1.0	3.24	0.44	0.135	0.135	0.14	E66
15	26	0.8	3.16	0.41	0.135	0.108	0.12	E66
16	26	1.0	3.50	0.47	0.134	0.134	0.13	E66
17	22	0.6	2.50	0.29	0.143	0.086	0.12	S1210
18	22	0.8	2.78	0.35	0.140	0.112	0.13	S1210
19	22	1.0	3.00	0.41	0.137	0.137	0.14	S1210
20	24	0.6	2.74	0.32	0.144	0.086	0.12	S1210
21	24	0.8	3.00	0.38	0.139	0.111	0.13	S1210
22	24	1.0	3.24	0.44	0.135	0.135	0.14	S1210
23	26	0.8	3.16	0.38	0.135	0.108	0.12	S1210
24	26	1.0	3.50	0.47	0.134	0.134	0.13	S1210
25	22	0.6	2.50	0.29	0.143	0.086	0.12	FX63-137
26	22	0.8	2.83	0.36	0.143	0.114	0.13	FX63-137
27	22	1.0	3.00	0.41	0.137	0.137	0.14	FX63-137
28	24	0.6	2.74	0.32	0.144	0.086	0.12	FX63-137
29	24	0.8	3.00	0.38	0.139	0.111	0.13	FX63-137
30	24	1.0	3.24	0.44	0.135	0.135	0.14	FX63-137
31	26	0.8	3.16	0.38	0.135	0.108	0.12	FX63-137
32	26	1.0	3.50	0.47	0.134	0.134	0.13	FX63-137

Tabella 8.3: Dimensioni Base delle Ali

Tutte le ali dimensionate vengono analizzate utilizzando l'analisi VLM2 di XFLR5 al fine di calcolare i valori di portanza e resistenza. Le caratteristiche tridimensionali delle configurazioni alari all'altitudine operativa di 20 km sono mostrate nella tabella 8.4 che segue.

ALA	C_{Lmax}	$\alpha@C_L = 1$	$C_D@C_L = 1$	$\frac{L}{D}@\alpha = C_{Lmax}$	$\left(\frac{L}{D}\right)_{max}$
2	1.15	6.61	0.0333	21.35	39.57
3	1.13	6.72	0.0343	21.59	39.21
5	1.15	6.52	0.0322	21.66	40.64
6	1.14	6.62	0.0333	22.10	40.5
7	1.16	6.45	0.0313	22.55	41.44
8	1.14	6.53	0.0318	22.53	41.50
10	1.37	5.18	0.026	19.23	39.03
11	1.35	5.29	0.027	19.79	38.87
13	1.37	5.10	0.025	19.68	40.18
14	1.35	5.19	0.026	20.14	40.31
15	1.38	5.02	0.025	20.03	41.23
16	1.36	5.10	0.024	20.59	41.74
18	1.87	0.24	0.030	24.34	32.99
19	1.25	0.34	0.031	30.01	32.53
21	1.27	0.16	0.029	31.89	35.03
22	1.36	0.24	0.030	31.35	33.74
23	1.18	0.09	0.028	33.80	34.92
24	1.07	0.17	0.028	34.23	34.89
26	1.62	2.44	0.030	27.31	32.74
27	1.65	2.56	0.033	26.54	31.52
29	1.35	2.30	0.029	31.92	33.77
30	1.53	2.32	0.028	29.57	33.31
31	1.26	2.23	0.029	33.69	34.64
32	1.67	2.17	0.028	28.83	34.87

Tabella 8.4: Risposta Aerodinamica delle Ali all'Altitudine Operativa

È stata scelta un'ala con efficienza $\left(\frac{L}{D}\right)_{max}$ maggiore possibile dopo aver condotto valutazioni sia sul profilo alare che sull'ala stessa in Xflr5. È stato dimostrato che un'ala con un AR simile a quello di un'ala ellittica, quindi circa 0.6, fornisce la miglior efficienza ed il più basso coefficiente di resistenza indotta, tuttavia, queste ali, stallano ad incidenze minori e sono più difficili da produrre. Sulla base di tali premesse, i profili E211 ed E66 sembrerebbero i più promettenti. Confrontandoli, risulta immediato dedurre che la resistenza indotta dell'E66 sia nettamente inferiore ed inoltre, sia più alto il suo coefficiente di portanza massima. Osservando i precedenti grafici poi, si può notare che l'E66 sia il profilo che stalla ad incidenze maggiori, garantendo così maggior sicurezza. Di conseguenza, per la fase di progettazione concettuale viene scelto il profilo E66. Poiché un'ala ad alto AR crea meno vortice d'estremità rispetto a un'ala a basso AR e la potenza del vortice d'estremità è ridotta,

è stata scelta un'ala con un AR di 26 per le future indagini così da indurre meno resistenza dovuta agli effetti d'estremità. Inoltre, a discapito di una leggermente inferiore superficie alare, si è scelta una configurazione con λ pari a 0.8 per evitare un'eccessiva apertura alare, perchè la corda media aerodinamica è più vicina al bordo d'attacco, il C_{Lmax} è il maggiore raggiunto da questo profilo ed inoltre l'angolo d'attacco è il minore possibile mantenendosi più distanti possibile dall'angolo critico.

In particolare, è stata scelta l'ala rastremata con AR di 26 e rapporto di rastemazione pari a 0.8, corrispondente alla **configurazione numero 16**.

Concludendo:

- Profilo E66
- $AR = 26$
- $\lambda = 0.8$
- $b = 3.16m$
- $S = 0.41m^2$
- $MAC = 0.12$
- $C_{Lmax} = 1.38$
- $C_D = 0.025$
- $E_{max} = 41.23$

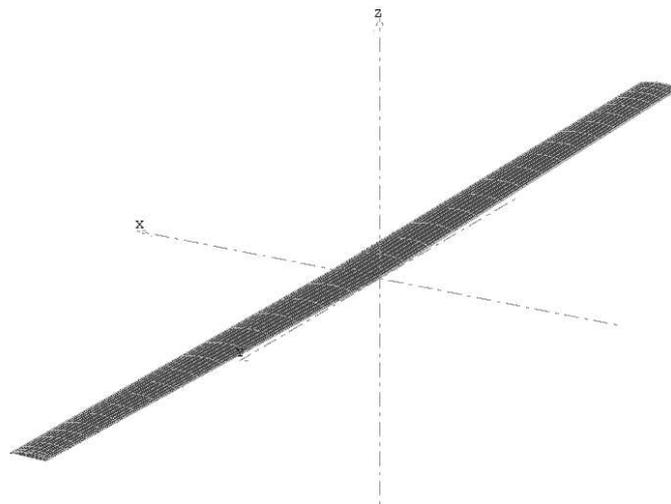


Figura 8.19: Configurazione Alare Scelta

L'angolo di freccia deve essere tale da permettere al longherone anteriore di essere disposto nel punto di massimo spessore del profilo e perpendicolarmente rispetto all'asse longitudinale del velivolo. L'E66 ha lo spessore massimo al 30.73% della corda e, con il rapporto di rastremazione scelto, pari a 0.8, è richiesto un angolo di freccia di $\Lambda = 1.6^\circ$. Viene valutato inoltre l'angolo di incidenza della sezione al tip rispetto a quella alla radice. Tale angolo deve essere scelto in modo da minimizzare la resistenza dell'ala nella condizione di crociera, evitando di arrivare alla condizione in cui genera una portanza negativa a velocità più alte. Vengono valutati angoli pari a -4° , -2° , 0° e $+2^\circ$. In figura 8.20 viene mostrato l'andamento della portanza sviluppata al variare di questo angolo.

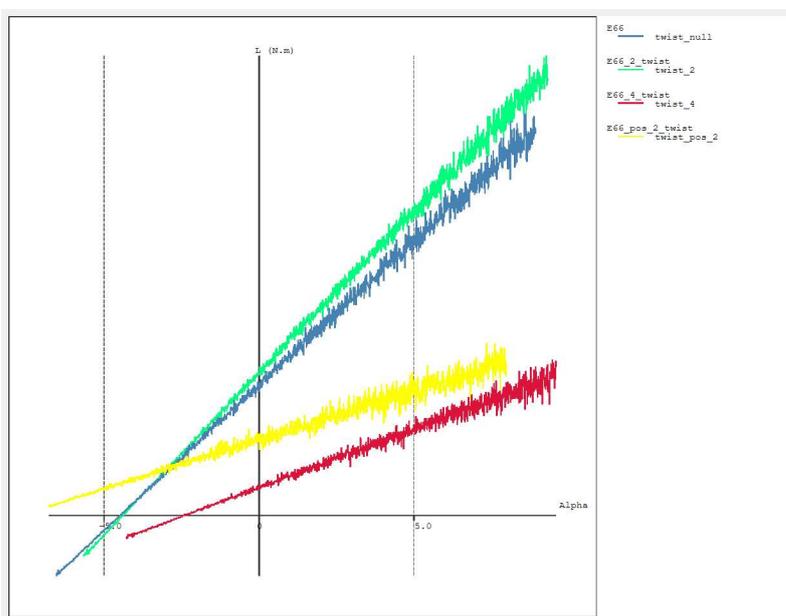


Figura 8.20: Portanza Sviluppata a Diversi Angoli Calettamento

Come si può notare, il risultato migliore è ottenuto per -2° . Dunque scegliendo un angolo di calettamento pari a $\alpha_{radice} = 5^\circ$, poichè è questa la posizione in cui viene sviluppata la maggiore portanza, l'angolo di incidenza della sezione di estremità sarà $\alpha_{tip} = 3^\circ$.

In ultima analisi, si intende stimare il peso dell'ala. Si suggerisce di usare [62]:

$$W_w = 0.03 \cdot (N_z \cdot W_o)^{0.826} \cdot AR^{0.28} \cdot S_w^{0.19} \cdot (1 + \lambda)^{0.21} \cdot \left(\frac{t}{c}\right)^{0.14} \quad (8.11)$$

Con $N_z = 3.8$ quale fattore di carico massimo, si ottiene un peso alare corrispondente circa a 0.490 kg.

Capitolo 9

Progettazione Strutturale dell'Ala

9.1 Mesh

La configurazione dell'ala negli HAPS riveste un ruolo critico durante l'intera fase di progettazione. Come precedentemente menzionato, il peso al decollo di questo velivolo è di pochi kg, e la loro principale superficie portante deve essere in grado di generare la spinta necessaria per mantenerlo in volo o consentirgli di planare a un'altitudine di 20 km. Oltre a essere la soluzione più efficiente ed economica da realizzare, l'ala dovrebbe avere la massima superficie utilizzabile disponibile per consentire l'installazione del maggior numero possibile di pannelli solari. Tutte queste considerazioni hanno portato alla scelta di un'ala con un alto rapporto di allungamento. L'utilizzo di questo tipo di ala può contribuire a ridurre gli effetti negativi della resistenza indotta sull'aeromobile, cioè i vortici che si separano dalle estremità dell'ala.

Per condurre l'analisi numerica è stato utilizzato nuovamente un approccio a tre fasi. La fase di pre-processing comprende la generazione e la configurazione della geometria e della mesh attraverso il software ANSYS su cui è stato sviluppato un modello computazionale basato sul profilo alare E66. Inizialmente, la griglia è stata creata utilizzando Ansys Meshing. Attorno all'ala è stato costruito un volume fluido a forma di parallelepipedo. Si consiglia di estendere il limite di uscita il più possibile. Sono stati utilizzati strati di inflazione con un tasso di crescita di 1,2 per raffinare localmente la mesh intorno alla superficie dell'ala. Alla fine è stata generata una mesh con 308919 nodi e 1737500 elementi. Nonostante si tratti di una mesh di media finezza, è appropriata per questa fase di progettazione concettuale. La Figura 9.1

mostra i dettagli della mesh intorno all'ala. Immediatamente dopo, la Figura 9.2 evidenzia la stessa mesh replicata sulla semiala con angolo di attacco pari a 5° .

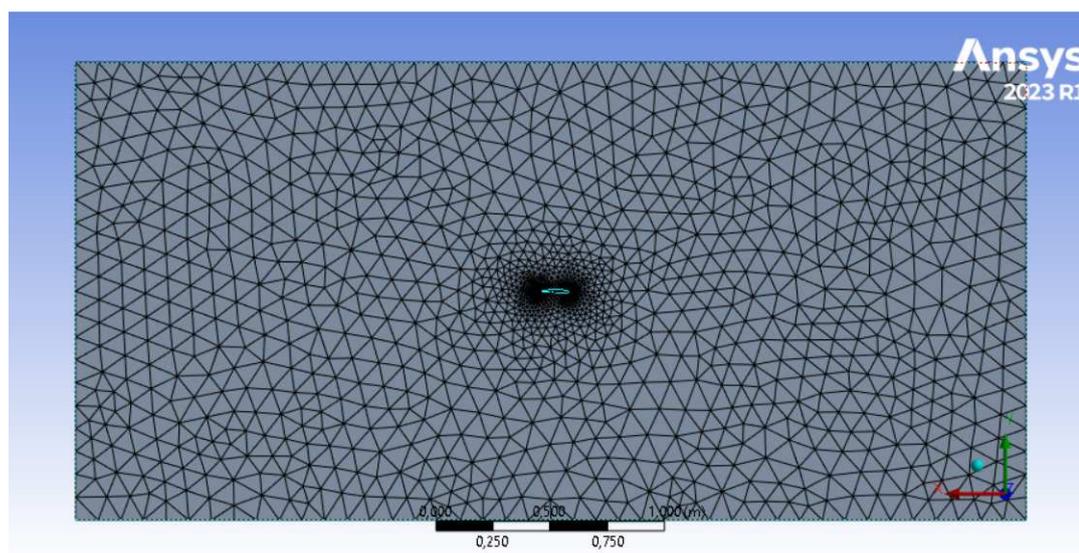


Figura 9.1: Mesh Intorno all'Ala

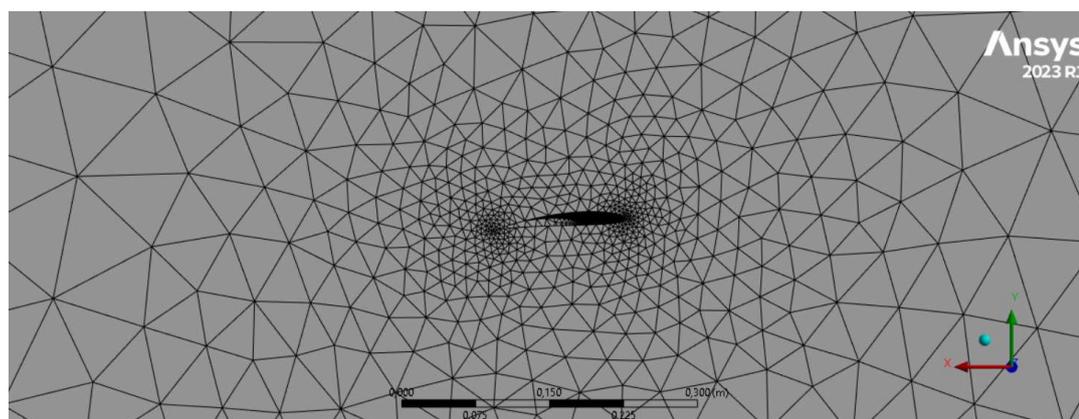


Figura 9.2: Mesh Intorno all'Ala con AOA di 5°

9.2 Simulazione ed Analisi del Campo di Flusso

Dopo aver verificato la griglia, è stato scelto un solutore stazionario basato sulla pressione, in quanto è più adatto per i flussi incomprimibili. Sono stati utilizzati i modelli di turbolenza $k - \omega$ SST e il modello di transizione SST per verificare quale modello fornisce risultati più realistici. Entrambi questi modelli sono stati ampiamente convalidati e sviluppati per applicazioni aerodinamiche, con il modello di transizione SST che risolve due equazioni aggiuntive rispetto al modello $k - \omega$ SST

e assume un flusso parzialmente laminare che passa ad un flusso di transizione ed eventualmente turbolento. Di conseguenza, è ideale per flussi a bassa velocità attorno a profili alari laminari. Per il modello $k - \omega$ SST, è stato utilizzato l'approccio di accoppiamento pressione-velocità SIMPLE. Per il modello di transizione SST, è stato utilizzato l'approccio SIMPLER, ed entrambe le simulazioni sono state eseguite con una precisione del secondo ordine per gli schemi numerici. A quota operativa ($h = 20$ km), sono state studiate le proprietà fisiche del fluido e le condizioni al contorno. La velocità in ingresso è stata mantenuta costante a 15 m/s. Entrambe le simulazioni sono durate/sono state eseguite per 300 iterazioni.

La Tabella 9.1 mostra i valori di C_L , C_D , E, Forza e C_P per diversi angoli di attacco secondo i due diversi modelli turbolenti [89].

Software	Modello	AOA	C_L	C_D	E	Forza	C_P
ANSYS	Transition	0°	0.419	0.025	16.76	16.73	0.014
ANSYS	Transition	5°	0.903	0.022	41.04	28.01	0.103
ANSYS	k - ω	0°	0.473	0.026	16.55	16.15	0.014
ANSYS	k - ω	5°	0.904	0.022	41.09	27.964	0.106
XFLR5	Ring Vortex	0°	0.423	0.023	18.39	-	0.016
XFLR5	Ring Vortex	5°	0.916	0.028	38.7	-	0.012

Tabella 9.1: Coefficienti Aerodinamici dell'Ala 16 in Condizioni Operative Ottenuti da Ansys Fluent e XFLR5 per Diversi Angoli di Attacco

I contorni di pressione sulla superficie alare sono stati generati nella fase di post-processing in seguito alle simulazioni. Vengono rispettivamente mostrati per i modelli turbolenti $k - \omega$ SST e transizione SST nella Figura 9.3 e 9.4.

Le distribuzioni di pressione lungo la superficie superiore dell'ala generate dai due modelli di turbolenza sono simili. Le zone verdi di pressione negativa coprono la maggior parte della parte anteriore dell'ala, con modesti cali che appaiono alle estremità alari. A causa dell'alto AR, la resistenza indotta è bassa e la distribuzione di pressione è quasi uniforme lungo la larghezza dell'ala.

Tuttavia, nonostante le deviazioni nelle distribuzioni di pressione siano quasi impercettibili, i valori del rapporto portanza-resistenza mostrati nella tabella 9.1 indicano che l'ipotesi di flusso parzialmente laminare migliora le caratteristiche aerodinamiche calcolate di circa il 15%. L'alto valore di $CL/CD > 30$ ottenuto tramite la transizione SST è molto soddisfacente, poiché riduce la spinta necessaria (e quindi la potenza) che le eliche azionate elettricamente devono generare (e consumare). È anche piuttosto simile al valore trovato da XFLR5, che utilizza il modello numerico

più semplice, fa più semplificazioni del flusso e non tiene conto di tutta la resistenza viscosa che si verifica nella realtà.

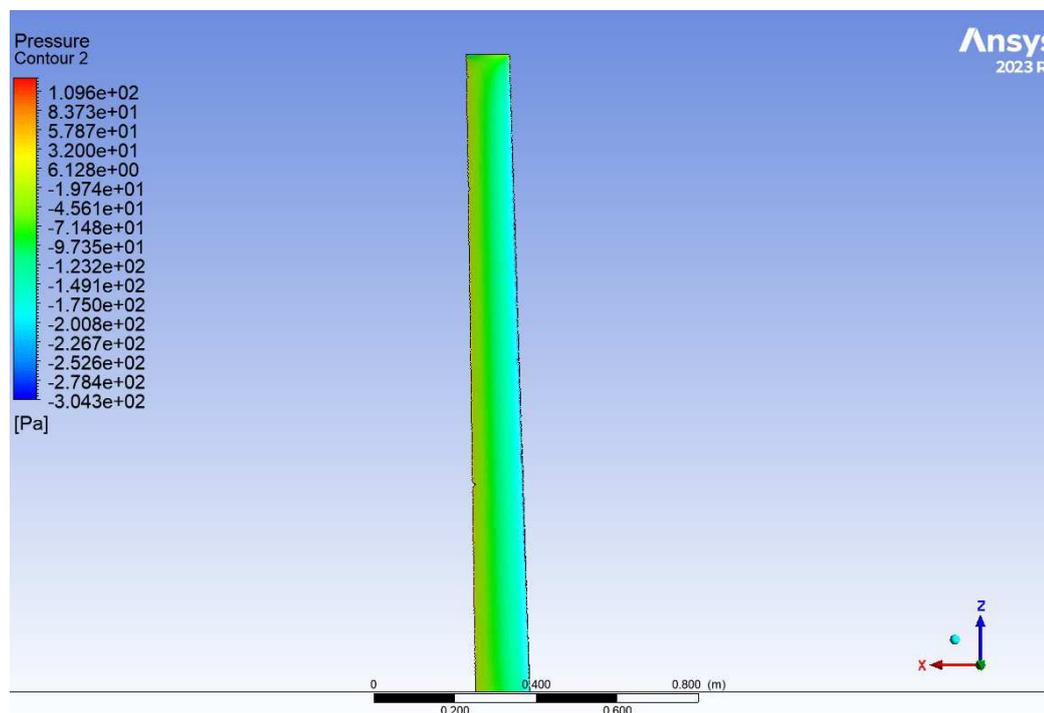


Figura 9.3: Andamento della Pressione con Modello $k - \omega$ SST

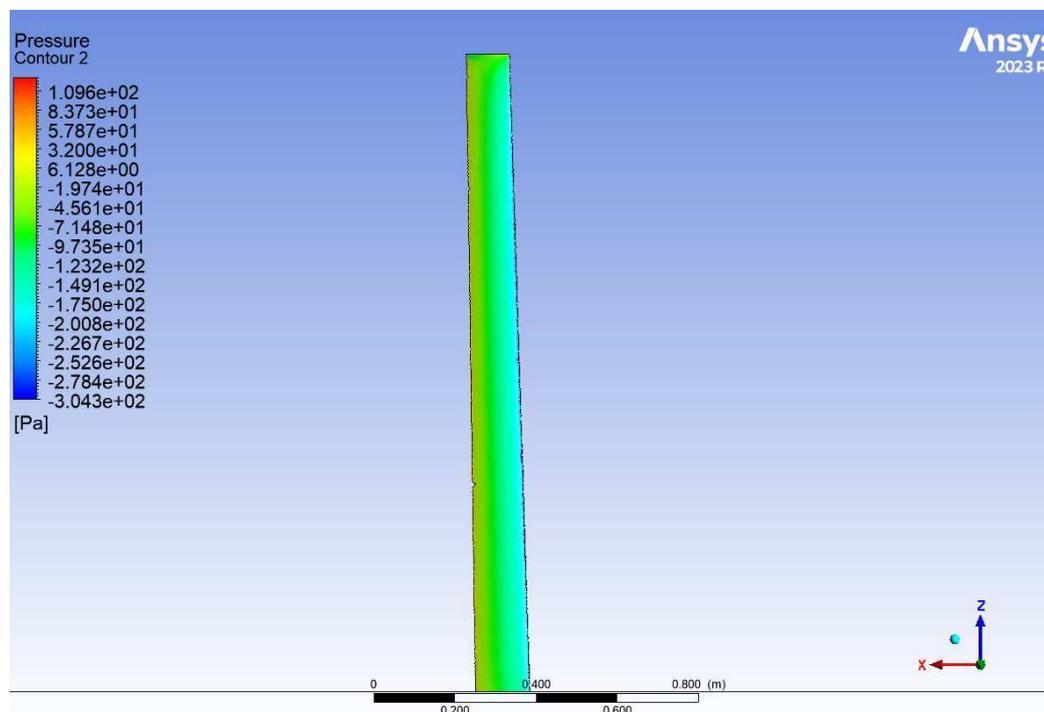


Figura 9.4: Andamento della Pressione con Transizione SST

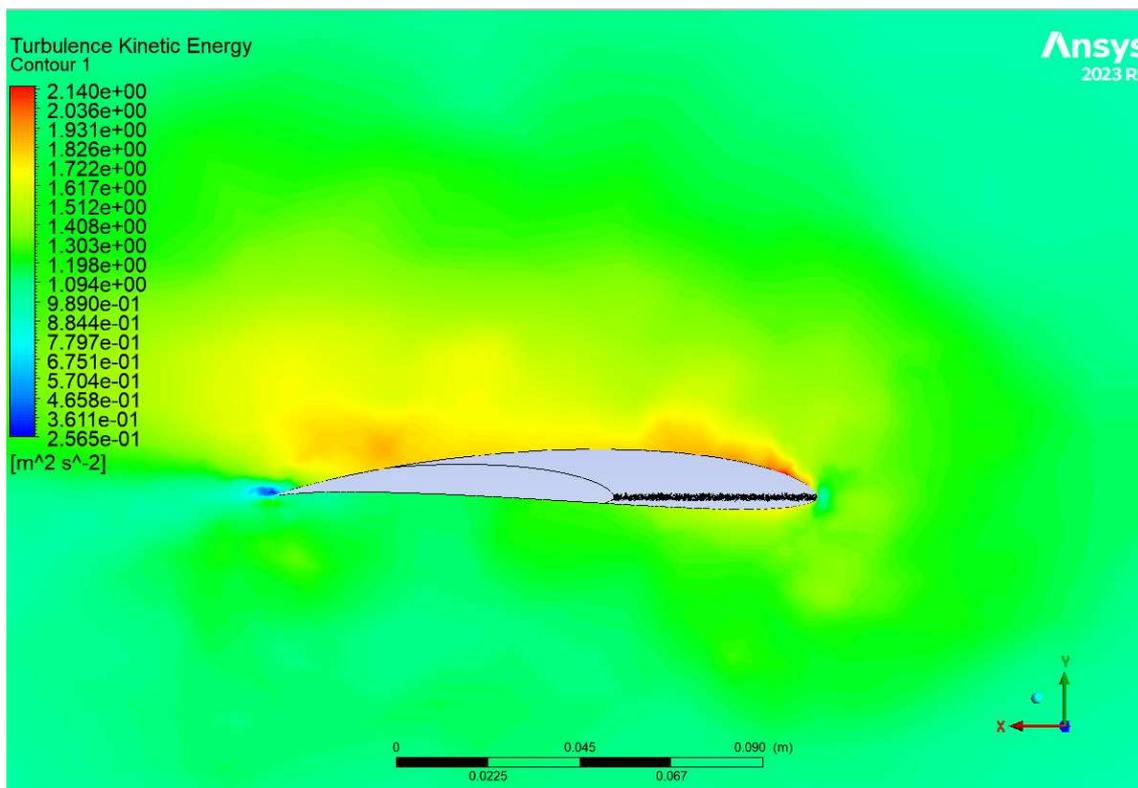


Figura 9.5: Energia Cinetica Turbolenta AOA=0°

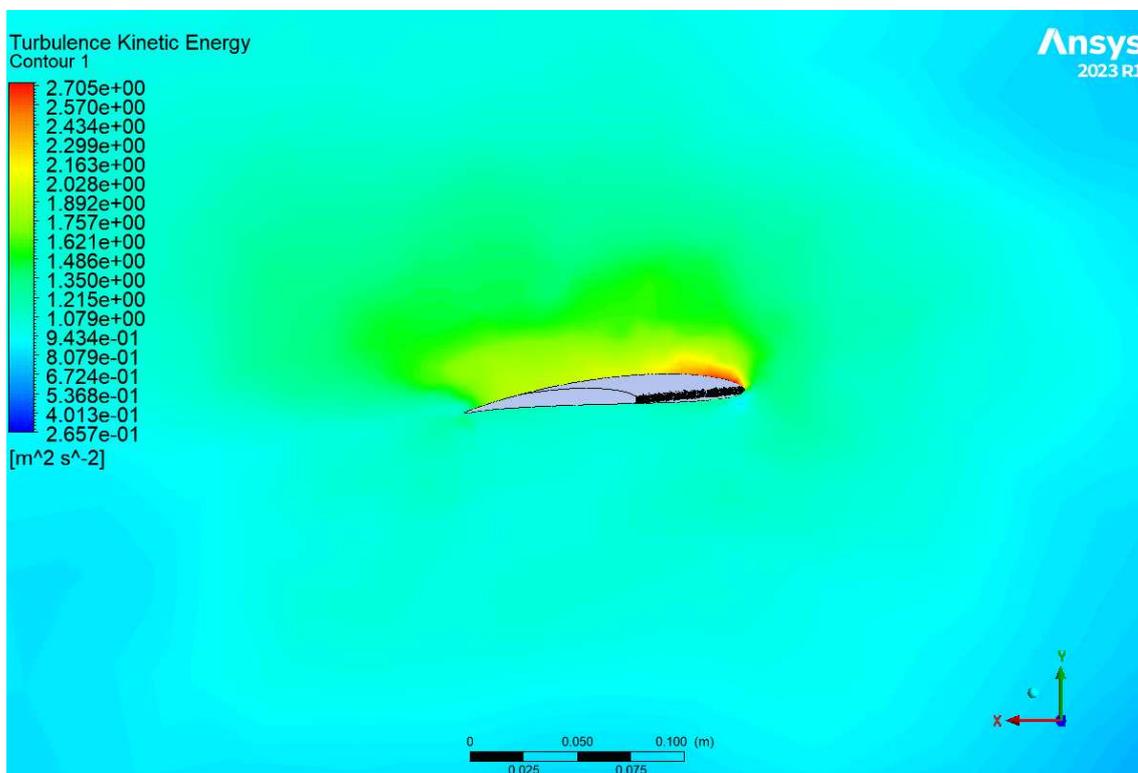


Figura 9.6: Energia Cinetica Turbolenta AOA=5°

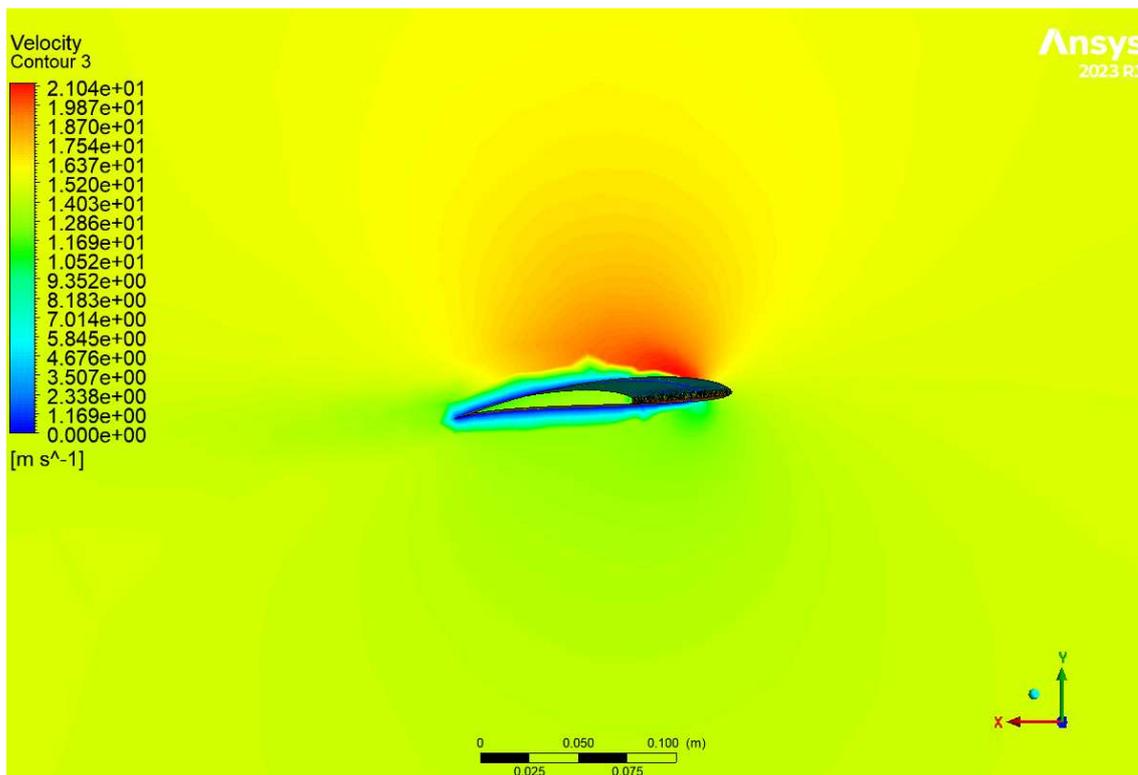


Figura 9.7: Profilo di Velocità al Root - Analisi k- ω

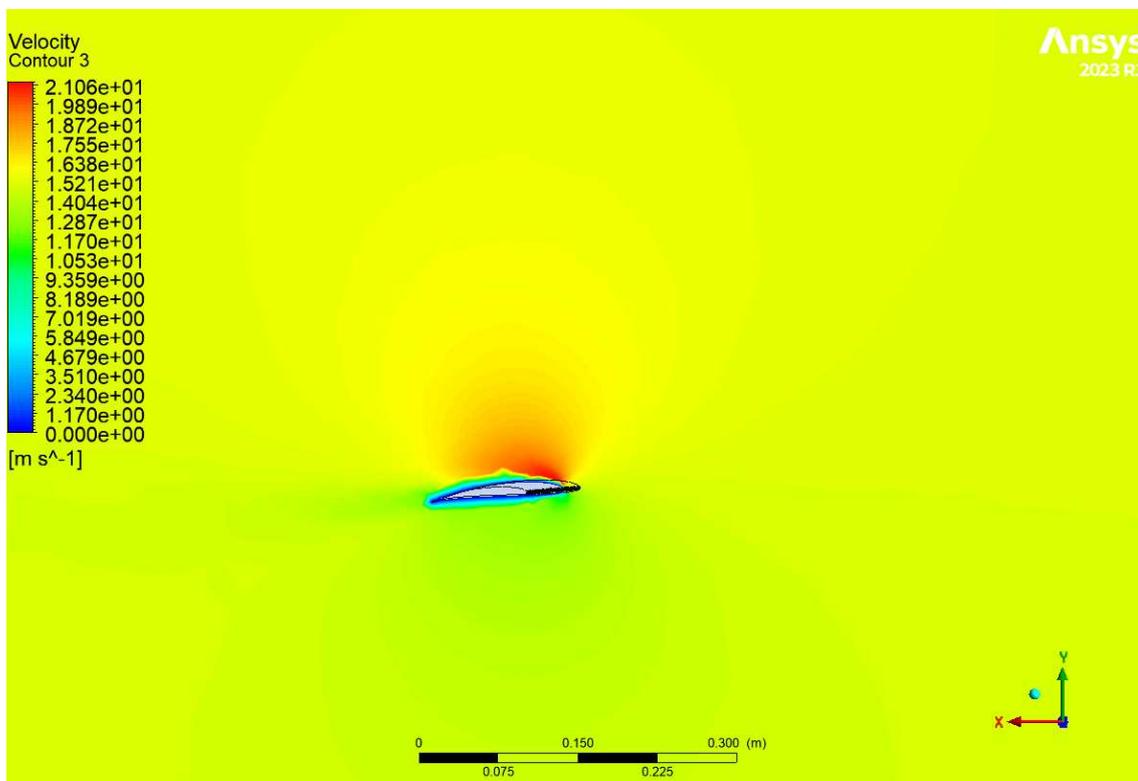


Figura 9.8: Profilo di Velocità al Root - Analisi SST Transition

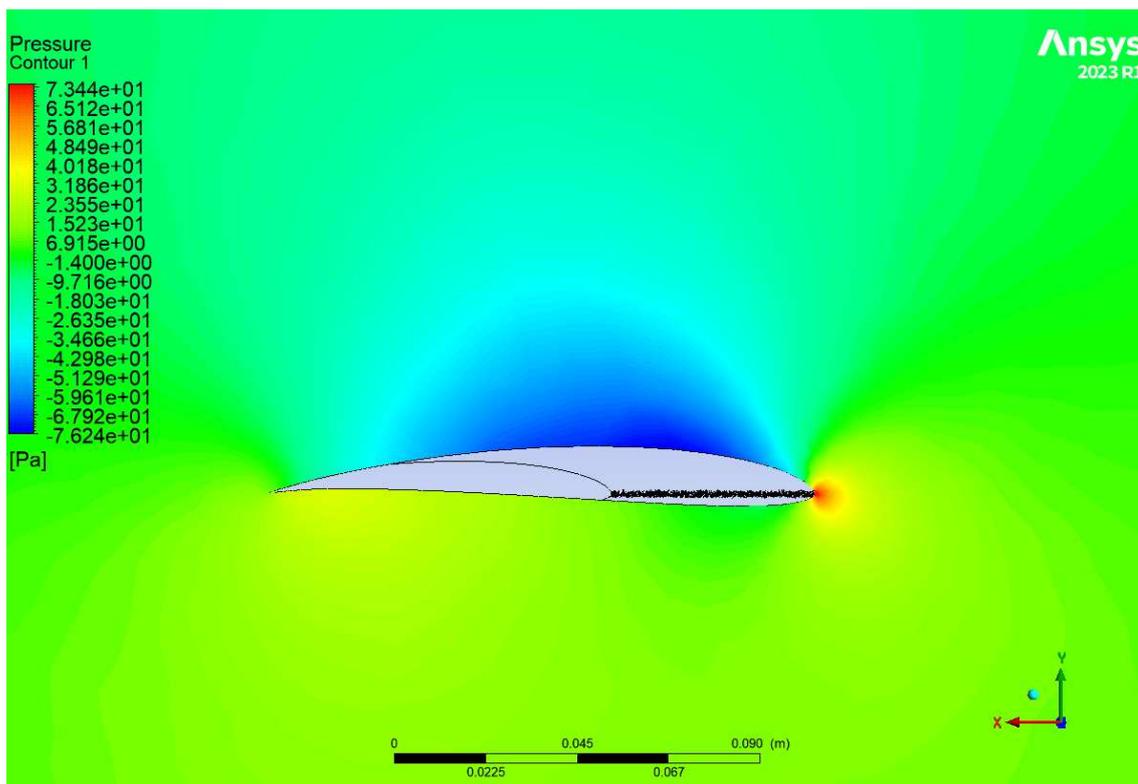


Figura 9.9: Profilo di Pressione al Root AOA=0°

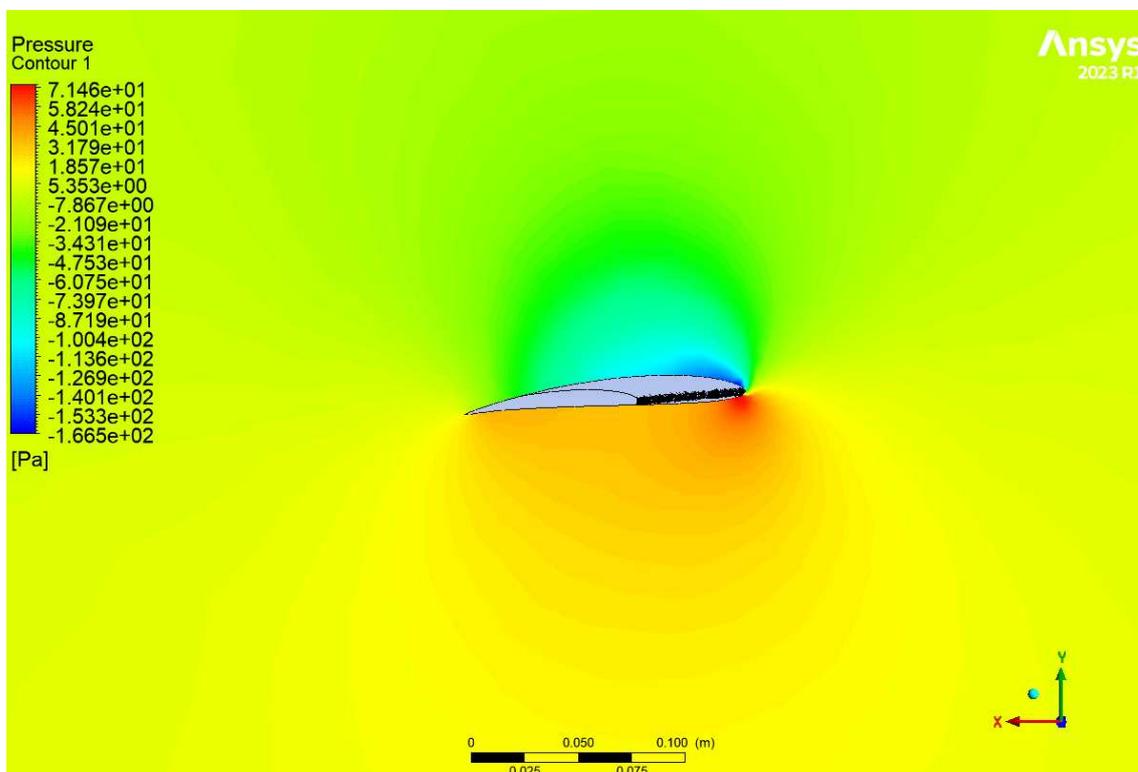


Figura 9.10: Profilo di Pressione al Root AOA=5°

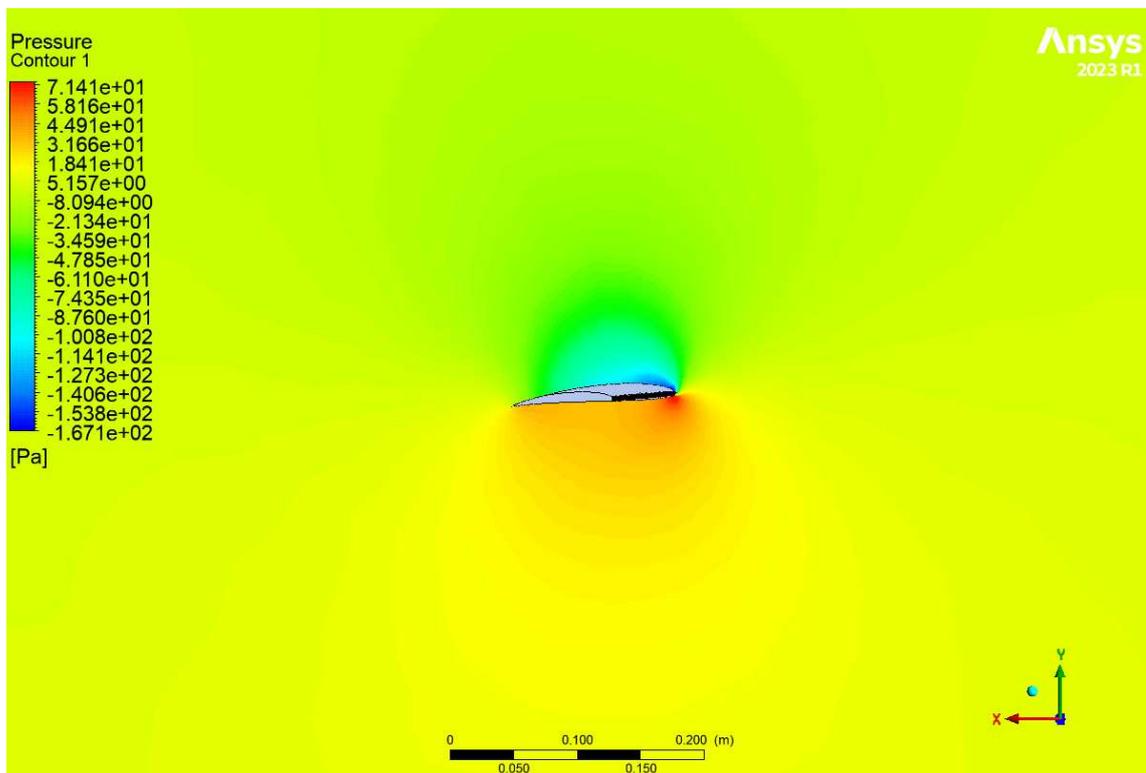


Figura 9.11: Profilo di Pressione al Root AOA=5° - Analisi SST Transition

9.3 Materiali

Oltre a possedere un'ala ad alto AR, è anche essenziale avere un peso strutturale basso per aumentare l'endurance del volo. Prima di progettare l'ala, è consigliabile avere una solida conoscenza dei materiali utilizzabili poiché ciò può avere un impatto significativo sulla manutenibilità dell'aeromobile. La selezione di materiali appropriati per diversi elementi dell'ala è vitale per costruire un telaio leggero senza compromettere l'integrità strutturale. Il progresso più significativo nell'industria aerospaziale è stato l'utilizzo di materiali compositi nella costruzione del telaio dell'aeromobile. Sebbene il telaio HAPS sia in gran parte realizzato con materiali compositi, anche l'utilizzo di materiali plastici stampati in 3D in strutture complesse sta diventando sempre più comune.

Gli attuali progettisti di aeromobili hanno a disposizione una vasta gamma di materiali ad alte prestazioni tra cui scegliere. L'obiettivo è creare una struttura con la giusta resistenza e rigidità mantenendo al minimo il peso, il costo e lo sforzo di produzione. Legno, acciaio, leghe di alluminio e, più recentemente, leghe di titanio e materiali compositi rinforzati con fibre sono stati i principali materiali utilizzati nella costruzione degli aeromobili. Più recentemente per fornire eccezionali proprietà meccaniche, sono stati ampiamente utilizzati materiali compositi complessi estremamente leggeri in aerei alimentati a energia solare.

9.3.1 Materiali Compositi

I materiali compositi sono composti da fibre robuste come vetro o carbonio che sono racchiuse in una matrice meccanicamente e chimicamente protettiva di plastica o resina epossidica. Le fibre possono essere continue o discontinue, ed in ogni caso presentano una resistenza molto maggiore rispetto ai materiali in massa. Il rinforzo è responsabile di resistere ai carichi applicati al materiale, mentre la matrice è responsabile di trasmettere i carichi tra i rinforzi attraverso sforzi di taglio. Nelle applicazioni aerospaziali, la matrice è di solito un polimero e il rinforzo è di solito non metallico, più specificamente vetro, carbonio o aramide (Kevlar).

A seconda della geometria del rinforzo, i materiali compositi possono essere classificati come materiali compositi rinforzati con fibre, in cui le fibre possono essere continue o discontinue, e, per quanto riguarda le loro orientazioni, possono essere: casuali, unidirezionali, bidirezionali o multidirezionali, o materiali compositi rinforzati da particelle. I compositi rinforzati con fibre sono di solito creati impilando due o più layers di rinforzo che sono stati precedentemente impregnati con la matrice (prepreg) o che vengono impregnati durante la procedura di impilamento (hand-lay-up). La procedura di impilamento è chiamata laminazione e ogni strato è chiamato anche "ply".

A seconda del materiale della matrice e delle caratteristiche meccaniche desiderate, la matrice viene indurita lasciandola esposta alle condizioni ambientali oppure sotto condizioni controllate di temperatura, umidità e pressione. Nei compositi laminati rinforzati con fibre unidirezionali, nella direzione delle fibre, si ottiene una maggiore resistenza meccanica e un modulo elastico (E) più elevato (alta rigidità), tuttavia questi valori sono notevolmente inferiori nella direzione ortogonale.

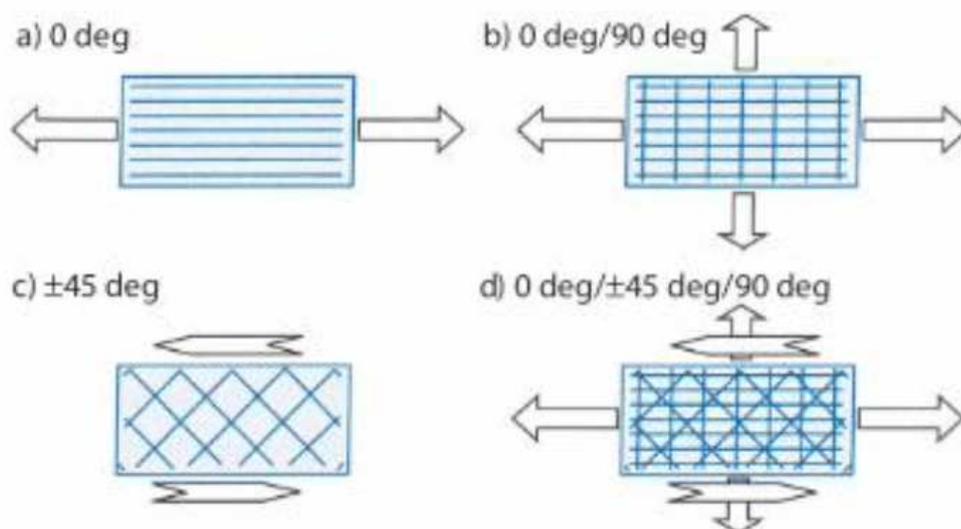


Figura 9.12: Orientazioni dei Layers nei Compositi [2]

La Figura 9.12 mostra quattro comuni configurazioni di orientamento delle fibre. Tutte le fibre nella parte a) sono allineate con l'asse principale, conferendo al composito la massima resistenza in quella direzione e una resistenza minima nelle altre direzioni. L'arrangiamento b) è resistente sia in direzione verticale che orizzontale. Le fibre nella c) sono inclinate di 45° rispetto all'asse principale. Questo conferisce resistenza in entrambe queste direzioni, nonché una buona resistenza al taglio nell'asse principale. Di conseguenza, questa configurazione è comune nelle ali compositi e nelle parti soggette a torsione. L'orientamento a 45° è anche comunemente utilizzato in strutture che devono resistere alla torsione. La configurazione d) combina b) e c), risultando in strati alternati di fibre a 0°, 45° e 90°. Il progettista può ottenere praticamente qualsiasi combinazione di resistenza a trazione, compressione e taglio in qualsiasi direzione desiderata modificando il numero di ply con diverse orientazioni. In un altro sistema di orientamento dei ply, vengono utilizzati ply con un angolo di 60° tra loro. Per ottenere proprietà uniche, occasionalmente i compositi vengono realizzati con orientazioni dei ply completamente casuali.

9.3.2 Materiali Stampati 3D

La modellazione a fusione per deposizione (FDM) è un popolare processo di produzione additiva (AM) e prototipazione rapida (RP) che ha rivoluzionato il modo in cui costruiamo i prodotti. Nel 1986, Charles Hull ha introdotto per la prima volta la produzione additiva come un metodo noto come Stereolitografia (SLA). Molti settori, tra cui l'aerospaziale, l'industria e la biomeccanica, utilizzano la prototipazione rapida. Uno dei mercati AM più dominanti degli ultimi dieci anni è stato sicuramente quello dell'industria aerospaziale. Questa tecnologia è anche interessante per la costruzione di UAV/HAPS a causa della sua ampia disponibilità. Semplificando il design e semplificando il processo produttivo, la produzione additiva ha trasformato non solo il mondo degli UAV, ma l'intera arena manifatturiera. In questo metodo, il tempo e i costi di sviluppo possono essere notevolmente ridotti. L'additive manufacturing ha agito come collegamento tra la rottura digitale e fisica più di qualsiasi altra tecnologia. I ricercatori hanno dimostrato che la produzione additiva può essere utilizzata in modo rapido ed economico per produrre prototipi di aeromobili in scala per determinare le prestazioni in volo attraverso test in volo. Oggi, il 18,2% del fatturato nell'industria AM proviene dall'industria aerospaziale. I componenti interni degli UAV sono difficili da produrre con i metodi di produzione tradizionali. La produzione additiva ha il vantaggio rispetto alla produzione tradizionale di poter stampare direttamente complesse strutture interne senza la necessità di uno stampo, risparmiando così tempo, costi e sforzi produttivi. G. Goh ha indagato su come la produzione additiva influisca sull'aerodinamica, sulle strutture e sui materiali degli UAV : utilizzando le tecniche di produzione additiva, ad esempio, è possibile realizzare ali a forma ellittica, che offrono la più bassa resistenza indotta, cosa difficile da ottenere con le tecniche convenzionali. Ha anche discusso su come la produzione additiva potrebbe aiutare gli UAV ad ottenere prestazioni migliori utilizzando attuatori di materiali intelligenti e costruzioni multifunzionali. In un altro studio, sono stati rivelati i potenziali straordinari della stampa FDM. I ricercatori hanno dimostrato che è possibile costruire componenti ottimizzati ad alte prestazioni per il settore aerospaziale con la giusta metodologia scientifica e l'aiuto di strumenti di progettazione all'avanguardia. S. Junk ha dimostrato che la tecnologia FDM può essere utilizzata per creare dispositivi robusti, che possono essere prodotti rapidamente e a un costo ragionevole. Ha anche dimostrato che il metodo AM può essere utilizzato per creare modelli per gallerie del vento. Un altro studio ha dimostrato l'uso della tecnologia di produzione additiva per produrre eliche, condurre prove di materiale, realizzare prove di produzione e testare le eliche in una galleria del vento in condizioni

di volo simulate. La sua ricerca ha chiaramente dimostrato che, combinata con un programma di analisi personalizzato, la tecnologia 3DP esistente può essere utilizzata per costruire un'elica pronta al volo per un piccolo UAV. Ramirez ha analizzato i miglioramenti aerodinamici ottenuti in una sezione alare con profilo alare NACA 0018 prodotto utilizzando la tecnica di fusione per deposizione (FDM). Utilizzando questa tecnologia, è stata ottenuta una migliore efficienza aerodinamica del 10% rispetto a profili con superficie liscia. I filamenti di acrilonitrile butadiene stirene (ABS) e acido polilattico (PLA) sono i materiali comunemente utilizzati nel processo di stampa FDM. È necessario tenere presente che questi polimeri vantano enormi vantaggi, in quanto sono naturalmente degradabili quando smaltiti nell'ambiente. Sono economici, accessibili ed efficienti nella produzione di campioni che verranno sottoposti a vari test prima di realizzare la parte reale [58].

Per quanto detto, i materiali prodotti per additive manufacturing possono rappresentare una svolta nella costruzione di questi velivoli prestanti ed ultraleggeri.

9.3.3 La Fibra di Carbonio

Le fibre di carbonio sono un polimero di atomi di carbonio strutturato in forma grafitica ovvero da esagoni legati tra loro in modo da formare dei piani di carbonio grafitico. Le fibre sintetiche sono ottenute da composti chimici di sintesi derivanti dal carbone e dal petrolio e ridotti in filamenti più o meno lunghi. Si distinguono in base alle materie prime di partenza, organiche e inorganiche, ed ai processi di fabbricazione. Tali fibre vengono impiegate per rinforzare materiali come resine epossidiche e altri materiali termoindurenti dando origine a compositi che prendono il nome di Fiber Reinforced Polymer (FRP): materiali compositi a matrice polimerica ad alte ed altissime prestazioni.

I compositi a matrice polimerica epossidica con fibre di carbonio hanno le seguenti proprietà:

- bassa densità (40% minore dell'alluminio);
- alta resistenza (paragonabile agli acciai ad alta resistenza);
- alta rigidità (come le leghe di titanio, ma con densità decisamente inferiori);
- buona resistenza a fatica;
- buona resistenza al creep;
- basso coefficiente di attrito e buona resistenza all'invecchiamento

- alta tenacità (si possono realizzare laminati più tenaci dei metalli);
- resistenza chimica (controllata dalla matrice);
- resistenza alla corrosione;
- stabilità dimensionale;
- eccellente smorzamento delle vibrazioni;
- bassa resistenza elettrica;
- alta conducibilità termica (più elevata dell'alluminio, ma minore del rame);
- alta interferenza elettromagnetica (con effetto schermante).

In particolare, in Figura 9.13, un confronto tra le proprietà meccaniche dei compositi a matrice epossidica e alcuni comuni materiali metallici.

Materiale	σ (trazione) MPa	σ (compressione) MPa	E GPa	ρ g·cm ³	σ/ρ m ² ·s ⁻² ·10 ³	E/ ρ m ² ·s ⁻² ·10 ⁶
Epossidica/fibre carbonio HS	1482	1227	145	1,55	0,956	0,093
Epossidica/fibre carbonio HM	1276	1020	207	1,63	0,783	0,126
Epossidica/ fibre vetro S	1751	496	59	1,99	0,880	0,030
Epossidica/fibre vetro E	1103	490	52	1,99	0,554	0,026
Epossidica/fibre Kevlar 49	1310	290	83	1,39	0,942	0,060
Alluminio	572	-	69	2,76	0,207	0,025
Titanio	1103	-	114	4,43	0,249	0,026
Acciaio	1241-1379	-	207	8,01	0,162	0,026

Figura 9.13: Proprietà Meccaniche dei Materiali

Questi materiali innovativi erano rimasti esclusi, fino a qualche tempo fa, soprattutto per il loro costo elevato. Infatti passare da un carbonio di modulo standard ad uno di modulo intermedio, significa già in pratica raddoppiare il costo dei materiali. Passare a moduli più elevati comporta variazioni di alcuni ordini di grandezza dei costi. La fibra di carbonio teoricamente più economica in assoluto dunque, è una fibra avente diametro del filato elevato, un roving con numero di filamenti alto e modulo standard.

Concludendo, le tecnologie composite, dotate di una nuova serie di caratteristiche che nessuno dei materiali costituenti potrebbe ottenere da solo, sono in grado di risolvere un'ampia serie di problemi come ridurre il peso delle parti metalliche

esistenti, evitare la corrosione ed eliminare rumori e vibrazioni. Per tutti questi motivi si è scelto come costituente principale del prototipo oggetto di studio la fibra di carbonio.

9.4 Struttura dell'Ala e suoi Componenti

Le forze taglienti e i momenti causati dalla portanza e dalla resistenza devono esser sopportati dalla struttura dell'ala. Questi risultano quasi sempre in tre forze mutuamente ortogonali (portanza, resistenza e una forza interna se l'ala ha diedro), così come in tre momenti mutuamente ortogonali (momento flettente, momento resistente e torsione dell'ala). La configurazione di base dell'ala principale degli aerei alimentati a energia solare include il longherone principale, le costole dell'ala, la pelle e i pannelli solari.

Il Longherone Principale

Il longherone principale rappresenta il percorso principale del carico nell'ala ed è progettato per reagire alle sollecitazioni da flessione e taglio dell'ala. Le forze ed i momenti generati dalla distribuzione della portanza lungo l'apertura alare sono trasportati dai longheroni, robuste travi che corrono in direzione dell'apertura alare. La posizione del longherone principale (1° longherone) nell'ala dovrebbe idealmente essere dove i momenti di torsione sono minimi. La torsione deforma la sezione trasversale del longherone (trave), riducendo il suo momento d'inerzia di area (I) e di conseguenza diminuendo la sua capacità di resistere ai carichi da flessione [37],[59].

Le Centine

Le centine aiutano l'ala a mantenere la sua forma aerodinamica e, con longheroni e skin, formano il cosiddetto cassone alare utile a prevenire la torsione dell'ala. Uno dei compiti delle centine è preservare la forma della sezione trasversale, che è dettata dai principi aerodinamici e deve essere mantenuta per tutte le combinazioni di carico. Agiscono anche con la pelle nel resistere ai carichi aerodinamici distribuiti; distribuiscono carichi concentrati, ad esempio carichi di carrello d'atterraggio, nella struttura e ridistribuiscono lo stress intorno alle discontinuità. La posizione lungo l'apertura delle centine nell'ala e i pesi che devono sostenere ne determinano le dimensioni necessarie. Le centine servono principalmente per mantenere la forma dell'ala alle sezioni esterne, dove la sezione trasversale può essere minima se l'ala è affusolata e i carichi sono leggeri. Per questo scopo, una struttura leggera è

accettabile; ma più vicino alla radice dell'ala, dove le cenine devono assorbire e trasmettere carichi applicati concentrati significativi, come quelli del punto di attacco alla fusoliera, è richiesta una struttura più robusta.

Il Rivestimento

Il principale scopo del rivestimento dell'ala è fornire una superficie impermeabile per sostenere la distribuzione di pressione aerodinamica che determina la capacità portante dell'ala. Le superfici inferiore e superiore dell'ala principale di HAPS sono di solito rivestite con Mylar, che assomiglia a un film aderente ad alta tecnologia. Questo film ad alta tecnologia è sottile come un foglio A4, il che aiuta a ridurre il peso della struttura [60].

Le Celle Solari

Le celle solari sono collegate alla superficie superiore dell'ala, coprendo il film di Mylar. Si preferiscono celle solari flessibili con una bassa densità di massa per aumentare l'efficienza dell'HAPS e soddisfare le esigenze energetiche.

La Figura 9.14 rappresenta tipicamente la struttura di un'ala alimentata a energia solare.

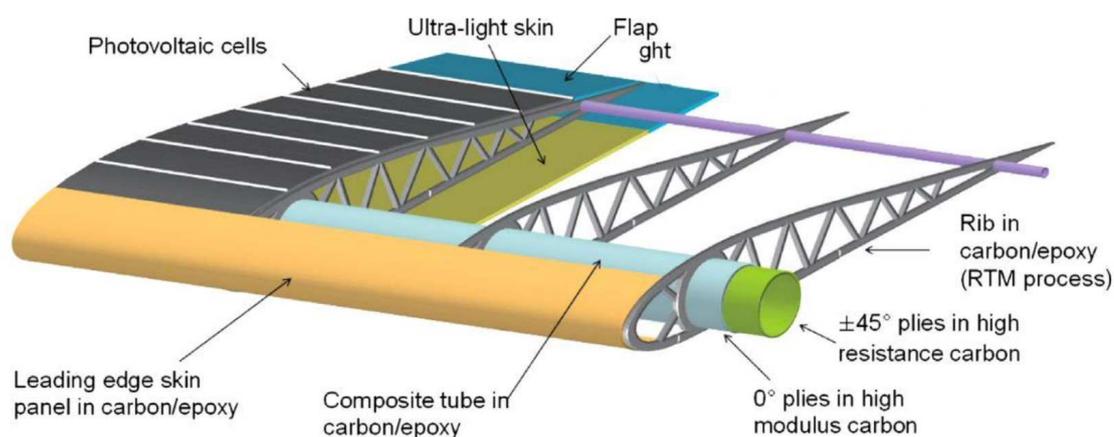


Figura 9.14: Tipica Configurazione della Struttura Alare [61]

9.4.1 Strutture di Rinforzo

Nonostante le ali degli HAPS debbano essere estremamente leggere e performanti, dunque potenzialmente vuote al loro interno, si sceglie di valutare configurazioni che contemplino l'esistenza di irrobustimenti interni al fine di aumentarne l'affidabilità.

Longheroni e centine sono le strutture designate ad assolvere tale funzione. In particolare, vengono mostrate due delle principali soluzioni possibili.

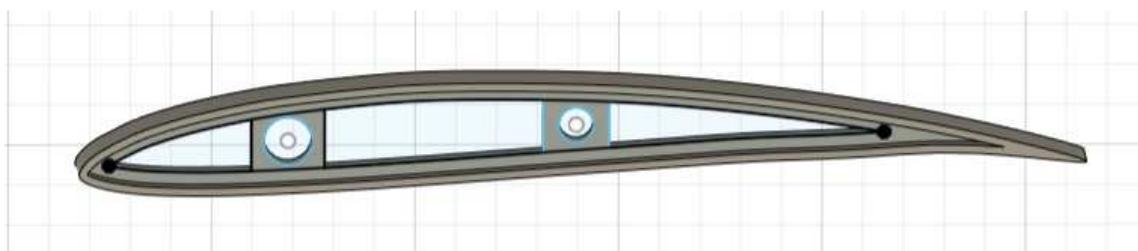


Figura 9.15: Cassone Rettangolare

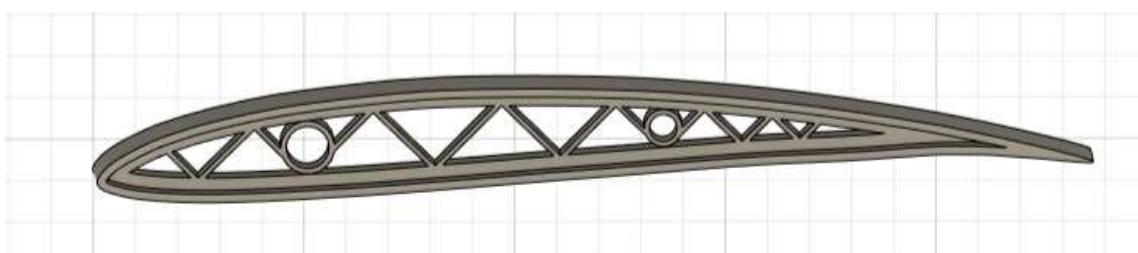


Figura 9.16: Travatura Reticolare

L'immagine 9.15 mostra la forma canonica del cassone alare composto da due longheroni e due pannelli. A seguire invece, in 9.16, un irrobustimento reticolare che scorre lungo tutta la corda della sezione del profilo.

Poichè si è scelta un'ala con rapporto di rastremazione pari a 0.8, e non rettangolare in pianta, risulta sicuramente di più semplice costruzione la prima delle due soluzioni. Rimane poi fondamentale ricordare che il principale requisito del progetto è l'assoluta leggerezza del prototipo dunque anche per questo motivo il cassone risulta eventualmente preferibile. E' inoltre una soluzione più conveniente come costi produttivi, e sufficiente ad assolvere all'irrobustimento necessario per questo tipo di ala.

9.5 Analisi Strutturali

In questa sezione l'ala fin qui descritta viene analizzata strutturalmente con l'ausilio di ANSYS WorkBench.

Come prima operazione, è stata importata la geometria definita all'interno del design modeler utilizzato in precedenza per l'analisi CFD. Successivamente, è stata assegnata la fibra di carbonio come materiale alla geometria e, dopo aver avviato il tool Mesh, è stato avviato il meshing. Come primo risultato è stata ottenuta una mesh non troppo fine, risultato che avrebbe potuto compromettere l'affidabilità delle analisi. Per questo motivo, è stata impostata una misura minima dell'elemento quadratico di meshing pari a 5mm, ottenendo una geometria "meshata" con più di 70000 nodi. Di seguito, in Figura 9.17, viene mostrato il risultato di questo processo.

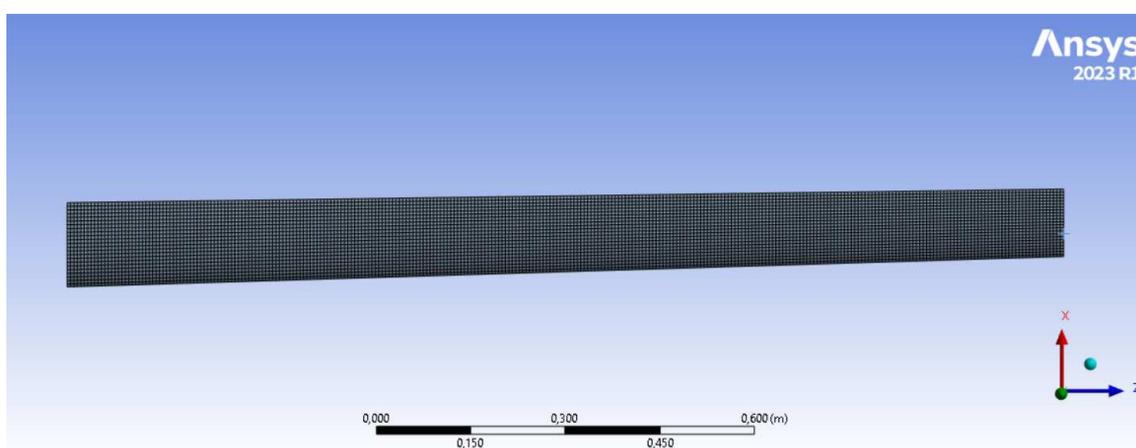


Figura 9.17: Mesh della Geometria con più di 70000 Nodi

Dopodichè, è stato impostato un carico di punta da 100 N sul tip dell'ala per poter procedere all'analisi statica (Sez.[9.5.1]) e quindi di buckling(Sez.[9.5.2]).

9.5.1 Analisi Statica

In questa sezione viene fornito il risultato dell'analisi statica eseguita sempre grazie al modulo dedicato di ANSYS. Ci si aspetta che, coerentemente con la teoria, il carico di punta sul tip non faccia variare di molto la posizione dell'ala rispetto a quella indeformata. In accordo con quanto detto, lo spostamento calcolato mostrato in Figura 9.18 è molto contenuto, suggerendo la scarsa influenza che l'analisi statica affida ai carichi di punta come quello impostato in questo caso.

Coerentemente con lo spostamento, anche gli sforzi non sono per nulla esagerati. Vedasi Figura 9.19.

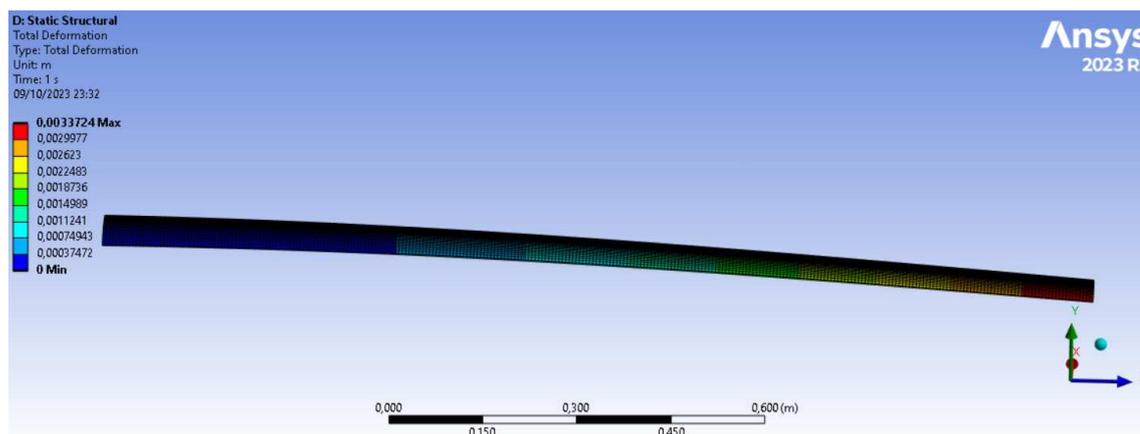


Figura 9.18: Spostamento Analisi Statica

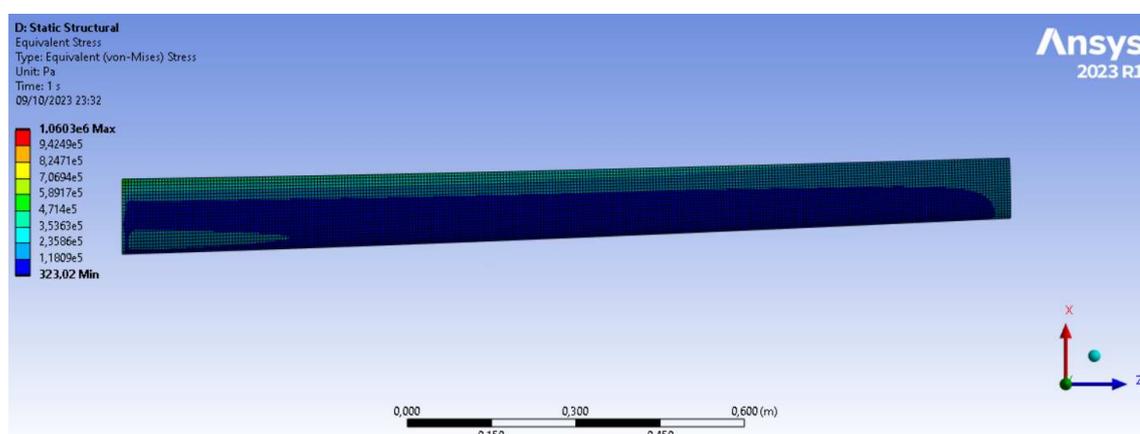


Figura 9.19: Tensioni Analisi Statica

9.5.2 Analisi di Buckling

Per passare a un'analisi di buckling e mettere in evidenza le differenze con l'analisi statica è stato scelto proprio il carico di punta cui si è fatto riferimento all'inizio di questa sezione. Pur non sembrando un carico elevato (100 N), è comunque sufficiente per far notare il comportamento dell'ala quando caricata di punta, situazione abbastanza pericolosa che si può verificare in volo.

Effettivamente, l'ala sembra iniziare a mostrare una torsione pericolosa, conformazione che potrebbe portare alla failure totale di essa. Si nota infatti uno spostamento un ordine di grandezza più grande rispetto a quello calcolato con l'analisi statica.

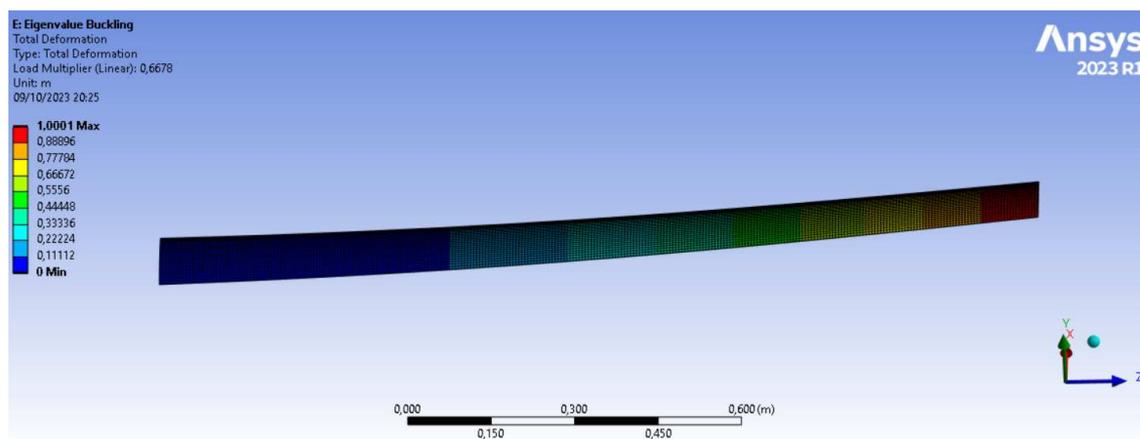


Figura 9.20: Spostamenti Analisi di Buckling

9.5.3 Analisi Modale

Infine, per avere una visione più approfondita del comportamento dell'ala, è stata condotta anche un'analisi modale. L'analisi modale viene utilizzata per determinare le caratteristiche dinamiche di un sistema, come la frequenza naturale, le forme modali, e così via, studiando il comportamento dinamico delle strutture meccaniche sotto eccitazione dinamica. Aiuta a ridurre la quantità di rumore che il sistema emette nell'ambiente e ad identificare le cause delle vibrazioni che influenzano l'integrità dei componenti del sistema. Inoltre, l'analisi modale di una determinata struttura è molto importante per determinarne la funzionalità e il comportamento sotto diverse condizioni di carico statico e dinamico previste e imprevedute. Le stesse mesh dell'analisi strutturale sono state utilizzate qui. L'ala è stata bloccata da un'estremità e sono state eseguite analisi modali libere. In particolare l'analisi è stata svolta a partire sempre dal carico di punta, selezionato come pre-stress ed impostando un range di frequenze da 0,1 a 50 Hz la soluzione ha mostrato tre soluzioni definite per le tre frequenze visibili nelle Figure 9.21, 9.22, 9.23 che seguono.

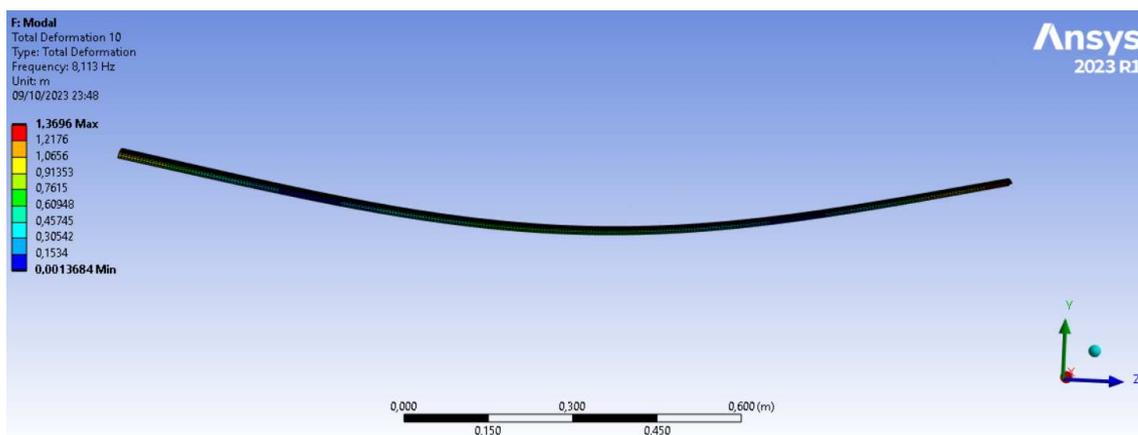


Figura 9.21: Risposta Modale per Frequenza di 8 Hz

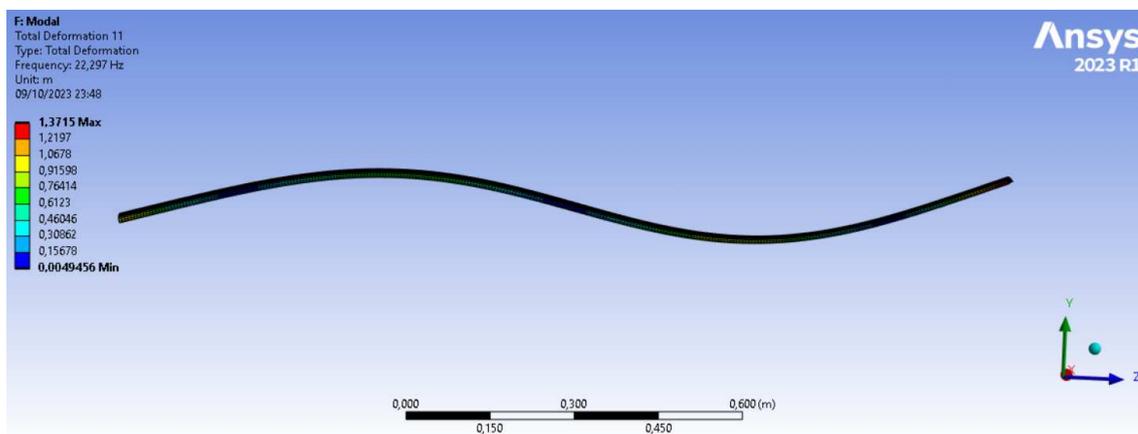


Figura 9.22: Risposta Modale per Frequenza di 22Hz

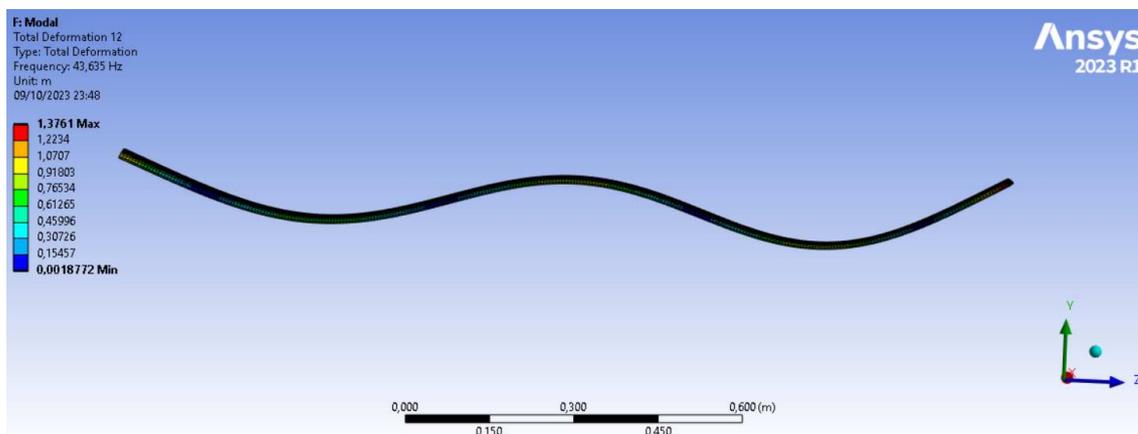


Figura 9.23: Risposta Modale per Frequenza di 43Hz

Capitolo 10

Conclusioni e Raccomandazioni per Future Ricerche

I vantaggi degli HAPS, se confermati, indicano una buona probabilità di essere adottati principalmente nel mercato delle telecomunicazioni, dell'osservazione terrestre ed eventuale sorveglianza militare. L'entusiasmo per il concetto, emerso agli inizi degli anni 2000, non si è ancora concretizzato e diversi progetti che sembravano molto promettenti, come gli aerostati in Giappone e in Corea del Sud e gli aeroplani ERAST negli Stati Uniti, non hanno avuto continuità. Inoltre l'occorrenza di incidenti, come l'Helios nel 2003 e l'HALE-D nel 2011, così come la chiusura di altri progetti, sembravano dare avvertimento sul fatto che le tecnologie legate agli HAPS si trovavano ancora a un basso livello di maturità (TRL). Negli ultimi anni, soprattutto lo spazio ritagliato per le piccole startup, tra cui Stratobotic, ha riaperto le scommesse su questi velivoli. Ci sono ancora diverse sfide tecnologiche da superare, come l'alleggerimento delle strutture, il volo dove la pressione atmosferica e la densità dell'aria sono molto inferiori rispetto alle vicinanze della Terra, temperature sotto lo zero, l'esposizione a radiazioni elevate, il basso numero di Reynolds che implica effetti accentuati di viscosità e caratteristiche aerodinamiche ridotte, la necessità di generare l'energia richiesta per il volo esclusivamente dall'energia solare, la gestione termica degli aerostati e l'aumento della affidabilità del sistema. Nonostante ciò, il mercato spaziale in veloce espansione, attende velivoli in grado di abitare la stratosfera come il prototipo studiato nel presente elaborato.

In particolare, l'utilizzo di un profilo ad alta portanza nella progettazione di un

UAV a lunga autonomia è fondamentale poiché consente non solo al velivolo di volare per lunghi periodi, ma aumenta anche la capacità di carico e riduce le velocità di stallo. A causa dei numerosi e diversi materiali e tecniche di produzione innovativi (tra cui materiali compositi e plastiche stampate in 3D), c'è grande libertà nella progettazione della struttura dell'ala HAPS. Tuttavia, è sempre necessario tenere presente due vincoli fondamentali: il peso e la affidabilità strutturale. Concludendo, la concreta realizzazione dell'ala progettata, sarà l'ultimo e necessario step per l'effettiva costruzione del velivolo stratosferico. Solo i prolungati tempi necessari alla produzione dei componenti in fibra di carbonio non hanno consentito l'ultimazione del progetto e la sua validazione sperimentale.

Appendice A

Zephyr

Il progetto Zephyr [15] - [18] è stato avviato nel 2001 con l'obiettivo iniziale di documentare un tentativo di superamento del record mondiale di altitudine in mongolfiera. Da allora, lo sviluppo di velivoli aerei senza equipaggio (UAV) di tipo Zephyr ha proseguito con successo. Nel 2001, è stato lanciato il Zephyr 2, un prototipo di velivolo che pesava meno di 7 kg e poteva essere impiegato sia in modalità autonoma che tethered. Questa fase iniziale di ricerca ha dato risultati positivi, spingendo il programma a continuare con ulteriori sviluppi. Nel 2002, è stato realizzato il Zephyr 3 UAV, caratterizzato da una lunghezza di 12 m e un peso di 15 kg. L'obiettivo prevedeva il volo legato a una mongolfiera pilotata con l'intento di stabilire un record mondiale di altitudine di 40,2 km. Tuttavia, a causa di problemi tecnici riscontrati con la mongolfiera, né quest'ultima né il velivolo riuscirono a completare il volo.

Successivamente, il progetto ha visto la creazione del Zephyr 4, il quale manteneva l'apertura alare del modello precedente, ma aveva un peso di circa 17 kg ed era concepito per essere lanciato utilizzando un pallone ad elio. Nel febbraio 2005, il Zephyr 4 ha effettuato un volo di prova presso Woomera, in Australia meridionale, durante il quale ha mantenuto il volo per un'ora dopo essere stato lanciato da una quota di 9,1 km grazie al supporto del pallone.

Il progetto Zephyr ha poi evoluto ulteriormente, portando alla realizzazione del Zephyr 5, che comprendeva due varianti: il Zephyr 5-1 e il Zephyr 5-2. Entrambi i velivoli presentavano caratteristiche simili, ad eccezione delle fonti di alimentazione. Il Zephyr 5-1 utilizzava sia batterie che energia solare, con un peso complessivo di 31 kg, mentre il Zephyr 5-2 si basava esclusivamente su batterie, pesando 25 kg. Dato che il Zephyr 5-2 era dotato solo di batterie primarie non ricaricabili, poteva volare per un solo ciclo notturno. Entrambi gli aeromobili hanno compiuto voli di

successo, raggiungendo un totale di quattro e sei ore di autonomia, rispettivamente, durante una serie di test condotti nel dicembre 2005 nel Nuovo Messico. Questi test hanno dimostrato con successo le fasi di lancio da terra, ascesa, crociera e discesa dei velivoli. Successivamente, entrambi gli aeroplani sono stati sottoposti a ulteriori voli negli Stati Uniti nel luglio 2006, con il Zephyr 5-1 che ha raggiunto un'altitudine di 11.000 m dopo un viaggio di 18 ore che includeva una fase di volo notturno di 7 ore. Nel complesso, i due velivoli hanno accumulato un tempo di volo totale di 35 ore.

Proseguendo, il modello Zephyr 6, caratterizzato dalla sua struttura ultraleggera in fibra di carbonio, presentava un peso inferiore ai 30 kg e un'incredibile apertura alare di 18 m. Nel corso delle prove, il Zephyr 6 ha raggiunto un massimo di 17,7 km durante un volo di 54 ore in Nuovo Messico nel luglio 2007. Successivamente, nell'agosto 2008, ha compiuto un volo di 87 ore sopra Yuma, in Arizona, toccando un'altitudine massima di 18,3 chilometri. Nel 2010, il programma Zephyr ha stabilito tre record mondiali quando il Zephyr 7 ha completato un volo di 336 ore e 21 minuti a un'altitudine di 21,56 km sopra il Campo di Prova di Yuma, in Arizona.

Il programma Zephyr ha subito una significativa trasformazione nel 2013 quando è stato acquisito da Airbus, con l'obiettivo di colmare il divario tra i satelliti tradizionali e gli aeromobili senza pilota. È stato lanciato il Zephyr 8 (noto anche come Zephyr S) nel 2014, rappresentando una nuova generazione di sistemi aerei senza pilota avanzati.

Nel luglio 2018, Airbus ha inaugurato una linea di produzione dedicata al Kelleher facility vicino a Farnborough, dove sono stati costruiti i primi esemplari del Zephyr S HAPS. Nello stesso periodo, il Zephyr 8 ha effettuato il suo volo inaugurale, stabilendo un nuovo record mondiale per la resistenza in volo con oltre 25 giorni di autonomia.

Il culmine delle prestazioni del Zephyr è stato raggiunto nell'ottobre 2021 quando il Zephyr S ha accumulato un incredibile totale di 36 giorni di volo stratosferico in due voli separati, stabilendo un nuovo record mondiale di altitudine assoluta per questa classe di UAV, raggiungendo i 23,19 km.

Il programma Zephyr continua a dimostrare l'innovazione e la tenacia nel campo degli aeromobili ad alta quota alimentati a energia solare, aprendo nuove frontiere per il volo senza equipaggio ad alte prestazioni.

Appendice B

Stratobus

Stratobus è un progetto sviluppato da Thales Alenia Space, una società specializzata nell'industria aerospaziale e delle telecomunicazioni. Stratobus è un High Altitude Pseudo Satellite (HAPS), un veicolo aereo non tripolato che opera a un'altitudine di circa 20 km (65.000 ft) nella stratosfera. Stratobus è stato progettato per fornire una piattaforma multifunzionale che può essere utilizzata per una vasta gamma di applicazioni, come telecomunicazioni, sorveglianza e monitoraggio dell'ambiente. Il veicolo è pensato per rimanere in volo per diverse settimane o mesi, offrendo presenza costante in un'area specifica. Può essere posizionato in modo stazionario o navigare su una rotta predeterminata. Stratobus utilizza energia solare come fonte di alimentazione principale: pannelli solari integrati nella sua struttura catturano l'energia solare per alimentare i sistemi di bordo e ricaricare le batterie per consentire il volo continuo anche durante la notte. E' inoltre dotato di una piattaforma di carico utile che può ospitare vari strumenti e dispositivi a seconda delle esigenze della missione, infatti può essere attrezzato con telecamere, sensori, dispositivi di telecomunicazione, antenne e così via. Il veicolo viene controllato e monitorato da una stazione a terra tramite comunicazioni wireless. L'obiettivo principale di Stratobus è offrire un'alternativa ai satelliti in orbita terrestre bassa (LEO) per applicazioni specifiche, fornendo una piattaforma economica e flessibile che può essere schierata rapidamente e adattata alle esigenze dei clienti.

È importante notare che tale progetto è ancora in fase di sviluppo e non sono stati annunciati voli operativi. Thales Alenia Space sta lavorando per testare e perfezionare il concetto di Stratobus e valutare la sua fattibilità tecnica ed economica. Le caratteristiche tecniche di Stratobus, il progetto di Thales Alenia Space, non sono state completamente specificate in quanto il veicolo è ancora in fase di sviluppo. Tuttavia, si è cercato di ricavare alcune informazioni generali sulle possibili caratteristiche

tecniche che potrebbero esservi associate.

- **Dimensioni:** Le dimensioni esatte di Stratobus non sono state specificate, ma si prevede che sia un veicolo di grandi dimensioni. La struttura del veicolo dovrebbe essere sufficientemente robusta per ospitare i sistemi di bordo, i carichi utili e i pannelli solari necessari per alimentare il veicolo.
- **Altitudine operativa:** Stratobus è progettato per operare a un'altitudine di circa 20 chilometri (65.000 ft) nella stratosfera. Questa altitudine consente di beneficiare di vantaggi come la stabilità atmosferica e una maggiore efficienza aerodinamica rispetto alla troposfera.
- **Alimentazione solare:** Stratobus utilizza l'energia solare come fonte di alimentazione principale. I pannelli solari integrati nella struttura del veicolo catturano l'energia solare per alimentare i sistemi di bordo e ricaricare le batterie, consentendo il volo continuo anche durante la notte.
- **Carico utile:** Stratobus sarà dotato di una piattaforma di carico utile che può ospitare vari strumenti e dispositivi in base alle esigenze della missione. Questi possono includere telecamere ad alta risoluzione, sensori per la sorveglianza ambientale, dispositivi di telecomunicazione, antenne, ecc.
- **Sistemi di controllo e comunicazione:** Stratobus sarà dotato di un sistema di controllo di volo che garantirà la stabilità e la navigazione precise del veicolo. Sarà anche in grado di comunicare con una stazione a terra tramite comunicazioni wireless per il controllo e il monitoraggio delle operazioni.
- **Durata del volo:** Stratobus è progettato per rimanere in volo per settimane o mesi a un tempo. La durata esatta del volo dipenderà dalle specifiche del progetto e dalle esigenze della missione.

Queste sono solo alcune delle possibili caratteristiche tecniche associate a Stratobus, ma è importante tenere presente che le specifiche esatte possono variare in base alla configurazione finale del veicolo. Thales Alenia Space continuerà a sviluppare e perfezionare il progetto di Stratobus per realizzare una soluzione innovativa per le applicazioni stratosferiche.

Bibliografia

- [1] “Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Market by Point of Sale, Systems, Platform (Civil & Commercial, and Defense & Government), Function, End Use, Application, Type, Mode of Operation, MTOW, Range, and Region - Global Forecast to 2026.”
<https://www.researchandmarkets.com/reports/5350868>
- [2] D. Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach, Sixth Edition. 2018. doi: 10.2514/4.104909.
- [3] R. Austin, “UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS UAVS DESIGN, DEVELOPMENT AND DEPLOYMENT.”
- [4] “Airbus’ solar-powered aircraft Zephyr successfully beams broadband | Daily Mail Online.”
<https://www.dailymail.co.uk/sciencetech/article-10203561/Airbus-solar-powered-aircraft-Zephyr-successfully-beams-broadband.html?ito=1490>
- [5] “The History of Solar U.S. Department of Energy, Energy Efficiency and Renewable Energy [Online].”
https://www1.eere.energy.gov/solar/pdfs/solar_timeline.pdf (accessed Jul. 10, 2021).
- [6] R. J. Boucher and M. Rey, “Sunrise , the World ’ s First Solar-Powered Airplane,” vol. 22, no. 10, pp. 840–846, 1975
- [7] R. J. Boucher, A. Flight, M. Rey, A. I. A. R. F. High, A. Airplane, and M. del Rey, “AIAA / SAE / ASME 21 st Joint Protlulsion Conference,” 1985.
- [8] R. J. Boucher and R. J. Boucher, “A I AA-84-1429 AIAA / SAE / ASME 20th Joint Propulsion Conference,” 1984.
- [9] a. Noth, R. Siegwart, and W. Engel, “Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight,” Environmental Research, no. 18010, p. 18, 2007, doi: DISS. ETH NO. 18010.

- [10] “NASA Armstrong Fact Sheet: Solar-Power Research | NASA.”
<https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-054-DFRC.html>
- [11] Y. Gibbs, “NASA Dryden Fact Sheet - Helios Prototype,” 2015.
- [12] X. Zhu, Z. Guo, and Z. Hou, “Solar-powered airplanes: A historical perspective and future challenges,” *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 71, pp. 36–53, 2014, doi: 10.1016/j.paerosci.2014.06.003.
- [13] “My Ups and Downs with Solar Impulse.”
<https://www.linkedin.com/pulse/my-ups-downs-solar-impulse-bertrand-piccard>
- [14] “Zephyr - UAV - Airbus.”
<https://www.airbus.com/defence/uav/zephyr.html>
- [15] Airbus Defence & Space, “Zephyr focus of an aircraft. Endurance of a satellite,” p. 2, 2017.
- [16] “Zephyr - UAV - Airbus.”
<https://www.airbus.com/defence/uav/zephyr.html>
- [17] “BBC NEWS | Science/Nature | Solar plane makes record flight.”
<http://news.bbc.co.uk/2/hi/science/nature/7577493.stm>
- [18] Airbus Zephyr Solar High Altitude Platform System (HAPS) reaches new heights in its successful 2021 summer test flights - Space - Airbus.”
<https://www.airbus.com/newsroom/press-releases/en/2021/10/airbus-zephyr-solar-high-altitude-platform-system-haps-reaches-new-heights.html>
- [19] F. A. D’Oliveira, F. C. L. De Melo, and T. C. Devezas, “High-altitude platforms — Present situation and technology trends,” *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 8, no. 3, pp. 249–262, 2016, doi: 10.5028/jatm.v8i3.699.
- [20] “Solara 50 Atmospheric Satellite - Aerospace Technology.”
<https://www.aerospace-technology.com/projects/solara-50-atmospheric-satellite/>
- [21] “Flying Aquila: Early lessons from the first full-scale test flight and the path ahead - Facebook Engineering.”
<https://engineering.fb.com/2016/07/21/connectivity/flying-aquila-early-lessons-from-the-first-full-scale-test-flight-and-the-p>
- [22] “BAE Plans U.S. PHASA-35 Demonstrations | Aviation Week Network.”
<https://aviationweek.com/defense-space/space/bae-plans-us-phasa-35-demonstrations>

-
- [23] T. C. d'Oliveira, F. A., Melo, F. C. L. D., & Devezas, "High-Altitude Platforms — Present Situation and Technology Trends," *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 8, no. 3, pp. 249–262, 2016, doi: 10.5028/jatm.v8i3.699
- [24] Snorri Gudmundsson, *General Aviation Aircraft Design : Applied Methods*. 2013
- [25] K. Park, J. W. Han, H. J. Lim, B. S. Kim, and J. Lee, "Optimal design of airfoil with high aspect ratio in unmanned aerial vehicles," *World Academy of Science, Engineering and Technology*, vol. 40, no. July, pp. 182–188, 2009, doi: 10.5281/zenodo.1077456.
- [26] I. M. Viola, V. Chapin, N. Speranza, and M. E. Biancolini, "Optimal airfoil's shapes by high fidelity CFD," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 90, no. 6, pp. 1000–1011, 2018, doi: 10.1108/aeat-09-2017-0210.
- [27] S. Peigin, N. Pushchin, and S. Timchenko, "Unmanned air vehicle 3-D wing aerodynamical design and algorithm stability with respect to initial shape," *Thermal Science*, vol. 23, pp. S599–S605, 2019, doi: 10.2298/TSCI19S2599P.
- [28] T. H. G. Megson, *Aircraft Structures for Engineering Students*. 2013. doi: 10.1016/b978-0-08-096905-3.00050-4.
- [29] J. Gonzalo, D. López, D. Domínguez, A. García, and A. Escapa, "On the capabilities and limitations of high altitude pseudo-satellites," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 98, no. March, pp. 37–56, 2018, doi: 10.1016/j.paerosci.2018.03.006.
- [30] T. D. Ngo, A. Kashani, G. Imbalzano, K. T. Q. Nguyen, and D. Hui, "Additive manufacturing (3D printing): A review of materials, methods, applications and challenges," *Composites Part B: Engineering*, vol. 143, no. February, pp. 172–196, 2018, doi: 10.1016/j.compositesb.2018.02.012.
- [31] L. Zhang and C. Sun, "Simulation analysis of fluid-structure interaction of high velocity environment influence on aircraft wing materials under different mach numbers," *Sensors (Switzerland)*, vol. 18, no. 4, 2018, doi: 10.3390/s18041248.
- [32] S. H. Son, B. L. Choi, W. J. Won, Y. G. Lee, C. W. Kim, and D. H. Choi, "Wing design optimization for a long-endurance UAV using FSI analysis and the kriging method," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 17, no. 3, pp. 423–431, 2016, doi: 10.5139/IJASS.2016.17.3.423.
- [33] Z. QU and Y. YANG, "Aeroelastic Analysis for the High Altitude Propeller by Using Fluid- Structure Interaction Method," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, vol. 16, no. 3, pp. 236–241, 2018, doi: 10.2322/tastj.16.236.
- [34] A. García-Gutiérrez, J. Gonzalo, D. Domínguez, D. López, and A. Escapa, "Aerodynamic optimization of propellers for High Altitude Pseudo-Satellites," *Aerospace Science and Technology*, vol. 96, no. December, 2020,

- doi: 10.1016/j.ast.2019.105562.
- [35] “web_globalobserver_bg.jpg (1050×551).”
https://www.nasa.gov/sites/default/files/thumbnails/image/web_globalobserver_bg.jpg
- [36] “729943main_mcf13-0015-20294_full.jpg (3000×1236).”
https://www.nasa.gov/sites/default/files/729943main_mcf13-0015-20294_full.jpg
- [37] “Bayraktar TB2 Tactical UAV - Army Technology.”
<https://www.army-technology.com/projects/bayraktar-tb2-tactical-uav/>
- [38] “SATCOM aircraft : Heron - Strategic & Tactical Missions MALE UAS.”
<https://www.iaai.co.il/p/heron>
- [39] “MQ-1B Predator > U.S. Air Force > Fact Sheet Display.”
<https://www.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Display/Article/104469/mq-1b-predator/>
- [40] C. L. Nickol, M. D. Guynn, L. L. Kohout, and T. A. Ozoroski, “High altitude long endurance air vehicle analysis of alternatives and technology requirements development,” *Collection of Technical Papers - 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, vol. 18, no. March, pp. 12653–12669, 2007, doi: 10.2514/6.2007-1050.
- [41] F. Y. Silitonga and M. A. Moelyadi, “Comparative Study of Wing Lift Distribution Analysis for High Altitude Long Endurance (HALE) Unmanned Aerial Vehicle,” *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 1005, no. 1, 2018, doi: 10.1088/1742-6596/1005/1/012036.
- [42] E. Rizzo and A. Frediani, “A model for solar powered aircraft preliminary design,” *Aeronautical Journal*, vol. 112, no. 1128, pp. 57–78, 2008, doi: 10.1017/S0001924000002001.
- [43] B. Morrissey and R. McDonald, “Multidisciplinary design optimization of an extreme aspect ratio HALE UAV,” *9th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations (ATIO) Conference, Aircraft Noise and Emissions Reduction Symposium (ANERS)*, no. September, pp. 1–15, 2009, doi: 10.2514/6.2009-6949.
- [44] Jesús Gonzalo, Deibi Lopez, Diego Domínguez, Adrian García, Alberto Escapa, “On the capabilities and limitations of high altitude pseudo-satellites”, 2018.
<https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2018.03.006>
- [45] “NASA Armstrong Fact Sheet: Solar-Power Research | NASA.”
<https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-054-DFRC.html>
- [46] Y. Gibbs, “NASA Dryden Fact Sheet - Helios Prototype,” 2015

- [47] Involve Space, Stratostats.
<https://www.involvespace.it/stratostats>
- [48] Amprius, All About High-Altitude Pseudo Satellites (HAPS), December 2, 2022
<https://amprius.com/haps-vehicles/>
- [49] ESA, Could High-Altitude Pseudo-Satellites Transform the Space Industry?, 2018
https://www.esa.int/Enabling_Support/Preparing_for_the_Future/Discovery_and_Preparation/Could_High-Altitude_Pseudo-Satellites_Transform_the_Space_Industry
- [50] Solar Sailing technology challenges, Sciencedirect, July 2019
<https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S1270963818314391>
- [51] Luisa Boni, Giovanni Mengali and Alessandro A. Quarta: Solar Sail Structural Analysis via Improved Finite Element Modeling
https://www.researchgate.net/profile/Giovanni-Mengali/publication/299888380_Solar_Sail_Structural_Analysis_via_Improved_Finite_Element_Modeling/links/59db8aea45851508a43a0aa9/Solar-Sail-Structural-Analysis-via-Improved-Finite-Element-Modeling.pdf
- [52] Christian Hühne, Michael Sinapius, Hansjörg Dittus: Conceptual Design of Deployable Space Structures, 10–11.
https://elib.dlr.de/134661/1/Thesis_Hillebrandt_A5_final.pdf
- [53] M. Leipold, D. Kassing, M. Eiden, L. Herbeck: Solar Sails for Space Exploration
<https://www.esa.int/esapub/bulletin/bullet98/LEIPOLD.pdf>
- [54] J. Block, M. Straubel, M. Wiedemann: Ultralight deployable booms for solar sails
<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576510003437>
- [55] O. Mori, H. Sawada, F. Hanaoka, J. Kawaguchi, Y. Shirasawa, M. Sugita, Y. Miyazaki, H. Sakamoto, R. Funase: Development of deployment system for small size solar sail mission.
https://www.jstage.jst.go.jp/article/tstj/7/ists26/7_ists26_Pd_87/_pdf/-char/ja
- [56] Ente Nazionale per l'Aviazione Civile, ATM-05B del 13 maggio 2021 - Restrizioni temporanee dello spazio aereo.
https://www.enac.gov.it/sites/default/files/allegati/2021-Mag/ATM-05B_130521_web.pdf

- [57] M. S. Hasan, J. Svorcan, D. Tanovic, G. Baš, and N. M. Durakbasa, "Conceptual Design and Fluid Structure Interaction Analysis of a Solar Powered High-Altitude Pseudo-Satellite (HAPS) UAV Wing Model," *Lecture Notes in Mechanical Engineering*, vol. 1, pp. 93–105, 2021, doi: 10.1007/978-3-030-62784-3-8
- [58] M. S. Hasan et al., "Impact of Aging Effect and Heat Treatment on the Tensile Properties of PLA (Poly Lactic Acid) Printed Parts," *Materiale Plastice*, vol. 57, no. 3, pp. 147–159, Sep. 2020, doi: 10.37358/MP.20.3.5389.
- [59] M. S. Selig and B. D. McGranahan, Wind tunnel aerodynamic tests of six airfoils for use on small wind turbines, no. October. 2004. doi: 10.2514/6.2004-1188.
- [60] G. Marsh, "Best endurance under the sun," *Renewable Energy Focus*, vol. 11, no. 5, pp. 24–27, 2010, doi: 10.1016/S1755-0084(10)70111-3.
- [61] O. Montagnier and L. Bovet, "Optimisation of a solar-powered high altitude long endurance UAV," *27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2010, ICAS 2010*, vol. 1, pp. 177–186, 2010.
- [62] Abdulhakim Muhammad Essari, Estimation of Wing Weight in Conceptual Design Phase for Tactical Unmanned Aerial Vehicles, *Journal of Alasmarya Universit*, 2018.
<http://www.asmarya.edu.ly/journal/wp-content/uploads/2020/12/JAU-BA2018-3-1-5.pdf>
- [63] Mohammad Sakib Hasan, "Analysis, Modeling and Optimization of Solar-Powered High-Altitude Platform-Station (HAPS)", 2022.
https://nardus.mpn.gov.rs/bitstream/handle/123456789/21069/Disertacija_12994.pdf?sequence=1&isAllowed=y
- [64] Adriano Bizzotto, "Progettazione e sviluppo aerodinamico di un drone ad ala fissa e decollo verticale", 2023.
https://thesis.unipd.it/retrieve/1815eff6-233c-459a-8ea8-2a8a3481dd25/Bizzotto_Adriano.pdf